SECRETARIA DE COMUNICACIONES Y TRANSPORTES

DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL

CENTRO INTERNACIONAL DE ADIESTRAMIENTO

DE AVIACION CIVIL



II

II.7 MOTORES A REACCION

MEXICO, D. F.

SECRETARIA DE COMUNICACIONES Y TRANSPORTES
DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL
CENTRO INTERNACIONAL DE ADIESTRAMIENTO
DE AVIACION CIVIL
MEXICO, D. F.

MOTORES A REACCION

CAPITULO I

MOTORES TURBO - REACTORES

Francisco Ramírez Corzo.

MOTORES A REACCION.

CAPITULO 1.

	Página
Introducción	1
Historia	2
Teoría de la propulsión a chorro	4
Aplicación de las Leyes del Movimiento de Newton	4
Cálculo de empuje	7
Empuje Neto y Empuje Bruto	9
Comparación entre Empuje y Caballaje	10
La Atmósfera	11
Presión absoluta, presión relativa y Atmósfera Estandard	12
Leyes de los gases perfectos	13
El Ciclo Brayton	17
Ventajas y desventajas de los motores Turbo-reactores comparados con los recíprocos	18
Clasificación general de los motores turbo- reactores	20
Motor turbo-reactor	21
Motor turbo-reactor de paso libre. Motor turbo-reactor de quemador posterior	22
Motor turbo-abanico y Ducto-abanico	26
Motor turbo-hélice	27
Motor pulso-reactor	28
Motor Auto-reactor	30
Motor de reacción directa	32
Unidades JATO	33
Eficiencia de los motores turbo-reactores, turbo-abanico y turbo-hélice	34
Causas que varían la generación de empuje.	
1) la velocidad relativa	40
2) la altitud y	
3) la temperatura exterior	42
3) la presión atmosférica	43
4) las revoluciones del motor ...	44
5) la temperatura de descarga de los gases	45
6) la humedad atmosférica y	
7) la eficiencia térmica	46
Empuje relativo de los motores turbo-reactores y los de hélice	47

MOTORES II.

MOTORES TURBO-REACTORES.

CAPITULO 1

INTRODUCCION.

Todas las aeronaves con motor, son impulsadas por motores térmicos, llamados de combustión.

Defínese como MOTOR, a toda máquina - capaz de transformar cualquier tipo - de energía en TRABAJO. Esta energía - puede ser química, eléctrica, neumática, hidráulica, etc. Máquina o Motor Térmico es el que transforma la energía térmica -en particular- en trabajo mecánico. Los motores térmicos usados en aviación son de los tipos generales siguientes:

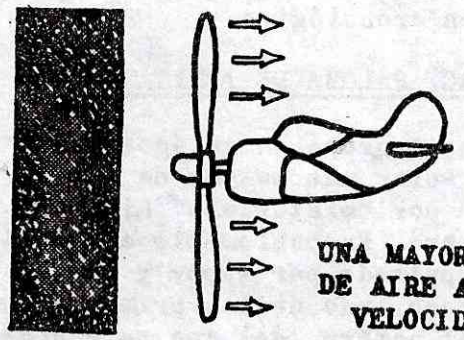
1) RECIPROCOS o de émbolo
2) TURBINAS DE GAS o de reacción puro o turbo-hélice

Los dos tipos mencionados, desarrollan potencia obtenida de la energía del combustible, mediante el fenómeno químico de la combustión.

En el motor recíproco y en el turbo-hélice, el avión adquiere velocidad - por el atornillamiento de la hélice - en el aire; mientras que en el motor turbo-reactor, la velocidad se adquiere por la aceleración de la masa de - aire que entra al motor.

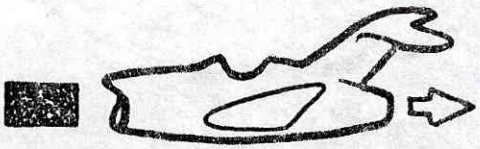
El motor con hélice impulsa al avión moviendo una gran masa de aire a baja velocidad. En el motor recíproco la - masa de aire movida por la hélice no interviene en el proceso de la combustión, mientras que la pequeña masa - de aire movida por la turbina de gas se mezcla con el combustible se quema, y los gases resultantes calientes y a gran velocidad producen finalmente la reacción que impulsará - al avión. Esta masa de aire esta caliente al salir del motor y es de 6- a 10 veces de mayor volúmen que la - del recíproco.

FIG.1.1.



UNA MAYOR MASA DE AIRE A BAJA VELOCIDAD.

FIG.1.2.



UNA MENOR MASA DE AIRE A GRAN VELOCIDAD.

Los aviones impulsados por hélice no sobrepasan en vuelo recto y nivelado

los 805 Km/h (500 MPH), mientras que los impulsados por turbinas de gas, sobrepasan la velocidad del sonido.

HISTORIA.

Aunque es relativamente reciente el primer vuelo de un avión impulsado por un motor turbo-reactor (1939), los principios elementales de la propulsión a chorro, han acompañado al hombre desde hace varias centurias, como se podrá observar en la siguiente recopilación cronológica.

AÑO 360 AC. PALOMA DE ARKITAS.

Ante selecto grupo de griegos, Arkitas hizo volar una paloma de madera impulsada por "misterioso" aire que tenía dentro. Probablemente esta paloma fué impulsada por vapor y sea en este terreno, uno de los primeros ingenios del hombre, del que se guarda referencia.

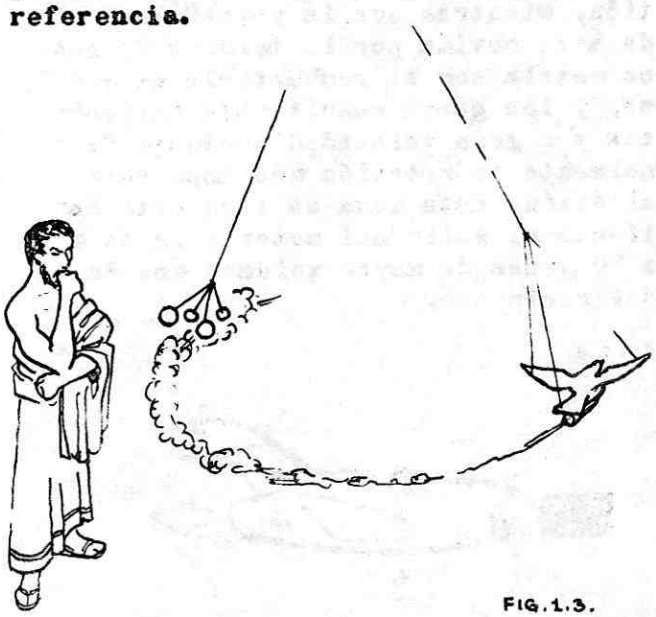


FIG. 1.3.

AÑO 150 AC. ESFERA DE HERON.

A Herón de Alejandría se le reconoce el crédito de haber sido el primero en emplear el principio de propulsión en una esfera alimentada por vapor de agua, que era generado en un depósito colocado en la parte inferior y que se descargaba por dos toberas.

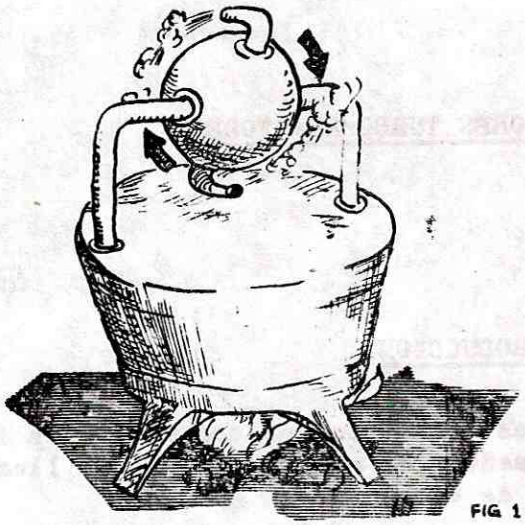


FIG 1.4

También se acredita a Herón, el haber inventado entre otras cosas: el reloj de agua (clepshidra), el órgano hidráulico y una catapulta de aire comprimido.

AÑO 1232 DC.

Queda el relato de que: en una guerra en China, se usaron "flechas de fuego voladoras" contra el enemigo. Se cree que no eran más que cohetes sobre flechas que daban estabilidad en el aire. Como se sabe, los chinos ya hacían uso de la pólvora desde el año 846 DC.

AÑO 1400 DC.

Durante la dinastía Ming en China, un poderoso señor, mandó construír un vehículo que fué impulsado por cohetes. El vehículo era un deslizador con un asiento posterior a donde apoyaban los cohetes, se relata que los cohetes impulsaron hacia adelante al vehículo, pero simultáneamente hicieron explosión, destruyendo al vehículo y probablemente a su ocupante.

AÑO 1550 DC.

Del genio italiano Leonardo Da Vinci quedan las ilustraciones de un artefacto que aprovechando el aire caliente de una chimenea, movía un rostizador.

AÑO 1629 DC.

El italiano Giovani Branca, ideó la primera aplicación útil de una turbina que era movida por vapor de agua, la que trabajando sobre un engranaje de reducción, hacía trabajar un molino de golpe.

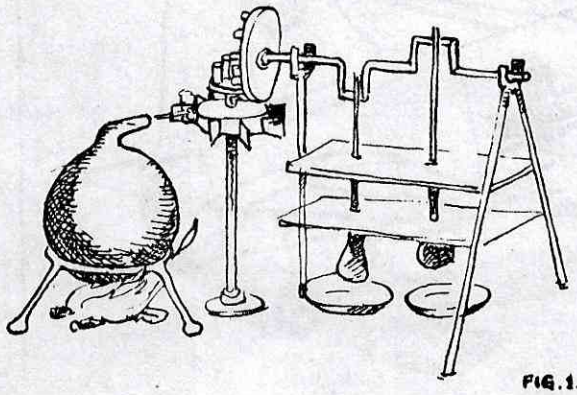


FIG.1.5.

AÑO 1770 DC.

El físico y matemático inglés Isaac Newton, diseñó y construyó un vehículo que era impulsado por un chorro de vapor, la dirección era controlada por el operador, orientando la descarga del vapor.
Sobre este ingenio dejó amplia información en su libro "Philosophia Naturalis Principia Mathematica", así como de las leyes del movimiento, que son base del estudio de los principios de la propulsión a chorro.

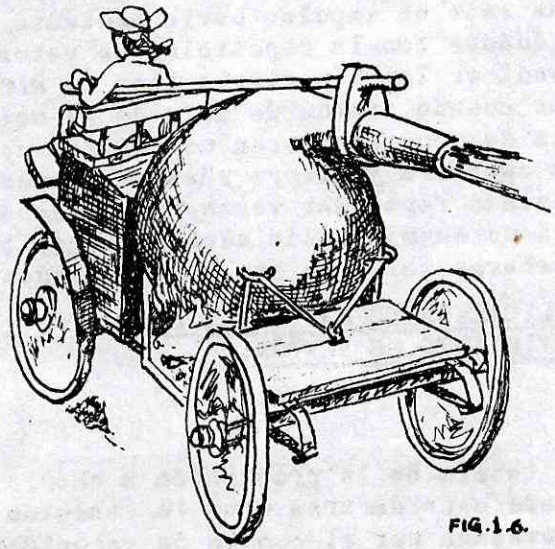


FIG.1.6.

AÑO 1849 DC.

El inglés Charles Colughtly obtuvo la patente sobre un avión que era impulsado por un chorro de vapor generado por una caldera. De esta patente, solo existe el registro y con toda seguridad, nunca fué construída.

AÑO 1939 DC.

El 27 de agosto de este año, tres días antes del inicio de la Segunda Guerra Mundial, se efectuó el vuelo de una máquina impulsada por una turbina de gas.

Este avión fue el Heinkel 178 -impulsado por una turbina Heinkel HES-3B- con empuje de 800 a 1100 libras-. Cabe aclarar que los motores recíprocos tienen fijada su potencia en caballos mientras que en las turbinas de gas, su potencia equivalente se fija en LIBRAS DE EMPUJE.

La turbina Heinkel era de flujo centrífugo, con entrada de aire por la nariz del avión y como no fué eficiente en su funcionamiento se abandonó el proyecto.

Los alemanes Helmut Shep, Daimler Benz y Junkers, desarrollaron posteriormente la turbina JUNO 004B, que sirvió para impulsar al avión alemán Messerschmitt ME-262 a una velocidad de 965.4 Km/h (600 MPH); avión que fué eficiente como caza en los principios de la Segunda Gran Guerra. Este motor tenía una vida aproximada de 10 horas.

Posteriormente, en 1940, se efectuó el vuelo del avión Caproni que en realidad basa su principio de funcionamiento en un motor recíproco que impulsó una turbina de gas. Fue construído por Italia y su primer vuelo cubrió la distancia de Milán a Roma.

La patente actual de la turbina como motor a reacción la obtuvo el inglés Frank Whitle, ex-piloto de la RAF. Pa

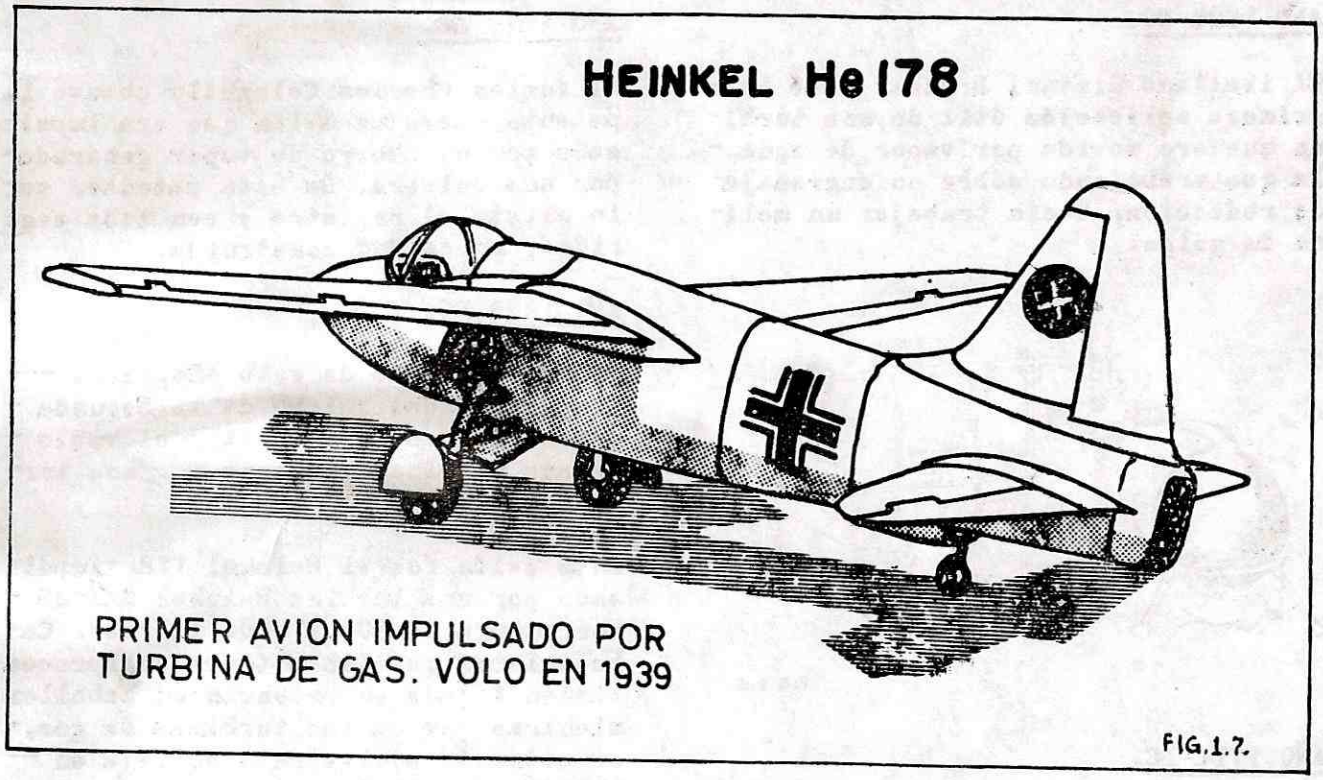


FIG.1.7.

tente cuya primer evolución dió como resultado el motor ALLISON J33, primero de éste tipo construído en Norte América. Las turbinas de gas se usaron también en los aviones Baka -suicidas japoneses- durante la Segunda Guerra Mundial.

Debido a la mayor potencia, velocidad desarrollada, regiones de vuelo y sin número de factores, es notoria la preponderancia que han obtenido en el transporte comercial los aviones con motores turbo-reactores sobre los de hélice.

TEORIA DE LA PROPULSION A CHORRO.

Antes de iniciar el estudio de los motores turbo-reactores y sus componentes, se debe estar familiarizado con las leyes físicas que rigen la generación de EMPUJE en estos motores.

En general, cualquier mecanismo que provoque la aceleración de una masa sea esta: aire, gas, líquido o sólido produce EMPUJE. En este capítulo se explicarán los fenómenos físicos que determinan la generación del empuje.-

Como dato curioso se citará que en la naturaleza encontramos animales que usan la propulsión a chorro para moverse. Entre ellos podemos mencionar al pulpo y a cierto tipo de almejas.

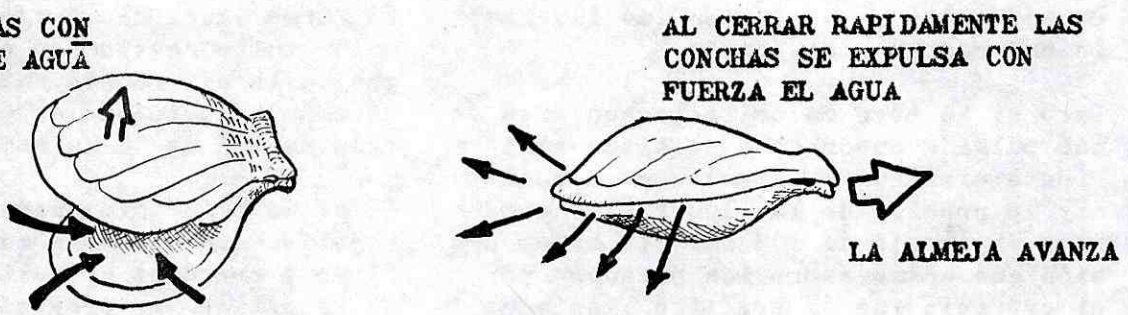
Cuando el pulpo se mueve en el agua sin tocar fondo, absorbe agua que después descarga a presión originando con esto un impulso hacia adelante, moviéndose con la repetición de estos eventos. También cierto tipo de almejas cuando tratan de huír de la estrella de mar, adquieren movimiento con la apertura y cierre rápidos de sus conchas repetidas veces, produciendo así un empuje hacia adelante, con la descarga del agua que han admitido.

APLICACION DE LAS LEYES DEL MOVIMIENTO DE NEWTON.

La teoría de la propulsión a chorro puede considerarse como la reacción provocada por el cambio de velocidad de una masa.



FIG.1.8.



Las Leyes del Movimiento de Newton aplicables al caso, son

SEGUNDA LEY.- La fuerza es proporcional al producto de la masa por la - aceleración.

TERCERA LEY.- Para cada acción, existe- una reacción igual y opuesta. -

Como ejemplo inmediato se cita el disparo de una pistola. El retroceso al disparo de una arma de fuego, cumple con - la Ley de Newton, siendo de interés notar que este empuje hacia atrás es i--- gual si se dispara el arma dentro del - agua, en el vacio o líbremente en la atmósfera. Además, el empuje es igual sobre el proyectil que sobre la misma arma; si éste sale disparado a gran velocidad es debido a que tiene menos masa- que la pistola.

La figura inferior puede servir de comparación entre el disparo del arma y el efecto del chorro de un avión.

Otro ejemplo que ayudará más a entender el principio del empuje del chorro es - el siguiente: si se tiene un recipiente cerrado soportando una presión interna- de 100 PSI, esta presión será igual en- todas las caras del recipiente, según - el Principio de Pascal. Aquí no existe-

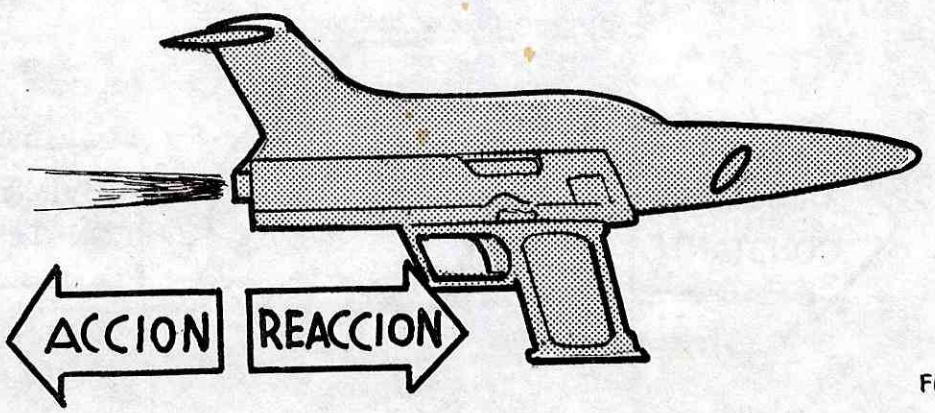


FIG.1.9.

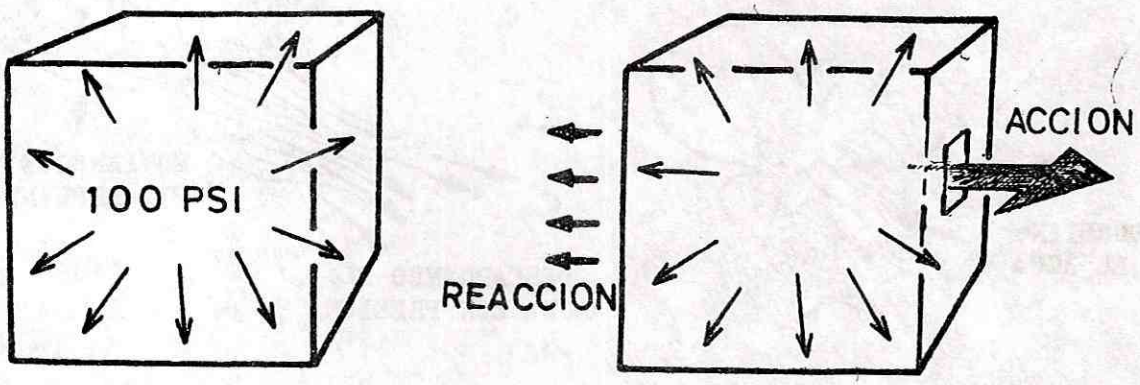


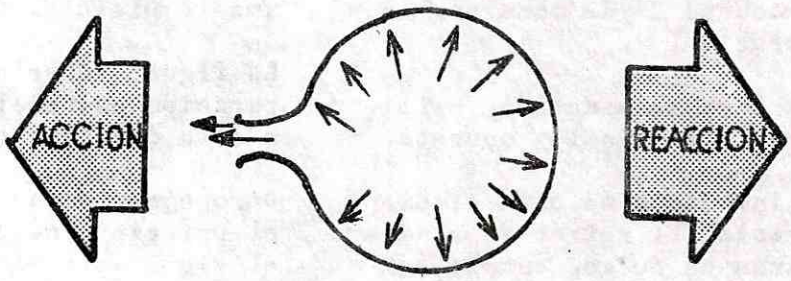
FIG.1.10.

empuje mientras se anulen las fuerzas interiores unas con otras.

Pero si se abre un orificio con área de una pulgada cuadrada y se tiene suficiente aire en el interior para mantener la presión de las 100 PSI se producirá un empuje de 100 PSI -la misma presión que actúa sobre las paredes- por el orificio que se practicó, teniendo la tendencia el recipiente de moverse en dirección opuesta al lado en que se práctico el orificio.

En forma igual el empuje neto de un motor turbo-reactor o cohete- es igual a la diferencia entre el total de empujes actuando en cada dirección dentro de la unidad.

El mismo principio puede hacerse más objetivo con un globo que se ha inflado y cerrado; al soltarlo abriendo la salida, se proyectará por la habitación con velocidad hasta que pierda su presión interior y termine por desinflarse.



SI SE PUDIERA MANTENER LA PRESION INTERNA CONSTANTE, EL MOVIMIENTO HACIA ADELANTE SERIA CONTINUO MIENTRAS EXISTIERA LA DESCARGA DE AIRE.

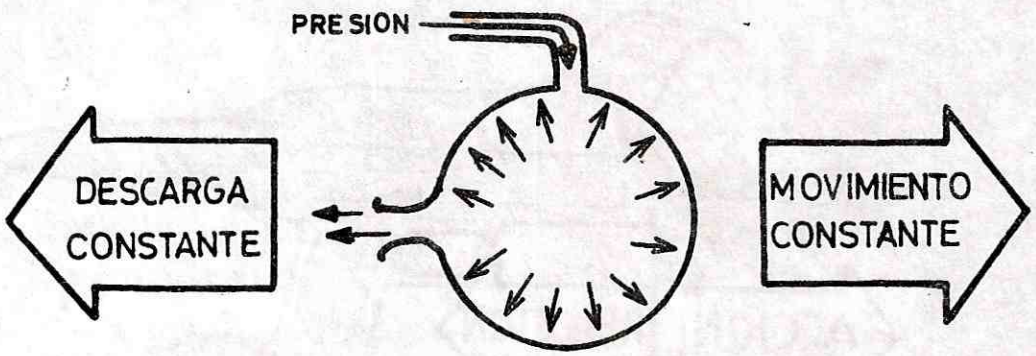


FIG.1.11.

El avión de hélice y el turbo-reactor tienen relaciones muy íntimas, ya que producen empuje en la misma forma: acelerando una masa de aire. El de hélice acelerando una gran masa de aire a baja velocidad y el de turbo-reacción acelerando una masa de aire pequeña a gran velocidad, o sea

$$E = M \times a \qquad (1)$$

E = Empuje en lb.
M = Masa en lb. masa
a = Aceleración en pies/seg^2

Debido a que la masa esta en función del peso y la aceleración gravitacional, la relación anterior se transforma en:

$$E = \frac{W}{g} a$$

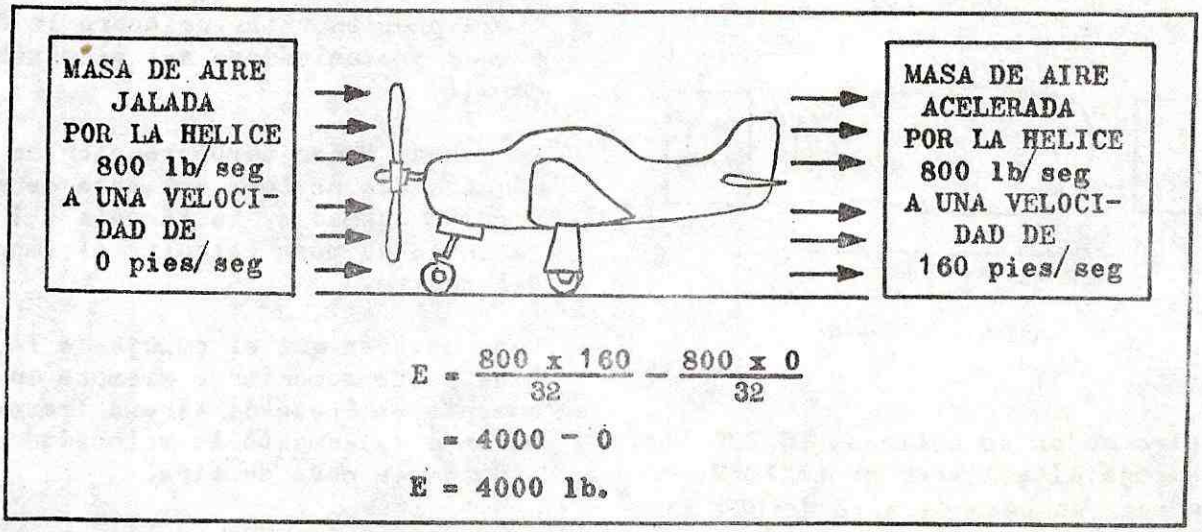
W = peso en libras
g = aceleración de la gravedad 32.2 pies/seg^2

El aire llega al motor con una velocidad V_1 y al dejarlo, su velocidad es V_2. El incremento de velocidad por unidad de tiempo dado a la masa de aire es

$$a = \frac{V_2 - V_1}{seg}$$

y el empuje es

$$\frac{W_2 V_2 - W_1 V_1}{g}$$



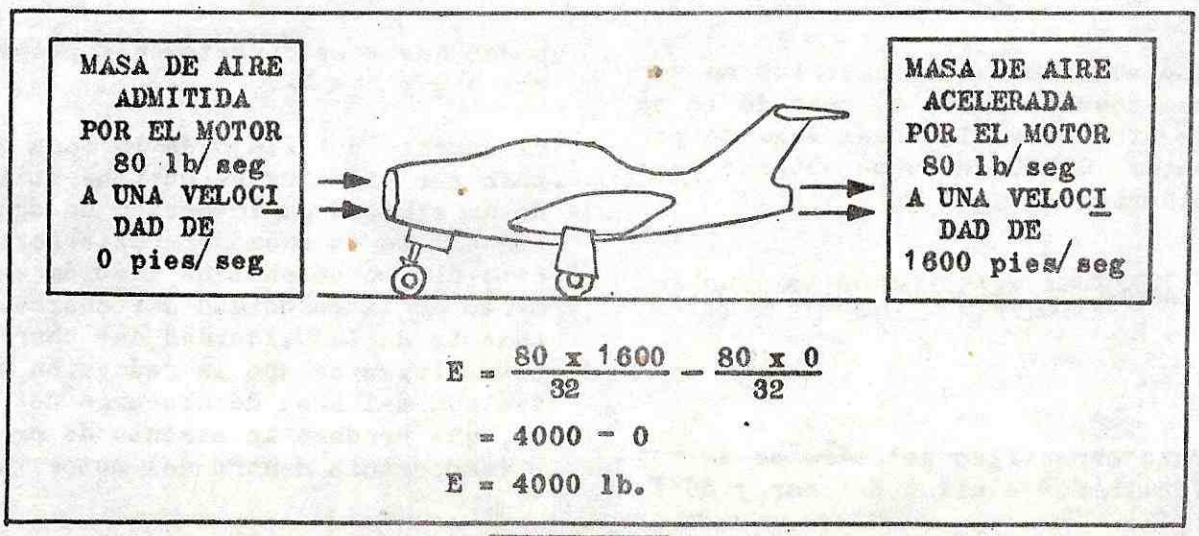


FIG. 1.12.

La reacción R que mueve al avión es -

$$R = -E$$

o sea que en los dos casos anteriores también $R = -4000$ lb

El signo negativo indica que R es opuesta a E.

Ejemplo: Si el peso del aire admitido es de 500 libras/seg y se acelera de cero hasta una velocidad de 1050 pies/seg, al substituir los valores en la ecuación del empuje, resulta

$$E = \frac{500}{32.2} \times 1050$$

$$E = 16296 \text{ lb y}$$

$$R = -16296 \text{ lb.}$$

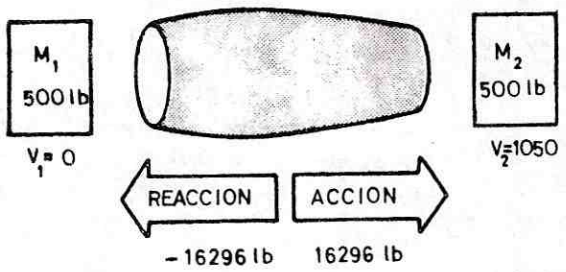


FIG.1.13.

De otro modo, se obtienen 16,296 lbs. de empuje al acelerar hasta 1050 pies/seg. un peso de aire de 500 libras/segundo que admite el motor del ejemplo.

Cuando en la ecuación anterior no se conoce concretamente el peso de la masa de aire consumida cada segundo por el motor -GASTO- este se obtiene por la ecuación:

$$\text{GASTO} = (\text{AREA DE ENTRADA}) \times (\text{PESO ESPECIFICO DEL AIRE}) \times (\text{VELOCIDAD DE SALIDA})$$

$$\frac{\text{lb}}{\text{seg}} \qquad \text{ft}^2 \qquad \frac{\text{lb}}{\text{ft}^3} \qquad \frac{\text{ft}}{\text{seg}}$$

El peso específico del aire es de 0.0765 lb/ft^3 a nivel del mar y 60°F.

Si el motor del ejemplo anterior tiene una área de entrada de 6.224 pies^2 substituyendo valores se obtiene:

$$\text{GASTO} = 6.224 \times 0.0765 \times 1050$$

$$\text{GASTO} = 500.008 \text{ lb/seg.}$$

Valor que se puede emplear ya en la ecuación del empuje

$$E = \frac{G}{g} \times V_2$$

De hecho cualquier obstáculo o presión exterior ejercida sobre la descarga del chorro que tienda a impedir su flujo, reducirá en cierto grado el empuje generado. El rendimiento ideal del motor se obtendría donde no existiera presión exterior sobre la descarga, produciéndose así el máximo de empuje.

Ya que el motor turbo-reactor es una máquina que acelera una masa de aire y gases quemados, la fórmula (1) es la empleada para calcular el empuje del chorro.

Debe notarse que el empuje de la turbina puede aumentarse siempre que se aumente el gasto de aire a traves del motor o se aumente la velocidad de salida de la masa de aire.

$$E = \frac{G}{g} \times V_2$$

o sea que E es directamente proporcional a G y/o a V_2.

El aumento del flujo de la masa que pasa por el motor se obtiene utilizando un sistema de inyección de agua o con el uso de quemador posterior; con éste último se obtiene también un aumento de la velocidad del chorro. El aumento de la velocidad del chorro puede lograrse con la reducción controlada del área de descarga del mismo, que produce un aumento de presión y temperatura dentro del motor.

De la fórmula del empuje,

$$E = \frac{W}{g} V_2 - \frac{W}{g} V_1$$

se deduce que si la velocidad del chorro permanece constante con respecto al avión, al aumentar la velocidad del avión, el empuje se reduce.

$$E = A - BV_1$$

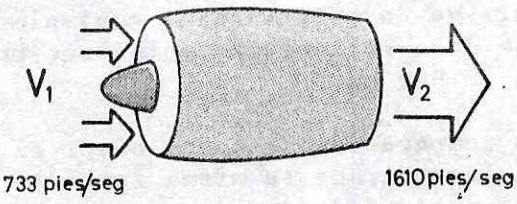
A y B son valores constantes.

Esto se debe a que V_1 aumenta de valor, pero no presenta en realidad mayor problema debido a que al aumentar la velocidad del avión, mayor cantidad de aire penetrará al motor y aumentará la velocidad del chorro. La resultante de EMPUJE NETO es casi constante con los aumentos de velocidad del avión. (Ver Fig.1.71)

EJEMPLO SOBRE LO ANTERIOR

Una turbina con área de entrada de 5 pies^2, tiene velocidad de entrada de 733 pies/seg (500 MPH) y velocidad de salida de 1610 pies/seg.

FIG.1.14.



V_1 corresponde a una condición de vuelo.

Primero será necesario calcular el gasto del motor -peso de la masa de aire por segundo que pasa por el motor- para poder desarrollar después la ecuación del empuje. Sabiendo que el peso de cada pie^3 de aire es de 0.07651 libras, resulta

GASTO = 5 x 0.07651 x 733

= 280.40915 libras/seg.

Substituyendo valores en la fórmula del empuje (1) tenemos:

$$E = \frac{M}{g} (V_2 - V_1)$$

$$E = \frac{280.4}{32.2} (1610-733)$$

$$E = 8.70 (877)$$

$$E = 7629.9 \text{ libras}$$

Es común NO considerar el flujo del combustible en los cálculos de empuje ya que: practicamente el peso del aire que se fuga del motor se considera equivalente del peso del combustible consumido.

EMPUJE BRUTO.- Los cálculos anteriores han servido para obtener el empuje NETO. El empuje Bruto es el que se desarrolla en la sección de salida del motor. Incluyendo el empuje que se genera en el momento de salida y la fuerza adicional resultante de diferencias entre las presiones: estática del ambiente y en la tobera. El empuje bruto no incluye el momento de entrada de aire y combustible. Se considera como un valor cero el momento de entrada, lo que es cierto solo con el motor estático y sin considerar el flujo de combustible. El empuje bruto se representa

$$E_b = \frac{M}{g}(V_2) + (A_j)(P_j - Pam) \quad (2)$$

en que:

E_b = Empuje bruto en libras

M = Masa en libras masa

g = aceleración de la gravedad (32.2 pies/seg^2

V_2 = velocidad de descarga

A_j = área de descarga en pies^2

P_j = presión de descarga en PSI

Pam = presión estática del ambiente en la tobera de descarga, dado en PSI

COMPARACION ENTRE EMPUJE Y CABALLAJE.

El caballaje desarrollado por un motor recíproco y el empuje de una turbina de gas no son unidades equivalentes, pero ya que ambos motores funcionan acelerando una masa de aire, una vez que el avión y el motor estan en movimiento, el tiempo y la distancia intervienen como factores para hacerse una comparación.

Las características particulares del motor recíproco y de la turbina de gas, fijan al constructor de aviones la base de su diseño e instalación de la planta motriz, que no hace posible el intercambio de ellos en un avión.

En el caso del motor recíproco -aún en el caso de las plantas motrices mas avanzadas, su baja potencia con relación a su peso y la velocidad que es capaz de dar al avión, siempre menor a 500MPH- puede ilustrar la serie de consideraciones que hacen que esta comparación sea burda.

Aqui se trata esta comparación solo para tener una idea de la relación de la fuerza propulsiva generada por cada uno de estos motores.

Considerando que a la velocidad de 375 MPH y con una libra de empuje se logra un caballo de potencia, puede plantearse la comparación con la siguiente igualdad :

$$HP = \frac{E \times MPH}{375 \times \eta p}$$

en que:

HP = es el caballaje del motor. A veces indicado como BHP (caballaje al freno) y otras como THP (caballaje de empuje)

E = Empuje de la turbina en LIBRAS

MPH = Velocidad del avión en millas por hora.

ηp = Eficiencia de la hélice a la velocidad y altitud de la comparación, que generalmente es del 75 % aproximadamente.

No siendo esta comparación mas que ilustrativa, puede tomarse la eficiencia de la hélice como del 100%, resultando así que pueden emplearse las siguientes igualdades :

$$HP = \frac{E \times MPH}{375 \times 0.75} \quad (1) \qquad \text{ó} \qquad HP = \frac{E \times MPH}{375} \quad (2)$$

Ejemplo:

Si se desea saber el caballaje equivalente desarrollado por una turbina que impulsa a un avión a 600 MPH desarrollando 8000 libras de empuje, usando la igualdad (2) se tiene :

$$HP = \frac{8000 \times 600}{375} = 12,800$$

Debiendo interpretarse que la fuerza propulsiva de esta turbina equivale a la que desarrollaría un motor recíproco de 12,800 hp.

Si la comparación se desea hacer en forma inversa, de la misma igualdad (2) se puede fijar que :

$$E = \frac{375 \times HP}{MPH}$$

Así, un motor recíproco que impulse a un avión a 150 MPH con una potencia de 400 HP, desarrollara una fuerza propulsiva equivalente a la de una turbina de 1000 libras de empuje, ya que:

$$E = \frac{375 \times 400}{150}$$

$$E = 1000 \text{ libras}$$

LA ATMOSFERA Y LAS LEYES DE LOS GASES PERFECTOS.

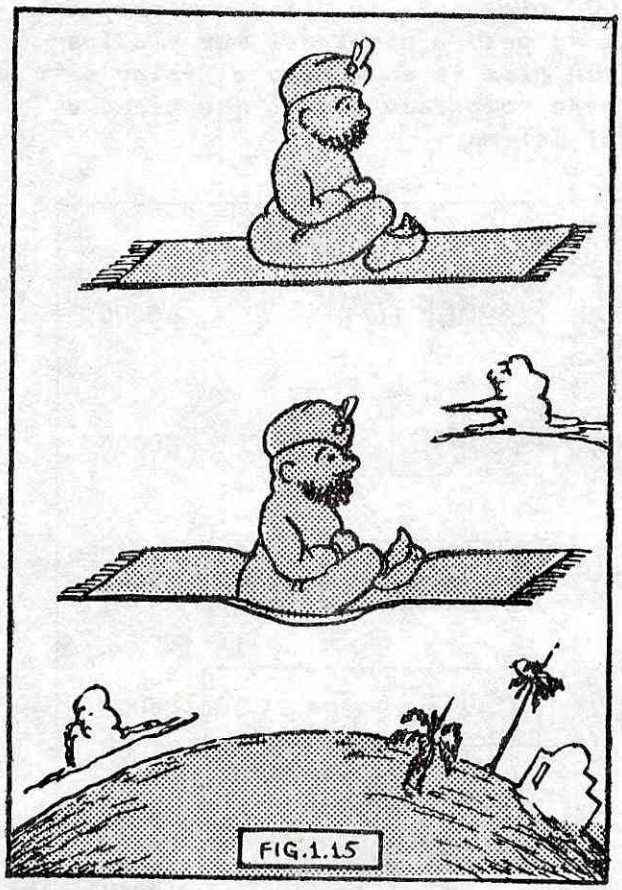
Generalidades.- Antes de referirse a las Leyes de los gases perfectos, conviene hacer un recordatorio de algunos conceptos de Física conexos al asunto.

MASA = Cantidad de materia

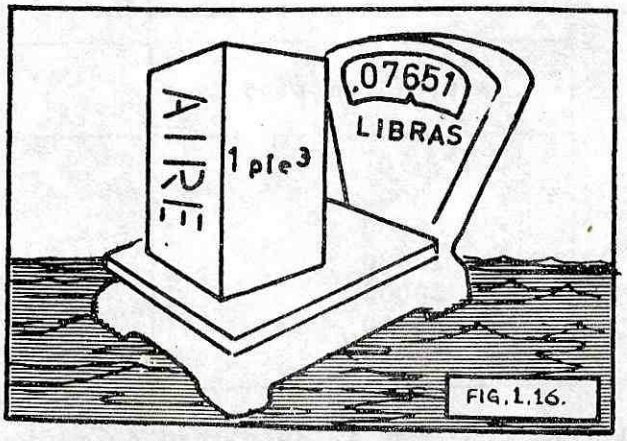
PESO = Fuerza con que es atraído un cuerpo hacia la tierra

VOLUMEN = Medida de espacio en unidades cúbicas.

Al ganar altitud sobre la superficie de la tierra, se pierde PESO pero la MASA permanece igual.



Para un mismo volúmen el aire tiene a nivel del mar un determinado peso que irá decreciendo con la altitud.



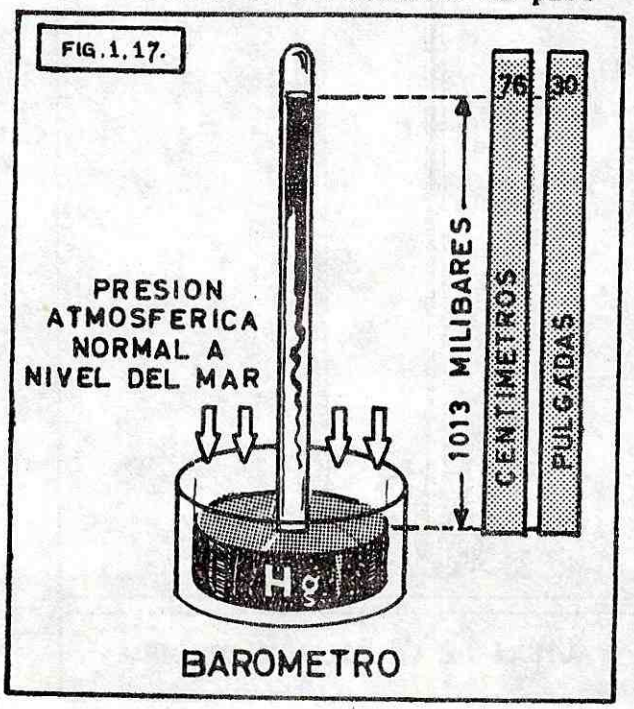
A NIVEL DEL MAR, UN PIE CUBICO DE AIRE PESA 0.07651 lb.

Torriceli en 1643 dedujo que el peso del aire atmosférico a nivel del mar ejerce una presión capaz de mantener una columna de mercurio (Hg) de 76.0 centímetros -equivalente a 29.92 pulgadas- y Pascal generalizó el experimento fijando que la altura es inversamente proporcional a la densidad del líquido. $P = \bar{\omega} \times h$

P.- Presión atmosférica en Lb/pie^2

$\bar{\omega}$.- Peso específico del líquido - lb/pie^3

h.- Altura de la columna en pies



Esta variación a diferentes altitudes es como se indica a continuación:

Se deduce de lo anterior que: el peso de la columna de mercurio o de agua -

Altitud en pies	Altura de la columna en pulgadas	Presión en PSI ($lb/pulg^2$)
0	29.9	14.69
5000	24.9	12.23
7000	23.1	11.34
10000	20.6	10.10
20000	13.7	6.75
30000	8.9	4.36
50000	3.4	1.68

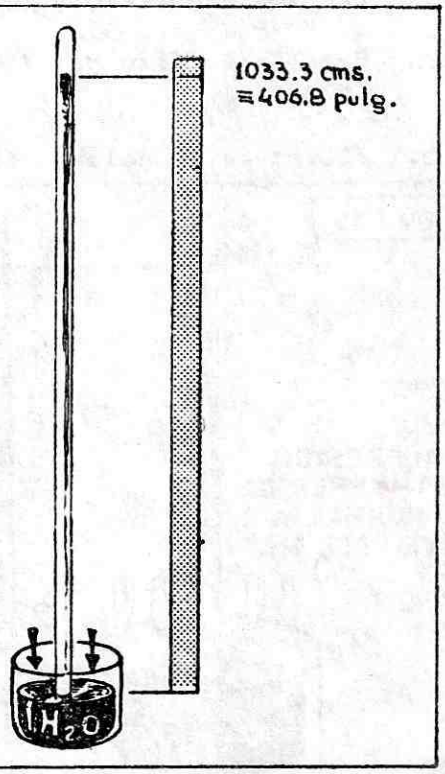
MILIBAR (mb) Por la necesidad de mediciones más exactas, la altura de la columna de 76 centímetros se divide en 1013 divisiones denominadas milibares (mb).

Si en la cubeta de Torriceli se pone agua en vez de mercurio, ésta por ser menos pesada alcanza en la columna que soporta la presión atmosférica una altura de 1033.3 centímetros -equivalente a 406.8 pulgadas-.

es igual al peso del aire atmosférico que existe sobre el líquido de la cubeta.

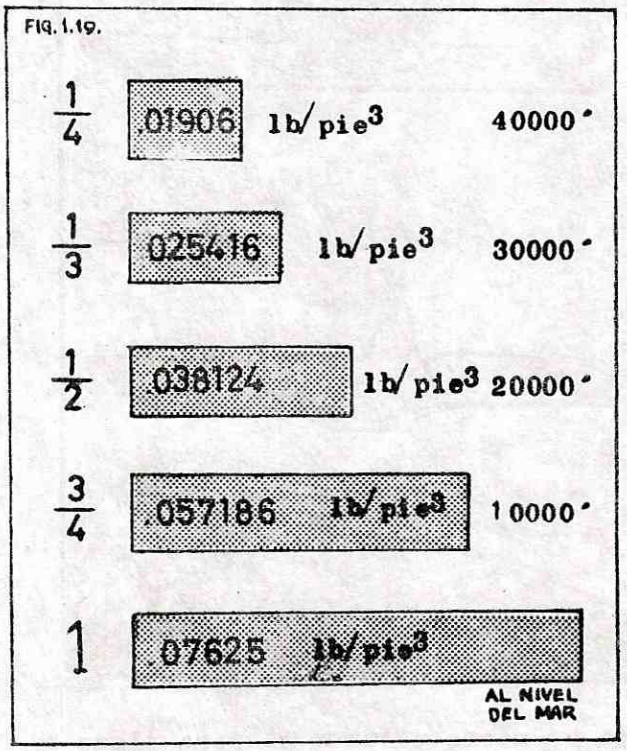
La siguiente figura ilustra como varía aproximadamente con la altitud el peso de un pie cúbico de aire. A los 20,000 pies pesa la mitad con respecto a su peso a nivel del mar y a los 40,000 pies es un cuarto el valor de su peso comparado con el que tiene al nivel del mar.

FIG. 1.18.



ALTURA DE LA COLUMNA DE AGUA

FIG. 1.19.



VARIACION APROXIMADA DEL PESO ESPECIFICO DEL AIRE CON LA ALTITUD.

Sí a nivel del mar se llena un depósito con aire ambiente, éste aire está a una presión de 29.92 pulgadas de Hg El peso de la columna de mercurio con esa altura equivale aproximadamente a 14.7 psi. a temperatura estandard de 60°F.

ATMOSFERA ESTANDARD.- Es la unidad barométrica que equivale a una presión de 14.7 psi.

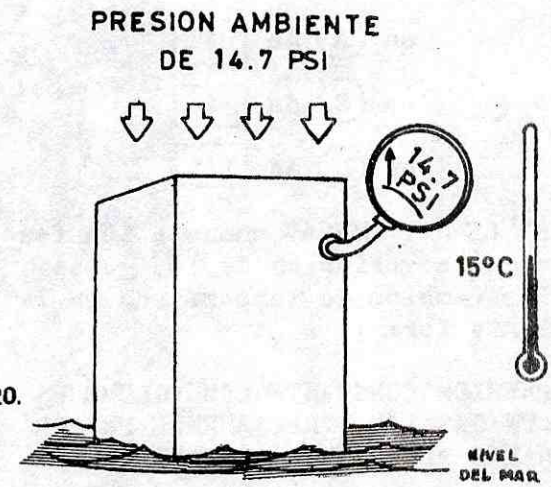


FIG.1.20.

EN ESTE EJEMPLO SE SEÑALA COMO PRESION ABSOLUTA 14.7psi Y COMO PRESION RELATIVA CERO.

Si este aire contenido en el depósito se comprime, sufrirá un aumento de temperatura de 1°C por cada 273avo que disminuya su volúmen.

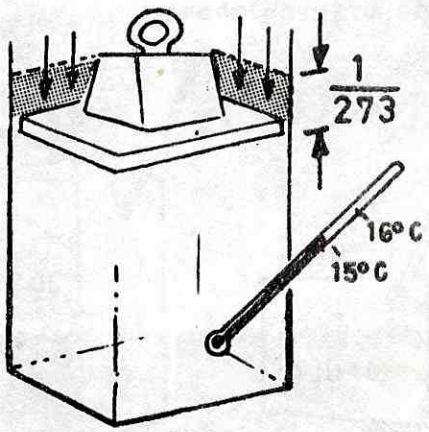


FIG.1.21.

El volúmen de aire contenido en trece pies cúbicos, a temperatura estandard de 15°C y presión de 14.7 psi. pesa 1 libra.

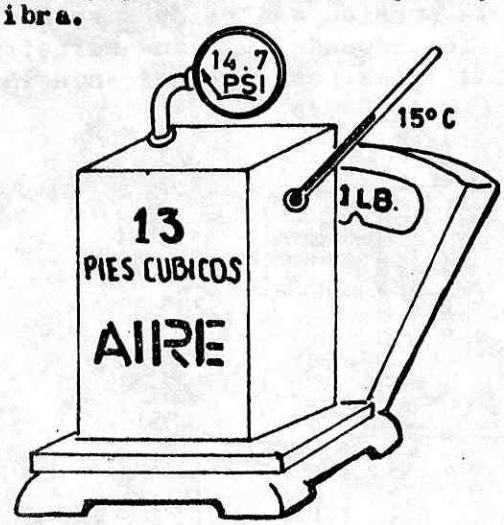


FIG.1.22.

La experiencia ha demostrado que todos los gases son compresibles y que cuando sufren una reducción de volúmen aumentan de temperatura.

La LEY DE BOYLE-MARIOTTE expresa la relación entre PRESIONES y VOLUMENES de los gases sin variación de temperatura en el siguiente enunciado:

EL VOLUMEN DE CUALQUIER GAS ES INVERSAMENTE PROPORCIONAL A SU PRESION, SI LA TEMPERATURA DEL MISMO SE MANTIENE CONSTANTE.

Si se tienen los depósitos A y B en que A tiene el doble de capacidad que B y ambos estan llenos del mismo gas a igual presión permaneciendo constante la temperatura, se deduce que en A existe dóble volúmen de gas que en B y la comprobación se tendrá al pesar el gas contenido en ambos depósitos.

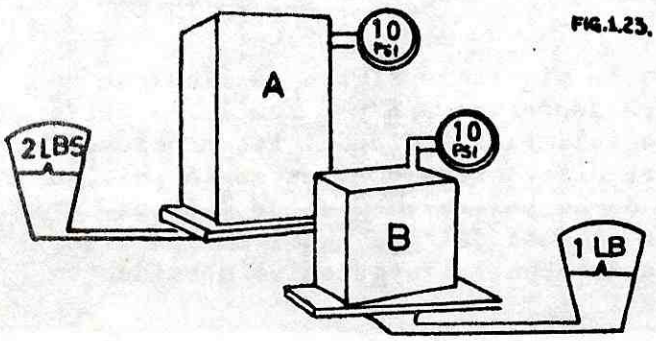


FIG.1.23.

Si al gas confinado en el depósito A- se le reduce el volúmen hasta hacerlo igual al de B (sin aumento de tempera tura) la presión dentro de A será del doble, conservando la misma relación- de peso; demostrando así el enunciado de la Ley de Boyle.

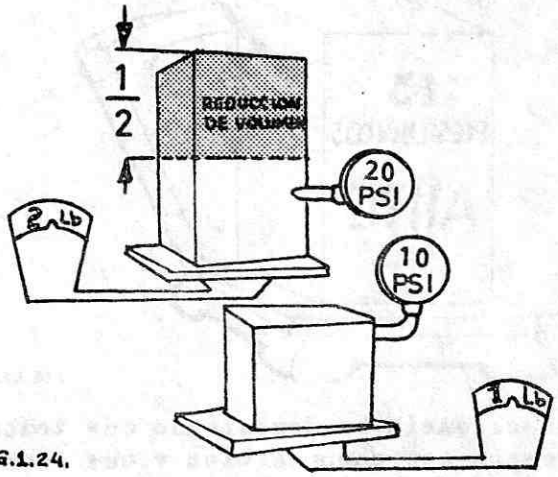


FIG.1.24.

Que en otras palabras se puede decir también que: UN GAS A MA YOR PRESION OCUPA MENOS VOLU— MEN ó bien : UN MISMO VOLUMEN- DE GAS A MENOR PRESION OCUPA - MAYOR VOLUMEN.

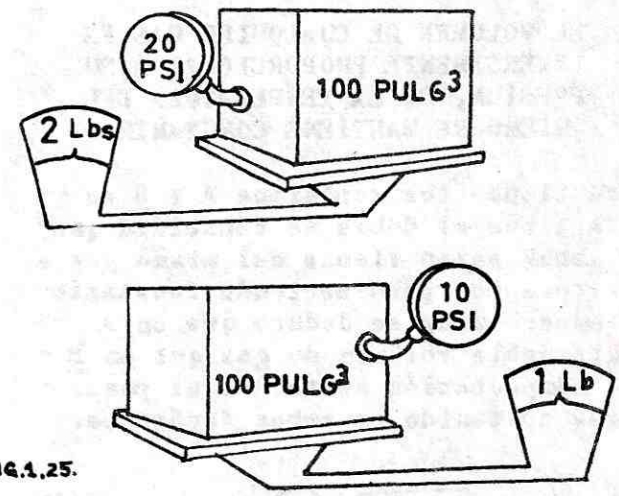


FIG.1.25.

En la siguiente figura se ilustran — los depósitos A, B y C con la relación de volúmenes indicada; las presiones- son diferentes; en A es de 15 psi., en B de 30 psi. y en C es de 7.5 psi. y- si el peso del gas igual en los tres, se tendrán las siguientes densida — des:

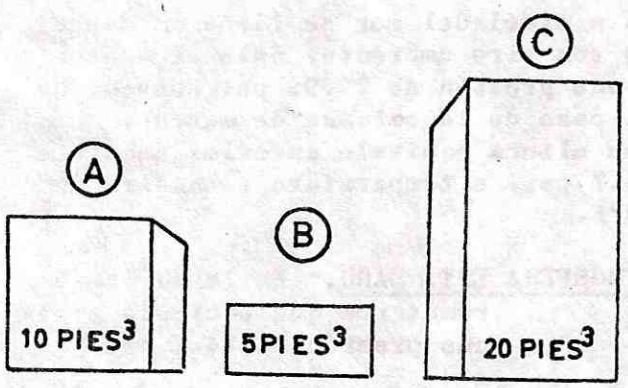


FIG.1.26.

Densidades:

en (A) de 1
en (B) de 2
en (C) de 1/2

La LEY DE GAY LUSSAC enuncia los fenó menos de la variación de los gases — con los cambios de temperatura en la- siguiente forma:

A PRESION CONSTANTE LOS VOLUMENES DE UN GAS SON DIRECTAMENTE PROPOR CIONALES AL AUMENTO DE TEMPERATURA.

Es decir: con presión constante, a ma yor temperatura mas volúmen ocupa un- gas y en consecuencia su densidad dis minuye proporcionalmente con la tempe ratura.

Si se recuerda que para cada °C de au mento de temperatura, el gas aumenta- 1/273 de volúmen, con un aumento 273° C el gas habrá aumentado 273/273, es- decir: su volúmen esta al doble del - ocupado originalmente.

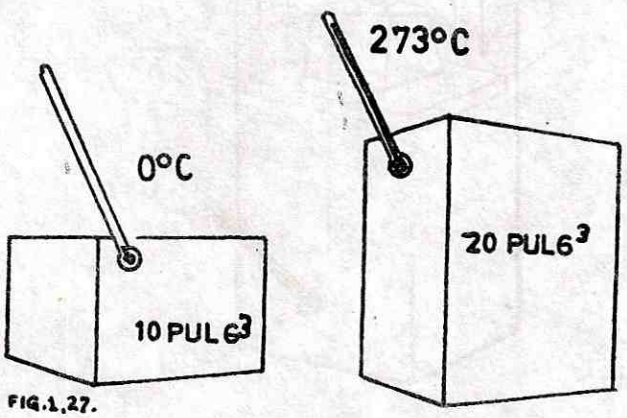


FIG.1.27.

Así: un gas atrapado en determinado volúmen fijo, al aumentar de temperatura, aumentará su presión.

Lo anterior se ilustra en las siguientes figuras: sí en A la presión es de 15 psi a 0°C de temperatura, al aumentar su temperatura a 273°C su presión aumentará al doble, o sean 30 psi.

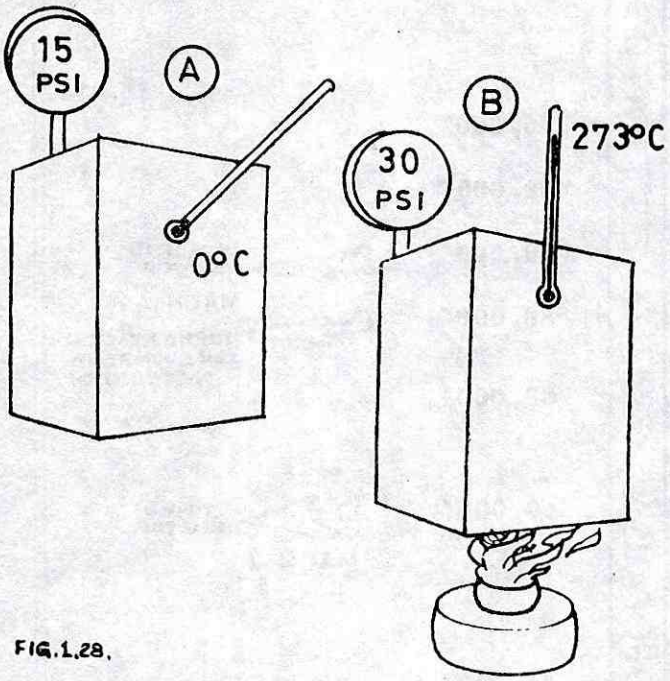


FIG.1.28.

El aumento de presión con el calor genera una fuerza. Esta fuerza puede transformarse en TRABAJO.

TRABAJO = FUERZA x DISTANCIA

Tomando como ejemplo el recipiente ilustrado a continuación, donde se ha confinado un gas y que tiene su tapa movible con un peso P encima

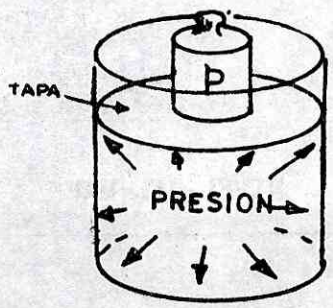


FIG.1.29.

Al aplicar calor a este recipiente con el incremento de temperatura del gas vendrá el aumento de presión, haciendo que la tapa con el peso P se desplace una distancia determinada.

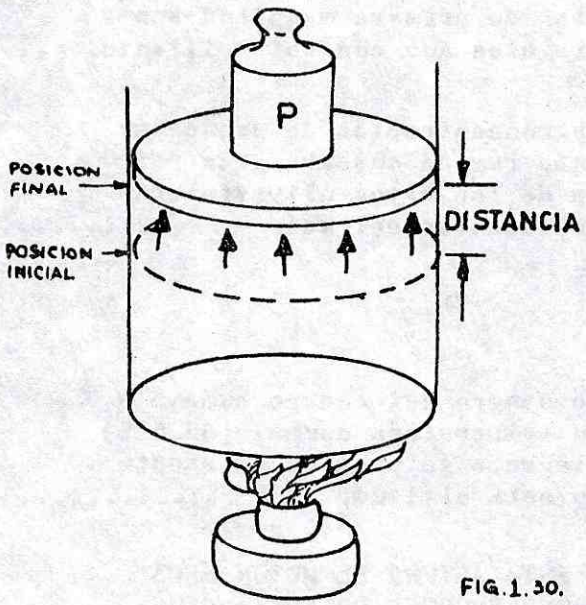


FIG.1.30.

Multiplicando el peso P por la distancia que haya recorrido la tapa se tendra la cantidad de trabajo desarrollado, ya que:

DISTANCIA x PESO = TRABAJO

Este ejemplo es útil para ilustrar como el motor turbo-reactor produce trabajo con el aumento de temperatura de la masa de aire.

Unicamente supóngase que se ha girado el recipiente 90° y que esta abierto por ambos extremos para admitir el aire y desplazarlo ya caliente.

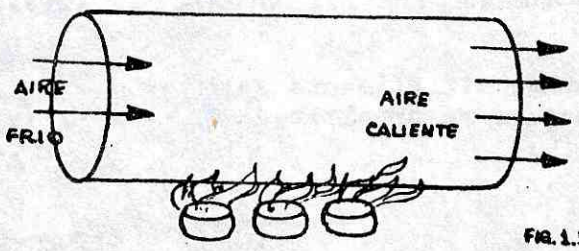
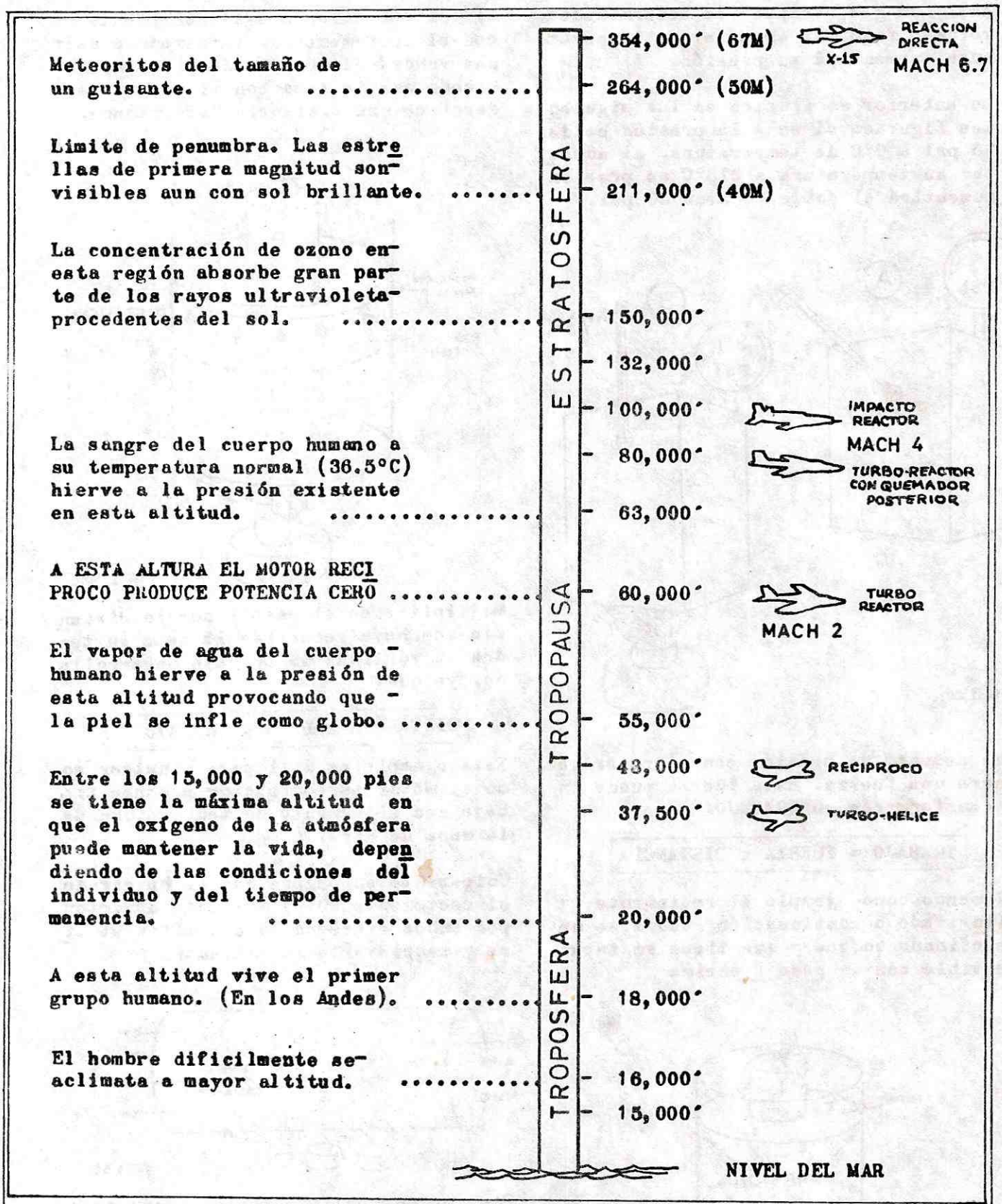


FIG.1.31.

Para encontrar la relación, unicamente considerese en un momento cerrados ambos extremos de la cámara de combustión del motor para imaginarse que la



CARACTERISTICAS GENERALES DE LA ATMOSFERA
HASTA LA ALTITUD DE 50 MILLAS

FIG. 1.32.

presión que se genera en su interior es la que al descargarse impele hacia adelante al motor.

CICLO BRAYTON

El ciclo de trabajo de las turbinas de gas es el de BRAYTON. Es similar al del motor recíproco por contar con la misma disposición de los tiempos de trabajo:

ADMISION
COMPRESION
COMBUSTION y
ESCAPE

La gráfica del ciclo Brayton muestra las relaciones entre presiones y volúmenes de la masa de aire dentro del motor turbo-reactor.

En el punto A, se muestra la condición del aire a presión ambiente antes de entrar al compresor.

El punto B marca la entrada al compresor después de pasar por la sección de admisión donde se difunde para restarle velocidad. En este punto, su valor es CERO con respecto a la velocidad del avión.

El punto C, marca la entrada a las cámaras de combustión y de C a D representa la combustión a presión constante dentro de la cámara de combustión. En esta área se quema el combustible dando calor al aire para aumentar su velocidad.

El punto D, marca la caída de presión que corresponde a la expansión que sufre la masa caliente en la turbina.

El punto E marca la condición del aire después de pasar por la turbina y la sección de la curva de E a F representa la continuación de la expansión del aire al pasar a la descarga.

El punto F, marca el principio de la descarga de gases calientes a la atmósfera.

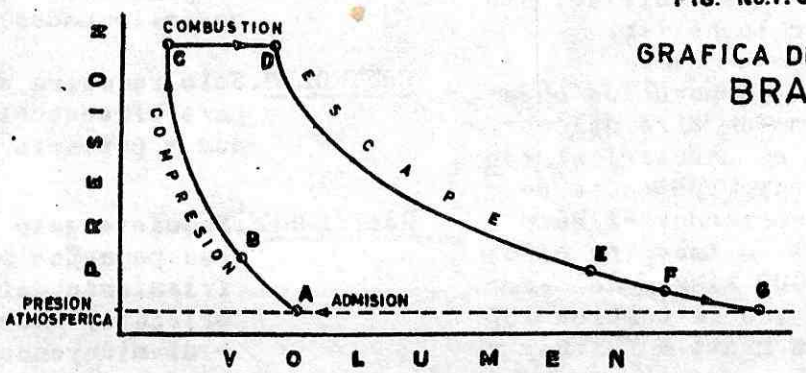
En el punto G, la masa de aire ha dejado ya al motor y se descarga al ambiente. La distancia horizontal de A a G representa el aumento que sufre el volúmen de aire que interviene en el ciclo, debido al calor que adquiere al quemarse el combustible en el motor.

INTERPRETACION DEL CICLO BRAYTON.

El ciclo se inicia llegando el aire a la sección de admisión A a la presión de impacto con el flujo correspondiente al motor. Al pasar el aire al compresor se eleva su presión y temperatura -C- hasta cerca de los 350°C.

FIG. No.1.33

GRAFICA DEL CICLO BRAYTON



La línea $\overline{CD}$, muestra la condición a través de las cámaras de combustión.- El volúmen del gas se aumenta mientras la presión decae ligeramente; esto se debe a que la cámara no es cerrada como en el caso del motor de pistón.

$\overline{DE}$, representa el trabajo de expansión a través de la turbina.

Inmediatamente después de la turbina, se presenta la caída de la presión cuando la masa de aire se haya expandido en ella como se señala en el punto E.

A través de la descarga, la velocidad se aumenta y la presión disminuye como se observa en el punto F. Comunmente las diferencias entre los puntos E, F y G muestran muy poca variación de presión. El área de descarga de escape tiene influencia en el valor de la curva entre los puntos F y G.

FLUJO DEL AIRE

El total de la masa de aire en la turbina de gas, no solo es el requerido para quemarse con el combustible, sino que incluye el aire secundario, necesario para enfriamiento interno.

En el motor recíproco el aire que entra por la toma del sistema de inducción, es el necesario para la combustión dentro del cilindro. En el motor turbo-reactor, el consumo de aire es grande y comparativamente es el que admitiera el motor para la combustión, más el necesario para su enfriamiento y el que pasára por la hélice.

Para establecer una comparación objetiva en alto consumo de aire del motor turbo-reactor, se señalará el consumo del motor de mayor potencia de pistón que se ha fabricado: el Wasp Major de la Pratt & Whitney, de 3500 hp. que consume 23000 libras de aire por hora; mientras que la turbina J57 de la misma fábrica Pratt & Whitney consume 600,000 libras de aire por hora.

Los compresores de los motores turboreactores, requieren de un gran consumo de energía para suministrar el aire que necesita el motor. Se requieren más de 100 hp. para impulsar cada libra de aire por segundo a través del compresor, teniendose una variación por lo que respecta al diseño del compresor y de la toma de aire.

Se calcula que cada libra de aire por segundo que recibe el motor turbo-reactor sirve para generar 50 libras de empuje y que se requieren 13 pies cúbicos de aire en condiciones estandard para obtener el aire que pese una libra.

Por lo general, puede hacerse el cálculo que un motor que desarrolla 12,000 libras de empuje, tendrá un consumo de 240 libras de aire cada segundo

$$\frac{12000}{50} = 240 \text{ lb/seg.}$$

El compresor que suministra ese aire absorbe 24000 hp.

$$240 \times 100 = 24000$$

VENTAJAS Y DESVENTAJAS DE LOS MOTORES TURBO-REACTORES CON RESPECTO A LOS MOTORES DE EMBOLO.

VENTAJAS	
VIBRACION.	Libre de vibraciones por no tener partes con movimientos recíprocos ni explosiones alternadas.
CONTROLES.	Solo requiere de un mando para el control de velocidad y potencia del motor.
RADIADORES.	Requiere solo de radiadores pequeños para el enfriamiento del aceite lubricante, ahorrándose peso y disminuyendo resistencia parásita.

AIRE DE ENFRIAMIENTO. Requiere de 5 a 8 veces menos aire que el motor recíproco para su enfriamiento y se absorbe menos potencia del motor para la aceleración de esta masa de aire, principalmente en el despegue.

RESISTENCIA AL AVANCE. Los motores recíprocos de cualquier tipo presentan una gran área frontal que presenta gran resistencia al avance, mientras que el turbo-reactor no la presenta, teniendo una zona de baja presión frente a él, que aumenta al aumentar la velocidad del motor.

BUJIAS. Solo requiere de dos bujías para el arranque del motor y el despegue, ya que normalmente se mantiene encendido el motor por flama residual, eliminándose así las frecuentes fallas debidas al encendido.

CARBURADOR. No requiere de carburador aunque tiene unidades de control de combustible, que con su automaticidad aventajan al motor recíproco, evitando la formación de hielo, controles para la mezcla, etc.

FUERZA NEUMATICA. Se puede disponer de aire a presión y con temperatura, utilizable en sistemas tales como: compresores de presurización, calefacción, deshielo, limpieza de parabrisas, compresores de freón, etc.

RIESGO DE INCENDIO. Se reduce la peligrosidad del incendio debido a que el combustible es menos volátil que la gasolina de alto octanaje.

MAYOR POTENCIA EQUIVALENTE. La relación peso por potencia producida, es mucho mayor que la del motor recíproco. Desarrolla de 3 a 4 veces empuje por cada libra de peso del motor.

CONSUMO DE ACEITE. El consumo de aceite se reduce al mínimo por no llegar éste a quemarse en las cámaras de combustión como ocurre en el motor recíproco.

REPARACIONES. Por tener menos partes sometidas a fricción, los tiempos de vida útil alcanzan las 4000 horas, mientras en los motores recíprocos de alta potencia no llega a las 2000 horas.

ALTITUDES. Este motor es ideal para trabajar a grandes altitudes que permiten el vuelo en zonas libres de perturbaciones atmosféricas o metereológicas.

VELOCIDAD. Este motor permite desarrollar grandes velocidades, que permiten cubrir mayores distancias en tiempos breves. En la actualidad se construyen motores para aviones que sobrepasan mas de tres veces la velocidad del sonido.

MONTAJE. La facilidad de montaje y desmontaje del motor al avión, reduce considerablemente el costo de horas-hombre con respecto al motor recíproco.

DESVENTAJAS

CONSUMO. Tienen un alto consumo de combustible a bajas velocidades. Solamente la variante del turbo-hélice tiene

un consumo comparable al - del motor recíproco en bajas velocidades.

BAJA POTENCIA. En regímenes de baja - potencia este motor es ineficiente.

ACELERACION. La aceleración de RPM mínimas a máximas es lenta, - no respondiendo a aceleraciones rápidas, solamente- el turbo hélice y el turbo abanico responden mejor al acelerar rápidamente.

ARRANQUE. Requieren de gran potencia, para impulsar a los mecanismos de arranque "marchas" para iniciar su trabajo.

CONSTRUCCION. Su construcción, es de- alto costo con relación al motor recíproco; debido a- los procesos de manufactura y a los metales especiales que se usan en la fabricación de sus componentes.

DAÑOS. Es vulnerable a ser dañado fácilmente por objetos del exterior que lleguen a ser absorbidos por la toma de- aire.

PISTAS. Requieren de pistas especiales, debido al gran peso de las aeronaves y a - las altas temperaturas a - que se someten los revestimientos de las pistas de - aterrizaje.

RUIDO. Debido a la intensidad de- ruido que producen estos - motores, el personal de - tierra que labora en ellos o en los aeropuertos; requieren de equipo especial de protección "orejeras o- tapones" para los oídos. - Independientemente de el - ruido que afecta a los aeropuertos y áreas cercanas.

MANTENIMIENTO. Aparte del alto costo - inicial de estos motores, - en latino-américa no hay talleres autorizados y debidamente equipados, donde se - pueda hacer la correcta reparación mayor de estos motores; ni existen bancos de prueba para verificar su - funcionamiento, por lo que- deben mandarse a reparar a- los EE.UU. con un alto costo en la mano de obra.

CLASIFICACION GENERAL DE LOS MOTORES A REACCION.

La clasificación general que se hace- de los motores a reacción los agrupa- en cinco componentes básicos, los que a continuación se anotan y se indica- la inicial que identifica a cada uno.

TURBO-REACTOR	(J)
TURBO-HELICE	(T)
PULSO REACTOR	(PJ)
AUTO REACTOR (Estato Reactor o Impacto - Reactor)	(RJ)
REACCION DIRECTA	(R)

Siendo el motor turbo-reactor el que- se usa en aeronaves de transporte, se enumeran las cuatro variantes de estos:

1) DE PASO LIBRE (By Pass)

   a) con mezclador
   b) sin mezclador

2) CON QUEMADOR POSTERIOR y

3) TURBO-ABANICO (Turbo-Fan)

   a) anterior
   b) posterior

4) DUCTO-ABANICO

Los fabricantes norteamericanos de motores turbo-reactores y las iniciales empleadas para la identificación de cada uno de ellos son:

ALLISON	(A)
GENERAL ELECTRIC	(GE)
PRATT & WHITNEY	(P)
FAIRCHAILD	(R)
CONTINENTAL	(T)
WHIGHT	(W)
WESTINGHOUSE	(WE)

Los fabricantes de otros paises de este tipo de motores son:

de INGLATERRA:

Armstrong Siddeley
De Havilland
Rolls Royce

de FRANCIA:

Dassault
Turbomeca
Snecma

de CANADA:

Orenda

de ITALIA:

Fiat

A continuación, se hace una breve descripción de cada uno de los cinco tipos de motores a reacción, sus componentes básicos en presentación esquemática, así como ejemplos del empleo que se ha hecho de ellos.

MOTOR TURBO-REACTOR

De todos los motores a reacción, el motor turbo-reactor es el único que requiere de unidades con movimiento rotativo para su funcionamiento, tomando su nombre por la turbina de gas; base de su funcionamiento.

Las cinco partes principales que forman este motor son:

1) sección de admisión
2) compresor o compresores
3) cámaras de combustión
4) turbina o turbinas y
5) cono de escape

Requieren estos motores de engranajes formando sistemas para el impulso de los accesorios necesarios para el funcionamiento del motor. Como sistemas afines al motor, se encuentran en la instalación de estas plantas motrices para aviones los siguientes:

a) sistema de arranque
b) sistema de ignición
c) sistema de combustible y su control
d) sistema de lubricación
e) sistema de calefacción de combustible
f) sistema de inyección de agua
g) sistema de reversa
h) sistema silenciador
i) sistema de quemador posterior y
j) sistema de prevensión contra formación de hielo.

Los motores turbo-reactores, se clasifican en dos grupos:

DE FLUJO CENTRIFUGO y
DE FLUJO AXIAL

Dependiendo del tipo de compresor que usen. En los motores con compresores de flujo centrífugo, la masa de aire admitida por el motor; se comprime en línea perpendicular al eje longitudinal del motor, mientras que en el motor de compresor de flujo axial, la masa de aire admitida por el motor se comprime en dirección paralela al eje longitudinal del motor.(ver fig.1.35)

En la figura, se muestran en negro el conjunto móvil de compresor (2) y turbina (4) unidos por un eje o flecha (6) y que giran soportados por cojinetes.

Funcionamiento.

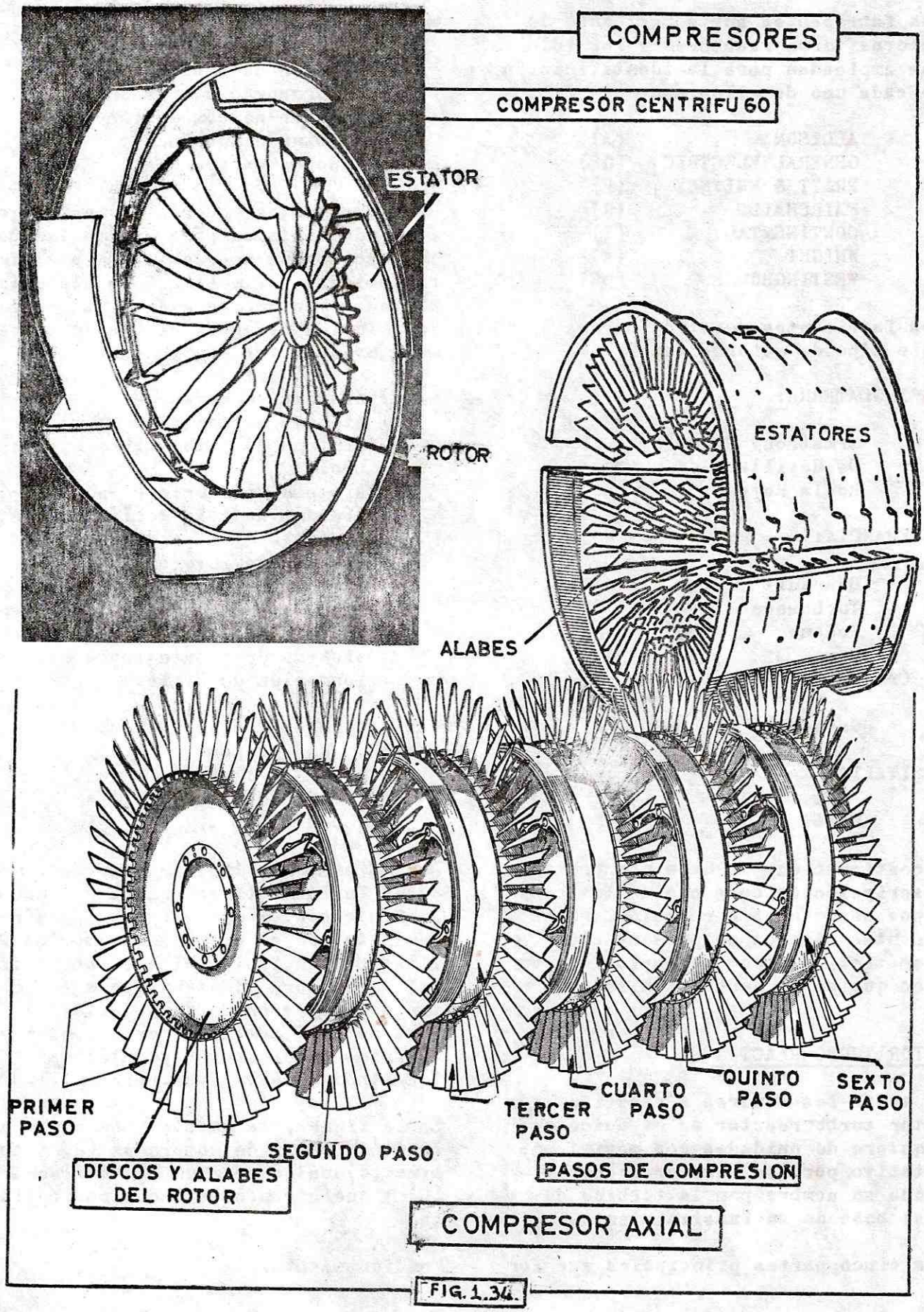
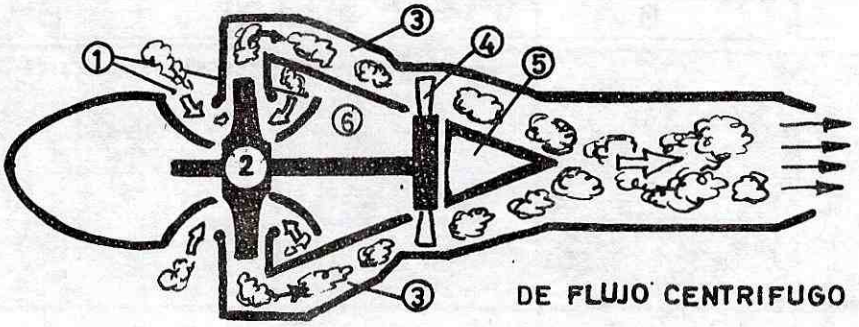
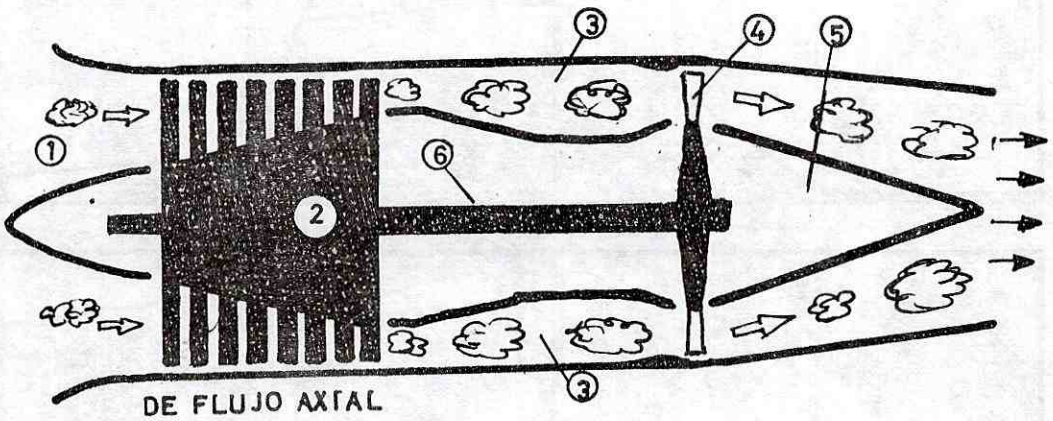

COMPRESORES
COMPRESOR CENTRIFUGO
ESTATOR
ROTOR
ESTATORES
ALABES
PRIMER PASO
SEGUNDO PASO
TERCER PASO
CUARTO PASO
QUINTO PASO
SEXTO PASO
DISCOS Y ALABES DEL ROTOR
PASOS DE COMPRESION
COMPRESOR AXIAL

FIG. 1.34.

MOTORES TURBO-REACTORES



DE FLUJO CENTRIFUGO



DE FLUJO AXIAL

1.- Sección de admisión
2.- Compresor
3.- Cámaras de Combustión
4.- Turbina
5.- Cono de escape
6.- Flecha o eje

FIG. 1.35.

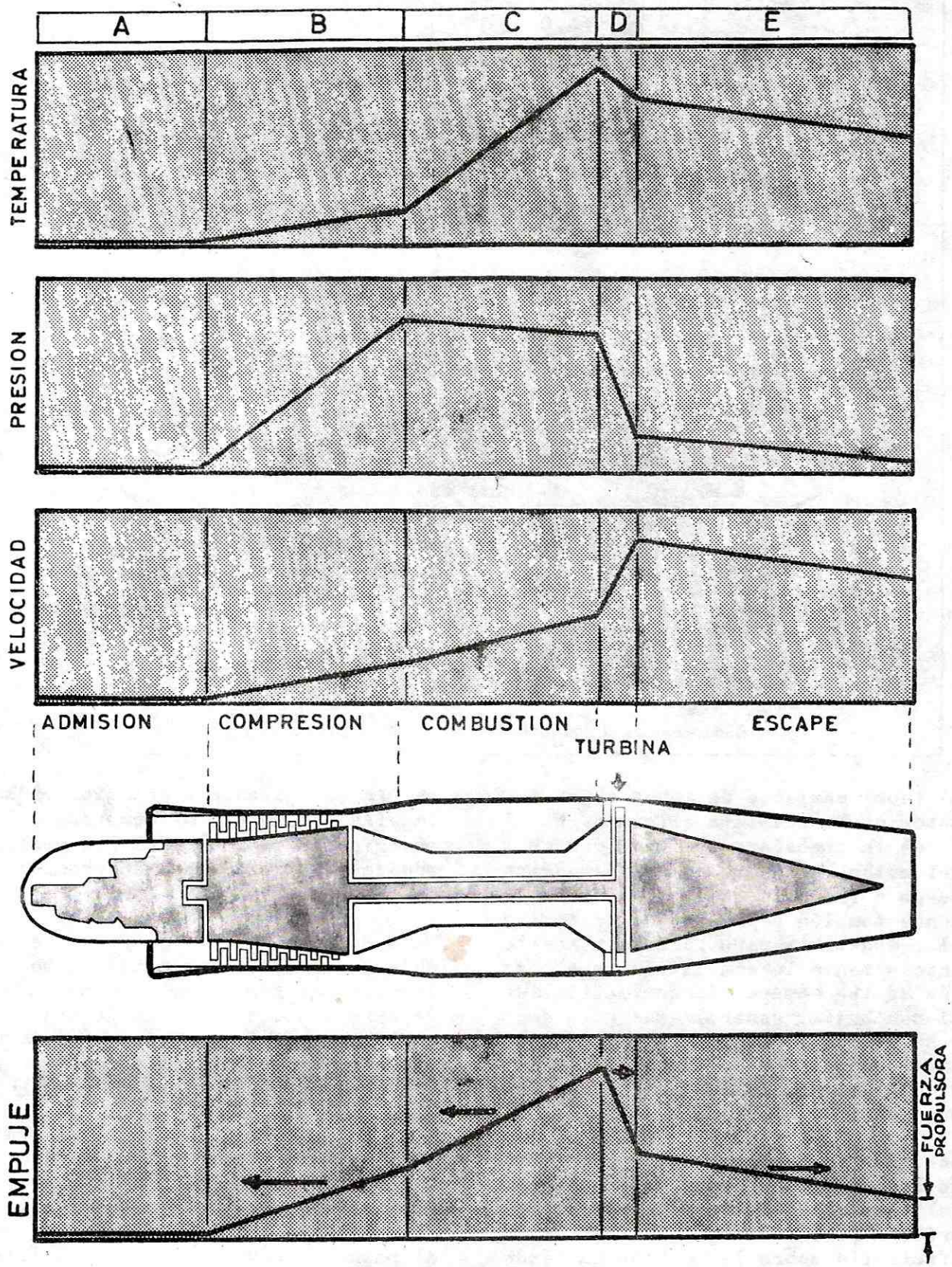
El funcionamiento de ambos tipos de motor es basicamente el mismo. El aire de la atmósfera se lleva dentro del motor, donde se comprime y descarga a las cámaras de combustión; donde también a presión se inyecta el combustible para formar la mezcla. Inicialmente la combustión se efectúa en las cámaras de combustión que tienen bujía -generalmente solo dos- y se comunica a las demás por tubos interconductores de flama. Ya encendido el motor, la combustión continúa por flama residual.

Los gases con alta presión, producto de la combustión pasan a los alabes del estator de la turbina que los orienta para descargar con máxima eficiencia sobre la turbina haciéndola girar. La mayor parte de la energía del gas se absorbe por la turbina, la que girando a gran velocidad impulsa por un eje al compresor. La energía que permanece en los gases, producto de la combustión produce empuje.

Para comprender como se genera el empuje en este tipo de motor, debe observarse el comportamiento de la masa de aire en todo el ciclo de trabajo en lo que respecta a su temperatura, presión y velocidad en todo el recorrido dentro del motor. (fig.1.36)

La masa de aire al llegar a la admisión del motor se considera a temperatura y presión estandard para mediciones físicas y con velocidad cero. (A)

Al pasar al compresor y comprimirse la masa de aire, aumenta en presión y consecuentemente su temperatura; al



PROCESO DEL AIRE EN EL MOTOR TURBO-REACTOR. FIG.1.36

mismo tiempo que por la reducción en- el área del ducto del compresor ad- - quiere mayor velocidad (B).

Al salir el aire del compresor la difusión a las cámaras de combustión se hace con mayor área, aumentando su — presión, pero perdiendo velocidad. En la cámara de combustión se inyecta el combustible que al quemarse produce - considerable aumento en la temperatura que, por diseño de la misma cámara de combustión -y por no ser cerrada - como en el caso del motor recíproco— se acelera la masa de gas hacia la zona de menor presión, manteniéndose casi constante la presión. (C).

Al llegar los gases a la turbina se - expanden, comunican a ésta parte de - su energía y la turbina se encarga de extraer la mayor cantidad de energía- cinética para impulsar al compresor.- Al dejar la turbina, los gases han — adquirido su mayor velocidad, han perdido parte de su temperatura y la mayor parte de su presión (D).

Al llegar los gases al ducto de escape de sección convergente se transforma la energía que aún permanece en — los gases en energía de velocidad, — siendo necesaria esta parte del motor para obtener la velocidad necesaria - para generar el empuje, al descargar- el chorro en el ambiente. (E).

Observando la curva de velocidad, se- nota la diferencia notable entre la - inicial y la final, esta diferencia - es la aceleración de la masa necesa— ria para la generación del empuje.

MOTOR TURBO REACTOR DE PASO LIBRE (By Pass)

El motor turbo-reactor de paso libre, es una turbina de gas de flujo axial, común circundada por un ducto por donde tiene libre paso el aire de impacto como se ilustra en la figura 1.37.

Al aire que fluye por el paso libre - se le inyecta combustible para aumentar el empuje total del motor cuando- se queme al entrar en contacto con — los gases de escape.

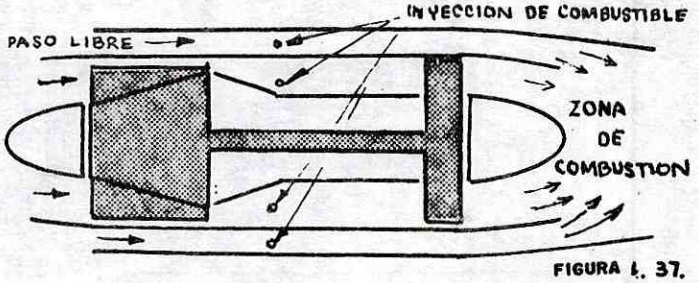
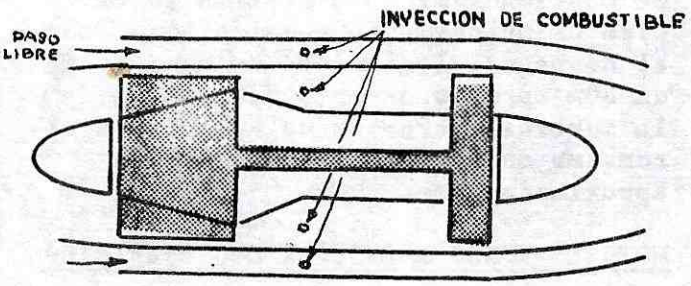


FIGURA 1. 37.

MOTOR DE PASO LIBRE CON MEZCLADOR DE GASES DE ESCAPE

Estos motores tienen dos formas de — hacer la unión de los gases de escape con el aire del ducto de paso libre.- En la figura superior se muestra la - forma en que se hace esta unión, que- es aún dentro del motor antes de su - descarga al ambiente, y que se deno— mina "con mezclador de gases de escape". Cuando la unión de los gases de- escape con los del ducto de paso libre se realiza, ya en el ambiente — -fuera del motor- se denomina "sin — mezclador de gases de escape".



MOTOR DE PASO LIBRE SIN MEZCLADOR DE GASES DE ESCAPE

FIGURA 1.38.

MOTOR TURBO REACTOR CON QUEMADOR POSTERIOR

En plantas motrices turbo-reactoras - de algunos aviones principalmente militares, se ha aumentado su empuje para mayor aceleración durante el despegue y aterrizaje, con la instalación- de quemadores posteriores.

La masa de gases de escape que sale - del motor, lleva aún gran cantidad de-

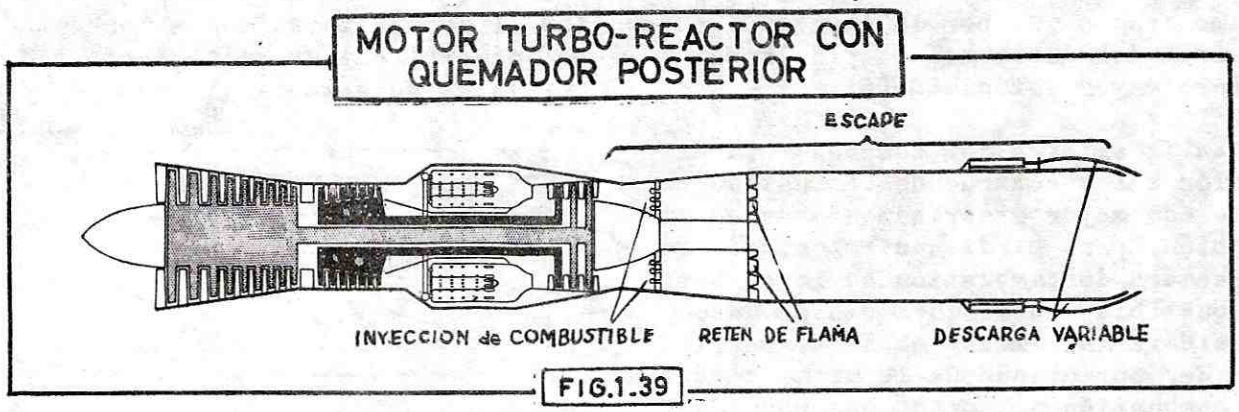


FIG.1.39

Oxígeno al que se inyecta combustible produciéndose una segunda combustión en el motor, pero fuera de las cámaras de combustión, logrando con esto una aceleración mayor de la masa de gas, para crear mayor empuje sin someter a la turbina a mayores temperaturas.

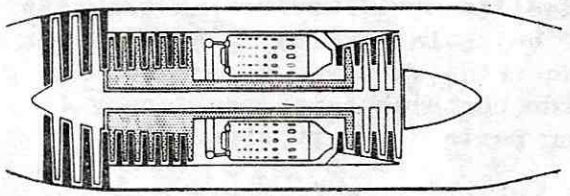
Las turbinas con quemador posterior controlan la descarga de gases de escape al ambiente por medio de una restricción variable que se utiliza en combinación con la inyección posterior de combustible.

Se mencionó que éste sistema se emplea principalmente como auxiliar en el despegue, lograndose un aumento de un 50% aproximadamente del empuje de la turbina, pero con un aumento en el consumo de combustible de un 250% aproximadamente.

MOTORES TURBO-ABANICO Y DUCTO-ABANICO

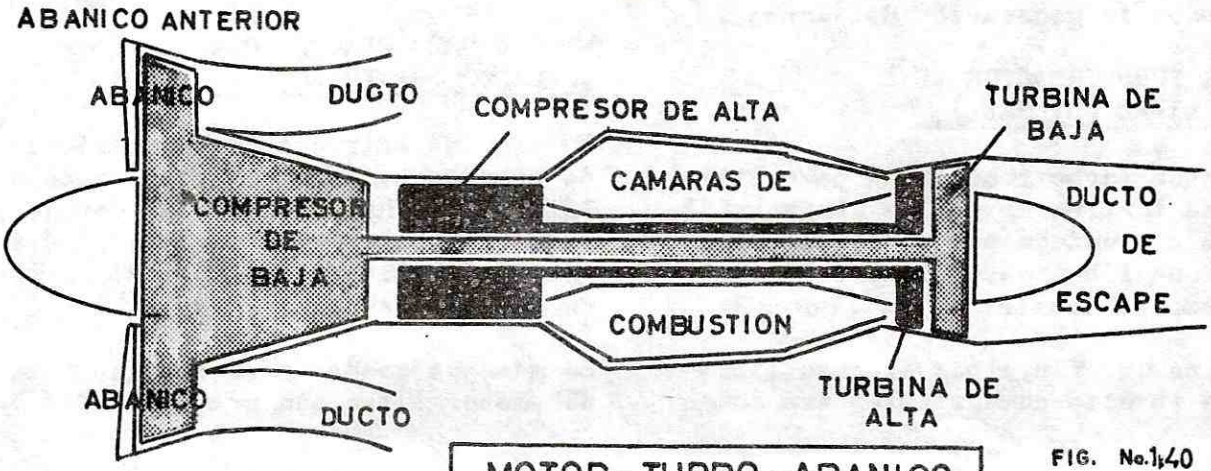
Los componentes de los motores turbo-abanico y ducto-abanico son iguales a los del motor turbo-reactor. El abanico esta formado por los alabes de los primeros pasos del compresor. Estos alabes, son de una longitud mucho mayor a los comunes de compresión. En el motor de turbo-abanico posterior, el abanico queda formado por alabes de la turbina con mayor longitud y diseño particular.

FIGURA 1.41.



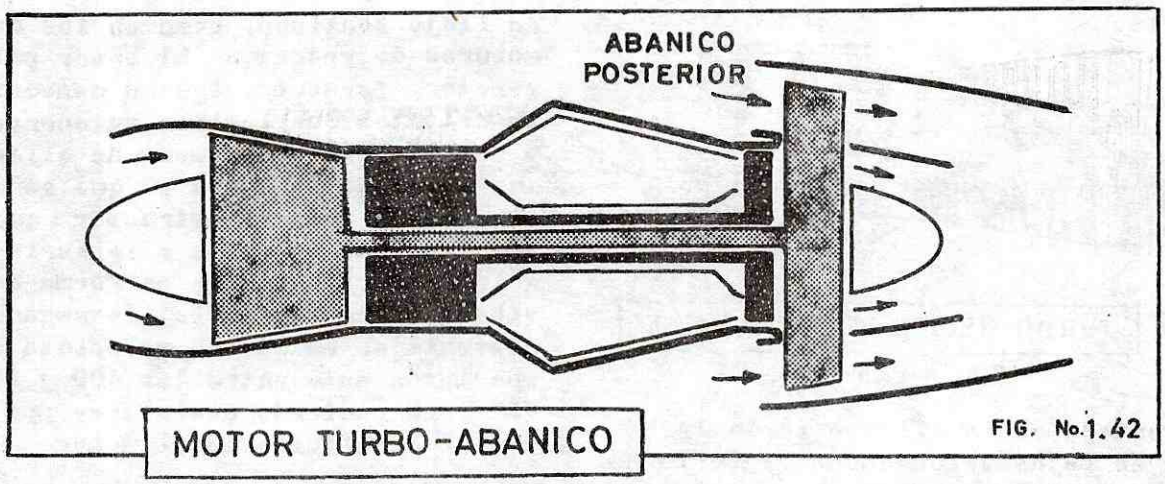
MOTOR DUCTO-ABANICO

En el motor turbo-reactor, el empuje generado depende de la aceleración de una relativamente pequeña masa de aire a gran velocidad, mientras que en el motor turbo y ducto-abanico su fuerza propulsora se desarrolla dando menos aceleración a una relativamente mayor masa de aire. Siendo su propulsión una acción combinada de la acción



MOTOR-TURBO-ABANICO

FIG. No.1.40



MOTOR TURBO-ABANICO

FIG. No.1.42

del abanico y el empuje producido por la velocidad de descarga de los gases.

Comparando el motor turbo-abanico con una turbina de gas de igual versión, éste desarrolla mayor empuje estático para el despegue, el ascenso y en crucero, con menor consumo específico de combustible en todas las condiciones de operación y con menor peso específico.

La eficiencia que se obtiene con los motores turbo-abanico, se debe a la fuerza propulsora creada independientemente del empuje de la turbina. Esto ha animado a los fabricantes de motores al desarrollo de abanicos con aproximadamente el doble de flujo propulsor al de los motores anteriores.

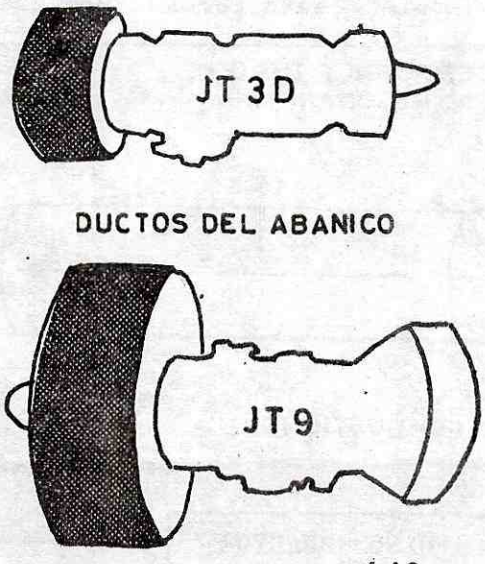


FIG. No.1.43

MOTORES TURBO-HELICE.

Este motor, es la adaptación de las buenas cualidades del motor de turbina de gas con el de hélice.

Es el motor turbo-hélice básicamente una turbina de gas, que impulsa un mecanismo reductor para impulsar a la hélice. Aproximadamente del 80 a 90% de la eficiencia térmica del motor, se emplea para hacer girar la turbina al compresor y a la hélice, y solo un 10 ó 15% se emplea para la generación de empuje.

Los componentes básicos del turbo-hélice son los del turbo-reactor, sea de flujo centrífugo o de flujo axial.

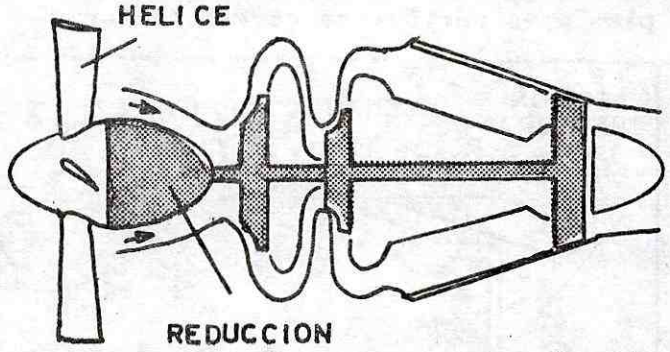
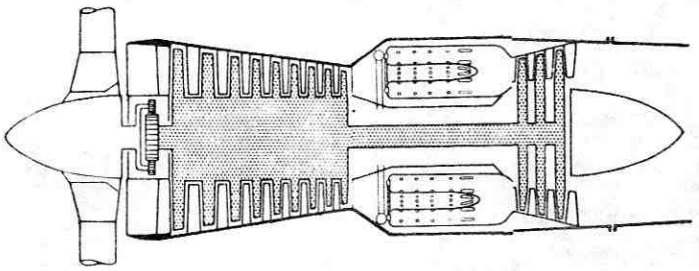


FIG. No.1.44

TURBO-HELICE DE FLUJO CENTRIFUGO

El motor turbo-hélice conserva las características de poco peso por potencia desarrollada, pequeña área frontal y fácil instalación. Ofreciendo



TURBO-HELICE DE FLUJO AXIAL

FIG. No1.45

la ventaja de la eficiencia de la hélice en bajas velocidades -inferiores a las 500 MPH- para aeronaves que operen en campos cortos, con vuelos relativamente cortos, en que el empleo de un motor de hélice aventaja al de turbo-reacción.

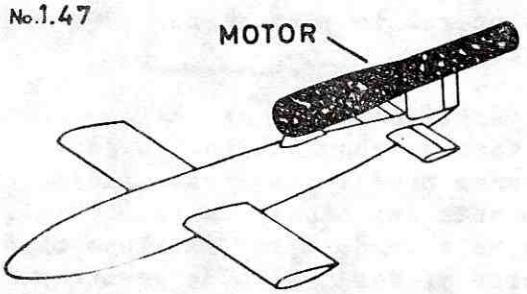
Aunque la eficiencia y características de los compresores centrífugos y axiales se presenta en el capítulo correspondiente, aquí se señala que aun que es mayor la eficiencia del compresor axial, también es mayor su costo, por lo que es común el empleo en motores turbo hélice pequeños y económicos el compresor centrífugo.

MOTOR PULSO-REACTOR.

Este motor, recibe su nombre debido a que su chorro se desarrolla de tal manera que sale por la descarga en explosiones periódicas, en vez de ser de un flujo contínuo, como en los demás motores de reacción. El motor pulso-reactor, presenta algunas desventajas importantes que limitan su operación y aplicación. La primera de ellas, es que debido a la forma en que genera el chorro, toda la estructura que lo soporta esta sometida a la serie de golpes que repercuten en forma de una vibración considerable; la segunda desventaja, es que su velocidad de operación esta entre las 400 y 500 MPH., no pudiendo aumentarse por decrecer en eficiencia el motor.

Se han efectuado pruebas, para utilizar este tipo de motor en helicópteros, pero hasta la fecha su principal empleo lo tiene como planta moto-propulsora de bombas robot -del tipo de la V-1 alemana de la Segunda Guerra Mundial- así como también para el impulso de blancos móviles para tiro de artillería.

FIG: No.1.47



BOMBA V1

Este motor, está formado por un tubo-

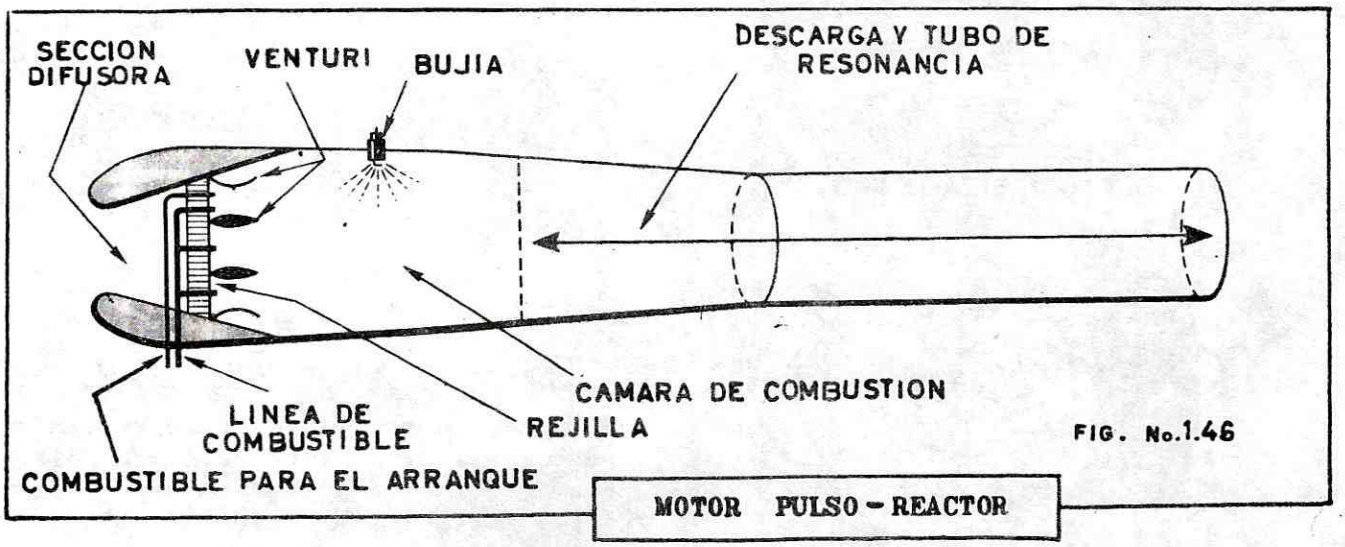


FIG. No.1.46

MOTOR PULSO - REACTOR

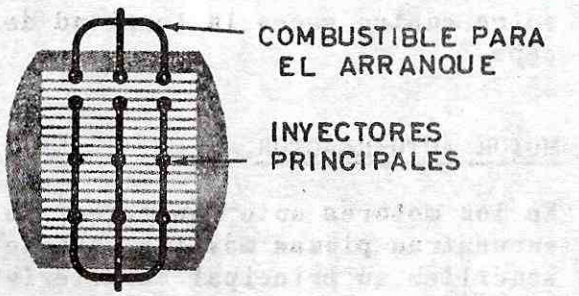
cilindrico, hueco, abierto por sus dos extremos, que se soporta por medio de un poste de empuje al vehículo que impulsará.

Este motor, igual que el impacto-reactor, carece de compresor y turbina. Su funcionamiento depende del aire atmosférico, del combustible, del diseño de la extensión del escape y de las válvulas de admisión.

Las válvulas de admisión de este motor, quedan instaladas en la rejilla a la entrada del motor. Comparado con el motor impacto-reactor, el pulso-reactor, sí es capaz de producir empuje aún en condición estática.

Válvulas de admisión.- Las válvulas de admisión de este motor, forman un panal en la rejilla y estan construídas de láminas de acero flexible so-

FIG. No.1.48



'VALVULA DE ADMISION

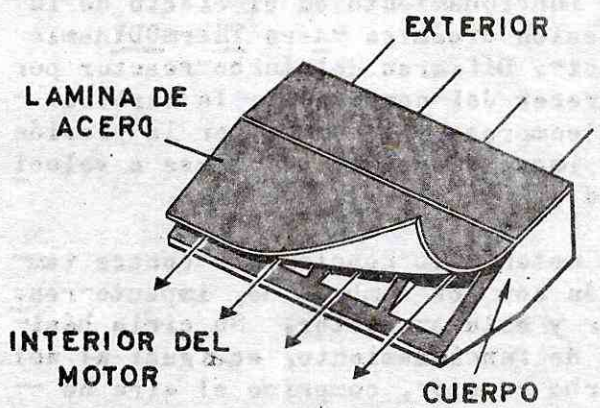
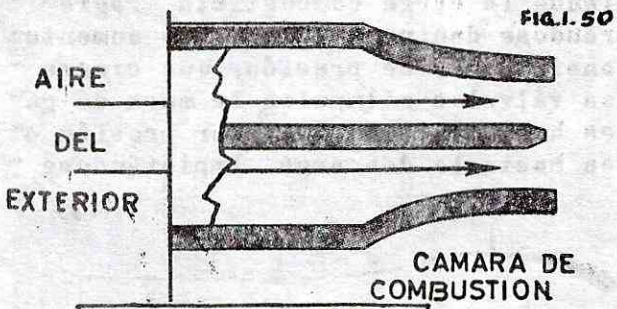


FIG. No.1.49

bre un cuerpo hueco, y entre ellas quedan distribuídas las nueve descargas de combustible para alimentar al motor.

Cuando la presión de impacto es mayor que la presión ambiente existente dentro del motor después del escape, la válvula se abre, permitiendo el paso del aire para repetir el ciclo de trabajo.

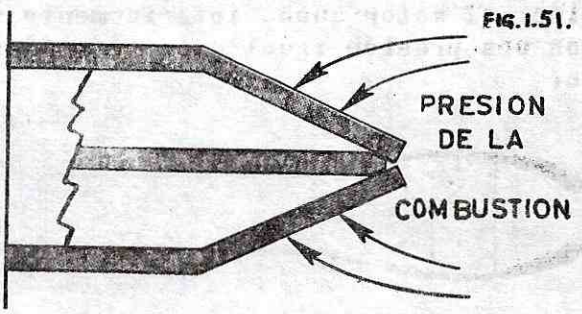
FIG.1.50



VALVULA ABIERTA

Cuando dentro del motor se efectúa la ignición de la carga combustible, el aumento de presión cierra las válvulas, impidiendo el paso de aire al interior del motor y soportando el empuje resultante.

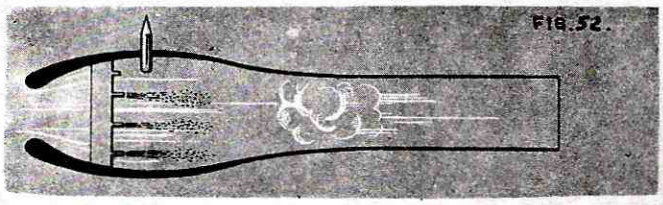
FIG.1.51.



VALVULA CERRADA

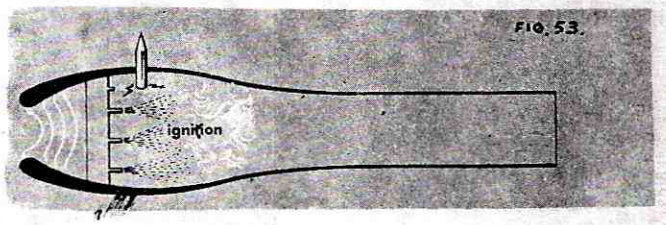
Funcionamiento del motor.- El motor pulso-reactor trabaja bajo el ciclo de cuatro tiempos. Para el arranque inicial de este motor, es necesario meter en él aire a presión, a través de las válvulas de admisión, o bien, poner el motor en movimiento en el aire para crear la presión de impacto.

Al entrar el aire por las válvulas se mezcla con el combustible, formando la carga combustible.



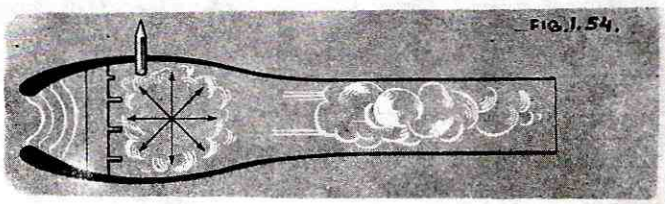
ADMISION INICIAL

Cuando la carga de combustible llega a un valor determinado, la bujía enciende la carga combustible, registrándose dentro del motor un aumento considerable de presión, que cierra las válvulas e impulsa la masa de gases hacia la zona de menor presión o sea hacia la descarga. Impidiéndose

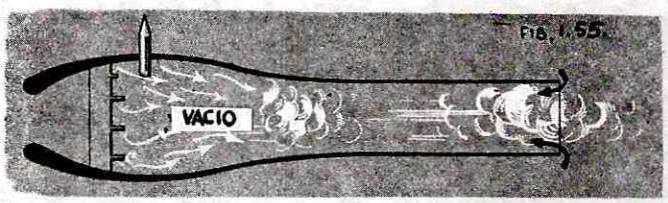


en este momento la entrada de aire de impacto a la cámara de combustión.

Al evacuar la presión de la combustión, el motor queda interiormente con una presión igual a la atmosférica.



Al dejar el motor la masa de gases, producto de la combustión, llega a un mismo valor la presión dentro del motor, admitiéndose aire a través de las válvulas de admisión, pero también una cantidad mayor por el ducto de escape.



Esta masa de aire que entra por el escape es muy importante para el trabajo del motor y la generación de empuje. Esta masa de aire, aumenta el empuje del motor, por dar una masa mayor para la explosión y ayuda a obtener una mezcla combustible, que tiene mejor combustión. Al aumentar de velocidad el motor, el empuje generado tiende a decrecer, hasta el punto en que la presión interna es insuficiente para mantenerlo trabajando. Debido a esto, tienen dispositivos que no permiten que su velocidad exceda las 500 MPH.

Los ciclos de trabajo del motor pulso reactor, pueden ser de 50 a 120 por segundo, dependiendo de sus características individuales. Los primeros encendidos de la carga combustible es necesario que los ejecute la bujía, pero ya después continúa por la temperatura del motor. El número de ciclos con que trabaja cada motor en particular, es fácilmente obtenible, con la división de la velocidad del sonido entre cuatro veces la longitud del escape.

MOTOR AUTO-REACTOR.

En los motores auto-reactores, no se encuentran piezas móviles, siendo la sencillez su principal característica

El motor auto-reactor y el pulso-reactor son llamados "ATHODYDS" por basar su funcionamiento en el efecto de la presión dinámica -Aero THermODYnamic-Duct-. Difieren del turbo-reactor por carecer del compresor y la turbina. El compresor, se suple por la presión de impacto creada al moverse a velocidad el motor hacia adelante.

El motor auto-reactor, se conoce también con los nombres de, impacto-reactor y estato-reactor. Su ciclo básico de funcionamiento, es igual al del turbo reactor, comprime el aire de impacto agregando energía calorifica para aumentar la velocidad de la masa del gas y producir empuje. Por la conversión de la energía cinética del

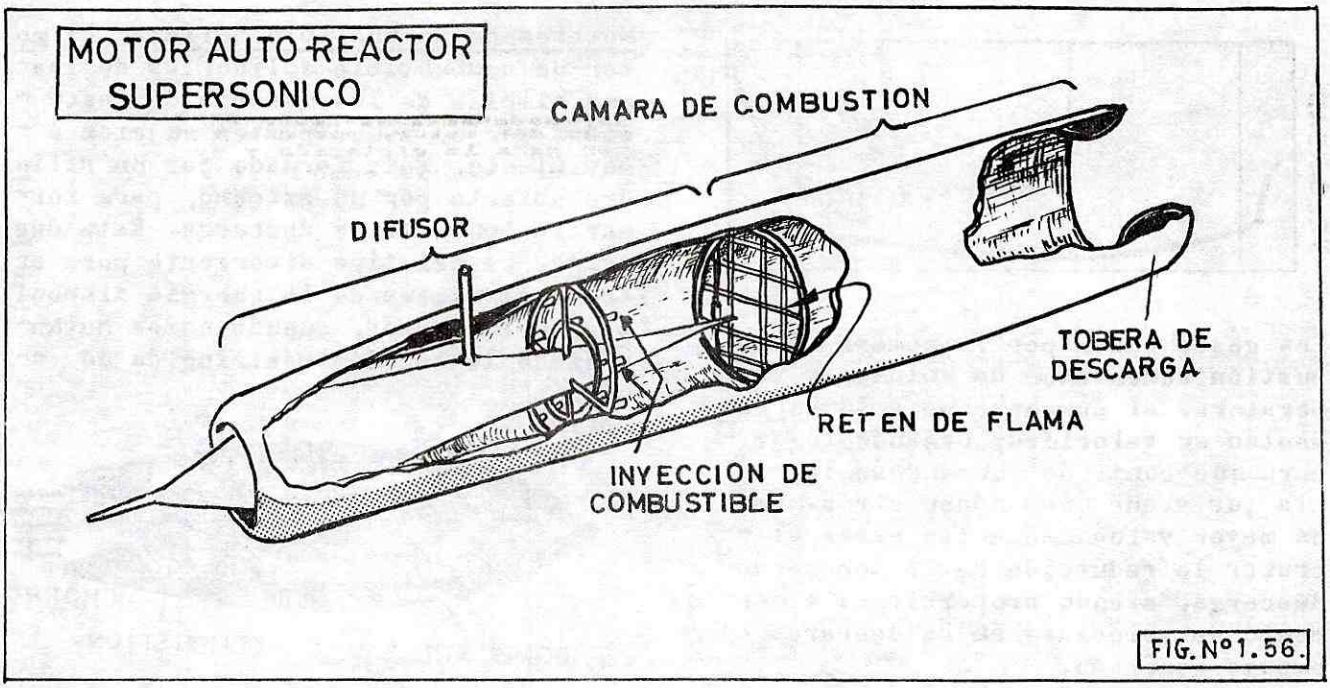


FIG. Nº1.56.

aire que entra a presión, es capaz de operar sin comprimir mecánicamente el aire, razón por la que este motor no puede trabajar en condición estática.

Trabaja eficientemente en velocidades sub y super-sónicas, teniendo la ventaja de ser el motor mas ligero entre los de reacción. A velocidad supersónica, produce mas de 100HP por cada libra de peso del motor, siendo en esto solo aventajado por el motor de reacción directa, pero con menor consumo de combustible que éste.

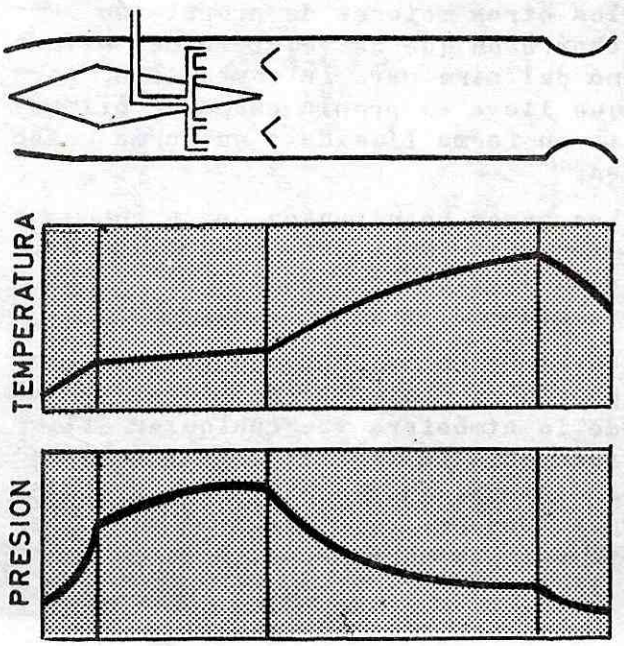
Se ha usado este motor en aviones con motores turbo-reactores o de reacción directa, para crear la presión de impacto necesaria para su funcionamiento, ya que solo hasta los 482.70kph - 300mph- es posible iniciar su funcionamiento.

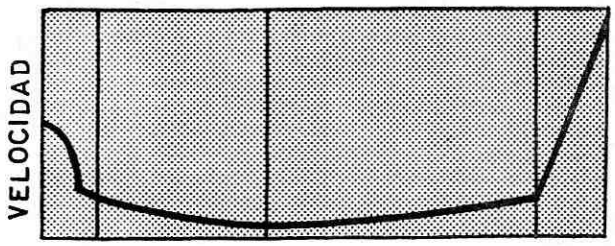
Sus componentes son: un difusor, el inyector de combustible con descargas distribuídas circularmente, un retén de flama y la tobera de descarga.

Funcionamiento.- El aire admitido al motor, se comprime en dos pasos, primero cambiándole la dirección al flujo y después en la sección divergente del difusor donde se le reduce la velocidad. En la sección divergente, se inyecta el combustible, mezclándose con el aire, pero quemándose después del retén de flama, que crea una zona de baja velocidad; favorable a la propagación de la flama. Inicialmente el encendido es por bujía, pero continúa después por flama residual.

PROCESO DEL AIRE EN EL MOTOR AUTO-REACTOR

FIG.1.57





Los gases pasan por la cámara de combustión aumentando de volúmen y temperatura. Al aumentar de volúmen, aumentan su velocidad, dejando lugar para que continúe quemándose la mezcla que viene quemándose atrás. Se da mayor velocidad a los gases al cruzar la reducción de la tobera de descarga, siendo proporcional el aumento de velocidad en la descarga al empuje generado.

El empleo de estos motores, es como plantas de potencia para empleo posterior al despegue en aviones, para impulsar rotores principales de helicopteros; así como proyectiles supersónicos y blancos móviles para tiro.

MOTOR DE REACCION DIRECTA.

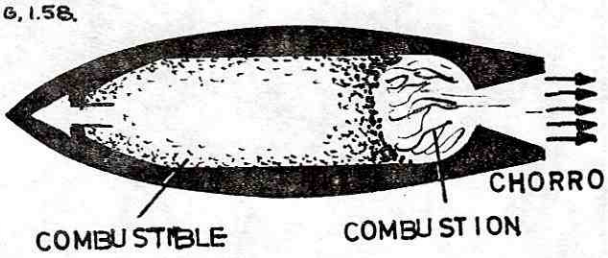
El motor de reacción directa -cohete- produce empuje en igual forma que el pulso-reactor y el auto-reactor ya explicados, pero difiere de los otros motores de propulsión a chorro en que no requiere del oxígeno del aire para la combustión, porque lleva su propia carga de oxidante en forma líquida o en forma gaseosa.

Los gases resultantes de la combustión del combustible y el oxidante, se descargan por una tobera a gran velocidad.

Es el único motor que por llevar su propio oxidante, puede operar fuera de la atmósfera y a cualquier altitud sobre la tierra; mientras que los otros, quedan limitados a altitudes donde el aire tenga el suficiente oxígeno para permitir la combustión.

Motores de Combustible Sólido.- El motor de combustible sólido, es de los mas simples de los motores de reacción; por no tener partes sujetas a movimiento. Esta formado por un cilindro abierto por un extremo, para formar la boquilla de descarga. Esta descarga, es del tipo divergente para extraer el máximo de la energía disponible en los gases, cuando estos hayan cruzado la sección restringida de ella.

FIG. 1.58.



MOTOR DE REACCION DIRECTA

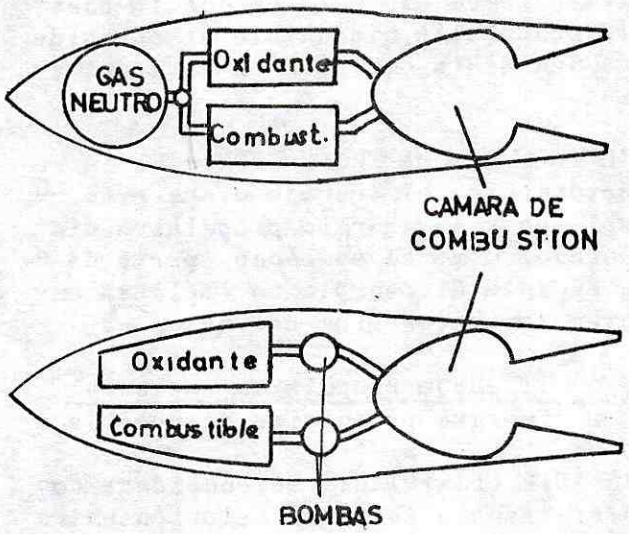
El cilindro esta cargado con el combustible y el oxidante en forma de pasta seca, la que al encenderse libera gases con muy alta presión y temperatura, lográndose mantener la presión dentro de la cámara por la combustión progresiva del combustible. La masa de gas desprendida, es pequeña, pero con muy alta velocidad para producir suficiente empuje. Los combustibles sólidos, son de menor poder térmico, comparados con los líquidos; por lo que termicamente este tipo de motor es de bajo rendimiento.

Las operaciones de largo alcance con este tipo de motor, son prohibitivas, debido al desbalance causado por la pérdida de peso al irse quemando el combustible. Su empleo, esta limitado a proyectiles del tipo dirigido o no dirigido.

Motores de Combustible Líquido.- El funcionamiento del motor de reacción directa con combustible líquido, es igual al de combustible sólido. Difiere en que, requiere del espacio necesario para almacenar el combustible, el comburente y para la cámara de com

bustión. Existen en esta división, dos tipos básicos, según sea el medio que se emplee para llevar el combustible y el oxidante a la cámara de combustión. Este suministro, puede ser a base del impulso que dan dos bombas, o el empleo de un gas neutro -comunmente nitrógeno- a presión, para forzar hacia la cámara de combustión tanto al combustible como al oxidante.

FIG. 1.59.



Un cohete espacial, para poner en orbita lunar un vehículo, consta hasta de 4 etapas -conjuntos de motores cohete- de 8 motores en la etapa inicial, de 1,500,000 libras de empuje cada uno, de 4 motores en la segunda etapa, cada uno de 800,000 libras de empuje, 4 motores en la tercera etapa, de 70,000 libras de empuje cada uno y la última etapa de 2 motores con 35,000 libras de empuje cada uno.

Sin negar la importancia de estos motores, que desarrollan empujes de 15,000 - 188,000 - 200,000 - y hasta 1,500,000 libras para los vehículos espaciales, este libro no se extiende más en ellos, por estar destinado a la capacitación de personal para empresas de transporte comercial aéreo, que no los usa.

UNIDADES JATO.- Para ayudar en el despegue a la aeronaves, opcionalmente, se instalan en ellas unidades JATO o RATO - Jet Assist Takeoff o Rocket Assist Takeoff -.

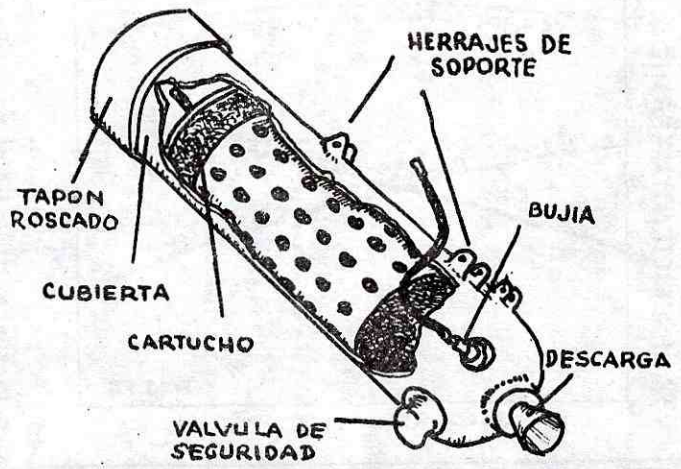
Son pequeños cohetes -motores de reacción directa- de combustible sólido, que se instalan en la parte inferior del avión. Estan construídos de tubo de acero, con un extremo cerrado por un tapón roscado y por el opuesto, llevan la boquilla de descarga. Interiormente llevan la carga de combustible reemplazable, en forma de cartucho.

La operación de estas unidades, es sólo por muy corto tiempo -14 segundos- en que generan hasta 1,000 libras de empuje, con temperatura ambiente de 15°C. El impulso total de la potencia generada por esta unidad, se obtiene multiplicando el empuje por los segundos de duración.

$$1,000 \times 14 = 14,000 \text{ lb-seg.}$$

El cartucho combustible, tiene como oxidante al perclorhidro de potasio ($KClO_4$) y como combustible una mezcla de dos asfaltos y aceite de motor de base parafínica.

FIG. 1.60



UNIDAD JATO

EFICIENCIA DE LOS MOTORES TURBO-REACTORES, TURBO-ABANICO Y TURBO HELICE.

La eficiencia de un motor es la relación que existe entre el trabajo desarrollado y la cantidad de energía que se le suministra en el combustible.

$$\%\text{EFICIENCIA} = \frac{\text{Trabajo desarrollado}}{\text{energia liberada}} \times 100$$

La eficiencia de la turbina de gas -- de acuerdo a su rendimiento general - se divide en:

a) Eficiencia térmica (η_r)
b) Eficiencia de transmisión (η_e)
c) Eficiencia de propulsión (η_p) y
d) Eficiencia total (η_o)

a) EFICIENCIA TERMICA.- Se define como la capacidad a convertir la energía - química ontenida en el combustible - en energia mecánica.

$$\eta_r = \frac{\text{Energia mecánica}}{\text{Energia química}}$$

A bajas velocidades el motor turbo -- reactor es menos eficiente que el de reacción directa y que el recíproco,- pero a medida ue su velocidad aumenta, la eficiencia térmica del motor - turbo-reactor se complementa con el - aumento de la presión de entrada llegando a superar el rendimiento del recíproco, como se muestra en la figura:

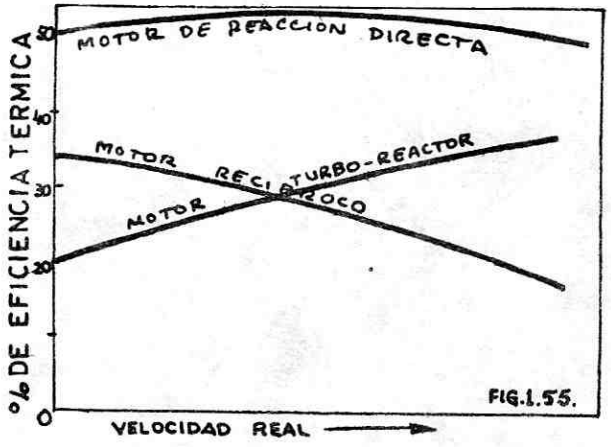


FIG.1.55.

EFICIENCIA TERMICA DE LOS MOTORES

b) EFICIENCIA DE TRANSMISION.- No toda la potencia producida por el motor se transforma en empuje sino que parte - de ella es utilizada para impulsar -- las cajas de engranes -donde se instalan los accesorios-, convertidores de torque etc. que significan pérdidas - por fricción y arrastre.

$$\eta_e = \frac{\text{Energia entregada por la transmisión}}{\text{Energia dada a la trnsmisión}}$$

Las pérdidas vinculadas a la transmisión impiden que la eficiencia propulsiva alcance el 100%, ya que la energia propulsiva disponible es obtenida después de la empleada en la transmisión.

c) EFICIENCIA DE PROPULSION.- Es la relación entre el trabajo propulsivo -- empleado y la energia propulsiva disponible. Como se mencionó, parte de - la energia disponible se empleará en- mover los accesorios del motor.

$$\eta_p = \frac{\text{Trabajo propulsivo empleado}}{\text{Energia propulsiva disponible}}$$

d) EFICIENCIA TOTAL.- Se considera como eficiencia total la relación entre el trabajo propulsivo disponible y la energia química que se ha suministrado al motor.

$$\eta_o = \frac{\text{Trabajo propulsivo empleado}}{\text{Energia química suministrada}}$$

$$= \frac{\text{arrastre inducido x vel. de vuelo}}{\text{comb/unidad de tiempo x valor calorifico}}$$

CARACTERISTICAS DE RENDIMIENTO PARA MOTORES TURBO-REACTORES, TURBO-HELICE Y TURBO-ABANICO.

Resumen de características.- Un motor- turbo-reactor obtiene su empuje por la aceleración de una masa relativamente- pequeña de aire que pasa a través de - él. Para mantener la velocidad en la - descarga, la turbina extrae de los gases de escape solo la potencia necesaria para impulsar al compresor y a los accesorios. La fuerza propulsiva de obtiene de las fuerzas inequilibradas —

dentro del motor.

La propulsión del turbo-hélice se efectúa por la acción combinada de la hélice y el empuje de los gases de escape. La turbina de este motor esta diseñada para absorber el máximo de energía para impulsar al compresor, los accesorios y a la hélice a través de su reducción.

En principio el motor turbo-abanico es similar al turbo-hélice, reemplazandose la hélice por un abanico situado en el ducto de admisión y accionado a la velocidad del compresor debaja. El flujo de aire en el abanico se controla por su diseño en tal forma que no se afecta por la velocidad del avión ni la velocidad del aire relativo en sus aspas, eliminandose la pérdida de eficiencia a altas velocidades -limitación que tiene el turbohélice para desarrollar grandes velocidades-, siendo el flujo de aire por el abanico menor que el de la hélice y produce del 30 al 60% de la fuerza propulsora del motor.

La figura inferior muestra los tres tipos de motores mencionados, señalandose entre las líneas las partes que constituyen la turbina de gas.

Una comparación de las características de rendimiento de estos tres motores señalará el tipo de rendimiento que puede esperarse de los aviones equipados con los tres diferentes motores. Para efectuar la comparación, la potencia en la flecha del turbo-hélice -SHP- debe convertirse a libras de empuje. Así como su consumo específico de combustible -SHPSFC- debe transformarse a libras de combustible por hora por libra de empuje -TSFC = Wf/F-.

Para esta exposición, se supone que los motores comparados son versiones turbo-reactor, turbo-hélice y turbo-

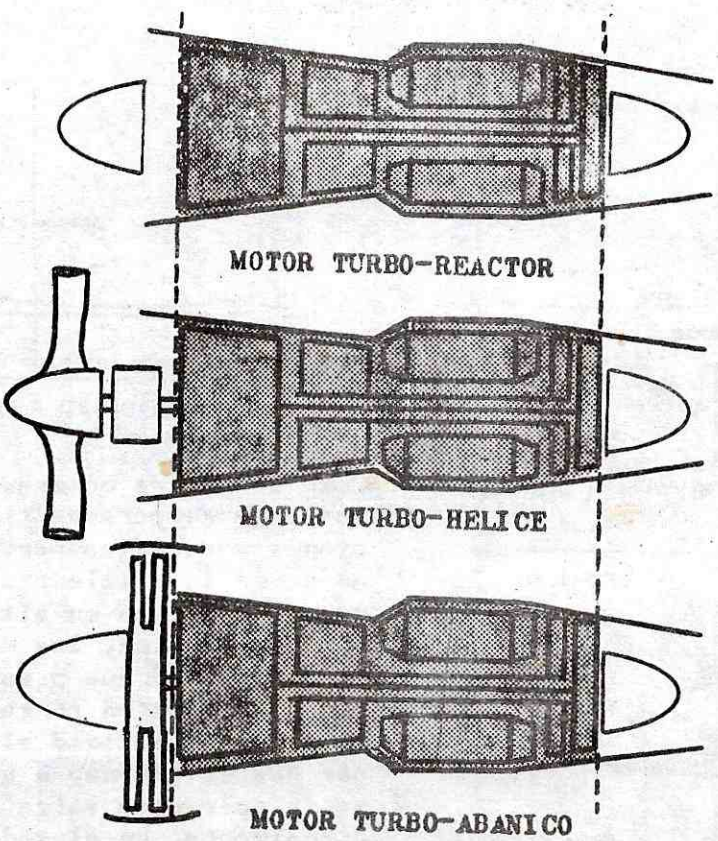
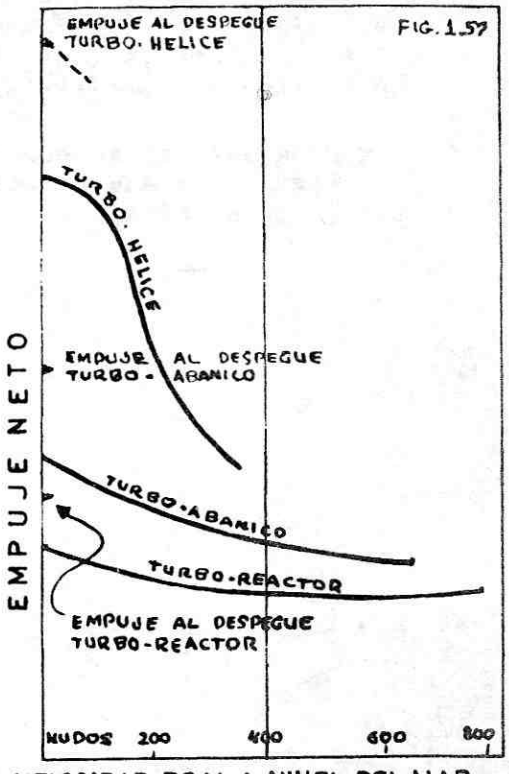
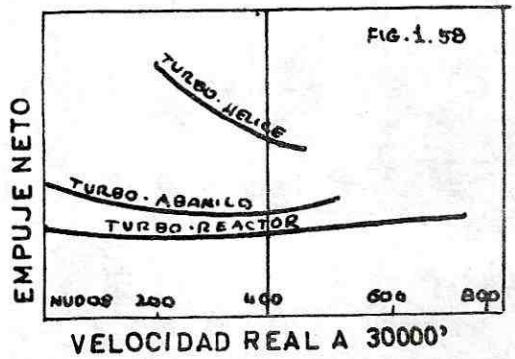


FIG.1.56

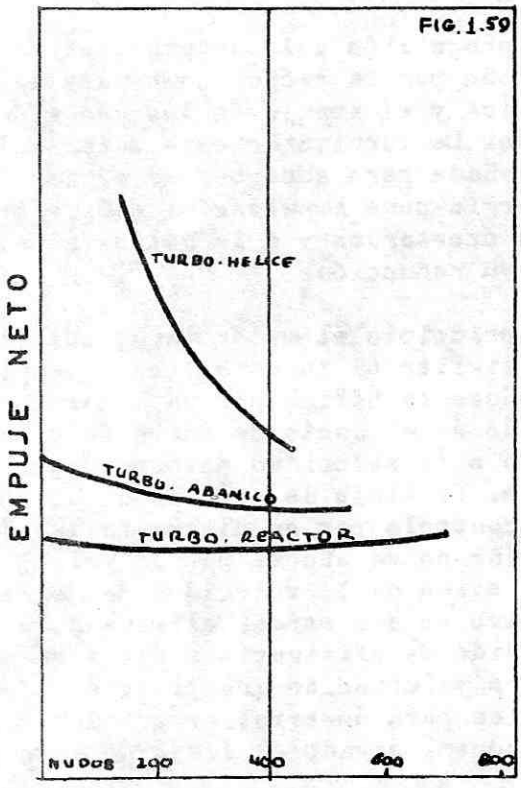
abanico del mismo botor básico. Se asumirá también que los tres motores trabajan con la misma relación de compresión total y aproximadamente a iguales temperaturas internas. Los motores han sido instalados en el avión en cada caso, para impulsarlo de acuerdo con la mejor disposición para el tipo particular de motor utilizado. Suponiendo que cada avión es aproximadamente del mismo tamaño, con igual número de motores. En base a estas suposiciones las siguientes figuras muestran el rendimiento de los tres tipos de motor en máximo empuje continuo a diferentes altitudes y en la primera se ilustra la potencia disponible en cada uno para el despegue.



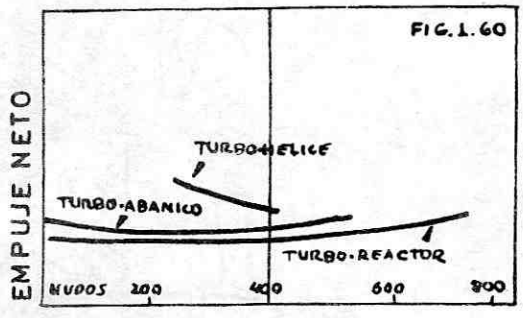
VELOCIDAD REAL A NIVEL DEL MAR



VELOCIDAD REAL A 30000'



VELOCIDAD REAL A 15000'



VELOCIDAD REAL A 45000'

Como todos los motores, cada uno de los tres comparados tiene sus limitaciones y ventajas particulares. Debido a que la eficiencia del turbo-reactor se mantiene en alta velocidad y elevado altitud, los motores de este tipo, son idóneos para los aviones que funcionen en rango suficiente de altitud y velocidad elevadas, para hacer que el ascenso a su altitud óptima de operación valga la pena. Excepcionalmente, un elevado empuje a baja velocidad no es una característica

del motor turbo-reactor. Por lo tanto los aviones equipados con estos motores, requieren de una pista para despegar relativamente mas larga o de una baja carga alar.

En la siguiente figura se hace la comparación entre el empuje del motor turbo-reactor y el del recíproco así como de la resistencia al avance. Esta gráfica permite una comparación objetiva entre ambos motores.

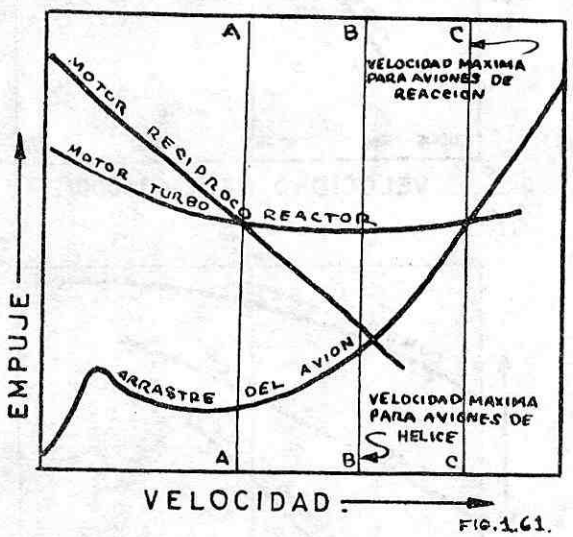


FIG.1.61.

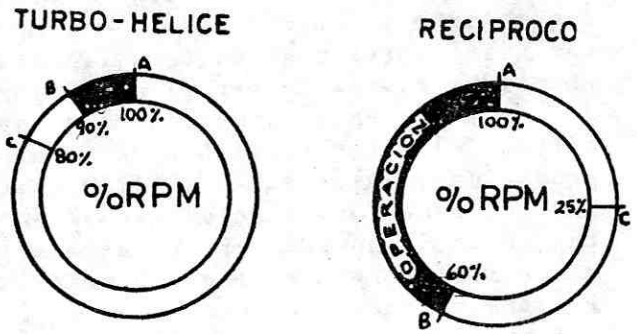
A la izquierda de la línea $\overline{AA}$ y $\overline{BB}$ el motor recíproco sobrepasa en eficiencia al de reacción, o sea que el motor con hélice desarrolla mas empuje a bajas velocidades.

Entre las líneas $\overline{AA}$ y $\overline{BB}$ el motor de reacción es más efectivo que el de hélice, ya que el empuje continúa decreciendo mientras aumenta su velocidad. El empuje del motor de reacción permanece constante al aumento de velocidad. La línea $\overline{BB}$ muestra el máximo de velocidad obtenible con un motor con hélice y la línea $\overline{CC}$ el máximo de velocidad obtenible con el motor de reacción, en que el arrastre inducido iguala al empuje.

El consumo específico de combustible del motor turbo-reactor (TSFC) es mayor que en el turbo-hélice o en el turbo-abanico, desventaja que se reduce a medida que la altitud y la velocidad aumentan. Además de su capacidad para altas velocidades y muy elevadas altitudes a las cuales trabajan los motores turbo-reactores de compresor axial, presentan un área frontal reducida, además de ser el mas ligero de los tres, en términos de peso específico del motor por libra de empuje producida a velocidad y altitud optimas. El menor diámetro de área frontal en un turbo-reactor, no necesariamente implica sin embargo un menor arrastre en vuelo, porque el área frontal mayor creada por la hélice o el abanico, no producen en proporción un arrastre parásito elevado estando el turbo-hélice o el turbo-abanico en operación. A pesar de ello, el menor diámetro significa que la separación entre el suelo y la barquilla del turbo-reactor constituye menor problema para el diseñador del avión. Este factor puede ser de gran importancia cuando es necesario que el motor quede suspendido abajo del ala.

El motor turbo-hélice combina las ventajas de un motor de turbina de gas con las buenas características propulsivas de la hélice a baja velocidad. Aún siendo más pesado y complicado que un turbo-reactor, este motor es capaz de desarrollar muy alto empuje a bajas velocidades en aire denso o en baja altitud, dadó que la hélice puede acelerar enormes cantidades de aire aún antes de eliminarse la acción de los frenos del motor. Los motores turbo-hélice son superiores para levantar cargas pesadas en recorridos cortos o medios. Las características de alto empuje de este motor, aseguran además un bajo consumo específico de combustible en comparación con el turbo-reactor a baja velocidad. La eficiencia de la hélice decae rápido a grandes velocidades, sin embargo, esto significa que aunque los aviones turbo-hélice son considerados en general como más veloces que los aviones con motor recíproco, deben volar a velocidades menores a las obtenidas con aviones sub-sónicos con motores turbo reactores o turbo-abanico. Los moto-

RANGOS DE OPERACION DEL MOTOR TURBO-HELICE Y DEL RECIPROCO.

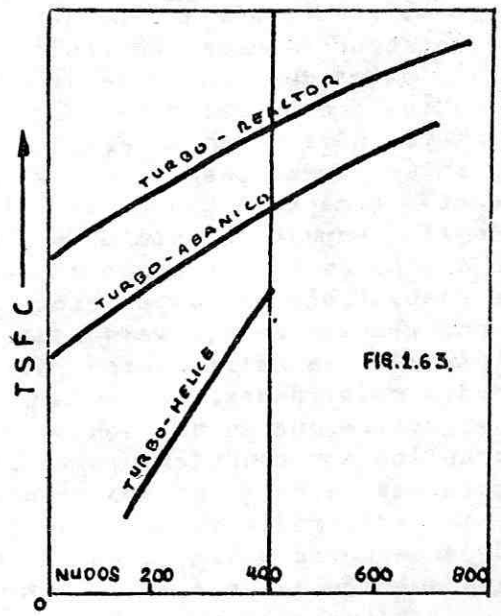


A. RPM DE DESPEGUE
B. BAJAS RPM EN VUELO (PLANEO)
C. RPM MINIMAS EN TIERRA

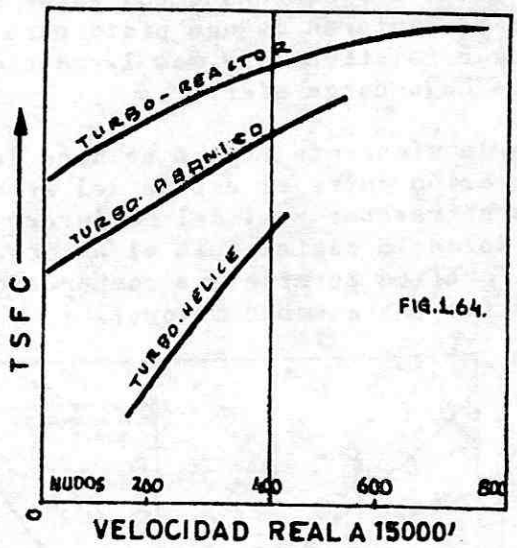
FIG. 1.62.

res turbo-hélice capacitan al avión - en que se instalan a despegues mas -- cortos o medios para cargas pesada y- en circunstancias donde la operación- no requiera de velocidades mayores a- los 400 nudos.

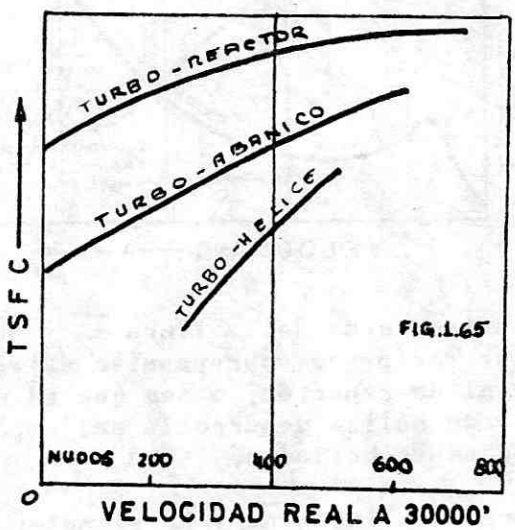
Las siguientes figuras de esta página muestran la comparación de los tres - tipos de motores en máximo empuje a - diferentes altitudes y de acuerdo a - su consumo específico de combustible- (TSFC).



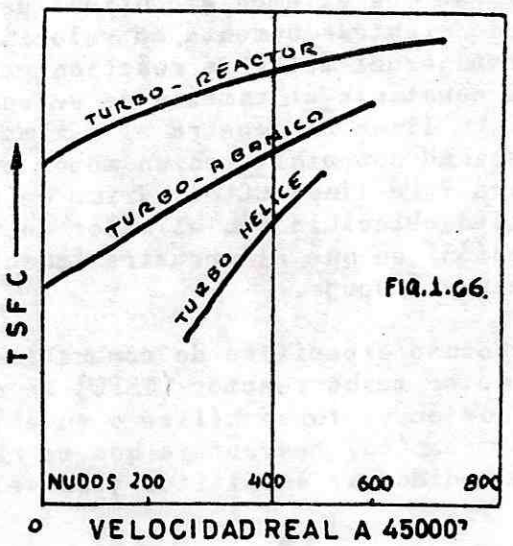
VELOCIDAD REAL A NIVEL DEL MAR



VELOCIDAD REAL A 15000'



VELOCIDAD REAL A 30000'

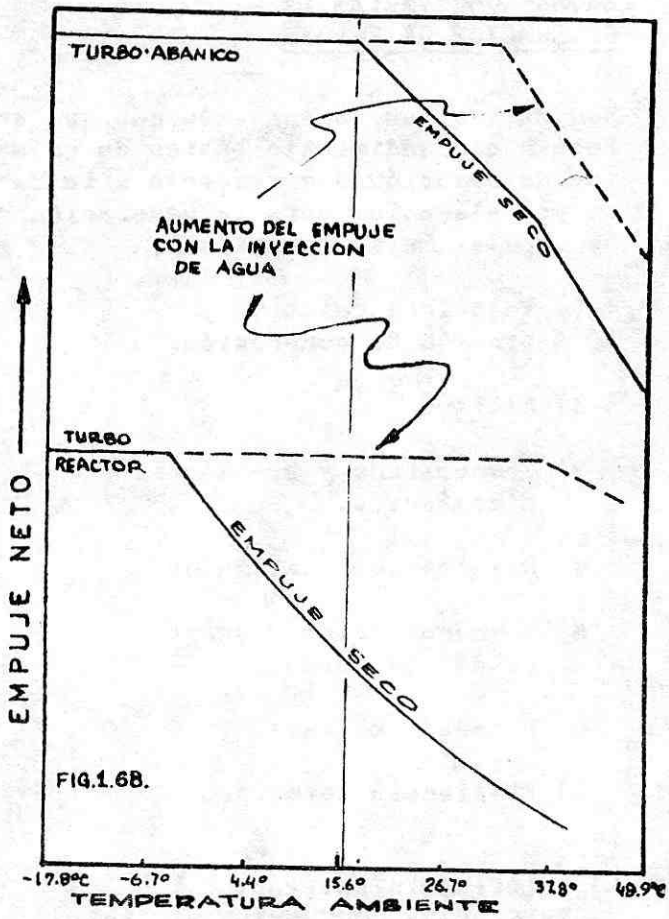


VELOCIDAD REAL A 45000'

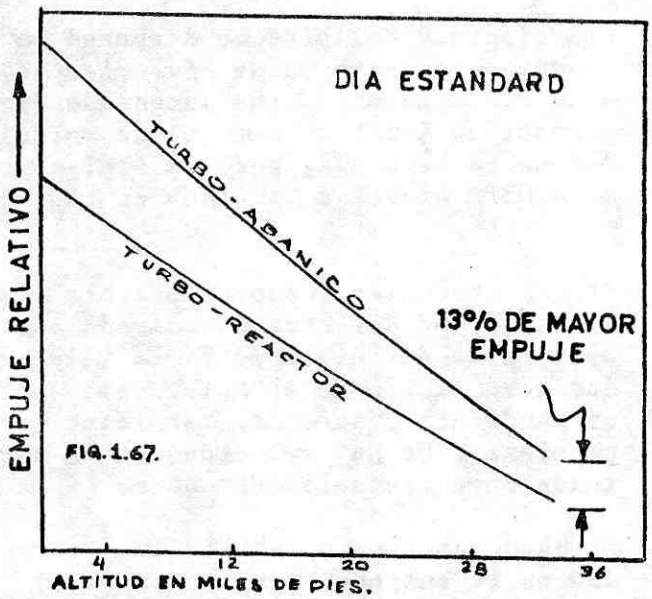
Con referencia a las gráficas de las figuras 1.63 a 66 se observa que el rendimiento de un motor turbo-abanico cae entre el rendimiento del turbo-reactor y del turbo-hélice. Como se mencionó previamente, el turbo-hélice pierde ventaja al aumentar su velocidad. En el turbo-abanico por lo contrario, no es afectado por las altas velocidades además de que pesa menos tiene velocidades de vuelo mas económicas e instalado tiene menor separación del suelo.

Comparada con el turbo-reactor, una versión del turbo-abanico del mismo motor, tendrá mas empuje estático en el despegue, mayor empuje de ascenso a nivel del mar, mayor empuje de crucero y además menor consumo específico de combustible -TSFC- en condiciones de crucero.

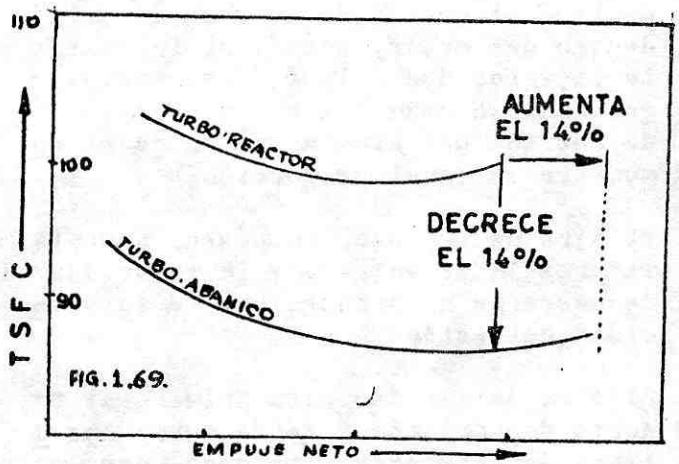
Ilustrando lo anterior, las siguientes figuras 1.67,68 y 69 muestran las características de rendimiento relativas a los motores turbo-reactores y turbo-abanico.



EMPUJE ESTATICO PARA DESPEGUE A NIVEL DEL MAR



MAXIMO EMPUJE CONTINUO PARA ASCENSO (300 NUDOS)



EMPUJE RELATIVO EN CRUCERO MAXIMO

CAUSAS QUE VARIAN LA GENERACION DE EMPUJE.

Son varias las causas externas que afectan el rendimiento básico de un motor de reacción con respecto a la Masa y Aceleración para la generación de empuje. Estas causas son:

1) Velocidad relativa y presión de compresión.

2) Altitud

3) Temperatura y presión atmosférica.

4) Revoluciones del motor

5) Temperatura de descarga de los gases

6) Humedad ambiente y

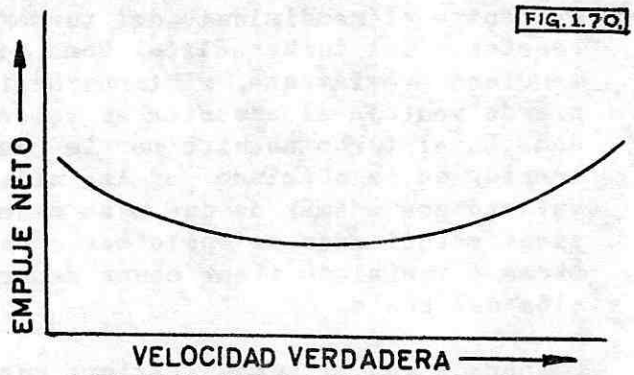
7) Eficiencia térmica.

1) VELOCIDAD RELATIVA Y PRESION DE COMPRESION.- Considerando al motor turbo-reactor como una máquina de "empuje constante", se comprenderá que la generación de empuje es independiente de la velocidad del avión. Ya que el empuje es resultado de la aceleración de la masa de aire dentro del motor, cuando se incremente la velocidad del avión el empuje generado se reducirá si la presión de entrada del aire al motor no se aumentára en igual proporción.

El aire de impacto, como sea, aumenta la presión de entrada y la velocidad de descarga es proporcional a la velocidad del avión.

El aire de impacto pasa primero al ducto de admisión y actúa sobre los alabes de estatores y rotores, para comprimirlo levantando su presión en el compresor y reducir la cantidad de energia requerida para los efectos de compresión. El resultado es un aumento de la velocidad de descarga igual al aumento de velocidad del avión.

FIG. 1.70.



EFECTO DE LA VELOCIDAD VERDADERA EN EL EMPUJE NETO

Por ejemplo, precisamente en el despegue cuando se inicia la carrera, el avión esta estático, la descarga del chorro tiene una velocidad de 1600 pies/seg. mientras la velocidad del avión es cero. La aceleración de aire dentro del motor es de 1600 pies/seg. cuando el avión alcanza los 30,000 pies, el aire de impacto o sea el que llega al ducto de entrada tiene una velocidad del orden de 847 pies/seg.

La velocidad del aire de descarga ha aumentado y es ahora de 2447 pies/seg o en otras palabras, ha aumentado en proporción igual al aumento de velocidad de la aeronave, pero la aceleración NETA efectiva continúa en 1600 pies/seg^2.

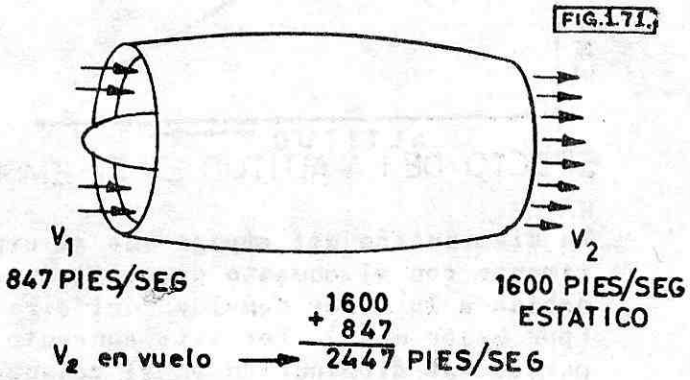
Ocurre preguntar ¿Como es posible que la velocidad del aire de entrada sea cero antes del despegue ? La velocidad será cero pero el motor esta succionando aire, tuercas, tornillos o papeles. ¿ No hay velocidad en la entrada para restarla del chorro ?

El hecho es cierto, existe una velocidad en la entrada, pero se anula en realidad por la baja presión causada en la admisión al acelerar el aire al interior de la turbina. La ley de Bernoulli establece que: "LA PRESION DEL AIRE ES MAS BAJA CUANDO SE AUMENTA SU VELOCIDAD". La sección frontal del --

compresor del motor hace bajar la presión del ambiente exterior, creando una velocidad alta en la admisión, pero de mas baja presión al pasar por ella.

Al mismo tiempo que entra presión, el efecto final en el motor es relativamente mas alto que la presión en el ducto de admisión, tendiendo a causar un movimiento hacia adelante en el avión. La velocidad del aire de entrada generalmente se deduce de la velocidad del chorro para determinar el empuje, pero cuando el avión esta estático la baja presión en la admisión bajo efecto de la succión es exactamente equivalente a la pérdida en aceleración entre las velocidades de entrada y salida. Como sea, la velocidad del aire es efectivamente cero, en lo referente a la producción de empuje.

FIG.1.71.



EFECTO DE LA PRESION DE IMPACTO

Mientras en el ducto de entrada se fuerza el aire, esta presión negativa desaparece y empieza a actuar en vuelo como se dijo anteriormente.

Observando la gráfica de la Fig.1.70 se ve que el empuje neto baja ligeramente en velocidades anteriormente próximas al despegue, pero la presión de entrada después recupera totalmente el empuje neto en altas velocidades. Cerca de las 600 MPH el empuje neto supera al empuje estático.

La mayor ventaja del avión con motor de reacción sobre el que tiene motor recíproco es la capacidad para volar a mayor altitud y mas rapidamente sin las últimas limitaciones fundamentales en el desarrollo de empuje.

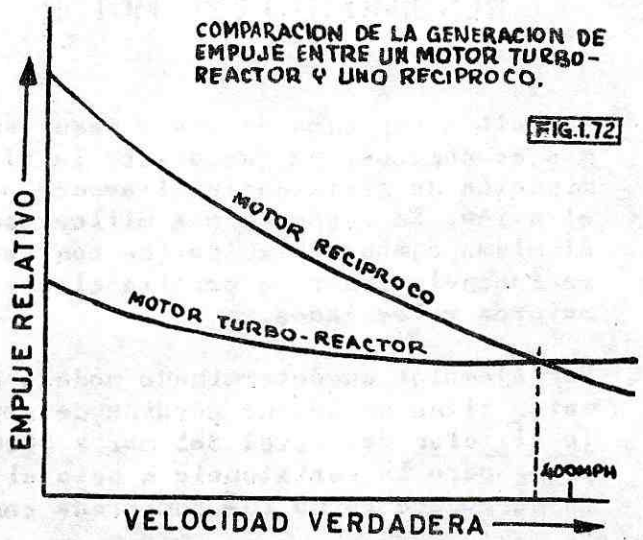
Por lo menos no hay limitaciones al alcanzar la velocidad del sonido y ésta puede sobrepasarse. Los aviones impulsados con hélice tienen limitada su velocidad debido a la hélice y en el motor recíproco con sobre alimentación se limita por la función de la turbina del sobre alimentador.

Cuando la velocidad de la extremidad de la pala de la hélice se aproxima a la velocidad del sonido, adquiere todas las caracterfsticas indeseables de alta velocidad de cualquier aeroforme, tales como compresibilidad, pérdida de sustentación -desplome- y otros efectos aerodinámicos peculiares. La eficiencia inicial de la hélice en la producción de empuje, sin embargo, es superior a la del motor de reacción, teniendo un efecto de aceleración más rápido, lo que permite carreras de despegue mas cortas en motores con hélice.

La siguiente gráfica muestra como el motor de reacción sobrepasa al recíproco adelante de las 400 MPH.

COMPARACION DE LA GENERACION DE EMPUJE ENTRE UN MOTOR TURBO-REACTOR Y UNO RECIPROCO.

FIG.1.72



2) INFLUENCIA DE LA ALTITUD EN LA GENERACION DE EMPUJE CONTRA LA RESISTENCIA AL AVANCE DEL AVION.- El motor turbo-reactor es esencialmente una máquina para trabajo a gran altitud. Un consumo relativamente mas alto de combustible por milla en la operación en bajas altitudes conduce a operar lo mas alto posible.

El consumo de combustible a 20,000 pies es el doble que en los 40,000 cubriendo la misma distancia. El motor de chorro es capaz de volar arriba del techo actual (40,000 pies para aviones civiles). La limitación existente, se debe a la diferencia entre la presión interior del avión (por presurización) y la presión ambiente, por lo que no se tienen que diseñar motores con mayor rango de altitud para su trabajo.

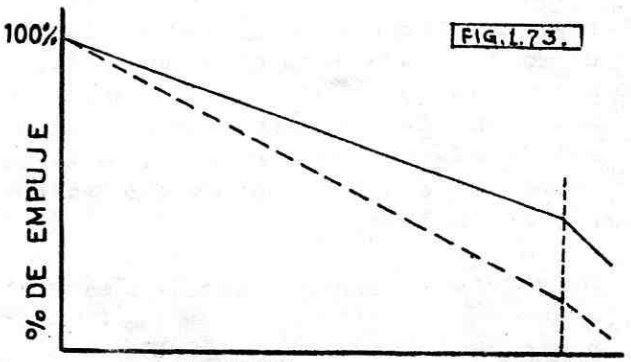


FIG.1.73.
EFECTO DE LA ALTITUD EN EL RENDIMIENTO DEL MOTOR

Las altas regiones de vuelo resultan mas económicas, ya que existe la disminución de resistencia al avance por el avión. Se recorren mas millas con el mismo combustible, ya que con esa resistencia menor se permite alcanzar mayores velocidades.

Por ejemplo: un determinado modelo de motor tiene un 40% de pérdida de empuje al volar del nivel del mar a 30000 pies, pero la resistencia a esta altura se reduce en un 75% comparada con la que tendría a nivel del mar; lo que ciertamente representa menor tiempo y potencia para el vuelo a esa altitud, resultando que esa necesidad satisface una condición económica. Sin embargo el plan de vuelo debe considerar otros factores como el flujo del chorro; si se indica una velocidad en el viento de 200 MPH y éste es de frente a los 40,000 pies, es obvio que debe preferirse un vuelo a menor altitud con estas condiciones.

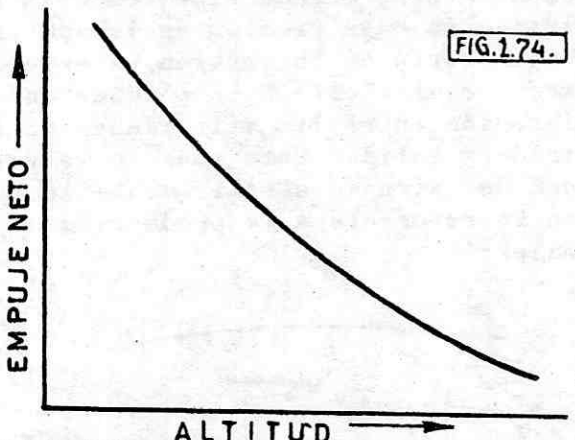


FIG.1.74.
EFECTO DE LA ALTITUD EN EL EMPUJE

La disminución del empuje que se experimenta con el aumento de altitud es debida a la menor densidad del aire (por menor masa). Por este concepto aparece una disminución en el consumo de combustible al aumentar la altitud de vuelo, aumentando el radio de acción con vuelos a gran altitud.

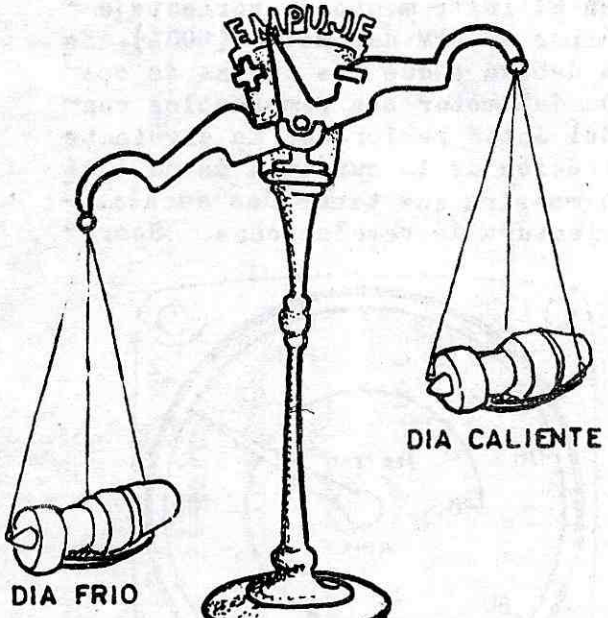
3) TEMPERATURA DEL AIRE EXTERIOR.- Antes de continuar con la exposición de los diversos factores que afectan la generación de empuje en el motor de reacción, se mostrará la relación que hay entre unos y otros. El empuje del motor depende de la masa de aire que a su vez en afectada por su densidad.

La densidad del aire se entiende como el número de partículas de aire en un volúmen dado con determinada temperatura. El aumento o disminución de estas partículas es afectada principal-

mente por tres condiciones.

a)la velocidad del avión que aumenta la densidad efectiva
b)la altitud que al aumentar disminuye la densidad y es la mas importante y
c)la temperatura del aire (OAT) principalmente en el despegue.

Afortunadamente, la velocidad del aire (por efecto de la velocidad del avión) actúa como productora de densidad a grandes altitudes, donde el aire exterior es deficiente en densidad Sin embargo, las altas temperaturas en tierra afectan drasticamente el rendimiento en despegue y es de primordial importancia el que las conozcan los operadores.

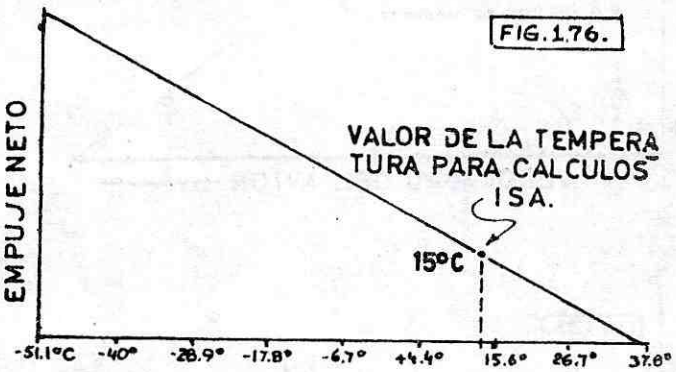


EL EMPUJE SE REDUCE EN LOS DIAS MUY CALIDOS.

FIG.1.75.

En algunas bases militares de EE.UU.- estan en funcionamiento las facilidades para informar la temperatura en la pista para computarse en el uso de los requerimientos del despegue. Estos no son necesarios en la aviación comercial, pero la temperatura en la torre de control en condiciones de temperaturas extremadamente altas se consideran aceptables pero no suficientes. Es de gran importancia considerar primordialmente la indicación OAT (Temperatura Ambiente) en los dias calurosos.

FIG.1.76.



EFECTO DE LA TEMPERATURA AMBIENTE EN LA GENERACION DE EMPUJE

El cálculo de empuje neto del motor se hace en condiciones "estandard" en que la temperatura es de 15°C y la presión atmosférica de 29.92"Hg.

Para restaurar la pérdida de empuje que sufre el motor en dias cálidos, cuando la temperatura es de 33.3°C se usa la inyección de agua con el propósito de aumentar la masa del flujo de aire y en consecuencia el empuje requerido para el despegue.

3) PRESION ATMOSFERICA.- En el ambiente, un aumento de presión, representa mayor número de moléculas de aire por volúmen. Las moléculas o partículas de aire, pasarán por la entrada del motor, dando mayor densidad y por consiguiente una masa mayor.

Cualquier causa que varíe la presión de entrada al motor, también variará el empuje producido, así como si existe alta o baja presión barométrica, o un cambio en la presión de entrada debido a la altitud o aumento en la presión de entrada debido al aire de im-



FIG.1.77.

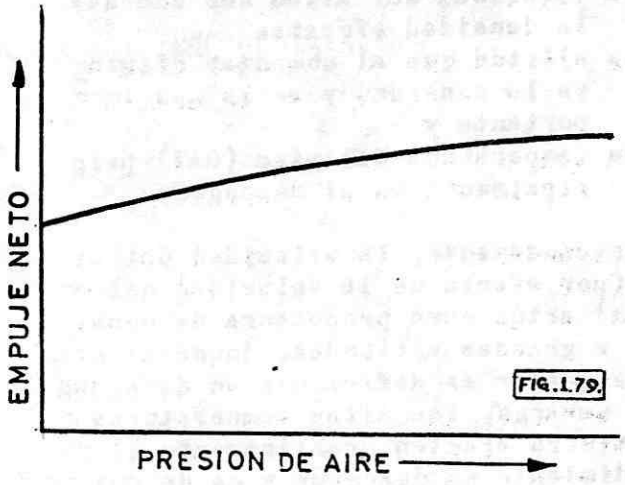


FIG.1.79.

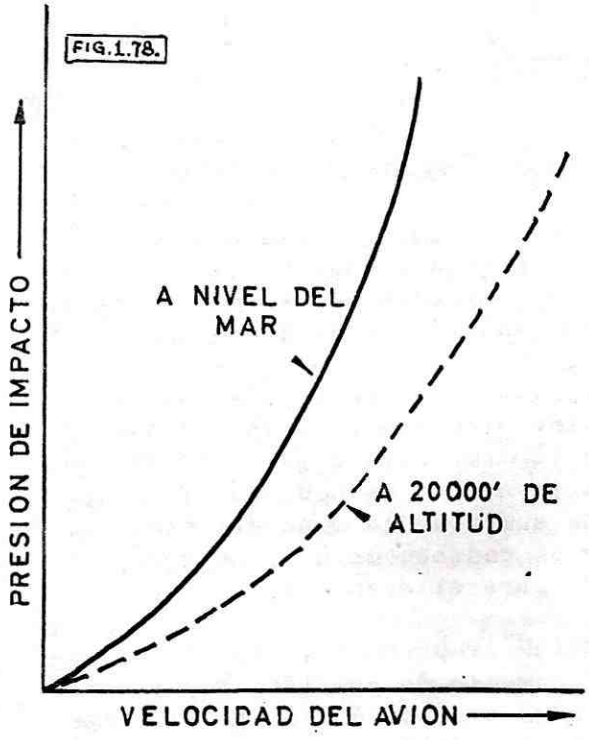
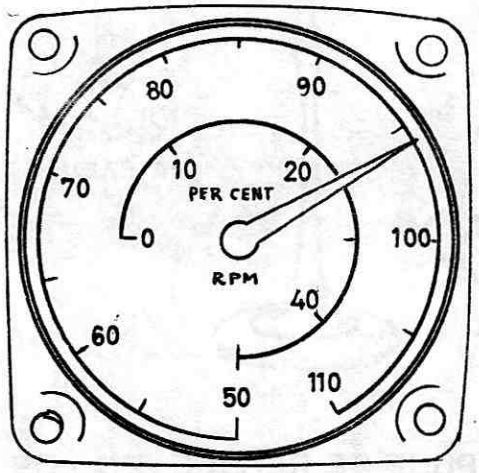


FIG.1.78.

pacto. La variación de presión causa- variación en la densidad del aire que entra al motor, que en su caso, varía la masa del flujo de aire y cambio de su velocidad.

Las gráficas de las figuras 1.77,78 y 79 muestran la variación, que como de be suponerse debe incluirse en las ta blas y curvas de operación del avión.

.4) INFLUENCIA DE LAS RPM DEL MOTOR.— Las revoluciones del motor, se indi-- can en el instrumento en porcentaje - al máximo de RPM del motor (100%). Es to es debido a que las curvas de ope- ración del motor son comparables con- las del motor recíproco. La siguiente ilustración de la carátula de un tacó metro muestra que tiene dos escalas - para lectura de revoluciones. Sobre-



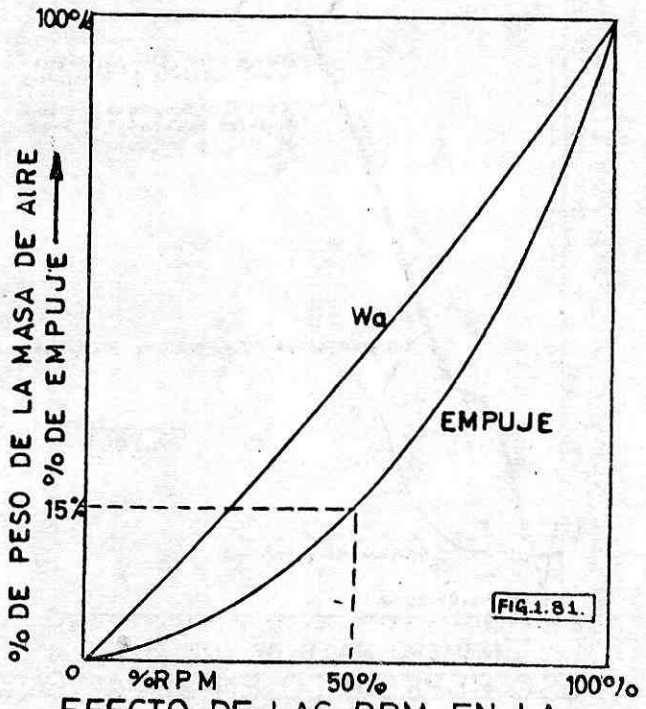
TACOMETRO

FIG.1.80.

la primer escala (la central) que cu- bre 3/4 de la circunferencia, la agu- ja señalará los porcentajes en bajas- RPM ó de 0 al 50% y en la escala exte rior (50 a 110%) la aguja señalará el de las RPM en altas potencias.

Sí el máximo de RPM de un motor fue--

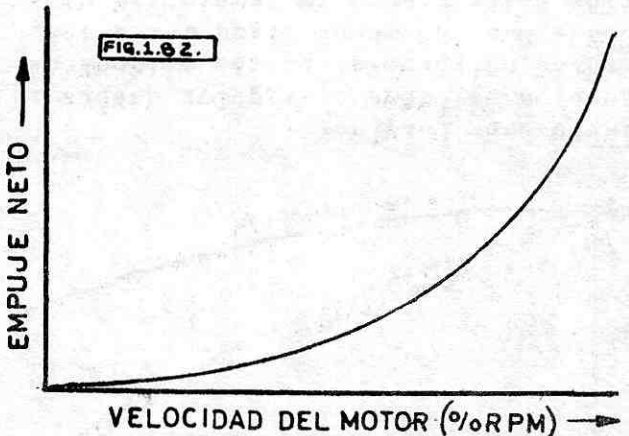
ran 10,000 RPM las bajas deben ser -- del 30% o sean 3,000 RPM; las de crucero del 85 ó 92% y las de despegue - del 100%.



EFECTO DE LAS RPM EN LA GENERACION DE EMPUJE

Las revoluciones del motor se controlan por el sistema de control de combustible que se actúa con la palanca de potencia. Cuando la palanca se a-- vanza, en las cámaras de combustión - se inyectará mas combustible, el que al quemarse da energía adicional a la turbina, acelerando al compresor consecuentemente. Al aumento de RPM del compresor, aumenta la relación de compresión y la masa de aire admitida, - con un aumento de velocidad en el chorro y por consecuencia aumento del-- EMPUJE generado.

El hecho significativo de comparar -- las RPM con las del motor recíproco - es relativo al aumento de potencia resultante del incremento de RPM en rango de bajos porcentajes. Por ejemplo: un aumento del 90 al 100% produce un- empuje cercano o igual al de un aumento entre el 0 y 70% de RPM, como se - ve en la curva de la grafica.(fig.82)



EFECTO DE LAS RPM

Los motores de reacción se operan normalmente entre el 85 y 100% de RPM -- por esta razón se compara con los rangos del 40 al 70% de los motores de - émbolo.

5) TEMPERATURA DE DESCARGA DE LOS GASES.- El rendimiento de - estos motores tiene pérdidas al 100% de RPM debido a las descargas fijas - son afectadas en su temperatura con - los aumentos de velocidad y de altitud. La temperatura de las descargas - disminuye con los aumentos de velocidad y aumenta rápidamente a grandes - altitudes, obligando a una reducción de combustible para evitar sobrecalentamientos.

La descarga del motor esta diseñada - para limitar la temperatura del área del cono de salida durante las operaciones estáticas en tierra. Conforme aumenta la velocidad del aire, la temperatura de la zona baja entre 10 y - 15.6°C causando una reducción de empuje por la disminución de la temperatura del chorro. Esta condición se in-- vierte a los 30,000 pies, donde la -- temperatura aumenta rápidamente debido a lo ligero del aire. El flujo de combustible se controla automáticamente por el sistema de combustible (FCU) para prevenir sobrecalentamientos y - por consiguiente se sufre otra pérdida en el empuje generado.

6) HUMEDAD ATMOSFERICA.- La humedad atmosférica afecta la generación de empuje pero en menor grado que a los motores recíprocos. En los motores de reacción se puede considerar despreciable esta pérdida.

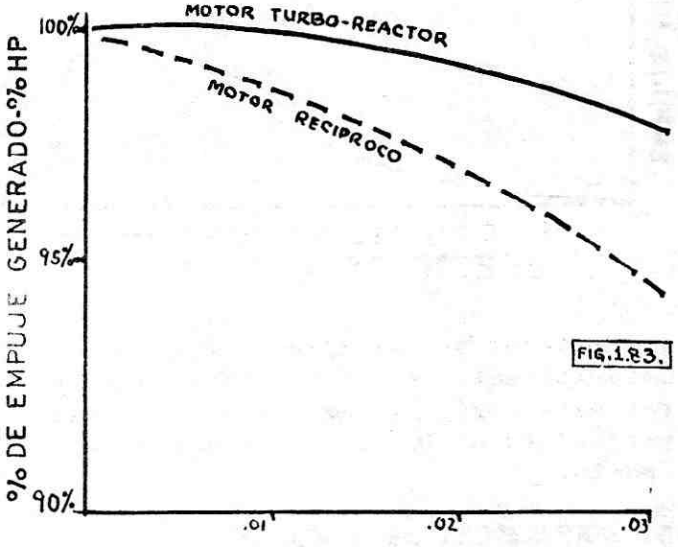


FIG.1.83.

HUMEDAD ESPECIFICA $\left(\frac{\text{LBS. HUMEDAD}}{\text{LBS. AIRE}}\right)$

EFECTO DE LA HUMEDAD AMBIENTE EN LA GENERACION DE EMPUJE.

La inyección de agua al motor es algo completamento diferente. En este caso la mezcla de agua se usa principalmente para aumentar la masa del flujo de aire por el motor. La humedad ambiente provoca solo variaciones despreciables en el paso del aire por lo que dificilmente se considera.

7) EFICIENCIA TERMICA.- Quedó definida la eficiencia térmica como la capacidad del motor a convertir la energía del combustible en potencia mecánica.

El rendimiento del motor turbo-reactor comparado con los demás motores empleados en aviación se determina por sus características Empuje/Peso y Consumo Específico de Combustible, contra las velocidades desarrolladas que se muestran en las figuras 1.84 y 1.85.

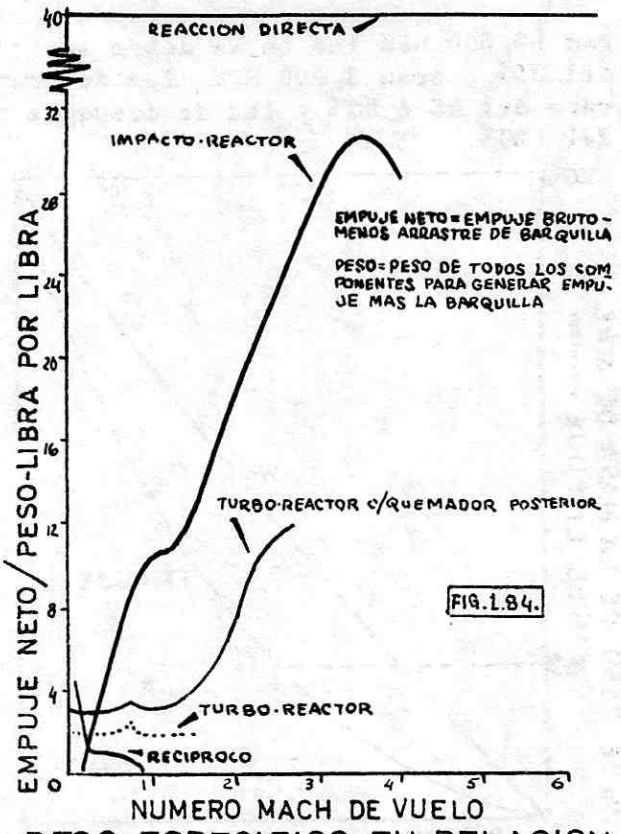


FIG.1.84.

PESO ESPECIFICO EN RELACION A LA VELOCIDAD.

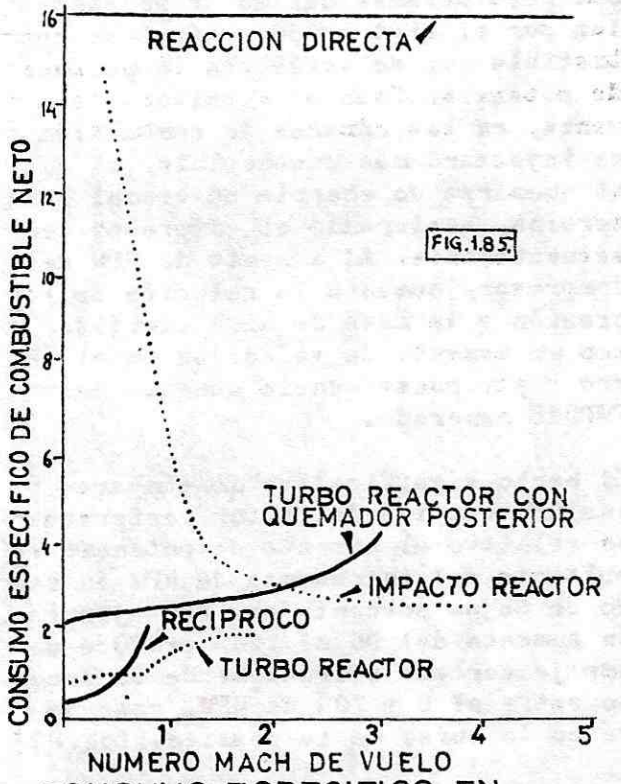
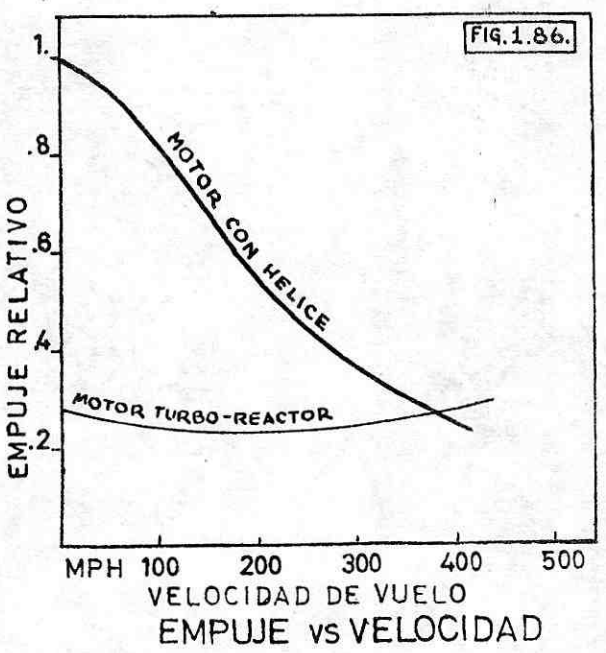


FIG.1.85.

CONSUMO ESPECIFICO EN RELACION A LA VELOCIDAD

EMPUJE RELATIVO DE LOS MOTORES CON HELICE Y EL TURBO-REACTOR.

Abreviando parte de lo que se ha dicho en éste capítulo sobre el empuje relativo generado por los motores con hélice y el turbo-reactor, en la figura 1.86 se pueden observan las curvas de ambos motores. Se aprecian detalles importantes sobre sus rendimientos. Por ejemplo: a velocidades inferiores a las 375 MPH el motor de hélice sobrepasa en rendimiento al turbo-reactor, deduciendose que estos tienen mejores características para el despegue y ascenso inicial, pero quedespues de las 375 MPH decrece su rendimiento siendo superados por el turbo reactor.



MOTORES A REACCION.

CAPITULO 2

COMPONENTES DEL MOTOR TURBO-REACTOR Y SUS FUNCIONES.

	Pagina
Generalidades	1
Componentes	1
Tomas de aire	2
Tomas de aire super-sónicas	4
Ductos de admisión	5
Sección de compresión	6
Compresores centrífugos	7
Compresores axiales	9
Construcción y diseño de alabes	12
Estatores y carcaza	14
Compresores de doble etapa	16
Desplome del compresor	18
Sistema de purga de aire	22
Sistema de alabes guía de ángulo variable	23
Secciones difusoras	24
Multiples de combustible e inyectores	25
Generadores de vórtice	27
Aire primario y aire secundario	27
Secciones de combustión	28
Enfriamiento	28
Dilución de gases	29
Cámaras de combustión	30
Tipo bote	31
Tipo anular y tipo canular	32
Motores con trayectoria de flujo a 360°	33
Secciones de descargas, alabes guía y cubierta de la turbina	35
Sección de turbina	36
Tipos de turbina	38
Turbinas impulsoras	38
Turbinas reactoras	39
Pasos de la turbina	43
Enfriamiento de la turbina	45
Sección de escape	46
Ductos convergentes y convergentes divergentes	48
Sección de accesorios	49
Evolución de la sección de accesorios	51
Diferentes disposiciones de las secciones de los motores	53

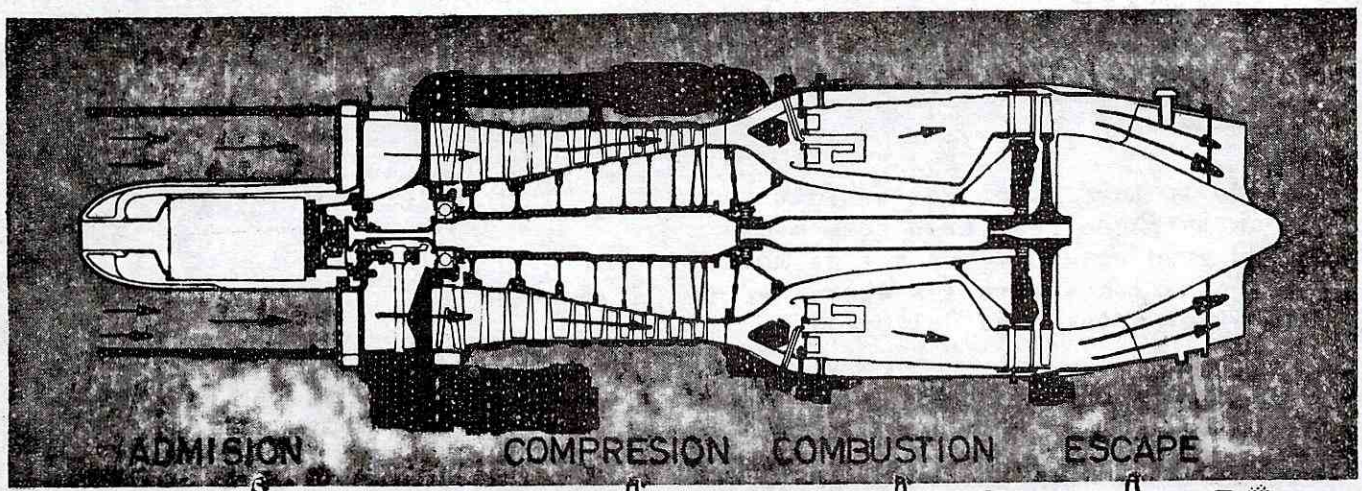
CAPITULO 2.

COMPONENTES DEL MOTOR TURBO-REACTOR Y SUS FUNCIONES.

GENERALIDADES.

Siendo el motor turbo-reactor un motor térmico que produce empuje por la aceleración que imprime a la masa de aire que admite, es necesario conocer todos sus componentes y la función que cada uno desempeña para lograr este cometido.

Para enumerar estos componentes en la figura 2.1 se representa graficamente la comparación entre los ciclos de trabajo del motor turbo-reactor y el de émbolo, asi como la posición de los diferentes componentes que intervienen para el desarrollo del ciclo que en este capítulo seran tratados detalladamente.



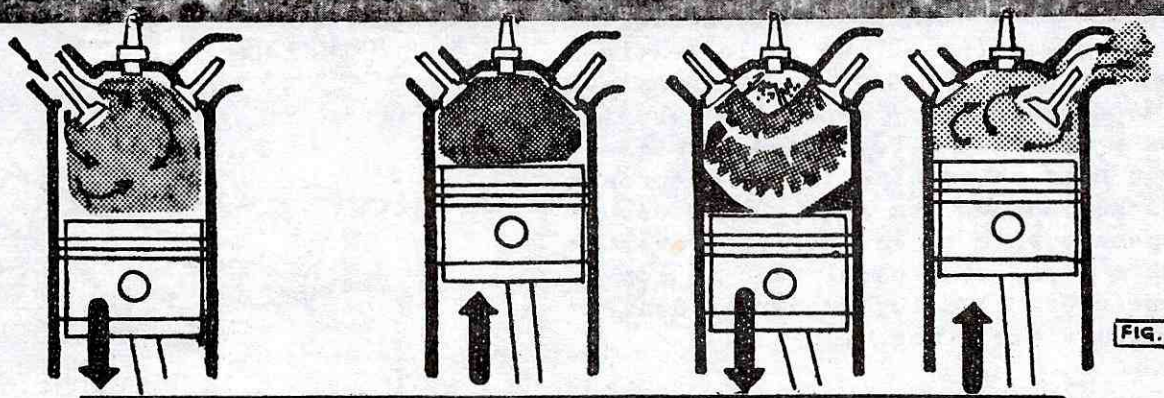


FIG. 2.1.

COMPARACION ENTRE LOS CICLOS DE TRABAJO

COMPONENTES.

Segun cada uno de los tiempos del ciclo de trabajo del motor los componentes que intervienen en cada tiempo -- pueden listarse en forma general como sigue:

PARA LA ADMISION

a) Toma de aire y ducto de admisión

PARA LA COMPRESION

b) el o los compresores

PARA LA COMBUSTION

c) la sección difusora
d) la sección de combustión

PARA EL ESCAPE

e) la sección de descargas
f) la turbina

INSTALACION.

Cuando la turbina de gas se instala - en un avión se requieren comunmente - de un gran número de partes de montaje y conexiones para los sistemas, -- tanto del motor como del avión.

Localización.

La localización del motor en el avión depende basicamente del diseño del -- mismo y del fin al que se le destine. Generalmente el motor puede ir suspendido de las alas y soportado por pilones o montados a los lados del fuselaje o bien la combinación de motores - suspendidos de las alas y otro en el empenaje bajo el estabilizador vertical o bien, como en el caso de los monomotores, el motor pueder ir dentro del fuselaje mismo.

La posición del motor no debe afectar la eficiencia de la toma de aire ni - la descarga del escape debe ser obstruida por ninguna partes del avión - mismo.

.La posición del motor debe ofrecer la menor resistencia posible al avance, - así como la instalación de todos sus componentes y accesorios.

TOMAS DE AIRE.

El requisito principal de la toma de aire y del ducto de admisión es permitir la entrada de aire al compresor - con la menor pérdida de energía, sin turbulencias en toda su longitud. Para el trabajo eficiente del compresor y evitar altas temperaturas en la turbina, el aire debe llegar a el a presión constante y distribuido uniformemente en toda su área de admisión.

Por largo que sea el ducto de admi--- sión, debe mantenerse la dirección -- recta y suave tanto como sea posible para evitar turbulencias y desplomes del compresor.

Son dos lo tipos básicos de tomas de aire empleados para motores turbo- -- reactores

a) de una sola toma y
b) de toma dividida

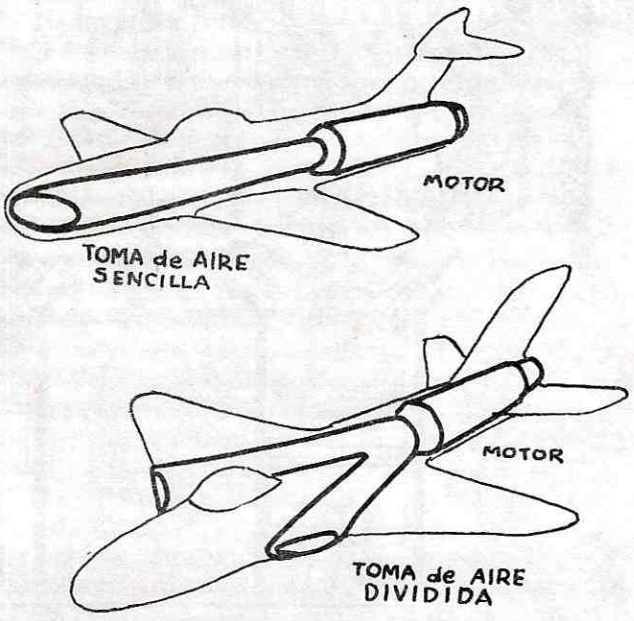
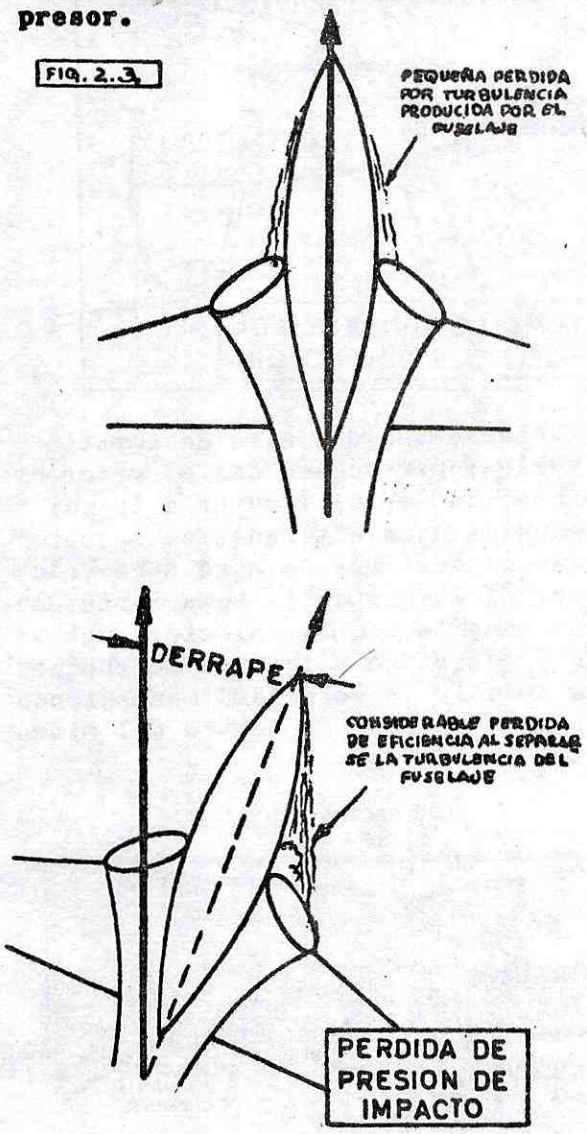


FIG. 2.2.

TOMAS DE AIRE

La principal desventaje de la toma de aire dividida es la pérdida de pre — sión de impacto que sufre uno de los lados con el derrape lateral de la — nariz del avión que causa una distribución deficiente del aire en el compresor.

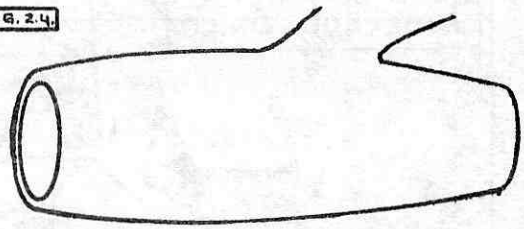
FIG. 2.3



La toma de aire ideal para el motor - turbo-reactor sub-sónico o de velocidad super-sónica baja, es el llamado de tipo pitor, de longitud corta y — con entrada circular -Fig.2.4-.

Este tipo de toma aprovecha al máximo la presión de impacto y sufre el mínimo de pérdidas de esta presión con — los cambios de altitud de vuelo del - avión. Al acercarse a la velocidad — del sonido esta toma decrece en eficiencia por la formación de una onda de choque en el perfil de ella.

FIG. 2.4



INSTALACION TIPO PITOT

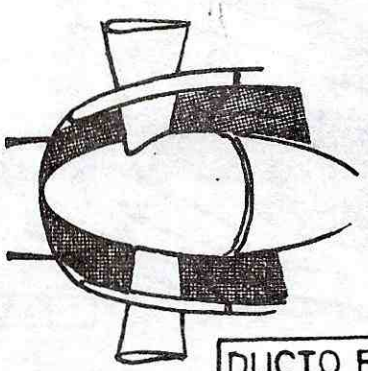
La onda de choque es una zona delgada de descontinuidad en el flujo del aire o de un gas, en la que la velocidad, presión, densidad y temperatura sufren un rápido cambio.

TOMAS DE AIRE EN LOS MOTORES TURBO-HELICE.

El problema del diseño de las tomas - de aire en los motores turbo-hélice - es diferente. El eje impulsor de la - hélice, la reducción de la hélice y - la misma hélice presentan el problema que debe resolver el diseñador.

Son tres los tipos básicos con que se ha resuelto el problema y son los que se describen a continuación y se ilustran en las figuras siguientes.

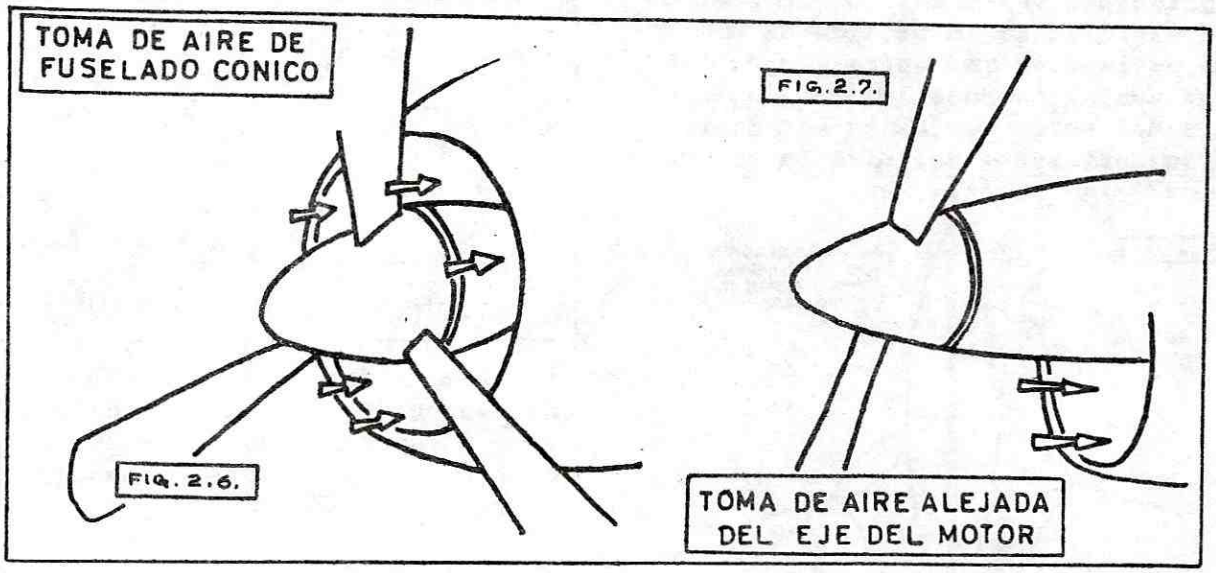
FIG. 2.5.



DUCTO FUSELADO

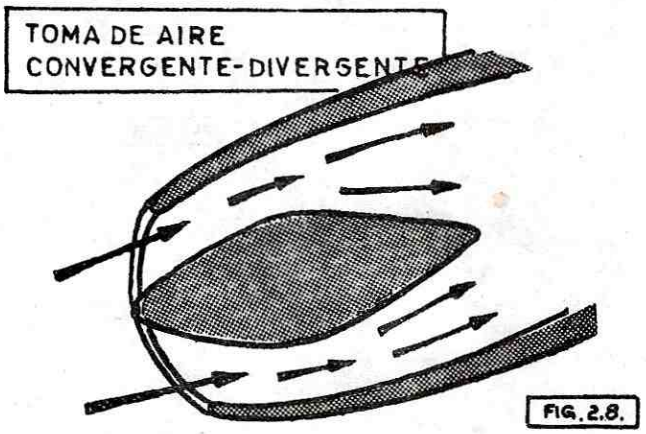
El tipo de fuselado cónico se ilustra en la figura 2.6 y es una modificación al primer tipo sin que presente sus problemas básicos.

En la figura 2.7 se ilustra la toma - de aire del motor cuando el eje principal del motor queda alejado de la - misma toma y no ofrece el problema — mencionado.



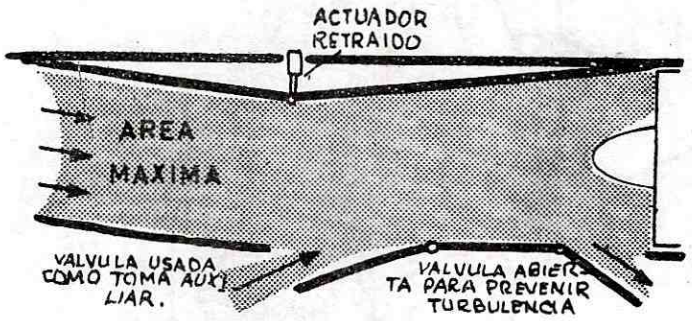
TOMAS DE AIRE SUPERSONICAS.

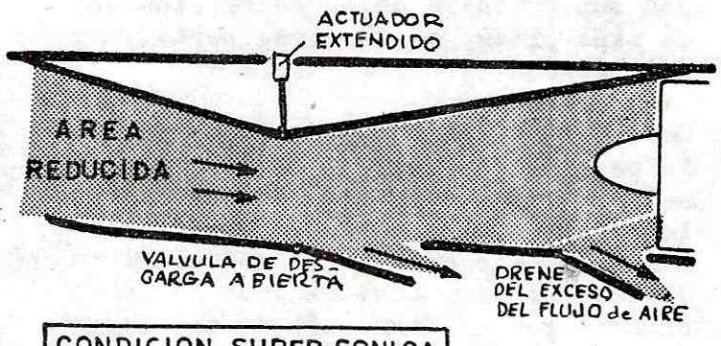
En altas velocidades super-sónicas la toma de aire tipo pitot no es eficiente por la onda de choque que aumenta con el aumento de velocidad del avión encontrándose como más efectiva la toma denominada de compresión externa/-interna (convergente-divergente).-Ilustrada en la figura 2.8-.



Este tipo de toma produce una serie de ondas de choque suaves sin excesiva reducción de la eficiencia de la misma toma. Como con los aumentos de velocidad aumenta también la relación de compresión en la admisión, en altos números Mach es necesario que el área de las tomas de aire se varíe y se instalen válvulas de descarga para acomodar y controlar el volúmen de aire que se entregue al compresor.

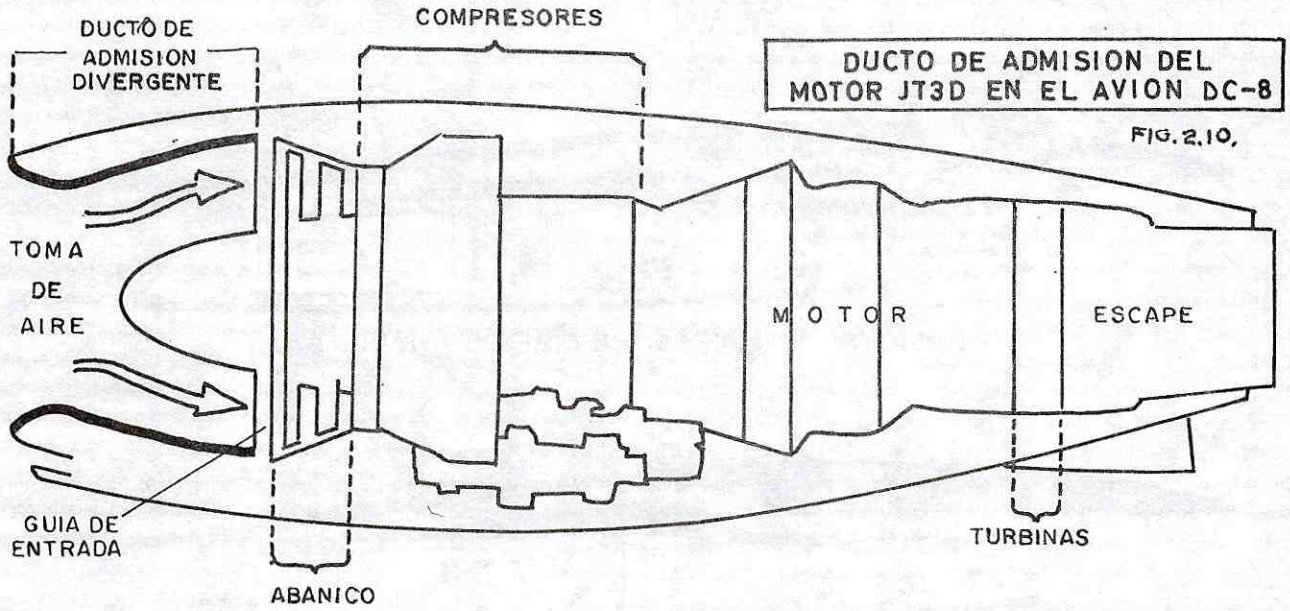
Las velocidades del aire de impacto en vuelo super-sónico dan al motor una cantidad de aire mayor a la que este puede usar eficientemente, por lo que la admisión de aire debe reducirse. El ángulo de la toma varía automáticamente con la velocidad del avión y posiciona a la onda de choque para reducir la velocidad manteniendo constante la presión dentro del mismo ducto.





FORMAS GEOMETRICAS DE LOS DUCTOS DE ENTRADA.

La principal función de un ducto de entrada, es proporcionar la cantidad necesaria de aire a la entrada del motor. Si se toma como ejemplo típico el motor JT3D de los aviones Douglas DC-8, la velocidad máxima de entrada del aire es de 0.5 Mach o un poco menos.



DUCTO DE ADMISION DEL MOTOR JT3D EN EL AVION DC-8

FIG. 2.10.

Por lo tanto, bajo condiciones normales de vuelo, con excepción del despegue y aterrizaje, la velocidad del flujo de aire en la entrada del ducto debe reducirse antes de estar listo para entrar al compresor. Para lograrlo, los ductos de entrada, se diseñan para funcionar como difusores, y así disminuír la velocidad e incrementar la presión estática del flujo de aire. Para aviones subsónicos multimotores, un ducto normal aumenta en tamaño, de adelante hacia atras a lo largo de la longitud del mismo. Figura 2.10.

Los ductos de entrada supersónicos, decrecen en área progresivamente, hasta un punto donde la velocidad del aire se reduce a velocidad sónica. Después, la parte posterior del ducto comienza a aumentar de área, trabajando como un ducto subsónico. Figura 2.11. En la construcción e instalación de estos motores, los ductos de admisión de aire siguen por lo general este diseño, siempre que sea posible, ya que depende de las características de diseño de la propia aeronave. Para los aviones que en vuelo desarrollan velocidades sónicas y supersónicas, la configuración de los ductos cambia por medio de dispositivos mecánicos, los cuales actúan según aumente o disminuya la velocidad del aeroplano. Este tipo de ducto, se conoce como: "ducto geométricamente variable". En las figuras 2.12, 2.13, y 2.14, se muestran las posiciones de este dispositivo en el avión supersó-

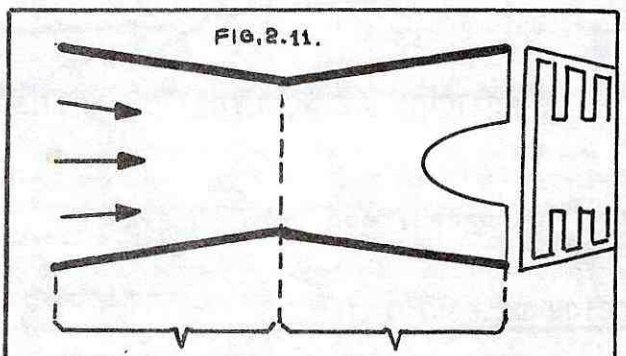
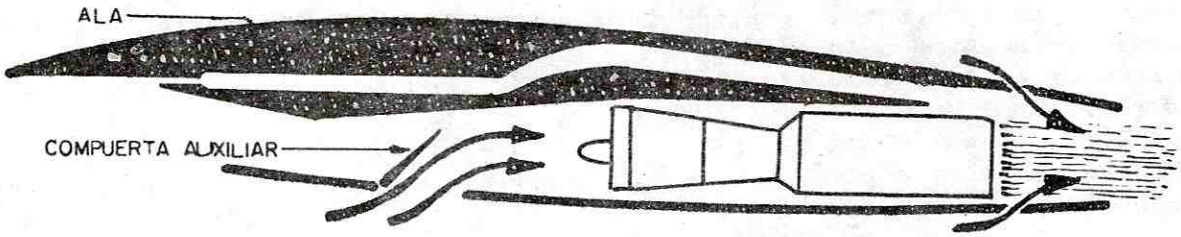


FIG. 2.11.

DUCTO DE ADMISION SUPERSONICO.

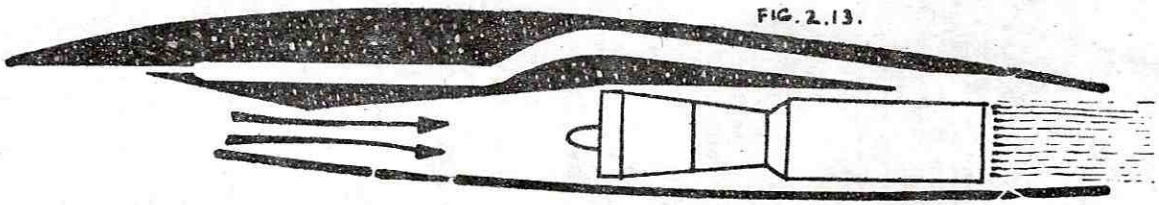
DUCTO DE ADMISION DEL MOTOR "OLYMPUS" 593
INSTALADO EN EL AVION "CONCORDE"

FIG. 2.12.



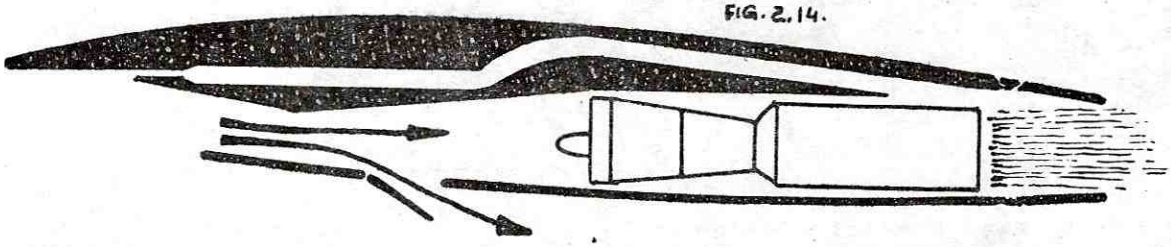
POSICION DE DESPEGUE

FIG. 2.13.



POSICION DE ASCENSO INICIAL CON NARIZ BAJA

FIG. 2.14.



POSICION DE ACELERACION TRANSONICA O CRUCERO SUPERSONICO

nico "Concorde", con velocidad de - Mach 2.2.

SECCION DE COMPRESION.

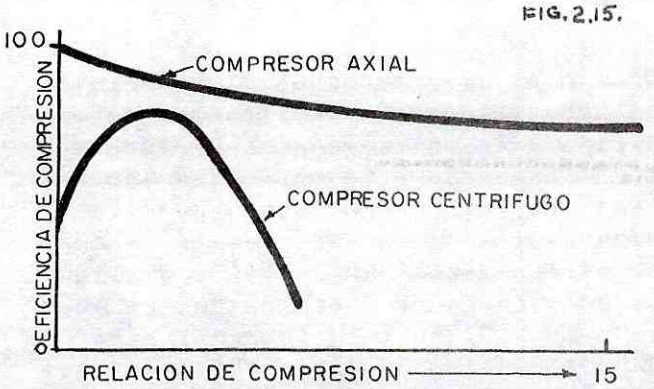
Una combustión eficiente, se logra- -aparte de otros factores- mante- - niendo constante la proporción aire / combustible. A diversas altitudes, se logra lo anterior admitiendo mas aire para que al comprimirse, exista mayor cantidad de oxígeno por volúmen dado y se obtenga el desarrollo conveniente de energía en el — evento de la combustión.

La compresión en los motores recíprocos, se lleva a cabo mediante el émbolo, mientras que en las turbinas- de gas, para lograr la compresión, se tiene al compresor.

Los primeros motores turbo-reactores, usaron compresores centrífugos y en - la actualidad todavía se emplean en - motores de baja potencia y aún de potencia media. La eficiencia que se obtiene con los compresores centrífugos es muy baja, a pesar de que se emplé- en en varias etapas de compresión.

El rendimiento del compresor centrífugo - ilustrado en la fig. 2.15.- no - logra la eficiencia del compresor — axial, ni alcanza las relaciones de - compresión a que trabajan estos últi-

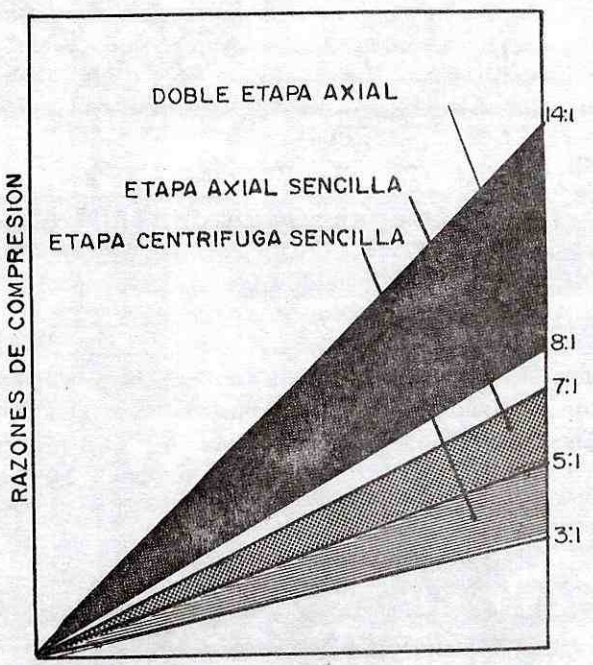
FIG. 2.15.



EFICIENCIA DE LOS COMPRESORES

mos.

Un compresor centrífugo no puede alcanzar razones de compresión mayores de 5:1, mientras que los de tipo axial, alcanzan razones de compresión superiores de 12:1. Los compresores de tipo axial, tienen la ventaja de ser mas compactos que los centrífugos y presentar una área frontal mas pequeña, lo cual es una característica importante para los motores de aviación. En la actualidad, la mayoria de las turbinas de gas emplean compresores del tipo axial.



RAZONES DE COMPRESION

FIG. 2.16.

La razón de compresión es la relación entre la presión de descarga del compresor y la presión de entrada al mismo.

$$\text{RAZON DE COMPRESION} = \frac{\text{Pres. de descarga}}{\text{Pres. de entrada}}$$

COMPRESORES CENTRIFUGOS.

Los compresores centrífugos operan haciendo girar al aire que entra al motor por medio del impulsor. El impulsor, que generalmente se fabrica de aleación de aluminio forjado, guía al aire por la circunferencia exterior del compresor, logrando un incremento considerable en su velocidad, mediante grandes velocidades de rotación.

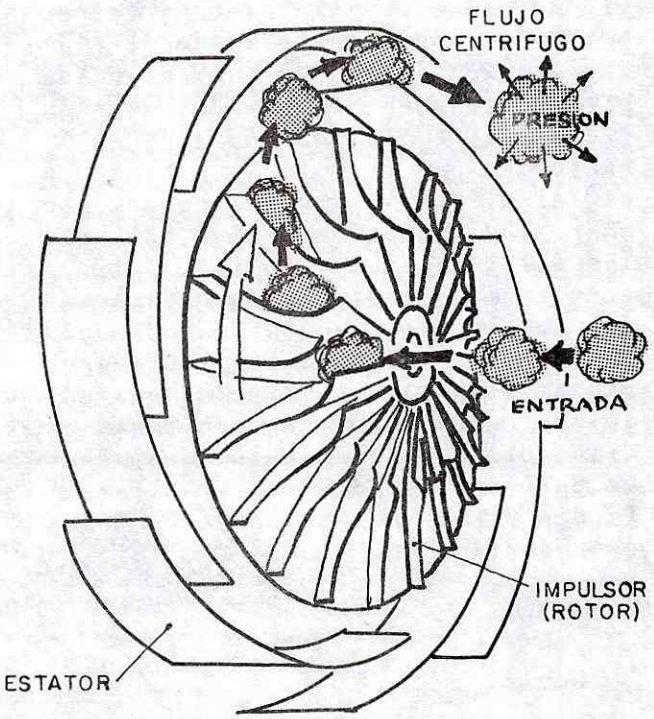


Fig. 2.17. FORMA EN QUE TRABAJA EL COMPRESOR CENTRIFUGO.

El compresor centrífugo, esta formado por tres partes principales:

1) el impulsor o rotor.
2) el difusor o estator y
3) un multiple de difusión.

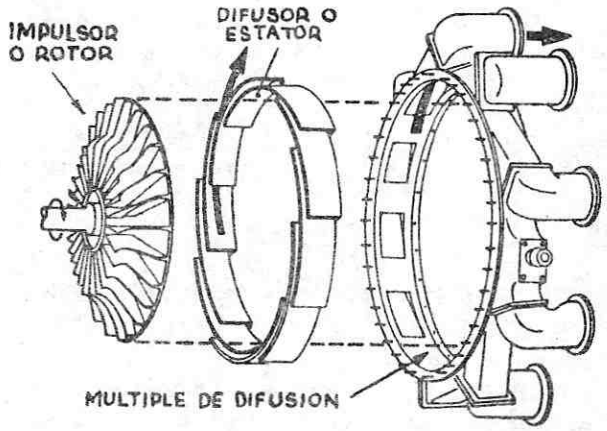


Fig. 2.18. COMPONENTES DEL COMPRESOR CENTRIFUGO.

El rotor, esta compuesto de una serie de palas planas -álabes- que se extienden radialmente desde el eje de rotación. A medida que las palas giran alrededor del eje de rotación -fig. 2.19 .- la masa de aire es acelerada por el rotor y lanzada hacia el difusor a gran velocidad por entre los álabes del rotor. El estator del compresor -Ver fig. 2.19 .- esta formado por paredes difusoras (1) con vórtice, que gira hacia el exterior del eje central. La energía cinética que la masa de gas adquiere en el rotor, se convierte eficientemente en presión después de pasar por el difusor, la misma figura 2.19 . muestra como se logra esta conversión.

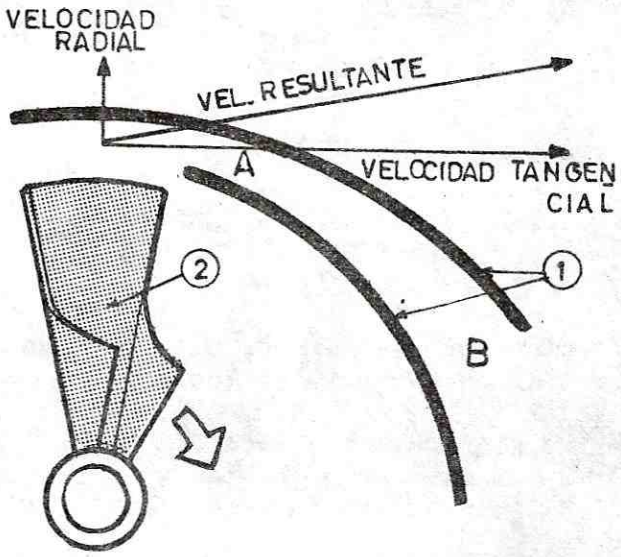
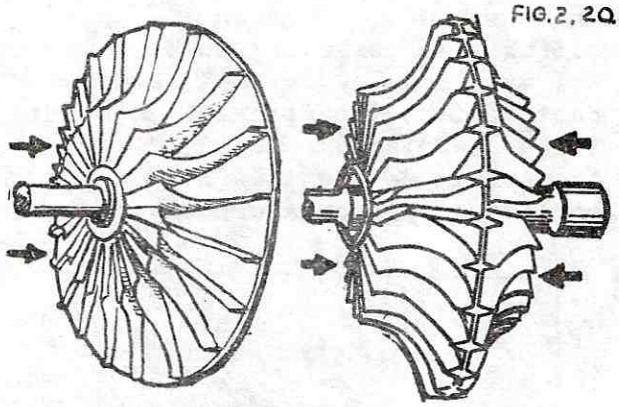


FIG. 2.19

Cuando el aire abandona al rotor, tiene gran velocidad resultante, que se dirige a una dirección que cercanamente se aproxima a la velocidad tangencial. Por el procedimiento de difusión dentro de un espacio mas grande, el aire aumenta en presión y disminuye en velocidad, a medida que se mueve de A a B. La velocidad del aire, debe reducirse adecuadamente para evitar que a su paso barra la llama de las cámaras de combustión, apagando al motor.

El rotor del compresor centrífugo, esta montado dentro del estator y puede ser del tipo de entrada sencilla o doble, según su construcción. En el tipo de entrada doble, los gases se toman por ambos lados del eje delrotor.

FIG. 2, 20.



DE EFECTO SENCILLO DE DOBLE EFECTO

COMPRESORES CENTRIFUGOS

COMPRESORES CENTRIFUGOS DE PASO MULTIPLE.

Para lograr mayor razón de compresión con impulsores centrífugos, se instalan dos o más compresores en tandem uno tras otro- sobre una misma flecha

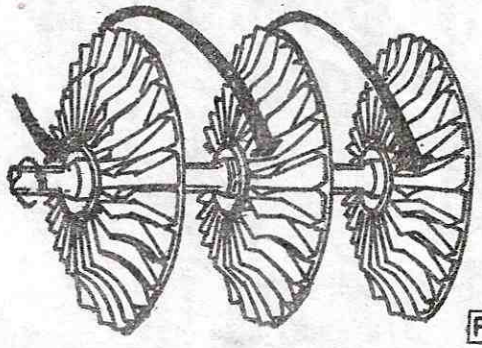
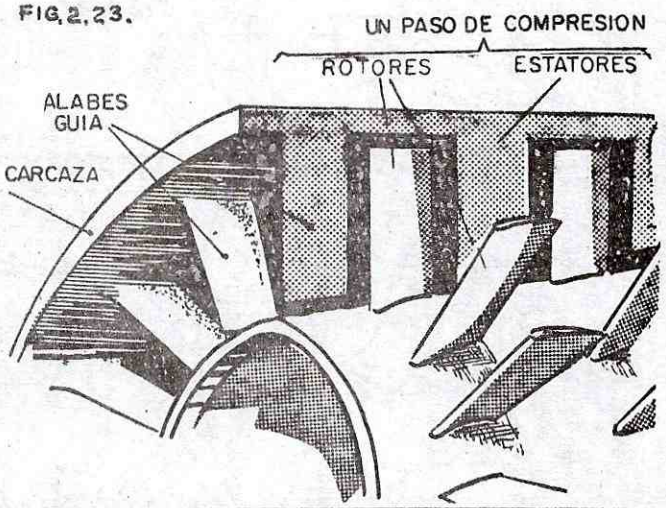


FIG. 2, 21.

El aire que se comprime en la primera etapa, pasa a la segunda y se somete al mismo proceso, así sucesivamente, hasta terminar la operación. El problema de este tipo de compresores es el diseño y construcción eficiente de la circulación del flujo de aire de una etapa a otra.

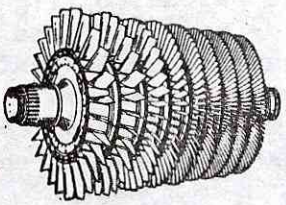
FIG.2.23.



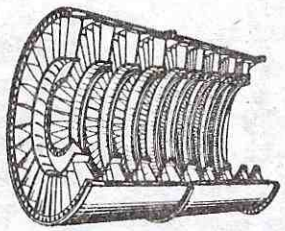
COMPONENTES DE UN PASO DE COMPRESION

COMPRESORES DE FLUJO AXIAL.

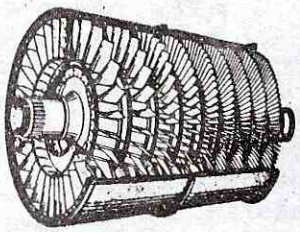
La circulación del aire en un compresor de flujo axial, es en dirección lo mas paralela posible al eje longitudinal del motor. El compresor axial, esta generalmente formado de varios pasos compuestos de discos con álabes en su periferia instalados concentricamente.



ALABES Y DISCOS DEL ROTOR SOBRE SU EJE



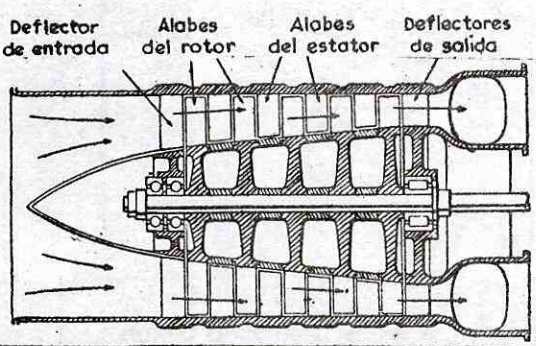
ALABES DEL ESTATOR SOPORTADOS POR LA CARCAZA



COMPRESOR ENSAMBLADO

COMPONENTES Y CONJUNTO DEL COMPRESOR AXIAL, FIG.2.24.

FIG.2.22.



VISTA SECCIONAL DE UN COMPRESOR DE FLUJO AXIAL

Cada paso de compresión esta formado por todos los álabes de un mismo disco del rotor y todos los correspondientes montados fijos a la carcaza y que forman el estator. La razón de compresión de una etapa al 100% de RPM varía entre 5:1 y 7:1.

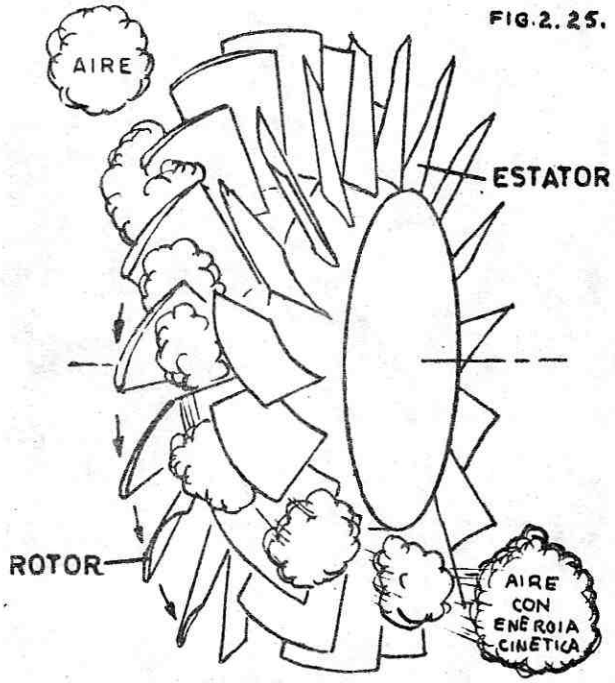
Alabes guía.

La primer posición circular de alabes del estator -terminando el ducto de admisión- se denominan alabes guía o guías de entrada y tienen por objeto disminuír la velocidad del aire, incrementar su presión y cambiar su dirección, para que descargue en el espacio existente entre los alabes del rotor del primer paso del compresor, para permitir la máxima entrada de aire a la velocidad normal de trabajo del motor.

Funcionamiento.

El aire que pasa entre los alabes del primer paso del compresor, sufre un nuevo cambio en su velocidad y dirección, es decir, cuando llega al espa-

FIG.2.25.

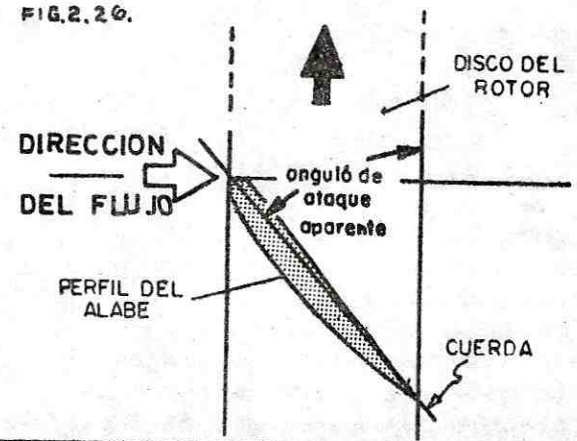


FUNCIONAMIENTO DE UN SOLO PASO DE COMPRESION AXIAL

cio comprendido entre el rotor y el estator del primer paso, su velocidad es mucho mayor y su presión es menor.

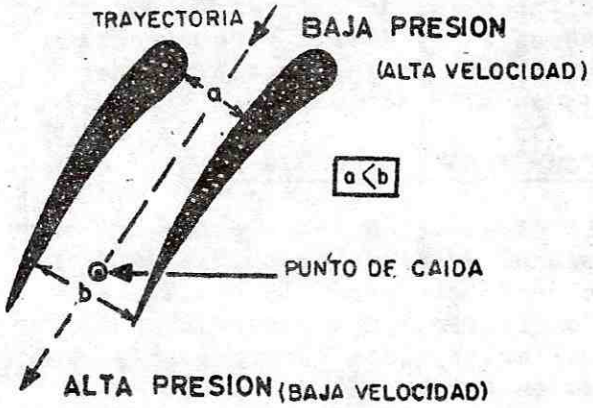
Cada álabe del rotor trabaja en forma similar a una pala de hélice, es decir su trabajo es individual, --

FIG.2.26.



SECCION DE RAIZ DE ALABE DEL ROTOR

mientras que los alabes del estator trabajan por pares para su efecto,- tomando aire del rotor y llevándolo al siguiente paso a la presión y velocidad correctas, controlando la dirección del flujo de aire. En los estatores la velocidad del aire, se convierte en presión debido a la divergencia de su paso.



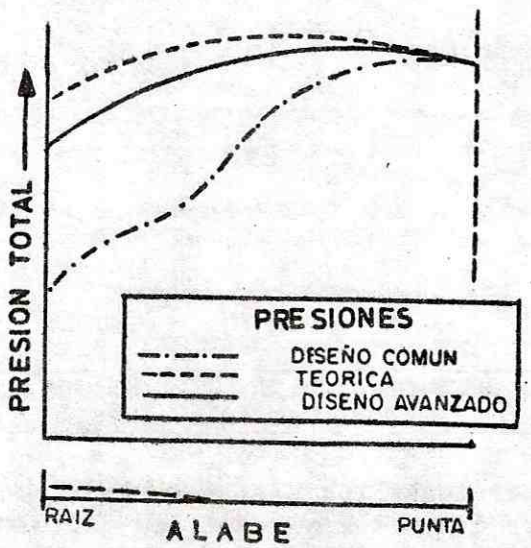
CONVERSION DE LA VELACIDAD EN PRESION

FIG.2.27.

La separación entre alabes, varía de la entrada (a) a la salida (b) figura 2.27 . El aumento de área conforme -- fluye el aire, provoca que el "punto de caída" la velocidad disminuya mientras la presión aumenta. Esto ocurre, tanto en los alabes de estatores como de rotores.

El siguiente dibujo muestra el patrón del flujo de aire, tomando como base un álabe del rotor.

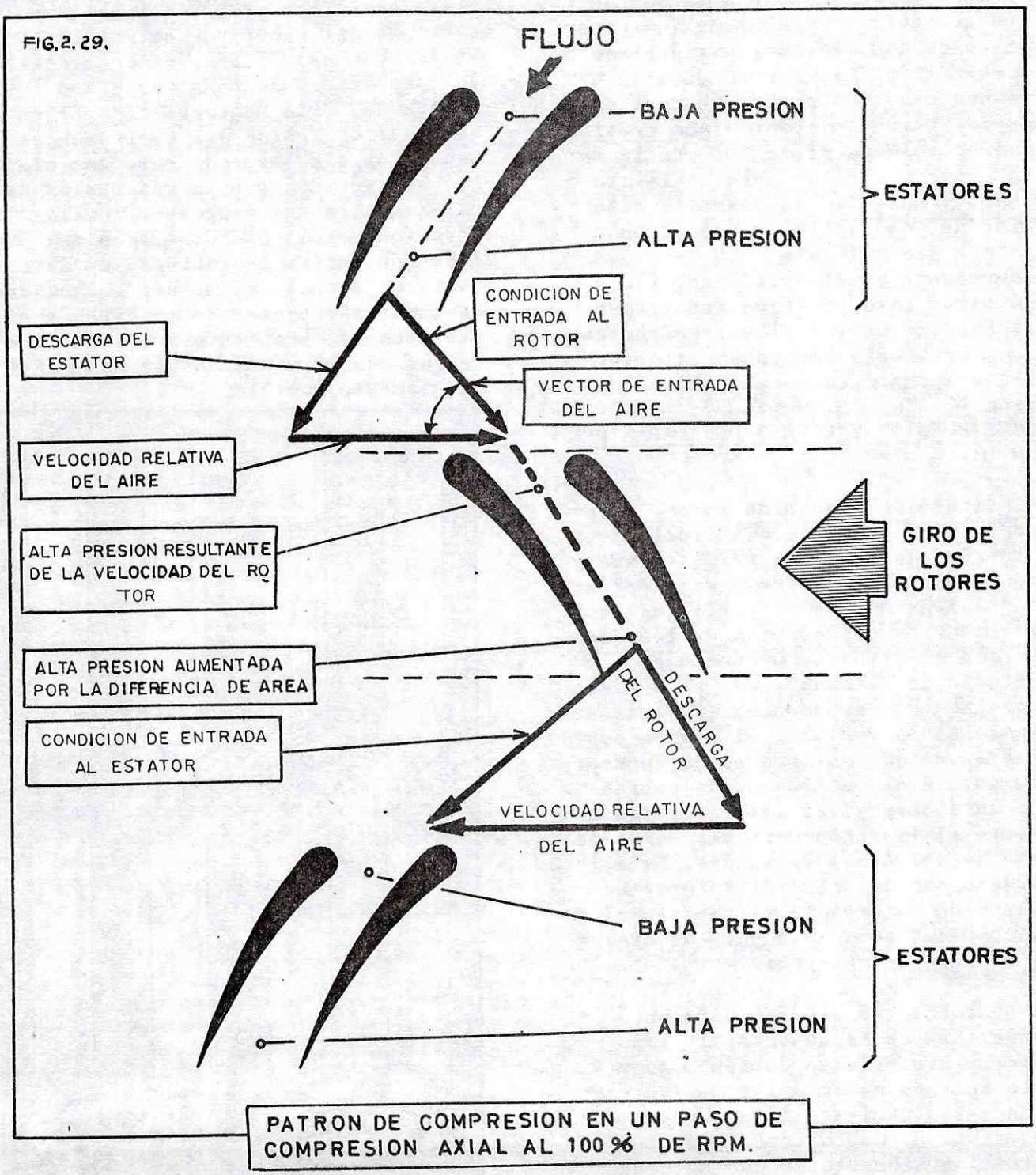
FIG.2.28.



CURVAS DE PRESION A LO LARGO DEL ALABE DEL COMPRESOR

En la figura 2.29. se muestra el patron del flujo de aire al 100% de RPM del motor. Los triangulos de fuerza, cambian en cada paso de compresión y con cada régimen de revoluciones del compresor. Lo ilustrado, sólo muestra el efecto de compresión en forma general.

Se obtendría mayor rendimiento en distintas revoluciones con alabes de paso variable, pero en la actualidad las limitaciones mecánicas de diseño no lo permiten. Las características de operación del compresor, estan en función inherente al diseño y no al cambio mecánico de energía. La limpie



PATRON DE COMPRESION EN UN PASO DE COMPRESION AXIAL AL 100% DE RPM.

za aerodinámica de los álabes se afecta por la suciedad atmosférica y el aceite que acumulen, pues hacen perder al motor hasta un 10% del total del empuje generado.

Puesto que la masa de aire que entra al motor, es la misma que pasa por cada uno de los pasos del compresor, mientras que su presión va siendo cada vez mayor, se hace necesario, para conservar dicha presión que el volúmen disponible de la masa, vaya siendo proporcionalmente menor y por ello el diámetro exterior de los rotores y estatores se reduce gradualmente a lo largo del compresor, en dirección del flujo de aire. Esto se logra reduciendo el peralte de los álabes y fabricando la cubierta -carcaza- exterior del compresor en forma cónica.

CONSTRUCCION Y DISEÑO DE ALABES DEL ROTOR.

El diseño de alabes de rotor, tiende a incrementar la eficiencia, considerándolos como superficies sustentadoras -como alas o como palas de hélice- debido al perfil de su sección. Se diferencían de las alas porque en ellos se presenta el "efecto de cascada", que se produce por la corta separación que existe entre álabe y álabe. El efecto consiste, en que el aire pueda separarse totalmente del borde de salida de un álabe, ya se esta ejerciendo sobre él la influencia del borde de ataque del álabe siguiente. Este efecto, es de primordial importancia para determinar el perfil del álabe, así como su ángulo de ataque y espacio entre alabes.

Los alabes, se diseñan para que sean capaces de soportar la gran fuerza centrífuga, debida a su movimiento y su masa, asi como las cargas aerodinámicas, a las cuales se someten. Se deben considerar también las vibraciones que se producen por el impacto de aire a grandes velocidades, en forma de pequeñas corrientes entre el espacio de alabes. El mayor rendimiento que se puede obtener en un compresor, es cuando las tolerancias de su construcción se mantienen al mínimo. Por lo tanto, el claro entre los alabes del rotor y la cubierta del compresor es muy importante. Por esta razón, algunos alabes de compresores se construyen con las puntas de "filo de cuchillo". El ensamblaje del rotor del compresor es sencillo, sin embargo, como los alabes se expanden por la generación de calor dentro del compresor, -hasta aproximadamente 350°C- tienen una fricción contra la cubierta de éste. Conforme trabaja el motor, se van desgastando las puntas de cuchillo y establecen sus propios claros, de manera que quedan ajustados lo mas convenientemente posible.

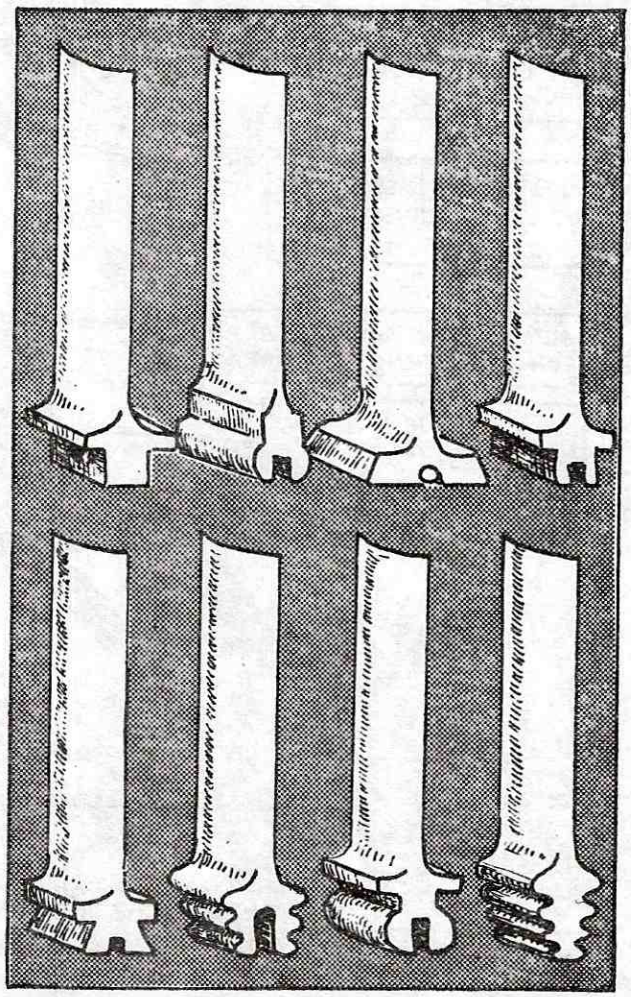
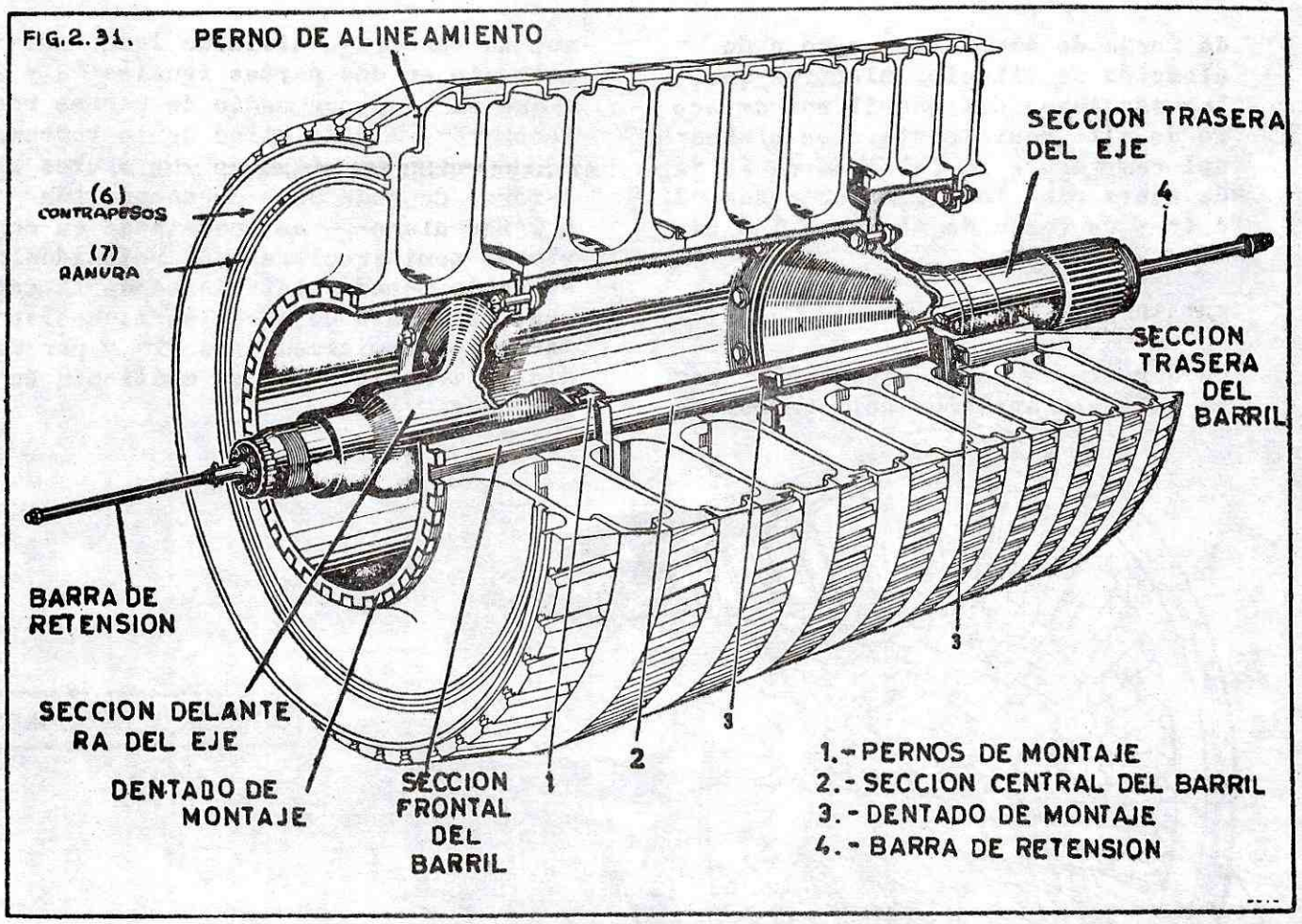


FIG.2.30. DIFERENTES TIPOS DE RAIZ EN ALABES DEL COMPRESOR



COMPONENTES DEL BARRIL DEL COMPRESOR AXIAL.

BARRIL.

Los componentes del barril del compresor axial, pueden variar, según cada fabricante, en diseño, metal que se emplee para fabricarlo, así como en las formas de armado y sujeción; pero básicamente el conjunto puede describirse con el ilustrado en la figura 2. -de la parte superior de la página- que corresponde a un barril de un motor de una sola etapa y diez pasos de compresión.

Los discos quedan sujetos a las tres secciones del barril -Fig.2.31. al insertarse en ellas, quedando firmemente unidas con las secciones dentadas de montaje -3- y los pernos de unión -1- que cierran el conjunto.

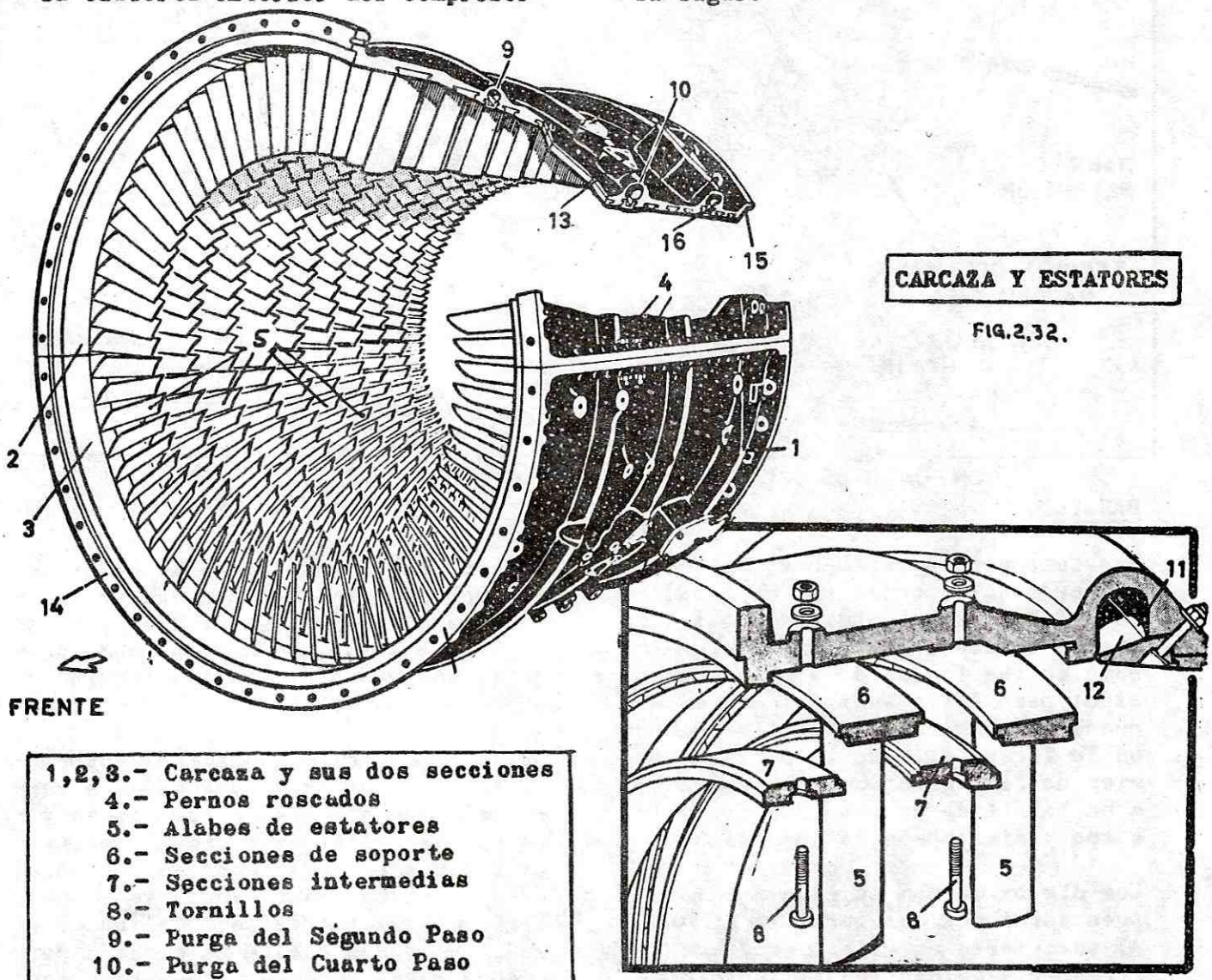
Cada disco, tiene los alojamientos para determinado número de alabes, los que deben instalarse antes de cerrar el conjunto. Para asegurar el montaje de los alabes al disco, cada álabe lleva su seguro, que puede ser de lámina, roscado, de prisionero, etc.

Debido a que el conjunto del rotor gira a grandes velocidades, debe ser rígido, con perfecto alineamiento y balanceado estática y dinámicamente.- El balance es individual en cada disco y final con el conjunto ya ensamblado. El último balance del rotor armado, se logra con la adición de pequeños pesos -6- que actúan como contrapesos y que van colocados y firmemente asegurados en la ranura de balance -7- que se encuentra en los discos del primero y del último paso de compresión.
Los discos del barril se construyen -

de forja de aluminio, acero o de aleación de titanio, mientras que las secciones del barril son de acero de alta resistencia. Los alabes del compresor, se fabrican de forja de acero para los primeros pasos -3 ó 4- y de forja de aluminio los demás.

ESTATORES Y CARCAZA.

La carcaza -1 de la fig. 2.32 - es la cubierta exterior del compresor que se construye dividida longitudinalmente en dos partes iguales -2 y 3 - que se unen por medio de pernos roscados -4-. A cada mitad de la carcaza queda unida la mitad de los alabes estatores de cada paso de compresión -5-. Los alabes, van insertados en secciones semicirculares -6- retenidos sobre la paredes interiores de la carcaza por medio de otras secciones intermedias semicirculares -7- y por medio de tornillos -8- se mantienen en su lugar.



CARCAZA Y ESTATORES

FIG.2.32.

1,2,3.-	Carcaza y sus dos secciones
4.-	Pernos roscados
5.-	Alabes de estatores
6.-	Secciones de soporte
7.-	Secciones intermedias
8.-	Tornillos
9.-	Purga del Segundo Paso
10.-	Purga del Cuarto Paso
11.-	Canal o ducto de aire
12.-	Arillo del ducto de purga
13.-	Toma de aire
14.-	Union a la secc.de admisión
15.-	Union a la secc. difusora
16.-	Purga del Octavo Paso

Para el funcionamiento de algunos sistemas del avión o afines al motor, se usa la presión neumática creada por la compresión, llamándose "purgas" a estas descargas de aire. Según del paso de donde se tome la presión, será-

su valor y temperatura. En el ejemplo ilustrado -fig. 2.32.- se ven tres tomas -9,10 y 16- una del segundo paso y las otras del cuarto y octavo paso. La carcaza tiene un canal de fundición para permitir la circulación del aire -11- y por medio de un arillo especial -12- queda dispuesto su funcionamiento como "purga". Esta presión neumática así colectada se llevará al exterior tomándola por la salida -13-.

La parte frontal de la carcaza -14- se une a la sección de admisión del motor y la parte posterior -15- va unida a la sección difusora para descargar a las cámaras de combustión.

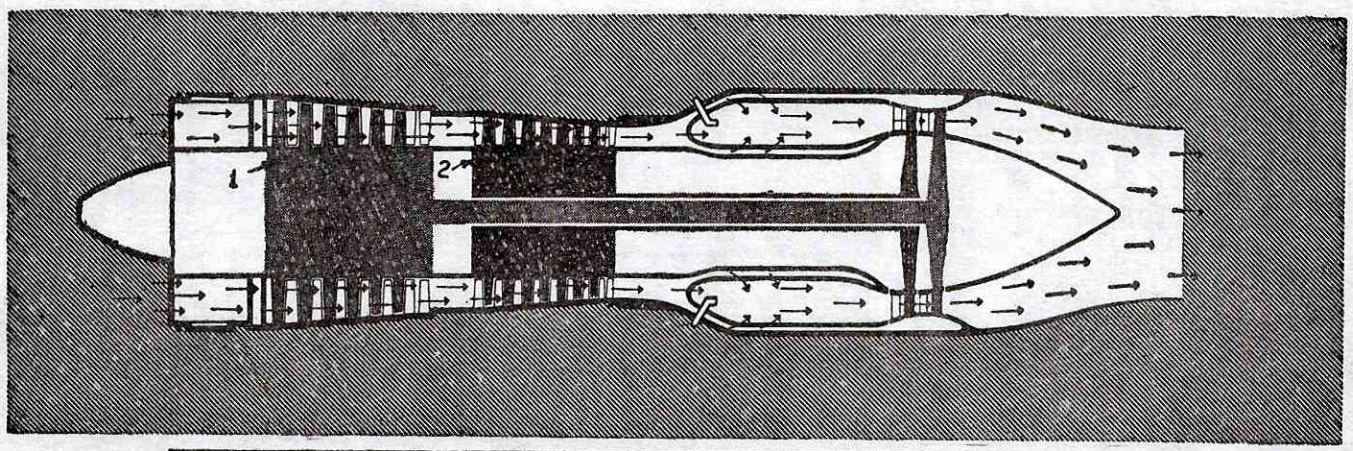
La construcción de la carcaza, de las secciones semicirculares de soporte de alabes y espaciadora de pasos, así como de los arillos de colección de purgas, se construyen generalmente de forja de aluminio, mientras que los alabes son de acero en los primeros pasos y de forja de aluminio los siguientes.

COMPRESORES DE FLUJO AXIAL DE DOBLE ETAPA.

Teoricamente, un compresor de flujo axial de una sola etapa, se puede construír de un número indefinido de pasos, según la relación de compresión que se requiera. Si esto se llevara a la práctica, los pasos posteriores de un compresor de gran número de pasos, operarían ineficientemente y estos estarían sometidos a esfuerzos muy grandes, pudiendo llegar a producirse atascamiento del aire en el compresor. El estancamiento se puede corregir parcialmente, mediante "purgas" en determinados pasos de la compresión. Sin embargo, una purga excesiva, resulta perjudicial al rendimiento del motor. Todos los problemas mencionados, se evitan con el uso de dos compresores en tandem y de giro independiente. Esta disposición de compresores se conoce como "compresor de flujo axial de doble etapa" figura 2.33 .

La circulación del aire en el motor de doble etapa de compresión, es igual a la que tiene el de etapa sencilla, los pasos de compresión, están formados también por los rotores y estatores correspondientes y la compresión se logra en igual forma a la descrita.

El compresor de baja presión, es al primero que llega el aire, al penetrar al motor, -1- ahí sufre la primera etapa de su compresión y es entregado con cierta presión al compresor de alta -2- que termina el evento con



VISTA SECCIONAL DE UN MOTOR TURBO REACTOR DE DOBLE ETAPA DE COMPRESION AXIAL

FIG. 2.33.

relaciones de compresión entre 8:1 y 14:1 al 100% de RPM.

En igual forma que en el compresor de una sola etapa, se observa en este motor como se va reduciendo el peralte de los alabes del compresor al ser mayor el paso de compresión, para conservar la presión que se va obteniendo.

Construcción.

La construcción de estos compresores en lo que respecta a barriles, alabes, estatores y carcazas, asi como la existencia de purgas, es similar al de una sola etapa. La diferencia básica es la forma en que se impulsan los dos compresores. Para lograrlo, una flecha pasa por el centro de la otra. La flecha interior impulsa al compresor primario y la exterior al compresor secundario.

El giro de cada turbina es independiente al igual que el movimiento que transmite al compresor respectivo.

Compresor de alta.

Al compresor secundario, se le denomina de "alta" debido a que recibe el aire ya a presión y eleva ésta al máximo cuando termina de pasar por él. La turbina que lo impulsa, se denomina también de "alta", debido a que ésta recibe el máximo de presión del flujo de gas para su trabajo. Las revoluciones a que trabaja el compresor de alta se conocen como N_2.

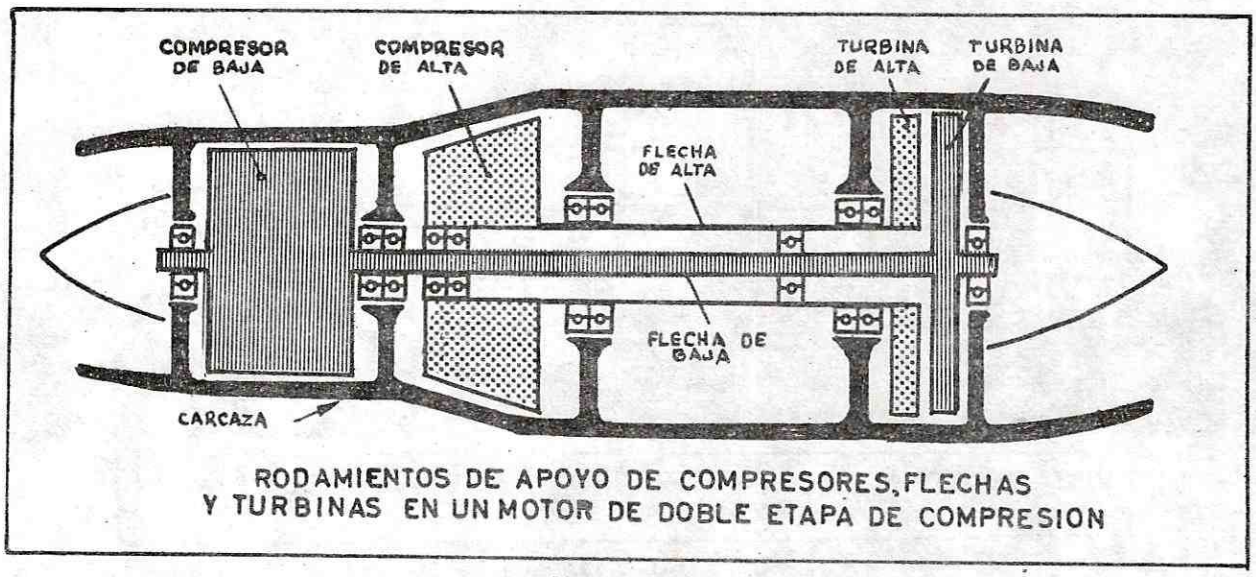
Compresor de Baja.

Al compresor primario se le denomina de "baja", debido a que es el que inicia el ciclo de compresión y la presión total que levanta es de menor valor. La turbina que lo mueve se denomina también de "baja", debido a que es impulsada por parte de la energía de los gases, después de que estos han pasado la turbina de alta. Las revoluciones a que trabaja el compresor de baja, se conocen como N_1.

Para ilustrar la forma en que se logra la transmisión de movimiento de las turbinas a los compresores, en la figura 2.34 . se ilustra esquemáticamente los puntos de apoyo necesarios para soportar ambos conjuntos y permitirles un giro libre e independiente.

Operación.

Los compresores de doble etapa, producen altas relaciones de compresión, con un peso y área frontal mucho me-



RODAMIENTOS DE APOYO DE COMPRESORES, FLECHAS Y TURBINAS EN UN MOTOR DE DOBLE ETAPA DE COMPRESION

FIG. 2.34.

nor que los de una sola etapa. La velocidad de la turbina de alta y respectivamente del compresor de alta - es gobernada por la unidad reguladora de combustible (FCU) -Fuel Con--- trol Unit-. Con el compresor de alta girando a una velocidad controlada,- el compresor de baja, gira impulsado por su turbina a una velocidad que - asegura el flujo óptimo de aire a -- través de él.

Con el compresor de alta, girando a- una velocidad gobernada constante, - hay un cambio de velocidad en el compresor de baja cuando cambia la temperatura de aire al compresor. La velocidad aumenta cuando la temperatura disminuye, esto se debe a que la- potencia requerida para comprimir un kilogramo de aire frío a una presión o relación de compresión dada, es menor, que la que se requiere para comprimir en iguales condiciones, aire- con mas temperatura. Se ve con claridad, que la turbina de baja tiene -- mas energía disponible cuando se comprime aire frío, por lo tanto, gira- mas rápido impulsando al compresor - de baja, con el efecto correspondiente en la turbina y el compresor de - alta. Sin embargo, siendo la velocidad controlada por el control de combustible, esta unidad tiende a limitar la energía que se entrega a la - turbina de baja, asi que, se establece finalmente el equilibrio con el - compresor de alta operando a velocidades controladas y el compresor de baja, operando a una velocidad tal - que en un día frío o a grandes altitudes con bajas temperaturas, es mayor que con altas temperaturas.

Cuando se mantiene constante la velocidad de la turbina de alta, con un- cambio de temperatura en la entrada- del compresor, la temperatura de los gases que entran a la turbina aumenta cuando disminuye la temperatura - en la entrada al compresor. Esto ocasiona que el motor, trabaje más ca-- liente en dias frios, que en dias calientes. Para obtener condiciones de operación mas favorables, en las partes que se calienta mas del motor y -- por consiguiente un mayor empuje, el- control de velocidad del compresor de alta, responde a los cambios de temperatura en la entrada al compresor, de manera que la velocidad aumente, cuando aumente la temperatura.

Aunque el control de combustible gobierna solo la velocidad del compresor de alta, existe la tendencia de - estabilizar la velocidad del compresor de baja, cuando la temperatura -- disminuya; con esto la pérdida de empuje con la altitud, debida a la menor densidad del aire, es menor. La - variación de velocidad con el cambio- de temperatura en la entrada del compresor, se conoce como "speed bias".

Resumiendo, con motores de doble etapa de compresión, se obtienen mayores relaciones de compresión, sin pérdida de eficiencia, con mayor duración de- sus componentes que trabajan con menores esfuerzos y por su tamaño, presentan menor resistencia al avance que - los de una sola etapa.

El desarrollo de los motores turbo--- reactores, busca la forma de alcanzar presiones de salida del compresor mas altas, con lo que se aumentará la generación de empuje, obteniéndose mayor rendimiento en la eficiencia, tanto térmica como económica del motor.

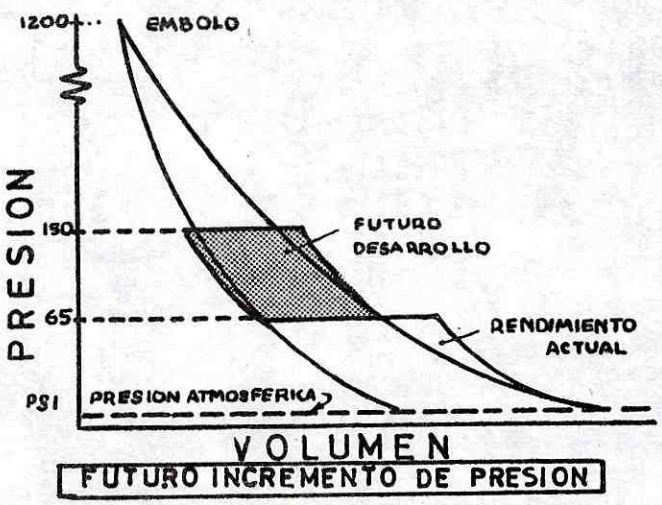


FIG. 2.35.

DESPLOME DEL COMPRESOR.

En los compresores de los motores turbo reactores -como en los compresores de los motores recíprocos sobre-alimentados-, se presenta el fenómeno conocido como "desplome" -stall-, que consiste en la incapacidad de éste para comprimir el aire.

En los motores turbo-reactores se presentan varios tipos de desplome. La teoría es muy complicada y no cuadra para todos los tipos de desplome, sobre sus causas y remedios sería posible escribir todo un libro.

Se puede reconocer su presencia, por las pulsaciones del compresor en toda la estructura del avión; a veces se le puede oir y en otras sólo se notará la imposibilidad de acelerar el motor cuando es necesario o cuando se desacelera sin haber movido el control del acelerador.

Puede, por lo tanto presentarse en una forma suave sin ningún sonido, o con movimiento reconocible por el piloto, o bien con fuerte explosión o ambas cosas, causando el consecuente sobresalto a quien por primera vez lo oiga.

Se puede comparar el desplome con el "regreso de flama" en el motor recíproco; sin tener la misma causa, producen el mismo ruido e igual efecto en la generación de potencia.

CAUSAS.

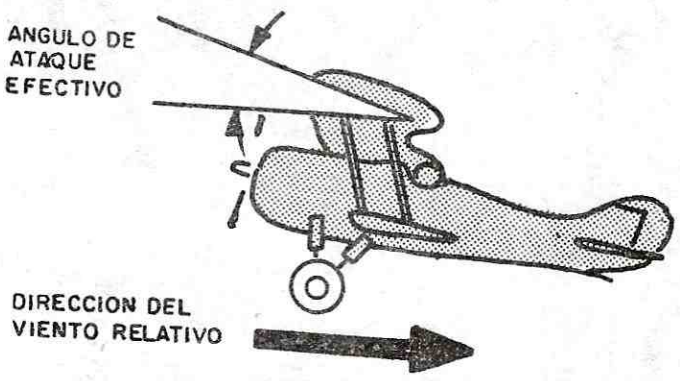
Los alabes del compresor, trabajan en forma similar a el ala de un avión. Igual que el ala, puede "desplomarse" cuando trabaja con un ángulo de ataque mayor al de máxima sustentación, el compresor, puede "desplomarse", cuando varios o todos los alabes están trabajando en condiciones de un ángulo de ataque muy grande.

La dirección del viento relativo en el ala del avión, o en el álabe del compresor y la fuerza de levante o sustentación -o presión- que genera se viene abajo, con lo que resulta un descenso del avión y en la turbina una condición donde el compresor deja de comprimir al aire en forma normal.

La comparación termina ahí, ya que es muy distinto el comportamiento del desplome en el avión con respecto al de la turbina de gas.

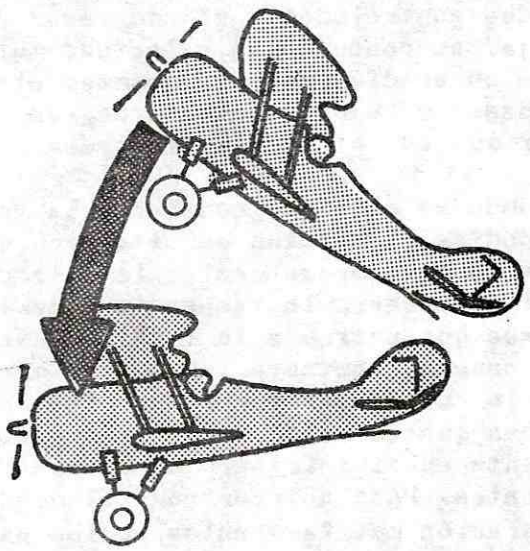
Otros desplomes en la turbina, resultan de fallas bien definidas del motor de los accesorios en su funcionamiento.

La causa común para provocar el des-



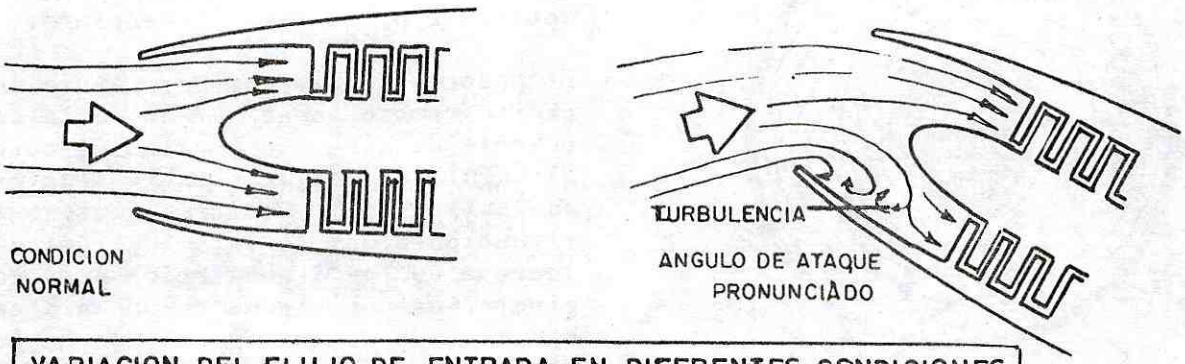
DESPLOME EN EL ALA DEL AVION

FIG. 2.36.



plome, la encabezan el avión, el ducto de admisión y la descarga de gases del motor o ambos.

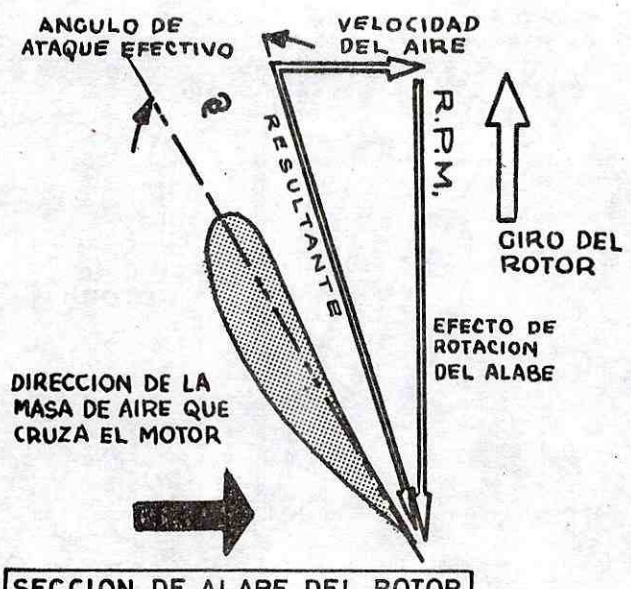
Se puede ver en la Fig. 2.37 , como - la entrada de aire, tiene características definidas, para el movimiento - del flujo de la masa de aire. Estas - características agudizan hacia el desplome, dependiendo del diseño de entrada y condiciones de vuelo.



VARIACION DEL FLUJO DE ENTRADA EN DIFERENTES CONDICIONES

FIG. 2.37.

Para saber como ocurre, obsérvese a - la fig. 2.38. Nótese en él la similitud entre la sección de un álabe -- del compresor y el perfil de un ala.



SECCION DE ALABE DEL ROTOR

FIG. 2.38

Se puede decir para aclarar la idea,- que el compresor axial, esta formado- por muchas alas de avión pequeñas y - que cada una de ellas puede "desplo-- marse" como la de un avión. Aunque la causa del desplome en ambos casos sea completamente diferente.

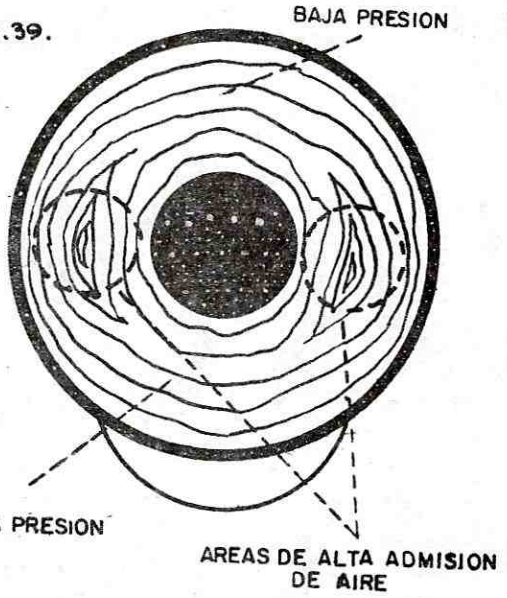
Un avión se "desploma" cuando su na-- ríz se ha levantado tanto en vuelo, - que se ha roto el ángulo donde las -- alas producen sustentación para hacer ascender al avión. Este desplome se - produce por el cambio de ángulo de -- ataque por una variación de la posi-- ción del avión con respecto a la di-- rección del viento relativo.

En el compresor axial, la velocidad - del aire al chocar con el álabe es -- aproximadamente proporcional a las -- RPM del motor y en condiciones normales, sobre el rango de operación normal de RPM, esta relación, permite -- que el álabe trabaje con un razonable ángulo de ataque.

Como se ve en la fig. 2.38 , la velocidad del aire, forma un vector del - ángulo de ataque y las RPM del motor- forman el otro, el ángulo de ataque - α viene a ser la diferencia angular - entre la hipotenusa del triángulo y - la cuerda del álabe. Todos los alabes de un mismo paso del compresor tienen el mismo ángulo de ataque, solo cuando la distribución del aire de entrada es perfecta; cuando es diferente,-

tiende a transmitirse hacia atrás en- los demás pasos de compresión. Actual-

FIG. 2.39.



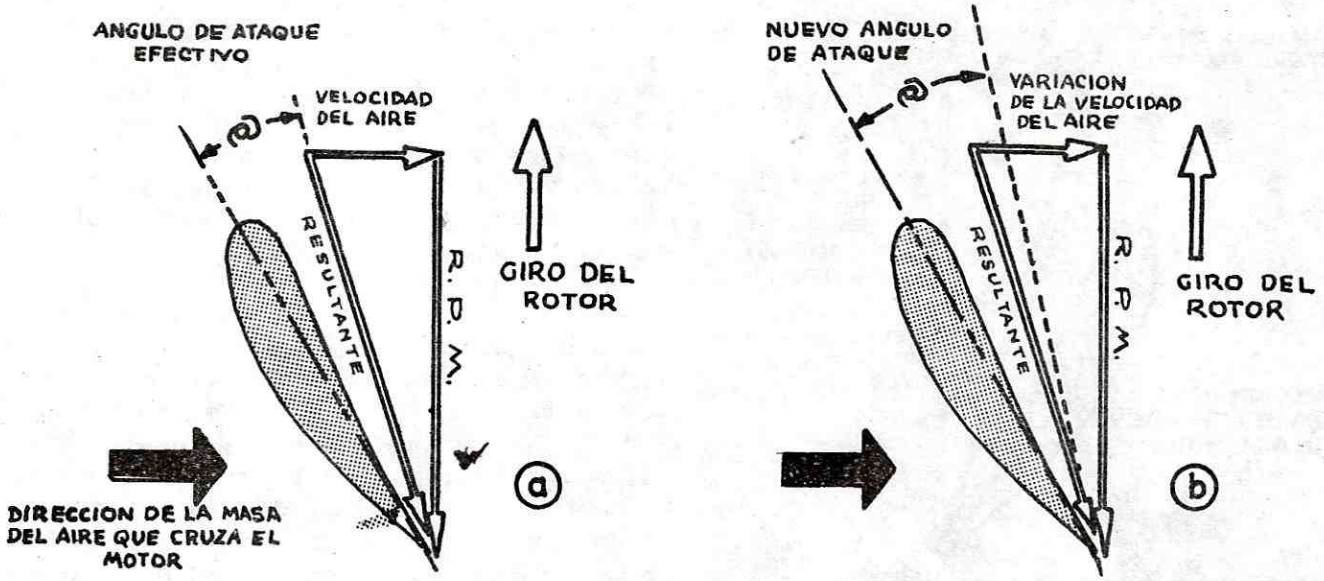
DISTORSION DEL AIRE A LA ENTRADA DEL MOTOR

mente, en todos los motores de este - tipo, existe una variación en la cir- culación del aire al frente del motor.

Esto causa que cada álabe varíe su án gulo de ataque efectivo cuando pase - de una zona a otra en su rotación nor mal. Si el patrón de distribución no- tiene mucha variación (es aceptable - hasta un 5%) el motor se operará fue- ra de desplome en condiciones norma-- les, lo que da como consecuencia, que si la variación de la masa de aire al entrar al motor es muy grande para el motor, se presentará el desplome.

El proceso de desplome se inicia con- cierto cambio en el patrón de la co-- rriente de aire que penetra al motor. El ángulo de ataque estable ilustrado en la fig. 2.38, cambia en algunas - situaciones, si la velocidad del aire decrece en los álabes fijos o en los- giratorios por alguna razón, sin cam- bio de RPM; da como resultado un nue- vo ángulo de ataque efectivo como se- ilustra en la fig. 2.40. Si la velo- cidad decrece lo suficiente, los éla- bes pueden llegar al desplome, lo mis mo que un ala de avión, cuando el án- gulo de ataque es tan grande que no - produce mas sustentación y se causa-- rán trastornos en el flujo del aire.-

El problema, es que esto puede ocu--- rrir en toda el área de admisión y -- puede avanzar dentro del motor en to- dos los pasos del compresor hacia el- difusor u ocurrir solo en algunos éla



VARIACION DEL ANGULO DE ATAQUE EFECTIVO CON EL CAMBIO DE VELOCIDAD.

FIG.2.40

bes de uno o dos pasos, o algunos entre estos extremos.

Cuando el avión vuela a mas de 35,000 pies, es mas factible la producción del desplome en el compresor -fig. 2.41.- debido a la excesiva reducción de la fuerza de cohesión entre las moléculas del aire -viscosidad- y de la fuerza de inercia -por la presión de impacto- con relación a sus valores al nivel del mar.



MAPA TIPICO DEL COMPRESOR DE ALTA (N_2)

FIG. 2.41.

Esta condición, crea en el flujo que pasa por cada sección de álabe, que deje de ser laminar y se convierta en turbulento. Este efecto se expresa por el factor denominado Indice del Número de Reynolds. Un bajo número de Reynolds, indica una baja eficiencia -fig.2.42.- del perfil, ya sea de álabe o de ala.



VARIACIONES DE LA EFICIENCIA DE UN PERFIL Y DEL NUMERO DE REYNOLDS.

FIG.2.42.

Otro tipo de desplome a grandes altitudes es causado por la entrada al motor de cristales de hielo, comunmente al rededor de tormentas.

Los cristales de hielo, no se depositan en la entrada del motor, sino que pasan con el aire al compresor, calentándose al comprimirse, resultando una ingestión de agua. Esto provoca mayor presión en la operación de la turbina que aumenta la posibilidad de desplome del compresor.

En vuelo a grandes altitudes, el peso del volúmen de aire que entra al motor es bajo, as que el agua que se mezcla con el aire produce condiciones similares a la condición de inyección de agua; haciendo muy raros a grandes altitudes los desplomes bajo estas condiciones.

Son varias las operaciones que el piloto puede hacer para evitar el desplome o reducir su intensidad,

a) debe evitar movimientos errâticos o bruscos en la aceleración.

b) debe evitar acelerones bruscos o muy rápidos en períodos de alta distorsión del aire que entra al motor, así como en baja velocidad.

c) debe evitar bajar la naríz del avión bruscamente. El descenso lento de la naríz, produce un flujo suave de aire a la entrada del motor, eliminando la posibilidad del desplome.

d) debe aterrizar si no hay control sobre el desplome. Si el desplome o condición inestable del motor no puede ser controlada, debe pararse el motor, o proceder a aterrizar a la brevedad posible para evitar serios daños al motor.

Los fabricantes de motores, considerando otros medios para reducir la tendencia al desplome de los compresores, además de la función del control

de la unidad reguladora de combustible, han incorporado dos sistemas al motor para lograrlo, estos son:

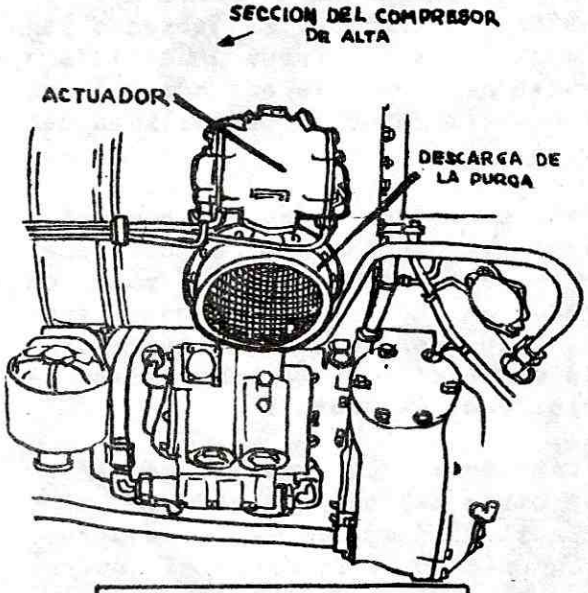
a) por válvulas de purga del compresor o

b) por álabes guía de ángulo variable

Algunos motores, cuentan con la incorporación de ambos sistemas.

a) Purga del compresor.- Estas purgas facilitan el arranque del motor, a la vez que previenen el desplome del compresor. En bajas RPM permanecen abiertas y cierran en operaciones de alta potencia. Al estar abiertas incrementan el flujo inicial del aire en el compresor y reducen la presión en la parte posterior del flujo -dentro del mismo compresor-. El control de la descarga a través de la válvula de purga es automático y sensible a las RPM del motor, en función a la temperatura y presión de entrada de aire al compresor.

En algunos motores el empleo de purgas para los sistemas afines al mismo eliminan las posibilidades de desplome y por lo tanto no se incorpora en ellos la válvula de purga. Fig. 2.43.



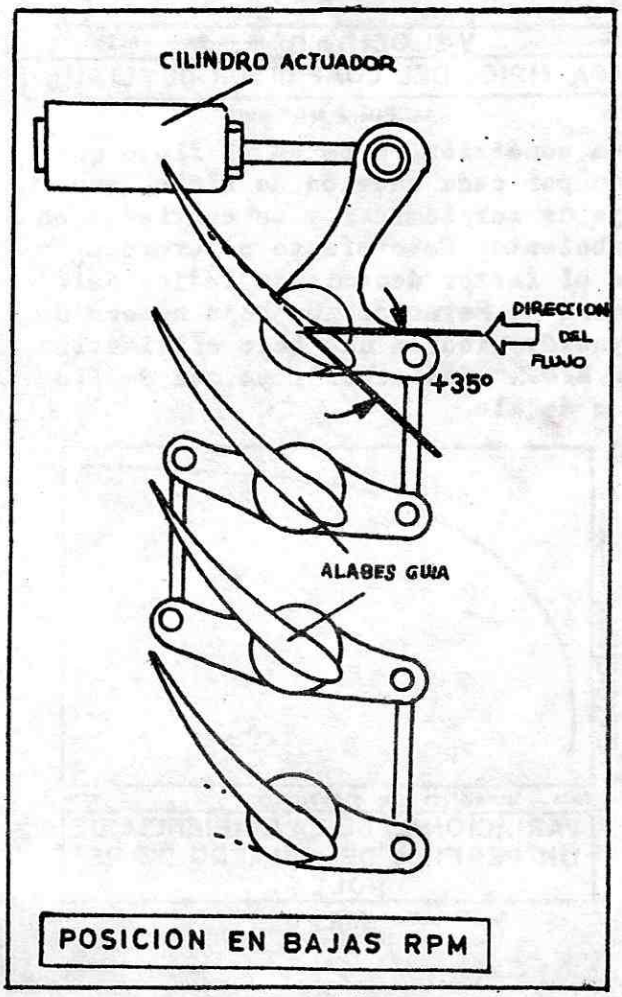
VALVULA DE DESCARGA

FIG. 2.43.

b) Alabes guía de ángulo variable.- La función de los álabes guía con ángulo variable en la admisión de aire al compresor, compensa la variación de temperatura y presión en la entrada del motor.

Algunos motores tienen álabes guía de entrada -estatores- con ángulo variable sólo en el primer paso de compresión; mientras en otros, este sistema incorpora los estatores de varios de los primeros -hasta seis- pasos del compresor.

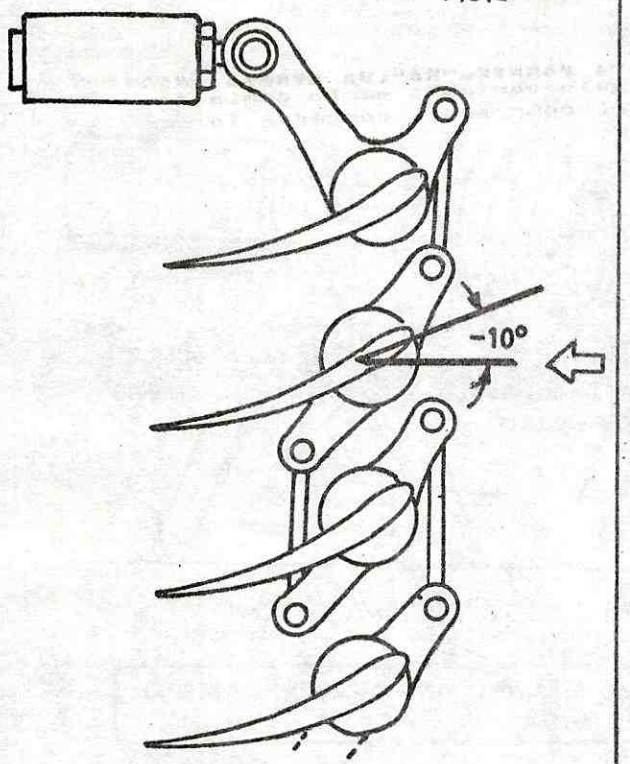
El movimiento de los álabes guía esta controlado por un cilindro actuador que mantiene un ángulo de ataque máximo en bajas RPM -rango de 35°- y a medida que la velocidad del compresor aumenta, este ángulo se va variando y en máximas RPM ha llegado a el ángulo mínimo o inclusive, negativo -rango de -10°-.



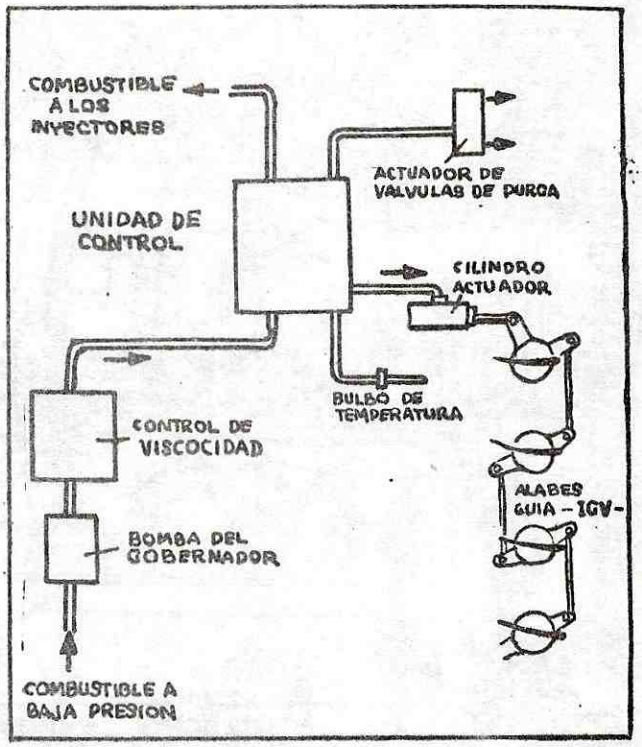
POSICION EN BAJAS RPM

FIG. 2.44.

FIG. 2.45.



POSICION EN ALTAS RPM



SISTEMA DE CONTROL DE VARIACION DE ANGULO DE ALABES Y CIERRE DE PURGAS

FIG. 2.46.

En los motores que incorporan ambos sistemas -Fig. 2.45.-, en bajas RPM las válvulas de purga se mantienen abiertas y los álabes guía con el mayor ángulo que, al irse acelerando el motor hasta un número prefijado de RPM las válvulas cierran y el ángulo de los álabes guía esta en el paso mínimo -o negativo-.

El control para la apertura y cierre de las válvulas de descarga, se mueve por presión del combustible en función de las RPM y la temperatura ambiente. Mientras el control de viscosidad compensa los cambios de viscosidad de los diferentes combustibles que se pueden usar, para evitar variaciones en la posición del ángulo de ataque de los álabes guía y mantenerlos en operación correcta, aunque se cambie de tipo de combustible.

El control actuador a bajas RPM, recibe un flujo mínimo de combustible y mantiene el máximo ángulo al aumentar la velocidad del compresor la bomba del gobernador manda un flujo mayor de combustible hacia los inyectores en las cámaras de combustión, provocando la actuación de cambio de ángulo de los álabes guía así como de las válvulas de descarga.

Otros sistemas para el cambio de paso de los álabes guía, son actuados por presión hidráulica que se recibe de la unidad reguladora de combustible.

En la figura 2.46. se ilustra esquemáticamente los componentes mecánicos que intervienen en el cambio de paso de álabes guía en varios pasos de compresión.

El cilindro actuador, recibe presión de la unidad reguladora de combustible y mueve a un balancín de mando, el que por medio de una varilla de transmisión actúa los brazos actuado-

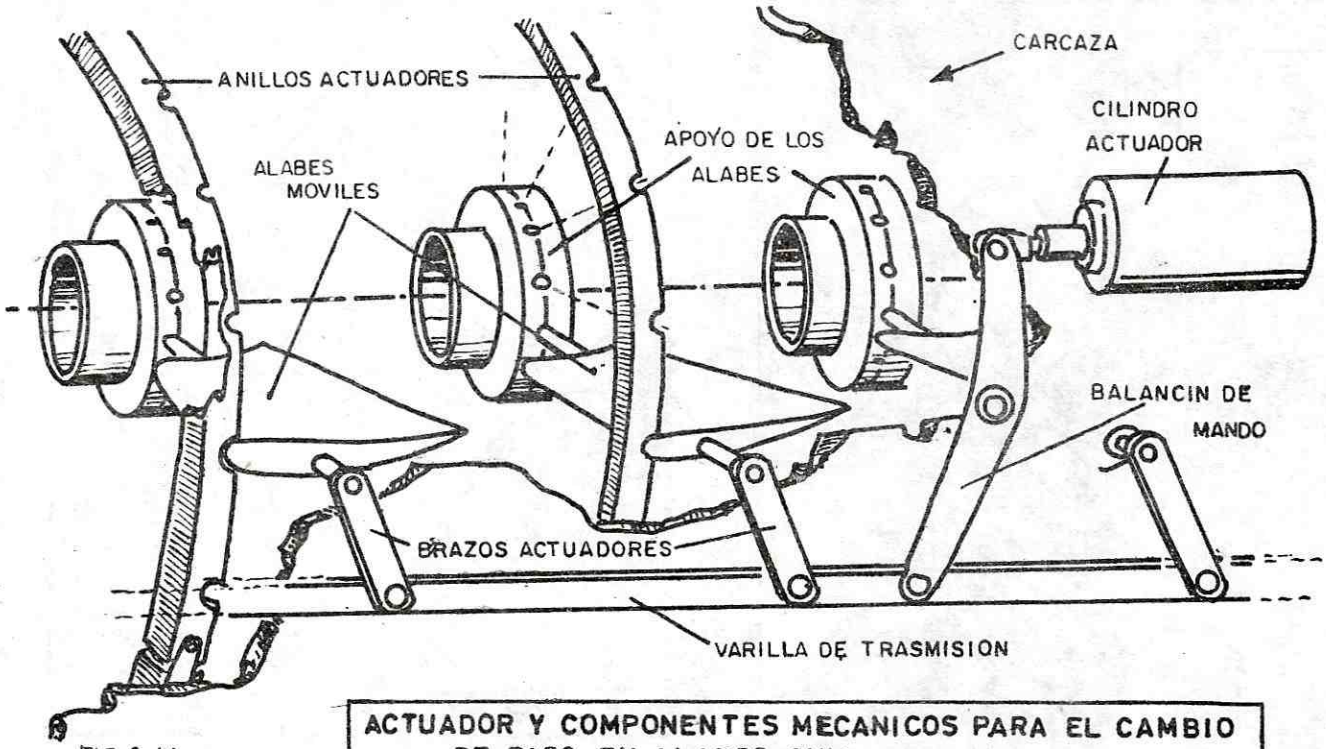


FIG. 2.47.

ACTUADOR Y COMPONENTES MECANICOS PARA EL CAMBIO DE PASO EN ALABES GUIA

res de los álabes guía de los pasos - móvibles y los anillos actuadores mueven interiormente a todos los álabes de cada paso el mismo número de grados respectivamente.

El conjunto ilustrado, pertenece a un motor con doble etapa de compresión - axial y los álabes que varían de paso quedan colocados bajo la carcaza de - la primera etapa de compresión, y son construídos generalmente de acero inoxidable para mayor resistencia.

SECCIONES DIFUSORAS.

La sección difusora, queda colocada - inmediatamente después del compresor y antes de las cámaras de combustión.

Esta sección, tiene como función entregar el aire comprimido a baja velocidad a las cámaras de combustión; pero con una presión suficiente para la combustión a cualquier velocidad a - que esté trabajando el motor. La función de esta sección y hasta su construcción, es similar, tanto en los motores de flujo centrífugo, como de flujo axial -ya sean de una o dos etapas - de compresión-.

La construcción de la sección difusora- varía según cada fabricante de motor, - comunmente se usa para su construcción, la forja de aleación de magnesio o de - aluminio, teniendo hacia el lado de descarga del aire, las bases para el montaje de el número de cámaras de combustión que use el motor.

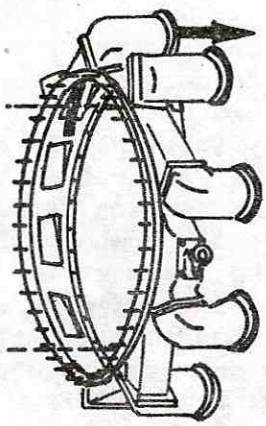


FIG. 2.48

SECCION DIFUSORA DE MOTOR DE COMPRESION CENTRIFUGA

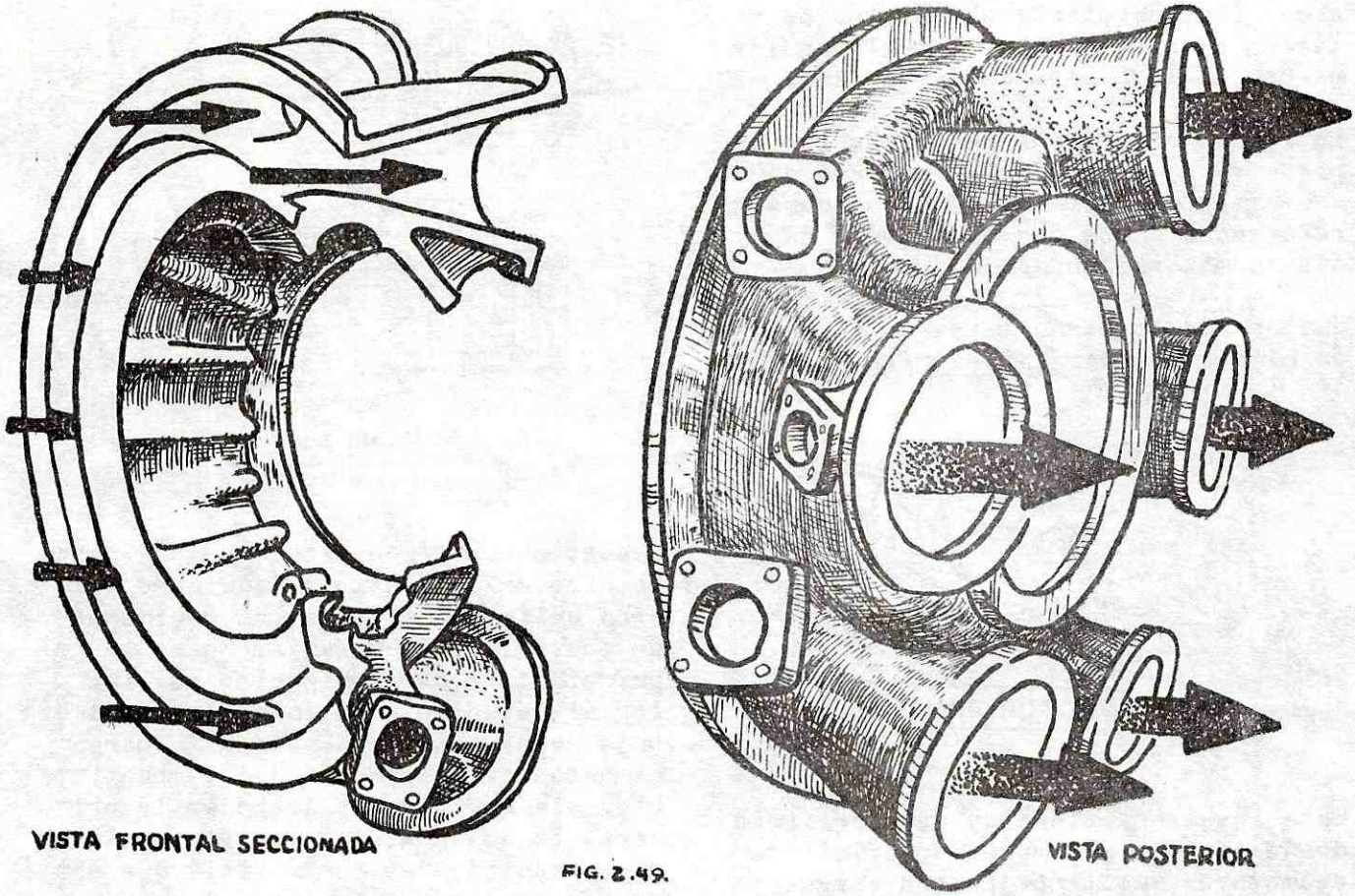


FIG. 2.49.

DOS VISTAS DE LA SECCION DIFUSORA

Esta sección, recibe y colecta en forma anular el aire a presión proveniente del compresor, orientándolo hacia las descargas que lo llevan a las cámaras de combustión. Por tener sección divergente para el flujo de aire al llegar éste se expande, convirtiéndose su energía cinética en presión, pero conservándose constante la presión total; por ser la suma de la presión dinámica mas la presión estática.

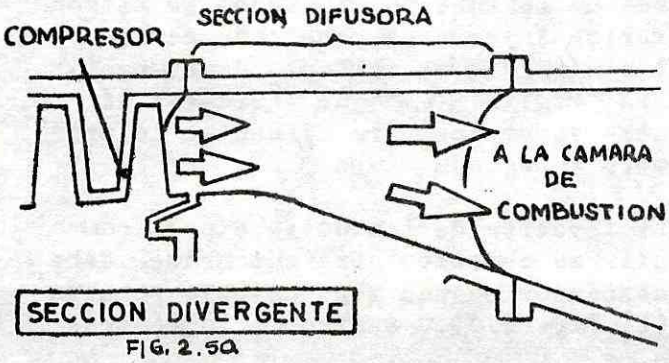


FIG. 2.50

Algunos motores tienen en esta sección las conexiones de la inyección de combustible que descarga en las cámaras de combustión.

La sección difusora de los motores de compresión centrífuga tienen la misma función que en los de compresión axial, con la diferencia que tienen también que cambiar en 90° aproximadamente la dirección del flujo de aire que recibe del compresor.

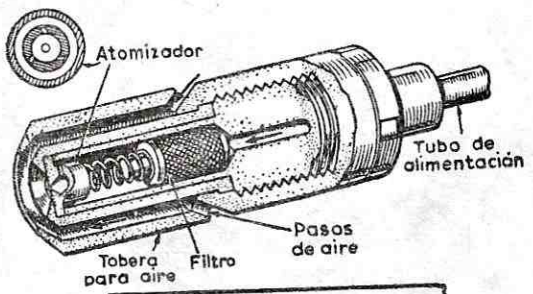
INYECTORES DE COMBUSTIBLE.

Para lograr el empuje requerido en un motor turbo-reactor, se agrega combustible al aire que llega a las cámaras de combustión. Para una eficiente combustión, el combustible debe ser fina y uniformemente atomizado en el aire que llega a la cámara de combustión. Son los inyectores los encargados de la atomización del combustible en las

cámaras de combustión; su construcción, funcionamiento e instalación tienen gran importancia en el rendimiento de la cámara de combustión.

En los motores turbo-reactores se emplean varios tipos de inyectores de combustible, aquí solamente se hará referencia a los mas comunmente usados en motores modernos.

Uno de los primeros tipos de inyector es el denominado simplex -Fig. 2.51.-



INYECTOR SIMPLEX

FIG. 2.51.

Este inyector, tiene un solo orificio de descarga y su empleo es eficiente en motores que trabajan con cargas mas o menos constantes. A baja presión el abanico de combustible atomizado descarga con arco que varía entre los 70 y 80° que son óptimos para el arranque del motor, cuando esa descarga amplia de combustible alcanza fácilmente a la bujía. Con mayor presión el abanico se cierra y penetra más en la cámara de combustión, permitiendo que se tenga una flama centrada y delgada, que protege de altas temperaturas a la camisa de la cámara de combustión y a los electrodos de las bujías.

Otro tipo de inyector que ha resultado mas eficiente que el simplex, es el duplex -Fig. 2.52.- que es de doble descarga concéntrica en el mismo cuerpo. La descarga interior se conoce como la "primer etapa" y es de baja capacidad, mientras que la exterior de "segunda etapa" es para alta capacidad de inyección. Este inyector provée una buena atomización de combustible con flujo alto o bajo y un abanico de combustible atomizado de arco uniforme en todos los regímenes de operación. El mecanismo para la primer etapa de atomización es similar al del simplex e inicialmente trabaja sola, la segunda etapa descarga al aumentar la presión del combustible, sin que deje de trabajar la primera. La segunda etapa provée de la mayor cantidad de combustible que se usa en regímenes de alta potencia.

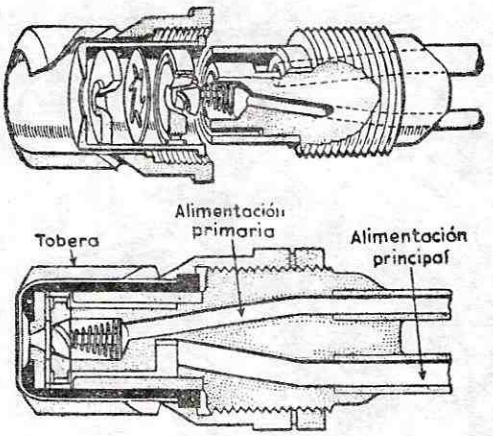


FIG. 2.52.

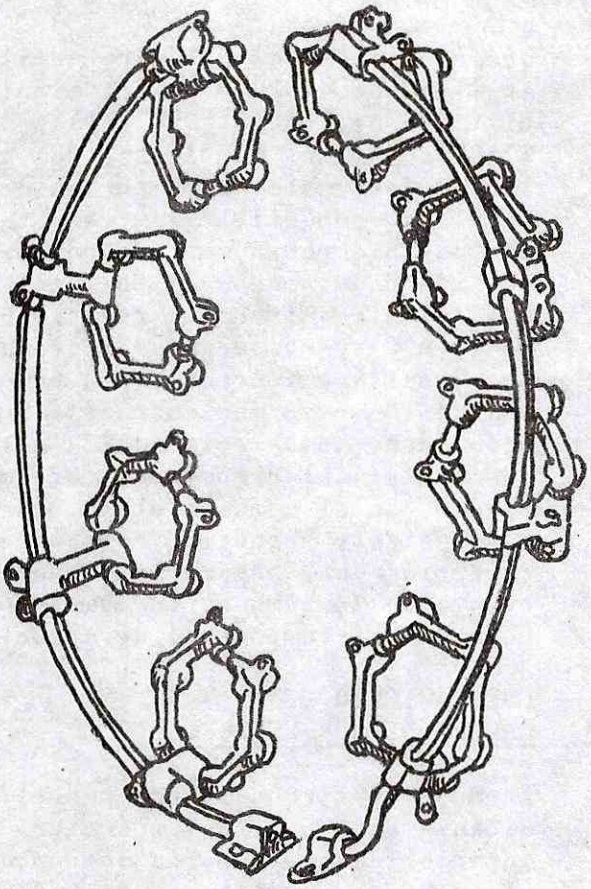
INYECTOR DUPLEX

Para prevenir la obstrucción de los inyectores, estos estan provistos de filtros de malla de alambre o del tipo roscado.

En algunos motores, el múltiple de combustible lo constituye una línea de distribución colocada en el exterior del motor que alimenta al inyector de cada cámara con combustible proveniente de la unidad reguladora.

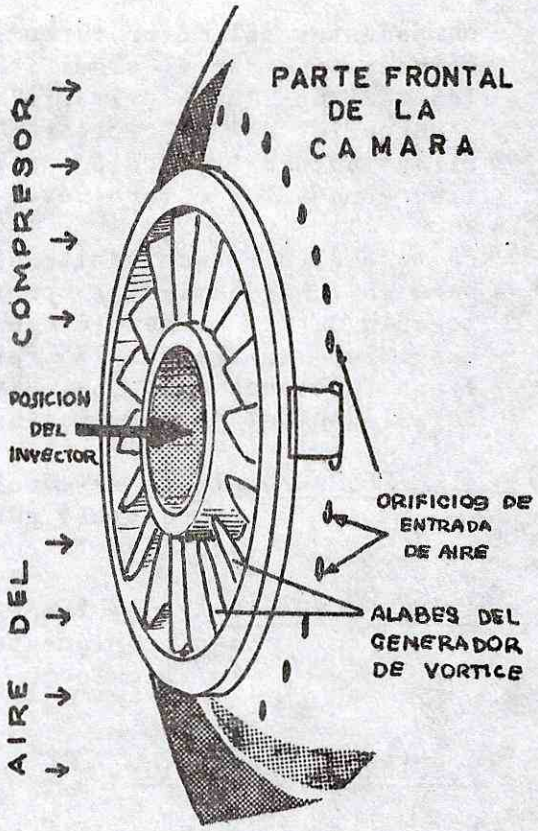
En motores de alta potencia con cámaras de combustión canulares se tienen varios inyectores para cada cámara y los alimenta un multiple de combustible -Fig. 2.53.- que lleva las líneas separadas para alimentar la primera y segunda etapa.

El inyector de combustible para cumplir su cometido eficientemente, debe descargar en una zona de baja presión (1) Fig. 2.54.- dentro de la cámara



MULTIPLE DE COMBUSTIBLE

FIG. 2.53.

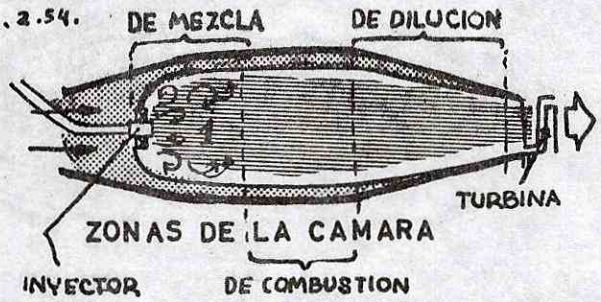


GENERADOR DE VORTICE

FIG. 2.55.

de combustión, realizándose así la mezcla del combustible y el aire en forma íntima y uniforme. Queda instalado en la parte frontal de la cámara y al centro de los álabes del generador de vórtice -Fig. 2.55- Al conjunto de inyector y generador de vórtice algunos fabricantes de motores le denominan "quemador" -burner- y tiene como función permitir una combustión estable, ya que el proceso se debe efectuar en una longitud relativamente corta, con aire a baja presión y el combustible finamente atomizado para fácil mezcla y vaporización a la mayor rapidez posible, reduciéndose así la tendencia a "apagones" en el motor y aumentando la velocidad de la flama con la generación de una mezcla homogenea y apropiada en su relación aire/combustible.

FIG. 2.54.



ZONA DE INYECCION DE COMBUSTIBLE

Debido a que la combustión se efectúa con desarrollo de una presión relativamente baja -de aproximadamente 70 PSI- el combustible que se emplée, independientemente de su alta calidad y pureza, no requiere grado antidetonante, aunque el aire al comprimirse se haga en razones de compresión hasta de 14:1.

AIRE PRIMARIO Y
AIRE SECUNDARIO.

Antes de continuar describiendo los -

componentes del motor turbo-reactor, es necesario dar el significado de los términos "aire primario" y "aire secundario" que se emplearán al referirse tanto a la sección de combustión como a la de turbinas.

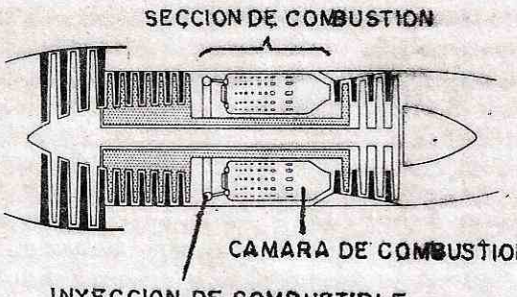
De todo el aire que admite el motor para su funcionamiento, aproximadamente solo un 23% se mezcla con el combustible, mientras el 77% restante llena funciones principalmente de enfriamiento del motor, llamándose:

AIRE PRIMARIO Al que se mezcla con el combustible para el evento de la combustión.

AIRE SECUNDARIO Al que llena funciones propiamente de enfriamiento.

SECCION DE COMBUSTION.

La sección de combustión, está formada principalmente por las cámaras de combustión y los inyectores de combustible. Su función es formar la mezcla combustible y quemarla dentro de las mismas cámaras de combustión para entregar la energía así transformada a la turbina con temperaturas que no excedan de los límites permisibles a la entrada de la misma.



SECCION DE COMBUSTION

FIG.2.56.

Contra la creencia general, no todo el aire que entra al motor se quema. Si se mezclara todo el aire que entra al motor con el combustible que consume, resultaría una mezcla que no ardería. Considerando un motor en el que el peso total del aire admitido (W_a) sea de 410,000 lb/hr; mientras el flujo de combustible (W_f) es de 7,100 lb/hr, al mezclarse; dan una relación de mezcla de 58 partes de aire por 1 de combustible que resulta incombustible por demasiado pobre, ya que los hidro-carburos en mezclas combustibles requieren de relaciones de 15/1 (A/C) para quemarse eficientemente. Resulta entonces que la cámara de combustión para mantener esta proporción, debe tomar solo el 23% del aire que entrega al compresor, para mezclarlo con el combustible mientras el 77% restante -conocido como aire secundario- debe separarlo durante el evento de la combustión, empleándolo como de enfriamiento o dilución.

ENFRIAMIENTO DE LA CAMARA DE COMBUSTION.

La masa de aire admitida por el motor alcanza su mas alta temperatura en el interior de las cámaras de combustión al quemarse en ellas el combustible. Por esta razón, es necesario un enfriamiento eficiente en ella, el que se logra orientando el flujo de aire secundario procedente del compresor, para que circule por ambos lados de la pared de la cámara. Fig. 2.58.

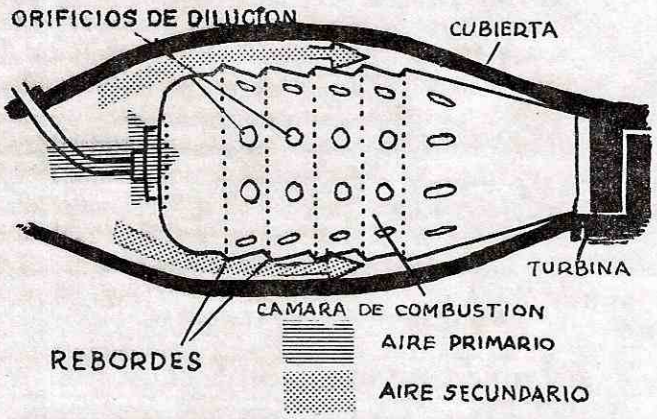


FIG.2.57.-ENFRIAMIENTO DE LA CAMARA.

El aire secundario barre la pared exterior de la cámara, enfriándola, mientras otra parte penetra a enfriar la pared interior pasando por pequeños orificios que se localizan alrededor de la cámara y a lo largo del

reborde. A lo largo de la cámara de combustión hay determinado número de salientes anulares -rebordes- donde se encuentran los pequeños orificios para la admisión del aire secundario -Fig. 2.57.- que enfriará las paredes interiores de la cámara. Como se aprecia en esta misma figura, las paredes de la cámara de combustión, quedan aisladas de los gases de combustión por un flujo de aire secundario a ambos lados de sus paredes.

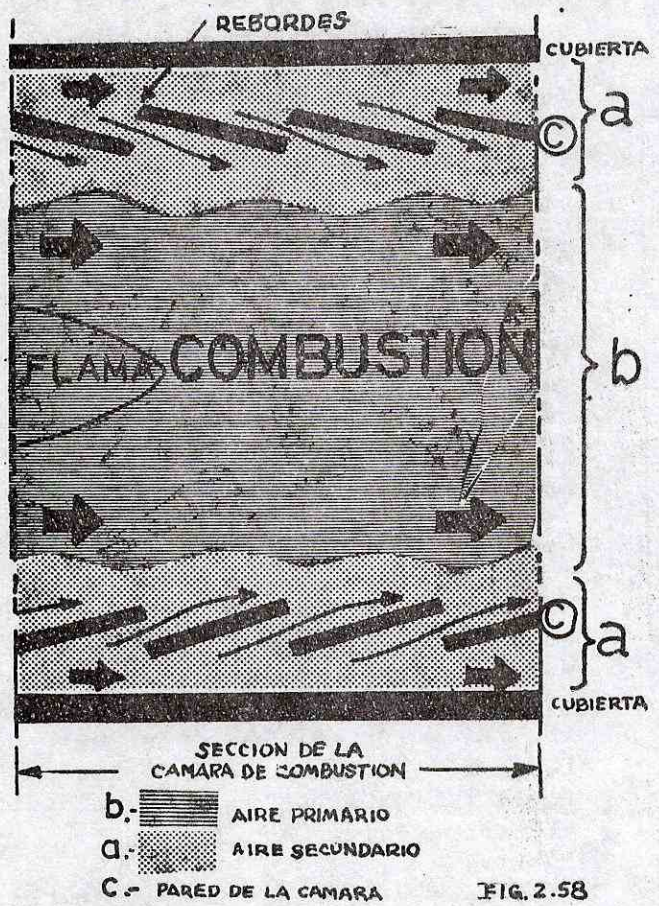


FIG. 2.58

CIRCULACION DEL AIRE PRIMARIO Y DEL SECUNDARIO EN LA CAMARA.

El deterioro gradual de las cámaras se debe a el exceso de calor que lasva deformando y puede llegar a causarle roturas. Estos daños son mas comunes, cuando se opéra el motor a temperaturas superiores al límite permitido por el fabricante, lo que ocurre con mas frecuencia durante los arranques del motor.

DILUCION DE LOS GASES.

Al concluir la combustión, los gases producto de ella, deben mezclarse con el aire secundario para reducir su temperatura antes de que lleguen a la turbina. Esta operación se conoce como "dilución de los gases".

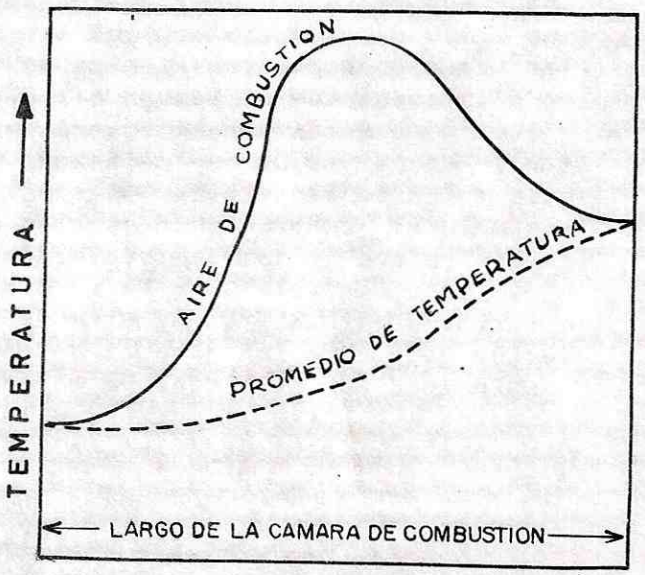
Los gases de la combustión alcanzan los 2,400°C., temperatura que funde las aleaciones mas resistentes de acero o titanio -que se funden a 1,600°C y 1740°C respectivamente-. Para asegurar la conservación de los álabes guía y los de la turbina, el aire secundario al quedar diluído en los de escape reduce la temperatura de éstos a límites tolerables por la turbina aproximadamente 800°C. El aire de dilución penetra a las cámaras de combustión por los orificios de mayor diámetro que hay en sus paredes, denominados "orificios de dilución". Fig. 2.57.

La energía térmica del combustible, liberada en la cámara de combustión, debe ser aprovechada al máximo -cerca del 95% o mas- esto se logra con la perfecta atomización del combustible y mezcla con el volúmen adecuado de aire dentro de la misma cámara. El humo por el escape es indicación de una combustión incompleta y consecuentemente mal aprovechamiento de la energía del combustible. Se acepta una pérdida hasta del 5% de la presión en la cámara de combustión, al pasar el aire secundario a diluír los gases de la combustión, pérdida originada por la amplitud de los orificios de dilución.

El proceso de combustión es diferente en estos motores que en los de émbolo ya que es en forma contínua, mientras se esté inyectando el combustible. Cualquier exceso de energía calorífica que llegue a la turbina la sobrecalentará causándole daños. Esto obliga a que la combustión se realice en longitud muy corta, por lo que el aire primario debe entrar a la cámara -

con turbulencia mientras el combustible es atomizado uniformemente.

La siguiente figura muestra como aumenta la temperatura del aire dentro de la cámara con la combustión y cómo se reduce ésta con la descarga en la misma cámara, del 77% del total de aire admitido por el motor.



DILUCION DE GASES DE LA COMBUSTION

FIG.2.59

CAMARAS DE COMBUSTION.

El objeto principal de las cámaras de combustión es mezclar el aire con el combustible y dar al flujo de aire la energía térmica de la combustión. Esto debe hacerse dentro de un espacio limitado para acelerar la masa de gas y producir el empuje deseados para el motor y la potencia necesaria para mover la turbina. La presión desarrollada durante la combustión en las cámaras es relativamente baja comparada con la de las cámaras de combustión del motor recíproco, ya que en las primeras es del rango de las 70 PSI mientras en las segundas es del rango de las 1,200 PSI.

El primer problema es lograr que la cámara de combustión realice la mezcla aire/combustible en proporción de 15/1. En general se puede decir que la misma cámara de combustión, es la encargada de tomar la cantidad de aire requerido en un porcentaje fijo del volúmen total de aire que pase a la sección de combustión, valiéndose para esto de los orificios frontales que tiene. Para formar esta mezcla requiere del 23% del total del aire que manda el compresor. Los orificios están calculados para permitir solo esta entrada. Para compensar los cambios de densidad y temperatura del aire con los cambios de altitud y tener siempre una mezcla correcta, el control de combustible del motor varía el flujo de combustible según varíe el flujo de aire, tomando para este efecto una muestra de la presión estática en las cámaras que actúa sobre un aneroide para gobernar la unidad servo del control hidro-mecánico de combustible.

Generalidades.-

En la construcción de las cámaras de combustión, comúnmente se emplea el MONEL -aleación del 60 al 75% de níquel y el resto de cobre- y el INCONEL -aleación del 75% de níquel, del 12 al 15% de cromo y 9% de hierro- en forma laminada con uniones soldadas eléctricamente.

El número y tipo de cámaras de los motores, varía según su tipo y fabricante. En las cámaras de combustión se encuentran también otros componentes-

a) BUJIAS para el encendido, generalmente dos, colocadas en cámaras diametralmente opuestas.

b) TUBOS DE INTERCOMUNICACION para la propagación de la flama y

c) LINEAS DE DRENE de combustible, para desalojar de las cámaras el exceso de combustible acumulado en el arranque.

Las cámaras de combustión también se numerán en el motor para su identificación en forma similar a como se nu-

meran los cilindros de un motor ra- - dial -según el giro del motor- en orden progresivo partiendo de la cámara que tiene su entrada en la parte mas- alta del motor. -fig. 2.60.

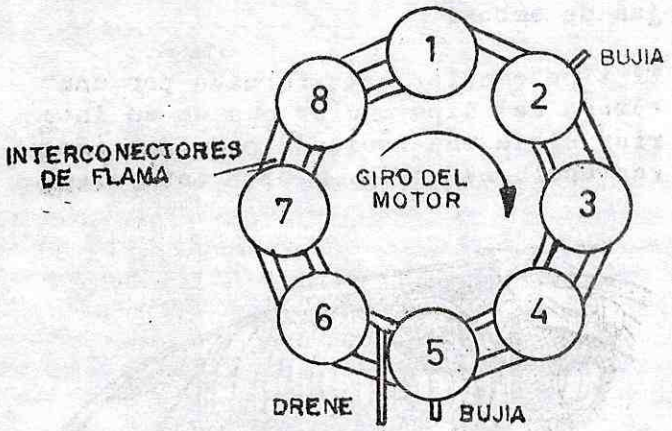
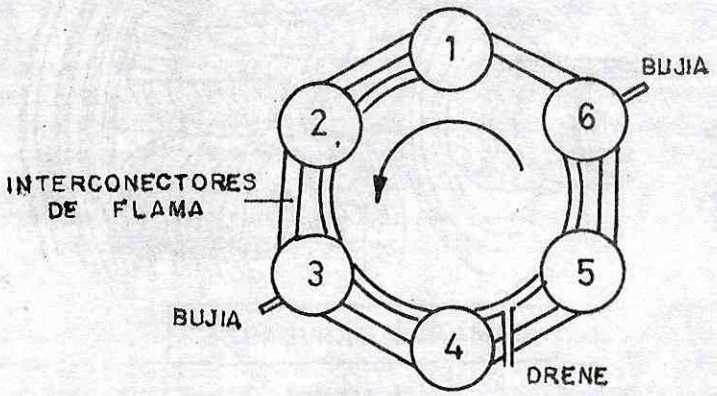


FIG. 2.60.



NUMERACION DE LAS CAMARAS

Las cámaras se construyen siguiendo - dos diseños básicos

a) de tipo bote y
b) de tipo anular

Los que convinados originan el tipo

c) canular.

CAMARAS TIPO BOTE.

Estas cámaras estan formadas princi-- palmente de dos partes -Fig. 2.61.

a) la cubierta y
b) la cámara

que se mantienen separadas concéntri- camente para dar paso al flujo de aire secundario.

El aire al salir del compresor es separado en flujos individuales para cada cámara, quedando estas distribuí-- das alrededor de la sección de combustión.

Como desventaja principal tienen es-- tas cámaras, su reducido diámetro que obliga a un diseño mas largo de cámara y consecuentemente al aumento relativo en la longitud total del motor.

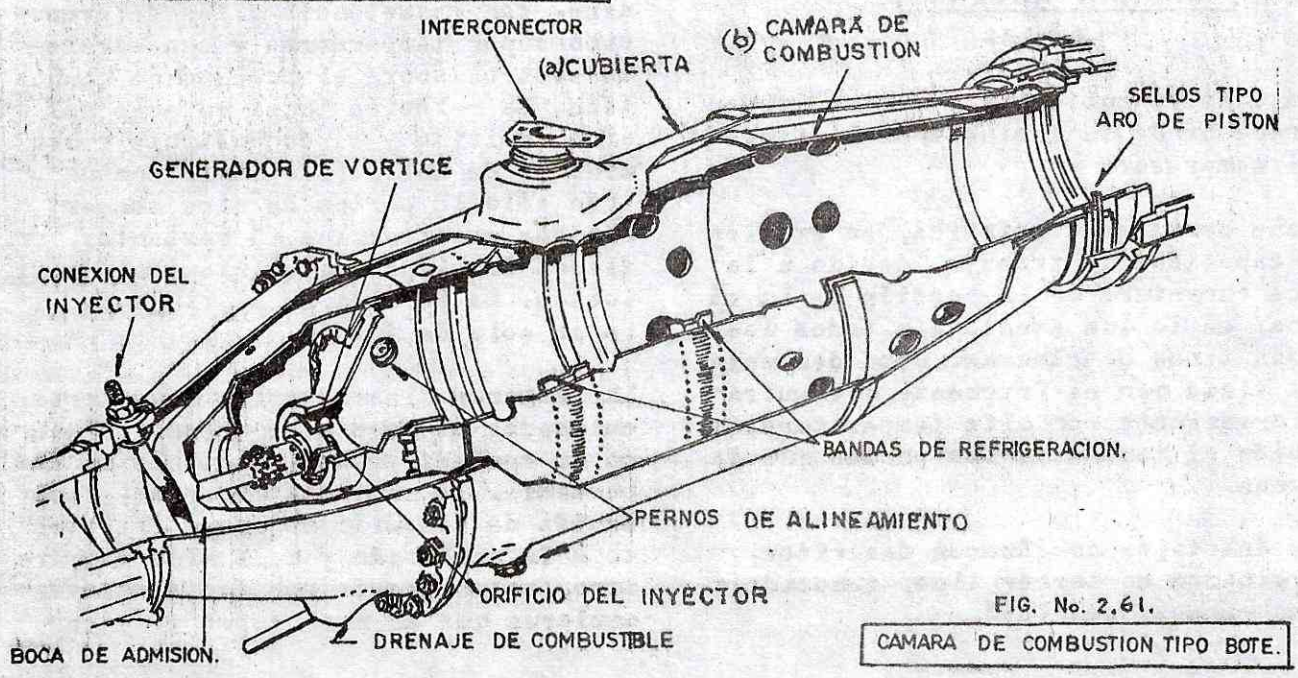


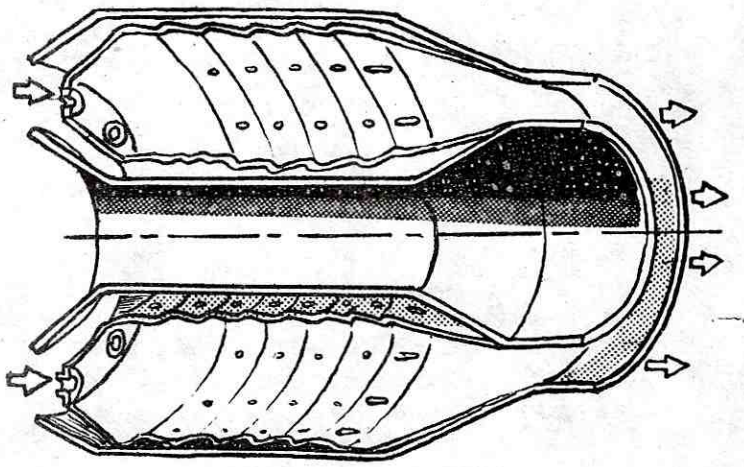
FIG. No. 2.61.

CAMARA DE COMBUSTION TIPO BOTE.

Este tipo de cámara presenta dos ventajas importantes, la primera es que la remoción para inspección o cambioes sencilla y sin alterar la instalación del motor, la otra es que sufremenos la distorsión provocada por elcalentamiento.

CAMARAS DE TIPO ANULAR.

Este tipo de cámara, es común en motores de alta potencia de doble etapa - de compresión axial. Está formada por dos cubiertas concéntricas -una exterior y la otra interior- y la cámaracon desarrollo también anular, como - puede observarse en la Fig. 2.62 . El



CAMARA ANULAR

FIG. 2.62.

conjunto de cubiertas y cámara quedan alrededor de la cubierta de la flecha del compresor.

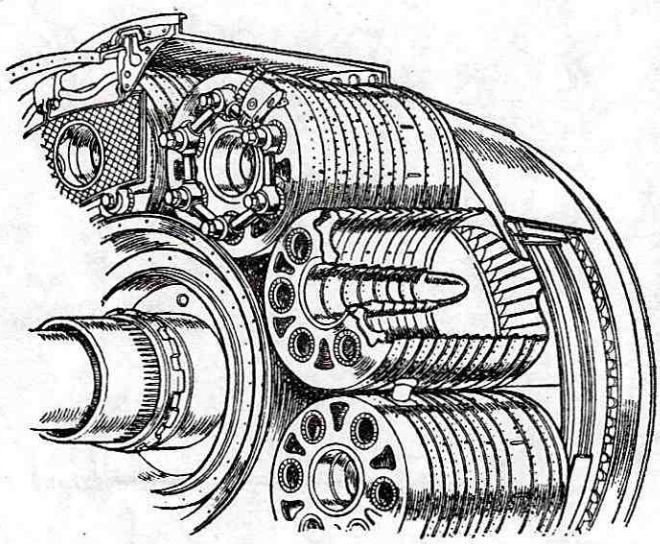
Tiene como característica, su excelente capacidad de trabajo, debido a lapoca curvatura de la sección de la cámara, en lo que aventaja a todos losdemás tipos de cámaras. Como desventaja, tiene que es frecuente que sufradeformaciones por alta temperatura, - debido al tamaño de las partes que la forman.

Los dos tipos de cámaras descritos, - originaron un tercer tipo, conocido - como cámara "canular".

CAMARAS TIPO CANULAR.

En este tipo de cámara se han aprovechado las ventajas de los tipos de bote y anular, eliminando las desventajas de ambos.

El tipo canular esta formado por unacámara del tipo anular que en su interior aloja una serie de pequeñas cámaras anulares. -Fig. 2.63.- Esta dispo



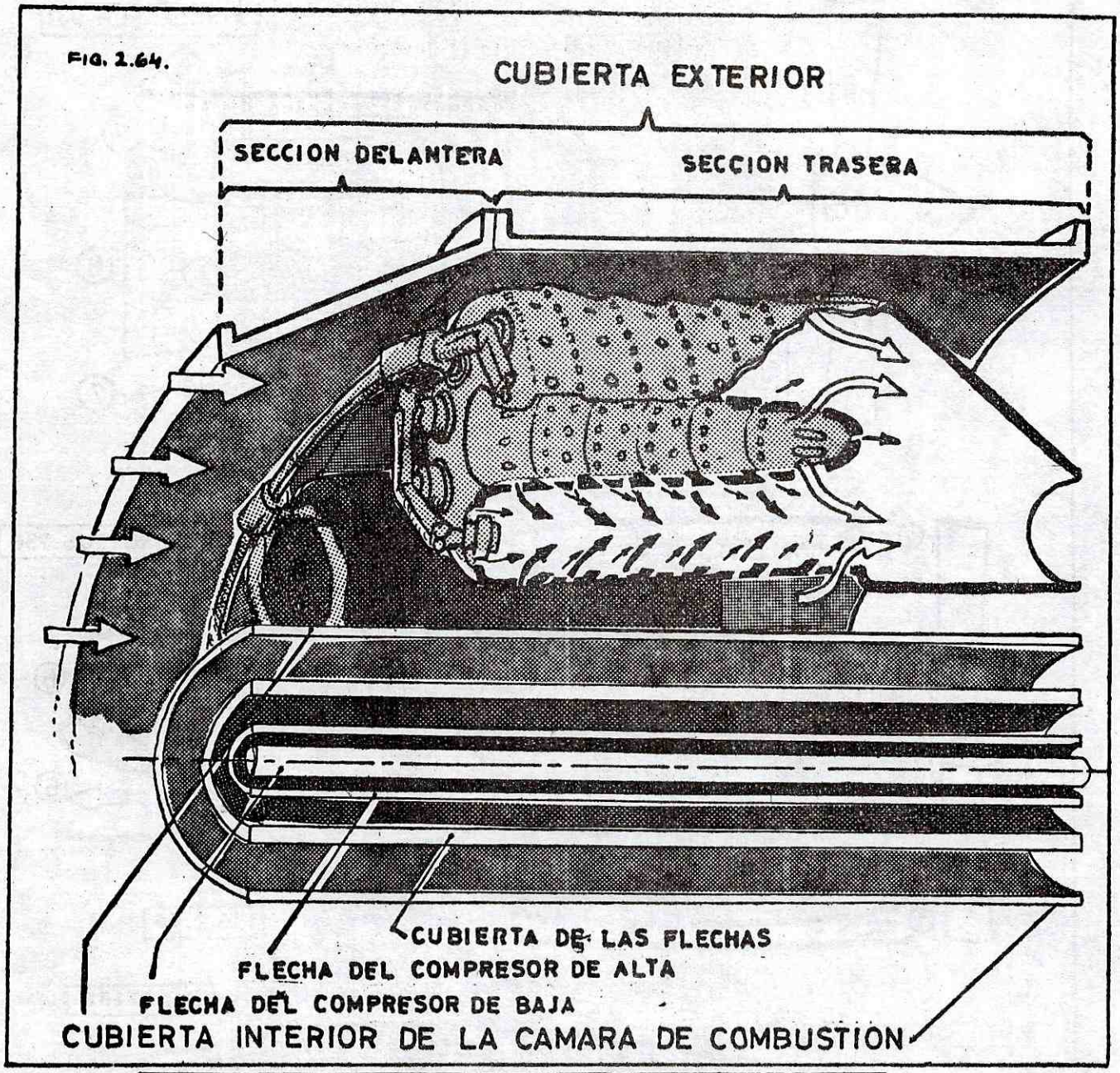
CAMARAS CANULARES

FIG. 2.63.

sición, permite un flujo uniforme deaire, con resistencia a las deformaciones por temperatura y con excelente control sobre el proceso de combustión. La relación total en peso del aire admitido y el combustible consumido es de 60:1, pero en la combustión sólo 15 partes de aire son empleadas mientras las 45 restantes, — tienen funciones de enfriamiento y dilución. La pérdida en el flujo de aire es solo de 4 a 7%.

Las cámaras tienen varios inyectores, colocados al frente de ellas; formando un conjunto con el multiple de combustible. La cubierta exterior, construída de aleación de acero resistente a la corrosión y a la alta temperatura, esta formada por dos seccionesanulares que se unen entre sí y con -

FIG. 2.64.



CORTE SECCIONAL DE UNA CAMARA CANULAR

las secciones adyacentes del motor — por medio de pernos roscados. La forma en que se remueven las cubiertas exteriores -a veces de remoción telescópica- permite con relativa facilidad el acceso a las cámaras de combustión, multiple de combustible o inyectores. En la Fig. 2.64 se muestra la sección de una cámara de combustión y sus cubiertas, así como la disposición que guardan con respecto a las flechas de los compresores.

Trayectoria de flujo a 360°.

Con el propósito de construír motores con menor longitud, que permitan el empleo de flechas del compresor mas cortas que requieren de menos puntos de apoyo, los fabricantes construyen motores turbo-reactores y turbo-hélice, de compresión centrífuga o axial-

EJEMPLOS DE MOTORES CON TRAYECTORIA DEL FLUJO DE AIRE A 360º

AIRESEARCH 331

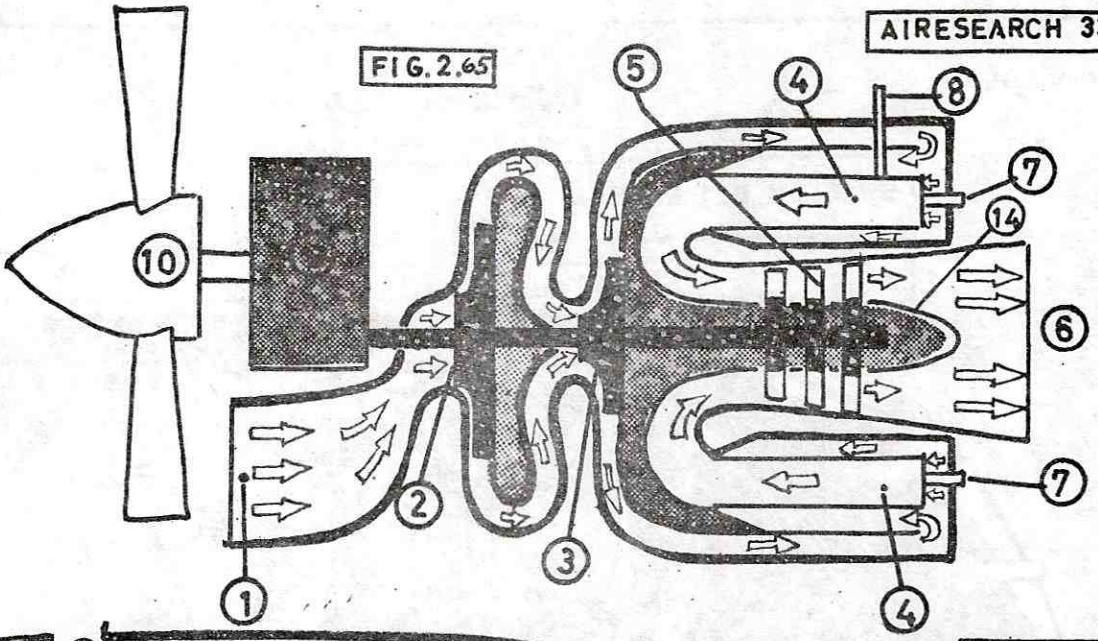


FIG. 2.65

PROTEUS 756

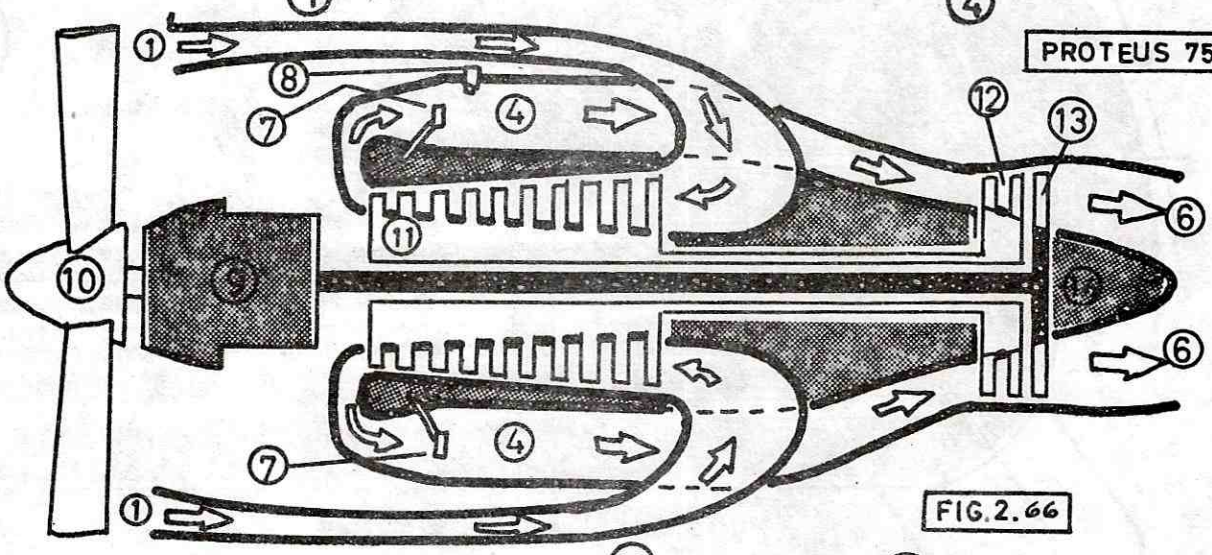


FIG. 2.66

UA JT15D

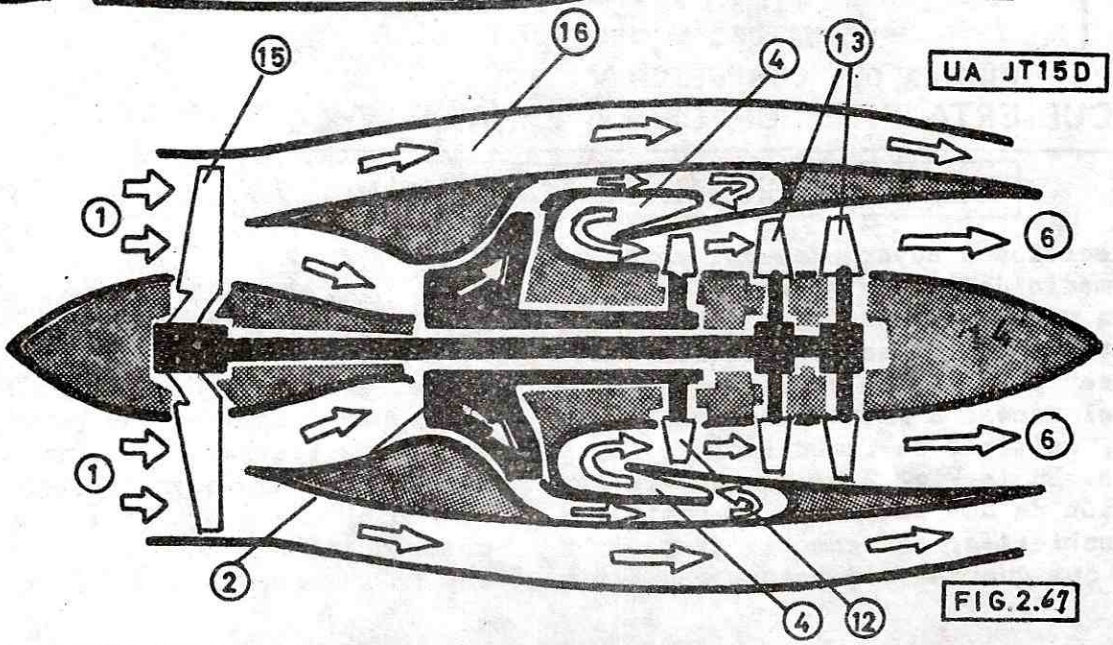


FIG. 2.67

en los que al flujo de aire se le da una trayectoria con 360° de giro sobre el eje longitudinal del motor, -- eje al que quedan paralelas tanto la entrada como la salida del gas. -Fig. 2.65 , 2.66 y 2.67 .-

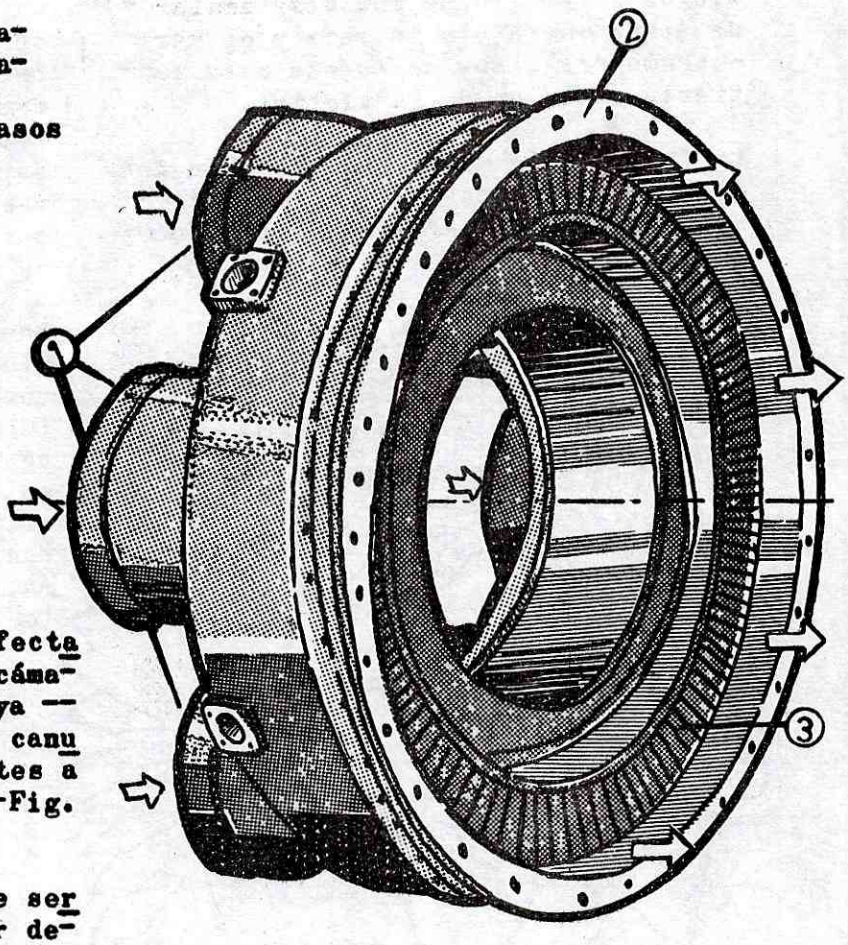
NOMENCLATURA DE LAS FIGURAS 2.65, 2.66 y 2.67.

1) Toma de aire
2) Compresor centrífugo -1a.etapa-
3) Compresor centrífugo -2a.etapa-
4) Cámara de combustión
5) Turbina de una etapa y tres pasos
6) Descarga de gases
7) Inyección de combustible
8) Bujía
9) Reducción a la hélice
10) Hélice
11) Compresor axial
12) Turbina de alta
13) Turbina de baja
14) Cono de escape
15) Abanico
16) Descarga del abanico.

SECCION DE DESCARGAS, ALABES - GUIA Y CUBIERTA DE LA TURBINA.

Esta sección, queda definida perfectamente en los motores que tienen cámaras de combustión de tipo bote, ya -- que en los de cámaras anulares y canulares se incorporan sus componentes a la sección de la propia turbina.-Fig. 2.68 .-

La función de esta sección, es de servir de apoyo a la parte posterior de las cámaras de combustión (1), recibir los gases procedentes de la cámara de combustión en su sección anular para hacerlo llegar a los álabes guía (3) y que descarguen con máxima eficiencia contra los álabes del rotor - de la turbina. A la vez que, por su - parte central que es hueca, se permite el paso de la flecha del compresor y se da apoyo a la cubierta de esta - flecha. Por la función de los álabes- guía de la turbina, se conoce a esta- sección como de "narices de descarga- de la turbina". El área de descarga - de la turbina es una parte crítica en el diseño de esta sección, ya que si- es demasiado grande, la turbina no -- operará con su máximo rendimiento y - si es muy pequeña, la sección de descarga tendrá tendencia a saturarse de gases en condiciones de máximo empuje, no pudiendo la turbina extraer toda la energía requerida por el motor.



1) BASE DE CAMARAS DE COMBUSTION
2) CUBIERTA DE LA TURBINA
3) ALABES GUIA DE LA TURBINA

SECCION DE DESCARGAS

FIG. 2.68

La construcción de esta sección, es - de acero inoxidable en la cubierta, - con un diafragma del mismo metal en - el interior -por el lado frontal- y - una sección cilíndrica interior. Las- cámaras conectan en su alojamiento --

frente al diafragma y la sección cilíndrica sostiene por medio de tornillos a la cubierta exterior de la turbina (2) quedando formado entre ellas el ducto anular en la parte interior.

Los álabes guía, se construyen de aleaciones de acero o de titanio, según el motor; manteniéndose en su posición por medio de una base anular de acero que aloja la raíz y el otro extremo del álabe se sujeta a la cubierta exterior de la turbina.

La figura 2.69 muestra la sección de álabes guía fuera de la sección de descarga en su posición relativa con la turbina.

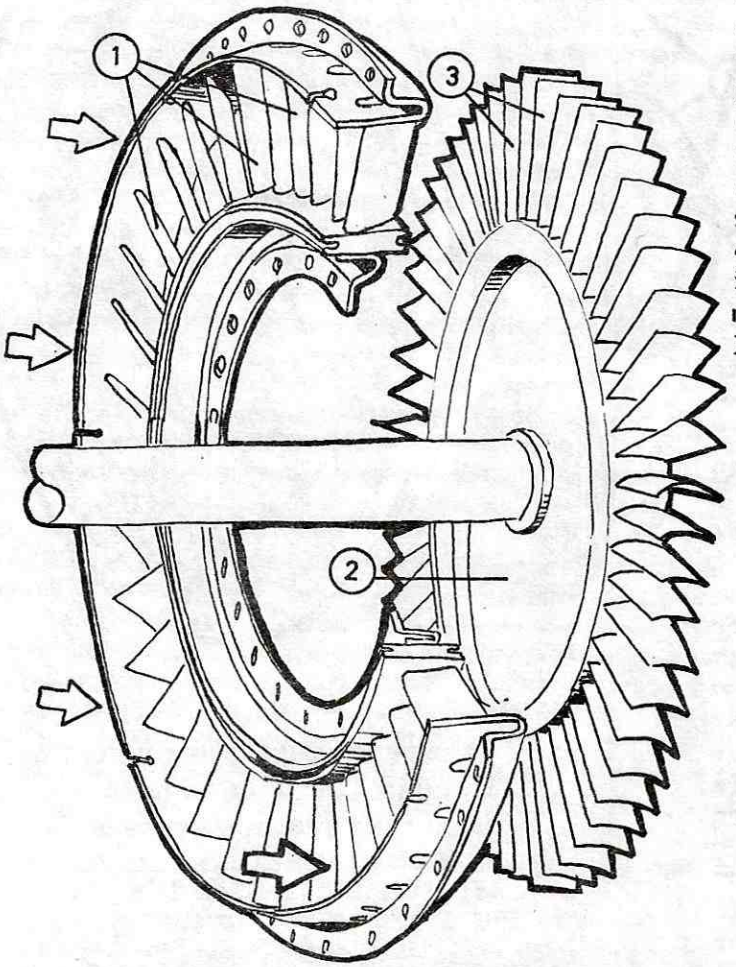


FIG. 2.69.

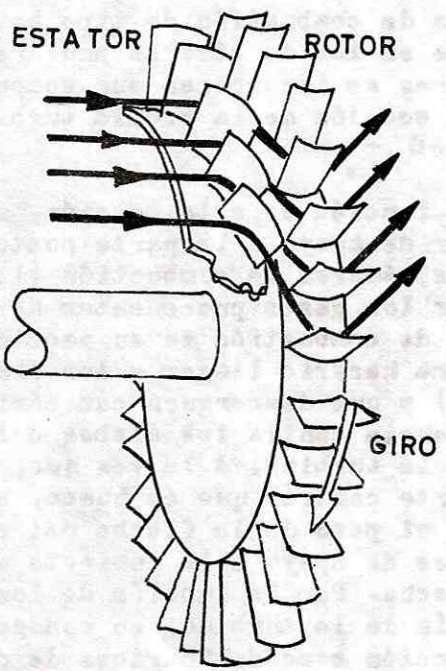
1.- ALABES GUIA DE LA TURBINA
2.- DISCO DE LA TURBINA
3.- ALABES DEL ROTOR

CONJUNTO DE ALABES GUIA Y TURBINA

SECCION DE TURBINA.

La turbina se considera formada por dos partes principales, una móvil -rotor- y otra estacionaria -estator- semejantes en construcción a los componentes del compresor de flujo axial - Fig. 2.70.-

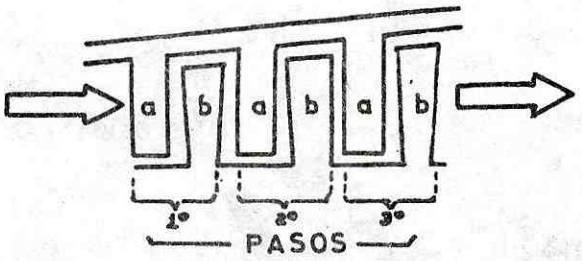
La turbina toma la energía cinética de los gases que se expanden al salir de las cámaras de combustión, para convertirla en trabajo mecánico y con esto mover al compresor y a los accesorios del motor. Las turbinas proveen la potencia necesaria adicional para realizar cualquier trabajo que se requiera del motor. Para impulsar al compresor, se necesitan casi las tres cuartas partes de toda la energía disponible de los productos de la combustión. En el caso de los motores turbo-hélice, en que la hélice produce aproximadamente el 90% de la fuerza propulsiva y el empuje del chorro el 10% restante, las turbinas se diseñan para que tengan un rendimiento máximo en la extracción de energía de los gases que pasen a través de ella.



IMPULSO DE LA TURBINA POR LA DESCARGA DE GASES

FIG. 2.70.

Por efecto de los álabes del estator de la turbina, la presión de los gases de la combustión se convierte en velocidad descargándose con una trayectoria dirigida, para hacer girar al disco de la turbina. La velocidad de los gases, se considera que tiene dos componentes, uno axial y otro tangencial. Fig. 2.71 .(1). La velocidad axial impulsa a los gases a cruzar por entre los álabes del rotor, mientras que la tangencial se absorbe para hacer girar a la turbina.



PASOS DE LA TURBINA

FIG.2. 72.



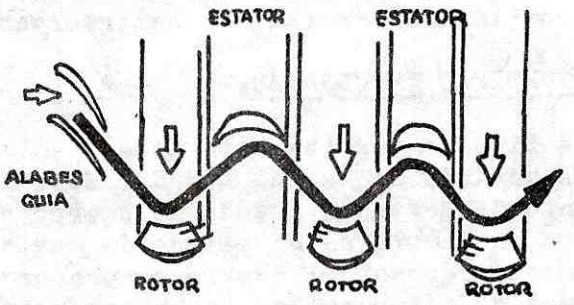
COMPONENTES DE LA VELOCIDAD DE LOS GASES

FIG.2.71.

La velocidad de los gases al llegar al álabe del rotor, es menor que la velocidad absoluta, debido a la velocidad con que gira el rotor. Los gases al alcanzar al álabe del rotor, sufren un cambio de dirección en su trayectoria -Fig. 2.71 .(2)- y cuando abandonan la turbina, solo retienen la velocidad axial -Fig. 2.71 .(3).- Una turbina será mas eficiente, mientras mayor capacidad tenga de absorber la velocidad tangencial de los gases.

Para reducir la velocidad del motor, se aumenta el diámetro de la turbina o se incorporan en ella varios pasos, formados por el conjunto de estatores y rotores respectivos. La turbina con varios pasos -Fig. 2.72 .- logra además de reducir la velocidad del motor mantener el diámetro de la turbina en dimensiones razonables.

En las turbinas de varios pasos, la presión es reducida en cada paso y la velocidad que se desarrolla en cada reducción de presión la absorbe el rotor del siguiente paso.



PASO DE LOS GASES POR LA TURBINA

FIG. 2.73.

Para lograr todo el efecto anterior, la disposición de los álabes -Fig. 2.73.- del estator de la turbina, llena dos funciones principales:

a) acelerar los gases mediante la reducción del área entre ellos y

b) dirigir el flujo de gases para su-

efecto sobre el rotor.

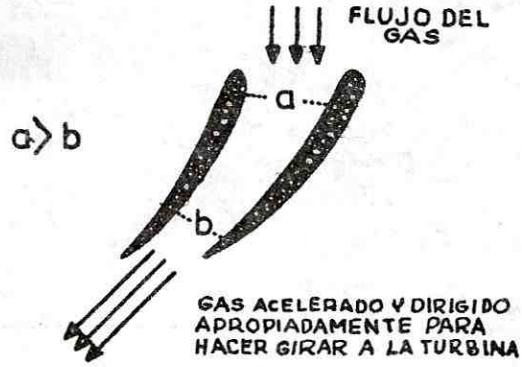


FIG. 2.74.

TIPOS DE TURBINAS.

Las turbinas para motores de aviación se construyen siguiendo tres tipos generales que son:

a) TURBINAS IMPULSORAS

b) TURBINAS REACTORAS y

c) TURBINAS IMPULSO-REACTORAS -combinación de las dos anteriores-

a) TURBINAS IMPULSORAS.

Este tipo de turbina esta basado en el enunciado de la 2a. Ley del Movimiento de Newton -"cuando un cuerpo sufre un cambio en su estado de movimiento o reposo, el cambio es proporcional a la fuerza que lo ha producido"-. Son los álabes del rotor, los que causan el cambio en la dirección del flujo de la masa de gas, soportando una fuerza proporcional al cambio efectuado.

En la figura 2.75 se muestran dos modelos de álabe de rotor, A y B. En ambos la masa de gas y su velocidad es igual, pero siendo el cambio de dirección mayor en A que en B, el álabe A recibe mas fuerza que el B que tiene menor cambio en la dirección de la dirección de la masa del gas.

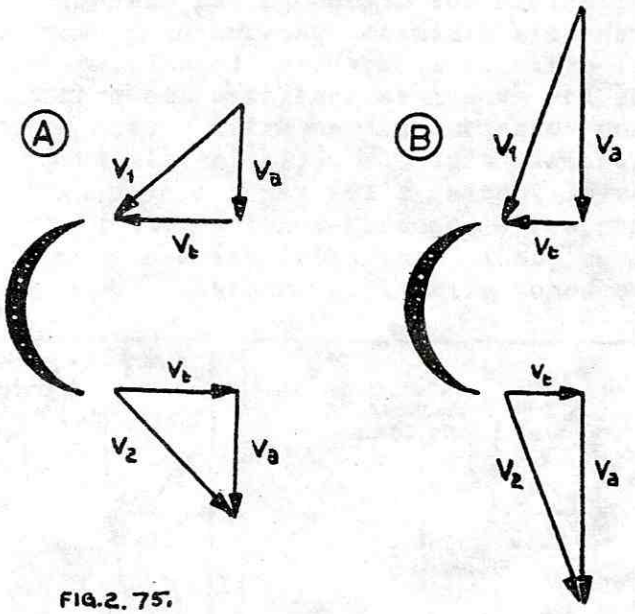


FIG. 2.75.

en que:

V_1 es la velocidad de entrada

V_2 es la velocidad de salida

V_a es la velocidad axial

V_t es la velocidad tangencial

Suponiendo que las velocidades y direcciones de entrada y salida son iguales -$V_1 = V_2$- serán por consiguiente iguales las velocidades axiales, suponiendo que no existen pérdidas por fricción. Así los dos componentes tangenciales (V_t) son de igual valor pero de dirección contraria, como puede verse en la figura.

Se nota entonces que la curvatura del álabe causa la variación en el cambio de dirección del flujo, resultando dos cambios en la velocidad, resulta $2V_t$ y representando la masa de gas por W tenemos:

$$\text{CAMBIO DE DIRECCION} = \frac{2WV_t}{g}$$

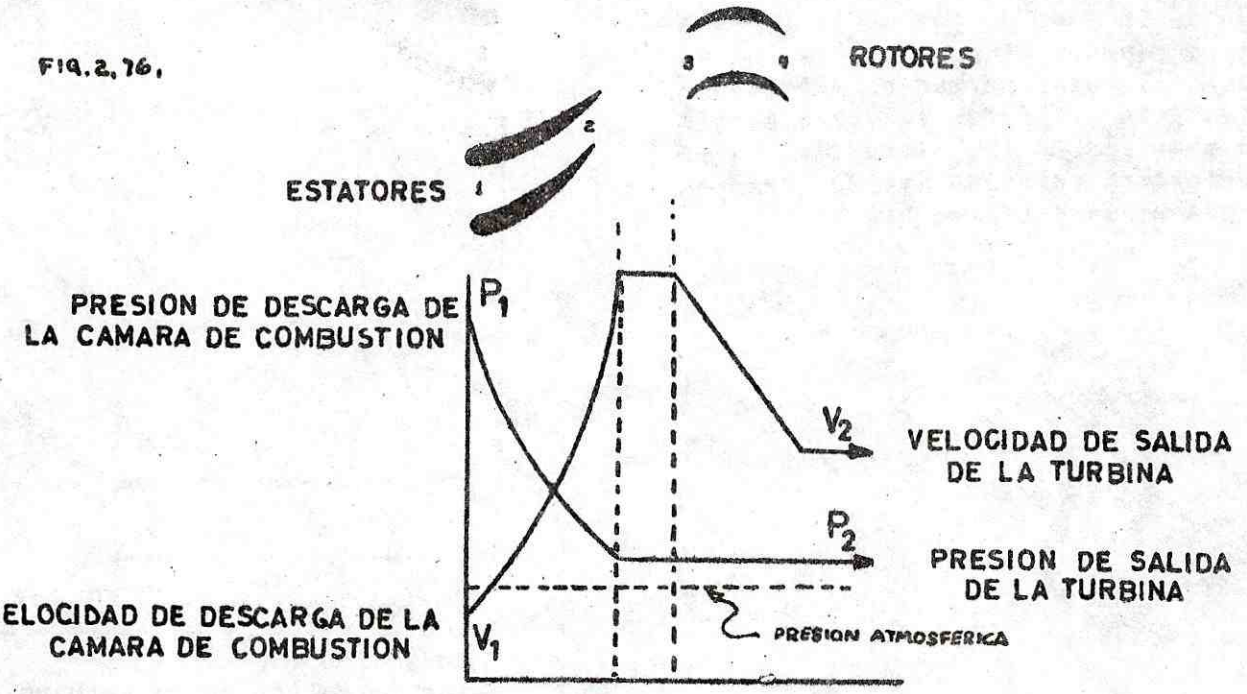
Siendo proporcional el cambio de momento -o dirección- a la fuerza que

recibe el álabe, se tendrá:

$$\text{Fuerza} = \frac{2WV_t}{g}$$

Observando la figura 2.75 se puede apreciar que en A la velocidad tangencial y la fuerza sobre el álabe son mayores que en B, variando la fuerza sobre el álabe al variar la velocidad tangencial. En la figura 2.76 se muestra como se efectúa el cambio de presión y velocidad sobre el rotor.

Fig. 2.76.



En (1) el flujo de gas procedente de la cámara de combustión, tiene alta presión pero relativamente baja velocidad axial. Los álabes del estator por su sección convergente aceleran la masa de gas.

En (2) para obtener la máxima velocidad en este punto, casi se ha tomado toda la presión de la masa de gas. Este punto es el característico de la turbina IMPULSORA, al compararla con la reactora, como se verá en su caso. En este punto, la presión baja casi a un valor igual al de la atmosférica y el remanente hace flufr la masa de aire al rotor, cono y escape.

En (3) después de cruzar la masa de gas la separación entre estator y rotor, entra fácilmente al álabe del rotor, sufriendo el cambio de dirección que impulsará a la turbina. Debe recordarse que las velocidades indicadas en esta sección, corresponden a las partes fijas de la turbina, ya que en las móviles, existen otras velocidades y consideraciones diferentes que posteriormente se tratarán.

En (4) habiendo cruzado la masa de gas al rotor, llegará al cono de escape después de perder una considerable cantidad de velocidad con respecto a la que tenía al dejar al estator. Esta pérdida representa la energía cinética dada al rotor para que gire. Casi no existe cambio en la presión de la entrada con respecto a la de salida del rotor.

b) TURBINA REACTORA.

Si la sección intermedia entre los álabes tiene un patrón convergente en el estator, tiene el efecto de un venturi con la descarga de gas acelerada.

Mientras una aceleración se experimente en la masa de gas, existe un aumento en el momento resultante. Esta turbina que con el cambio de momento de la masa de gas en el rotor genera la fuerza que lo impulsa, se denomina — turbina REACTORA.

Se puede decir que la turbina reactora esta compuesta por dos secciones - convergentes -en estator y en rotor— una fija y otra móvil.

En la figura siguiente se ilustra el flujo de la masa de gas en la turbina de tipo reactor, suponiendo que en este caso el rotor permanece estático.- Debido a la acción de la descarga acelerada de gas en los álabes del rotor la velocidad relativa de los gases sufre una aceleración en ellos.

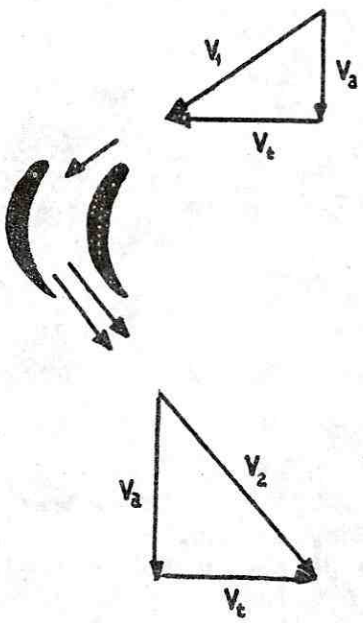


FIG.2.77.

Resultando que V_1 es menor que V_2. La reacción obtenida en esta forma actúa sobre los álabes del rotor, impulsando a la turbina en su giro.

Comparando este patrón con el de la - turbina impulsora, por ejemplo: hay - un cambio en el momento del flujo de- gas causado por el cambio de direc— ción en los álabes del rotor; esto es verdad, mientras permanezca cierto - grado de presión, esto en la turbina- reactora, ya que en la impulsora no - es necesario.

Con la siguiente figura se puede ver- mas objetivamente la variación de presión y velocidad en este tipo de turbina y establecer la diferencia que - tiene con la de tipo impulsor.

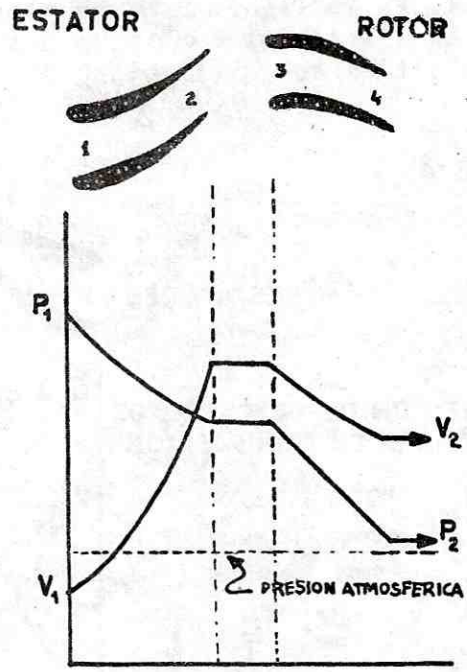


FIG.2.78.

P_1) Presión de descarga de la cámara de combustión
P_2) Presión de salida de la turbina
V_1) Velocidad de descarga de la cámara de combustión
V_2) Velocidad de salida de la turbina

En (1) la masa de gas fluye de la cámara de combustión con alta presión - pero relativamente baja velocidad — axial a la entrada del estator.

En (2) la sección convergente entre - los álabes aumenta considerablemente- la velocidad de la masa, pero sin extraer toda la presión, como ocurre — con el tipo de turbina impulsora. Los alabes del rotor tienen también la — sección convergente, por lo que se requiere que los gases le lleguen con -

presión, para transformarla en velocidad, acelerando la masa y creando en esta forma la fuerza que hará girar a la turbina.

Ya que la pérdida de presión en la turbina reactora es menor que en la impulsora al salir del estator, la velocidad de descarga hacia el rotor es también menor. Aquí radica la diferencia de ambas turbinas, la impulsora requiere de gran velocidad en la descarga de gases procedentes del estator para obtener el máximo de cambio de momento, mientras que en la reactora, el cambio de momento se realiza en los álabes del rotor por la acción de venturi, no requiriendo que el estator descargue a gran velocidad la masa de gas.

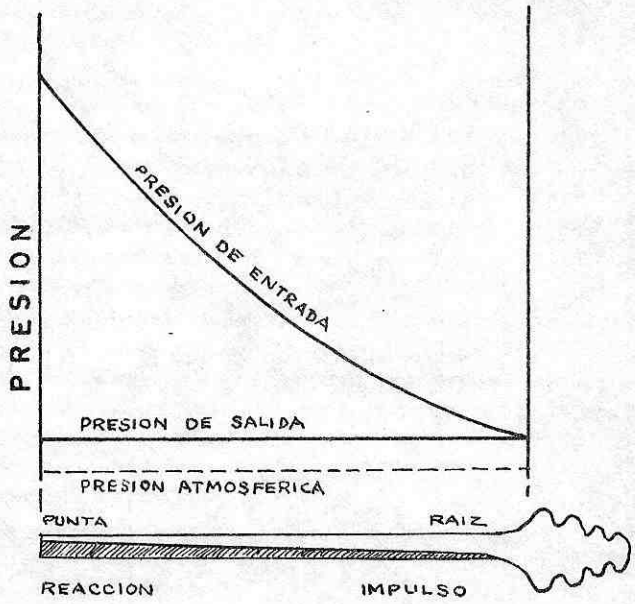
En (3) se ocurre preguntar que cómo la gráfica muestra una pérdida de velocidad en este punto, cuando se acaba de decir que en él se acelera la masa de gas. Igual que en la turbina-impulsora, debe recordarse que el diagrama indica el comportamiento de la masa de gas en los componentes fijos del motor, mientras que la fuerza de reacción se deriva de la velocidad relativa en los álabes del rotor. El patrón de las velocidades de las partes móviles se mostrará mas adelante.

En (4) la masa de gas al dejar el rotor, solo tiene la presión suficiente para llevar el gas al cono y ducto de escape, presión algo superior a la atmosférica.

La velocidad del gas se ha reducido del valor que tenía al dejar el estator, pero aún asi, es muy superior a la velocidad con que abandonó la cámara de combustión.

Grado de reacción.- El tipo de turbina llamado "reactora", es mas común con modificación hacia el tipo impulsor. Ahora queda por lo tanto que ambos tipos estan combinados; por ejemplo: el 50% de los motores tienen en la turbina diseños que reciben la mitad del impulso sobre el tipo reactor y la mitad del tipo impulsor para su movimiento.

Los dos tipos de turbina estan combinados en el diseño de cada álabe, con bastante éxito, la raíz trabaja como impulsor y el extremo como reactor y ambos efectos se combinan a través de toda la sección y se puede decir que en su longitud la mitad trabaja como reactor y la otra como impulsor. En esta característica se basa el diseño de la TURBINA c) IMPULSO REACTORA.



TRABAJO DEL ALABE DE UNA TURBINA IMPULSO-REACTORA

FIG.2.79.

La figura 2.79 muestra como cae la presión que recibe el álabe, conforme se va del extremo de él a la raíz, mostrando la variación en la descarga del estator para la sección del rotor según sea el diseño de reacción o impulsión. Recordando que para el impulsor se necesita la máxima velocidad dada por el estator, mientras en el reactor se necesita presión para transformarla en velocidad al dejar el rotor. Asi, si se hiciera indicación de la velocidad del gas, tendría

un desarrollo contrario a la presión,

Diagrama del flujo de gas en la turbina.

En la figura 2.80 se ilustra en forma convencional las características de trabajo de un mismo álabe en la punta y en la raíz, indicándose la variación de la dirección del flujo de gas

nes comparadas.

Características de la punta del álabe.

El flujo llega a los álabes guía a velocidad moderada (1) y se acelera al cruzar la sección convergente (2) hasta cerca de las 1,200 MPH a máximas revoluciones. Considerando en movi—

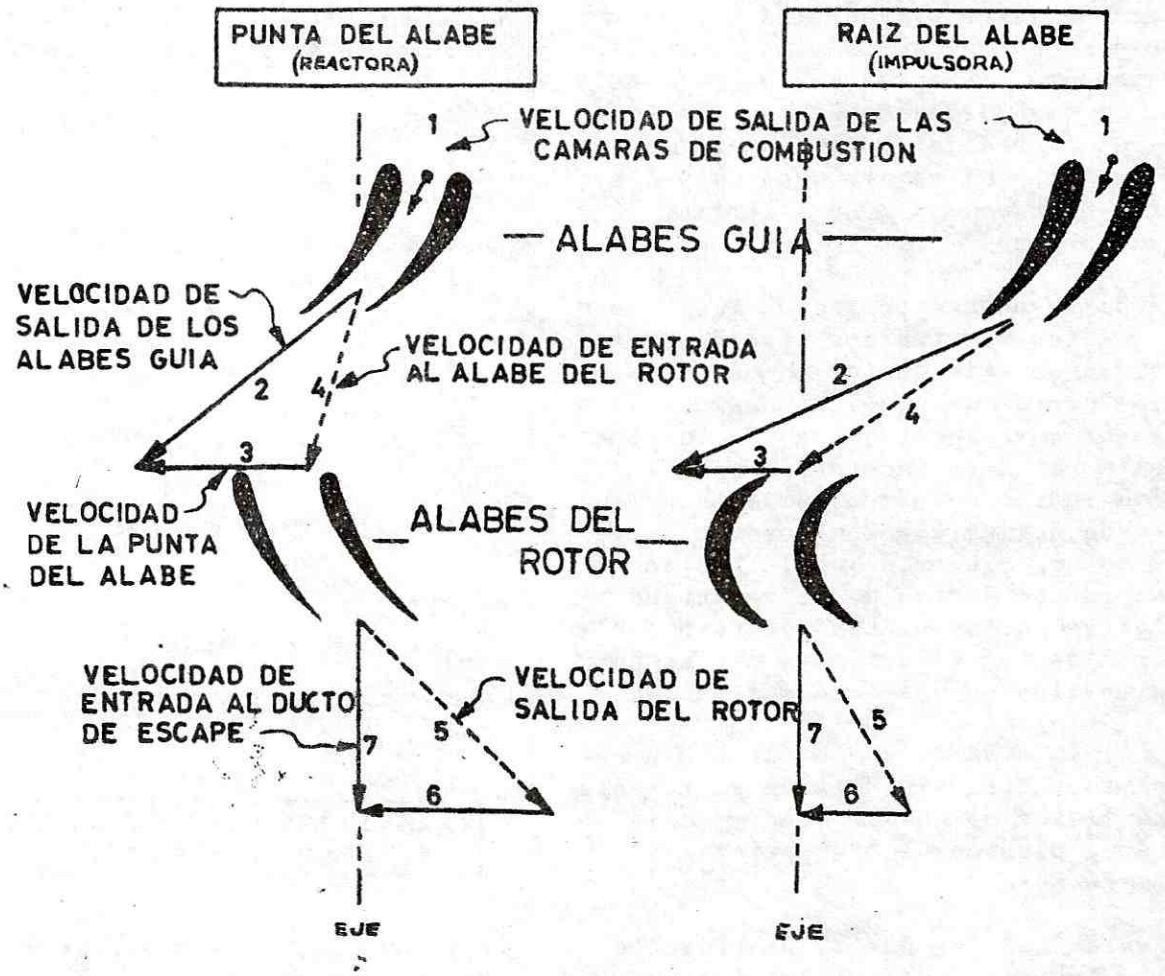


DIAGRAMA DEL FLUJO DE GAS EN LA TURBINA

FIG.2.80

por el ángulo que forme el vector con el eje y la longitud del vector muestra proporcionalmente las velocidades del gas y del rotor. Aunque el patrón se refiere a un mismo régimen de máximas RPM la diferencia de la velocidad (3) del mismo álabe es por indicarse la velocidad tangencial de las seccio

miento al rotor, la velocidad de la punta del álabe se indica con el vector (3), resultando el vector (4) la diferencia entre los vectores (2) y (3) o sea, es la velocidad relativa conque el gas entra a los álabes del rotor. El flujo debe llegar a el rotor con el menor ángulo positivo posi

ble -el mas cercano al axial-.

Una situación similar, existe cuando el gas sale del rotor hacia el ducto de escape. Para obtener en el ducto un flujo lo mas cercano al axial, los álabes del rotor deben deflectar al gas lo suficiente (5) para compensar las RPM del rotor. Si el ángulo de salida no se iguala apropiadamente a la velocidad del rotor, entonces el flujo en el ducto de escape (7) se desvía del eje, resultando un flujo turbulento en vez de axial, lo que significa una pérdida de energía.

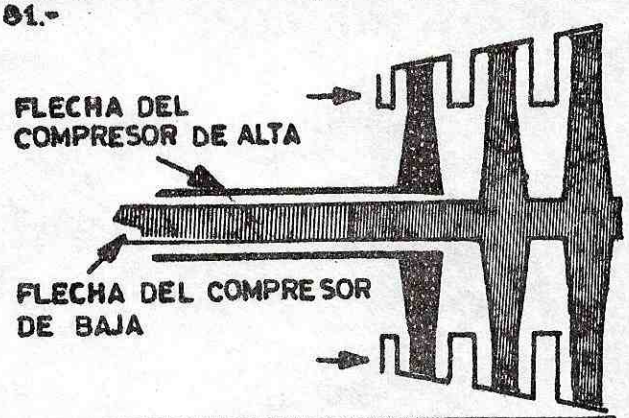
Características de
la raíz del álabe.

Bajo la suposición de que el flujo es axial en el ducto de escape, debe serlo también en la raíz y la punta del álabe. Los ángulos en el flujo deben variarse para compensar la menor velocidad de la raíz del rotor (6). Para obtener el mayor cambio de momento para el impulso, debe mantenerse el mayor cambio de dirección del flujo a través de los álabes del rotor. Completando lo anterior, el cambio de dirección en los álabes guía es máximo (2). Con las bajas velocidades del rotor, la velocidad de entrada a él (4) puede ser mayor que en la punta del álabe -cerca de las 1,600 MPH- a maximas RPM; pudiendo aumentarse su ángulo de ataque.

Número de pasos en la turbina.

Las turbinas, pueden ser de uno o mas pasos. Cuando la turbina es de pasos multiples, los álabes del estator se insertan entre cada anillo de álabes del rotor, formando un conjunto de entrada para el anillo del rotor que le sigue. El ultimo anillo de álabes fijos que se encuentra a la salida de la turbina, sirve para darle al flujo de gas una dirección paralela al eje del motor, antes de que pase a la sección de salida.

Al diseñar la turbina, el fabricante debe tomar en consideración las revoluciones por minuto de la flecha, la relación de compresión del motor, la temperatura y presión a la entrada y salida de la turbina y la velocidad de salida del flujo de aire de la misma. Si el motor esta equipado con un compresor de flujo axial de doble etapa, el problema es mas complejo, puesto que la turbina debe ser también de doble etapa. En este caso, el primer disco de la turbina, que es la que opera al compresor de alta presión, puede ser de un solo paso, debido a que recibe los gases con mayor energía directamente de la sección de combustión y gira mas rápidamente que la turbina que opera al compresor de baja presión, ya que cuando los gases llegan a la parte trasera de la turbina, que es la que opera al compresor de baja presión, se han expandido a su paso por la parte delantera, requiriendo un área considerablemente mayor para que tenga un trabajo apropiado o balance de energía. Para lograrlo, se emplea una turbina de dos o mas pasos en la segunda parte -Fig.2.81.-



TURBINA DE DOS ETAPAS PARA MOTOR CON DOBLE ETAPA DE COMPRESION

FIG.2.81.

Construcción.

El disco de la turbina asi como la flecha del compresor, se construyen comúnmente de aleaciones de acero forjado, en motores de alta potencia los discos de la turbina también se construyen de aleación forjada de níquel o titanio. Los discos son de acabado maquinado y proveen el alojamiento para la raíz de los álabes, la que co-

múnmente tiene ensamble del tipo denominado "árbol de navidad", el que permite una unión firme del álabe al disco -siendo mantenido en esta posición por un seguro laminar, roscado o de -otro tipo- con el ajuste necesario para soportar la expansión causada por- la temperatura.

Los álabes son construídos de aleaciones forjadas de acero, níquel o titanio, igualmente pueden ser de cons- - trucción sólida o hueca para reducir- su peso. Otros son huecos para permitir la circulación de aire de enfriamiento entre ellos.

Su construcción se basa en los cuatro tipos que se mencionan a continuación

a) sencillo o común (fig. 2.82)

b) hueco (fig. 2.83)

c) en "T" (fig. 2.84) y

d) doble (fig. 2.85)

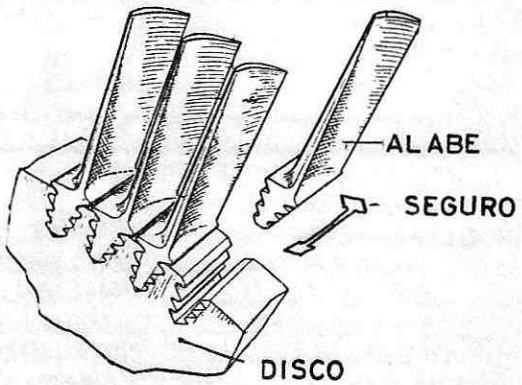


FIG. 2.82

ALABE SENCILLO

El tipo "T" al quedar armado con el - disco, forma una banda sobre la punta de los álabes que da resistencia al - conjunto, permite secciones mas delgadas del álabe, ayuda a reducir vibraciones de la turbina, aumentando su - eficiencia. El tipo de álabe doble se emplea en motores turbo-abanico posterior, en que la sección de abanico corresponde a la mas alejada de la raíz

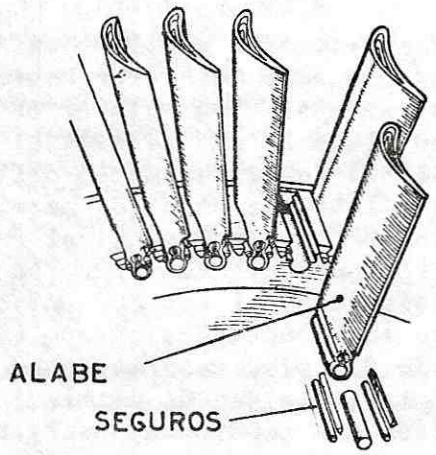


FIG. 2.83

ALABE HUECO

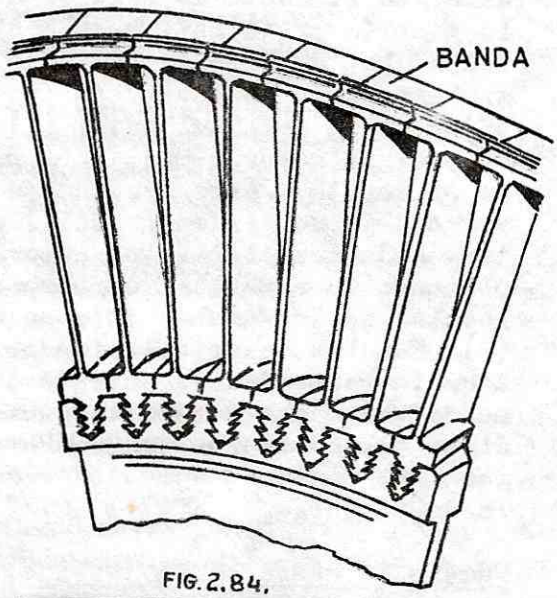


FIG. 2.84.

ALABE TIPO EN T

la sección central separa al ducto -- del abanico del de los gases de la -- turbina, mientras la sección inferior corresponde al rotor del primer paso- de la turbina del motor. -Fig. 2.85.-

Debido a que las turbinas se someten- a altas velocidades que producen grandes fuerzas centrífugas, y a elevadas temperaturas, que ocacionan que la -- turbina trabaje cerca de sus límites- de temperatura la mayor parte del -- tiempo de operación, el diseñador debe ser muy estricto en el cálculo de- la resistencia de materiales que se -

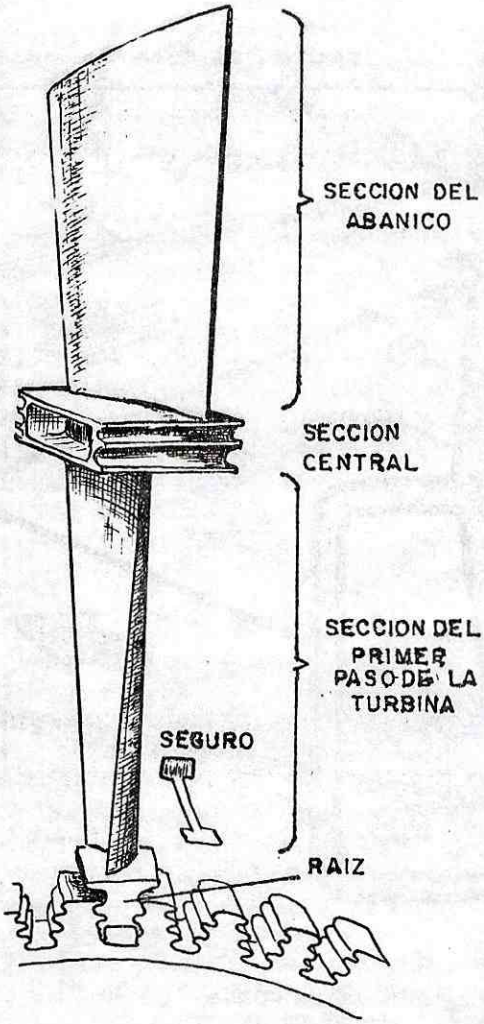
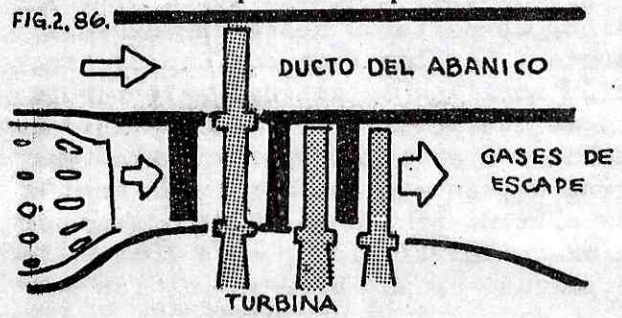


FIG. 2.85.

ALABE DOBLE DE ROTOR DE TUBINA DE MOTOR CON ABANICO POSTERIOR.

emplearán en su construcción. Los álabes tienden a deformarse con el uso contínuo y pesado, por lo que el piloto o el mecánico de vuelo deben observar cuidadosamente los límites de temperatura y RPM estipulados por el fabricante, para que el motor tenga la vida de operación prescrita.

FIG. 2.86.



ENFRIAMIENTO DE LA SECCION DE LA TURBINA.

La alta temperatura de los gases que de las cámaras de combustión descargan en la sección de la turbina, obliga a dar una refrigeración eficiente a sus componentes. Aunque el aire de dilución reduce la temperatura de los gases aproximadamente a 800°C antes de que lleguen a la turbina, para su conservación es necesario proveer de buen enfriamiento al disco, a los álabes del rotor y del estator, así como a la flecha del compresor. Este enfriamiento se realiza con el aire secundario proveniente de las purgas del compresor. Cada motor tiene su propio recorrido de aire de enfriamiento para la turbina, en la figura 2.87 se ilustra una circulación tipica de aire de enfriamiento de un motor con diez pasos de compresión axial y turbina de un solo paso, en el que las purgas del segundo, quinto y décimo paso de compresión se emplean para el enfriamiento de la turbina.

Recorrido.- La flecha del compresor (4), la cara frontal del disco de la turbina (1) y el balero (7) son enfriados por aire de la purga del segundo paso, descargandose al ambiente al final de su recorrido por la salida (8). La parte frontal superior del disco así como los álabes guía y los del rotor son enfriados por aire del quinto paso, el que se lleva del compresor por un conducto exterior del motor y que se diluye con los gases de escape entre los álabes de la turbina. La cara posterior del disco de la turbina (2) y el cono de escape se enfrían con aire de la purga del décimo paso -el que también es llevado por el exterior del motor- y que circula por la cara posterior del disco y al frente del diafragma del cono de escape (5) diluyendose al final con los gases de escape que abandonan la turbina, fluyendo entre la cara posterior de la turbina y el cono de escape.

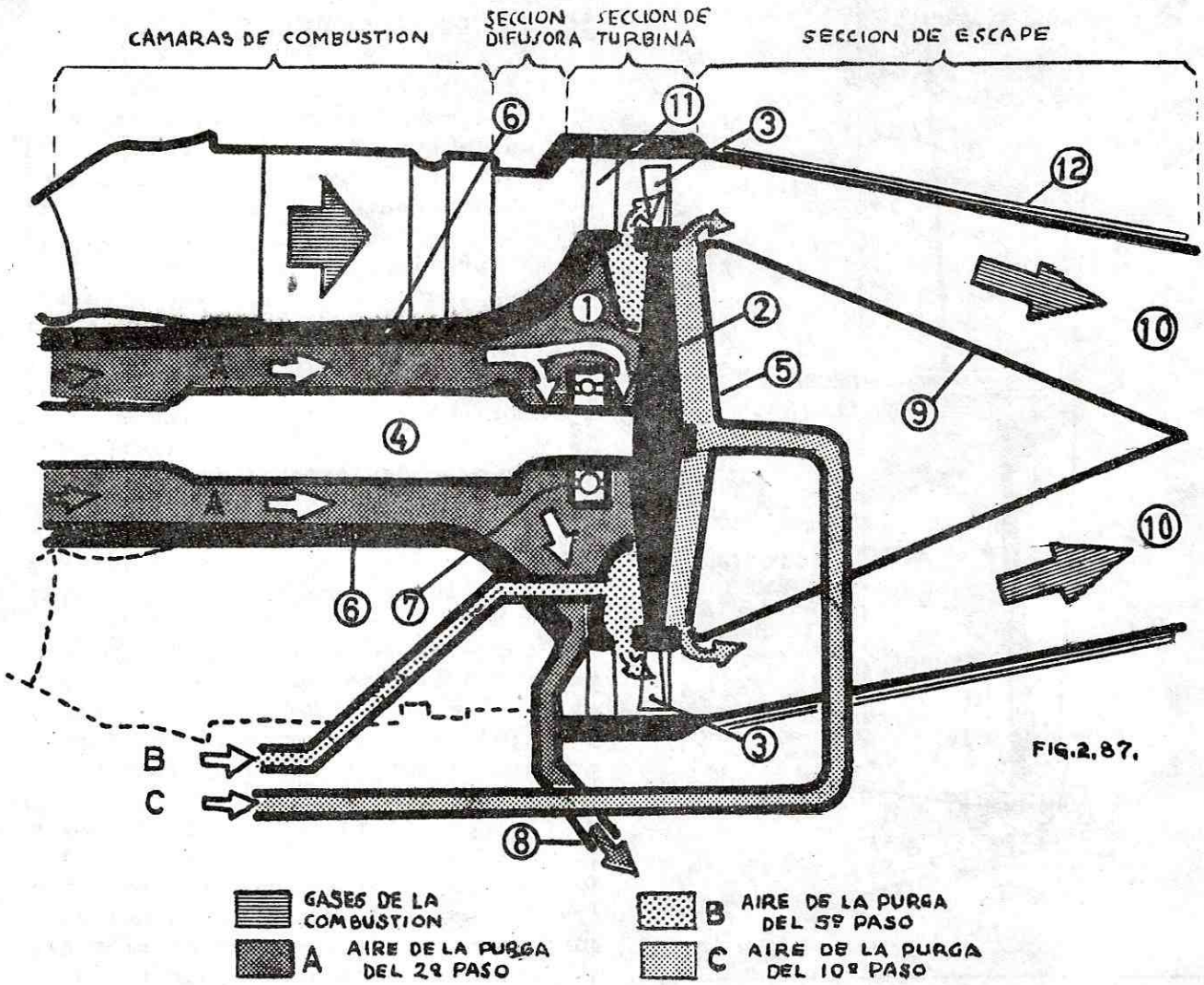


FIG.2.87.

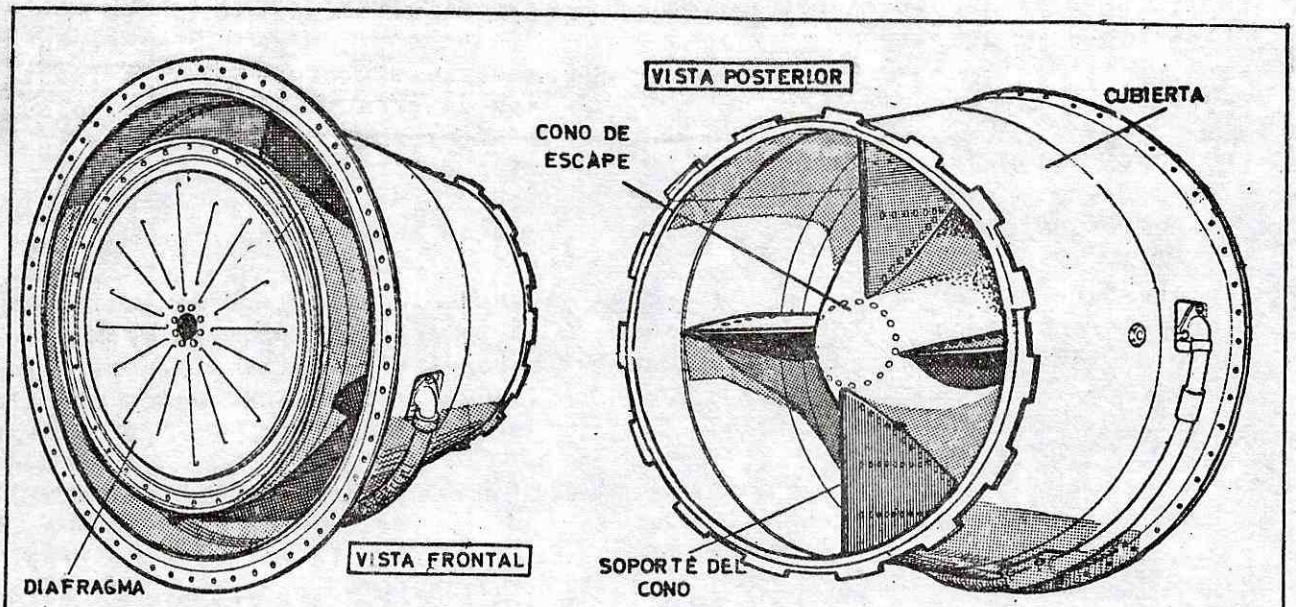
1) Cara frontal del disco de la turbina
2) Cara posterior del disco de la turbina
3) Alabes de la turbina
4) Flecha del compresor
5) Diafragma del cono de escape
6) Cubierta de la flecha del compresor
7) Balero de la turbina
8) Descarga de aire de la purga del segundo paso de compresión
9) Cono de escape
10) Descarga de gases de escape
11) Alabes guía
12) Cubierta aislante del escape

ENFRIAMIENTO TIPICO DE LA TURBINA

SECCIONES DE ESCAPE.

El término "Ducto de Escape" o "Ducto de Salida" se aplica a la parte trasera del motor, que conecta la salida de la turbina y la tobera de escape.- -para los motores con quemador posterior, el ducto de escape es de diseño especial y se trata en el capítulo correspondiente-.

Si los gases, producto de la combustión, se pudieran descargar directamente a la atmosfera con una dirección axial en la salida de la turbina no se necesitaría un ducto de salida. Esto, sin embargo, es imposible. Un gran porcentaje del total del empuje, se obtiene si los gases se descargan a una gran velocidad, esto como se ha explicado es posible, ya que los ga—

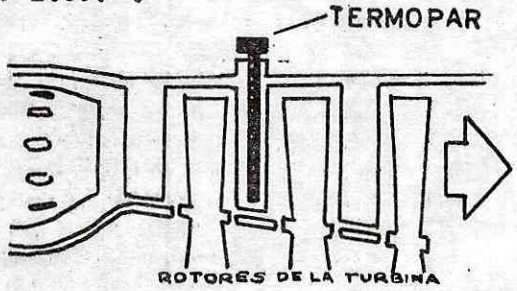


SECCION DE SALIDA DE GASES DE ESCAPE

FIG.2.88.

ses salen de la turbina a muy grandes velocidades. Los ductos de salida se emplean para colectar y dirigir el flujo de gases, conforme sale de la turbina e incrementar su velocidad, antes de que sea descargado a la atmósfera por la tobera de salida en la parte trasera del ducto. Los ductos de salida, son esencialmente un cono de acero inoxidable -Fig. 2.88.- que con un cono interior, se ensambla con la turbina. El cono sirve para dar mas resistencia al ducto, e impartir una dirección axial al flujo de aire, también sirve para fijar el ducto a todo el conjunto del motor.

La temperatura de los gases de escape al abandonar el motor, se toman en algunos motores en la turbina -TGT- -Fig. 2.89.-.



TEMPERATURA DE LA TURBINA

FIG.2.89.

Mientras en motores de mayor potencia resulta mas práctico tomarla a la salida de la turbina.-Fig. 2.90.-. Colocando series de termopares como parte sensible de los instrumentos de medición de la temperatura.

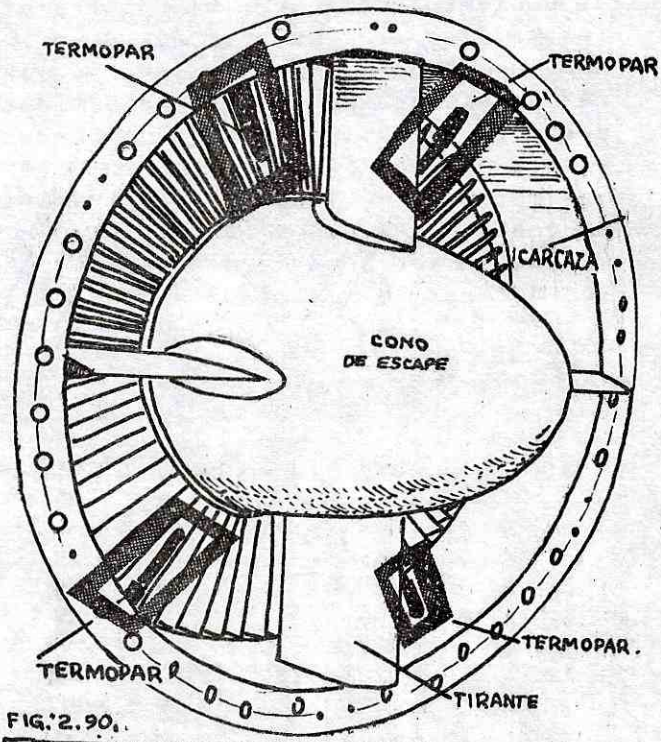


FIG. 2.90.

POSICION DE LOS TERMOPARES PARA INDICACION DE LA TEMPERATURA DE LOS GASES DE ESCAPE

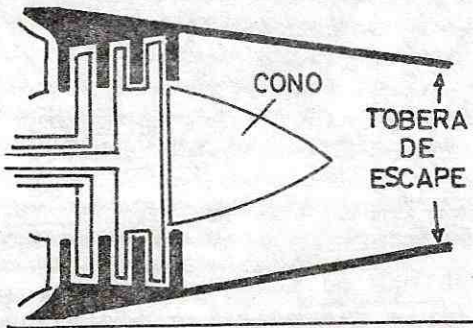
Los ductos de descarga de gases, se clasifican en dos tipos:

a) ducto convergente y

b) ducto convergente-divergente

a) DUCTO CONVERGENTE.

La abertura posterior del ducto de escape, se conoce como "tobera de escape", su tamaño determina la densidad-



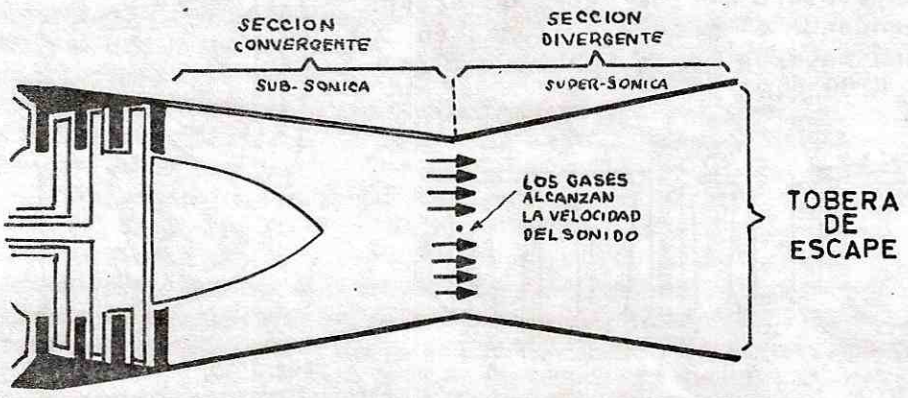
DUCTO DE ESCAPE CONVERGENTE

FIG. 2.91.

y velocidad de los gases al descargar al ambiente. Esta área es crítica en los motores sin quemador posterior, por lo que no debe alterarse, ya que de hacerlo se afectará el rendimiento del motor y la temperatura de los gases de escape. Sin embargo, en algunos motores se ajusta la temperatura de gases de escape y las RPM con la variación del área de descarga. En estos motores se instalan pequeñas aletas alrededor de la tobera -llamadas- "ratones"- que se doblan según sea necesario. En otros motores las toberas son de área variable, controlada automáticamente, dependiendo de la variación del flujo de combustible. La velocidad de los gases de escape en los ductos convergentes, se mantiene generalmente en el rango sub-sónico. Aún cuando la velocidad de los gases en la tobera es próxima a Mach 1.0, se perderá eficiencia si la velocidad llega a ser sónica, antes de salir del ducto.

b) DUCTO CONVERGENTE-DIVERGENTE.

Siempre que la relación de presión en una tobera de escape sea lo suficientemente alta para producir velocidades del gas que pudiesen exceder en ella de Mach 1.0, puede ganarse mas empuje por medio de una tobera convergente-divergente -Fig. 2.92 - debido a que el aumento en peso es aceptable por el incremento de empuje que produce. La tobera convergente-divergente -o tobera CD- ofrece mayor ventaja en velocidades de altos números de Mach, debido a la mejor relación de presión resultante. Si la relación de presión a traves de un ducto de escape sub-sónico es suficientemente alta -como sería el caso cuando la presión de entrada del ducto alcanza el doble de la de la tobera-, el cambio de velocidad a traves del ducto será capaz de producir velocidades sónicas en la



DUCTO DE ESCAPE CONVERGENTE DIVERGENTE

FIG. 2.92.

descarga. En vuelo supersónico de elevados números de Mach, la relación de presión llega a ser mayor de 2.0 y -- usando la tobera DC la velocidad de - los gases al salir al ambiente, sería mayor a 1.0 Mach, siendo la ventaja - principal para la eficiencia de este- tipo de tobera. El ducto convergente- no soporta velocidades arriba de Mach 1 sin excesivas pérdidas de eficien-- cia.

Para asegurar que el flujo de gas por cualquier punto del ducto es constante en volúmen y peso, después de ha-- ber alcanzado la velocidad sónica, la parte posterior del ducto debe alar-- garse -la sección supersónica-, para- acomodar el volúmen o peso adicional, que fluye en velocidades supersónica, si esto no se hace, la tobera tendría un funcionamiento deficiente. Esta -- parte del ducto, es la que se conoce- como divergente.

La proporción de incremento en el -- área de un ducto divergente, debe ser suficiente para permitir el incremento de volúmen de los gases al adqui-- rir velocidad sónica.

El ducto de escape convergente -diver gente, tiene la sección convergente - diseñada para trabajar con los gases- a velocidad subsónica y para que pa-- sen por la mayor restricción -garganta- cuando alcancen la velocidad del- sonido. La sección divergente trabaja con los gases, incrementando su velocidad después de cruzar la garganta y ya con velocidad supersónica.

La tobera DC sería perfecta si actuara siempre bajo las mismas condicio-- nes para las que se le diseña. Pero - si la proporción de variación del á-- rea es muy lenta o muy rápida para el incremento calculado en peso de los - gases, a la salida de la garganta el- flujo se tornará inestable, con pérdida de energía que representa pérdida- de empuje. Si la proporción de incremento del ducto es muy pequeña, la velocidad que se alcance será limitada.

Si la proporción de incremento es muy pronunciado, el flujo de gas se dis-- persará lo suficiente para adquirir - el incremento de velocidad deseado. - Debido a que los gases de escape se - aceleran o desaceleran de acuerdo con las condiciones de trabajo del motor- y las del vuelo, su presión fluctúa - arriba o abajo de la presión para la- que fué calculada la tobera, perdiendo eficiencia. La solución a este problema, es el empleo de la tobera con- sección transversal variable, que probablemente se incorpore en los moto-- res de un futuro próximo.

SECCIONES DE ACCESORIOS.

Los motores turbo-reactores, al igual que los de émbolo, requieren de accesorios para su funcionamiento, que -- deben ser movidos por el mismo motor. Además se impulsan accesorios necesarios para el funcionamiento de sistemas del avión.

Los accesorios, van generalmente instalados en secciones relativamente pequeñas, que en su interior tienen el- engranaje para impulsar a cada acceso rio a la velocidad requerida. Estas - secciones, se llaman también "cajas - de accesorios" o "cajas de engranes"- -gear box- y reciben movimiento del - compresor. La posición de esta sec- - ción, varía de colocación, según el - tipo de motor; variando también su -- número, pues mientras unos motores -- solo tienen una sección, otros tienen mas de dos.

En las figuras 2.93 ., 2.94 ., 2.95 ; 2.96. y 2.97. se ilustra esquemáticamente la posición que puede guardar - la sección o secciones de accesorios- de motores comunes.

Los motores modernos de alta potencia mueven los accesorios por la parte inferior de él, valiendose de una toma- de fuerza del compresor.

Los accesorios comunes que impulsa el

DIFERENTES DISPOSICIONES DE LOS ACCESORIOS

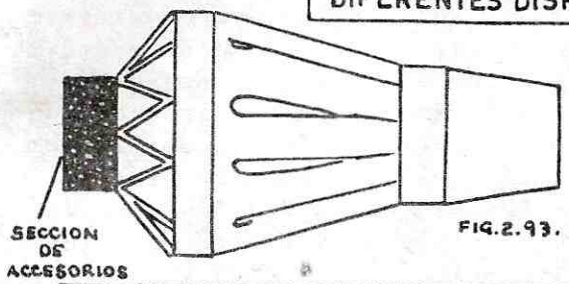


FIG.2.93.

MOTOR DE COMPRESION CENTRIFUGA

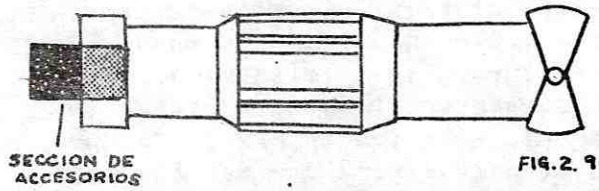


FIG.2.96.

MOTOR DE ETAPA SENCILLA DE COMPRESION AXIAL CON QUEMADOR POSTERIOR

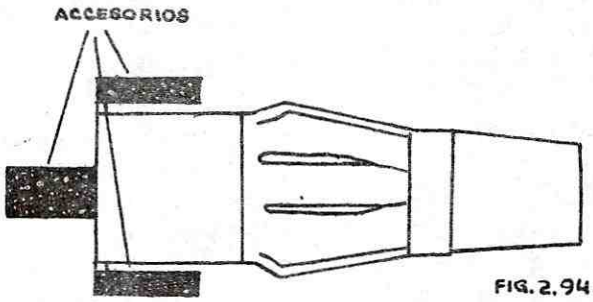


FIG.2.94.

MOTOR DE UNA ETAPA DE COMPRESION AXIAL

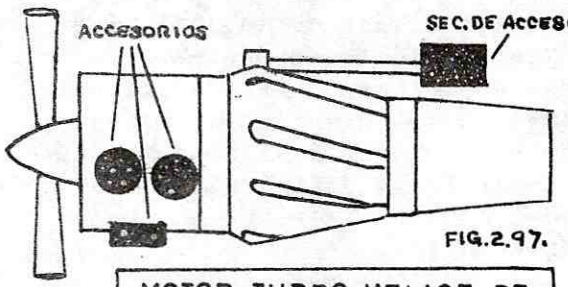


FIG.2.97.

MOTOR TURBO-HELICE DE COMPRESION CENTRIFUGA

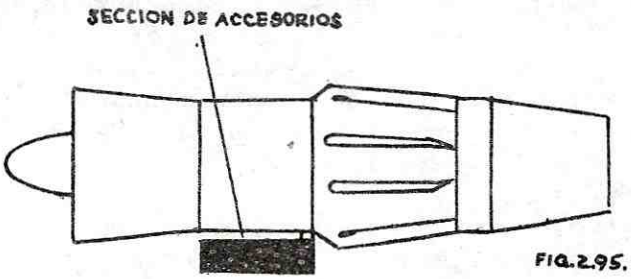


FIG.2.95.

MOTOR DE DOBLE ETAPA DE COMPRESION AXIAL

motor se listan a continuación, marcandose con un asterisco los indispensables para cualquier motor.

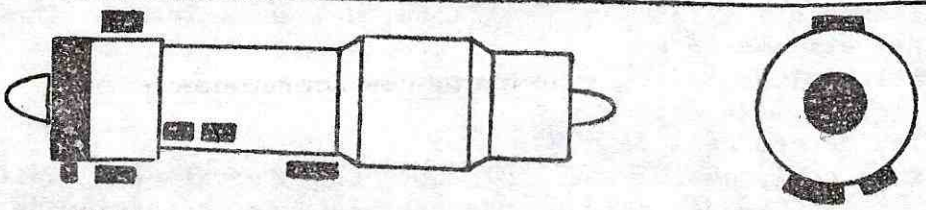
* 1) MARCHA
* 2) GENERADOR o ALTERNADOR
* 3) BOMBA DE COMBUSTIBLE
4) BOMBA DE COMBUSTIBLE DE EMERGENCIA
5) BOMBA DE COMBUSTIBLE DE QUEMADOR POSTERIOR
* 6) GENERADOR DE TACOMETRO
* 7) UNIDAD DE CONTROL DE COMBUSTIBLE
8) UNIDAD DE CONTROL DE LA HELICE (en turbo-hélice)
* 9) BOMBAS DE ACEITE
10) BOMBAS HIDRAULICAS
11) COMPRESORES DE PRESURIZACION

Desarrollo de las Secciones de Accesorios.

En forma esquemática y sobre la figura de un mismo motor, en los dibujos de la figura 2.98 se muestra la evolución de la sección de accesorios en los motores turbo-reactores.

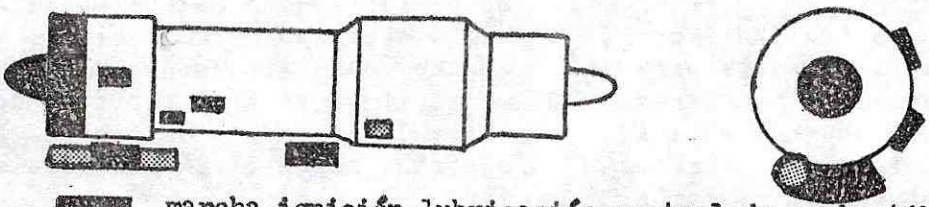
En el motor (A), se ilustra un motor de tipo auxiliar sin accesorios para el avión, siendo los accesorios de motor los mínimos para su operación. Estos son: marcha, bombas de lubricación, bomba de combustible, sistema de control y sistema de ignición.

EVOLUCION DE LA SECCION DE ACCESORIOS



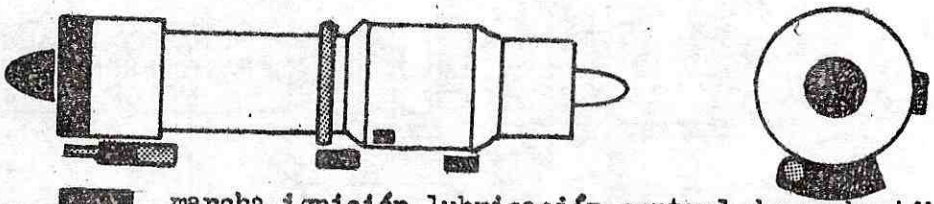
DE MOTOR ▬ marcha, ignición, lubricación, control de combustible.
Con peso de 11.6% del peso del motor.

DE AVION ☐ NINGUNO



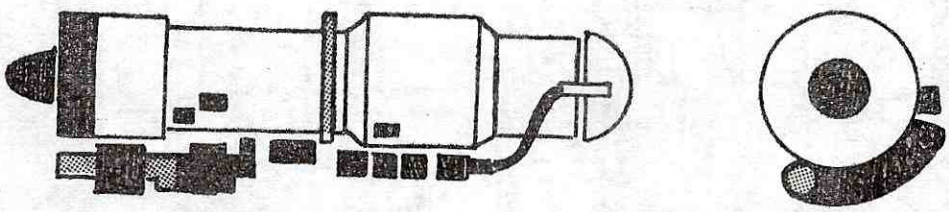
DE MOTOR ▬ marcha, ignición, lubricación, control de combustible, control de combustible de emergencia. Con peso de 12.9 % del peso del motor.

DE AVION ▒ generador, bomba hidráulica y bomba de vacío.
Consumen 86 HP.



DE MOTOR ▬ marcha, ignición, lubricación, control de combustible, control de combustible de emergencia. Con peso de 14.7% del peso del motor.

DE AVION ▒ generador, bomba hidráulica, bomba de vacío, válvula dd descarga de aire. Consumen 129 HP.



DE MOTOR ▬ marcha, ignición, tanque de aceite, lubricación, excitadores, control de combustible, control de combustible de emergencia. Con peso de 31.2 % del peso del motor.

DE AVION ▒ generador, bomba hidraulica y bomba de vacío, válvula de descarga del compresor. Consumen 146 HP.

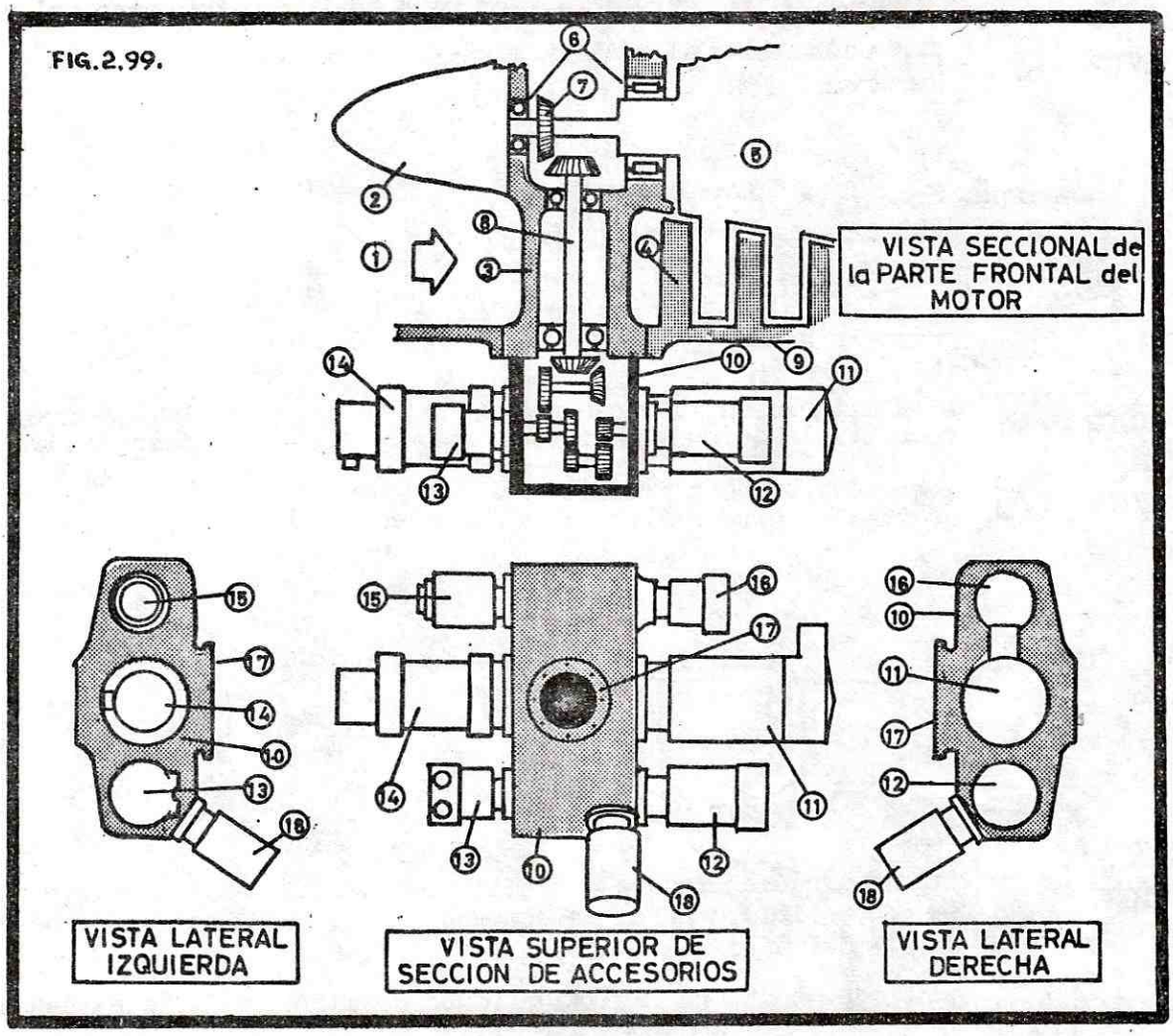
FIG. 2.98.

El motor (B) además de los accesorios del motor, impulsa un generador eléctrico, bomba hidráulica y/o bomba de vacío para los sistemas del avión y también la bomba del sistema de emergencia de combustible del motor. La sección de accesorios de este motor, se basa en el empleo de una caja de engranes -gear box-, con lo que se ha logrado un ahorro en peso en el sistema de lubricación -por tener lubricación independiente-. El peso total de los accesorios del motor es del 12.9% del peso del motor y afecta el área frontal del mismo.

El motor (C) incluye las modificaciones del (B), pero la potencia para impulsar los accesorios se ha incrementado en un 50%, además de que se le ha incorporado un multiple colector de presión neumática para sistemas del avión. Incorpora un drene de combustible y modificaciones beneficiosas a la sección de accesorios. El peso total del motor aumenta en un 14.7 por ciento con el peso de los accesorios.

El motor (D) presenta las modificaciones avanzadas de la sección de accesorios que han seguido casi todos los fabricantes de motores. Comparando este motor con los (B) y (C) se ha aumentado el peso de los accesorios en un 13%. Este motor incluye equipo anti-hielo, tanque de aceite integral, bomba auxiliar de combustible y un control completo de emergencia. Igualmente tiene control sobre la descarga variable del ducto de escape. Los accesorios pesan 31.2% del peso del motor.

FIG.2.99.



NOMENCLATURA DE LA FIGURA QUE MUESTRA LA DISPOSICION DE LOS ACCESORIOS. (2.99.)

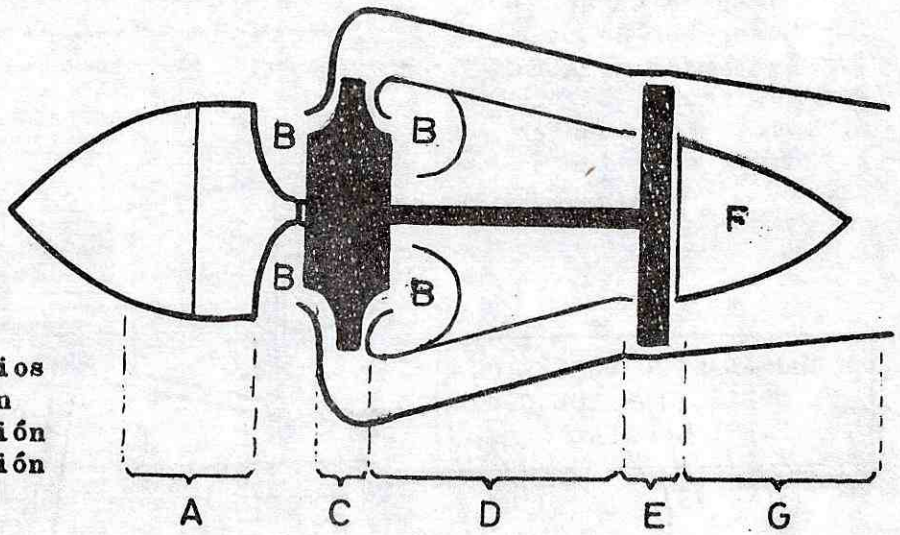
1.- Dirección del flujo de aire
2.- Cono de entrada
3.- Soporte del cono frontal (cruceta)
4.- Alabes guía
5.- Compresor axial
6.- Baleros frontales del compresor
7.- Engrane cónico impulsado por la flecha del compresor
8.- Flecha de transmisión a la sección de accesorios
9.- Carcaza
10.- Sección de accesorios
11.- Generador
12.- Gobernador de velocidad
13.- Bomba de barrido de aceite
14.- Motor de arranque
15.- Bomba de vacío
16.- Bomba de combustible
17.- Brida de montaje de la sección
18.- Generador de tacómetro

Como ejemplo en la figura 2.99 se muestra un conjunto de engranes y flechas para impulsar a los accesorios del motor, debiendo considerarse que en cada tipo de motor en particular se varía esta disposición.

ILUSTRACION DE LOS COMPONENTES Y SECCIONES DE LOS MOTORES TURBO - REACTORES

TURBO-REACTOR DE COMPRESION CENTRIFUGA

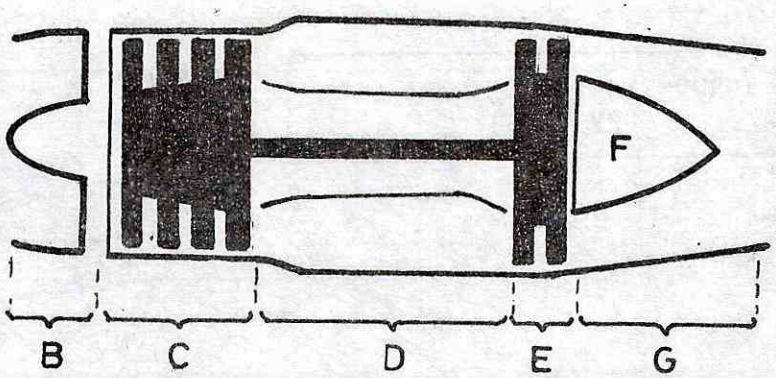
2.100.



A.- Sección de accesorios
B.- Sección de admisión
C.- Sección de compresión
D.- Cámaras de combustión
E.- Sección de turbina
F.- Cono de escape
G.- Ducto de escape

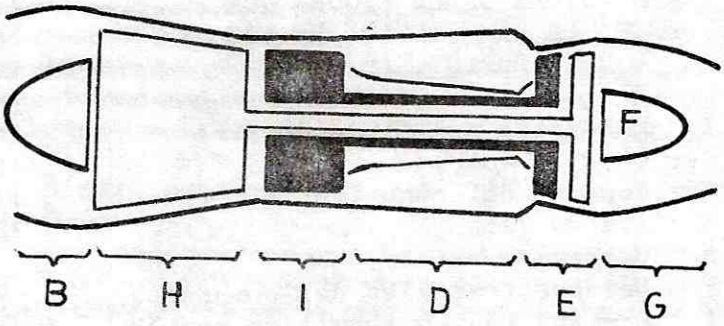
TURBO-REACTOR DE UNA ETAPA DE COMPRESION AXIAL

2.101.



TURBO-REACTOR DE DOBLE ETAPA DE COMPRESION AXIAL

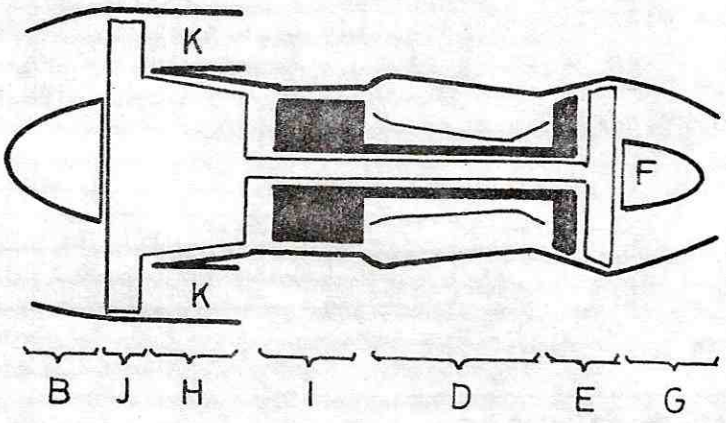
FIG.2.102.



TURBO-ABANICO ANTERIOR DE DOBLE ETAPA DE COMPRESION AXIAL

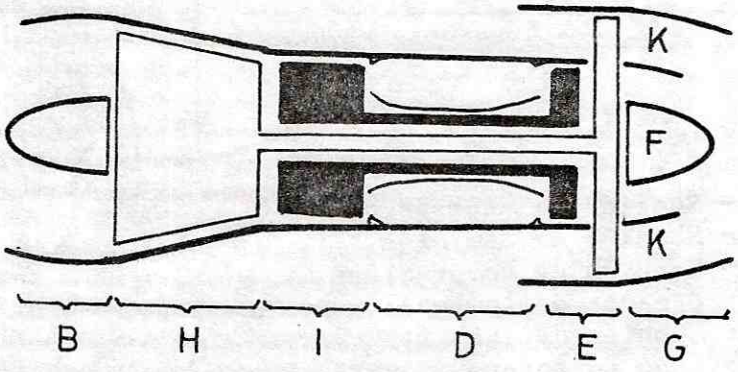
FIG.2.103.

B.- Sección de admisión
C.- Sección de compresión
D.- Cámaras de combustión
E.- Sección de turbina
F.- Cono de escape
G.- Ducto de escape
H.- Compresor de baja
I.- Compresor de alta
J.- Abanico
K.- Ducto del abanico
L.- Ducto secundario



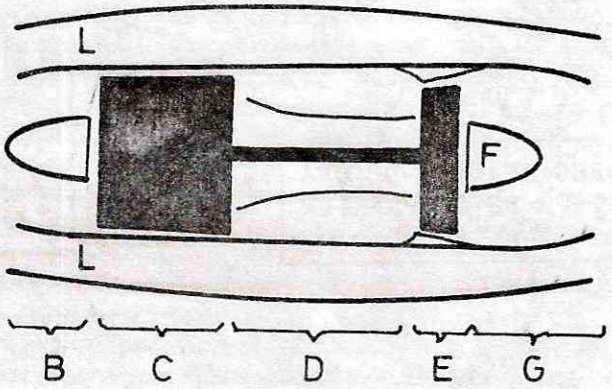
TURBO-ABANICO POSTERIOR DE DOBLE ETAPA DE COMPRESION AXIAL

FIG.2.104.



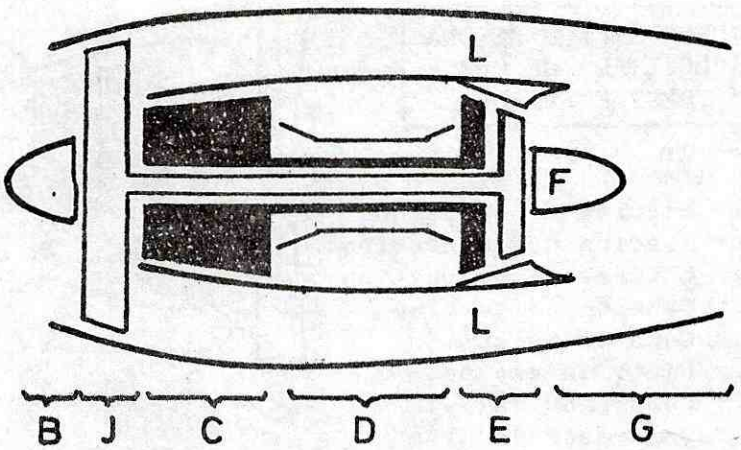
TURBO-REACTOR DE PASO LIBRE (BY PASS)

FIG.2.105.



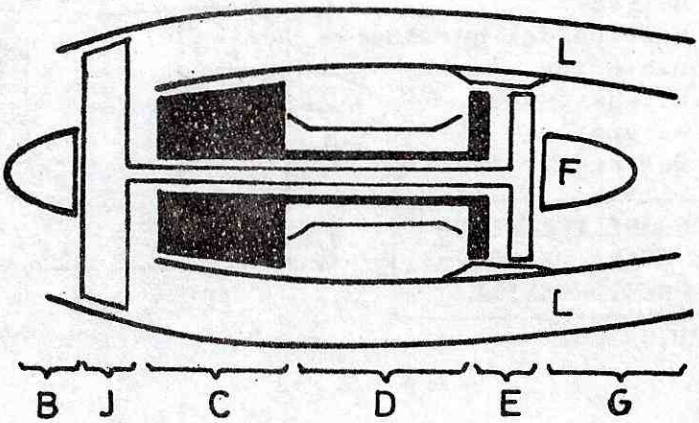
DUCTO-ABANICO ANTERIOR DE UNA ETAPA DE COMPRESION AXIAL Y CON MEZCLADOR

FIG.2.106.



DUCTO-ABANICO ANTERIOR DE UNA ETAPA DE COMPRESION AXIAL Y SIN MEZCLADOR

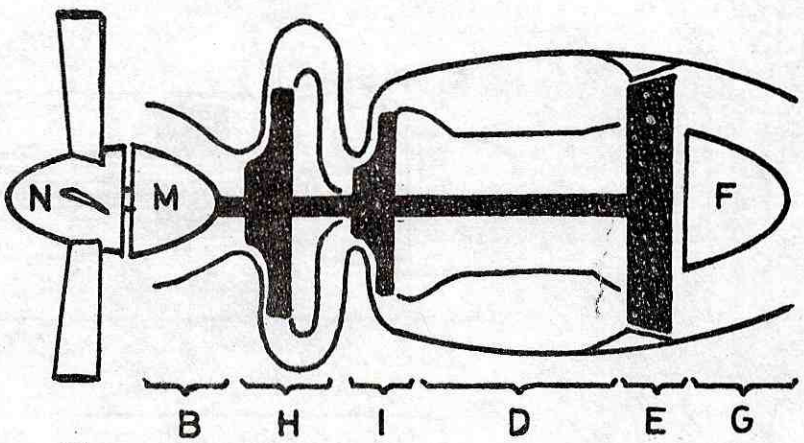
FIG.2.107.



B.- Sección de admisión
C.- Sección de compresión
D.- Cámaras de combustión
E.- Sección de turbina
F.- Cono de escape
G.- Ducto de escape
H.- Compresor de baja
I.- Compresro de alta
J.- Abanico
L.- Ducto del abanico
M.- Reducción a la hélice
N.- Hélice

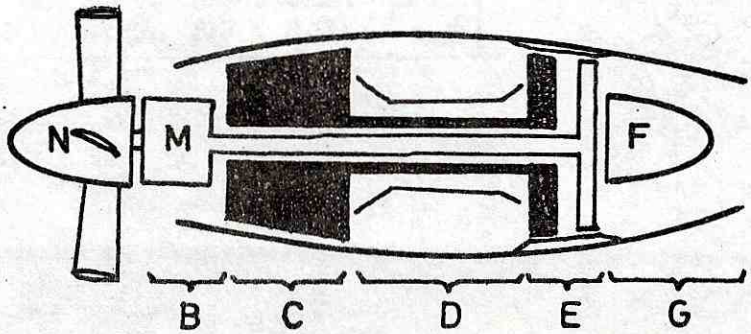
TURBO-HELICE DE DOBLE ETAPA DE COMPRESION CENTRIFUGA

FIG.2.108.



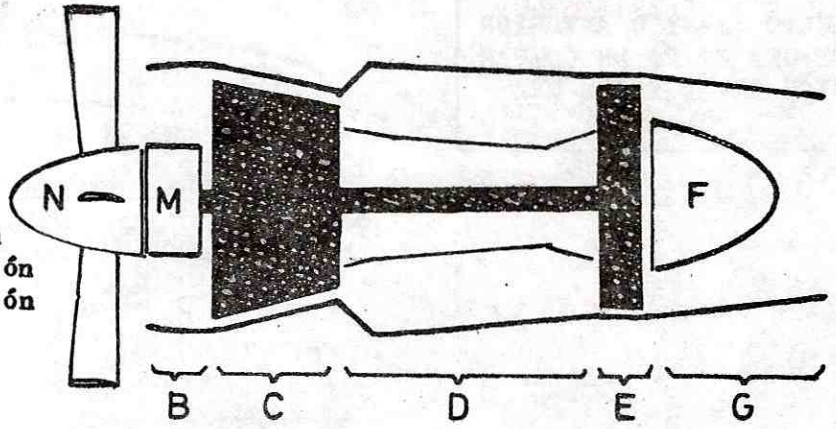
TURBO-HELICE DE ETAPA SENCILLA DE COMPRESION AXIAL CON TURBINA DE DOS ETAPAS

FIG.2.109.



TURBO-HELICE DE UNA SOLO ETAPA DE COM-- PRESION AXIAL

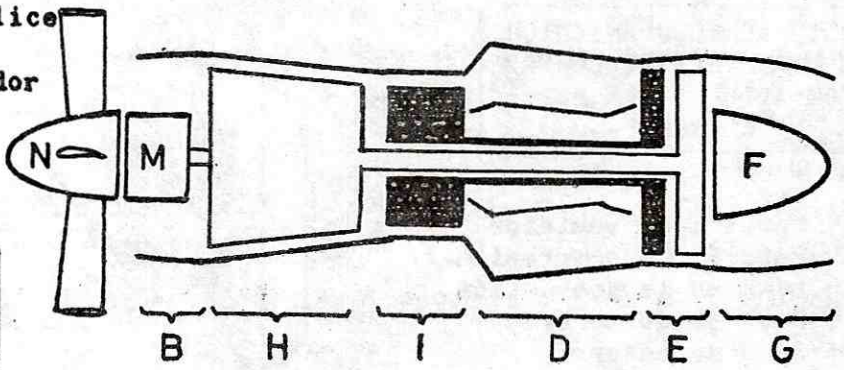
FIG.2.110.

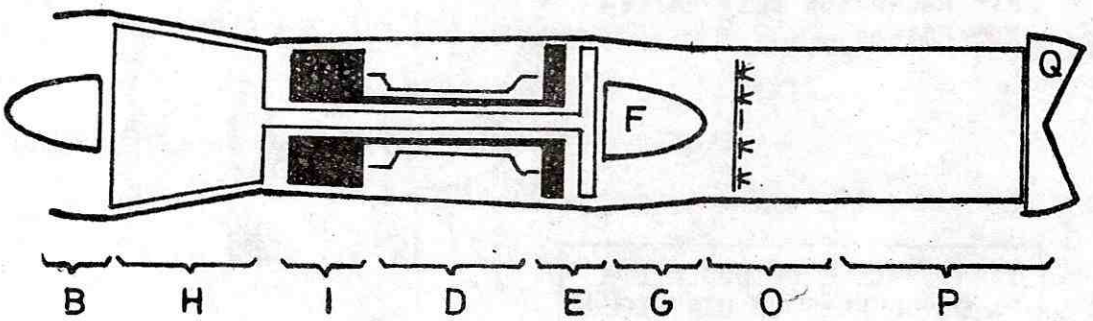


B.- Sección de admisión
C.- Sección de compresión
D.- Cámaras de combustión
E.- Sección de turbina
F.- Cono de escape
G.- Ducto de escape
H.- Compresor de baja
I.- Compresor de alta
M.- Reducción a la hélice
N.- Hélice
O.- Sección del quemador posterior
P.- Extensión del escape
Q.- Descarga variable

TURBO-HELICE DE DOBLE ETAPA DE COM = PRESION AXIAL

FIG.2.111.





TURBO-REACTOR DE DOBLE ETAPA DE COMPRESION AXIAL Y CON QUEMADOR POSTERIOR

FIG.2.112.

OTRAS INSTALACIONES DE LOS MOTORES TURBO - REACTORES.

Aprovechando la alta eficiencia de los motores turbo-reactores, su empleo se esta difundiendo donde se requiere de generación de gran potencia y poco peso.

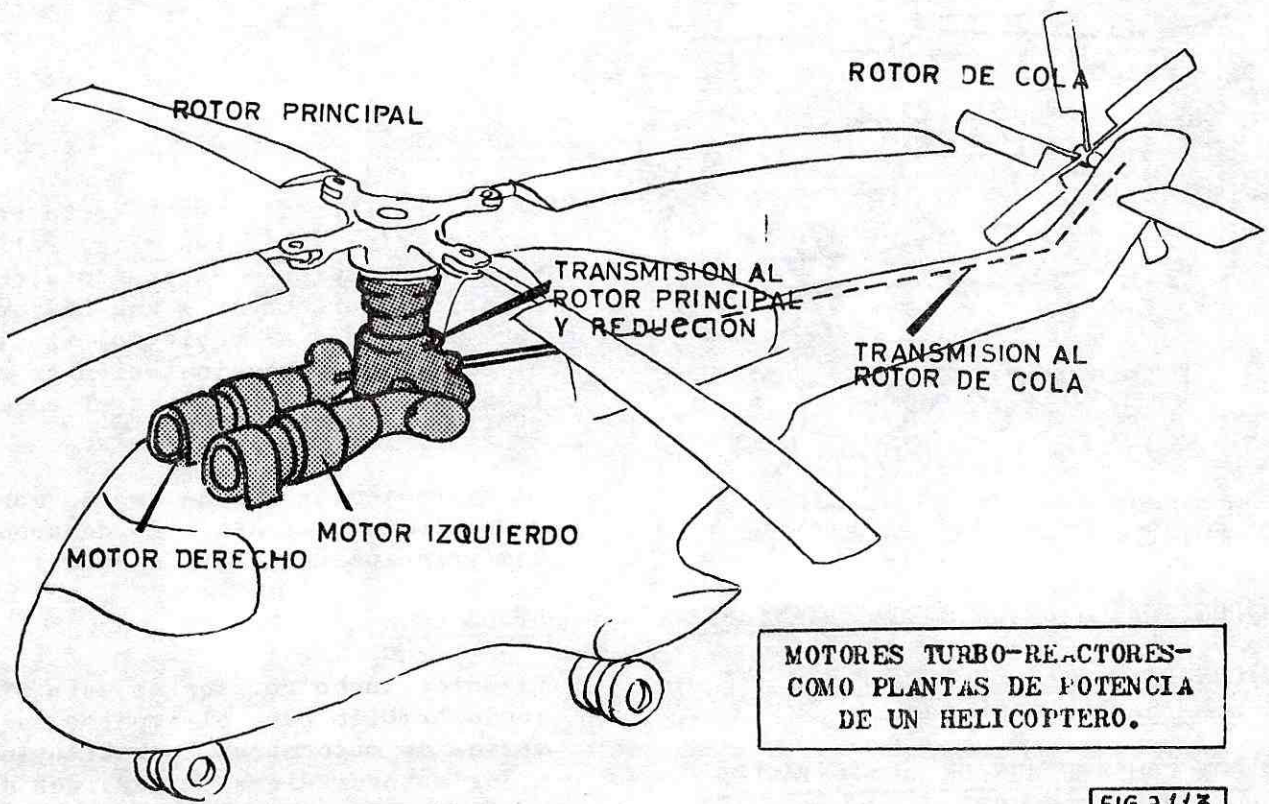
Aquí se citan algunos de los diferentes usos dados al motor turbo-reactor distintos a los descritos en este libro. En algunos de los ejemplos, el motor turbo-reactor substituye al de émbolo y a la turbina de vapor o bien da origen a nuevos ingenios con la utilización de su empuje.

EN HELICOPTEROS.

El empleo de los motores turbo-reactores como plantas de potencia en helicópteros es ya común y ha creado la designación de ellos como TURBO-EJE.- En la figura 2.107 se muestra la instalación de dos motores turbo-reactores en la parte superior del fuselaje de un helicóptero.

En esta instalación, cada motor constituye un grupo autónomo en funcionamiento y por sus sistemas. Su potencia es transmitida por una flecha -en cada motor- que recibe impulso de la turbina para mover separada o conjuntamente a los rotores y los accesorios, con las reducciones necesarias a través de la caja de transmisión principal.

La reducción de velocidad es muy importante debido al alto número de RPM del motor con respecto a las de trabajo de los rotores; necesitándose para impulsarlos a sus revoluciones correctas hasta de cinco etapas de reducción por medio de engranes.



MOTORES TURBO-REACTORES COMO PLANTAS DE POTENCIA DE UN HELICOPTERO.

FIG. 2.113.

AVIONES DE DESPEGUE Y ATERRIZAJE VERTICAL O CORTO.

El despegue y aterrizaje vertical (VTOL) o corto (STOL) es una característica deseable en cualquier avión cuando su rendimiento normal en vuelo no se ve afectado por este sistema.

Hasta antes del empleo de la turbina de gas para el impulso de aviones, el despegue y aterrizaje vertical o corto era unicamente característica del helicóptero. Su uso para estas operaciones se inició en 1947 y en la actualidad son varios los sistemas empleados para lograrlo.

A continuación se enumeran los tipos mas comunes para obtener el despegue y aterrizaje vertical o corto en los aviones.

A) CON ROTACION DEL MOTOR EN 90°

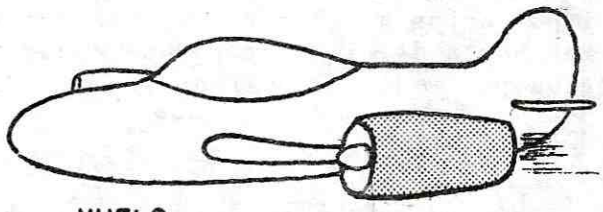
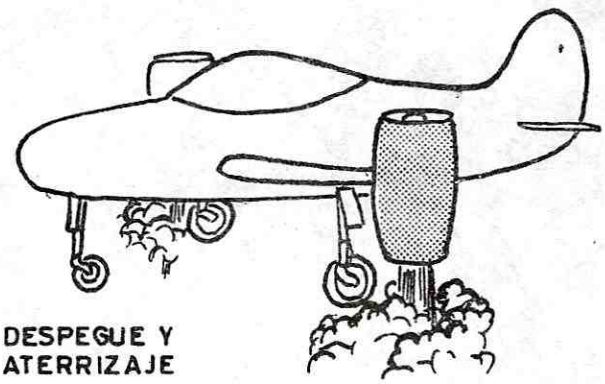


FIG. 2.114.



B) CON TOBERA DE DESCARGA ORIENTABLE

C) CON DESCARGAS DE ESCAPE Y DEL ABANICO ORIENTABLES

D) CON COMPRESORES DE SUSTENTACION DE IMPULSO REMOTO

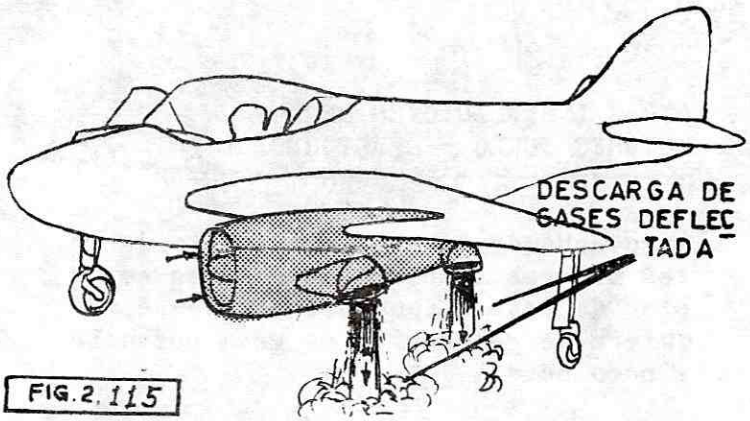
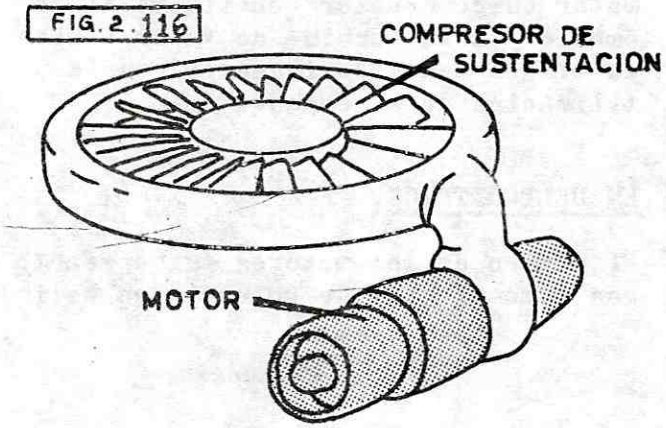


FIG. 2.115

TOBERAS DE DESCARGA ORIENTABLES.

FIG. 2.116



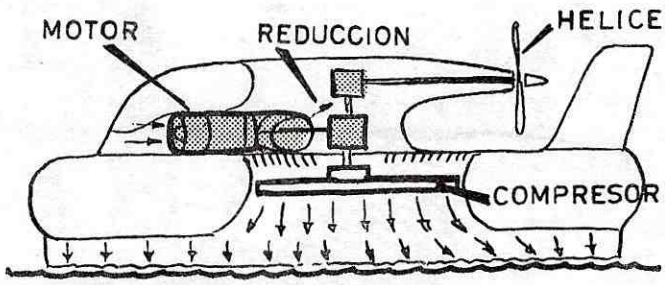
AERO-YATE

La instalación del motor turbo-reactor en estos vehículos -Fig. 2.111- impulsa a una caja de transmisión principal para mover a una hélice que dara velocidad al vehículo, mientras el compresor de sustentación lo mantiene sin tocar el piso o el agua para eliminar la fricción.

Estos vehículos son de empleo marítimo o fluvial que han sido desarrollados principalmente en Europa.

OTROS USOS

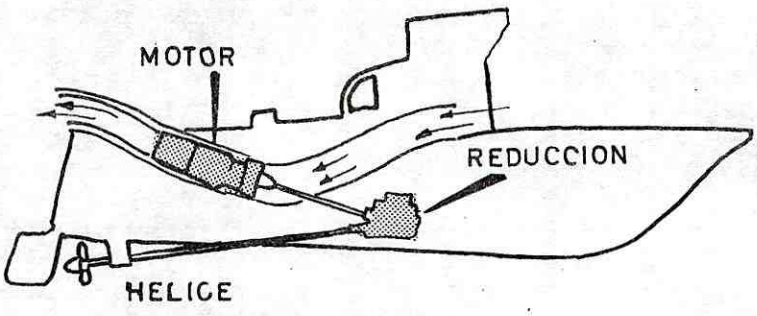
El motor turbo-reactor se esta utilizando también para el impulso en la marina de moto-naves, substituyendo a los motores diesel y turbinas de vapor empleados comunmente.



AERO-YATE

FIG. 2.117

En la actualidad se estan empleando- igualmente, en forma experimental, - los motores turbo-reactores como -- plantas motrices en automóviles y lo comotoras.



MOTO - NAVE

FIG. 2.118

También en plantas termo-eléctricas- este motor se ha empleado para subs- tituir a los motores diesel y las -- turbinas de vapor como fuente de e-- nergía para impulsar a los genera -- dores.

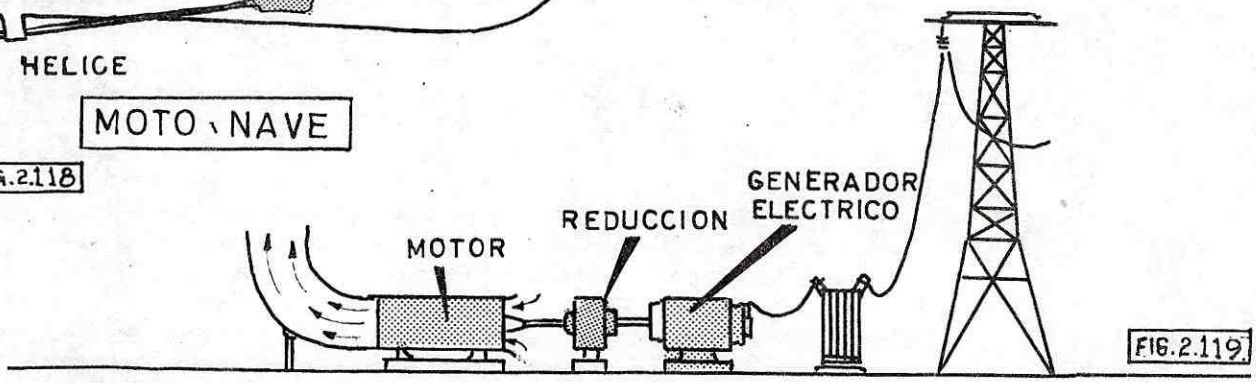


FIG. 2.119

CENTRO INTERNACIONAL DE
ADIESTRAMIENTO DE AVIACION CIVIL
SECRETARIA DE COMUNICACIONES Y TRANSPORTES
MEXICO, D. F.

MOTORES A REACCION

CAPITULO 3

SISTEMAS AFINES AL MOTOR.

Francisco Ramírez Corzo.

MOTORES A REACCION.

CAPITULO 3

SISTEMAS AFINES AL MOTOR.

		Pagina
1.-	Sistemas de arranque	1
	Sistema de marcha-generador	4
	Sistema de marcha neumática	5
	Ciclo de arranque	6
	Funcionamiento de la marcha	7
	Marchas de turbina de combustión	10
	Marchas de cartucho	11
2.-	Sistemas de ignición	12
	Sistema de ignición por capacitores	14
	Bujías	17
3.-	Sistemas de Combustible	21
	Sistemas de combustible y de control ...	28
	Sistemas de combustible del avión	29
	Sistemas típicos del avión	30
	Sistema típico de transporte multimotor .	33
	Sistema de combustible del Boeing 720 ...	36
	Sistema de alimentación al motor	39
	Sistema de llenado a presión	40
	Sistema de descarga de combustible	41
	Sistema de indicación, sistema de deshielo y otros componentes	42
	Seguridad para trabajos en tanques de combustible	44
	Condiciones que afectan el flujo de combustible	46
	Control de combustible Bendix AJ-H1	47
4.-	Sistema de lubricación.	
	Lubricantes	58
	Requicitos de temperatura	59
	Selección del lubricante	60
	Efectos del lubricante en el motor	61
	Toxicidad de los lubricantes	62
	Lubricantes sintéticos típicos	63
	Sistemas de lubricación	63
	Bombas de aceite	64
	Filtros y radiadores	65
	Sistema de lubricación	66
5.-	Sistemas de inyección de agua	66
6.-	Sistemas de reversa y ayudas de parada ..	68
7.-	Sistema silenciador de ruido	72
8.-	Sistema de quemador posterior	74
9.-	Sistema contra formación de hielo	76
	Sistema detector de vibraciones	79
	Sistema sincronizador de motores	83
	Cubiertas aislantes de calor	86

CAPITULO 3

SISTEMAS AFINES AL MOTOR

Para el estudio del funcionamiento de los motores turbo-reactores, es indispensable el conocimiento de los sistemas afines a él. Estos sistemas se describen en este capítulo, en el siguiente orden:

1.- SISTEMA DE ARRANQUE
2.- SISTEMA DE IGNICION
3.- SISTEMA DE COMBUSTIBLE, SU CONTROL Y CALEFACCION
4.- SISTEMA DE LUBRICACION
5.- SISTEMA DE INYECCION DE AGUA
6.- SISTEMA DE REVERSA
7.- SISTEMA DE SILENCIADOR
8.- SISTEMA DE QUEMADOR POSTERIOR
9.- SISTEMA DE PREVENCION CONTRA FORMACION DE HIELO
10.- SISTEMA DETECTOR DE VIBRACIONES
11.- SISTEMA SINCRONIZADOR DE MOTORES

1.- SISTEMAS DE ARRANQUE.

Generalidades.- El arranque del motor turbo-reactor, requiere de un sistema que haga girar al compresor a una velocidad suficiente para proveer la cantidad de aire necesaria para lograr una mezcla combustible de un valor tal, que el motor pueda acelerarse para iniciar su propio trabajo.

En general, las bajas velocidades de arranque en estos motores proveen una descarga de aire a presion procedente del compresor, aunque la eficiencia del motor sea aún muy baja.

Los sistemas de arranque deben llevar al motor a velocidades arriba de la de marcha lenta, antes de que se "corte" el mecanismo de arranque.

Los sistemas mas comunes para el arranque de estos motores, son:

ELECTRICOS
NEUMATICOS
DE TURBINA y
DE CARTUCHO.

Cuando el sistema de arranque es de marcha eléctrica, ésta continúa haciendo girar al motor aún después de que la combustión se ha iniciado.

Están diseñados en tal forma, que el circuito de alimentación a la marcha permanece energizado mientras la velocidad del motor alcanza un determinado número de RPM de seguridad; llegando a él, un relé de sobre-velocidad abre el circuito y se desenergiza el relé principal de la marcha.

Otros tipos de marchas, tales como los de turbina de aire, proveen de un mayor torque de arranque con un peso relativamente bajo en la unidad. Son los mas comúnmente empleados en los aviones comerciales y trabajan a una presión neumática baja -entre las 45 y 50 PSI- que en tierra se suministra por el equipo de plataforma. Los sistemas neumáticos de los aviones permiten usar aire del compresor -purga- de un motor que esté trabajando para el arranque de otro del mismo avión.

En el caso de no existir en el equipo de tierra, el sistema neumático del avión tiene un depósito con aire a presión, el que después de usarse, se recarga nuevamente con aire proveniente de los compresores.

Otros tipos de turbina para el arranque, funcionan bajo el principio de combustión de mezcla de aire-gasolina. Estan diseñados para que se "corte" su operación solo cuando la velocidad del motor sea lo suficientemente alta, para que se mantenga trabajando.

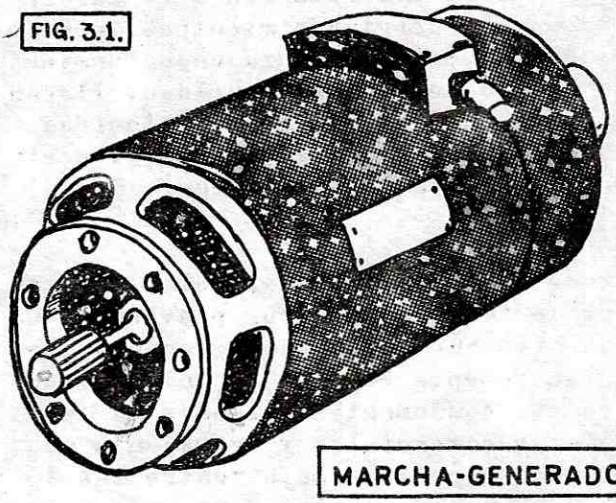
MARCHAS ELECTRICAS.

Estas marchas, son similares a las de los motores recíprocos, por lo general pueden ser de dos tipos básicos:

1) Cuando el motor eléctrico solo se usa durante el arranque y

2) Cuando el motor eléctrico después del arranque trabaja como generador, cuando el motor alcanza su velocidad normal.

FIG. 3.1.

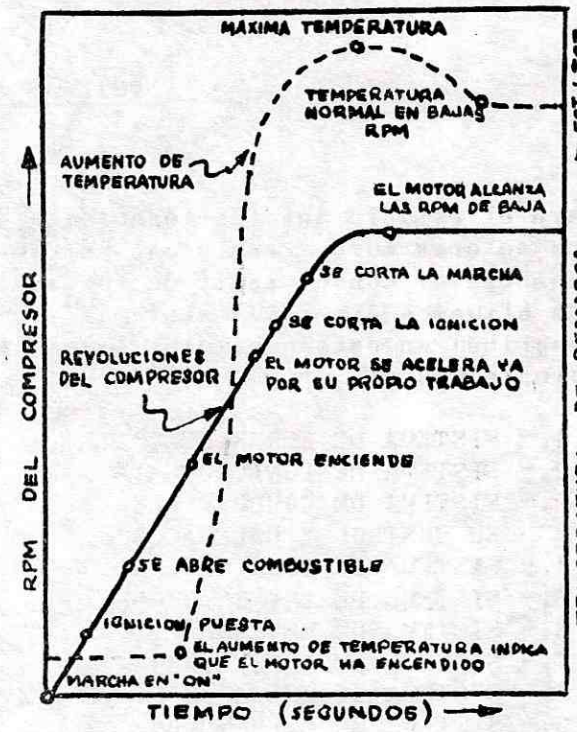


MARCHA-GENERADOR

Los dos tipos pueden operar con sistemas eléctricos idénticos, pero en el primer caso es necesario incorporar un embrague (clutch) para que automáticamente desembrague la marcha cuando la velocidad del motor sea suficiente. En el tipo de marcha generador, ésta queda engarzada al motor a través de el sistema de engranes de impulso a los accesorios.

SECUENCIA TIPICA DE ARRANQUE

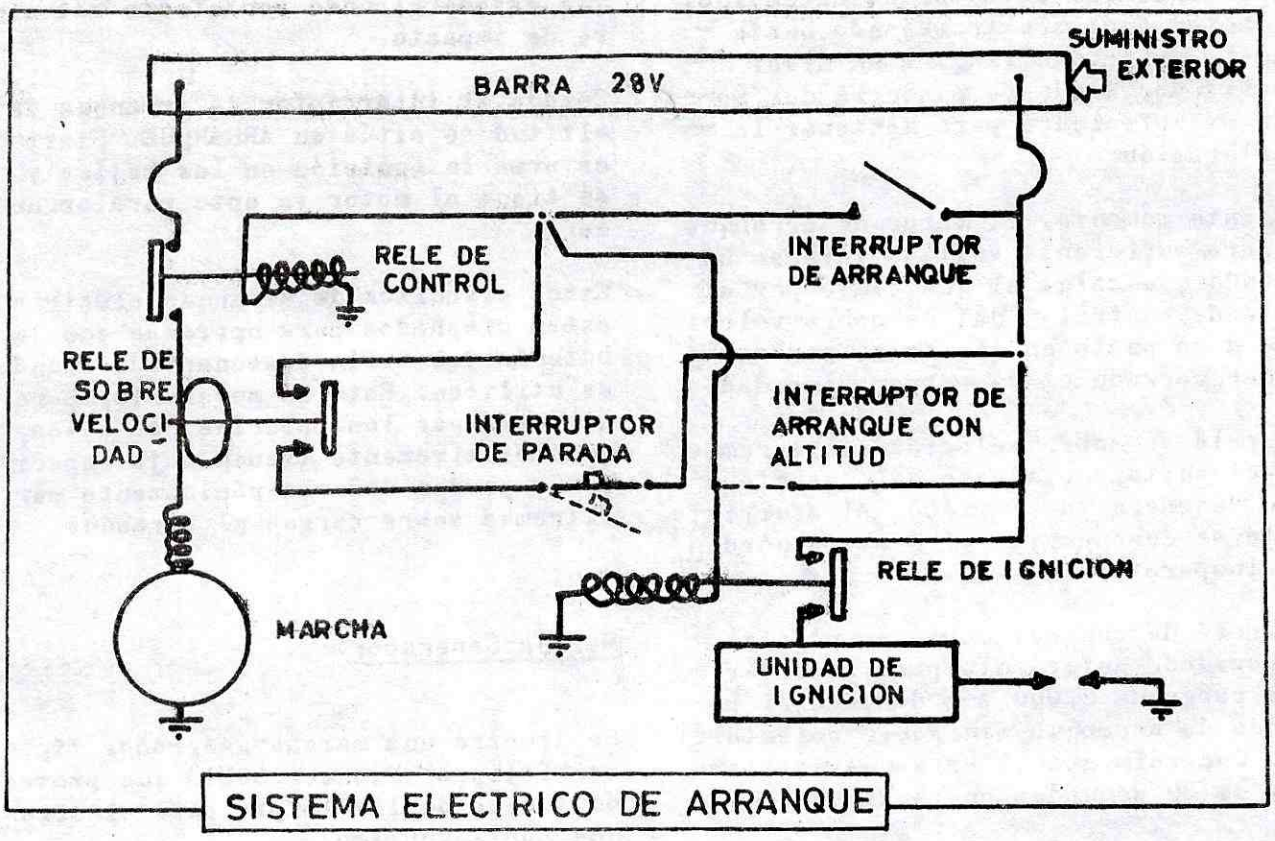
FIG. 3.2.



En esta figura, se presenta con dos curvas el aumento de revoluciones que la marcha da al motor (a) y el aumento de temperatura registrado en el motor al encender e dentro de él la carga combustible, con la línea (b).

En el evento del arranque, la ignición queda puesta automáticamente con el interruptor de arranque.

En cada tipo de motor, el fabricante fija la MAXIMA temperatura permisible durante el arranque, ya que los arranques CALIENTES excediendo la temperatura máxima permitida causan daños internos de mucha seriedad al motor. Cuando ocurre el arranque "caliente", debe "abortarse", cortando el suministro de combustible. Dejando girar al motor, se permite que continúe la entrada de aire, eliminando el exceso de combustible que causó el "aborto".



Como se observa en el circuito ilustrado en la figura superior, existen elementos comunes en estos sistemas y se consideran imprescindibles, tales como:

a) el suministro externo de energía
b) el interruptor de arranque
c) el interruptor de parada
d) el relé del control de la marcha
e) el relé de sobre-velocidad y
f) el relé de arranque con altitud.

Ya que el motor eléctrico de la marcha consume de 1,000 a 2,000Amp. al energizarse inicialmente, es necesaria una planta externa de energía de alta capacidad, que puede ser un generador eléctrico impulsado por un motor o solo baterías de capacidad suficiente.

En el caso que sean baterías, normalmente se requiere de cinco unidades de 6V conectadas en serie. Cada unidad debe tener una capacidad de aproximadamente 300 AMP-H.

El generador de la planta externa debe proveer de 28 a 30V a 2,000 RPM. y su voltaje en el impulso inicial al motor, no debe bajar mas de los 18V en las terminales de la marcha.

El interruptor de la marcha puede ser del tipo palanca, cargado a resorte para contacto momentáneo. Un interruptor de botón es también satisfactorio.

Al cerrar el circuito con el interruptor de arranque, se energiza el relé de control, permitiendo el paso de la corriente hasta el motor de la marcha y también al relé de sobre-velocidad que cierre el circuito que proviene del mismo interruptor de arranque.

El interruptor de arranque puede abrir el circuito, pero el relé de control continúa energizado a través del relé de sobre-velocidad.

Después de que el motor ha encendido, el motor continúa trabajando hasta que la velocidad llega a un nivel prefijado, donde la potencia del motor es suficiente para mantener la aceleración.

En este momento, el motor de arranque genera suficiente voltaje inverso haciendo que caiga el que fluye por el relé de control y del de sobre-velocidad a un punto en que no se puede mantener cerrado el de sobre-velocidad.

El relé de sobre-velocidad interrumpe el circuito por efecto del resorte que desenergiza al mismo. Al ocurrir esto se desenergiza el sistema quedando inoperativo.

El relé de control debe ser de alta capacidad, suficiente para soportar una carga de 2,000 Amp durante el período de arranque sin sobre-calentarse. Generalmente el arranque no lleva mas de 30 segundos en realizarse.

El interruptor de parada provee la manera de abortar el arranque en caso de que sea necesario hacerlo. Este interruptor esta conectado en serie con el sistema de relé de sobre-velocidad que suministra energía al relé de control. Actuando el interruptor de parada, el relé de control se desenergiza interrumpiendose el proceso de arranque.

La energía para el encendido se suministra por la unidad de ignición a través del relé de ignición.

El relé de ignición se energiza al operar el interruptor de encendido teniendose así encendido en las bujías al comenzar a girar el motor, asegurándose así que se tiene chispa antes de que el combustible fluya al motor y se tenga un peligroso arranque "caliente".

El interruptor de arranque de altitud permite que se arranque el motor cuando ha perdido la combustión en vuelo sin tener que energizar la marcha, ya que estará girando por efecto del aire de impacto.

Cuando el interruptor de arranque de altitud se sitúa en ARRANQUE -Start- se arma la ignición en las bujías y se tiene al motor ya apto para arrancar.

Estos circuitos de arranque eléctrico estan diseñados para operarse con la batería del avión desconectada cuando se utilicen. Esto es necesario, para no descargar las baterías del avión, que relativamente tienen baja capacidad y pueden dañarse rápidamente por extremas sobre-cargas al arranque.

Marcha-Generador.

Se ilustra una marcha-generador típica -Eclipse- Pioneer 30E13 que provee un torque de 115 lb-pie para el arranque con 1,200 Amp.

Esta unidad, esta construída con series de enrollado resistente en adición a los comunes del generador. Las series de enrollados están construídas para que la energía del circuito de marcha fluyan por ellos y den lugar a la creación de campos muy fuertes para tener el torque suficiente en el arranque. Cuando la unidad esta operando como generador, estos enrollados estan inoperativos.

Como lo indica la figura correspondiente, el circuito de la marcha es independiente del circuito de generador.

Tan pronto como la velocidad del motor crece lo suficiente, se desenergiza la parte correspondiente a la marcha y se inicia el trabajo de la parte correspondiente al generador.

Como generador, esta unidad tiene capacidad de producir 30V a 500Amp.

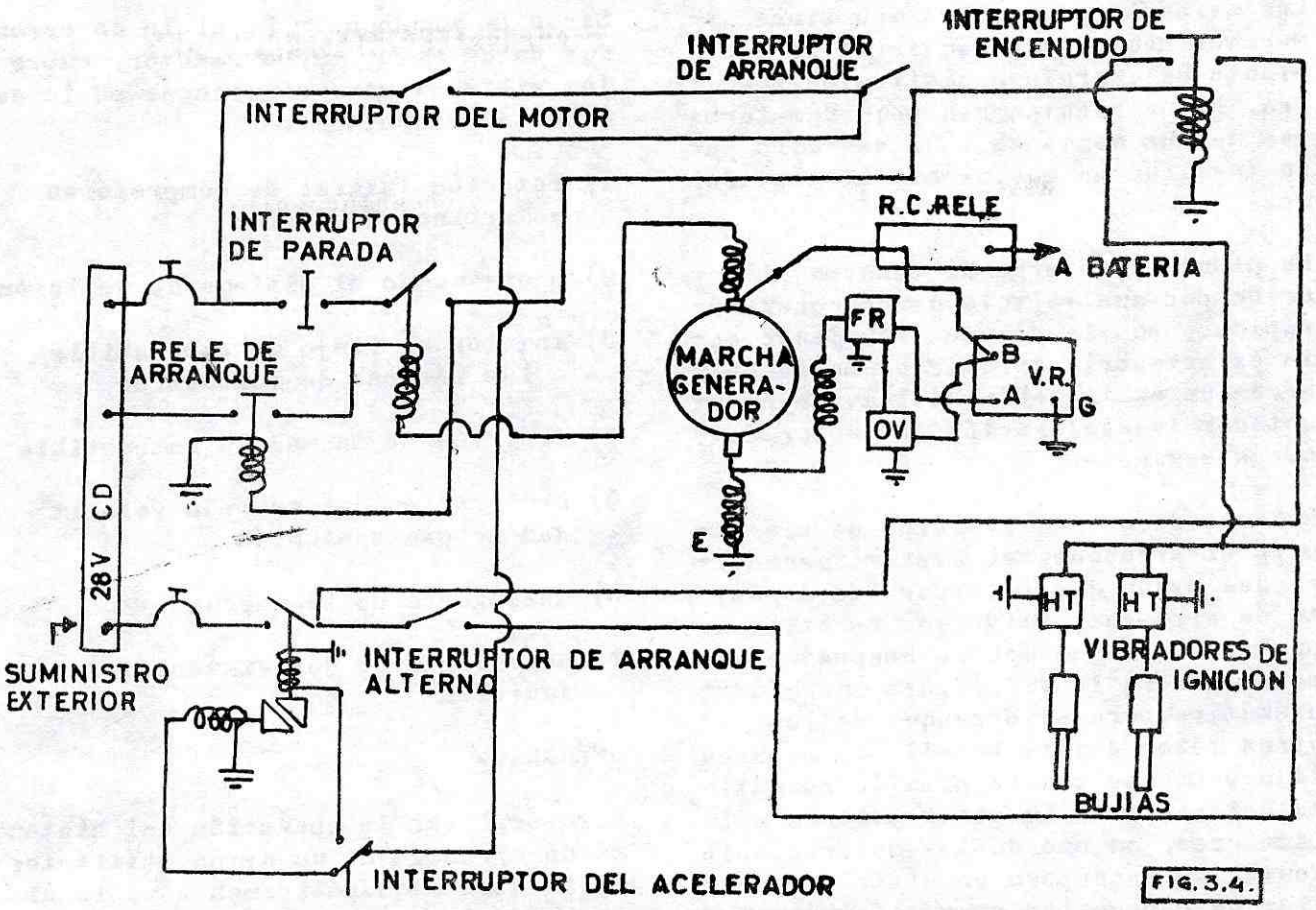


FIG. 3.4.

CIRCUITO DEL SISTEMA DE MARCHA GENERADOR

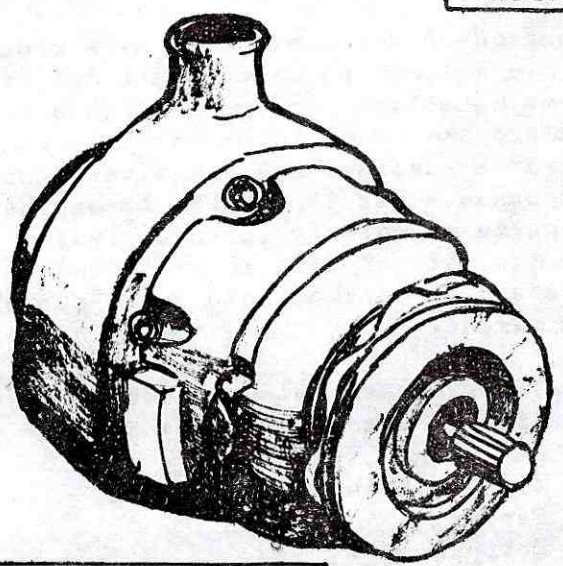
MARCHAS NEUMATICAS.

Las marchas del tipo de turbina de aire -marchas neumáticas- son simplemente un motor neumático que actúa un sistema de engranaje reductor y un mecanismo de engarce al motor.

Estan construídas bajo diseños que reducen el peso requerido para los accesorios del motor. Comparados los pesos de una marcha neumática y una eléctrica, la marcha neumática pesa cuando mucho la cuarta parte de lo que pesa la eléctrica. Como ejemplo se compara el peso de la marcha Eclipse-Pioneer 36E33 neumática de 10 Kg. de peso y torque de 355 lb-pie con la marcha-generador 30E13 de 38.6 Kg. de peso y torque de 115 lb-pie.

La operación de las marchas neumáticas es simple y con poca diferencia con el sistema de marcha eléctrica, pero con arranques mas uniformes.

FIG. 3.5.



MARCHA NEUMATICA

MOTORES A REACCION

Los aviones con motores que tienen marchas neumáticas requieren de una planta de energía neumatica en tierra. Estas plantas son pequeñas turbinas de gas montadas a un vehículo para faciliar su movimiento en plataforma.

La planta de tierra se conecta al avión por una válvula de desconexión rápida y con la planta trabajando solo es necesario oprimir el botón de arranque en la cabina del avión para obtener la aceleración del motor en pocos segundos.

En caso de no tener equipo de tierra para el arranque, el sistema neumático del avión que incorpora un depósito de aire comprimido que se utiliza para arrancar un motor, después ese motor genera la suficiente energía neumática para el arranque de los otros motores y la botella se recargará nuevamente con la presión neumática del sistema. En otros aviones multimotores, en uno de los motores solamente, se incorpora un sistema auxiliar de combustión para el arranque.

Los sistemas neumáticos para la marcha incluyen además de la marcha, el conjunto de ductos y válvulas operadas neumática y eléctricamente que sean necesarias.

Como quedó mencionado, el aire procedente del equipo de tierra o del sistema neumático del avión llega a una cámara anular en la marcha y la hace girar a revoluciones que a veces sobrepasan a las 45,000RPM. La marcha engarza al motor y lo hace girar hasta que éste alcanza su velocidad de trabajo en marcha lenta y se "corta" la marcha.

Los fabricantes estadounidenses de este tipo de accesorios son:

Air Research Manufacturing
Bendix
Eclipse
General Electric
Hamilton Standard y
Pioneer

Ciclo de arranque.- El ciclo de arranque de un motor turbo-reactor, cubre los siete eventos siguientes en la secuencia presentada :

1) rotación inicial de compresores y turbinas del motor

2) energizando el sistema de ignición

3) iniciar el flujo de combustible a las cámaras de combustión

4) ignición de la mezcla combustible

5) aceleración del motor a velocidad propia sostenida

6) desengarce de la marcha

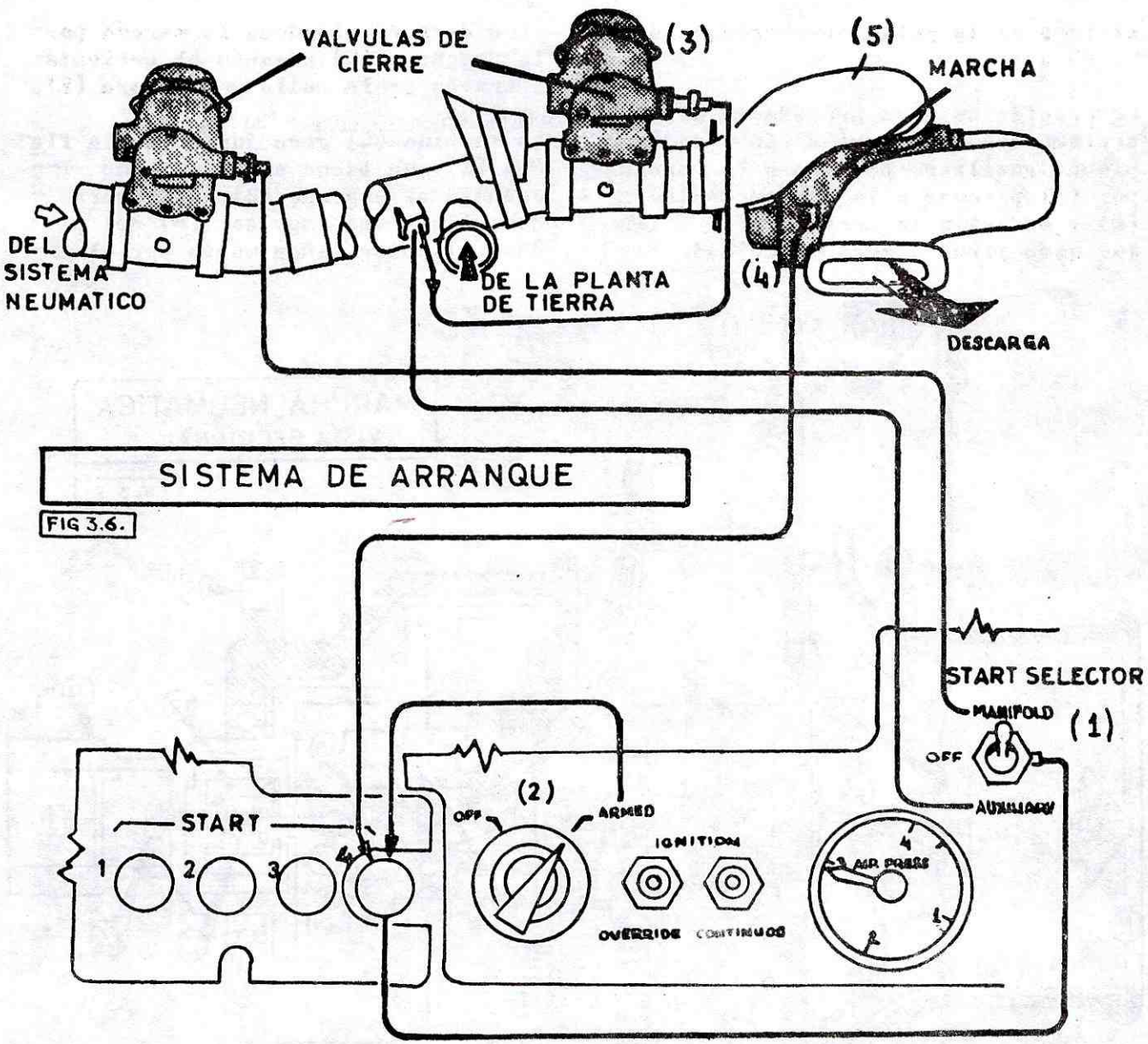
7) desenergizado del sistema de ignición

OPERACION

Para explicar la operación del sistema de arranque de un avión multimotor se ilustra esquemáticamente en la siguiente página los componentes existentes en el tablero del avión, así como la disposición de las unidades que intervienen en el arranque de un solo motor.

Antes de arrancar, es necesario seleccionar la procedencia del aire a usar ya que puede ser del sistema neumático del avión -en cuyo caso el interruptor de selección (1) se colocará en MANIFOLD- o de la planta de tierra -entonces el interruptor (1) se colocará en la posición AUXILIARY-.

El interruptor de encendido (2) debe ponerse en ARMED -para contar con ignición-. El siguiente paso es oprimir el botón que corresponda al motor que se desea arrancar -en el ejemplo el número 4- hecho lo cual empezará a girar éste y cuando se abra la válvula de combustible se activará la ignición para el arranque del motor. Este sistema se desactiva automáticamen



SISTEMA DE ARRANQUE

FIG 3.6.

te a los 70 segundos de operación. Cada motor tiene una válvula de cierre (3) operada eléctrica y neumáticamente es del tipo de mariposa y su posición normal es cerrada, cuando abre permite el paso de la presión neumática del sistema del avión a la marcha (4). Si existiera una fuga de presión de la válvula a la marcha, ésta cerrará por acción de resorte.

Cuando se usa el equipo auxiliar de tierra, la presión neumática pasa a la marcha por el ducto (5), mientras la válvula de cierre permanece cerrada, impidiendo que la presión de aire fluya hacia el sistema neumático del avión.

FUNCIONAMIENTO DE LA MARCHA.

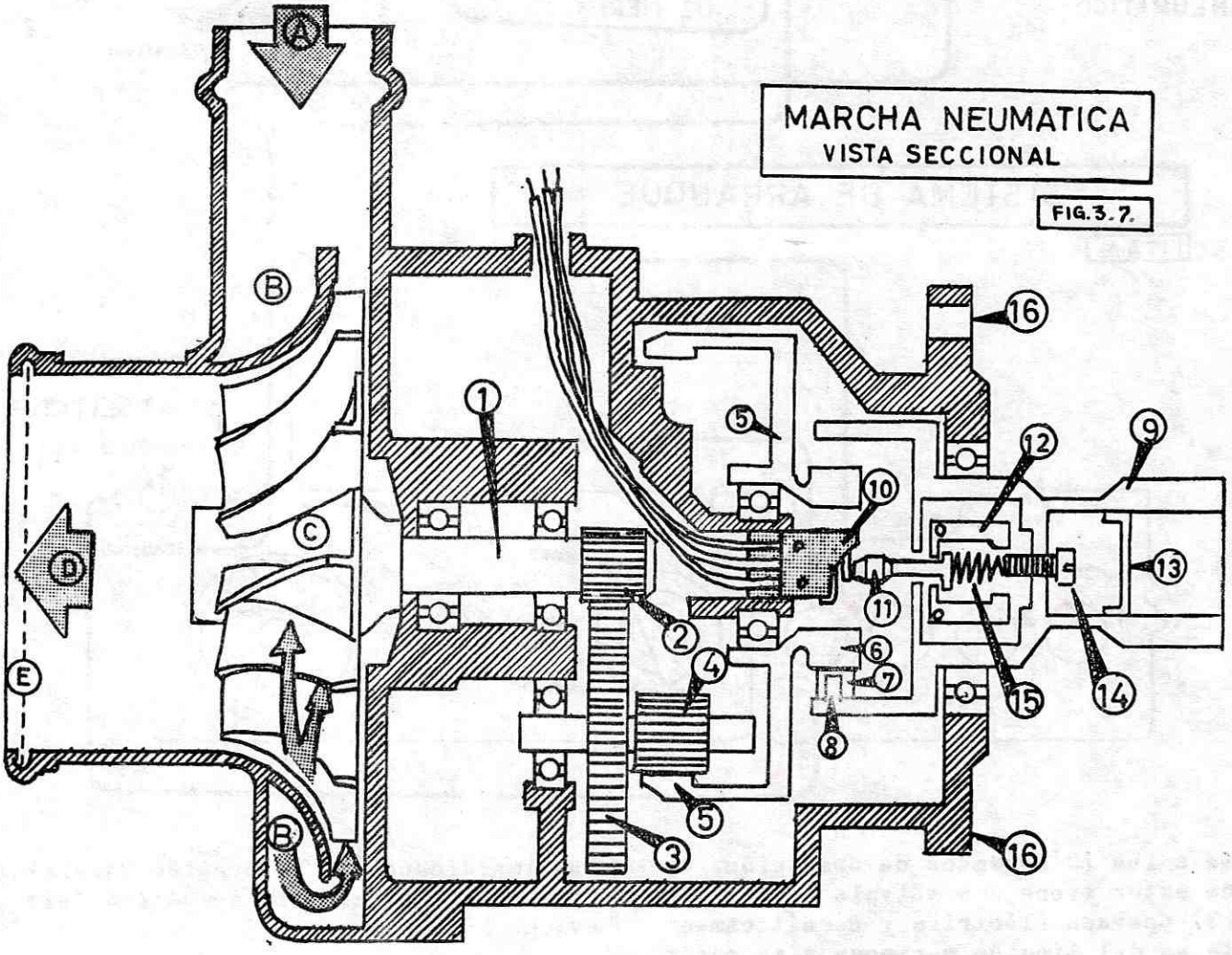
La marcha neumática es un motor de aire, que impulsa a una reducción de engranes un embrague de trinquete y una flecha de mando para acoplarse al motor.

El sistema de reducción es necesario debido a que la turbina de la marcha gira aproximadamente a 45,000RPM. El-

sistema es de relación de reducción de 23 a 1.

La presión de aire procedente del sistema neumático del avión o de la planta auxiliar, penetra a la marcha por (A) pasando a la cámara anular (B) y de ahí a la turbina (C); a la que hace girar a gran velocidad. El aire después abandona la marcha por la descarga (D) pasando al ambiente a través de la malla protectora (E).

La turbina (C) gira junto con la flecha (1) que tiene en el extremo opuesto el engrane (2) que engarza con el engrane impulsor (3) del piñón (4). Este piñón mueve por el in-

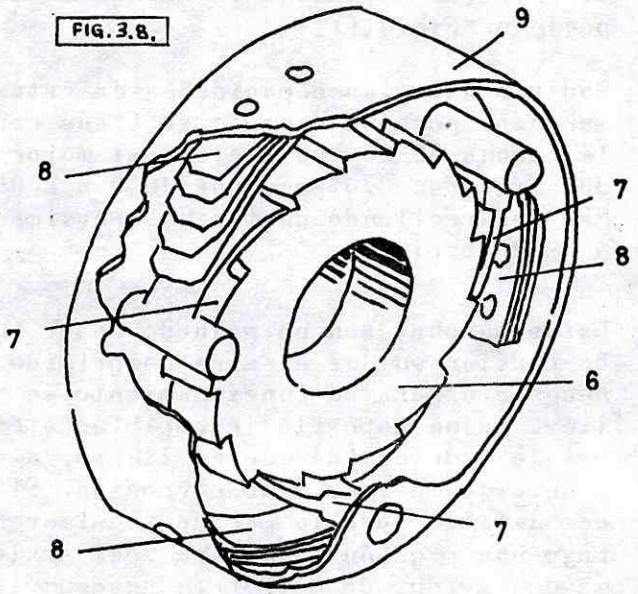


A) Entrada de aire a presión
B) Cámara anular
C) Turbina
D) Descarga de aire
E) Malla de alambre
1) Flecha de la turbina
2) Engrane impulsor
3) Engrane impulsor del piñón reductor
4) Piñón reductor
5) Engrane planetario
6) Cremallera circular
7) Uña de trinquete
8) Muelle de hojas
9) Flecha de acoplamiento
10) Interruptor de corte
11) Actuador del interruptor
12) Contrapesos
13) Tapa
14) Tornillo de ajuste
15) Resorte
16) Brida de montaje

terior al engrane planetario (5). En la figura solo se ilustra un conjunto de engrane impulsor (3) y un piñón (4), pero en realidad el sistema de reducción formado por los engranes (1),(2),(3),(4) y (5) consta con tres conjuntos de impulsor y piñón.

Sistema de engarce.- El engarce del engrane planetario (5) con la flecha de mando (9) para mover al motor, se realiza por medio de tres juegos de uñas de trinquete (7) con sus respectivos muelles de hoja (8).

FIG. 3.8.



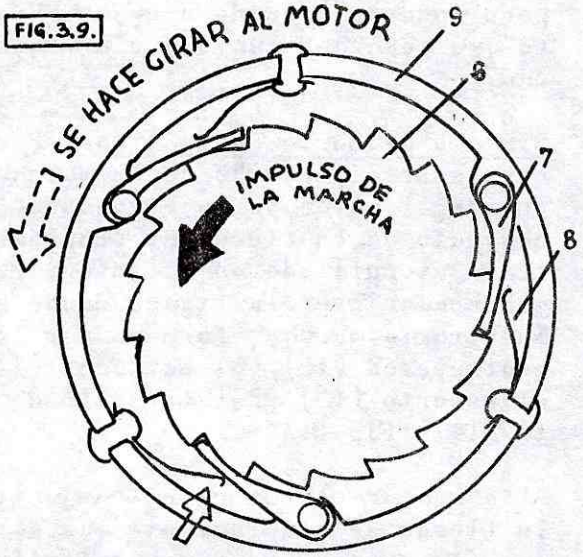
MECANISMO DE ENGARCE

Las uñas y las muelles van montadas al conjunto de la flecha de acoplamiento y girarán con ella al recibir movimiento del engrane planetario(5) a través de su extremo dentado (6).

Cuando la marcha empieza a trabajar haciendo girar al motor antes de que arranque, la cremallera dentada (6) mueve a la flecha de mando porque las uñas se apoyan en ella por la acción de los resortes (8).

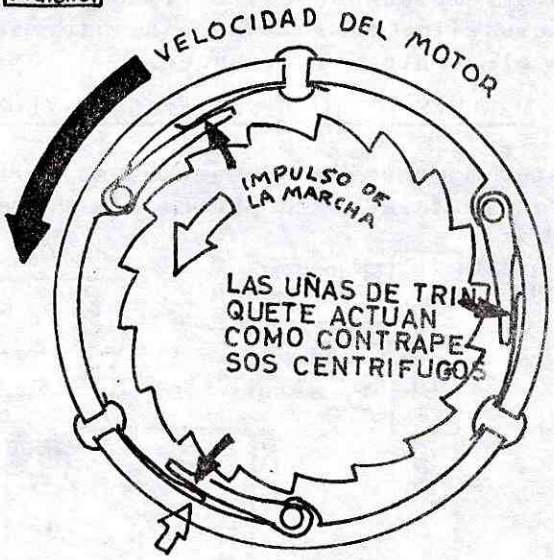
Al iniciar su trabajo el motor su velocidad sobrepasa la que le dió inicialmente la marcha, y como con él gira siempre la flecha de acoplamiento (9) la fuerza centrífuga que actúa sobre las uñas las convierte en contrapesos, que vencen la presión de los resortes y se abren, desacoplando el engarce entre el engrane planetario y la flecha de acoplamiento. Mientras el motor trabaje, ésta será la

FIG. 3.9.



MARCHA IMPULSANDO AL MOTOR

FIG. 3.10.



POSICION DEL EMBRAGUE AL ARRANCAR EL MOTOR

posición que guarden las uñas de trinquete. Este sistema de acoplamiento impide que el conjunto de la marcha se dañe al arrancar el motor, y dá la idea del daño que se causará a la marcha en el caso de actuarla con un motor que se encuentre sin combustión

pero todavía girando a bajas RPM, pero que sean del rango que da la marcha.

Sistema de corte automático.- Para hacer cesar el trabajo de la marcha, cuando el motor ya ha arrancado, el conjunto de la flecha de acoplamiento lleva atornillado en su interior un gobernador -ver la figura donde se muestra la marcha- formado por los contrapesos (12), el actuador (11), el resorte (15) y el tornillo de ajuste (14).-Fig.3.7.-

Al arrancar el motor, el conjunto de la flecha de acoplamiento que gira con él, genera la fuerza centrífuga, que actúa sobre las uñas de trinquete (7) y sobre los contrapesos (12). Estos contrapesos al abrirse, comprimen al resorte (15) a un valor pre-fijado jalando al actuador (11) que deja de hacer presión sobre el interruptor de corte (10) que esta cargado a resorte abriéndose así el circuito eléctrico a la válvula de cierre de la marcha, interrumpiéndose así el flujo de aire hacia ella, desactivándola y terminando el evento del arranque.

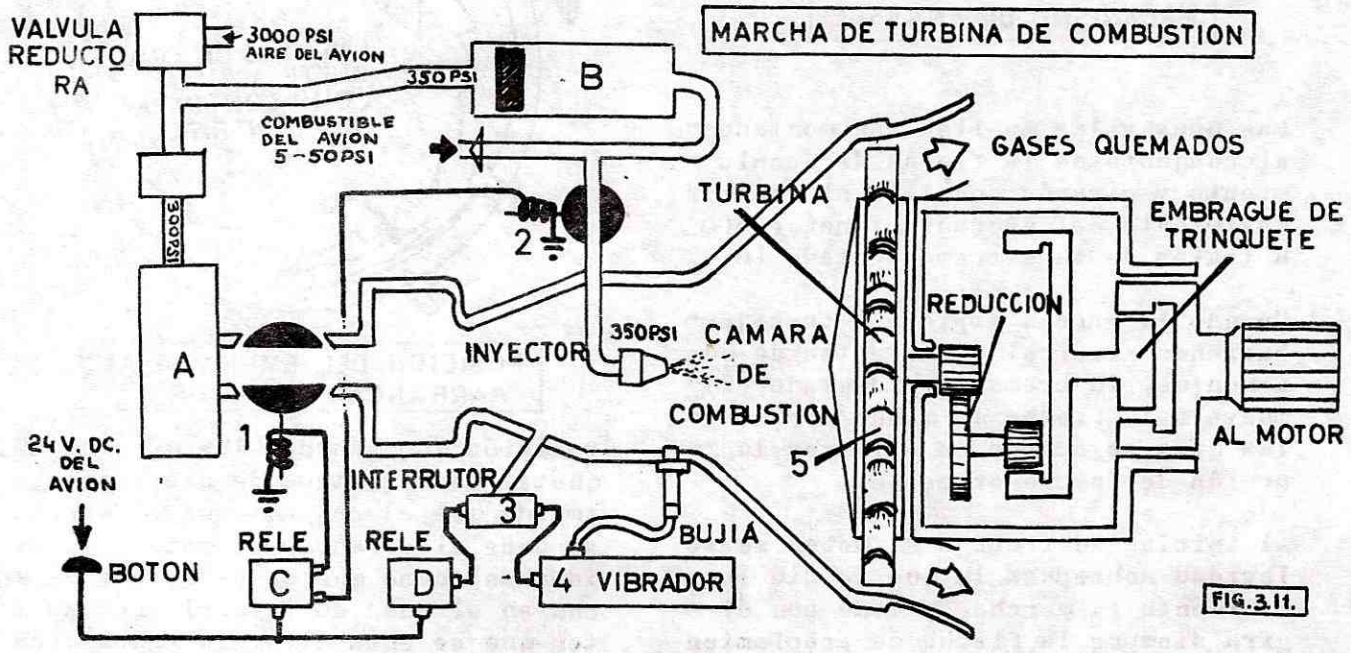
C) MARCHAS DE TURBINA DE COMBUSTION.

Estas marchas de combustión se encuentran instaladas en uno de los motores de un avión multimotor opcionalmente.- Su utilidad se encuentra cuando el avión se tiene que arrancar en aeropuertos que no tienen plantas de arranque neumático.

Este sistema de arranque con marchas de turbina de combustión consiste basicamente en un sistema de control de combustible, un sistema de ignición, cámara de combustión, una turbina de gas, un sistema de reducción de engranes, un embrague y unidades para el almacenamiento de combustible y del aire. Todo este conjunto esta en el motor, ya que su tamaño es relativamente pequeño.-Fig.3.11.-

Son variadas las capacidades de estas marchas, pero un ejemplo se tiene con la marcha 36E23 que acelera al motor del avión en 3.5 segundos de 0 a 2,000 RPM desarrollando un torque aproximado de 800 lb-pie.

Estas marchas son un pequeño motor turbo reactor en que el aire comprimido necesario para su funcionamiento se lleva en un depósito irrompible de fibra de vidrio. (A) que es ligero, a prueba de roturas y no corrosivo. El combustible para la marcha se almacena bajo una presión neumática -del sistema del avión- de 350PSI en un acumula-



dor (B). El sistema de la marcha trabaja con energía eléctrica del avión--24V CD-. Al oprimir el botón momentáneamente, se energizan los relés (C) y (D). El relé (A) energiza los solenoides 1 y 2 para abrir la válvulas de aire y combustible respectivamente

Estando abierto el paso de aire y combustible a la cámara de combustión, en cuanto exista en ella una presión de 150 PSI, el interruptor (3) permite el paso de la corriente a la bobina del vibrador (4) produciendose entonces el encendido de la bujía para quemar la mezcla en la cámara de combustión.

La presión generada con la combustión descarga sobre los álabes de la turbina (5), haciéndola girar para impulsar al sistema reductor y a través del embrague de trinquete transmitir el movimiento al motor.

El funcionamiento de las unidades de reducción, embrague de trinquete y de parada automática, son similares a los de la marcha neumática explicados en la parte anterior.

Cuando se agota el combustible del depósito (B) cesará la combustión bajando la presión dentro de la cámara que hará actuar el interruptor (3) desactivándose los sistemas de la marcha para que se pare.

En el caso de arrancar el motor, el interruptor de corte automático -dentro de la marcha- cortará toda acción de los sistemas de ella.

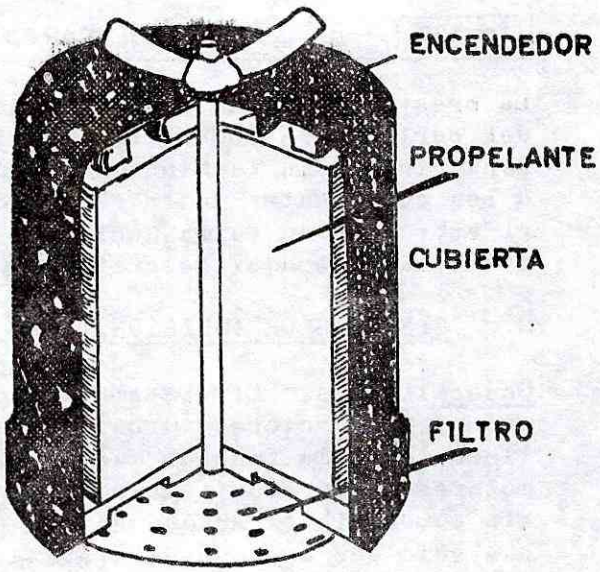
Los depósitos A y B se volverán a cargar con las presiones de aire y combustible del avión respectivamente, quedando apta la marcha para efectuar el nuevo arranque.

MARCHAS DE CARTUCHO.

Este tipo de marcha de cartucho es similar al de turbina de combustión, ya que tiene los mismos componentes en lo que es la propia marcha, pero se diferencía en dos cosas principalmente:

a) esta construída para soportar altas temperaturas y

b) usa un combustible sólido para generar los gases necesarios a presión, en vez del suministro exterior de aire.



CARTUCHO DE MARCHA

FIG. 3.12.

Generalmente este tipo de marcha va colocado en la sección de naríz del motor y es el sistema de arranque de menor peso. Para cada arranque es necesaria la instalación de un nuevo cartucho en la marcha.

El encendido del cartucho es eléctrico controlado desde la cabina. Cuenta con un dispositivo de seguridad que no permite que pueda ser encendido accidentalmente antes de quedar instalado en la marcha. La marcha incorpora también una válvula de descarga al ambiente de cualquier exceso de presión que se desarrollará durante la combustión normal del cartucho.-Fig.3.13.-

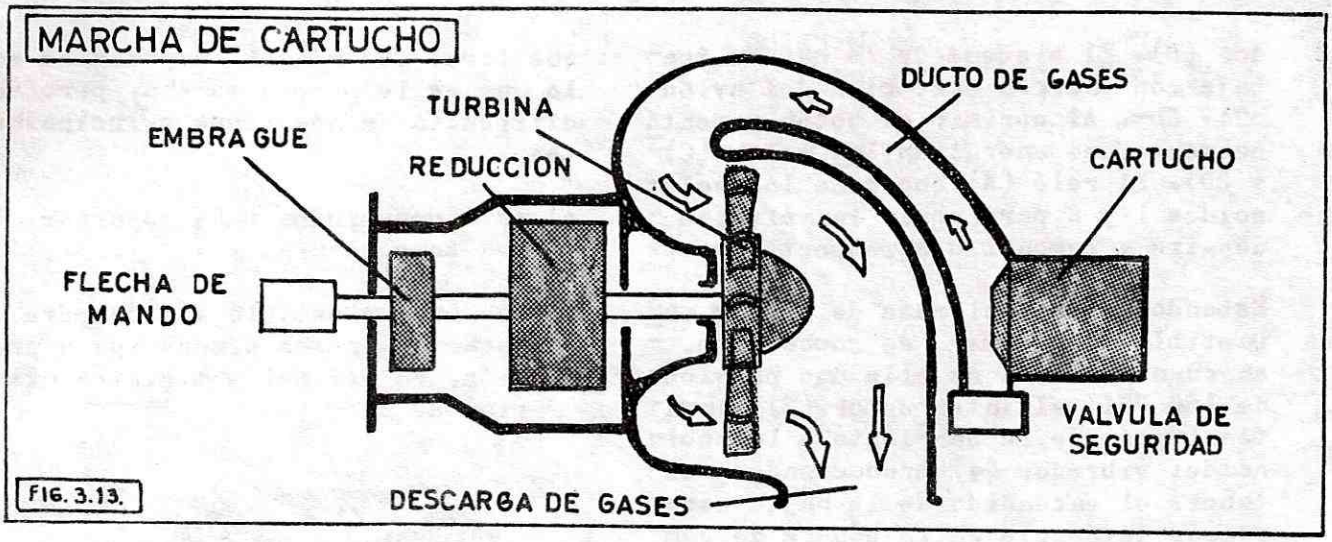


FIG. 3.13.

La presión generada por la ignición del cartucho de combustible sólido, hará girar a la turbina que impulsará a los componentes de la reducción y el embrague, en forma análoga a las demás marchas aquí descritas.

2.- SISTEMAS DE IGNICION.

Generalidades.- El sistema de ignición de los motores turbo-reactores llena la misma función que el de los motores recíprocos: encender la mezcla combustible. Aunque en las turbinas solo sea operado el sistema de ignición por unos segundos, mientras el motor arranca, por quedar encendido éste por flama residual, se desenergizará el sistema al haber encendido el motor.

El encendido en la turbina de gas es mas difícil que en el motor recíproco debido a la turbulencia, velocidad de la mezcla en la cámara de combustión y grandes altitudes de operación. Además, los combustibles son menos volátiles y la vaporización es mas lenta que en los motores recíprocos.

Para obtener las condiciones de arranque en el motor turbo-reactor, el sistema de ignición esta diseñado para producir en la bujía una chispa de alto voltaje y alta temperatura a través de la gran separación entre los electrodos.

Los sistemas de ignición empleados varían para las diferentes turbinas, unos utilizando corriente directa y otros corriente alterna, cinco de los mas comunes, son los siguientes:

SISTEMAS DE IGNICION.

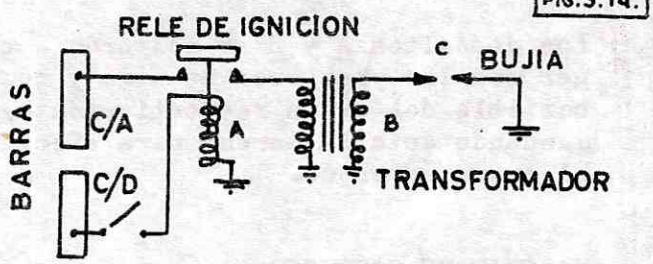
1) DE CORRIENTE ALTERNA
   a) simple
   b) de polaridad opuesta

2) DE CORRIENTE DIRECTA
   a) simple
   b) de polaridad opuesta

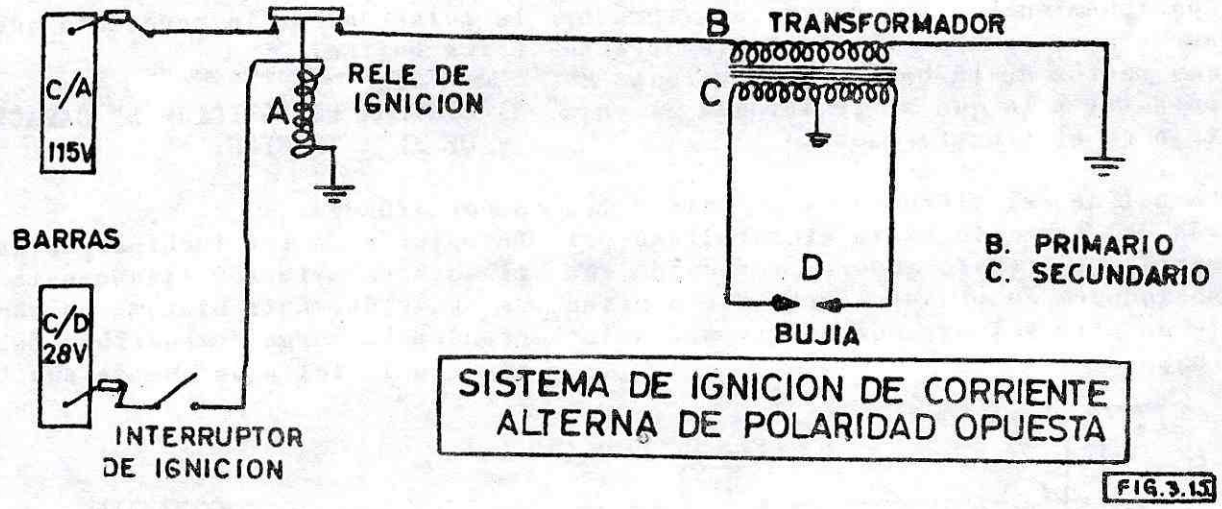
3) DE CAPACITORES DE ALTA TENSION.

1) SISTEMAS DE CORRIENTE ALTERNA.- Es éste uno de los sistemas mas simples y utiliza corriente de 115V y 400 ciclos, proveniente de una fuente de poder utilizando transformadores de alta capacidad. Se levanta el voltaje

FIG. 3.14.



SISTEMA DE IGNICION SIMPLE DE C/A



SISTEMA DE IGNICION DE CORRIENTE ALTERNA DE POLARIDAD OPUESTA

FIG.3.15

aproximadamente a 20,000V. En la pagina anterior se ilustra este sistema y cuando el interruptor de encendido -- cierra el circuito, simultáneamente - se energiza un inversor que alimenta- la barra de corriente alterna de 115V y 400 ciclos, a la vez el relé A se - energiza permitiendo que se cierre el circuito de corriente alterna hacia - el transformador B donde el voltaje - se eleva a 20,000V pasando después a- la bujía C.

El sistema de sistema de polaridad — opuesta con corriente alterna esta - ilustrado en la figura superior.

En este sistema se cuenta con dos bujías opuestas diametralmente en la — misma cámara de combustión. Cada una- tiene su electrodo aislado de polaridad opuesta. Los electrodos se extienden dentro de la cámara de combustión y quedan uno frente a otro con solo - cierta separación. Los transformadores tienen dos enrollados secundarios con diferente sentido de arrollamiento y sus extremos estan conectados a- cada bujía respectivamente. El efecto de conectar en serie entre sí los dos enrollados provoca que la chispa salte del electrodo de una bujía al de - la otra.

2) SISTEMAS DE CORRIENTE DIRECTA.- El sistema de ignición simple -ilustrado en la parte inferior- está formado — por el relé de ignición, un vibrador, el transformador y la bujía de encendido.

Siguiendo el circuito se explicará su

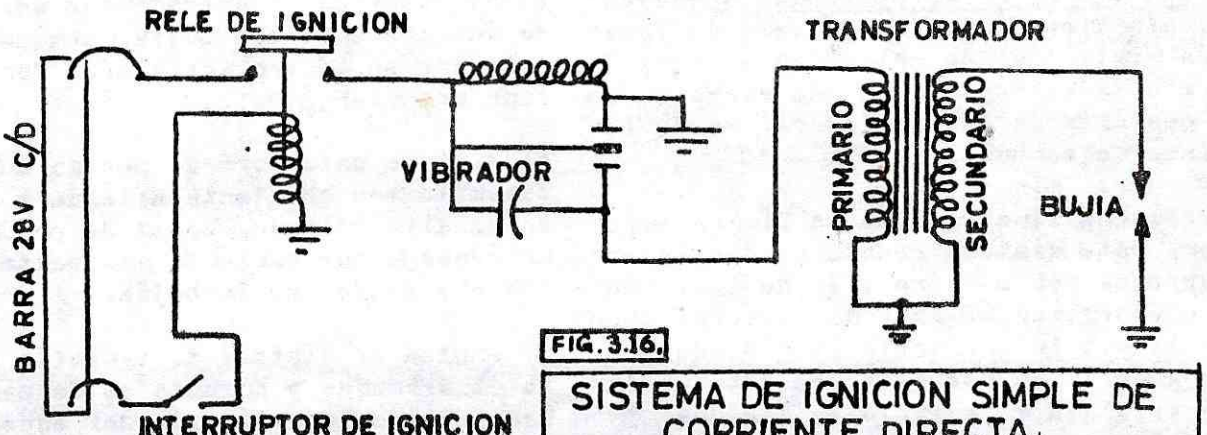


FIG. 3.16.

SISTEMA DE IGNICION SIMPLE DE CORRIENTE DIRECTA.

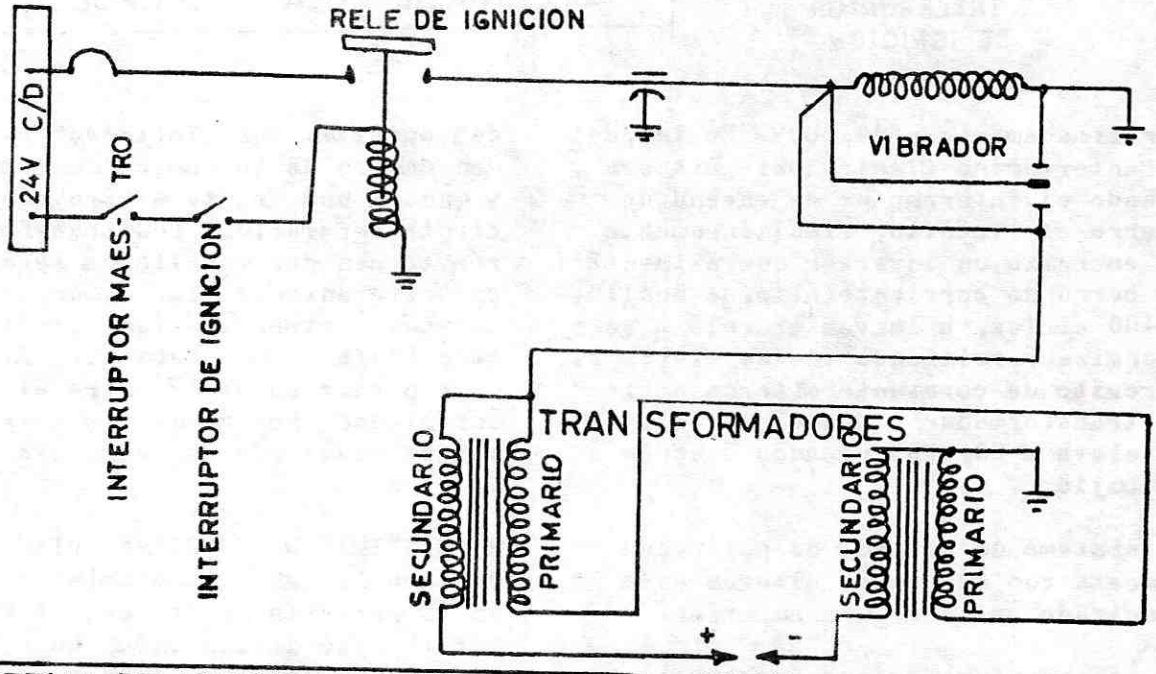
funcionamiento sabiendo que el vibrador sirve para cambiar la corriente directa que recibe de la barra, en corriente pulsátil a la que se le levanta el voltaje en el transformador.

La salida del vibrador es directa a través del circuito hasta el enrollado primario del transformador, provocando que se induzca en el secundario una corriente de alto voltaje que se llevará a la bujía.

la polaridad de la corriente que llega a las bujías.

3) **SISTEMA DE IGNICION DE CAPACITORES DE ALTA TENSION.**

Generalidades.
La mayoría de las turbinas de gas empleadas en aviación tienen este sistema de ignición. Este sistema es capaz de prender la carga combustible del motor aún con la falla de una de sus bujías.



SISTEMA DE IGNICION DE CORRIENTE DIRECTA DE POLARIDAD OPUESTA

FIG. 3.17.

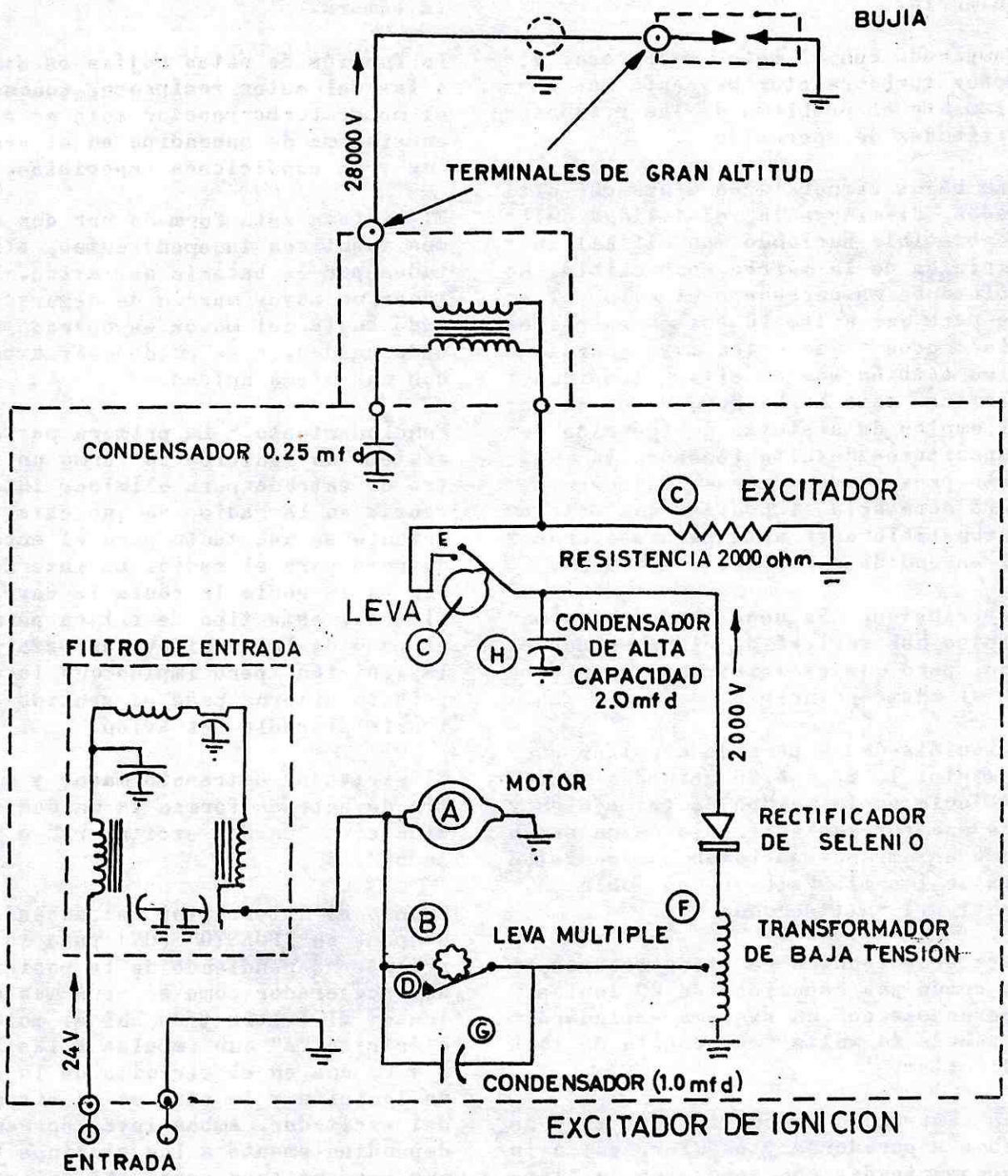
El sistema de Polaridad Opuesta -de corriente directa, es un sistema de ignición similar al de polaridad opuesta de corriente alterna en lo que respecta a la posición de las bujías dentro de la cámara de combustión. -Fig.3.17.-

Como queda ilustrado en la figura superior, este sistema consta de dos interruptores -el maestro y el de ignición- para energizar el relé de ignición para que llegue la corriente al vibrador, el que genera una corriente pulsátil a la que se eleva el voltaje en los dos transformadores que invertirán también

En el diagrama -ilustrado mas adelante- se muestra solo una bujía, aunque normalmente se tienen instaladas dos en cada motor.-Fig.3.18.-

El sistema esta formado por un doble circuito con corriente alterna y directa de alto voltaje, capaz de producir una chispa muy caliente que salte entre los electrodos de la bujía.

Se emplea el sistema de ignición durante el arranque y durante el despegue previniendo la extinción del encendido en el motor en el despegue y en condi-



SISTEMA DE IGNICION TIPICO DE CAPACITORES DE ALTA TENSION

FIG.3.18.

ciones de formación de hielo o de turbulencia.

Comparada con el motor recíproco, el motor turbo-reactor presenta mas seriamente el problema de las grandes altitudes de operación.

Las bajas temperaturas a grandes altitudes, disminuye la volatilidad del combustible haciendo mas difícil la ignición de la mezcla combustible. No solamente es necesario el alto voltaje para que salte la chispa entre los electrodos que están muy separados sino también sea de alta intensidad térmica. Esto ha hecho que sea común el empleo de sistemas de ignición de capacitores de alta tensión, ya que éste provee ambas cosas. Unicamente será necesario el proveer una mezcla combustible-aire apta para asegurar el encendido a grandes altitudes.

Descripción.- Se describe un sistema típico que variará de otros en capacidad, pero que esencialmente operan bajo el mismo principio.

Estan diseñados para desarrollar por ejemplo: 1, 2, 4 ó 20 unidades Joule. (1 Joule es la unidad de trabajo en que una corriente circula en un segundo a un Amper, venciendo una resistencia de 1 ohm). Esto es, un Joule es igual a 1 Watt-segundo.

Para el encendido de estos motores, es común una capacidad de 20 Joules, operándose con un sistema estandard, o sea de 24 volts -con escala de 16 a 30 volts-.

Las cámaras de combustión del tipo de tubos separadores y canular, están intercomunicadas por conductos de flama de tal manera que el encendido iniciado en una cámara de combustión, se propaga rápidamente a las otras. El tipo de cámara anular, no requiere de este dispositivo. Normalmente las turbinas están provistas de dos bujías, las que en los motores con cámaras de combustión canulares y anulares, quedan colocadas en cabidades fuera de la cámara.

La función de estas bujías es similar a las del motor recíproco, aunque en el motor turbo-reactor solo se emplea en sistema de encendido en el arranque y en condiciones especiales.

El sistema está formado por dos unidades idénticas independientes, alimentadas por la batería del avión. Para tener un mayor margen de seguridad, cada bujía del motor es operada con cada unidad, o se puede usar ambas con una misma unidad.

Funcionamiento.- La primera parte del sistema de ignición lo forma un filtro de entrada para eliminar interferencia en la radio, ya que esta corriente se usa tanto para el encendido como para el radio. La interferencia en la radio la causa la corriente alterna, este tipo de filtro permite el paso de la corriente directa para la ignición, pero impide que la corriente alterna pase en sentido contrario al radio del avión.

El excitador o transformador y el filtro de entrada forman la unidad conocida como "unidad excitadora" o "excitador".

Cuando el interruptor del encendido se pone en "PUESTO" (ON) pasa la corriente -dependiendo de la posición del acelerador como se verá mas adelante- al filtro y de ahí al motor eléctrico "A" que impulsa a las levas B y C, una en el circuito de la caja de ignición y la otra en el circuito del excitador. Ambas levas operan independientemente a los platinos D y E que proporcionan corriente intermitente a los transformadores E y G.

La leva B manda corriente pulsátil al transformador de baja F, mientras que el condensador D impide la formación de arco en los platinos.

El transformador F levanta el voltaje de 24V a 2,000V. en el sistema, pasando esta corriente por el rectificador de selenio que opera como una válvula check, permitiendo el paso de la corriente al condensador de alta capacidad H pero impidiendo su retorno al transformador F.

Este condensador H almacena gran cantidad de corriente cada vez que abren los platinos D. Cada vez que esta cargado este condensador, cierran los ruptores E operados por la leva C, permitiendo que pase corriente directa a la bobina primaria del transformador de alta tensión G. Induciéndose entonces en el secundario una corriente de 28,000V. que se lleva a la bujía.

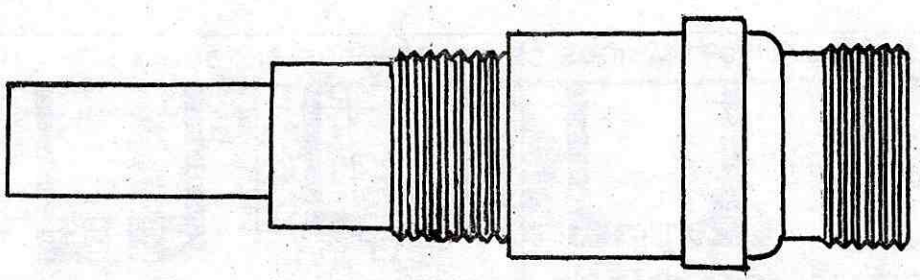
Este voltaje causa una chispa potente que brinca la amplia separación entre los electrodos de la bujía. Mientras brinca la chispa existe muy baja resistencia a la descarga de toda la energía acumulada en el condensador H. El relativo bajo voltaje en el condensador H capaz de producir una chispa caliente, no es suficiente por si solo para saltar entre los electrodos de la bujía por lo que se aumenta su voltaje en el transformador de alta tensión. El resultado es un desarrollo de calor suficiente para encender rápidamente la carga combustible-aire en la cámara de combustión.

Para evitar el peligro de una explosión durante el arranque del motor, es una buena práctica y se hace sistemáticamente: dejar girar el motor con la marcha hasta que haya obtenido la velocidad suficiente para desalojar cualquier combustible que hubiera admitido antes de poner el interruptor de encendido en PUESTO (ON). Entonces el encendido se efectúa varias veces por segundo y continúa mientras el interruptor permanezca en "PUESTO".

Es común encontrar un mecanismo limitador de tiempo en el sistema de arranque, que limita el tiempo en que se energiza el encendido. Complementando el sistema, hay un interruptor en el cuadrante del acelerador que desconecta el encendido, cuando se avance mas en el arranque, o se lleve a la posición de marcha lenta

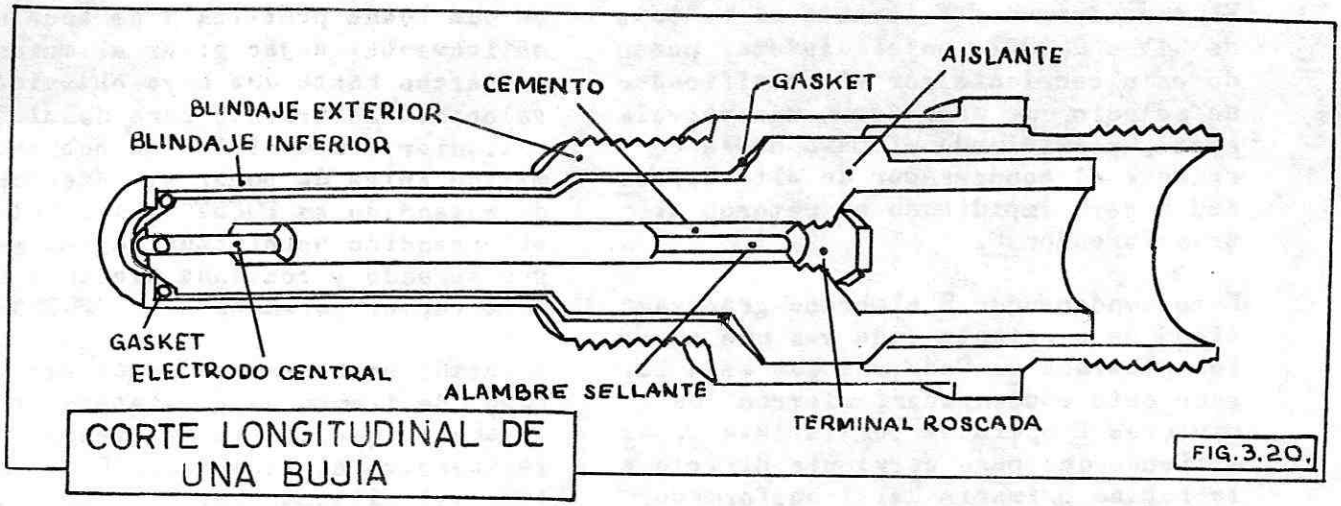
Este sistema de unidades capacitoras, está instalado usualmente en cajas herméticas, por lo que en caso de falla, habrá que cambiarlas. Los cables del sistema son blindados y de aislamientos especiales para trabajo en gran altitud.

Bujías.- Los electrodos de las bujías de los motores turboreactores, son de capacidad mayor que en las bujías para los motores de émbolo; igual que el desgaste en los electrodos de estas bujías es también mayor y esto no causa problema, debido a sus períodos muy cortos de operación (solo al arranque) en que solo se usará lo indispensable.



TIPO COMUN DE BUJIA (IGNITER) DE LONGITUD CORTA

FIG. 3.19.



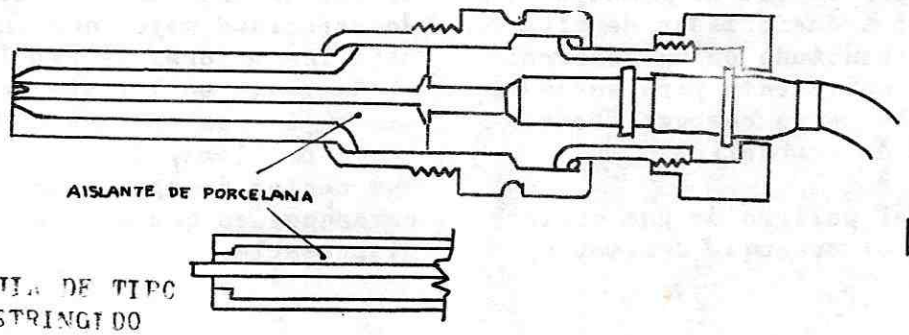
CORTE LONGITUDINAL DE UNA BUJIA

FIG.3.20.

Las separaciones de los electrodos de la bujía son también muy grandes comparadas con las bujías convencionales debido a que la presión de trabajo es mucho menor que en el motor recíproco también las fallas por bujías son menores debido a la alta intensidad de encendido.

En general hay dos tipos de bujías el ANULAR (1) y el RESTRINGIDO (2). El tipo anular por lo común penetra poco a la cámara de combustión para producir una buena chispa, por lo que se conoce como "de largo alcance". La de tipo "restringido" normalmente no es de electrodos muy cerrados, por lo que tenderá a saltar su chispa a las paredes de la cámara de combustión con un arco bastante amplio.

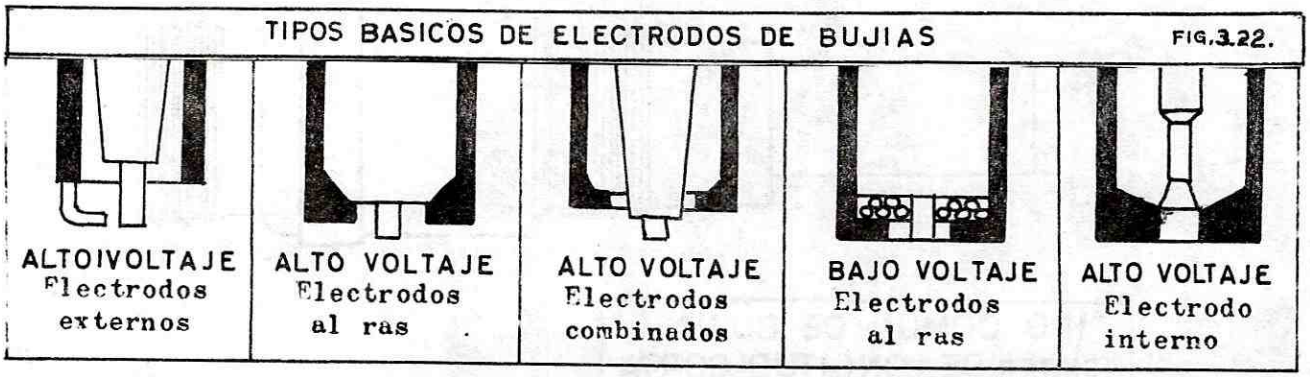
El tipo restringido como no pasa el extremo de la bujía a la cámara de combustión, trabaja con menos temperatura.



BUJIA DE TIPO RESTRINGIDO

FIG. 3.21.

TIPOS BASICOS DE ELECTRODOS DE BUJIAS FIG.3.22.



ALTOIVOLTAJE Electrodos externos	ALTO VOLTAJE Electrodos al ras	ALTO VOLTAJE Electrodos combinados	BAJO VOLTAJE Electrodos al ras	ALTO VOLTAJE Electrodo interno

Existen otros dos tipos de sistemas de ignición de alto voltaje, uno de bobinas vibradoras y válvulas -bulbos- llenos de gas y otro que se emplea en el motor CJ805-23 de corriente alterna de 110V y 400 ciclos.

El primero utiliza una bobina convencional de encendido por vibrador T_1 -ver figura inferior- para producir el primer aumento de voltaje. La corriente en el enrollado primario de T_1 pasa por los ruptores A, que se abren por el magnetismo generado interrumpiendo el paso de corriente. Los ruptores cierran por acción de resorte, repitiendose esta operación contínuamente mientras llegue corriente a la bobina del vibrador.

La salida de T_1 es una corriente alterna y debido a la acción de las válvulas rectificadoras llenas de gas -V_1 y V_2- fluye en una sola dirección.

El flujo de la corriente directa carga al capacitor C_4 mientras el voltaje sea suficiente para saltar la apertura de G_2. Cuando esto ocurre, provoca que se ionice G_1 y provea de un paso de baja resistencia a C_4 para que descargue al primario de T_2.

El capacitor C_6 y la resistencia R_2 forman un circuito oscilatorio con el primario del transformador, provocando así una corriente alterna de alta frecuencia en el primario, la que induce en el secundario una corriente de alta tensión que será la que alimente las bujías.

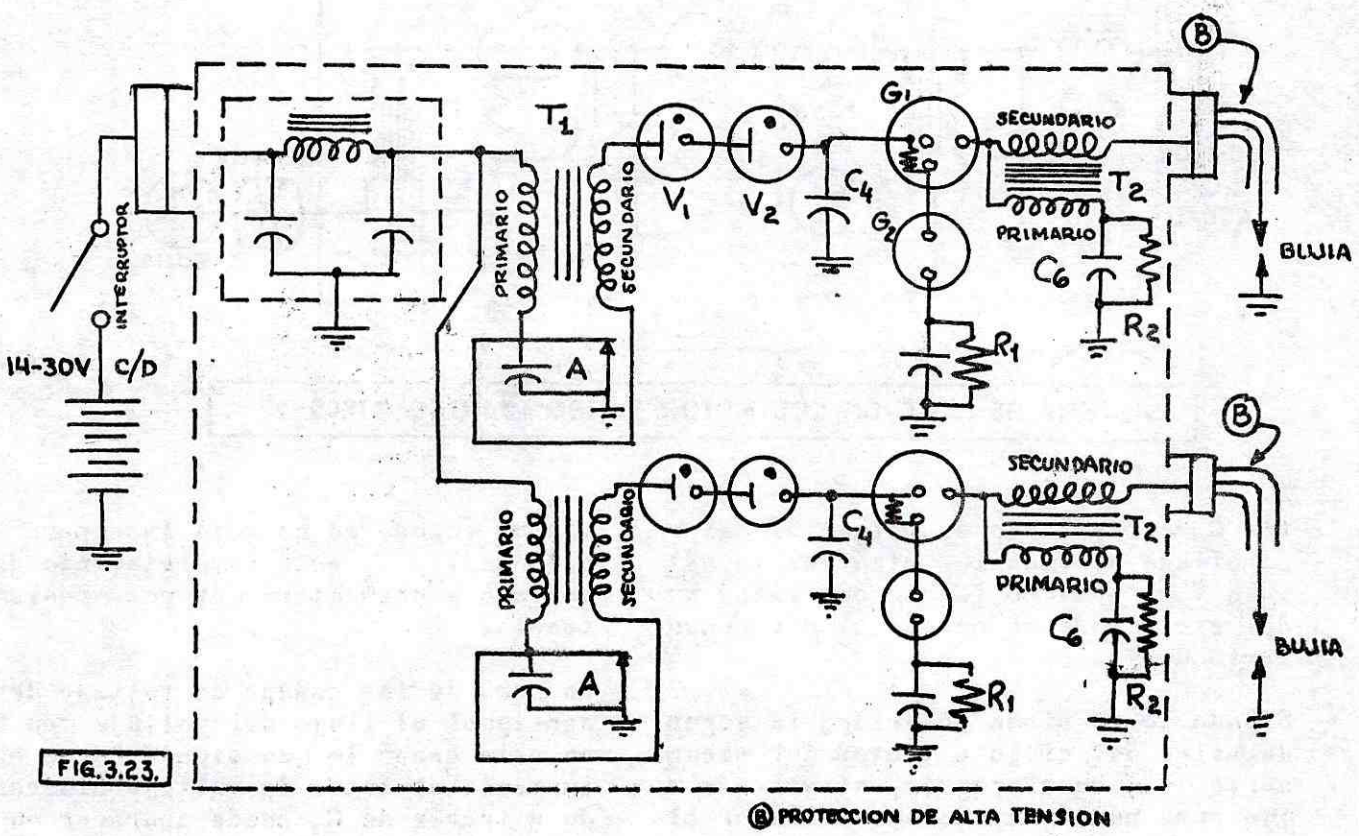


FIG. 3.23.

SISTEMA DE ALTA TENSION CON VALVULAS RECTIFICADORAS LLENAS DE GAS

El sistema de ignición empleado en el motor turbo-abanico CJ805-23 que se ilustra en la parte inferior es típico en motores con encendido de alta tensión.

En este sistema se recibe corriente alterna de 110-120V y 400 ciclos. Esta corriente pasa primero por los filtros de radio frecuencia A y B . Del filtro pasa la corriente al primario del transformador T_1 donde su voltaje se eleva mas de treinta veces, ya que la salida del secundario es del rango de los 3500V. Este voltaje de 3500V es aumentado al doble por medio de las válvulas V_{1-1} y V_{1-2} .

La válvula V_{1-2} conduce en la primera mitad del ciclo, la carga al capacitor C_3 a casi todo el potencial del enrollado secundario, mientras la válvula V_{1-1} conduce la segunda mitad del ciclo todo el potencial del secundario de T_1.

Siendo de la misma polaridad la segunda mitad del ciclo a traves del secundario del transformador, el voltaje que pasa por C_2 ayuda a rectificar el voltaje de V_{1-1}, aumentando en realidad al doble el voltaje retenido en el capacitor C_3.

La separación de control en la válvula V_3 releva parte de la energía acumulada en C_3 cuando alcanza un valor predeterminado.

Cuando la corriente brinca la separación de control en V_3 ocurren en realidad un corto-circuito, despreciando se en realidad la caída de voltaje que ahí ocurre.

La resistencia R_3 conectada en paralelo con el capacitor C_4 también se ignora, ya que su valor en resistencia comparado con el de C_4 y el primario de T_2 en el momento que se rompe la separación en V_3 es de menor valor. Cuando esto ocurre, la circulación de corriente es a través del transformador disparador T_2 y el capacitor disparador C_4. Al principio de este momento, cuando se ha roto la separación en V_3, C_4 esta completamente descargado y presentará muy poca resistencia.

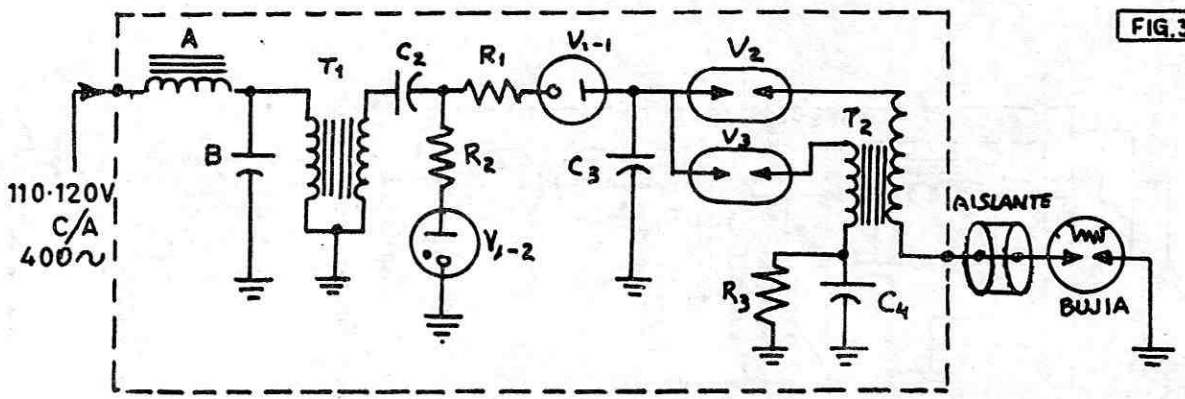


FIG.3.24.

SISTEMA DE IGNICION DEL MOTOR TURBO-ABANICO CJ805-23

La suma de las caídas de voltaje debe ser igual al flujo del voltaje -de C_3 en este caso- lo que significa en ese instante el total de voltaje almacenado a través de C_3 puede aparecer en el primario del transformador disparador T_2. Este voltaje, induce mucho mayor voltaje en el secundario de T_2 y hace que salte la separación de control en V_2 para proporcionar el volta

je de disparo a la bujía. Si la bujía enciende al primer impulso del primario del transformador -como es correcto- cambian todos los eventos, ya que entonces se almacenará la corriente en C_3 pasando inmediatamente al secundario del transformador-disparador. Esta corriente satura el núcleo de la bobina y no puede iniciarse cambio en el flujo a través del primario del transformador.

La función del capacitor disparador C_4 es bloquear el componente de corriente alterna que fluya a tierra a través de la bujía. La carga almacenada en el capacitor, eventualmente es disipada antes de efectuarse el siguiente encendido. La resistencia también provée una forma de disipar la energía de la unidad de ignición en el caso de que falle el aislamiento del conductor de la bujía.

El propósito del transformador-disparador es proveer la excitación del voltaje abajo del nivel previsto por el duplicador de voltaje. Esto asegura el buen funcionamiento del sistema compensando los aumentos normales de ionización de la bujía durante el tiempo que dure en servicio.

3.- SISTEMA DE COMBUSTIBLE.

COMBUSTIBLES.

Los combustibles usados en los motores turbo-reactores son de origen mineral y se obtienen de la refinación del petróleo. La selección del combustible para un motor, implica una serie de consideraciones especiales en cada caso. Existen varios tipos de combustible con los que puede operar el motor, pero se debe seleccionar aquel que tenga las cualidades mas apropiadas para el buen funcionamiento en particular de cada motor.

En este capítulo se hace referencia a las características principales de los combustibles que se fabrican en la actualidad, sin que se pueda señalar a uno de ellos, como el ideal para determinado motor.

Consumo.- Las cantidades de combustible y aire que consumen estos motores son enormes. Como ejemplo, se cita un motor que con empuje de 4,000 libras, requiere por cada hora de trabajo entre 3,000 y 4,000 litros de combustible y 65,995 metros cúbicos de aire, generando calor del rango de los 20,000,000 de Btu por cada pié cúbico de la zona de combustión.

Desarrollo.- En la siguiente tabla -figura 3.25.- se listan los principales combustibles que se han desarrollado en los EE.UU.

Propiedades.- Las características principales que requieren los combustibles que se han de usar en estos motores, son: alto rendimiento, seguridad y economía.

En la refinación del petróleo, se consideran las propiedades del combustible en dos grupos, atendiendo a los efectos que tienen sobre la combustión.

1o. Las propiedades físicas, respecto a la volatibilidad y viscosidad del combustible y
2o. Las propiedades químicas relativa a características de estabilidad,

CLASIFICACION	CARACTERISTICAS
MIL - F - 5572	Gasolina de aviación
AN - F - 32a (JP-1)	Keroseno de alumbrado, sin cera. (de poco uso)
AN - F - 34 (JP-2)	Keroseno mezclado, usado solo para corrida de motores en tierra y durante períodos cortos.
AN - F - 58 (JP-3)	Keroseno mezclado con gasolina y aceite combustible
AN - F - 562 (JP-4)	Características entre las del keroseno y la gasolina de aviación. Su uso lo ha confirmado como uno de los mejores combustibles.
JP - 5	Similar al JP -1 (de poco uso)

CARACTERISTICAS DE LOS COMBUSTIBLES

FIG. 3.25.

grado de corrosión y resíduos en suspensión.

Uno de los principales problemas en su elaboración, es lograr un combustible que se mantenga con el mismo grado de fluidez hasta descargar en la cámara de combustión. Que no produzca vapores que causen oclusiones en las líneas, aún en condiciones extremas; a la vez, deben ser fáciles de bombear y no formar depósitos sólidos que tapen los inyectores u otras unidades. Satisfechos estos requisitos, el combustible debe ser apto para arder eficientemente en todos los rangos de potencia del motor, así como en cualquier condición que éste encontrara durante su funcionamiento. Además, no debe tener efectos corrosivos ni dejar depósitos en las cámaras de combustión o en la turbina después de quemarse.

La industria del transporte aéreo, requiere que el combustible aprobado para sus motores, sea fácil de obtener en las cantidades suficientes, en cualquiera de los aeropuertos en que opere y que su precio le permita operaciones económicas. Estos combustibles deben además tener un alto grado de seguridad en manipulación, tanto en los depósitos en tierra como en los sistemas del avión.

En la tabla de la fig. 3.26. se listan las propiedades generales de los combustibles que actualmente se producen en los EE.UU. De ellos se pueden considerar como comerciales el JP-4, el keroseno, el JP-1, el Diesel Premium y el Diesel común y son aptos para quemarse en la generalidad de los motores turbo-reactores. En México la "turbosina" fabricada por Petróleos Mexicanos, es el combustible equivalente al JP-4.

A continuación, se tratan algunas de las características variables de los combustibles desde el punto de vista de su rendimiento, eficiencia y economía.

Rendimiento.
Valor Calorífico.- El valor calorífico de un combustible, representa la energía calorífica que tiene un combustible por unidad de peso. El valor

PRUEBAS	GASOLINA DE AVIACION 100/130	JP-4	KEROSENO	JP-1	JP-5	DIESEL PREMIUM	DIESEL	BUNKER C
Gravedad (°API)	71.5	50.5	42.5	43.5	43.0	42.5	33.6	10.5
Gravedad especifica	0.697	0.777	0.813	0.808	0.810	0.813	0.857	0.986
Peso (libras por galón)	5.8	6.48	6.78	6.74	6.76	6.78	7.14	8.30
Destilación °F								
Punto inicial de evullición	102	135	352	325	355	340	395	
a 50%	207	313	422	370	410	435	530	
Punto final	324	484	514	450	500	560	676	
Punto de combustión °F			135	120	140	130	158	225
Viscosidad a 100°F Centistokes	0.6	0.9	1.59	1.6	1.6	1.71	3.0	700
Punto de congelación °F	<-76	<-76		<-76	- 45			
Punto de condensación °F			-35			- 20	5	25
Punto de velado °F			-30				15	
Valor calofifico: Btu por libra	19025	18730	18570	18590	18580	18570	18350	17560
Btu por galón por 10^3	112	121	126	125	126	126	131	146

PROPIEDADES DE LOS COMBUSTIBLES FIG. 3.26.

calorífico por libra de combustible - decrece al incrementarse el peso molecular o aumentar la relación carbón-- hidrógeno. Lo inverso resulta cierto- con respecto al valor calorífico por- unidad de volúmen. La densidad del -- combustible -peso por unidad de volúmen- se considera para los propósitos de calificar el índice calorífico del combustible, como puede observarse en la figura 3.27.

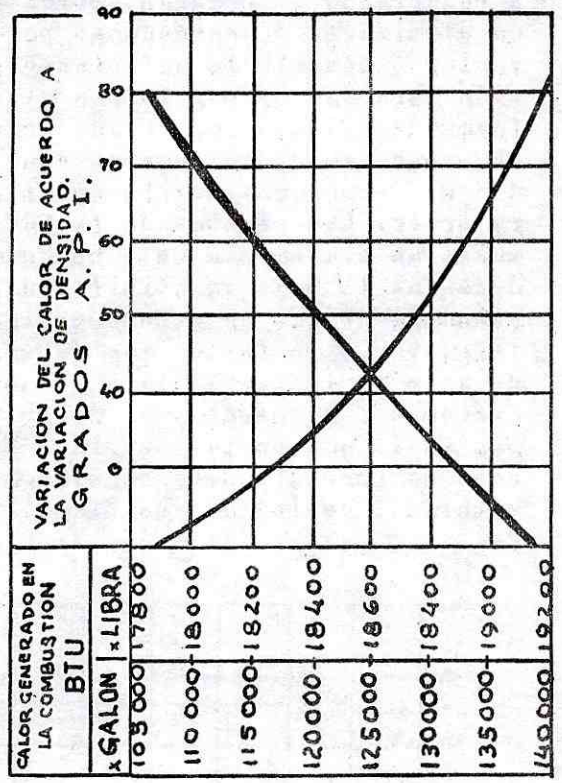
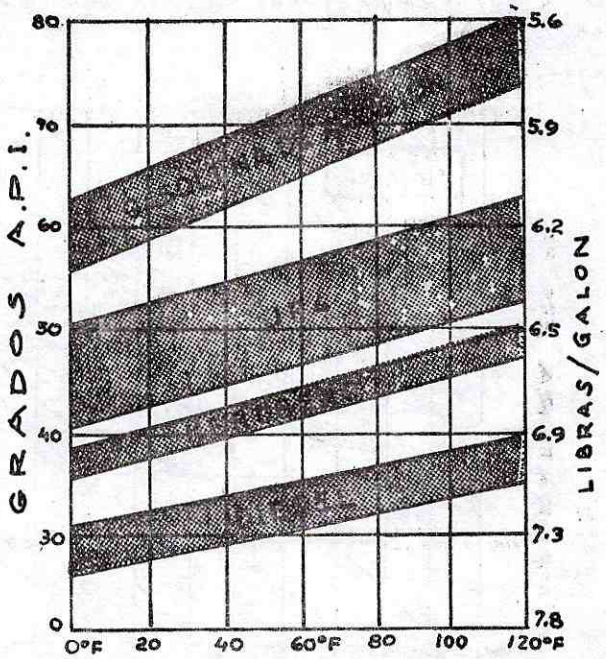


FIG. 3.27.

En esta figura, la densidad-gravedad- se marca en grados API, que es una -- unidad desarrollada por la industria- petrolera y aceptada por la American- Petroleum Institute. Asi, la gravedad específica del combustible se convier- te en grados API con el desarrollo de la siguiente fórmula:

$$1°API = \frac{141.5}{\text{grav. espe. a } 60°F} - 131.5$$

Gravedad específica.- La gravedad es- pecífica es la relación del peso de - una substancia con volúmen igual de - agua a 60°F -15.6°C-. Como puede --- verse en la siguiente figura 3.28.la- gravedad específica del combustible - no solamente varía con el tipo, sino- también con la temperatura que tenga.



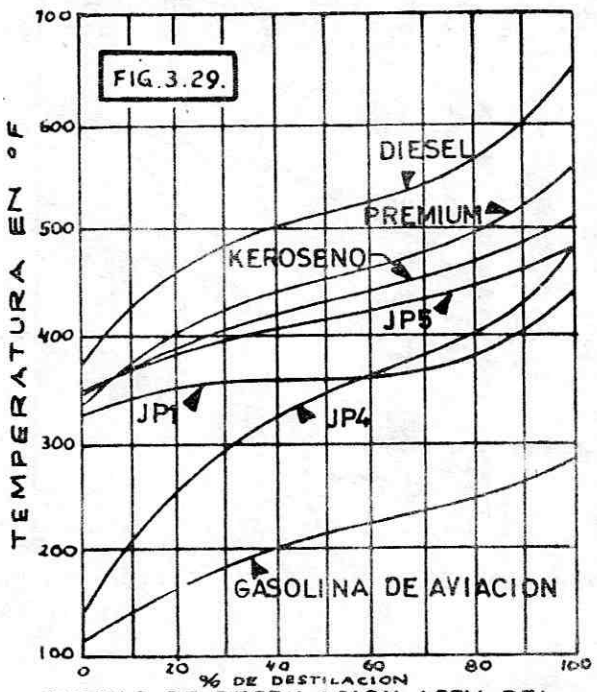
VARIACION DE LA DENSIDAD CON LA VARIACION DE TEMPERATURA

FIG. 3.28.

Se han efectuado muchos análisis de - la relación peso/volúmen sobre los lí- mites de la potencia de motores turbo reactores, existiendo controversia so- bre el empleo de determinados combus- tibles según sean las características de radio de acción del avión. En los- de corto alcance, el problema se enfo- ca desde el punto de vista volúmen, - mientras que en los de largo alcance, el problema es de el peso del combus- tible.

Si fuera determinante considerar el - límite de peso, el combustible selec-- cionado, sería del tipo parafínico vo- látil; mientras si fuera determinante el factor volúmen, el combustible se- leccionado, sería de base altamente - aromática para un funcionamiento efi- ciente del motor.

Volatibilidad. La volatilidad del combustible, afecta varias de las características que determinan el rendimiento de un combustible, en la figura 3.29., se ilustran las curvas de destilación ASTM (American Society for Testing Materials) en referencia a los combustibles de los motores turbo reactores.

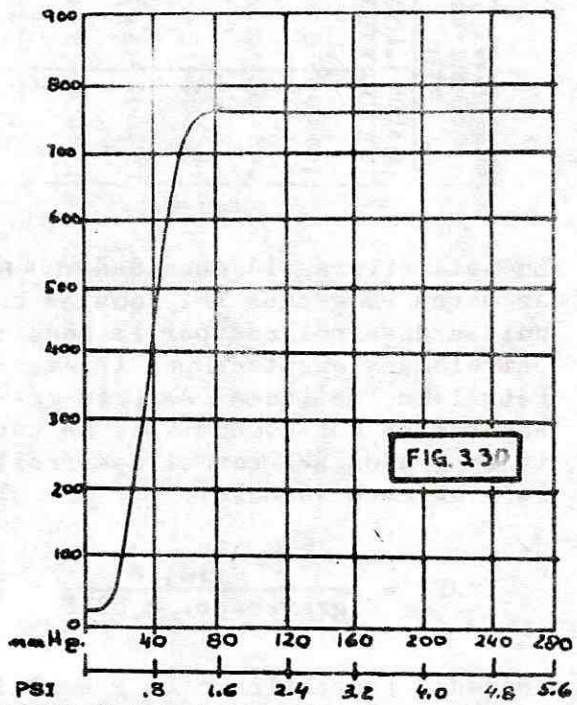


CURVAS DE DESTILACION ASTM DEL COMBUSTIBLE

Para operaciones de arranque en tierra o reencendido en vuelo, es deseable una alta volatibilidad del combustible, mientras que para otras circunstancias esta característica es indeseable. La pérdida en el combustible por evaporación y las obstrucciones causadas por el vapor, no son problemas nuevos en aviación y dependen de la volatibilidad del combustible.

Cuando la tendencia a hervir de la gasolina y la tendencia a formar espuma del keroseno se convinan en un combustible como en el JP-3, los resultados son catastróficos. Hasta la fecha, la volatibilidad es igual o menor en el JP-4 y es satisfactoria en lo que respecta a formación de oclusiones de vapor y pérdidas por evaporación en aviones subsónicos a todas las altitudes a las que se ha probado.

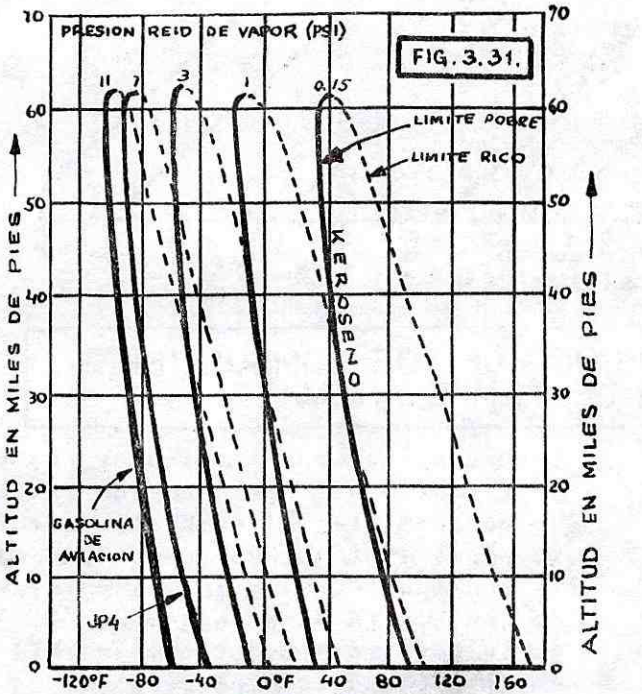
La influencia de la volatibilidad para provocar accidentes es insignificante, el combustible en forma líquida no arde. La vaporación puede incrementarse aumentando la temperatura o reduciendo la presión ambiente. Puede atomizarse descargándose por un inyector o dándole la suficiente presión para que se mezcle con el aire formando una niebla, la que igual que el vapor, puede inflamarse con facilidad al formar una mezcla apropiada para arder. Las pruebas de la NACA, muestran claramente este hecho que indica que la baja volatibilidad no es garantía de que no exista peligro de incendio. Otro factor que debe considerarse en la temperatura de auto-ignición del keroseno y el diesel son mas baja que en la gasolina. En el caso de incendio debe considerarse también la velocidad de flama. En la fig. 3.30. se ilustra como afecta la



EFECTO DE LA VOLATIBILIDAD EN LA VELOCIDAD DE FLAMA

volatibilidad a la velocidad de flama. Combustibles del tipo del kerosene, tienen velocidad de flama menor a 30 pies/minuto, mientras el JP-4 y la gasolina de aviación, tienen velocidad de flama mayor a 760 pies/minuto.

Las condiciones que provocan mezclas explosivas, son de interés y se ilustran en la fig. 3.31.. Esta tabla no es reciente, pero presenta gráficamente las condiciones que con variación de altitud y temperatura del combustible pueden presentarse las posibilidades de incendio.



LIMITES DE IGNICION CON BAJA ENERGIA

Su interpretación es aplicable solamente en condición pasiva, suponiendo que la energía que provoque el incendio es de baja intensidad. Cuando exista suficiente energía para encender los vapores no existe límite pobre. Como ejemplo de esta posibilidad puede citarse la condición que existe cuando el avión asciende y hay salida de vapores por el respiradero del tanque.

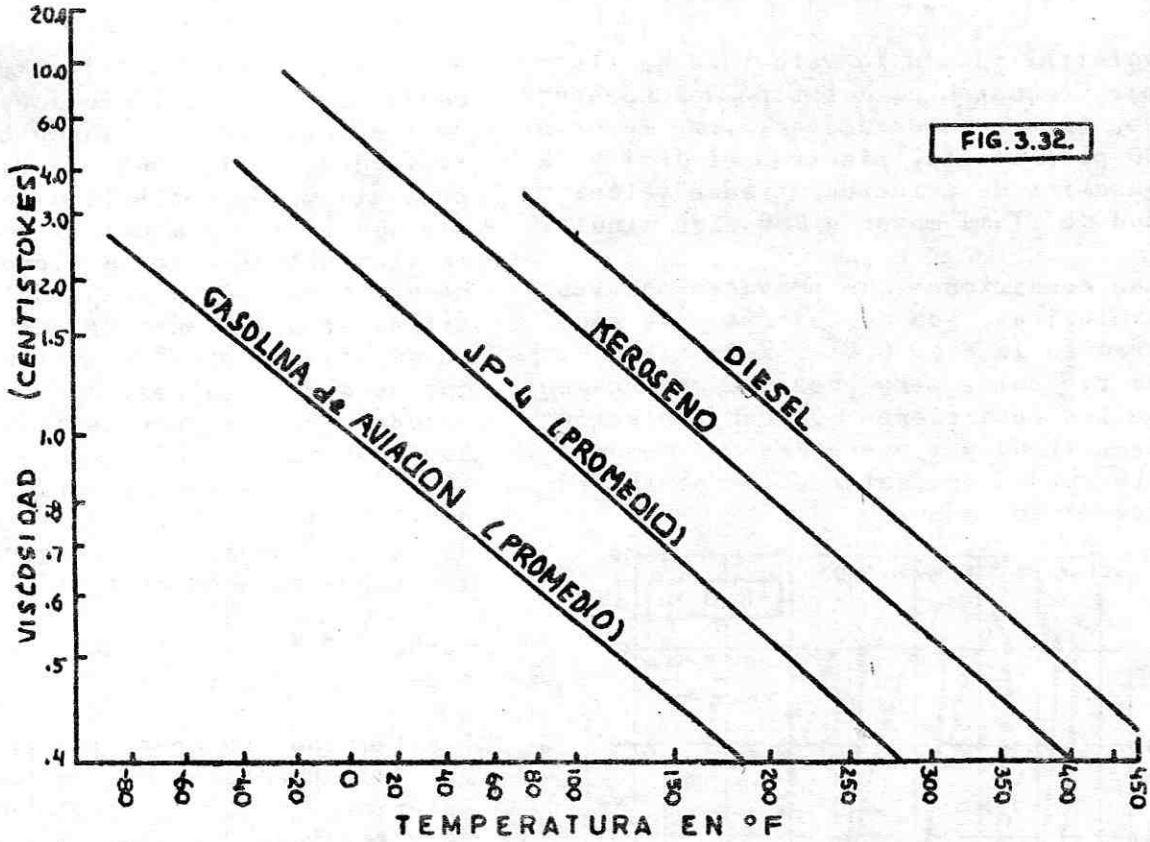
Se han considerado no solo las experiencias e investigaciones en aviación, sino las generales en el uso de productos derivados del petróleo, se puede concluír diciendo que, el uso de combustibles que tengan baja volatibilidad y alto punto de ignición, presenta menos posibilidad de incendio que en los combustibles que desarrollan alta presión de vapor. Este hecho no concede ventaja a los combustibles de alto punto de combustión, ya que tienen otras características que no son deseables. Por ejemplo, en estudios posteriores de flamazos que han ocurrido, se ha llegado a la conclusión de que es necesario ir llenando el tanque conforme se va vaciando, de un gas inerte o emplear dispositivos supresores de explosión.

Características del combustible a bajas temperaturas.-

Los líquidos no presentan problema para fluír por tuberías a viscosidades inferiores a 1000 centistokes -unidad de viscosidad dinámica- y mientras mas viscoso es un líquido, mas resistencia pone a fluír.

En la fig. 3.32. se ilustra el comportamiento de algunos combustibles con viscosidades inferiores a los 30 centistokes en su punto mas proximo al de congelación -Pour Point-. Esto debe interpretarse como que la viscosidad esta un poco mas baja al del punto de congelación. Por esta razón la baja temperatura no constituye mayor problema, considerando que el combustible se calienta antes de llegar a la unidad reguladora en el motor. Excepción hecha en el caso de cuando se requiere arrancar el frío con el combustible con alta viscosidad.

Desgraciadamente el punto de congelación de los combustibles no puede desatenderse totalmente, ya que el punto de congelación es solo una indicación de los límites a que se puede bombear el combustible, debido a que la estructura de cera formada durante el enfriamiento del combustible, puede fácilmente ser combatida. El punto de congelación es suficiente como sea



VARIACION DE LA VISCOSIDAD DE LOS COMBUSTIBLES CON LA VARIACION DE TEMPERATURA

para poder determinar el punto de neblina o velado, que ocurre pocos grados antes del punto de congelación, - que es el mejor índice del límite de filtración. El punto de neblina o velado es aquel en que la cera que contiene el combustible empieza a condensarse en forma de pequeños cristales, causando que el combustible tenga apariencia turbia.

Para mantener el combustible a una -- temperatura que satisfaga los requisitos de combustión, es necesario que - los tanques de combustible en los -- aviones estén aislados térmicamente y tengan calefacción para vuelos a gran altitud, dependiendo del tipo de combustible la cantidad de calor que sea necesario darle. Es ideal un combustible con muy bajo punto de congelación y que no requiere de mucha energía para su calefacción.

Debe considerarse también el problema de formación de hielo en los filtros de combustible. El combustible caliente puede mantener en suspensión cierta cantidad de agua que al enfriarse se condensará separándose de él. Cuando la temperatura del combustible llega al punto de congelación del agua, - se forman cristales de hielo que bloquearán el filtro que crucen. Este -- problema se ha resuelto con la calefacción al filtro.

Características de Combustión.-

A continuación se resumen las conclusiones a que se llega sobre las características de combustión de los combustibles.

Al aumentar el peso molecular o la relación de carbón/hidrógeno del combus

tible se hace mas difícil mantener una combustión limpia y eficiente. Por ejemplo, el gas natural es mas fácil de quemarse que el aceite residual, en esta forma resulta que es necesario diseñar motores en que se modifique la descarga de combustible considerando el consumo y los problemas críticos de la combustión.

Algunas características que afectan la selección de los combustibles para motores turbo-reactores, son los límites de "apagones", reencendido, producción de humo, eficiencia en la combustión y el efecto en los componentes del motor. Los combustibles mas volátiles se aproximan a las características que tiene la gasolina al quemarse, con una combustión limpia y mejores características para el reencendido. Como sea, estos combustibles tienen bajo valor calorífico por volúmen, son costosos susceptibles a formación de vapores y causar bloqueos por esta causa.

Disponibilidad.

Cuando se selecciona el combustible para un motor, es necesario considerar el efecto de sus características y su disponibilidad. Los aceites crudos que llegan a las refinerías varían mucho en propiedades y características. Algunos de ellos pueden contener gran cantidad de gasolina, mientras otros tienen características de combustión similares a las del carbón.

Así, debido a la naturaleza física y química del combustible, el tratamiento químico en la refinación producirá diferentes características en el combustible que se obtenga. La refinación, puede producir diferentes tipos moleculares en los hidrocarburos en procesos como el de ruptura catalítica o las moléculas pueden separarse y concentrarse en procesos como los de extracción solvente. Estos procesos encarecen el combustible, por lo que generalmente se producen por simple destilación.

Las principales fuentes de donde se obtienen los combustibles para motores turbo-reactores, son el keroseno y diesel comerciales. En los EE.UU la producción de ellos para satisfacer la demanda es de 100,000 barriles por dia, aumentando considerablemente cada año esta demanda, lo que obliga a la industria petroquímica a aumentar su producción. En los paises que no son productores de petróleo, o carecen de refinerías, el problema es mayor cada dia.

Economía.

La selección de un combustible para un motor en el aspecto económico es de mucha importancia, considerando la facilidad de obtención y costo del mismo, que afectarán la facilidad de operación de los transportes aéreos. Puede imaginarse la capacidad que debe tener la industria petrolera, considerando que un solo avión para vuelos con radio de acción de 7,000 millas (11263 km) requiere de 87,000 litros (23,000 galones) de combustible.

El análisis de costos de las empresas aéreas, reporta que el renglón de combustibles absorbe del 15 al 25% del total de gastos de operación, dependiendo del tipo de avión que lo emplee y el factor de carga, aunque se han reducido los costos de operación, gracias a los avances en la fabricación de motores de mayor eficiencia. Puede afirmarse que los motores modernos, tienen una eficiencia del doble de los primeros modelos fabricados. Este incremento de eficiencia se ha aumentado mas en los últimos años con el desarrollo del abanico en estos motores, con el cual ha mejorado hasta en un 30% mas la eficiencia del motor turbo-reactor.

Manejo del combustible.

El manejo del combustible para estos motores, no presenta mayor problema, que el de manejo de gasolinas para motores recíprocos. Siendo mas segu-

ros que la gasolina por su bajo punto de inflamación.

Aún en condiciones extremas de baja temperatura, estos combustibles pueden almacenarse sin peligro de que se presente la congelación. En el caso del JP-4 no existe problema, debido a que su punto de congelación es mas bajo del que pueda presentarse en cualquier aeropuerto.

La construcción de los depósitos en tierra, debe hacerse considerando la necesidad de la remoción periódica de materias extrañas y agua en suspensión.

El combustible que se bombea a los depósitos, lleva cierta temperatura y agua en suspensión, la que al enfriarse el combustible, se separa. La ventilación y respiraderos de los depósitos, también contribuyen a la condensación de agua en los depósitos, ya que cuando se saca el combustible, el volúmen desalojado se substituye por aire ambiente que lleva vapor de agua y al enfriarse se condensará en las paredes del tanque y sobre la superficie del combustible.

Para acelerar la operación de carga de combustible al avión, algunos sistemas tienen una sola boca de llenado que por medio de válvulas selectoras, permiten la carga que se desee a cada tanque. El carro tanque -"pipa"- suministra el combustible a presiones del rango de las 50 PSI acelerando así la maniobra de carga al avión.

La descarga de corriente estática acumulada se observa cuidadosamente haciendo conexiones a tierra entre el avión y el carro tanque, válvula de descarga de la manguera y avión, avión a tierra y carro tanque a tierra, evitando así la posibilidad de un incendio por ésta causa.

SISTEMAS DE COMBUSTIBLE Y
DE CONTROL DE COMBUSTIBLE.

Problemas de diseño.- El rápído desarrollo de los motores turbo-reactores y turbo-hélice, ha dado a los fabricantes de aviones una ardua labor para satisfacer la multiplicación de requisitos agregados a la complejidad funcional de los sistemas de combustible.

Entre estos problemas, se pueden mencionar como ejemplo: lograr la mejor situación de tanques de combustible en el avión, sistemas para el relevo de vapores generados al hervir el combustible -debido a la rápida disminución de la presión atmosférica cuando el avión asciende rápidamente a gran altitud-, desarrollo de sistemas para el consumo automático y progresivo de varios tanques a la vez, así como el desarrollo de unidades de control de combustible -FCU- que satisfagan las exigencias de operación del motor, relevando al piloto de la cantidad de detalles que requiere la operación y control del motor, ajustando automáticamente el flujo de combustible a las necesidades del motor bajo cualquier condición en que se le opere.

Con los motores modernos de alta relación de compresión, el problema del desplome del compresor es crítico, necesitándose un control adicional de flujo de combustible que permita la operación del motor fuera de las zonas en que ocurre el desplome.

En los aviones con motores recíprocos los problemas del sistema de combustible se concretan al desarrollo del tanque y terminan con la alimentación al carburador. Necesitándose entre ellos como único control el de la presión de combustible. La proporción de combustible suministrado por el carburador es automáticamente controlada por el carburador en función del volúmen de aire admitido por el motor. Por su parte, el motor turbo-reactor requiere de un sistema de combustible que comenzando en los tanques termina en los inyectores de combustible. La cantidad de combustible suministrado no solamente esta en función de la ma

sa de aire que fluye a las cámaras de combustión, sino que debe responder a otras condiciones de importancia entre las que se puede mencionar la presión, ya que los rangos de operación van de 5 a 20 veces mayores que las que se usan para motores recíprocos, lo que crea problemas en el sistema de bombeo y en la sección de accesorios del motor.

Los sistemas modernos de combustible tienen que resolver muchos problemas relativos a ellos mismos y a las unidades reguladoras de combustible -FCU- para asegurar el alto rendimiento de los motores modernos.

División del sistema.

En general el sistema de combustible de los motores turbo-reactores se estudia dividido en dos partes:

a) sistema del avión y
b) sistema del motor.

a) El sistema del avión esta formado por los tanques, conexiones, válvulas de control, válvulas de corte, selectoras, bombas auxiliares, calentadores y flujometros tanto para el sistema común como para el sistema de emergencia.

b) El sistema del motor incluye los filtros del motor, unidades de control de combustible -FCU-, bombas impulsadas por él, separadores de flujo, válvulas de presurización, drenes, controles del quemador posterior -cuando se tiene- y los inyectores de combustible.

El sistema de combustible normalmente incluye un sistema de emergencia para suministrar combustible al motor en caso de falla del sistema principal. En algunos casos este sistema de emergencia es un duplicado del sistema principal, mientras que en otros no es automático y debe operarse cuidadosamente por el piloto, cuidando de acelerar y desacelerar suavemente para evitar flamazos en el motor por exceso de combustible, pobreza de la mezcla, desplomes del compresor o sobre calentamientos en las turbinas.

PARTE DEL SISTEMA DE COMBUSTIBLE EN EL AVION.

Características.

Aunque en sí, los sistemas de combustible varían en cada tipo de avión, hay características generales que todos tienden a cubrir. Entre estas se tienen:

1) Suministro contínuo y suficiente a cada motor. A cada motor le llega combustible de un solo tanque al que se denomina "tanque de servicio al motor". Este tanque es llenado automáticamente con combustible de los tanques auxiliares mientras va consumiendose su dotación de combustible.

2) Debe predeterminarse el orden de consumo de los tanques auxiliares para que el control automático lo gobierne en el orden deseado. Este sistema es controlado por flotadores o por unidades electrónicas sensibles, que operan bombas y válvulas según sea necesario. El orden de consumo variará según el avión, número y capacidad de tanques, pero en cada caso debe ser la secuencia fija y totalmente automática su operación.

3) Todos los tanques auxiliares deben tener bombas, excepto en aquellos en que el montaje sea exterior, en cuyo caso el combustible se forzará a circular por presión neumática. Este tipo de tanque se emplea en aviones militares, es del tipo "desechable" y se emplean para aumentar el radio de acción de la aeronave, por lo que se utilizan en primer orden para reducir carga y arrastre en el avión cuando se desechan ya vacios.

4) El sistema de alimentación de emergencia al motor, debe estar dispuesto en tal forma que, de cualquier tanque auxiliar en cualquier momento se pueda alimentar al sistema del motor, mediante una bomba auxiliar.

5) El suministro de combustible debe ser siempre normal al sistema del motor, bajo presión auxiliar en forma ininterrumpida, por tiempo indefinido y en cualquier altitud o circunstancias en que opere el motor.

6) Los sistemas que incorporen tanque desechable, la presión neumática debe interrumpirse valiendose de válvulas especiales.

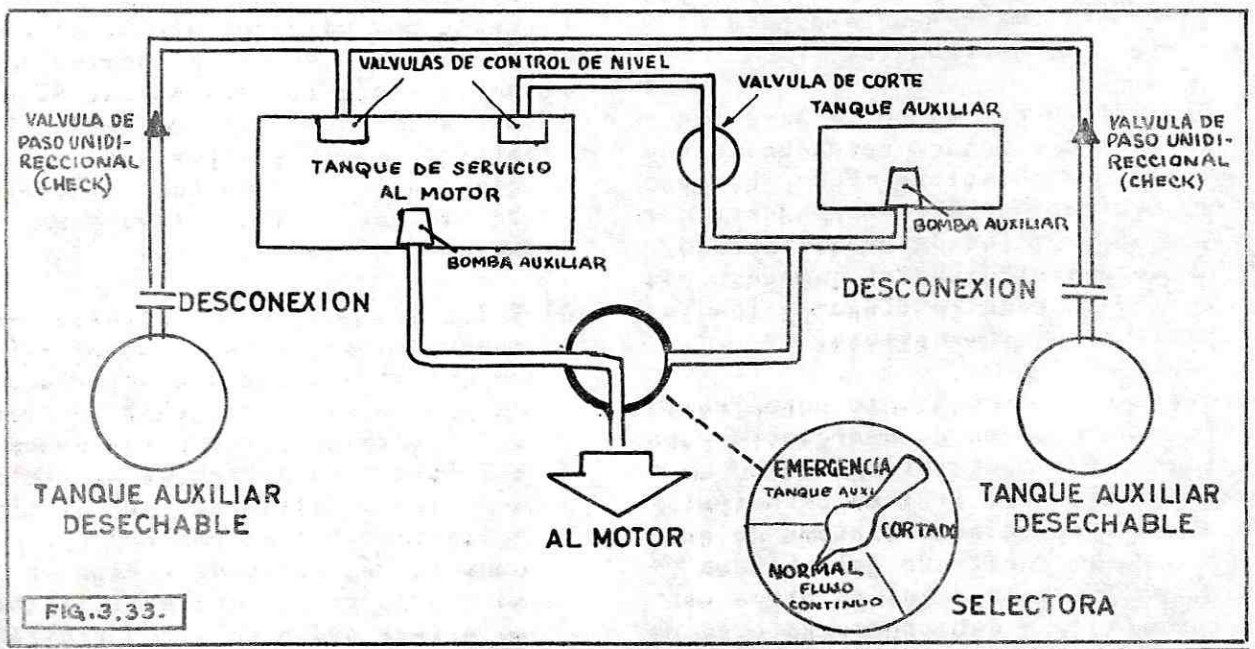
7) Cuando se usen sistemas de llenado de gas inerte a los tanques, deben ir llenando el tanque para reducir las posibilidades de incendio o explosión dentro de ellos. Este punto es de principal importancia en aviones de combate.

8) El sistema de alimentación de emergencia debe prevenir la falla de la bomba del tanque de "servicio al motor", suministrando automáticamente el combustible a presión cuando ocurra esta eventualidad.

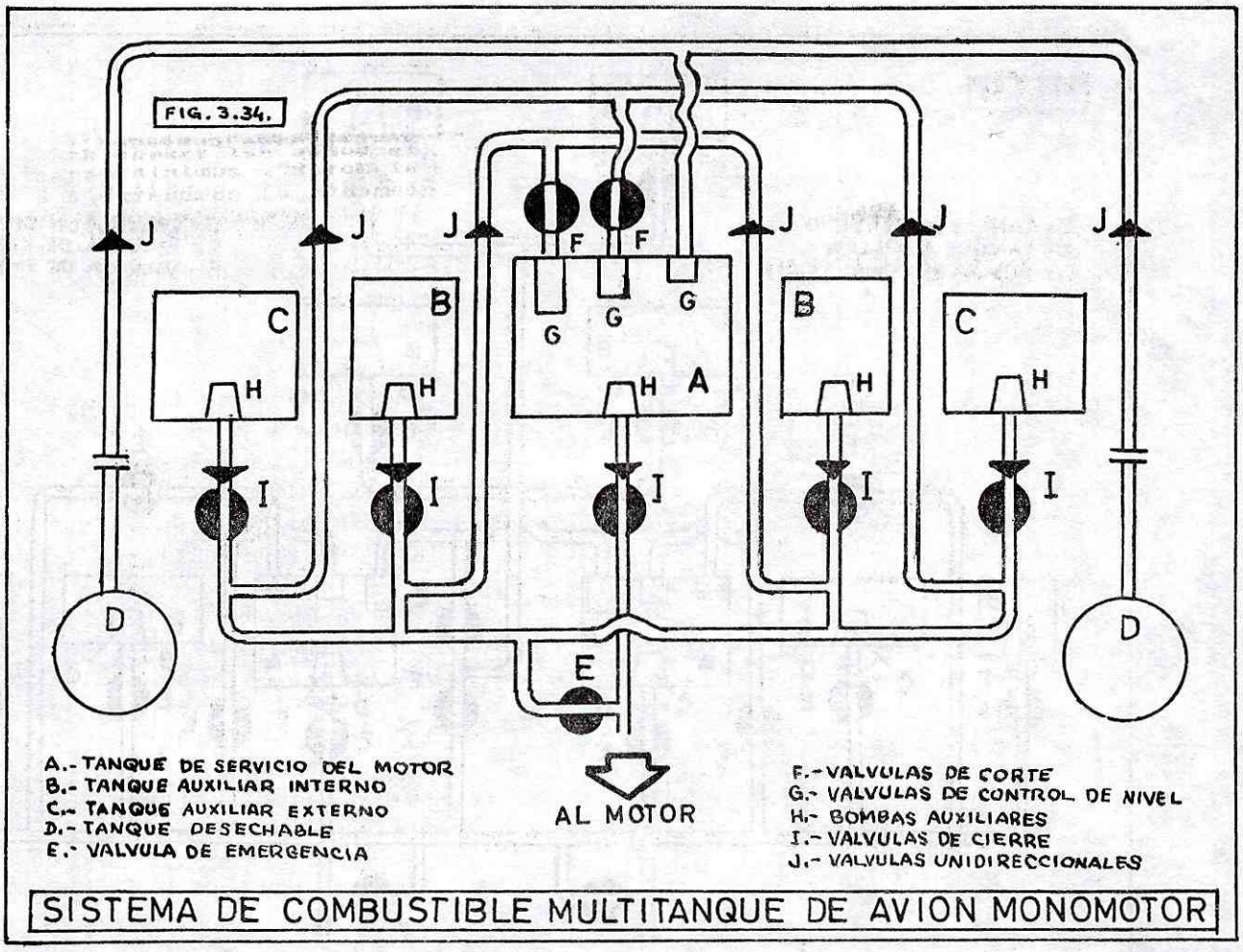
SISTEMAS DE COMBUSTIBLE TIPICOS DEL AVION.

En las siguientes figuras numeradas 3.33, 3.34, y 3.35 se ilustran en forma esquemática los sistemas de combustible de aviones monomotores y un bimotor con sistema de flujo contínuo y sistema de emergencia.

Observese que el sistema de emergencia se alimenta de un tanque auxiliar y sus líneas forman un sistema independiente del principal, que puede operarse independientemente. Es obvio que la selectora y la válvula de cierre del tanque auxiliar deben ser actuadas antes de operar el sistema de emergencia, dispuesto en tal forma que su función sea automática.



SISTEMA DE COMBUSTIBLE DE AVION MONOMOTOR



SISTEMA DE COMBUSTIBLE MULTITANQUE DE AVION MONOMOTOR

SISTEMA DE UN AVION MONOMOTOR.

En la figura 3.33 se observa que la circulación de combustible se inicia en el tanque de servicio al motor. Cuando el nivel del combustible en este tanque llega a un nivel predeterminado, la válvula de control de nivel actúa permitiendo que el combustible de los tanques auxiliares alimente al tanque de servicio. Los tanques auxiliares desechables establecen el flujo de combustible por presión neumática recibida del compresor del motor.

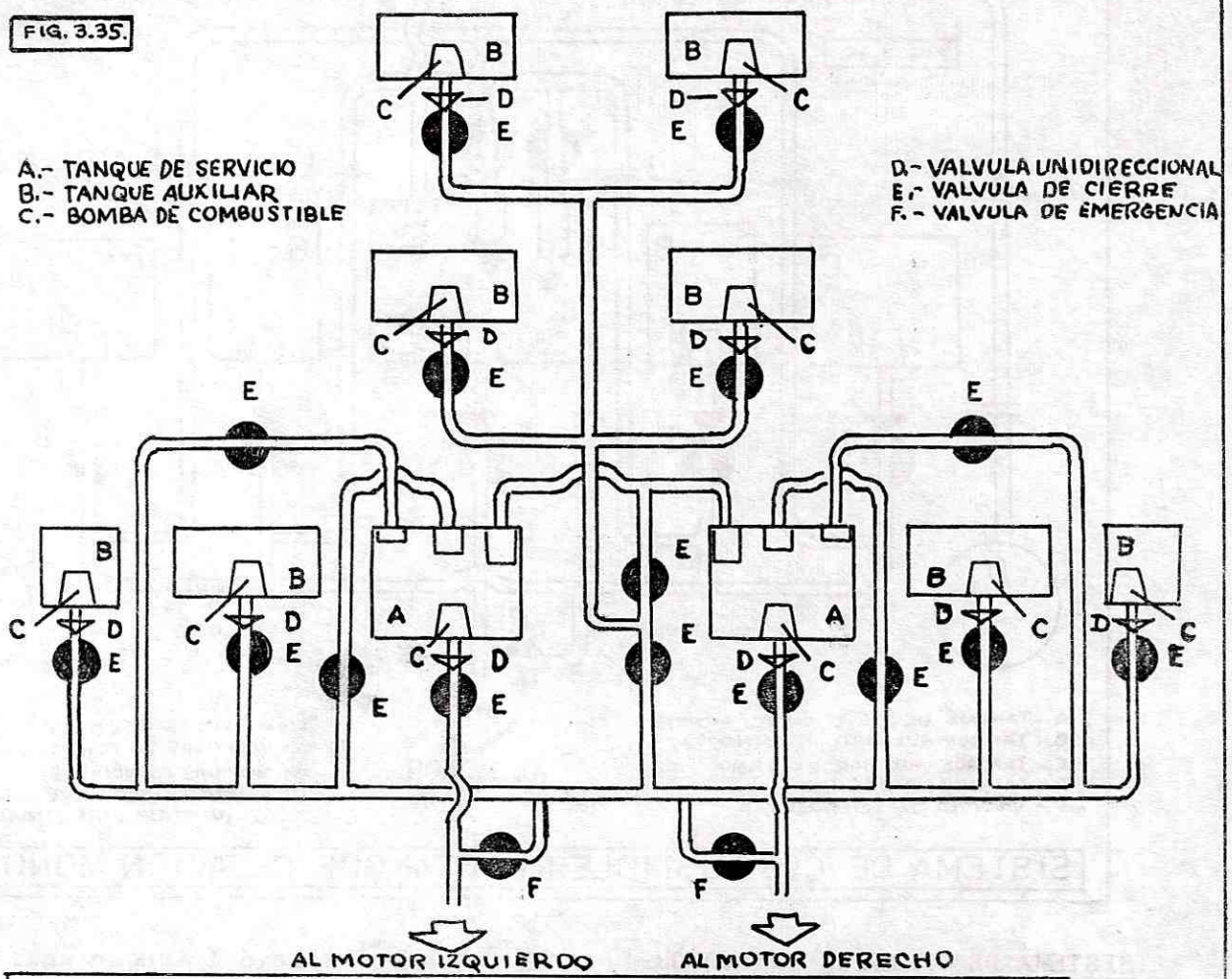
Cuando el combustible del tanque de servicio baja alcanzando el siguiente nivel predeterminado, la segunda válvula de control de nivel abre automáticamente la válvula de cierre del tanque auxiliar, alimentandose el tanque de servicio hasta que se agote el combustible del tanque auxiliar.

La bomba del tanque de servicio continuamente esta bombeando combustible al motor y es indispensable su uso en despegue para dar presión extra a la bomba del motor -generalmente la presión auxiliar es entre 10 y 15 PSI-.

En una emergencia la selectora puede colocarse en posición de que se bombée combustible directamente del tanque auxiliar al motor a través del tanque de servicio al motor. En la posición de emergencia la válvula situada entre el tanque de servicio y el auxiliar se encuentre en "cortado" --Off-.

SISTEMA MULTITANQUE DE UN AVION MONOMOTOR.

FIG. 3.35.



SISTEMA DE COMBUSTIBLE MULTITANQUE PARA BIMOTOR

En la figura 3.34 se ilustra el sistema multitanque para un monomotor. El tanque de servicio al motor incorpora tres válvulas de flotador para el control de tres diferentes niveles de combustible (G). En operación normal el motor se alimenta primero del tanque de servicio (A), después se consumirá el de los tanques desechables (D), cuando se alcanza el segundo nivel -predeterminado- la válvula de control de nivel abre a la válvula de cierre y activa la bomba de los tanques (C) auxiliares.

Esta operación se repite cuando se alcanza el tercer nivel predeterminado, consumiendose entonces el combustible del tanque (B). Si fallara la bomba del tanque de servicio o por cualquier otra causa se interrumpiera el flujo de combustible, la válvula de corte (E) se debe abrir alimentándose así al motor directamente del tanque auxiliar. Durante ese evento, las válvulas de corte (F) de entrada al tanque de servicio, deben cerrarse.

SISTEMA DE COMBUSTIBLE
DE UN AVION BIMOTOR.

En la figura superior -3.35- se ilustra un sistema típico de combustible de un avión bimotor. El sistema de combustible de un tetramotor es similar al aqui descrito, considerandolo duplicado.

Puede observarse que el uso de selectoras es profuso, lograndose con ello dar al combustible el recorrido que se desée. Con el empleo de válvulas de control de nivel descritas en el párrafo anterior- el combustible normalmente fluye de los tanques auxiliares (B) a los de servicio del motor (A) para pasar de ahí a las bombas del motor.

En emergencia, con la apertura de las correspondientes selectoras, se permite el uso de cualquiera de los tanques auxiliares a cada motor. Siendo necesario el empleo de gran número de válvulas selectoras y bombas auxiliares obteniendose con la interconexión de tanques, la circulación en el sentido deseado.

En algunos aviones, las válvulas selectoras y controles son operados eléctricamente en forma completamente automática tanto en el sistema principal como en el de emergencia.

SISTEMAS DE COMBUSTIBLE DE TRANSPORTES MULTIMOTORES.

En los transportes aéreos con objeto de disponer del fuselaje para pasaje y carga, se disponen los tanques de combustible en las alas, tratando también de tenerlos alejados lo mas posible de los compartimientos de pasaje.

En la figura 3. se ilustra un sistema típico de combustible de un transporte comercial turbo-hélice, se muestra solo un lado del ala, ya que el otro lado guarda una disposición semejante.

La boca de llenado de los tanques (A) es solo una y se encuentra situada en la parte inferior del ala. La figura muestra la disposición de dos tanques integrales con capacidad entre ambos de 2,640 galones, que sumados a los del otro lado hacen un total de 5,280 galones (algo mas de 20,000 litros).

Para llevar el combustible a los motores, se utilizan bombas auxiliares (4) eléctricas, situadas en la parte trasera e inferior de los tanques. La circulación se efectúa a través de la válvula unidireccional (6), la válvula de cierre del tanque (C) y la de cierre de emergencia en el guardafuego (E) -estas válvulas, se operan manualmente- pasando por el flujometro antes de llegar a la bomba del motor.

El sistema cuenta con líneas de alimentación cruzada, para suministrar combustible de cualquier tanque al motor y a la vez, permitir la transferencia de combustible de un tanque a otro. Las válvulas de alimentación cruzada se operan eléctricamente y para transferir el combustible del tanque número 1 al 2, se abren las válvulas de los tanques, se energiza la bomba de combustible del tanque 1, mientras la del 2 se mantiene "cortada" al efectuar esta operación.

La boca de llenado (A) tiene una válvula adaptadora por la parte trasera del ala izquierda y seleccionando las válvulas respectivas en el tablero de control (13) se haga el llenado de todos los tanques del avión.

Cada tanque tiene en la parte posterior una válvula de llenado (J) que abre por la presión a que manda el combustible el carro tanque, circulando después por la válvula unidireccional (I) que permite la entrada del combustible al tanque, pero impide su flujo en sentido contrario. El sistema de llenado de los tanques esta diseñado en tal forma, que al llenarse el tanque que se este cargando, automáticamente se cierra la entrada de combustible al tanque, completando esta operación con la válvula piloto de llenado (G) que por medio de un flotador, obliga a cerrar la válvula de cierre.

El tablero de control de llenado esta

SISTEMA DE COMBUSTIBLE DE UN AVION TURBO-HELICE

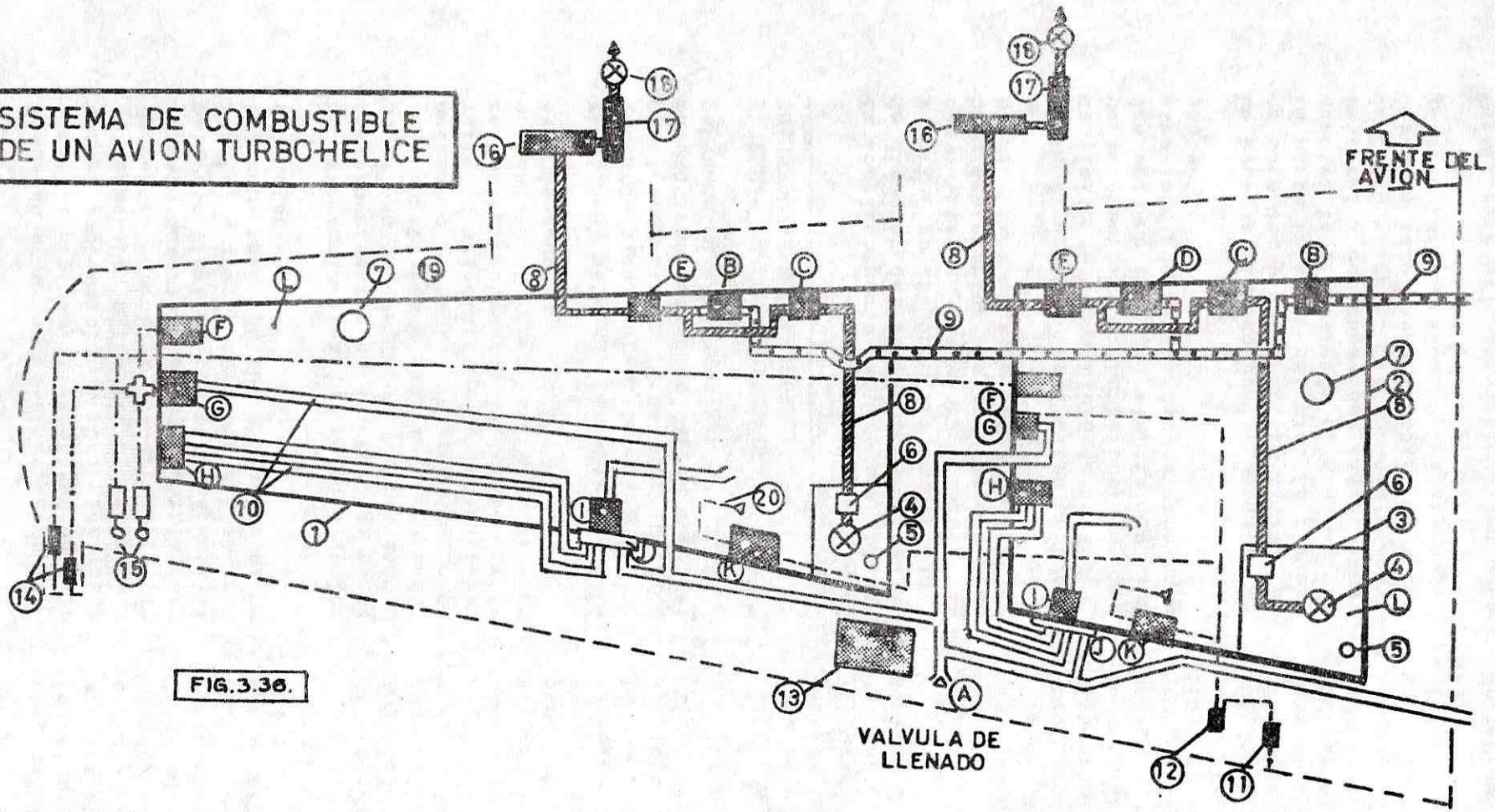
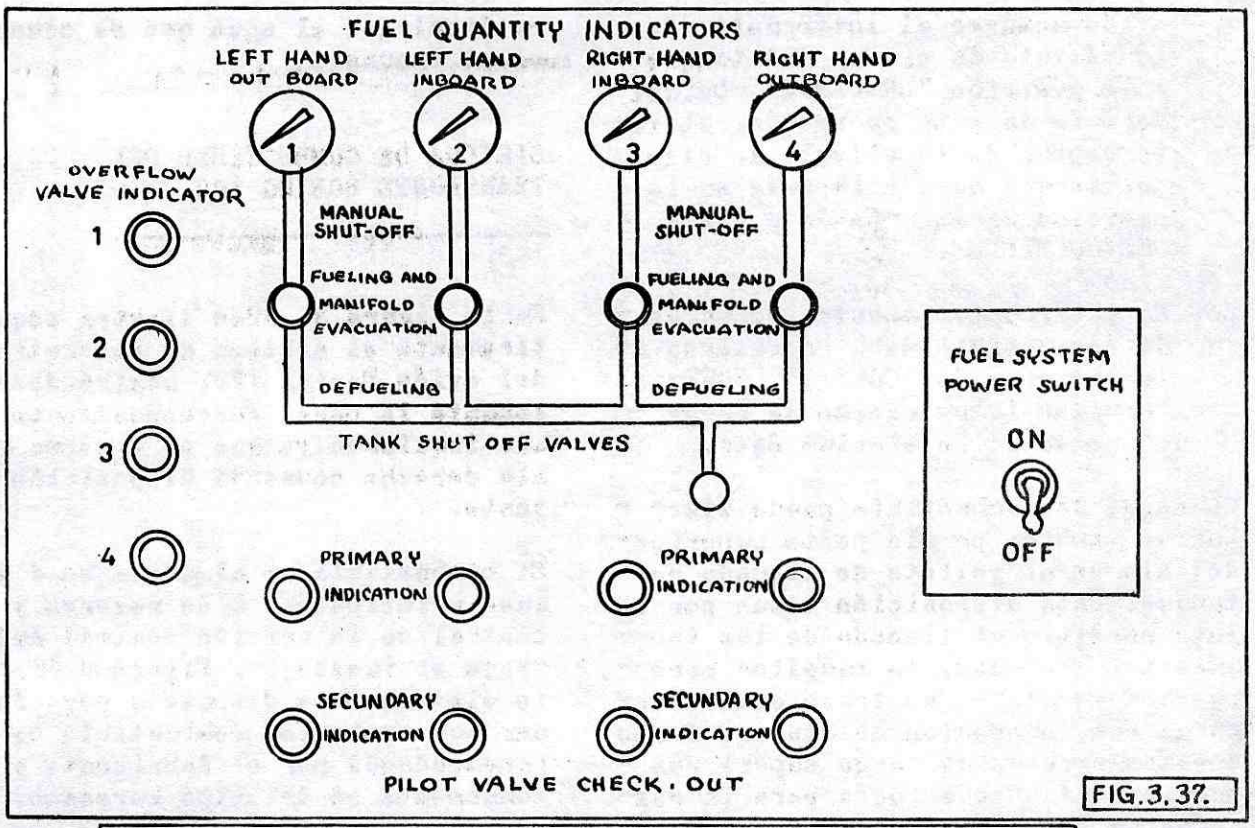


FIG.3.36.

1.- Tanque de combustible N° 1
2.- Tanque de combustible N° 2
3.- Caja contra chapoteo
4.- Bomba auxiliar de combustible
5.- Drene de agua
6.- Válvula unidireccional (check)
7.- Tapón superior
8.- Línea de alimentación ppal.
9.- Línea de alimentación cruzada
10.- Línea de llenado
11.- Descarga rápida de combustible
12.- Brazo de descarga
13.- Panel de control de carga
14.- Reductores de flama
15.- Válvulas de aspiración
16.- Calentador de combustible
17.- Filtro
18.- Flujometro
19.- Línea de ventilación
20.- Línea de descarga de combustible

A.- Válvula de llenado
B.-Válvula de alimentación cruzada
C.-Válvula de cierre en el tanque
D.-Válvula de alimentación cruzada
E.-Válvula de cierre (guardafuego)
F.-Válvula de ventilación
G.-Válvula de relevo de carga
H.-Válvula piloto (de llenado)
I.-Válvula unidireccional
J.-Válvula de llenado
K.-Válvula de descarga rápida
L.-Conexiones para descarga de estática en operación de llenado



TABLERO DE CONTROL DE LLENADO DE TANQUES

situado cerca de la boca de llenado y en algunos aviones incorpora indicadores de cantidad, luces de indicación de posición de válvulas de sobreflujo válvulas piloto, interruptores eléctricos de válvula de cierre y el interruptor principal para el llenado de los tanques.

En la figura 3.37 se ilustra un tablero de control de carga de combustible en el que el proceso de llenado se efectúa bajo las siguientes instrucciones:

1o. Para cargar combustible a los tanques, coloque el interruptor maestro -Power Switch- en posición de "puesto" -On- y estando conectada la manguera del carro tanque, dépresión al combustible con el interruptor de la válvula de cierre del tanque en posición de "llenado" -Fueling-. Compruebe la operación de la válvula piloto cuando el nivel del tanque se encuentra entre un cuarto y tres cuartos del nivel total. El flujo del combustible será detenido automáticamente al llenarse el tanque -siempre y cuando trabaje con propiedad la válvula piloto.

2o. Para detener la carga de los tanques de combustible sin que estén totalmente llenos, debe actuarse el interruptor de la válvula de cierre en "CORTE MANUAL" -Manual Shutoff- regresándola a "Drene del Multiple" -Manifold Evacuation- para desalojar las líneas de carga.

3o. Para comprobar el trabajo de la válvula piloto, debe colocar la válvula de cierre del tanque en "Cierre Manual" -Manual Shutoff- y en espera de 10 segundos, al funcionar la válvula piloto, la luz indicadora prenderá.

4o. Para descargar el combustible del

avión actúese el interruptor de la válvula de cierre del tanque a la posición "DESCARGA" -Defuel- Después de esta operación, el interruptor de la válvula de cierre del tanque debe colocarse en la posición normal -CARGA o DRENE DEL MULTIPLE-.

5o. El interruptor maestro de carga de combustible debe regresarse a la posición de "CORTADO" -OFF- al terminar la operación de carga o cuando no se efectue ésta.

La carga de combustible puede efectuarse también por la parte superior del ala en el gollete de llenado del tanque. Esta disposición tiene por objeto permitir el llenado de los tanques por gravedad, en aquellos aeropuertos en que no se tenga equipo de carga con la presión necesaria. Junto a estos accesos de carga superiores se tienen las conexiones para la descarga de corriente estática cuando se llene el tanque por gravedad o baja presión.

Los tanques del sistema ilustrado en la figura 3.36 están equipados con ventilación al ambiente para relevar las presiones interiores que se pudieran desarrollar dentro de los tanques. Estos sistemas de ventilación conectan a través de las válvulas (F). Estas ventilaciones descargan a traves de los reductores de flama (14) situados en los bordes de salida y al extremo del ala.

Para la descarga rápida de combustible de emergencia, el sistema incorpora una válvula de operación manual conectada a una descarga común bajo el ala. Esta descarga se efectúa a través de líneas que llegan a cada tanque. La descarga no vacía totalmente los tanques, sino que deja una cantidad determinada de combustible para permitir la operación durante un tiempo limitado de los motores del avión.

En la parte mas baja de cada tanque están situados los drenes de purga para desalojar el agua que se acumule en el tanque.

SISTEMA DE COMBUSTIBLE DEL TRANSPORTE BOEING 720.

En la figura 3. 39se ilustra esquemáticamente el sistema de combustible del avión Boeing 720, mostrándose solamente la parte correspondiente a el ala izquierda ya que el sistema en el ala derecha conserva disposición semejante.

El combustible se almacena en 4 tanques principales, 2 de reserva y uno central en la sección central del ala -bajo el fuselaje-.-Figura 3.38 -. Este sistema esta dispuesto para funcionar con cualquier combustible de los recomendados por el fabricante y que comúnmente es del tipo keroseno.

TANQUES.

Todos los tanques de combustible del Boeing 720, estan situados en el espacio comprendido entre ambas vigas del ala -Fig. 3.38 -. La piel del ala y las costillas intermedias sirven de deflectores internos del tanque. Los tanques principales y los dos de reserva, son INTEGRALES a la estructura alas, mientras que el tanque central esta formado por la convinación de dos secciones integrales a cada lado de la raíz del ala y dos células o vejigas de hule alojadas en la cavidad central del ala. Todos los tanques e instalaciones particulares a ellos se llan contra fugas por medio de dispositivos y compuestos sellantes.

SISTEMA DE VENTILACION.

El sistema de ventilación de los tanques provée de ventilación positiva a

LOCALIZACION DE LOS TANQUES DE COMBUSTIBLE DEL BOEING 720

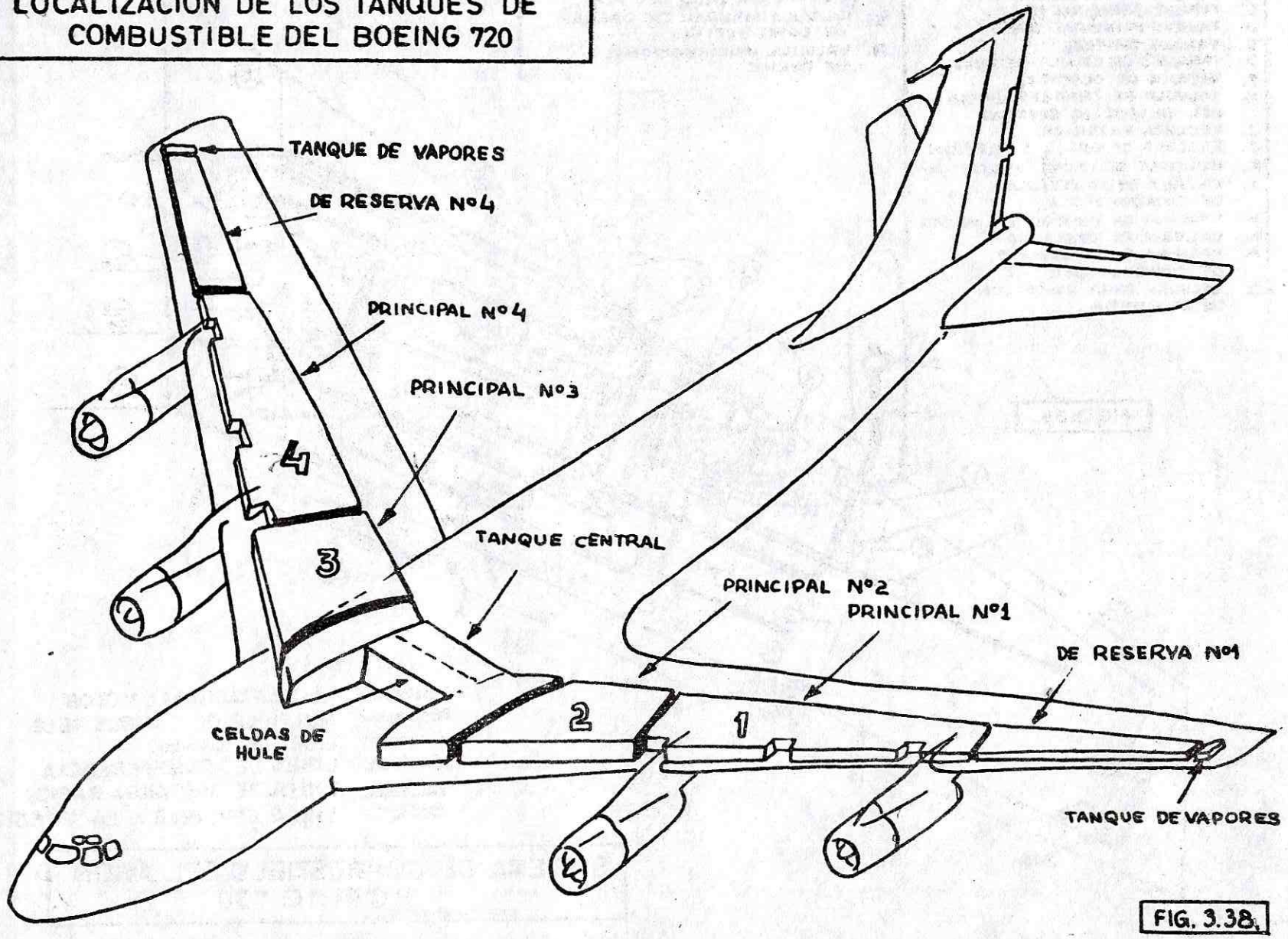
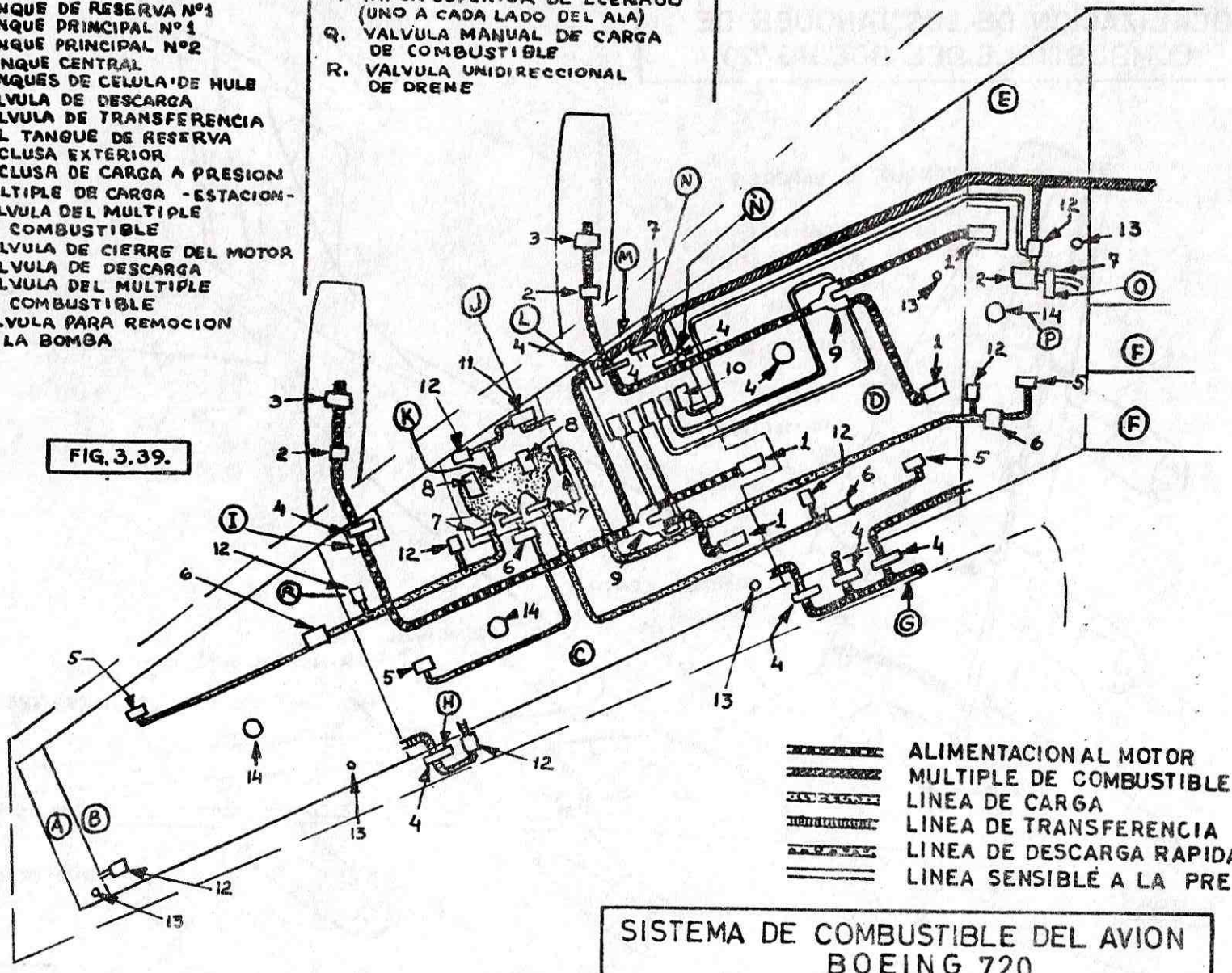


FIG. 3.38.

A. TANQUE DE VAPORES
B. TANQUE DE RESERVA Nº1
C. TANQUE PRINCIPAL Nº1
D. TANQUE PRINCIPAL Nº2
E. TANQUE CENTRAL
F. TANQUES DE CELULA DE HULE
G. VALVULA DE DESCARGA
H. VALVULA DE TRANSFERENCIA DEL TANQUE DE RESERVA
J. ESCLUSA EXTERIOR
J. ESCLUSA DE CARGA A PRESION
K. MULTIPLE DE CARGA -ESTACION-
L. VALVULA DEL MULTIPLE DE COMBUSTIBLE
M. VALVULA DE CIERRE DEL MOTOR
N. VALVULA DE DESCARGA
Ñ. VALVULA DEL MULTIPLE DE COMBUSTIBLE
O. VALVULA PARA REMOCION DE LA BOMBA
P. TAPON SUPERIOR DE LLENADO (UNO A CADA LADO DEL ALA)
Q. VALVULA MANUAL DE CARGA DE COMBUSTIBLE
R. VALVULA UNIDIRECCIONAL DE DRENE

FIG. 3.39.

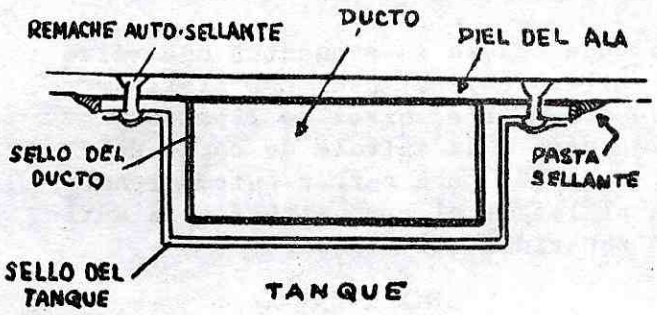


ALIMENTACION AL MOTOR
MULTIPLE DE COMBUSTIBLE
LINEA DE CARGA
LINEA DE TRANSFERENCIA
LINEA DE DESCARGA RAPIDA
LINEA SENSIBLE A LA PRESION

SISTEMA DE COMBUSTIBLE DEL AVION BOEING 720

NUMERACION DE LA FIGURA 3.39	
1.- Bomba auxiliar de combustible 2.- Transmisor del flujometro 3.- Bomba del motor 4.- Válvula de cierre (actuada por motor eléctrico) 5.- Válvula piloto (de control de nivel de combustible) 6.- Válvula de cierre de llenado 7.- Válvula de cierre manual	8.- Válvula de llenado 9.- Válvula unidireccional doble 10.- Interruptor de baja presión 11.- Válvula térmica de relevo 12.- Válvula unidireccional (check) 13.- Drene para purga de agua 14.- Gollete de llenado de tanques. Situado en la parte superior del ala, y solo del lado izquierdo.

la atmósfera a todos los tanques y cavidades para prevenir presiones excesivas dentro o fuera del tanque durante el vuelo. La ventilación de los tanques principales, de reserva y los integrales de la sección central del ala, se efectúa mediante ductos rígidos formados por la parte superior de la piel del ala -Fig. 3.40-, interconectados con los drenes necesarios y



DUCTO DE VENTILACION

FIG.3.40.

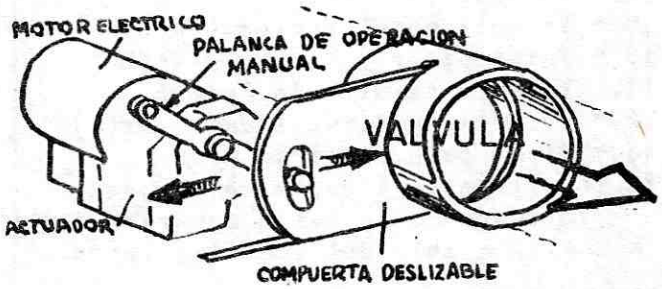
tubos de ventilación situados en las áreas críticas de los tanques. Este sistema de ductos descarga en un tanque de vapores situados en la punta de cada ala y que descarga al exterior por un ducto. La cavidad del centro del ala, se ventila al ambiente por ductos de ventilación y drene, manteniendo así el sistema de ventilación presión atmosférica alrededor de los tanques de célula de hule. Cada tanque cuenta con dos salidas de ventilación para asegurar que cuando menos una de ella funcione todo el tiempo. Esta salidas incorporan válvulas que cierran cuando el nivel del combustible llegara a ser tan alto que éste se saliera por la línea de ventilación. Este sistema descarga dentro de los tanques de vapores una presión de aire de impacto, para asegurar una presión positiva a los tanques.

SISTEMA DE ALIMENTACION AL MOTOR.

El sistema de suministro de combustible queda formado por la tubería correspondiente, las bombas y válvulas necesarias para llevar el combustible de los tanques a los motores. Las líneas de suministro a los motores son cuatro, intercomunicadas con una línea de suministro multiple que permite usar combustible de cualquier tanque principal o del central para uno o todos los motores del avión. Los dos tanques de reserva alimentan de combustible a los principales números uno y cuatro por gravedad, operando eléctricamente las válvulas de transferencia (H). La línea de alimentación a cada tanque principal, recibe presión de dos bombas auxiliares controladas por interruptores y líneas separadas, para que no se afecte la alimentación al motor en cado de falla de una bomba. Las bombas del tanque central, conocidas como "bombas auxiliares de emergencia", pueden eliminar la función de la bomba auxiliar de los tanques principales y suministrar combustible a traves de la línea del multiple de combustible.

La distribución del combustible a ca-

da uno de los motores del avión, es - controlada por medio de válvulas (4)- operadas por motor eléctrico.



VALVULA DE CIERRE DE COMBUSTIBLE

FIG. 3.40A

Las válvulas de combustible de este - sistema son de los tres tipos siguientes:

a) válvulas de cierre al motor (4) - que interrumpen el flujo del combustible al motor.

b) válvulas del multiple de combustible para controlar la dirección del flujo y

c) válvulas de transferencia del tanque de reserva (H), que permiten - el paso del combustible-por gravedad- de cada tanque de reserva a - los principales números 1 y 4, de- operación manual a traves de interruptores situados en el tablero - inferior de controles del ingeniero de vuelo.

SISTEMA DE LLENADO DE TANQUES A PRESION.

El sistema de carga de combustible al avión, esta formado por una estación- de control (K) en cada lado del ala,- localisada entre las barquillas de ambos motores, constando con dos conexiones para la manguera del carro-tanque (8), dos receptáculos de carga y un multiple de carga. Tiene cuatro -- válvulas manuales de cierre (7) en cada estación que permiten cargar individualmente cada tanque. Cada estación alimenta a los tanques principales y a los auxiliares de su lado, -- así como al tanque central, el que se puede cargar a traves de cualquiera - de las dos estaciones. La presión máxima de carga a este avión es de 50 - PSI que dan las bombas del carro tanque. Cada válvula manual de cierre -- (7) limita el flujo de combustible de carga aproximadamente a los siguientes valores:

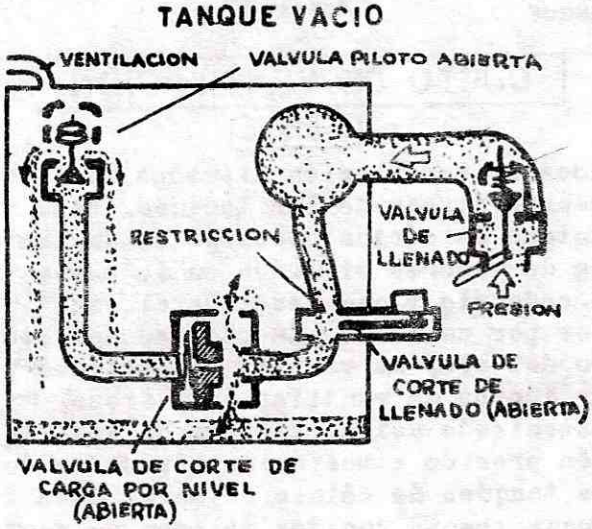
1.- Tanques principales 1 y 4, a: 234gpm (galones por minuto)

2.- Tanques principales 2 y 3, a: 227 gpm.

3.- Tanques de reserva 1 y 4, a: 65gpm.

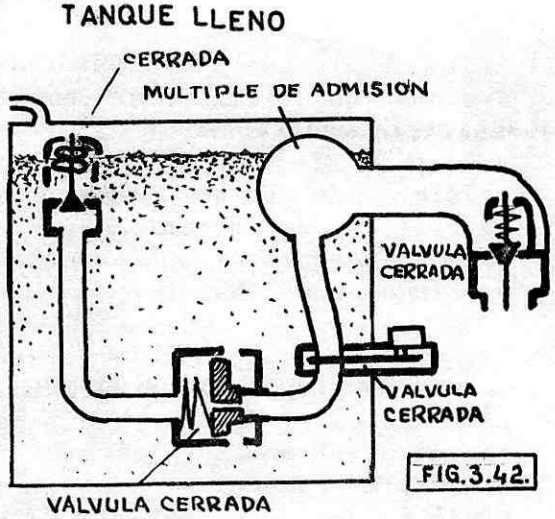
4.- Tanque central a: 175gpm.

En cada tanque se encuentra una válvula piloto (5) -actuada por flotador- que controla el nivel de llenado y - que opera a la válvula de corte de - llenado (6) para cerrar automáticamente al llegar el combustible a la máxima capacidad del tanque.



PRINCIPIO DE LLENADO DEL TANQUE

FIG 3.41.

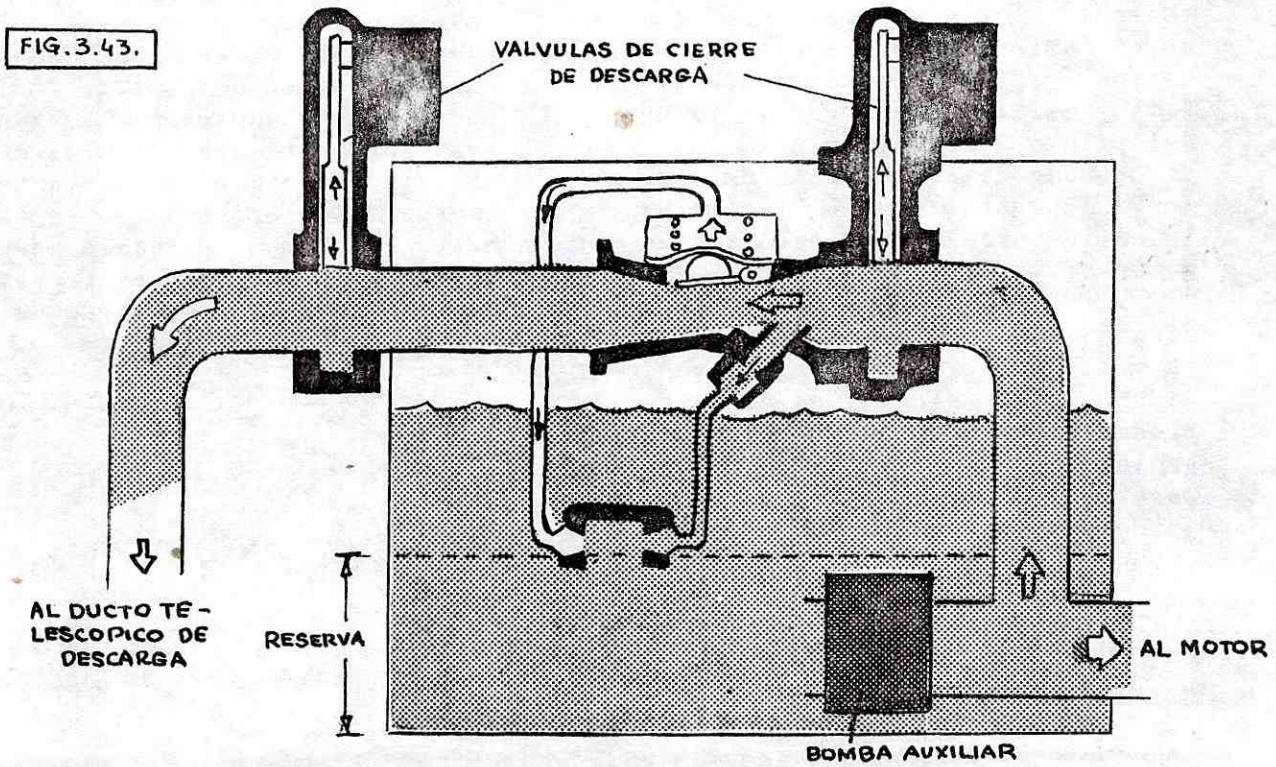


FINAL DE LLENADO DEL TANQUE

El sistema de carga pre-seleccionada--situado en el control del ingeniero- de vuelo- permite llenar los tanques- a un nivel deseado, sin necesidad de- cuidar la lectura de los indicadores- de cantidad de combustible. Los interruptores de pre-selección y el potenciometro actúan simultáneamente con - los indicadores de cantidad. Cuando - se desea efectuar el llenado de los - tanques, el interruptor de pre-selección debe colocarse en posición de -- CARGA -Fuel-, el potenciometro es entonces ajustado, mientras el indicador de cantidad indica la cantidad de combustible por agregar al tanque. Al irse bombeando el combustible al tanque la aguja del indicador se acercará al cero y al llegar a él la luz de advertencia se enciende, indicando -- que la cantidad deseada o seleccionada, ya ha sido cargada al tanque.

SISTEMA DE DESCARGA.

El sistema de descarga rápida de combustible de este avión, consiste en - las líneas, válvulas, ductos de descarga y mecanismos de operación, para permitir la descarga del combustible- en vuelo. El sistema de combustible - de cada ala, incorpora un ducto de -- descarga telescópico que se extenderá totalmente antes de iniciar la opera-



TANQUE DE COMBUSTIBLE EN PROCESO DE DESCARGA

ción de vaciado, llegando a él el combustible de los tanques principales de cada lado y del tanque central. El combustible del tanque de reserva, se transfiere al principal externo (1 y 4) para de ahí descargarse al ambiente. Los controles de este sistema estan en el tablero auxiliar del ingeniero de vuelo. Cuando todas las válvulas de descarga se han abierto, el combustible será vaciado dejando una pequeña cantidad de reserva para la operación de los motores.

SISTEMA DE INDICACION DE CANTIDAD DE COMBUSTIBLE.

El sistema de indicación de cantidad de combustible incorpora probetas capacitoras eléctricas en cada tanque. Estas probetas estan compensadas para la variación de densidad del combustible y obtener así lecturas confiables con cualquier variación de densidad. Los indicadores estan calibrados para mostrar el peso de combustible existente en el tanque, quedando situados en el tablero inferior del ingeniero de vuelo. El sistema de indicación de flujo, tiene indicadores en el puesto del piloto, que muestran la relación de consumo de combustible de cada motor. El transmisor del flujómetro esta en la barquilla de cada uno de los motores (2).

El sistema de indicación de temperatura del combustible incorpora un indicador con un selector de cinco posiciones en el tablero inferior del ingeniero de vuelo, y los bulbos de temperatura estan colocados en el tanque principal número 1 y en la salida de combustible de cada filtro del motor.

SISTEMA DE DESHIELO DE COMBUSTIBLE.

Cada motor incorpora un sistema de deshielo de operación manual, que elimina el hielo que se hubiera formado en el combustible, antes de que llegue a la unidad de control de combustible (FCU). Los componentes de cada sistema son un filtro de combustible, una válvula de control de aire y un calentador de combustible. Los interruptores de control y las luces de advertencia de formación de hielo, estan situados en el tablero inferior del ingeniero de vuelo.

El filtro de combustible, lleva unido un interruptor de presión que detecta el hielo en el filtro y enciende la luz de advertencia en el tablero. La válvula de control de aire regula el flujo de aire con descarga de alta presión al calentador por donde fluye el combustible.

OTROS COMPONENTES DEL SISTEMA DE COMBUSTIBLE.

El sistema de combustible, incorpora otras unidades tales como: tapones de llenado, válvulas separadoras, válvulas de drenado, compuertas de drenado de colectores y barras de goteo para indicación directa de cantidad de combustible en los tanques. Todos los tanques tienen un gollete de llenado por la parte superior. Los tanques principales tienen válvulas en las costillas que quedan dentro de él, que permiten el flujo de combustible hacia las bombas en vuelo normal, e impiden que el combustible se aleje de ellas durante maniobras de vuelo u operación con turbulencia.

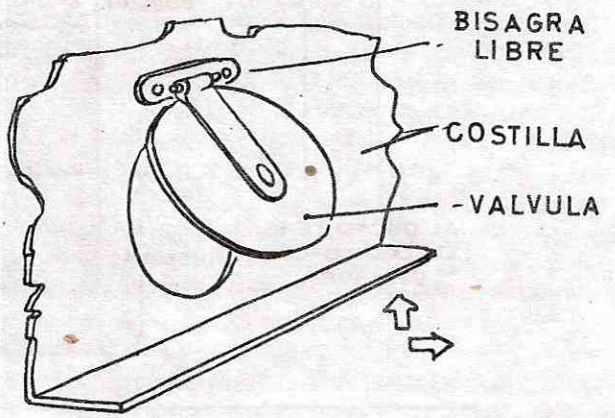


FIG.3.44.

VALVULA DE INTERCOMUNICACION

El vaciado de los tanques principales y el central se logra con la operación de una válvula situada en la exclusa exterior de cada ala. La exclusa es una sección dentro del ala, separada del tanque, donde se encuentran algunas válvulas y otros componentes del sistema, para permitir el libre acceso a estas unidades sin problemas de derrame de combustible. Las bombas auxiliares de combustible de los tanques principales o la auxiliar de emergencia del tanque central, permiten desalojar el combustible del tanque respectivo a traves de las válvulas de transferencia, hacia las del multiple de combustible. El volúmen de combustible bombeado en esta operación es de aproximadamente 50gph. Los tanques de reserva se vacían a través de la válvula de transferencia, hacia el tanque principal adyacente. El resíduo de combustible en cada tanque puede eliminarse a través de las válvulas de los colectores en la parte baja de cada tanque.

En adición al sistema indicador de cantidad de combustible, se ha previsto la determinación de la cantidad de combustible de cada tanque con la máquina en tierra, por medio de una regla calibrada deslizable -drip stick- situada en la parte baja del ala, que penetra verticalmente al tanque. Cuando se requiere saber la cantidad de combustible en el tanque, debe girarse esta regla para que se destrabe de su seguro y extenderla hacia abajo con lentitud. El extremo superior de la regla -que es hueca- esta abierto y al llegar al nivel del combustible del tanque se llena y sale el combustible por el orificio que tiene en la parte baja, indicando así la cantidad de combustible del tanque.

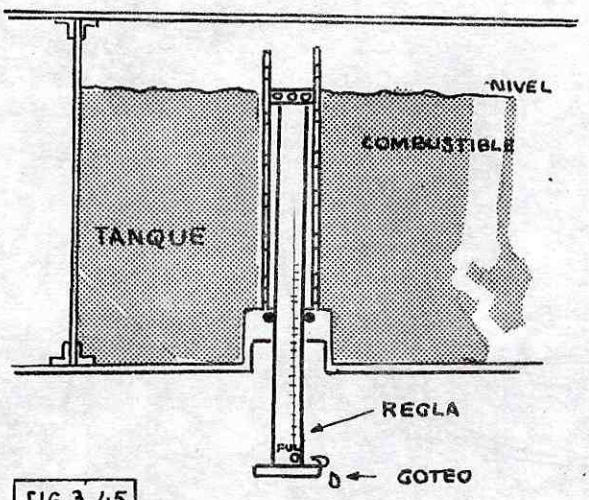


FIG.3.45.

REGLA DE COMBUSTIBLE

LINEAS DE COMBUSTIBLE.

Las tuberías del sistema de combustible son de aluminio, de las de tipo común usado en aviación, con conexiones y acoplamiento estandard. Las estructuras de alas y fuselaje tienen accesos a los tanques y sus componentes, con objeto de permitir su inspección, mantenimiento y reparación.

SELLADO DE LOS TANQUES.

Con objeto de sellar las uniones en los tanques integrales, su construcción incorpora componentes y dispositivos de sellado, asi como compuestos especiales que en forma de pasta, se aplica[illegible] todas las uniones del tanque.

Las reparaciones en los tanques deben efectuarse solamente con materiales y procedimientos aprobados por el fabricante y con el empleo de la herramienta apropiada. El sellante esta fabricado a base de hule sintético y se considera no tóxico, resistente al calor y al frío, así como resistente al efecto del combustible.

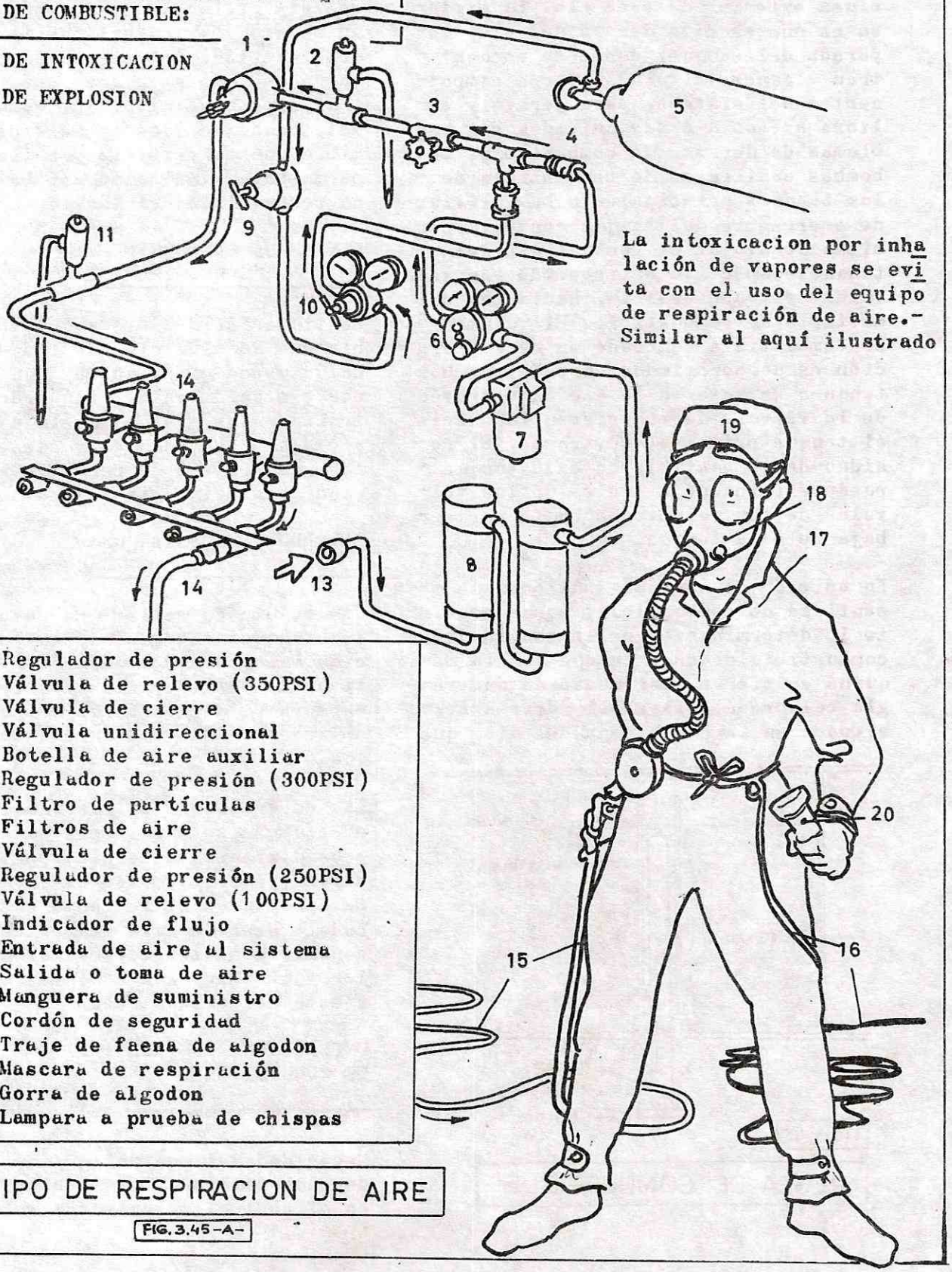
UNIDADES DE CONTROL DE COMBUSTIBLE.

Necesidad del control de combustible.- En el motor recíproco el control de potencia se logra va

SON DOS LOS PELIGROS PRINCIPALES QUE EXISTEN AL TRABAJAR EN TANQUES DE COMBUSTIBLE:

1) DE INTOXICACION
2) DE EXPLOSION

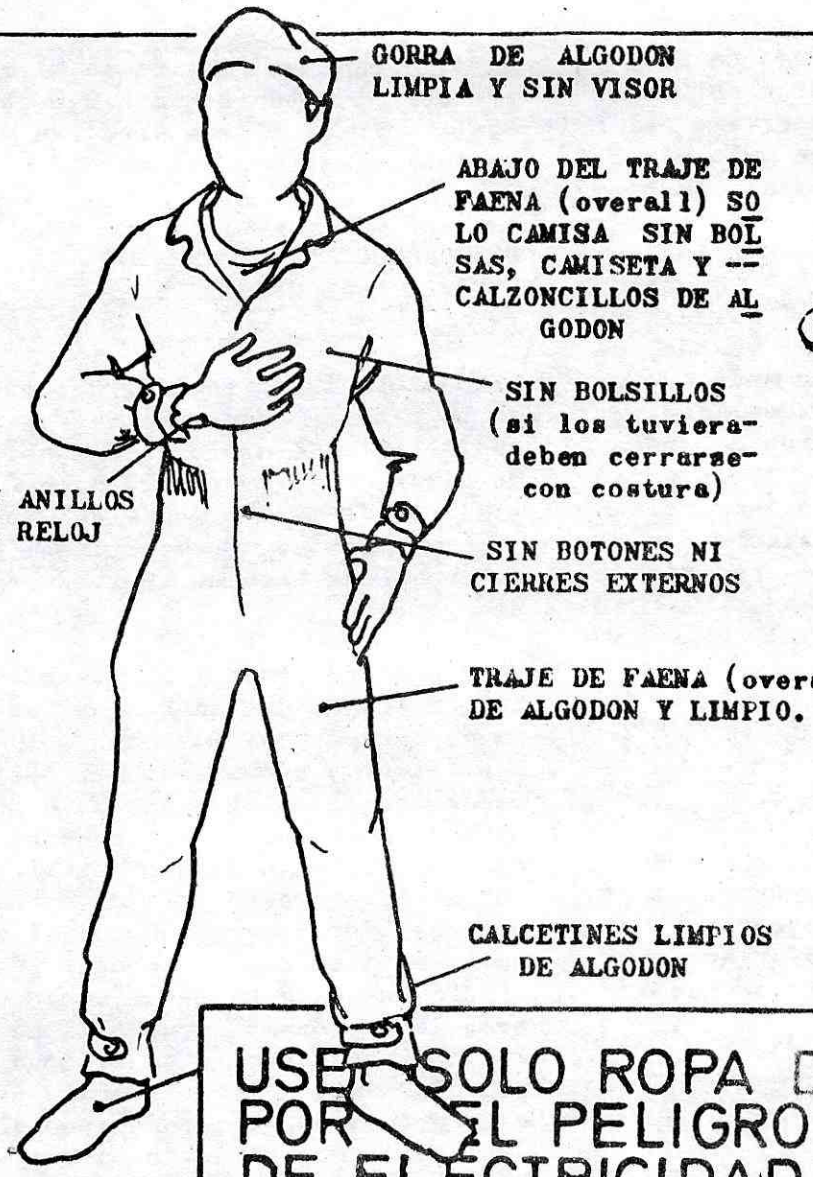
La intoxicacion por inhalación de vapores se evita con el uso del equipo de respiración de aire.- Similar al aquí ilustrado



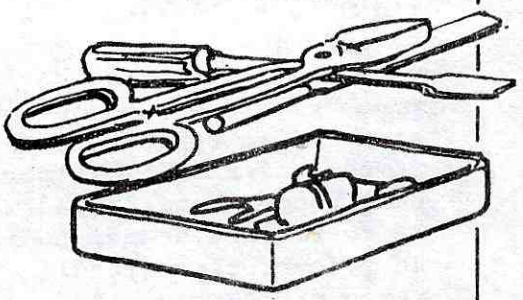
1. Regulador de presión
2. Válvula de relevo (350PSI)
3. Válvula de cierre
4. Válvula unidireccional
5. Botella de aire auxiliar
6. Regulador de presión (300PSI)
7. Filtro de partículas
8. Filtros de aire
9. Válvula de cierre
10. Regulador de presión (250PSI)
11. Válvula de relevo (100PSI)
12. Indicador de flujo
13. Entrada de aire al sistema
14. Salida o toma de aire
15. Manguera de suministro
16. Cordón de seguridad
17. Traje de faena de algodon
18. Mascara de respiración
19. Gorra de algodon
20. Lampara a prueba de chispas

EQUIPO DE RESPIRACION DE AIRE

FIG. 3.45-A-



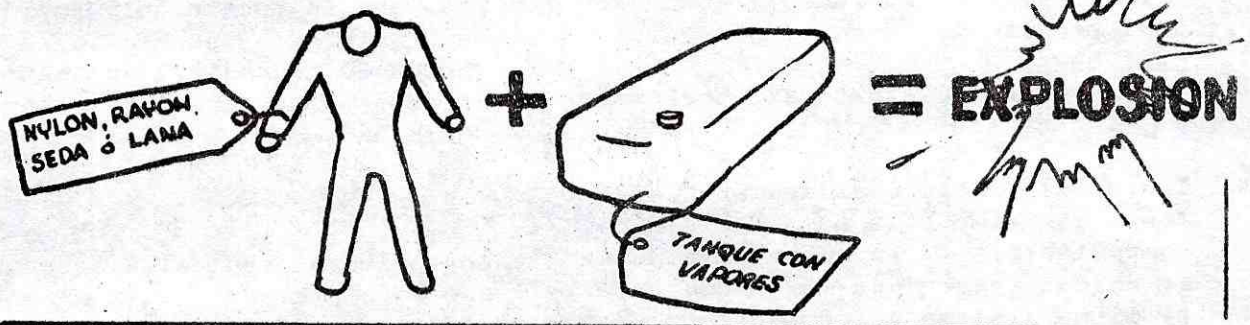
NO META AL TANQUE HERRAMIENTA CON- FILOS O PUNTA



USE UNA CAJA APROPIADA - PARA LAS HERRAMIENTAS Y PARTES QUE INTRODUZCA AL TANQUE

FIG. 3.45. -B-

USE SOLO ROPA DE ALGODON POR EL PELIGRO DE CHISPAS DE ELECTRICIDAD ESTATICA



NO USE ROPA DE LANA, SEDA, NYLON, DACRON O CUALQUIER OTRO MATERIAL SINTETICO. DEBE USARSE ROPA DE FAENA DE TELA DE ALGODON CON TRAVILLAS EN PUÑOS Y TOBILLOS, SIN CIERRES NI BOTONES EXTERNOS.

riando el volúmen del flujo de aire - que penetre a los cilindros del motor con la variación de la apertura del - acelerador. El carburador esta diseña do para dosificar exactamente la can- tidad de combustible que se agregue - al aire que pasa por él, en forma au- tomática. En el caso de los motores - turbo-reactores, en que el volúmen de aire que se consume es muy grande, pa ra controlar su flujo por medio de un carburador o una unidad semejante, es ta resultaría demasiado grande, pesa- da y complicada, resultando por esta- razón mas conveniente y económico con trolar el flujo de combustible que se ha de mezclar con el aire, resultando de esto un sistema de combustible com pletamente diferente al del motor re- cíproco.

CONDICIONES QUE AFECTAN AL FLUJO DE COMBUSTIBLE

Para una segura, eficiente y económi- ca operación del motor turbo-reactor- deben considerarse varias condiciones que son variables y que afectan al — control de combustible. Estas condi— ciones, son:

a) RPM del motor
b) aceleración
c) cono de escape
d) temperatura del motor
e) temperatura ambiente
f) presión de entrada al compresor
g) presión de descarga del compre- sor
h) posición o ajuste del acelerador

Todas las condiciones enumeradas afec tan o son afectadas por el flujo del- combustible, por lo que el diseño de- la unidad reguladora de combustible y el mismo sistema de combustible, de— ben tener componentes que respondan a estas variaciones.

El control del funcionamiento de la - turbina de gas es un proceso complejo encontrandose diferentes tipos de sis temas para el desarrollo de este tra- bajo. Siendo su función la misma: - proveer al motor de un flujo de com— bustible para el mas efectivo y segu- ro funcionamiento del motor.

DESARROLLO DEL SISTEMA DE CONTROL DE COMBUSTIBLE.

Es posible tener control del motor - turbo reactor manualmente, con solo - una válvula de aceleración, obtenien- do buenos resultados. De hecho es sa- tisfactorio para pruebas del motor en tierra y con alguna modificación esto es lo que se hace en vuelo durante — emergencias.

Es necesario proveer al motor de los- instrumentos indicadores de temperatu ra de escape, revoluciones del motor- y presión de combustión. El operador- puede con ellos observar cuidadosamen te las condiciones de operación para- ajustar el flujo de combustible, para obtener las condiciones de operación- óptimas. Esta operación manual no es- satisfactoria para compensar las va— riaciones que durante el vuelo encuen tren los aviones a gran altitud y ve- locidad. Cada cambio en altitud, velo cidad de vuelo, temperatura y posi- - ción del avión, requiere generalmente del ajuste del flujo de combustible.- Por quedar fuera de la capacidad del- piloto el hacer los ajustes necesa- - rios con la presición y rapidez que - se requiere, es necesaria la incorpo- ración de un control automático o se- mi-automático para satisfacer esta — necesidad.

Los primeros controles de combustible que se emplearon, utilizaron disposi- tivos separados, para la corrección - del flujo de combustible para la va— riación de RPM, presiones y temperatu ras. En la actualidad, las unidades - reguladoras incorporan el control to- talmente automático del flujo de com- bustible para la compensación a la — la variación de estos factores.

Son varios los tipos de unidades reguladoras de combustible que se han desarrollado para satisfacer las necesidades particula es de cada tipo de motor. Los tipos de empleo mas común, son:

a) el de sistema barométrico

b) el de sistema de desplazamiento constante

-Ambos usados en los primeros tipos de motores construídos-

c) el sistema de desplazamiento variable.

-Que se tratará en la parte correspondiente al motor Rolls - Royce Dart-

d) el sistema de control hidromecánico.

-Al que pertenece la unidad Bendix AJ-H1 que se tratará en este capítulo, y la unidad Hamilton-Standard JFC25, que se tratará en la parte correspondiente al motor JT3D-

SISTEMA DE CONTROL DE COMBUSTIBLE BENDIX AJ-H1. Descripción General.

El sistema de control de combustible Bendix modelo AJ-H1 es una unidad reguladora de combustible, del tipo hidro-mecánico, con control de leva y control de velocidad-densidad, que incorpora un sistema principal dosificador de combustible y un sistema de emergencia.

El sistema principal esta diseñado para suministrar al motor la correcta cantidad de combustible, bajo cualquier condición de operación del motor. El flujo de combustible esta programado para:

1o. Tener capacidad de llevar al motor fuera de la zona de desplome del compresor, durante la aceleración.

2o. mantener las temperaturas del motor dentro de los límites deseados, durante la aceleración.

3o. prevenir que el motor se pare, por falta de combustible en la aceleración.

4o. mantener cualquier velocidad fijada al motor dentro de los límites de operación, sin importar los cambios de altitud.

El sistema de emergencia de la unidad de control, funciona independientemente del principal, permitiendo el control manual directo del flujo de combustible en el caso de falla de cualquier componente del sistema dosificador principal.

El sistema principal, dosifica al combustible respondiendo a las señales de:

a) velocidad del motor
b) presión de combustión
c) presión ambiente
d) temperatura de entrada al compresor -CIT- Compresor inlet temperature-.

La posición del control de la leva del piloto varía la carga del resorte del gobernador, variando así el suministro de combustible al motor.

Durante la operación de emergencia, el flujo de combustible se controla seleccionando manualmente la posición del control del piloto, permitiendo así que la cabeza dosificadora a través de la válvula de aceleración de emergencia -controlada por aneroides- y una aguja en operación conjunta, sean las que controlen a la válvula de control de emergencia.

PRINCIPIOS DE OPERACION.

El volúmen de aire a las cámaras de combustión en el motor turbo reactor varía con la velocidad del motor, la velocidad del avión y la temperatura y densidad del aire. La unidad reguladora es sensible a las variaciones de estos valores y el combustible suministrado al motor para mantener dentro de los límites correctos la velocidad, temperatura y presión del motor para cualquier variación de estas señales.

El funcionamiento de esta unidad se explica con base al diagrama de la figura 3.46, considerando el flujo de combustible a traves de la unidad reguladora y las fuerzas que actúan para variar el flujo de combustible.

El combustible bajo presión de la bomba del motor se identifica como P, y pasa a la unidad reguladora por la entrada (1) y de ahí al filtro de malla de alambre (2). En el caso de que el filtro se bloquee, la presión de entrada aumentaría haciendo despegar al filtro de su asiento venciendo la presión del resorte (3) y pasará sin filtrarse para seguir alimentando al motor.

Al pasar el combustible por el filtro pierde presión, identificandose esta presión de combustible no medido pero ya filtrado como P_2.

Conforme pasa el combustible a la unidad reguladora la presión es regulada por la válvula de paso principal (4), que la mantiene a un valor constante reducido entre la presión del combustible no medido P_2 y el combustible medido P_3, lográndose esto, haciendo regresar el exceso de combustible a la bomba principal de combustible.

La válvula de paso principal es del tipo de control doble y es actuada primero por un diafragma cargado a resorte (5) expuesto a la diferencia de presiones P_2-P_3. La doble compuerta de esta válvula, reduce al mínimo el efecto del flujo del combustible sobre ella.

La presión de P_2-P_3 a traves de la válvula de paso principal, actúa al diafragma equilibrando la fuerza que actúa sobre el resorte de la válvula. La válvula de paso principal (4) incorpora una serie de discos bi-metálicos de sección cóncava que actúan con la variación de temperatura de combustible. Al aumentar la temperatura del combustible los discos aumentan su curvatura aumentando la longitud de su conjunto comprimiendo consecuentemente al resorte (5) del diafragma. En bajas temperaturas la curvatura de los discos disminuye, acortando su longitud de conjunto reduciendo la presión sobre el resorte del diafragma.

El incremento de temperatura del combustible causa la disminución de gravedad específica, por lo que para suministrar siempre la misma cantidad -en peso libras por hora- al aumentar su temperatura y crearse mayor presión sobre el resorte se reduce el paso de combustible y la reducción de la temperatura reduce la presión sobre el resorte, permitiendo un pasó mayor de combustible.

La caída de presión de P_2-P_3 a traves de la válvula dosificadora (6) se establece actuando la presión del resorte. El combustible que fluye de P_2-P_3 a traves del orificio variable de la válvula dosificadora se obtiene por la posición de la válvula y su cubierta. Esta posición es determinada por la combinación de las siguientes variables que afectan a la válvula,

1) ángulo del control de la leva del piloto.
2) velocidad del motor
3) temperatura de entrada al compresor
4) presión del aire ambiente y
5) presión de combustión dentro del motor.

La válvula reguladora de presión servo (7) se alimenta con combustible a presión P_2. La función de ésta válvula es mantener constante el nivel de la presión diferencial $P_R - P_o$ a través del sistema de suministro servo en todos los rangos de operación. El suministro servo de combustible se señala en la figura como P_R. Todos los sistemas servo, excepto el de la válvula dosificadora y el del sistema de velocidad operan con presión P_x que tiene un valor determinado entre las presiones P_R y P_o. La válvula dosificadora y el sistema de velocidad emplean la combinación de las presiones P_R y P_x.

La válvula dosificadora (6) está situada axialmente -dimensión A- por efecto de la posición del acelerador, velocidad del motor y aceleración. Estos factores son convinados y determinan la posición axial de la válvula y la correspondiente dimensión del orificio dosificador en un momento dado. El eje de control hace girar a la base de los contrapesos (8) centrífugos los que al aumentar su velocidad de rotación actúan sobre el resorte del gobernador (9).

La potencia requerida del motor se trasmite manualmente por el control (10) variando el ángulo de la flecha del acelerador (11). Al girar la flecha (11) actúa a la leva del gobernador y a traves del seguidor de la leva (13) se actúa al émbolo de potencia auxiliar (14), que impone una fuerza determinada sobre el resorte del gobernador (9).

El sistema de potencia auxiliar esta formado principalmente por el conjunto del émbolo (14) con la barra hueca que incorpora en el extremo a la válvula servo (15). La leva del seguidor del gobernador (13) hace contacto con la válvula a traves de la leva de ajuste de relación de máxima velocidad (16).

El émbolo de potencia auxiliar (14) y conjunto de la válvula servo (17) hace contacto con la leva y el conjunto rotativo para actuar sobre el resorte del gobernador a traves de su retén.

La presión servo P_x se aplica en una de las caras del émbolo y fluye a traves del vástago hueco hasta la válvula de semi-esfera, donde la presión P_x que fluye es controlada por el seguidor de la leva del gobernador, mientras la presión del cuerpo P_o sumada a la fuerza del resorte actúan por el otro lado del émbolo.

Los movimientos del seguidor de la leva del gobernador en dirección a aumentar la fuerza del resorte -aumentando el ángulo de la leva de control de mando- tiende a cerrar la válvula de semi-esfera ligeramente, disminuyendo la presión servo P_x que se drena del lado contrario del émbolo y aumenta la presión diferencial a traves del émbolo.

El aumento de la presión servo en la cara posterior del émbolo de potencia auxiliar resulta del avance de la leva de control, moviendo a la leva del gobernador y al seguidor de la leva, variando la posición de las articulaciones de conexión aumentará la carga impuesta al resorte del gobernador. El efecto contrario se produce al mover la leva de control reduciendo su carrera.

Aumentando la carga impuesta al resorte del gobernador -avanzando la leva de control del piloto- se lleva a la barra del gobernador (18) fuera de la válvula servo del gobernador, permitiendo que la presión P_x seu relevada en el lado superior de la válvula servo de semi-esfera. Esto provoca un desbalance en las presiones $P_x - P_R$ permitiendo que la presión P_R mueva a la válvula dosificadora a la posición de abierta. El movimiento de apertura de la válvula dosificadora puede conti-

nuar mientras sea movida por el émbolo servo hacia abajo, haciendo contacto con la leva del vastago de aceleración o con la barra del gobernador para establecer el balance entre las presiones $P_x - P_R$ en la cubierta de la válvula dosificadora, cerrando la válvula servo del gobernador en su posición flotante.

La leva de aceleración (19) es posicionada rotativamente por las señales de velocidad, mientras la posición axial de la leva del seguidor de aceleración se determina por la variación de temperatura de la entrada del compresor (CIT). La posición rotativa de la leva de aceleración, es resultante del movimiento del émbolo de velocidad, como se dijo antes.

La leva de aceleración permanece estacionaria en su plano axial. La leva seguidora de aceleración se desliza sobre un eje paralelo al eje de la leva trasmitiendo la señal de temperatura de entrada al compresor a la válvula dosificadora en las aceleraciones del motor. La leva seguidora de aceleración, se mueve axialmente sobre el eje de aceleración y trasmite su señal convinada de velocidad y temperatura de entrada al compresor a la válvula dosificadora a traves de la válvula servo del gobernador.

Los contrapesos centrífugos del gobernador, movidos por acoplamiento al motor (20) trasmiten su acción dependiente de la velocidad de funcionamiento del motor al extremo de la barra del gobernador. Al aumentar la velocidad del motor, aumenta la fuerza centrífuga en los contrapesos haciendo presión sobre el resorte del gobernador. Cuando los contrapesos del gobernador tienden a cerrar la válvula servo del gobernador igualando la fuerza del resorte que tiende a abrirla, se mantiene estabilizada la apertura axial de la válvula dosificadora. Esto provee en cualquier velocidad el control del flujo de combustible al motor.

El sistema servo controla el desplazamiento axial de la válvula dosificadora es actuado por la barra del gobernador o el contactor de aceleración de la válvula servo. Al dar mayor carga al resorte del gobernador aumentando el ángulo de la leva del control de mando, se desequilibra el efecto de los contrapesos y el resorte. La barra del gobernador controla la válvula servo que regula la descarga de presión servo P_x en el lado opuesto de la válvula dosificadora. Al aumentar la carga sobre el resorte del gobernador al ser avanzado el mando de control, la barra de la válvula del gobernador se lleva fuera de la válvula servo, permitiendo que se releve la presión servo P_x de la carga opuesta a la válvula dosificadora. Una presión diferencial mayor entre $P_R - P_x$ abre la válvula con un movimiento lineal. El efecto contrario se tiene cuando se retarda el control del mando.

El sistema sensible a la presión ambiente detecta los cambios en la presión del aire en el compartimiento del motor y trasmite la señal de estos cambios por medio de levas a la leva seguidora del gobernador. La leva de ajuste del gobernador, esta diseñada para proporcionar el combustible en proporción a la presión ambiente. Los cambios en la carrera de la leva se transforman en un aumento o disminución del resorte del gobernador, controlando la posición de la barra del gobernador a traves del excitador de potencia, que afecta el flujo de combustible, controlando a la válvula dosificadora por medio del sistema servo del gobernador.

El aneroide del termostato (21) y el bulbo (22) de temperatura responden a los cambios de temperatura en la entrada de aire al compresor y ajustan la posición de la leva seguidora de aceleración sobre la leva de acelera-

ción en sentido lineal. La leva está diseñada para proveer la máxima aceleración en el flujo de combustible para cualquier grado de temperatura ambiente.

La leva seguidora de aceleración es reajustada en su posición en la barra de aceleración por la acción del aneroide termostático. Un conjunto de levas se emplea para mover al seguidor a traves de la leva en el sentido axial. La estación de la leva seguidora en la leva de aceleración actúa un vastago y una leva con los que controla a la válvula servo en el sistema servo de la válvula dosificadora, durante las aceleraciones del motor.

La posición de la válvula servo de la válvula dosificadora que controla la presión en el lado opuesto de la válvula dosificadora, puede aumentar o disminuír el flujo de combustible en la aceleración del motor de acuerdo con la temperatura ambiente, variando la posición de la válvula dosificadora en sentido lineal, por medio del sistema servo de la misma válvula dosificadora.

La temperatura del aire de entrada al compresor (CIT) manda su señal al aneroide del termostato por medio del líquido que llena al bulbo y toda la línea. El conjunto del termostato en esta instalación incorpora un aneroide de compensación de variación de temperatura del combustible, por "nulificación" -reducción a cero- de cualquier señal de variación de temperatura del combustible que se refleje por el aneroide motor del conjunto del termostato.

El sistema de velocidad, detecta los cambios de velocidad del motor a traves de los contrapesos del gobernador haciendo que varíen de posición y actúen sobre la leva de ajuste de aceleración en sentido de su giro para controlar la máxima posición de abierta en la válvula dosificadora, en relación a las revoluciones del motor. -- Por diseño, la leva de aceleración debido a su movimiento giratorio actúa sobre la leva del seguidor de la leva para proporcionar el flujo de combustible necesario para la aceleración, proporcional a la temperatura de entrada de aire al compresor.

En esta forma el límite de aceleración provee un flujo mayor al que requiere el motor. Al ir aumentando la velocidad del motor, el sistema de velocidad permite que la válvula dosificadora abra permitiendo asi un mayor flujo de combustible.

Los contrapesos impulsados por el motor, a traves de un cople actúan sobre el conjunto de manga deslizable (23) sujeto a la leva que actúa a otro aditamento para ajuste sincronizado. La leva de ajuste proporcional actúa sobre el resorte del émbolo de velocidad y la válvula de semi-esfera de acción servo. La fuerza del resorte, la presión P_R y la presión P_o se aplican al lado abierto del émbolo de velocidad, mientras el lado opuesto del émbolo esta fijo a la cremallera que engarza sobre la leva de aceleración. La presión servo P_x aplicada al lado dentado del émbolo y su descarga esta controlada por la válvula de media esfera. De esta manera, la fuerza del resorte mas las presiones P_R y P_o tienden a llevar al émbolo en una dirección -hacia el lado en que disminuye la velocidad- mientras la acción de los contrapesos controla la presión P_x en el sistema servo tiende a llevar al émbolo en dirección opuesta. En cualquier momento en que las fuerzas estén desbalanceadas, el émbolo se mantendrá en posición estabilizada.

Un aumento en la velocidad del motor, aumentará la fuerza de los contrapesos que tiende a cerrar la válvula de media esfera, restringiendo el drene de la presión P_x en el lado dentado del émbolo, aumentando la presión --

Px, entonces el émbolo se mueve en la dirección correspondiente al aumento de velocidad, mientras la fuerza de la presión P_x es igual a la presión P_o que actúa sobre el resorte, resultando así balanceadas las fuerzas, manteniendo al émbolo en la misma posición en su manga.

El émbolo de velocidad y la cremallera, actúan a traves de la leva de aceleración, su función es controlar la presión servo P_x en el lado superior de la válvula dosificadora. Una barra cargada a resorte y su leva, son actuadas a traves del seguidor de la leva y controlan la posición de la válvula servo del gobernador durante la aceleración. La leva de aceleración en su carrera determina un flujo mayor de combustible, permitiendo que la presión P_x sea drenada por la válvula servo del gobernador, mientras el resorte de la barra determina el flujo disminuído de combustible, cuando el seguidor de la leva de aceleración se encuentra en la parte baja de la leva de aceleración.

La válvula dosificadora es posicionada en sentido de rotación -dimensión "B"- por efecto de la presión de combustible en el motor trasmitida como señal a la unidad reguladora. La presión de combustión se aplica a una cámara que aloja al aneroide al vacío (24) P_B. La posición de la válvula dosificadora queda también determinada por la acción de los aneroides a traves de la leva y la disposición del pistón servo y de potencia.

Un extremo del aneroide P_B esta sujeto a la cubierta de la unidad, mientras el otro conecta con la leva que actúa a la válvula servo. La variación de la presión de combustión actúa para que la fuerza que trasmita a la válvula servo sea mayor o menor, haciendo que abra mas o cierre de su posición normal, resultando un movimiento del émbolo actuador de la presión de combustión, variando la presión P_x. Este movimiento del émbolo es trasmitido por una cremallera al sector de engrane acoplado a la válvula dosificadora. El giro de la válvula dosificadora varía la apertura del orificio dosificador independientemente del movimiento axial de la válvula.

Una disminución en la presión de combustión como ocurre al aumentar la altura de vuelo, causa que el aneroide al vacío releve la presión sobre la válvula servo. Este movimiento es trasmitido a la leva del aneroide que moverá a la válvula servo hacia una posición de mayor apertura.

Un aumento en la presión de combustión, aumenta la presión sobre el aneroide al vacío, llevando a la válvula servo a una posición de menor apertura, permitiendo que la presión P_x sea aumentada. El émbolo entonces se moverá a una posición determinada, por acción del resorte del émbolo, llevando a la válvula servo a su posición inicial. Esto equilibra la fuerza que actúa sobre el resorte, y la presión P_x, a un valor en que la válvula dosificadora, estabiliza su posición giratoria para suministrar el mayor flujo de combustible.

Cuando la presión alcanza un valor predeterminado, la presión diferencial existente entre la presión de la combustión y la existente en la barquilla del motor, en el lado exterior de la unidad reguladora, llega a ser la fuerza restrictora del resorte delímite de presión de combustión a traves del aneroide limitador y que abre la válvula. Esta disposición es un dispositivo de seguridad, diseñado para prevenir excesivas presiones diferenciales que existen en el motor bajo condiciones de presión de aire de impacto. Cuando la válvula limitadora de presión de combustión es forzada a abrir, el aire escapa a traves de la válvula, causando una caída en la presión interior del aneroide limitador. Como resultado de la contracción del aneroide y el que se permita

que el resorte limitador actúe a la válvula limitadora hacia la posición de cerrada. La reducción de la presión P_B en el limitador, produce una reducción en la apertura de "B". Esto reduce la velocidad del motor con la consecuente reducción de la presión de combustión mientras se alcanza un valor seguro predeterminado. La presión reducida de combustión, permite que la válvula limitadora cierre, restableciéndose la operación normal. En cualquier momento que la presión de combustión aumente arriba de los límites de seguridad del motor, el limitador manda una señal al aneroide P_B para reducir el flujo de combustible y la presión de combustión a un valor máximo seguro predeterminado.

Un dispositivo regulador de presión mínima, está instalado en el control en paralelo con la válvula dosificadora. El conducto calibrado permanece siempre abierto para proveer los flujos de combustible en baja y durante la desaceleración, cuando la válvula dosificadora principal está próxima a cerrar.

Un diafragma y una leva de control de la válvula servo mantiene una presión constante $-P_3-P_0-$ diferencial a traves del ducto de combustible de flujo mínimo. Este tipo de sistema de flujo mínimo es una ventaja característica sobre los otros sistemas, que llevan solo una esprea de ajuste. Para mantener el sistema de flujo de mínimas en altos flujos de combustible, la longitud de la curva puede mantenerse como se verá en la siguiente figura.

La válvula servo de corte, conectada mecánicamente al mando del control, corta el flujo de combustible al motor, controlan la presión P_o, que se usa para abrir y mantener la presión del resorte de la válvula. Cuando la válvula servo se mueve para permitir relevar la presión P_o en la válvula de presurización y de corte, el resorte de la válvula de presurización cierra la válvula para interrumpir el flujo de combustible al multiple del motor.

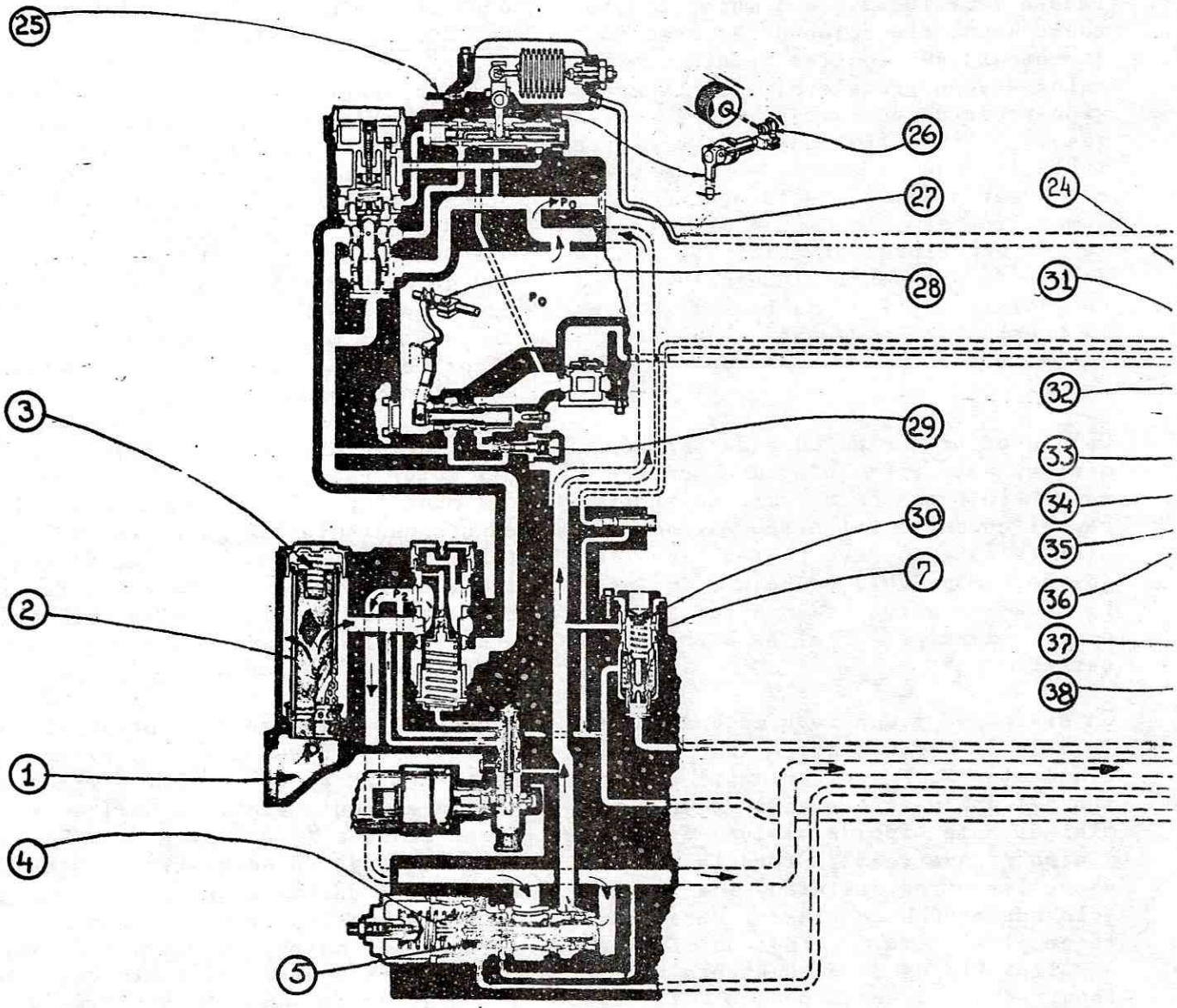
OPERACION DEL
CONTROL DE COMBUSTIBLE.

En la operación de un motor equipado con la unidad de control de combustible AJ-H1, la velocidad deseada del motor se selecciona por la posición del control de mando. Para una óptima aceleración, el control de combustible debe suministrar la máxima cantidad de combustible que el motor sea capaz de quemar, sin que se exceda la temperatura máxima permitida o se aproxime a las condiciones de desplome del compresor.

Para cualquier cambio de velocidad del motor causado por el movimiento del mando de control, toma lugar el correspondiente cambio en varios de los componentes de la unidad de control. La curva ilustrada en la Figura 3.47 muestra el flujo del combustible a nivel del mar para todos los rangos de operación del motor.

Durante el arranque en tierra, el motor gira a una velocidad aproximadamente del 12 al 16% de las máximas RPM en el punto en que el piloto mueve el mando a la posición de BAJA -idle-. El flujo de combustible esta en el punto A de la curva, por el aumento de la presión de combustión al arrancar el motor, la válvula dosificadora gira y abre, permitiendo un mayor paso de combustible a traves de la válvula dosificadora, permitiendo que se suministre combustible a traves de la línea ABC. Arriba de este punto la barra del gobernador se mueve adelante del émbolo y la válvula dosificadora servo, permitiendo el drenado en el lado posterior de la válvula dosificadora, mientras el movimiento de la válvula a traves de su pista lleva al émbolo servo del gobernador a hacer contacto con la barra del seguidor de la leva de acelera-

DIAGRAMA ESQUEMATICO DE LA



1.- ENTRADA DE COMBUSTIBLE
2.- FILTRO DE COMBUSTIBLE
3.- RESORTE DEL FILTRO
4.- VALVULA DE PASO PRINCIPAL DE COMBUSTIBLE
5.- DIAFRAGMA DE LA VALVULA DE PASO PRINCIPAL
6.- VALVULA DOSIFICADORA Y SU MANGA
7.- REGULADOR DE PRESION SERVO
8.- CONTRAPESOS DEL GOBERNADOR
9.- RESORTE DEL GOBERNADOR
10.- MANDO DEL ACELERADOR
11.- EJE DEL ACELERADOR
12.- LEVA DEL GOBERNADOR
13.- LEVA SEGUIDORA DEL GOBERNADOR
14.- EMBOLO DE POTENCIA AUXILIAR
15.- VALVULA SERVO DEL GOBERNADOR
16.- LEVA DE RELACION MAXIMA DE VELOCIDAD
17.- VALVULA DEL EMBOLO SERVO
18.- BARRA SERVO DEL GOBERNADOR
19.- LEVA DE ACELERACION
20.- ACOPLAMIENTO AL MOTOR

UNIDAD DE COMBUSTIBLE AJ-H1

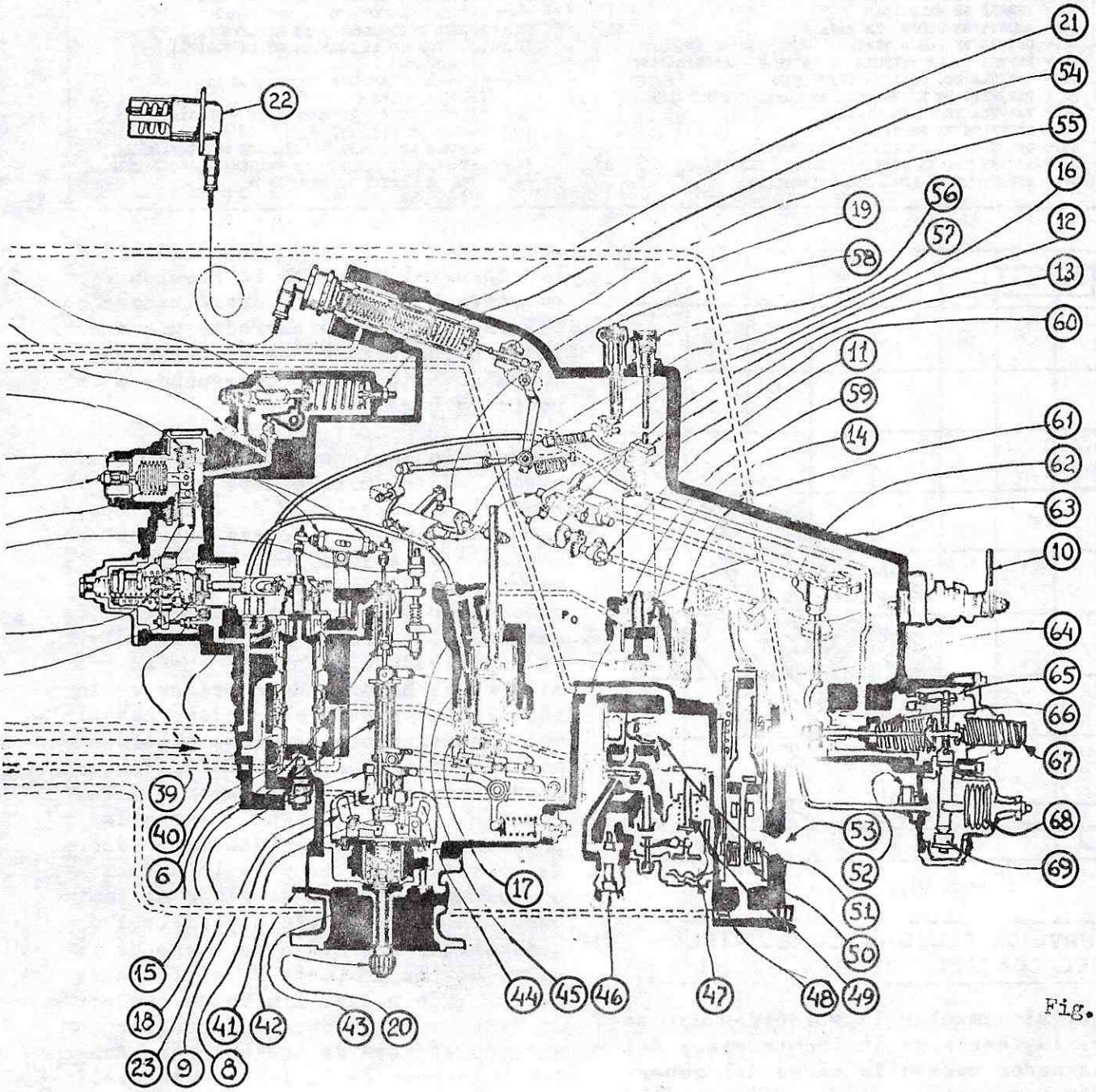
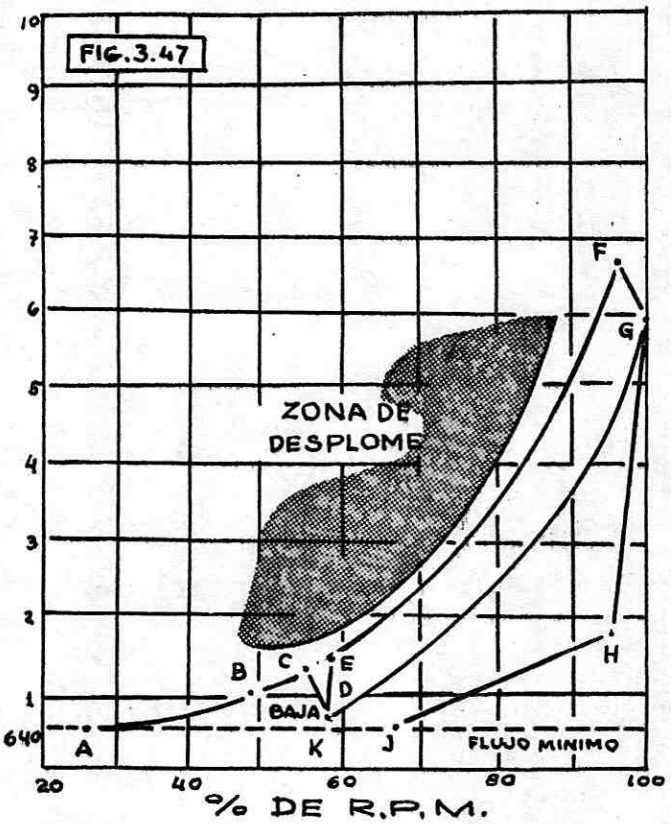


Fig. 3.46

21.- TERMOSTATO
22.- BULBO DE TEMPERATURA DE ENTRADA DE AIRE
23.- MANGA DESLIZABLE
24.- ANEROIDE LIMITADOR DE PRESION P_B
25.- COMUNICACION AL DRENE DE LA CAVIDAD FRONTAL
26.- AJUSTE DE LA LEVA DE COMPENSACION DE ALTITUD
27.- SALIDA DE PRESION P_B
28.- AJUSTE MICROMETRICO DE LA LEVA DEL ACELERADOR, EN EMERGENCIA
29.- AGUJA DE BAJA, EN EMERGENCIA
30.- DISCOS DE AJUSTE
31.- CONEXION DE PRESION DE COMBUSTION
32.- LEVA DE AJUSTE DE PRESION P_B
33.- AJUSTE DE DESLIZAMIENTO DEL GOBERNADOR
34.- AJUSTE DEL ANEROIDE DE PRESION P_B
35.- ANEROIDE DE PRESION P_B
36.- AJUSTE DE LA LEVA SEGUIDORA
37.- RESORTE DE AJUSTE DE PRESION P_B
38.- EMBOLO DE POTENCIA P_B
39.- VALVULA SERVO DEL EMBOLO DE POTENCIA P_B

40.- ESPREA DE PRESION SERVO P_B
41.- CONTRAPESO DEL GOBERNADOR
42.- COMUNICACION A LA CAMARA DEL ANEROIDE DE ALTITUD
43.- DRENE
44.- ESPREA DE VELOCIDAD SERVO
45.- EMBOLO DE VELOCIDAD
46.- AJUSTE DE FLUJO EN BAJA
47.- UNIDAD DE FLUJO MINIMO
48.- ESPREA DE LA VALVULA DE CORTE Y PRESURIZACION
49.- VALVULA DEL SISTEMA PRINCIPAL
50.- CONJUNTO DE LA VALVULA DE CORTE Y PRESURIZACION
51.- VALVULA DE FLUJO MINIMA
52.- CONEXION DE PRESION P_{T12}
53.- CONEXION DE SALIDA DEL COMBUSTIBLE
54.- AJUSTE DEL RESORTE LIMITADOR, PRESION P_B
55.- AJUSTE DE LA LEVA DEL TERMOSTATO
56.- AJUSTE DE BAJA VELOCIDAD
57.- EJES EXCENTRICOS
58.- AJUSTE DE MAXIMA VELOCIDAD
59.- ESPREA DE POTENCIA AUXILIAR SERVO
60.- VALVULA DE POTENCIA AUXILIAR SERVO
61.- AJUSTE DEL RESORTE DE VELOCIDAD
62.- AJUSTE MICROMETRICO DE LA LEVA P_{T12}
63.- CONEXION DE LA PRESION DE LA VALVULA DE DESCARGA
64.- VALVULA DE PRESION Y CORTE DE LA VALVULA SERVO
65.- VALVULA SERVO DEL EMBOLO DE POTENCIA P_{T12}
66.- EMBOLO DE POTENCIA P_{T12}
67.- RESORTE DE AJUSTE DE BALANCE DE PRESION P_{T12}
68.- ANEROIDE DE PRESION DE ENTRADA AL COMPRESOR
69.- LEVA DE AJUSTE DE PRESION P_{T12}



CURVA DE FLUJO DE COMBUSTIBLE DEL CONTROL BENDIX AJ\ H1

ción. Al aumentar la velocidad del motor, la fuerza de los contrapesos del gobernador mueven la barra del gobernador hacia el émbolo servo y el émbolo servo hacia el vástago del gobernador por medio de la pista. En este punto aumenta la fuerza de los contrapesos llevando el vastago del gobernador contra la válvula servo, restringiendo la descarga de la presión P_x en el lado opuesto de la válvula dosificadora. Al aumentar la presión P_x se mueve a la válvula dosificadora hacia la posición de cerrada, mientras las presiones P_R-P_x estan balanceadas en BAJA. Este punto corresponde a la posición D de la curva.

Durante la aceleración de bajas a máximas RPM, el piloto debe mover el control a la posición de máxima apertura, aumentando la carga sobre el resorte de velocidad, asi se mueve a la barra lejos de la válvula servo del gobernador y se crea una situación de desbalance entre P_R y P_x en la válvula dosificadora, debido a que la presión P_x se ha drenado a traves de la válvula servo del gobernador. La válvula dosificadora se mueve axialmente hacia su posición de ABIERTA, debido a que la presión P_R es mayor que la presión P_x. La diferencia entre las presiones P_2-P_3 momentáneamente decrece, causando que la válvula de paso principal restrinja el flujo de combustible a P_o. El flujo principal de combustible aumenta a lo largo de la curva DE. En el punto E, el flujo es restringido por el límite de recorrido de la válvula dosificadora por acción de la leva de aceleración. Aumentando la presión P_B la válvula dosificadora actúa ahora girando sobre su eje y la leva de aceleración, controla la apertura axial, abriendo la válvula de aceleración a través de la línea EF. Siguiendo el contorno de la zona de desplome del compresor -como se observa en la figura- mientras se-

da el máximo de combustible para la aceleración.

Conforme aumenta la velocidad del motor durante la aceleración, la fuerza de los contrapesos aumenta hasta el punto F de la curva, en que empieza a cerrar la válvula servo del gobernador, restringiendo el flujo de combustible como se observa en dicha curva, del punto F al G. Una presión mas alta P_x mueve a la válvula dosificadora a la posición de cerrado y al émbolo servo del gobernador lo aleja de la barra sobre la manga de la leva de ajuste. Cuando las presiones P_x-P_R empiezan a igualarse, se restrablece el flujo a 100% de RPM en el punto G de la curva. Durante la desaceleración de máximas RPM a baja, el piloto mueve el control a la posición de baja, haciendo que decrezca la fuerza sobre el resorte del gobernador y así los contrapesos llevarán a la válvula dosificadora hacia adelante en la posición de cierre total del movimiento axial del sistema servo del gobernador. El combustible fluye por los conductos de dosificación que estan abiertos en dirección de rotación, posición que es controlada por la presión de combustión. Al reducir la velocidad del motor, el valor de la presión de combustión se reduce hasta el punto que en la curva se marca con H- al ir cerrando la válvula dosificadora en sentido rotativo a traves de la línea HJ. Cuando la válvula esta próxima a cerrar, el flujo mínimo por las espreas es el controlado. En el punto K de la curva, el resorte del gobernador se equilibra con la fuerza de los contrapesos, abriendo la válvula dosificadora, a traves del sistema servo a lo largo de la línea KD y en el punto D se restablece nuevamente el flujo normal de baja.

Durante un ascenso con acelerador fijo, el sistema del gobernador posiciona a la válvula dosificadora axialmente en su manga y la presión P_B la posiciona en sentido rotativo. Al aumentar la altitud, la presión de combustión decrece por reducir la densidad del aire. La disminución de la presión de combustible P_B es detectada por los aneroides y aplicada a la válvula dosificadora en forma de un movimiento rotativo para reducir el flujo de combustible en forma proporcional a la disminución de densidad del aire. Al mismo tiempo que la presión ambiente P_A se reduce debido a la menor densidad del aire, es reajustada la posición de la leva seguidora del gobernador, a traves de la posición del resorte del gobernador, El sistema servo del gobernador reajusta la posición axial de la válvula dosificadora, reduciendo el flujo del combustible, con el subsecuente cambio en RPM del motor. El descenso de la presión P_A produce un cambio en la velocidad máxima del motor con la altitud.

OPERACION DE EMERGENCIA.

Durante la operación de emergencia de esta unidad reguladora de combustible, se elimina todo control normal en el flujo de combustible y el piloto asume todo el control sobre ella manualmente. La única compensación automática que permanece en la operación de emergencia es la altimétrica que opera hasta una altitud aproximada de 30,000'. Después de esta altitud, el piloto deberá retardar el mando de control para mantener constantes las RPM. El control de la unidad puede pasar de operación normal a la de emergencia, con solo la operación del interruptor del motor de emergencia en la cabina. No existe previsión que tomar, para pasarlo a posición automática.

Cuando el interruptor del motor de emergencia es puesto en la posición de "EMERGENCIA", se interrumpe la presión P_2 al émbolo de la válvula de lanzadera, permitiendo que el resorte coloque a la válvula en la posición de emergencia. El movimiento de la válvula de lanzadera abriendo el circuito de emergencia interrumpe el flujo de la presión P_2 al circuito prin-

cipal. Sin presión diferencial P_2-P_3 a través del diafragma de la válvula de paso, la presión del resorte cierra la válvula de paso principal. La interrupción de la presión P_2 en el sistema principal y la subsecuente de la presión P_3 permite que el resorte cierre la válvula de paso principal en el circuito de dosificación del sistema principal.

La presión del combustible en emergencia es regulada por la válvula de paso de emergencia, que mantiene la caída de presión necesaria a través de la válvula de aceleración de emergencia, siendo completado esto por el paso de combustible en exceso de la demanda de control, al lado de entrada de la bomba principal de combustible.

En el control de posición de emergencia, se establece un flujo de P_2 pasando la aguja de altitud, a P_E y a través de la esprea en la cubierta de la válvula de paso de emergencia hacia el combustible medido -de emergencia P_3-. Sin considerar la altitud, la presión diferencia P_2-P_E a través de la aguja de altitud en emergencia permanece a un valor relativamente constante a la que el resorte de la válvula de paso es ajustado. El flujo a través del orificio de la aguja de altitud puede variar de acuerdo a la posición de la aguja que variará en función a la posición de la misma aguja, variando la caída de presión a través de la esprea de altitud en emergencia.

La aguja de altitud de emergencia es actuada por una leva y su eje acopla a los aneroides de altitud de emergencia, estos aneroides respondiendo a la presión de entrada al compresor, posicionan a la aguja de altitud en su manga. Al disminuír la presión de entrada al compresor, como ocurre en los aumentos de altitud, se origina que los aneroides reposicionen a la aguja en su orificio, disminuyendo el flujo P_2-P_E a través de la aguja de altitud. Reduciendo el flujo P_E al orificio fijo de la esprea de altitud de emergencia, resulta en un aumento del diferencial P_2-P_E a través del diafragma de la válvula de paso, que moverá a la válvula de paso a una mayor apertura. Este aumento de combustible que regresa a la bomba, disminuye el volúmen del que fluye a la válvula de aceleración de emergencia.

El combustible no medido P_2 es dirigido de la válvula de lanzadera al sistema de emergencia a través de la válvula de paso de emergencia a la válvula de aceleración de emergencia. La aguja del acelerador en emergencia, esta acoplada mecánicamente al mando de control. Sus movimientos en el orificio controlan el flujo de combustible a través de la válvula, proveyendo así un control manual del flujo de combustible al motor. Una esprea ajustable instalada en paralelo con la válvula de acelerador en emergencia provee los ajustes del flujo en baja de emergencia que sea necesario hacer.

4.- SISTEMA DE LUBRICACION.

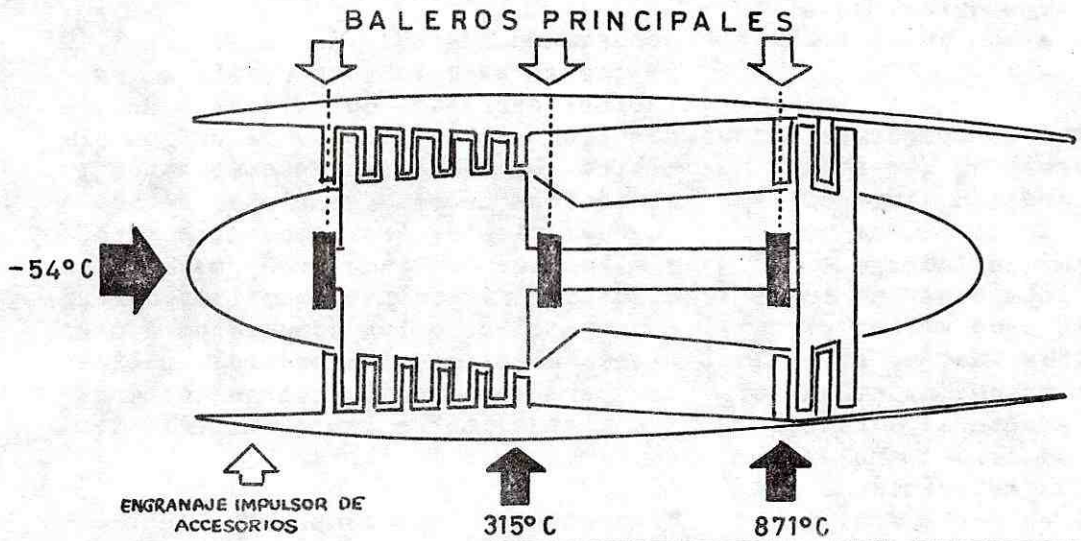
LUBRICANTES.

Al principio del desarrollo del motor turbo reactor, no existió problema en la selección del lubricante a usar en él, ya que los aceites derivados del petróleo eran satisfactorios como en los motores recíprocos. Los aceites empleados eran ligeros, del tipo MIL-0-6081 A, grado 1010 y cuando se requería el uso de un aceite mas ligero se empleaba el MIL-0-3519 grado 1005. En la actualidad es raro el motor turbo reactor que emplée como lubricante un aceite derivado del petróleo.

Debido al contínuo esfuerzo, grandes cargas y alta potencia de los motores turbo-reactores, diseñados para trabajar a muy altas temperaturas y presiones -temperaturas superiores en mucho

al punto de inflamación de los aceites derivados del petróleo- es obvio- que necesitó desarrollarse un lubricante de alta temperatura.

REQUISITOS DE TEMPERATURA.- En la figura 3.48 se ilustran las temperaturas típicas que se pueden encontrar - en la operación de los motores turbo- reactores. Estas varían en cada tipo- de motor en particular y también con- las diferentes condiciones de operación, pero que dan un punto de comparación sobre los problemas que presen- tan. Como en cualquier tipo de motor,- los baleros y engranes deben ser enfriados y lubricados por una circulación de aceite, con la diferencia que en el motor turbo-reactor muchas de - sus partes están cercanas a las cámaras de combustión y a la turbina donde la temperatura puede ser hasta de- 980°C, mientras otras partes exterio- res trabajan a temperaturas de -54°C. Esto muestra que las condiciones de - trabajo en estos motores son diferentes a las de cualquier otro tipo de - motor. Igualmente, las velocidades de estos componentes son muy altas y varían según el diseño del motor. Las - cargas impuestas a los cojinetes, son generalmente ligeras, mientras las de los engranajes son variables. En los- motores turbo-reactores, la carga a - los engranajes es mas ligera, comparada con el motor turbo-hélice que tiene las mas pesadas en la sección de - reducción a la hélice. Con estos datos ilustrados gráficamente en la figura 3.48 es posible definir en términos generales, qué cualidades se requiere del lubricante para estos motores.



TEMPERATURAS QUE SE ENCUENTRAN EN LA OPERACION DEL MOTOR

FIG.3.48.

PARTE DEL MOTOR	TEMPERATURA °C	RPM DE TRABAJO	CARGAS IMPUESTAS
Rodamientos:			
PLANOS	-54° a 148°	6000 a 12000	Ligera
ANTIFRICCION	-54° a 232°	6000 a 20000	Ligera
ENGRANAJES	-54° a 205°	1000 a 20000	MEDIA A PESADA

REQUISITOS DE CALIDAD.- Sería ideal - tener un lubricante que satisfaciera-

las necesidades de ambos tipos de motores, el turbo-reactor y el turbo-hélice.

En capítulo separado, se explicarán las particularidades del motor turbohélice que es crítico en el aspecto de cargas y arrastres impuestos a sus componentes.

Se ha encontrado que en la mayoria de los usos del aceite de grado 1100 tiene viscosidad satisfactoria -de 100 SSU a 9.8°C- para las cargas y arrastres que se le imponen. Considerandosolo la carga impuesta en el engranaje de impulso de accesorios. Este aceite la satisface con un 45 o 50% de su capacidad.

Debido a la altitud de operación normal de estos motores, en que se encuentra una baja presión atmosféricaalrededor de él, que combinada con la alta temperatura a que trabaja el aceite, es preferible tener un lubricante poco volátil para evitar pérdidas por evaporación. Además, el aceite no debe formar espuma ni atacar a los sellos de hule natural o de hule sintético usados en el sistema de lubricación. Estas características deben mantenerse si se desea mantener el consumo de aceite al mínimo.

Debe considerarse también el efecto corrosivo que tiene el aceite sobre los diferentes metales que se usan en la fabricación de los componentes del motor. También las altas velocidadesque soportan los cojinetes no toleran excesivos depósitos de carbón o barníz en ellos. Resultando así, que ellubricante debe ser un compuesto termicamente estable, estable también a la oxidación y no corrosivo a las temperaturas de operación.

Igualmente debe considerarse el efecto de la temperatura ambiente en el reencendido del motor a grandes altitudes, que es similar al encendido en tierra con temperaturas semejantes a las que prevalecen en las regiones árticas. Por estas razones, se requiere que el lubricante sea de baja viscosidad y bajo punto de fluidez.

La mínima viscosidad para arranques satisfactorios se ha fijado entre los 5000 y 20000 centistokes, considerando las características de las bombas y tuberías de los diferentes motores. Es deseable para las condiciones extremas de baja temperatura para el arranque, una viscosidad menor a los 5000 centistokes.

SELECCION DEL LUBRICANTE.

Observando la tabla de la figura 3.49 en que se hace la comparación entre aceites derivados del petróleo de grados 1100 y 1010 con los de origen sintético. La lista de los compuestos sintéticos no esta completa, debido a que son cientos los compuestos usados y miles las combinaciones posibles en cada clasificación. Estan listados en esta tabla solo los compuestos sintéticos que tienen las mejores cualidades para soportar las cargas de arrastre y cada una de las características enumeradas en la tabla.

El punto mas importante es seleccionar el lubricante que a favor de su alto costo inicial, llene sus funciones con propiedad, conservando sus cualidades y cantidad en forma tal, que una carga de aceite sintético dure mas que el aceite del grado 1010 y así los costos relativos de mantenimiento podrán ser equivalentes y quizá hasta menores, usando lubricantes sintéticos.

En general, se puede deducir que el lubricante elaborado con base diester es el mejor de los aquí presentados.- Así el desarrollo del lubricante MIL-L-7808 que llevó varios años investigarlo, tanto en los EE.UU, como en Inglaterra, pertenece a este grupo que en la tabla se muestra con características "Buenas" en todas las condiciones enumeradas en las mismas.

BASE	CARACTERISTICAS				
	CARGA DE ARRASTRE	VOLATIBILIDAD	ESTABILIDAD A LA OXIDACION CON ALTA TEMP.	VISCOSIDAD	COSTO POR GALON ($ US)
PETROLEO					
Grado 1100	BUENA	REGULAR	BAJA	REGULAR	$ 0.75
Grado 1010	BAJA	BAJA	BAJA	REGULAR	$ 0.55
SINTETICA					
Diesteres	BUENA	BUENA	BUENA	BUENA	$5.00 a $10.00
Silicones	BAJA	BUENA	EXCELENTE	EXCELENTE	$30.00 a $40.00
Ester-silicatos	BUENA	BUENA	BAJA	EXCELENTE	$10.00 a $12.00
Ester-poliglicol	BAJA	BAJA	BAJA	BUENA	$2.00 a $ 6.00
Ester-fosfatos	BUENA	BUENA	BUENA	BAJA	$4.00 a $12.00

COMPARACION ENTRE LUBRICANTES DE BASE SINTETICA Y PETROQUIMICA

FIG. 3.49.

En forma resumida, a continuación se mencionan las pruebas a que se ha sometido el lubricante MIL-L-7808 y que consisten en:

a) Prueba de carga.- En un equipo de prueba especial que consta de sistemas de engranes en que se imponen cargas variables, que trabajan a 10,000 RPM y el aceite con temperatura de 74°C, comprobando que éste soporta 2,000 libras por pulgada cuadrada en cada sección de diente de engrane.

b) Prueba de volatibilidad.- La presión de vapor a 143.3°C del 7807 es de 0.1 mm Hg, mientras la del MIL-L 1010 es de mas de 200 veces mayor, es decir de 25 mm. Hg, o sea que a una temperatura normal del motor de 232°C, el punto de ebullición del aceite 1010 sería a los 47,000', mientras en el 7808 sería a una altitud de 78,000' .

c) Resíduos de carbón y corrosivos.- Esta prueba, se efectúa a 315.5°C de temperatura durante 8 horas en que los depósitos de coke no deben ser mayores de 100 mg. El lubricante MIL-L-7808 tiene 60 mg. de depósito en las 8 horas de prueba.

d) Pruebas de arranque a bajas temperaturas.- Estas pruebas, se efectúan para comprobar la facilidad de arranque con viscosidad a muy bajas temperaturas -de -67°C- con 5,000 centistokes mínimos, y que las pasa con amplio margen sobre otros lubricantes.

Para usos militares, la versión del aceite MIL-L-7808 es la MIL-C-8188A que tiene preventivos contra corrosión en mayor cantidad.

COMO AFECTA EL LUBRICANTE SINTETICO A LOS METALES EMPLEADOS EN EL MOTOR.

Uno de los mayores problemas en el uso de lubricantes sintéticos, ha sido determinar qué metales se pueden emplear satisfactoriamente con ellos. El primer punto de investigación, ha sido la reacción entre el aceite y los metales, sin descuidar la resistencia que deben tener al lubricante los plásticos, sellos de empaque y pinturas.

De los metales con que el aceite tiene contacto, el plateado de cadmio es el que menos resistencia ofrece a la acción corrosiva, por lo que se le ha

PRUEBA DE	REQUERIDO	COMPROBADO
VISCOSIDAD		
Centistokes a 99°C	3.0 MINIMO	3.6
Centistokes a -53.8°C	13000 MAXIMO	12600
PUNTO DE COMBUSTION °C	176.6 MINIMO	221
PUNTO DE CONGELACION °C	-59.4 MAXIMO	-67.7
RYDER (Presión sobre engranes) PSI	1700 MINIMO	2000
RESIDUOS DE CARBON a 315°C mg.	100 MAXIMO	59
CORROSION		
Cobre a 232°C mg. por pulg^2	3.0 MAXIMO	1.6
Plata a 232°C mg. por pulg^2	3.0 MAXIMO	0.7
ESTABILIDAD a la oxidación y a la corrosión a 175°C.		
Cambio de peso mg.por cm^2		
ACERO,PLATA,ALUMINIO y MAGNESIO	± 0.2 MAXIMO	SATISFACTORIO
COBRE	± 0.4 MAXIMO	SATISFACTORIO
AUMENTO NUMERICO DE ACIDEZ	2.0 MAXIMO	0.8
CAMBIO DE VISCOSIDAD a 37.7°C (%)	de -5 a +15	+2.0

FORMA EN QUE CUMPLE LOS REQUICITOS EL ACEITE SINTETICO MIL-L-7808B

FIG. 3.50.

suprimido en los lugares donde pueda tener contacto con el aceite. El metal que le sigue con menor resistencia a la corrosión, es el cobre. Esto puede observarse en la tabla anterior donde se ve que se requiere un límite máximo de ± 0.4 mg. por cm^2 de resistencia a la oxidación-corrosión, mientras que para el aluminio, el magnesio, el acero y la plata, se exige solo el ± 0.2 mg. por cm^2 en la misma prueba. Esto, sugiere que debe evitarse en lo posible el uso de partes de cobre y sus aleaciones, cuando tengan contacto con el aceite. Los cojinetes fabricados con base en este metal y sus aleaciones, están cubiertos con un baño de plata o plomo, como acabado protector.

Con respecto a los plásticos, se puede dar como regla general que: los formados con calor son mas resistentes que los vaciados en caliente. El problema con los materiales empleados en los sellos, en aquellos lugares donde existe vibración ésta les es muy perjudicial. De hecho, mientras se encuentra solución a este problema, se restringe su empleo en motores de alta relación de empuje. Se ha solucionado por ahora en dos formas el problema, primero: eliminando el empleo de sellos elásticos o bien, usando combinaciones de ellos que sean resistentes a las temperaturas mas altas que se encuentren en el aceite, dentro del motor.

El efecto disolvente de los aceites sintéticos es evidente en las superficies pintadas que llegan a tener contacto con él, ya que en corto tiempo habrá desaparecido la pintura con que tuvo contacto. Este problema, está en estudio con los fabricantes de pinturas, para desarrollar una pintura que sea altamente resistente a este tipo de lubricantes.

TOXICIDAD.

Se rumora que los aceites sintéticos-

son de alta toxicidad. Fuera del cuidado para evitar el contacto externo con estos aceites, no existe mayor problema que el que puede ofrecer el aceite ligero de base mineral o los solventes. En el personal que regularmente tiene contacto constante con estos aceites, se nota cierta resequedad en la piel, que se atribuye al proceso regenerador de la misma. Esta resequedad, puede ser satisfactoriamente reducida con los métodos comunes de aseo personal y el uso de cremas para la piel.

El problema en la inhalación de vapores calientes y productos separados por alta temperatura del lubricante, ha llegado a ser importante, debido a que la mayoría de los aviones de transporte utilizan presurización y calefacción proveniente de las purgas del compresor del motor. Las investigaciones efectuadas al respecto por las autoridades aeronáuticas, han demostrado que los vapores del aceite MIL-L-7808 son similares en baja toxicidad a los de aceites de base mineral en condiciones similares. Las investigaciones han demostrado también que el nivel tóxico dentro del avión, bajo las condiciones mas severas de vapores, no causa en la persona expuesta a ellos ningún daño permanente, sino mas bien molestias pasajeras. En cualquier forma, se aconseja a los fabricantes de aviones que para la presurización de la cabina, se empleen sistemas de doble etapa, en que el aire que se tome del compresor del motor -que es el que puede llevar los vapores de aceite- se emplée solo como fuente de potencia para impulsar un compresor que con aire del ambiente, efectúe la presurización.

EXPERIENCIA CON LUBRICANTES SINTETICOS.

Como se ha dicho, los resultados obtenidos con el aceite tipo MIL-L-7808 han sido excelentes, acumulándose yadecenas de millones de horas voladas con motores lubricados con éste tipo de aceite o sus equivalentes. Casi la totalidad de los aceites lubricantes para motores turbo-reactores modernos son sintéticos, por lo que se supone que éste tipo de lubricante es indispensable en los motores de alto rendimiento. Indudablemente con ligeros cambios permite este lubricante operaciones con mayores temperaturas para desarrollar mayores empujes en los motores del próximo futuro.

LUBRICANTES SINTETICOS TIPICOS.

Son varias las compañías que fabrican el aceite MIL-L-7808 o sus equivalentes, que como se ha dicho es el que tiene mayor rendimiento entre los lubricantes sintéticos. Para motores actuales que trabajan con temperaturas superiores a las normales de la generalidad de los motores, se substituye el MIL-L-7808 por el especificado como MIL-L-9236, como ocurre en el caso del motor GE-J93 y también en el Sinclair S-15 que es del tipo MIL-L-7808E y los Esso TJ-15 y WS5251. Este último, puede tener operación limitada a 315.5°C y normal contínua a 204.4°C.

SISTEMAS DE LUBRICACION.

Generalidades.- Los sistemas de lubricación de los motores turbo-reactores son sencillos en diseño y simples en funcionamiento pero vitales en importancia para la seguridad del vuelo. Se puede decir que la función principal de la lubricación, es doble

a) reducir las fricciones y
b) enfriar las áreas que entran en contacto con el aceite.

Los componentes principales del sistema de lubricación, son:

1) tanque
2) bomba de presión
3) filtros
4) separadores de flujo

5) bombas de barrido y
6) radiador de aceite.

TANQUES DE ACEITE.- Los tanques de aceite de este tipo de motores, pueden ser de tres tipos

a) separados del motor
b) sujetos al motor, o como
c) parte estructural del mismo motor.

El primer tipo mencionado, se construye generalmente de lámina delgada unida por soldadura, con herrajes para ser soportado. Cuando el tanque va separado del motor, es diseñado bajo responsabilidad del fabricante del avión.

En los motores Pratt & Whitney J57, Wright J65 y otros, el tanque de aceite va sujeto al motor, siguiendo el contorno de la carcaza del compresor. En este caso, el tanque es diseñado por el fabricante del motor, para resolver los problemas relativos a la instalación del motor.

El tanque del motor Rolls Royce Dart forma parte estructural del motor en la sección de entrada de aire. Este motor se trata en un capítulo posterior por separado.

BOMBAS DE ACEITE.- Las bombas de aceite de los motores turbo-reactores son comúnmente de desplazamiento positivo de engranes o de paletas, con una válvula de relevo para prevenir excesivos aumentos de presión. Se ha desarrollado un tipo de bomba modificado llamado "gerotor". Su principio de funcionamiento, se ilustra en la figura 3.51. Esta bomba esta formada por un engrane giratorio con eje excentrico, dentro de una camisa o rotor también giratoria e impulsada por el mismo engrane, dos dientes del engrane y su raíz común asientan en un lóbulo de la camisa. La camisa tiene un lóbulo mas, que dientes el engrane, en tal forma que en una vuelta completa del engrane, la camisa o rotor solo gira 6/7 de vuelta. La superficie sobre la que se apoya el rotor tiene dos ranuras en forma de riñón que sirven de entrada -la primera según el giro del rotor- y salida del lubricante. Al girar el conjunto de engrane y rotor, el espacio entre éstos aumenta llevando el aceite hacia la salida, forzándolo a salir al irse reduciendo el espacio entre engrane y rotor, al ir terminando la vuelta del engrane.

En los motores se instalan conjuntos-

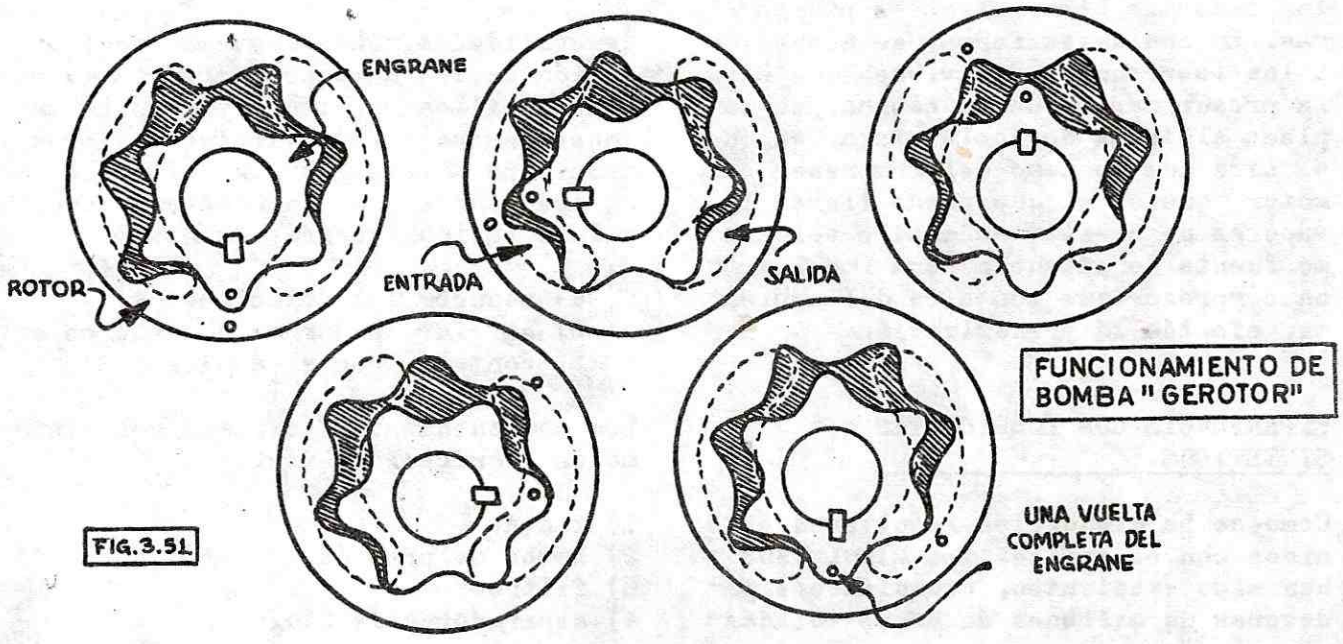


FIG. 3.51

de una o varias bombas para proveer - de presión a diferentes secciones del sistema.

Las bombas de barrido tienen construcción similar a las de presión, su función de extraer el aceite de los colectores, baleros, cubiertas de accesorios y otros lugares de drene, para llevarlo al tanque vía radiador.

FILTROS.

Los filtros de aceite, se construyen de varios tipos. Su objeto principales retener las partículas extrañas que circulen en el aceite, sin crear una contrapresión en las bombas de presión o de barrido. Comúnmente, los filtros tienen válvulas de paso para permitir que el aceite fluya sin filtrarse en el caso de bloqueo del filtro.

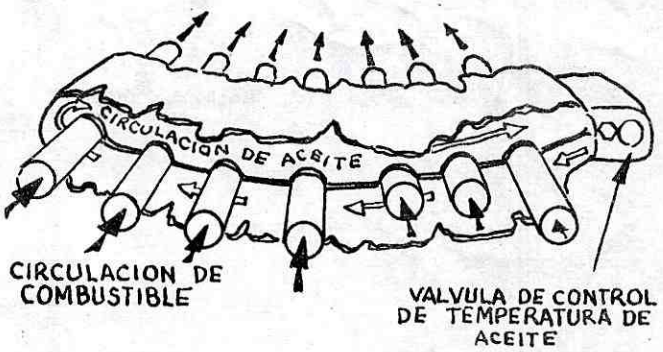
Los filtros pueden estar formados por mallas finas de metal, discos dentados, discos planos, discos porosos, o de otros tipos. Uno de los sistemas mas comunes, emplea un filtro formado por una serie de discos porosos separados por espaciadores de entrada y salida. Los discos quedan insertados sobre un tubo que permite el ensamble y desensamble rápido para su limpieza.

RADIADORES.

Los radiadores en estos motores, pueden ser del tipo común en que el medio enfriador es el aire de impacto, que circula por el panal del radiador mientras el otro tipo emplea como medio enfriador, al combustible que alimenta al motor. El último tipo es el mas comúnmente empleado en los motores modernos.

El radiador de aceite del tipo de combustible, es un cambiador de calor que transfiere calor del lubricante al combustible que fluye hacia las descargas en las cámaras de combustión. En cierto modo, este proceso restituye cierta parte de la energía térmica a la cámara de combustión del motor.

En la figura 3.52 se representa esquemáticamente un radiador que emplea como medio enfriador combustible del motor. Esta unidad esta equipada con un control de temperatura que por medio de una válvula, permite que el aceite frío salve el panal del radiador, permitiendo así un calentamiento mas rápido del aceite. Esta válvula también protege al radiador de daños que se pueden ocasionar por presión excesiva cuando el aceite esté frío.



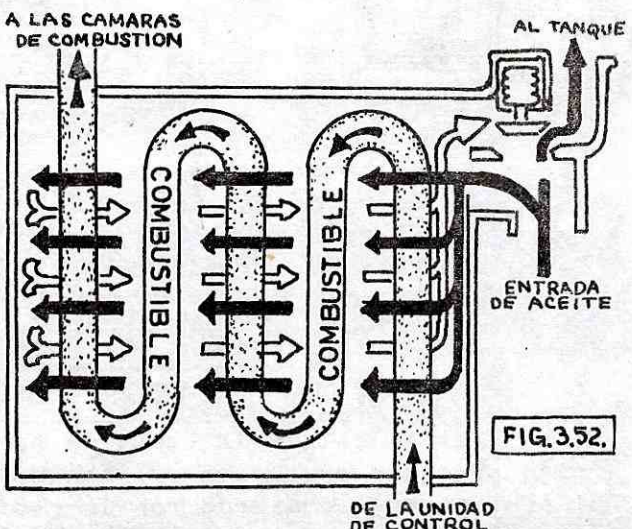


FIG. 3.52.

ESQUEMA DEL RADIADOR DE ACEITE CON COMBUSTIBLE COMO REFRIGERANTE

SISTEMA TIPICO DE LUBRICACION.

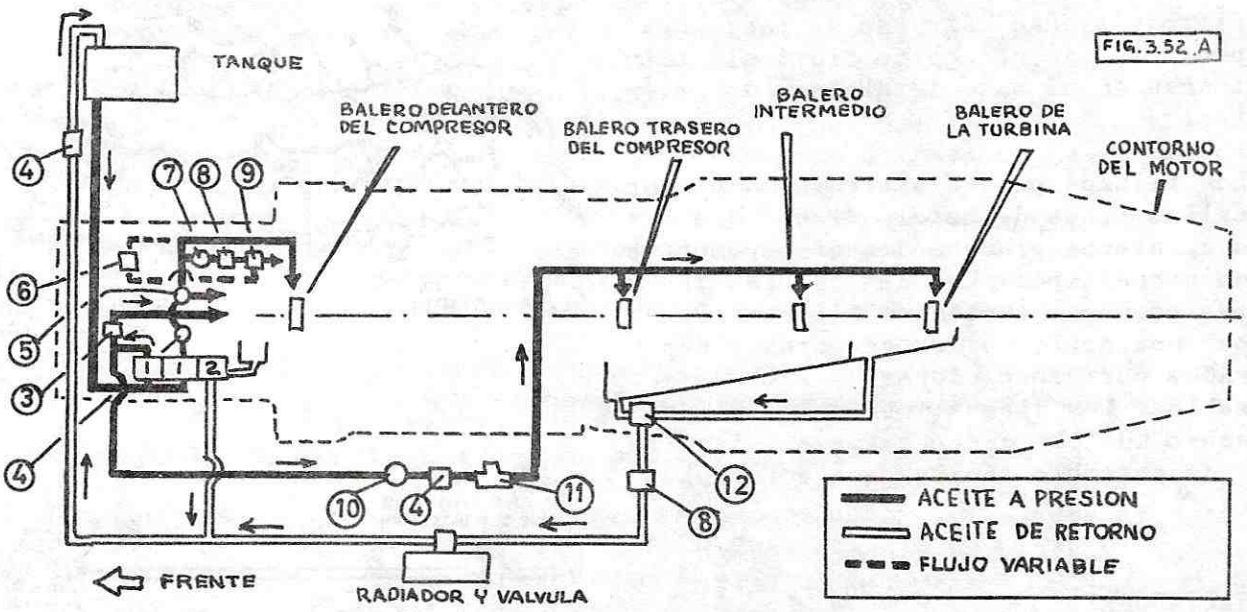
La figura 3.52A muestra el sistema de lubricación del motor turbo reactor - General Electric J47. El aceite fluye del tanque por gravedad hasta la sección de presión de las bombas (1). -- Una de las bombas, proporciona la presión para lubricar los baleros de la turbina y el compresor a un valor de 10 a 25PSI. la otra bomba da la presión necesaria para la lubricación de los engranajes impulsores de accesorios y para el balero delantero del - compresor.

El aceite después de lubricar los baleros se recoge en colectores de donde son extraídos por la bomba de barrido para ser regresados al tanque.- El sistema está equipado con un radiador enfriado por combustible, válvula de relevo, y las demás unidades necesarias para completar el sistema de - lubricación.

5. INYECCION DE AGUA.

La sensibilidad del motor turbo reactor al aumento de temperatura del aire de entrada al compresor en un dia caliente, le produce una apreciable - pérdida del empuje disponible para el despegue, debido a que en estas condiciones, la masa de aire que llega al motor está reducida y consecuentemente la cantidad de combustible, proporcionada por la unidad reguladora, está reducida.

Bajo estas condiciones, la restauración del empuje perdido se logra en - la mayoría de los motores, enfriando el aire que se entrega a las cámaras de combustión, por medio de inyección de agua. El agua se inyecta al flujo de aire en la entrada al compresor, a la entrada del compresor y en la sección difusora o solamente en ésta última.



1. Bomba de presión
2. Bomba de barrido
3. Válvula de relevo
4. Válvula anti-derrame
5. Válvula de relevo y filtro
6. Válvula de control de combustible
7. Válvula reguladora y filtro
8. Válvula unidireccional
9. Regulador VS2
10. Filtro
11. Trasmisor de presión
12. Bomba doble de barrido

DIAGRAMA DEL SISTEMA DE LUBRICACION DEL MOTOR J47

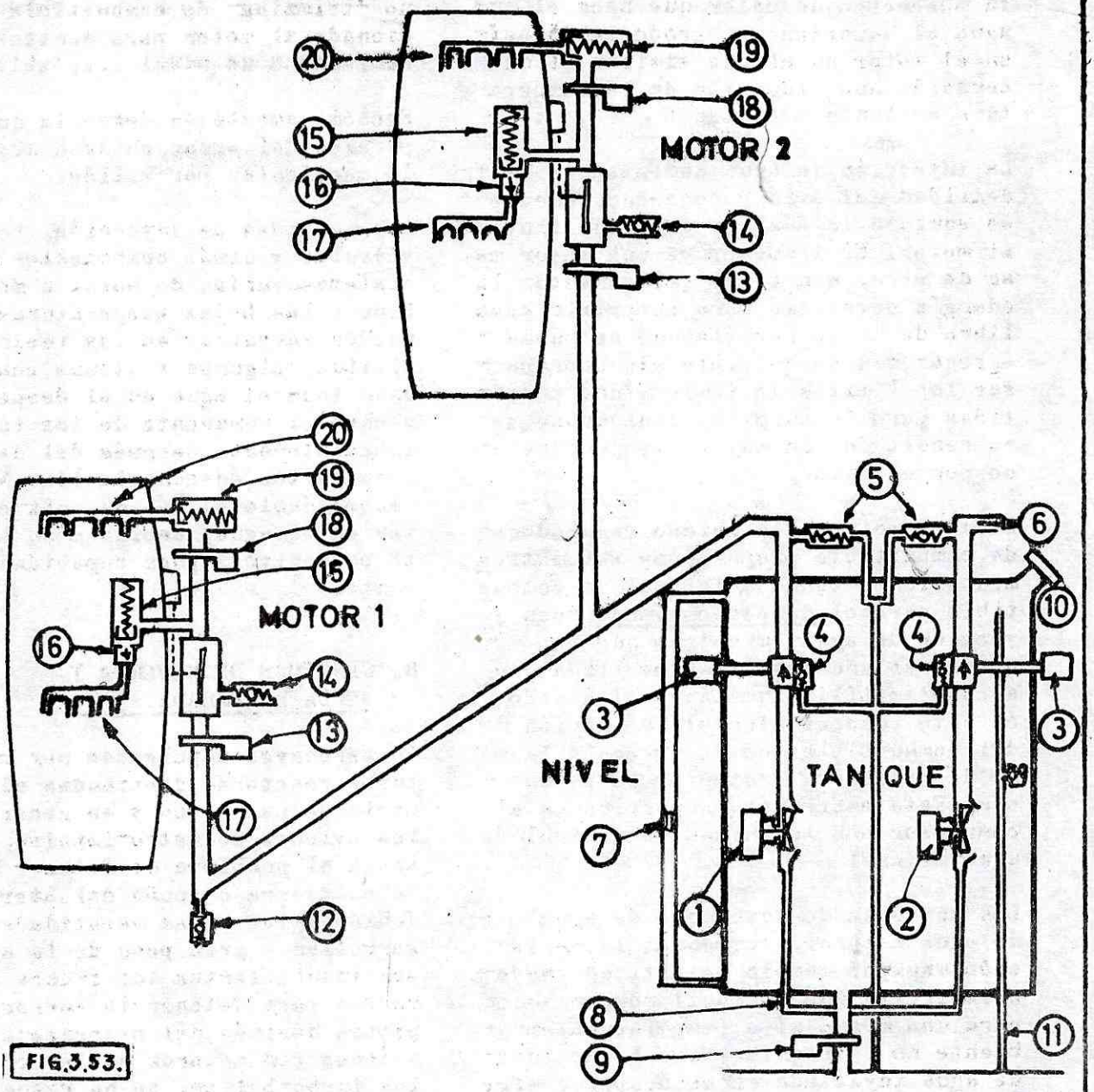


FIG.3.53.

1.- Bomba eléctrica (Motores 1 y 2)
2.- Bomba eléctrica (Motores 3 y 4)
3.- Solenoide actuador
4.- Válvula de paso (flujo estático)
5.- Válvula de drene
6.- Alimentación a los motores 3 y 4
7.- Indicador de cantidad
8.- Drene de las bombas
9.- Válvula de descarga del tanque
10.- Tapón de llenado del tanque
11.- Ventilación del tanque
12.- Válvula anti-sifón
13.- Válvula de cierre del motor
14.- Válvula de drene
15.- Regulador de inyección
16.- Válvula de paso al difusor
17.- Difusor de inyección
18.- Válvula de cierre
19.- Regulador de inyección
20.- Difusor de inyeccion.

DIAGRAMA DEL SISTEMA DE INYECCION DE AGUA DEL AVION BOEING 707.

El enfriamiento de aire se logra por la absorción de calor que hace el agua al vaporizarse, produciendo así en el motor un efecto similar al que causaría una reducción de la temperatura ambiente.

La inyección de agua aumenta así la densidad del aire y consecuentemente se aumenta la masa de aire que fluye al motor. El disponer de una mayor masa de aire, sin tener que aumentar la energía necesaria para comprimir cada libra de aire, permite que se pueda agregar mas combustible sin sobrepasar los límites de temperatura permitidos para la turbina, teniendose como resultado, un mayor empuje generado por el motor.

En unos motores la unidad reguladora de combustible proporciona automáticamente la cantidad adicional de combustible para el despegue húmedo -con inyección de agua- mientras que en otros, el agua se tiene mezclada con alcohol metílico -metanol- llenando en este caso el alcohol la función del combustible que se agrega a la masa de aire para restaurar la potencia. Esta mezcla es proporcionada al compresor por la unidad de control de agua-metanol.

Las unidades de inyección de agua o de agua-metanol, compensan la variación que por cambio de altitud pueda existir, ya que es fácil suponer que para una misma alta temperatura ambiente no se requiere igual cantidad de agua inyectada en un despegue efectuado a 7,000' que en uno que se efectúe al nivel del mar.

Debe usarse agua destilada en estos sistemas o al menos desmineralizada debido a que las impurezas que contenga, formarán depósitos rápidamente en el compresor, que pueden ser causa de desplomes en despegues secos -sin uso de inyección de agua-. También el agua con impurezas hace necesaria la "limpieza de campo" del compresor con mas frecuencia así como el ajuste fino -trimming- de combustible porporcionado al motor para mantener su rendimiento a un nivel aceptable.

Económicamente es deseable que las impurezas del agua, no sean mayores de 10 partículas por millón.

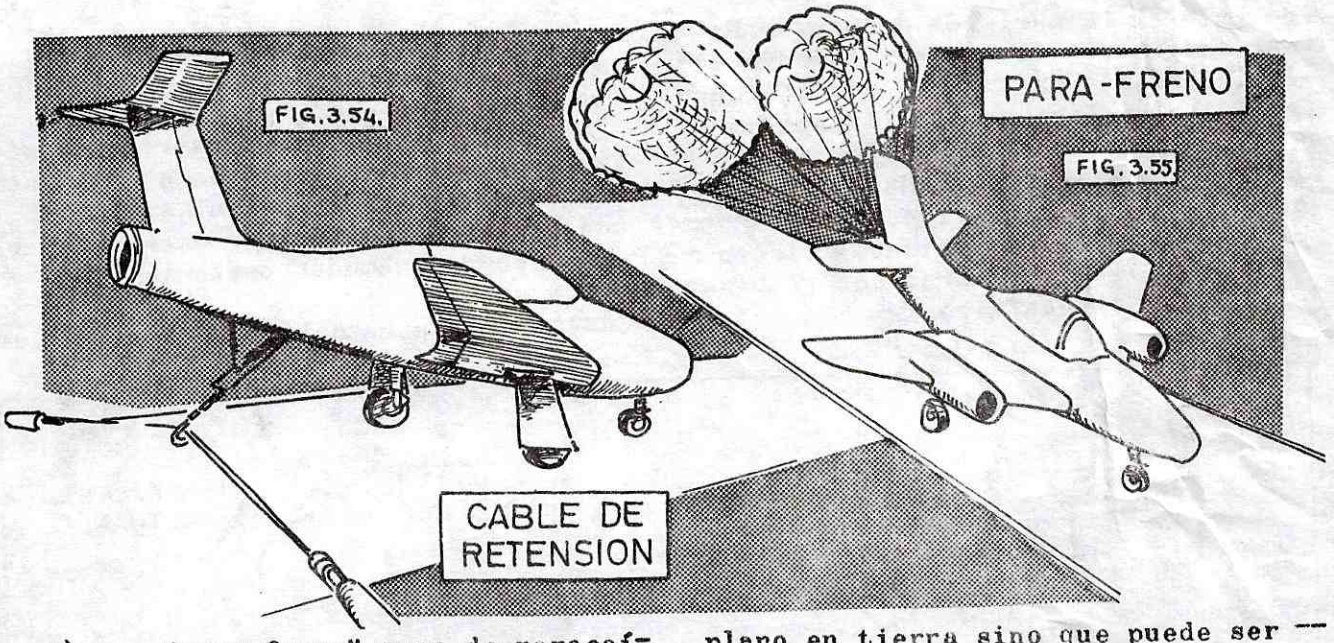
Las unidades de inyección, bombas, válvulas y demás componentes de estos sistemas varían de motor a motor. Debido a las bajas temperaturas que se pueden encontrar en los vuelos a gran altitud, algunos sistemas cuando no usan toda el agua en el despegue, desechan el remanente de los tanques inmediatamente después del despegue, para evitar su congelación. No siendo recomendable el uso de anti-congelantes en el agua, debido a su alto efecto corrosivo y poca capacidad refrigerante.

6. SISTEMAS DE REVERSA Y AYUDA DE PARADA.

En aeronaves impulsadas por motores turbo reactores destinadas al transporte de pasajeros y en general en los aviones de retro-impulso, se presenta el problema de detener al avión ya en tierra después del aterrizaje, debido a las altas velocidades que desarrollan y gran peso de la aeronave son insuficientes los frenos de las ruedas para detener la carrera en las pistas después del aterrizaje. En los aviones con motores recíprocos o en los turbo-hélice, se ha resuelto este problema con la instalación de hélices reversibles o que colocan las palas en un ángulo que no tienen tracción -paso fino- para disminuír la carrera de aterrizaje.

En general se han empleado tres sistemas para disminuír la carrera de aterrizaje en aviones con motores turboreactores y estos son:

a) por cable de retensión



b) por "para-freno" -uso de paracaídas- y
c) por reversión de la descarga del flujo de gases de escape del motor -llamada "reversa"-

a) Por cable de retensión.- El cable de retensión con amortiguadores se emplea a veces combinado con una red en porta-aviones, bases militares y como barreras para pistas de alta velocidad -fig. 3.54-

b) El "para-freno".- Este sistema de paracaídas, se emplea comúnmente en cierto tipo de aviones militares, pero presenta las desventajas que son difícilmente superables por lo que al igual que los del grupo anterior no son prácticos para usarlos en aviones comerciales. Los paracaidas de freno, pueden fallar en su apertura o tenerla prematuramente. Estos paracaidas se recuperan después del aterrizaje y son reparables o reemplazables. Otra desventaja es que una vez abiertos, el piloto no tiene ningún control sobre la intensidad de la frenada a no ser que suelte totalmente a el o los paracaidas. -fig. 3.55-

c) Inversor de empuje.- Este inversor de empuje no solo provée de la fuerza que detendrá la carrera del aeroplano en tierra sino que puede ser utilizado en vuelo para obtener una disminución de velocidad -en aviones multimotores- para lograr mayor descenso.

Los fabricantes de motores han diseñado diversos tipos de "reversa" para los motores turbo-reactores y que han tenido operación satisfactoria.

En este capítulo se mencionarán los dos tipos básicos en que se basa el funcionamiento de ellas y que son:

a) de bloqueo mecánico y

b) de bloqueo aerodinámico

El primer tipo, consiste en una obstrucción puesta a la descarga de gases instalada generalmente en la parte posterior del cono de escape. La salida de los gases bloqueada mecánicamente es orientada en un ángulo de dirección contraria, pudiendo ser el mecanismo de bloqueo un cono invertido, una media esfera o de otra forma, que son controlados para su operación desde la cabina.

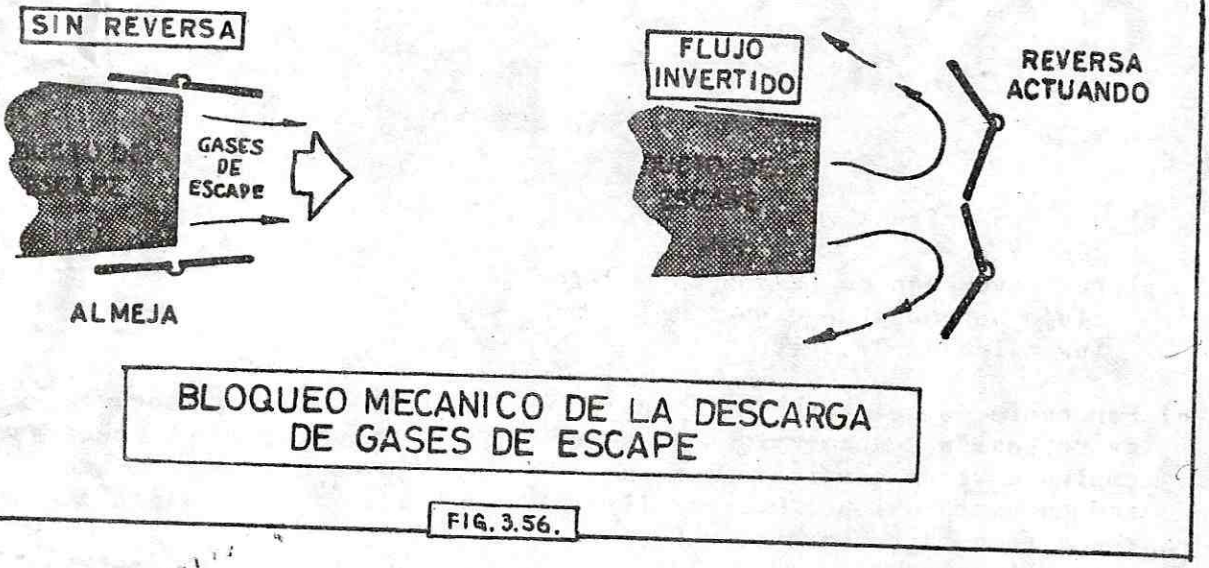
El tipo de bloqueo aerodinámico, pequeños aeroformes u obstructores se posicionan en el flujo de descarga en el ducto de escape o inmediatamente

después de la nariz de descarga. En una adaptación de reversa aerodinámica los alabes dentro del ducto crean remolino en los gases de escape en tal forma que los mandan por acción centrífuga a las "cascadas" o aletas inversoras. La generalidad de los aviones comerciales actuales tienen en el sistema de reversa una combinación de estos dos tipos.

je total del motor en operación normal.

En el dibujo 3.56 se ilustra un sistema de reversa del tipo de almeja que se puede utilizar en cualquier tipo de motor turbo-reactor, excepto en el de tipo de quemador posterior.

Aunque en la actualidad los sistemas



BLOQUEO MECANICO DE LA DESCARGA DE GASES DE ESCAPE

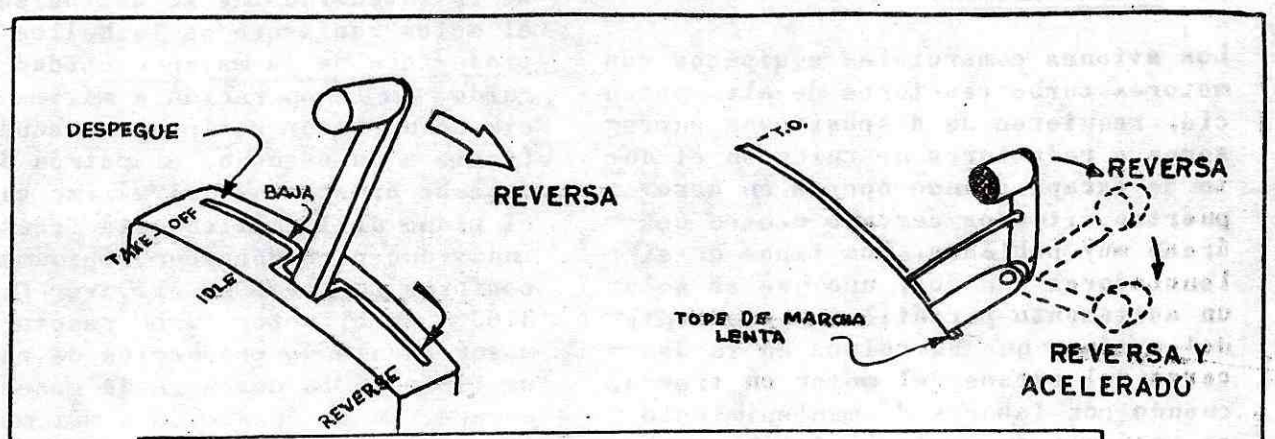
FIG. 3.56.

Independientemente del tipo de sistema de reversa que tenga un motor, lo deseado es que la operación de ella no afecte la operación del motor en ninguna condición, ya sea que esté trabajando con la reversa o que ésta esté inoperativa. El material de construcción que se emplea en la fabricación de estas unidades, debe ser lo bastante resistente a las altas temperaturas, roturas y al mismo tiempo, ser lo mas ligero posible. Debe considerarse también que un sistema de reversa no debe aumentar excesivamente el área frontal del motor y que debe formar parte aerodinámicamente con la barquilla del motor.

Un motor equipado con sistema de reversa aerodinámica, en el aterrizaje o en vuelo, debe ser capaz de invertir hasta 50% aproximadamente de empu

de reversa son empleados principalmente en aviones comerciales, se está generalizando su empleo también para aviones militares.

El mecanismo de reversa del tipo de almeja se opera con el control de acelerador en la cabina, para actuar un sistema neumático en el motor, que será el que opere las compuertas de almeja de la reversa. -Fig. 3.57- El control del acelerador después de BAJA -Idle- opera automáticamente la reversa trabando el bloque mecánico -almeja- que restringe aproximadamente en 3/4 el diámetro de la descarga de gases del motor. La posición del acelerador en reversa controla las RPM del motor hasta el máximo deseado. Cuando no se opera la reversa, las compuertas estan retractadas y alojadas a los costados del motor.



DOS TIPOS DE CONTROL DE REVERSA A TRAVES DEL MANDO DEL ACELERADOR

FIG. 3.57.

En algunos motores turbo-abanico la reversa está dispuesta en tal forma que no solo se invierte la descarga de los gases de escape por medio de las almejas y las "cascadas" -inversores de flujo de aletas- sino que también el flujo de aire al exterior que manda el abanico es invertido por medio de "cascadas" -figs. 3.58 y 3.59- que normalmente estan plegadas al contorno exterior de la cubierta del motor, pero que al operar la reversa se accionan primero unas cubiertas que cubren las cascadas del abanico para que después éstas tengan un giro y actúen invirtiendo el flujo del abanico.

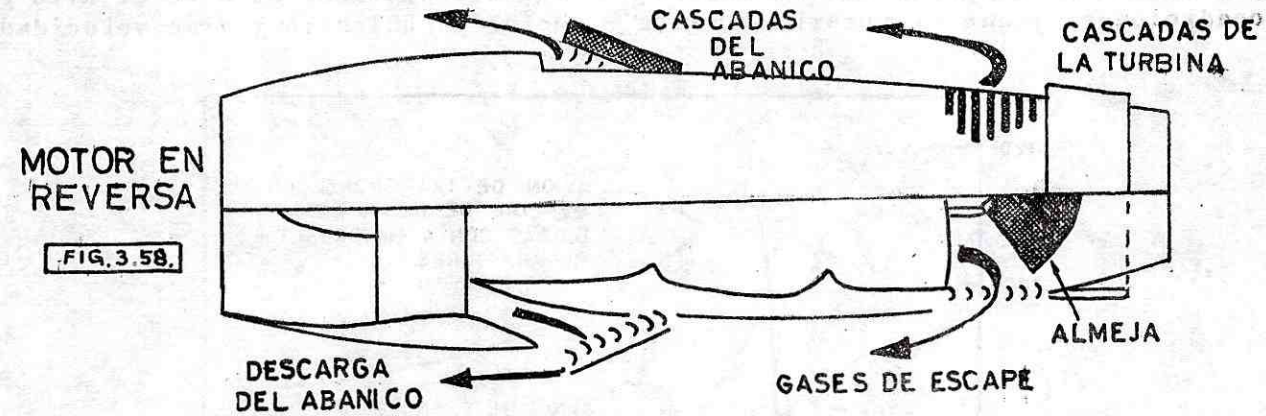


FIG. 3.58.

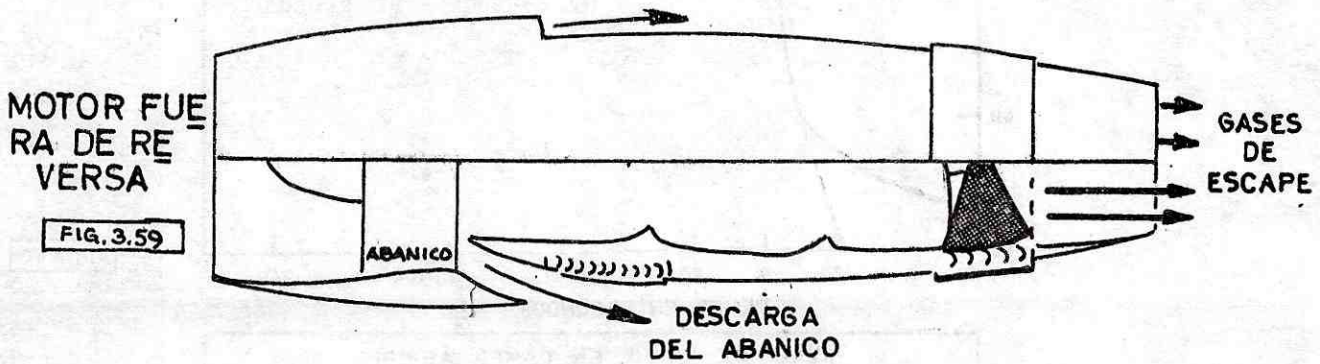


FIG. 3.59

7.- SILENCIADORES.

Los aviones comerciales equipados con motores turbo-reactores de alta potencia, requieren de dispositivos supresores o reductores de ruido en el ducto de escape cuando operan en aeropuertos situados cerca o dentro de áreas muy pobladas. Los tipos de silenciadores son dos, uno que es solo un aditamento portátil independiente del avión y que se coloca en la descarga del escape del motor en tierra, cuando por labores de mantenimiento se requiera operarlo un tiempo prolongado. El otro tipo de silenciador forma parte integral del motor o del escape del motor. En este capítulo se tratará únicamente a éste último tipo que tiene como función reducir la intensidad del ruido que produce el motor en operaciones de despegue, ascenso, aproche y aterrizaje.

Se acepta en forma general que la intensidad del ruido que produzca el motor sea el equivalente a la producida por un motor recíproco en las mismas condiciones, y que es aproximadamente de la intensidad de 12 decibeles. En el motor recíproco es la hélice la productora de la mayor cantidad de ruido. En la operación a máxima potencia de un motor recíproco pasando frente a un escucha, el patrón de ruido sube bruscamente al máximo cuando el plano de la hélice está frente al individuo para decrecer rápidamente conforme se aleja de él. -ver figura 3.60- En el motor turbo reactor la mayor fuente de producción de ruido se tiene en la descarga de gases de escape. En la operación a máxima potencia pasando igualmente frente a un individuo tiene un patrón de ruido mas pronunciado que el del motor recíproco y de mayor intensidad cuando ha sobrepasado la posición del escucha en un ángulo aproximado de 45° y el ruido persiste en un alto nivel todavia después de un considerable lapso de tiempo, comparado con el patrón del motor recíproco.

El ruido producido por la descarga de los gases de escape en los motores turbo reactores, se debe al alto grado de turbulencia y gran velocidad de

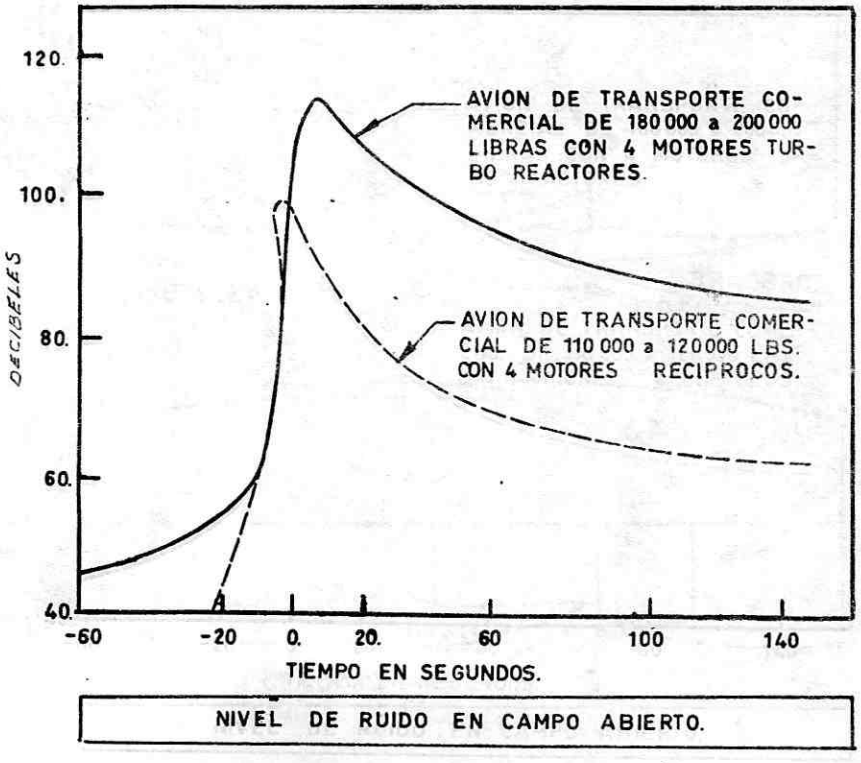
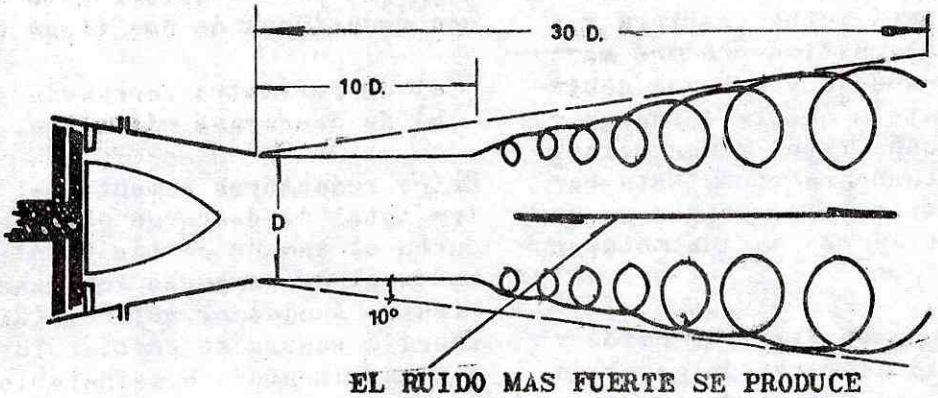


FIG. 3.60



EL RUIDO MAS FUERTE SE PRODUCE EN LA REGION DE TURBULENCIA DE BAJA FRECUENCIA

FI .3.61

PATRON DE RUIDO EN MOTORES TURBO-REACTORES

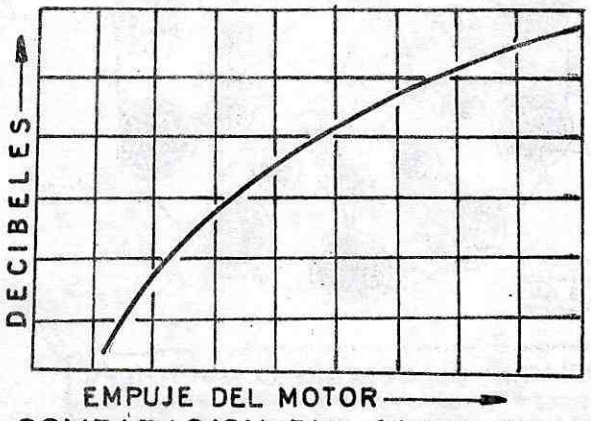
éstos al moverse en una atmósfera relativamente en calma.

A una distancia de pocos diámetros de la descarga del motor -10 diámetros- la velocidad del chorro es muy alta y tiene poca mezcla con el aire de la atmósfera. En esta zona de alta velocidad del chorro se produce relativamente ruido de alta frecuencia, pero mas adelante conforme va perdiendo velocidad y se va mezclando con el aire ambiente se produce el ruido de baja frecuencia causado por la mayor amplitud de la turbulencia. Al disiparse la energía del chorro al convertirse el turbulencia de amplios vórtices, la mayor parte de la energía se convierte en ruido.

El ruido generado por la disipación de los gases de escape esta cerca del límite inferior del rango audible por el oido humano. La baja frecuencia del ruido y la gran distancia a que se trasmite hace que al llegar a un individuo en tierra le produzca molestias mayores que el de alta frecuencia.

El ruido de alta frecuencia se disipa mas pronto que el de baja frecuencia por la distancia y las interferencias que encuentre en su recorrido. Un sonido grave -de baja frecuencia- puede ser escuchado a distancias mayores a las que puede ser escuchado un ruido agudo -de alta frecuencia- aunque los dos sean del mismo volúmen -decibeles-.

Los niveles de ruido aumentan con el aumento de empuje de los motores. Se puede considerar reducido el nivel de ruido producido por el motor a niveles reducidos de aceleración del mismo y los motores de alta potencia trabajando a potencia media son menos ruidosos que un motor pequeño operando a toda potencia, debido a la menor velocidad de descarga de gases en el primero.



COMPARACION DEL NIVEL DE RUIDO CON EL EMPUJE DEL MOTOR

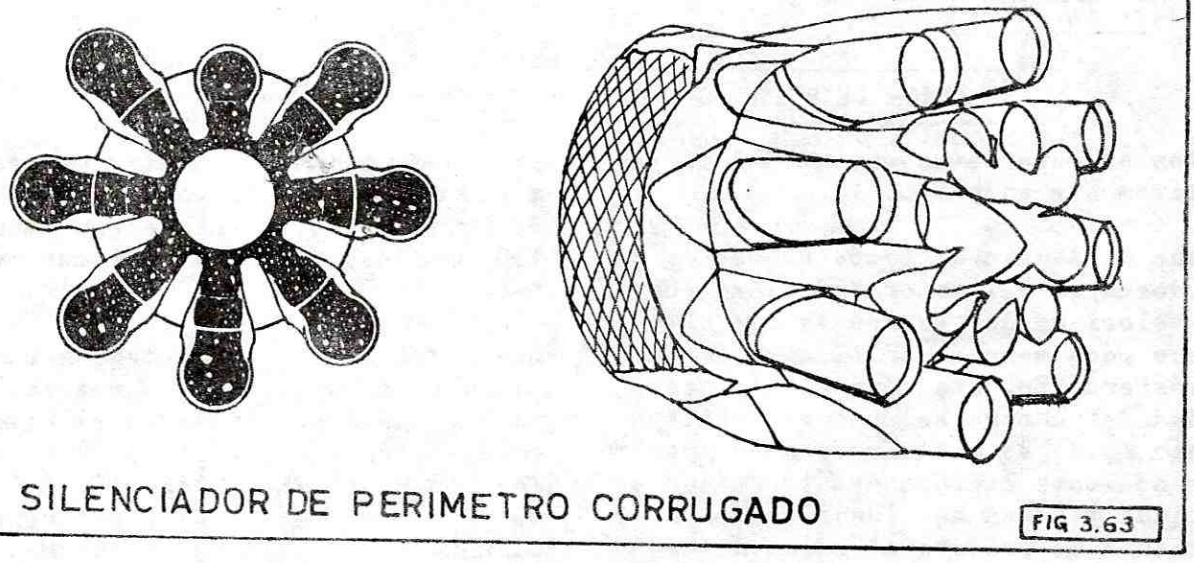
FIG. 3.62.

Haciendo la comparación de un mismo motor en versiones turbo-reactora y turbo-abanico, la última produce menos ruido en despegue y ascenso debido principalmente a que la descarga de gases de escape tiene menor velocidad que en el turbo-reactor. Esta característica evita la necesidad de instalar silenciadores en los motores turbo-abanico.

Debido a la característica de ruido producido por la descarga de gases en un solo chorro, se obtiene una reducción efectiva del ruido cambiando el patrón de descarga de los gases o cambiando la frecuencia con que son descargados por el motor. Esto se logra con reductores de dos tipos comunes -

a) de perímetro corrugado y
b) de descargas múltiples.

Estos reductores aumentan el perímetro total de descarga del escape y reducen el tamaño de los remolinos formados al descargarse los gases al ambiente. Aunque el valor total de la energía sonora no cambia, la frecuencia es aumentada considerablemente. El tamaño de los remolinos bajan casi linealmente con el flujo de escape, esto tiene dos efectos; el primero que el cambio de frecuencia pone parte del ruido en una escala no percibida por el oido humano y el segundo, que las altas frecuencias de rango audible están atenuadas por la rápida absorción atmosférica. Obteniendose un ruido de menor nivel a cualquier distancia del avión.



SILENCIADOR DE PERIMETRO CORRUGADO

FIG 3.63

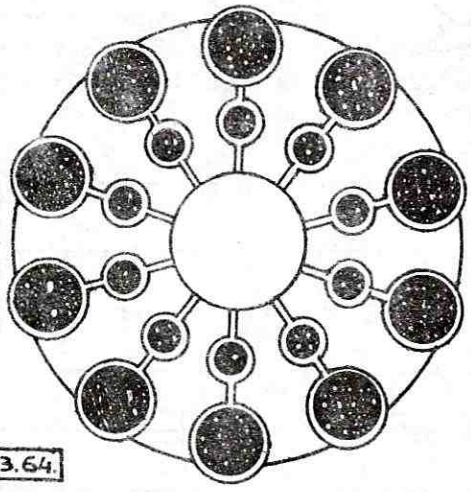


FIG. 3.64.

SILENCIADOR DE DESCARGAS MULTIPLES

8.- QUEMADORES POSTERIORES.

Siendo el quemador posterior -afterburning- un sistema empleado hasta la fecha únicamente en algunos aviones militares, que no ha tenido aplicación en la aviación comercial, en este capítulo se darán solamente las generalidades de este sistema.

QUEMADOR POSTERIOR

El quemador posterior es un sistema - con el que el máximo empuje de un motor turbo-reactor puede ser aumentado en un 50% ó mas, durante períodos cortos de operación como para despegues, ascensos mas rápidos y mayor velocidad para maniobras de combate. Cuando es operado el sistema de quemador posterior se llama comúnmente "operación caliente", en ella el consumo específico de combustible del motor se ve - aumentado hasta en un 300%. Cuando no se opera el quemador posterior sirve como ducto de escape y se llama a esta operación "en frío".

Un motor turbo reactor convencional - forma la planta de potencia normal y el sistema de quemador posterior esta formado principalmente por el ducto - del quemador, inyectores de combustible, retenes de flama y el mecanismo - de compuertas para reducción del área de descarga de gases como se ilustra en la figura 3.65.

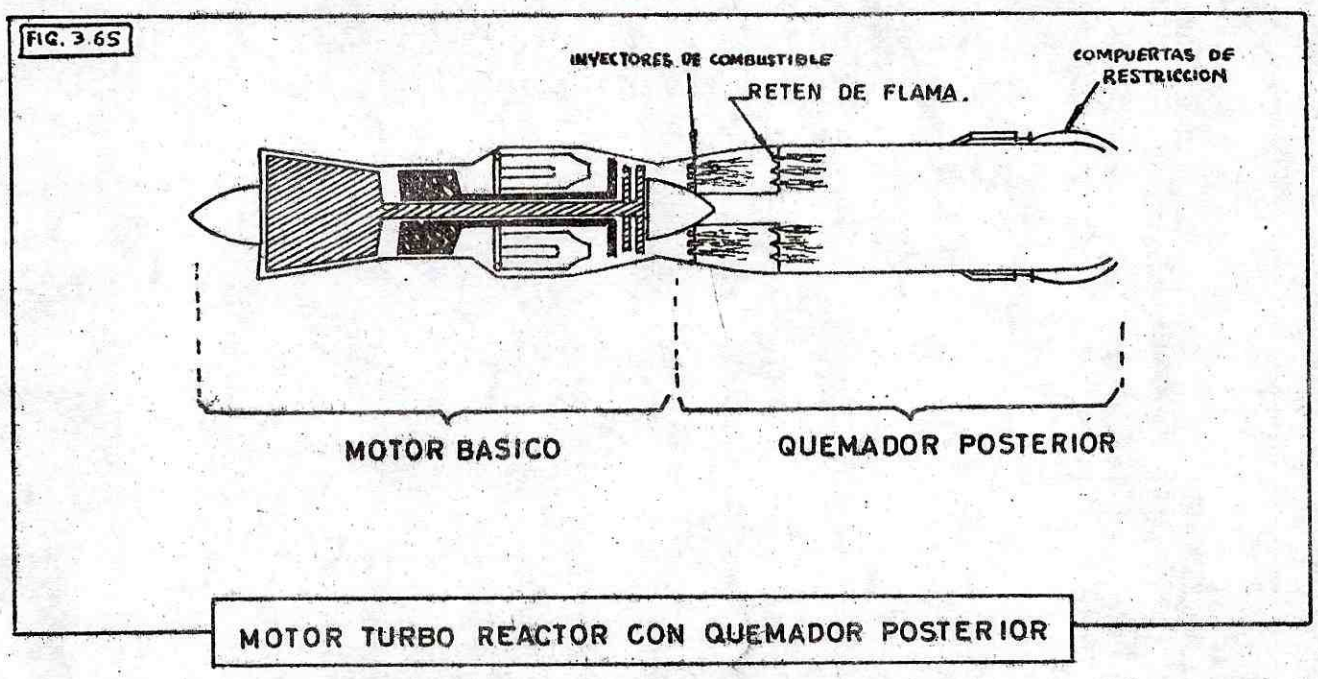
Su operación se basa en inyectar combustible a los gases de escape para - quemarlo en el ducto del quemador posterior y obtener un empuje extra sin aumentar la temperatura de la turbina. Esto hace que se pueda comparar - al quemador posterior como un motor - auto-reactor instalado en el escape - de un motor turbo-reactor.

Si se recuerda que de todo el volúmen de aire admitido por el motor solo un 25 ó 30% se mezcla con el combustible para la combustión en las cámaras, se aceptará que en los gases de escape - existe aún un 75% de oxígeno capaz de permitir la combustión del combustible adicional inyectado en el quemador posterior. Este combustible es -- proporcionado por inyectores o es- -- preas de diseño simple, instaladas sobre barras, que se encenderá cuando - una cantidad pequeña de combustible - se descargue en las turbinas cuando - se opera el quemador posterior.

La combustión de esta cantidad extra- de combustible en el ducto del quemador aumenta la temperatura de los gases provocando su expansión y creando un momento adicional al flujo de gases aumentando su velocidad hacia la- descarga, produciendo el aumento de- empuje requerido.

La descarga de gases del quemador posterior tiene también control mecánico para reducir el área de descarga para cuando no se emplea el quemador posterior.

FIG. 3.65



MOTOR TURBO REACTOR CON QUEMADOR POSTERIOR

Estas compuertas reductoras de área - pueden ser de dos tipos generales:

a) tipo de almeja -fig. 3.66-

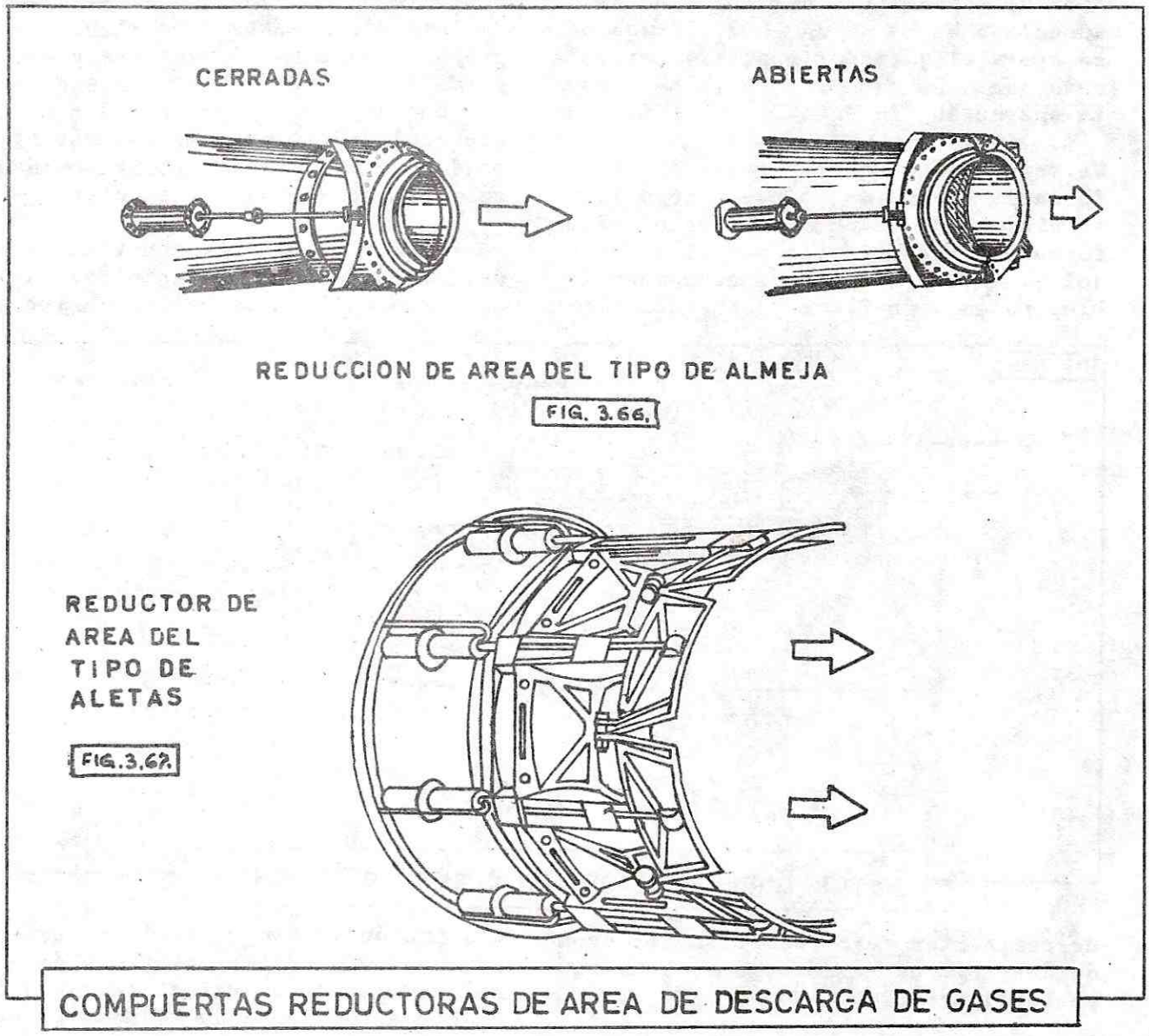
b) tipo de aletas -fig. 3.67-

y están situadas alrededor de la descarga de gases. Se mantienen cerradas en operación normal -fría- y se abren en operación "caliente" para mantener la expansión o presión de los gases - en una relación normal al funciona- - miento del motor.

9.- SISTEMA DE PREVENSION CONTRA FORMACION DE HIELO.

El perfil de la toma de aire del mo-- tor, el ducto de entrada de aire, los pilones del cono de entrada y los alabes guías de entrada al compresor -- axial, sea turbo reactor o turbo-abanico son susceptibles a que se forme- hielo sobre ellos bajo las mismas condiciones que provocan la formación de hielo en las alas y parabrisas del -- avión.

Esto puede ocurrir aún con temperaturas ambiente superiores a las de con-



COMPUERTAS REDUCTORAS DE AREA DE DESCARGA DE GASES

gelación cuando no hay presencia de - ésta formación en ninguna otra parte- del avión. Una vez iniciada la formación de hielo en la entrada de aire - del motor, una apreciable acumulación de él se tendrá rápidamente.

Una formación severa de hielo en la - toma de aire del motor, causará una - pérdida de empuje que puede ser detectada por la disminución de la relación de formación de hielo en el compresor es el desplome con "resoplido" suave o fuerte.

El hielo depositado en la admisión -- del motor reduce el flujo de aire y - la presión interna del motor. Debido- a que el flujo del combustible es controlado por la señal de presión de la sección de combustión, el flujo de -- combustible se reduce automáticamente al disminuír la presión. Esta reducción puede ser muy ligera para ser notada y tomada como indicación de que- se ha iniciado la formación de hielo. Sin embargo, la reducción de presión- de combustión y del flujo de combustible pueden ocasionar un aumento en la temperatura de los gases de escape -- cuando la formación de hielo ya sea - considerable. El aumento de temperatura de los gases de escape asociada -- con la formación de hielo en la admisión del motor, frecuentemente resulta del hielo que penetra al motor y - no como comúnmente se cree, que sea - por acumulación de hielo en la admisión del motor. Una acumulación excesiva de hielo en los alabes guía y pilones del cono de entrada pueden dañar al compresor y ser causa de incendio del motor.

La presencia de un alto grado de humedad en el ambiente, aún con temperatura superior a la de congelación del - agua, combinada con el aumento de velocidad que se da al aire al entrar - al compresor reduce la temperatura provocando la congelación del vapor de agua y su acumulación en los del cono- de entrada y de los alabes guía. La - mayor caída de temperatura en la admisión del motor ocurre en tierra a altas RPM y se reduce al disminuír las- RPM del motor y conforme la velocidad del avión aumenta después del despegue.

La formación de hielo en la admisión- del motor se combate con la calefacción de esta zona, empleando aire caliente de las purgas -Fig. 3.68- o por resistencia eléctrica en la toma- de aire como se ilustra en la figura- 3.69.

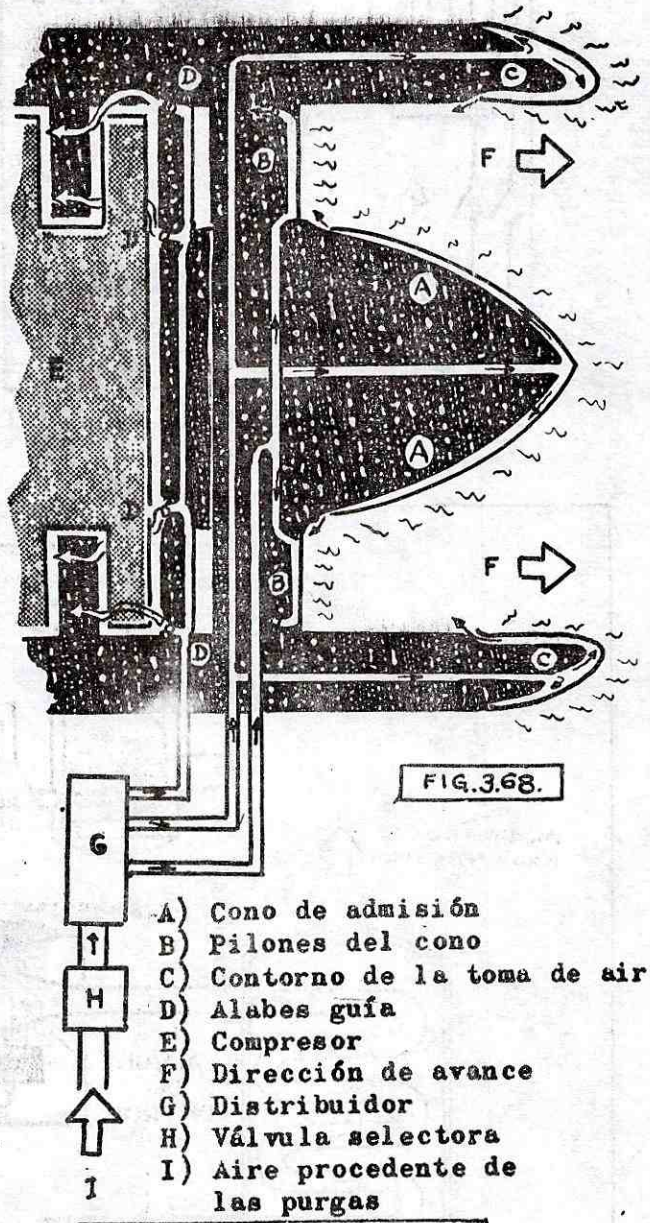
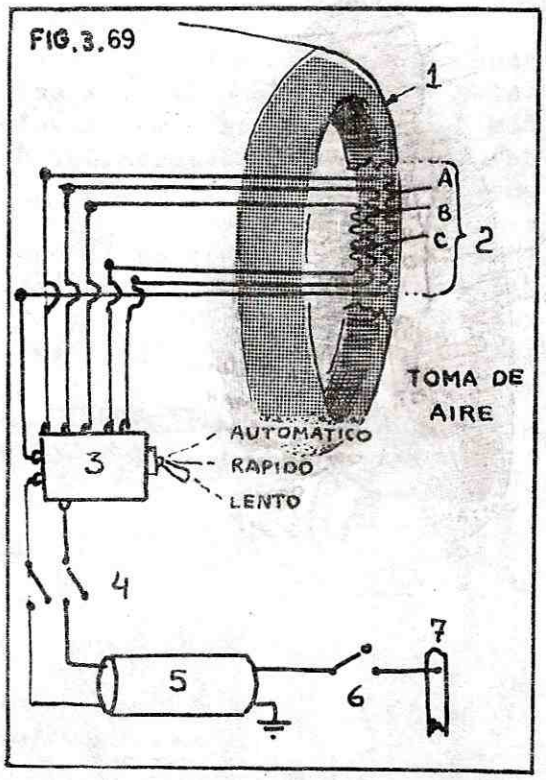


FIG.3.68.

A) Cono de admisión
B) Pilones del cono
C) Contorno de la toma de aire
D) Alabes guía
E) Compresor
F) Dirección de avance
G) Distribuidor
H) Válvula selectora
I) Aire procedente de las purgas

SISTEMA ANTI-HIELO POR CALEFACCION NEUMATICA.

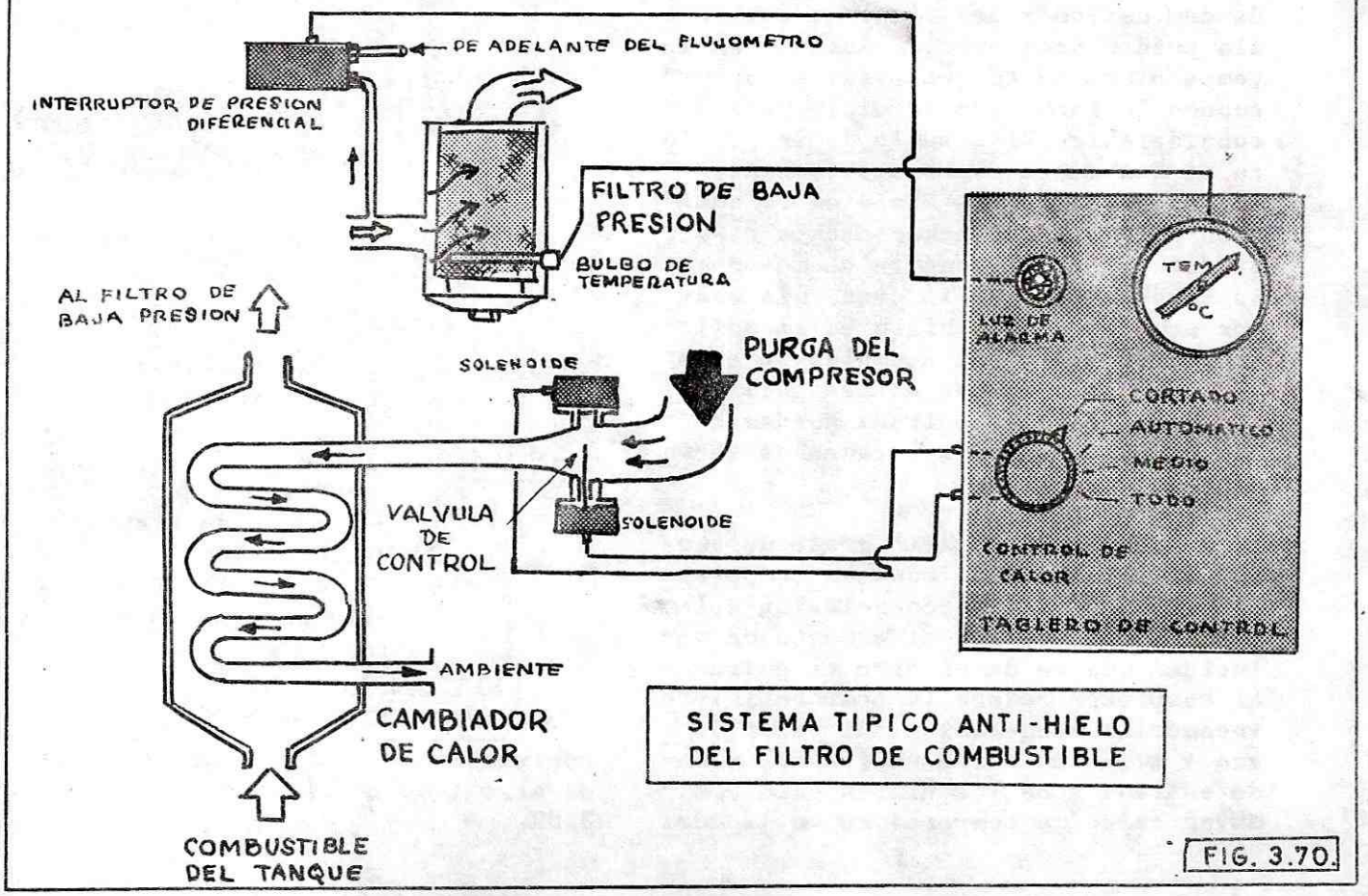


SISTEMA ANTI-HIELO POR CALEFACCION ELECTRICA

Nomenclatura de la figura 3.69
1.- Conjunto calefactor formado por secciones de resistencias.
2.- Sección de resistencias
A) Contínua
B) Cíclica
C) Cíclica
3.- Control de ciclaje
4.- Interruptor de la calefacción
5.- Inversor (CA)
6.- Interruptor del inversor
7.- Barra del sistema eléctrico (CD)

El sistema anti-hielo por calor no es un sistema deshielador. Para evitar que el hielo se desprenda y pase al motor, el sistema anti-hielo debe activarse desde que se suponga que las condiciones son propicias a la formación de hielo para tener la admisión del motor caliente antes de que se encuentren realmente en condiciones de formación de hielo.

El sistema debe usarse siempre que --



SISTEMA TIPICO ANTI-HIELO DEL FILTRO DE COMBUSTIBLE

FIG. 3.70.

se necesita sea para operaciones en tierra, despegues y durante el vuelo.

Así como en el carburador de los motores recíprocos se forma hielo en condiciones no esperadas, también en el motor turbo-reactor se puede formar hielo inesperadamente. Al cruzar un banco de nubes puede no haber formación de hielo, pero al cruzar otro exactamente igual, sí se formará hielo en la admisión del motor. Por esta razón, se recomienda que el sistema anti-hielo debe estar "puesto" desde que se observa la mas ligera indicación de que pueda ocurrir.

La pérdida de empuje que causa el empleo del sistema de calefacción es pequeña comparada con la que puede ocurrir si se forma hielo en la admisión del motor. Si el hielo se forma antes de que se active el sistema, la potencia del motor debe recogerse para evitar el daño que pueda causar en el compresor la ingestión de pedazos de hielo a gran velocidad. Cuando haya sido removido todo el hielo formado en la entrada, deberá comprobarse primero la operación en baja del motor, antes de restablecer la potencia requerida.

SISTEMA DE PREVENSION DE FORMACION DE HIELO EN EL SISTEMA DE COMBUSTIBLE.

Este sistema quedó descrito en la página 42 de este capítulo. Su operación esta prevista para cuando la temperatura del combustible es inferior a 0°C. y en la figura 3.70 se ilustra el conjunto del sistema anti-hielo del combustible.

SISTEMA DETECTOR DE VIBRACIONES.

Hay aviones que tienen instalados sistemas detectores de vibración en los motores AVM -Airborne Vibration Monitoring-. Funcionando estos sistemas bajo el mismo principio, se describen aquí los empleados por la Pratt & Whitney en motores turbo-reactores, turbo-abanico y turbo-hélice, sin especificarlos en un motor determinado. En los motores, las partes con movimiento rotativo tienen una pequeña cantidad de desbalance residual; estas vibraciones son normales y no serán de importancia mientras se conserven abajo de los límites permisibles. El rango de vibraciones durante la operación normal de un motor trabajando correctamente varía de un motor a otro y no puede ser del mismo para motores de deferente serie o modelo, aún siendo del mismo tipo. Los cambios que ocurren al variar la amplitud de las vibraciones durante el funcionamiento del motor, son los que deben observarse cuidadosamente.

Las vibraciones que ocurren durante la aceleración y desaceleración del motor, deben detectarse para determinar si el incremento de vibración durante estos eventos retorna a su valor normal al estabilizarse la operación del motor. Algunos motores pueden presentar vibraciones muy diferentes a las comunes normales, siendo la causa probable las temperaturas no estabilizadas aún en los conjuntos rotativos. La vibración excesiva del motor que no sea detectada, puede ser causa de costosas reparaciones, por lo que la instalación a bordo de los aviones de los sistemas detectores de vibración del motor, frecuentemente permite revelar desperfectos insipientes que al corregirse antes de que causen serios daños al motor, hacen mas económica y confiable su operación.

Con relación al elemento sensitivo empleado para detectar las vibraciones, los sistemas se consideran divididos en dos tipos

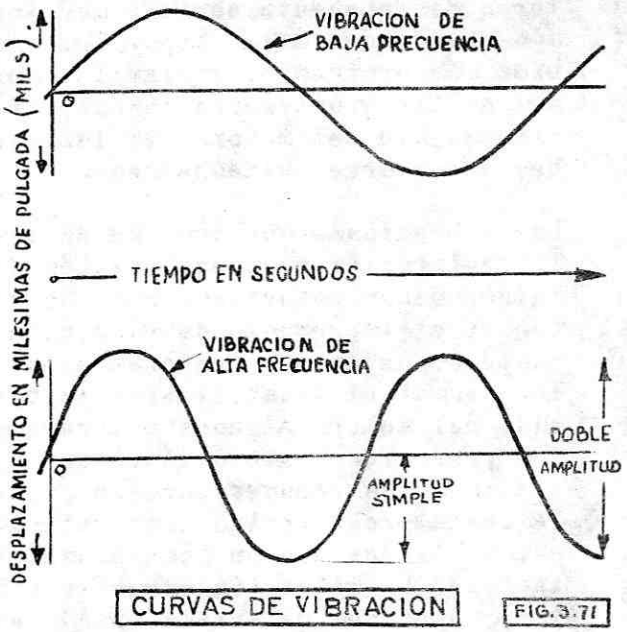
a) sistemas con transductores de velocidad y
b) sistemas con acelerómetros piezo-eléctricos.

Ambos sistemas permiten tanto en tierra como en vuelo detectar las características de la vibración que se pre

sente en el motor. No teniendo el sistema con acelerometros unidades sensibles con partes móviles son mas confiables y de mayor duración.

LAS VIBRACIONES Y SU MEDICION.

Vibración.- Con el propósito de ilustrar las vibraciones de baja y alta frecuencia, en la figura 3.71 se muestran sus líneas sinusoides.



CURVAS DE VIBRACION FIG.3.71

El número de ciclos completos en la unidad de tiempo se llama "frecuencia vibratoria" y es la expresada en ciclos por segundo -Hertz-. La magnitud de la vibración puede expresarse en desplazamiento, velocidad o aceleración, teniendo cada medida sus ventajas respectivas.

El DESPLAZAMIENTO es la amplitud del movimiento vibratorio partiendo de la posición de equilibrio -cero- y puede expresarse como simple o doble -fig.6 -22-. Es muy importante que la unidad quede definida claramente para no cometer errores al referirse a la amplitud de vibración, ya que puede ser simple o doble. En general, en los motores de aviación la vibración se ha expresado en términos de desplazamiento.

Los límites de vibración se establecen por la localización de las unidades sensibles en el banco de prueba.- Estos límites han sido determinados por la experiencia obtenida durante el desarrollo de las pruebas y el tiempo de servicio de los motores tomados como modelos de prueba. Esta misma experiencia muestra qué tan largo puede ser el desplazamiento dentro de los límites de seguridad -sea de baja o alta frecuencia- y que permiten establecer los límites particulares en los rangos de velocidad del motor donde las caracteríeticas de vibración de determinados modelos han dictado sus propios límites.

La VELOCIDAD es la relación de cambio del desplazamiento y esta en función con la frecuencia y el desplazamiento Así, si se emplea un solo límite para detectar la vibración, debe permitirse un mayor desplazamiento en las bajas frecuencias que en las altas frecuencias.

La ACELERACION es la relación de cambio de velocidad y esta en función con el desplazamiento y el cuadrado de la frecuencia. La experiencia ha mostrado que no es recomendable el uso de parámetros de aceleración para la medición de las vibraciones.

COMPONENTES DE LOS SISTEMAS.

Los sistemas detectores de vibración constan por lo general de:

1) unidades sensibles -transductores- o acelerómetros-
2) acondicionadores electrónicos -alimentados con corriente alterna e
3) instrumentos indicadores.

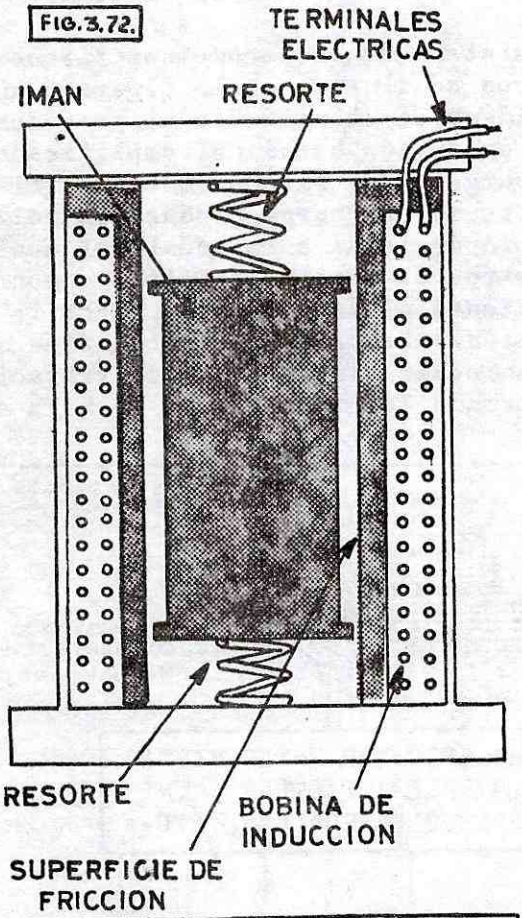
El transductor es un dispositivo sensible que convierte el movimiento vibratorio en una señal eléctrica proporcional al movimiento. Los acondicionadores electrónicos, permiten que la señal de la unidad sensible pueda ser leída en el instrumento e integra

en su sistema amplificadores, filtros y otras unidades electrónicas.

TRANSDUCTORES DE VELOCIDAD.

El transductor de velocidad genera un voltaje proporcional a la velocidad de la vibración. Consta de un imán permanente suspendido por resortes en el centro de una bobina inductora -Fig.3.72-. Su funcionamiento se basa en el principio sísmico; cuando la vibración es de cierta amplitud el imán

FIG.3.72.



TRANSDUCTOR DE VELOCIDAD

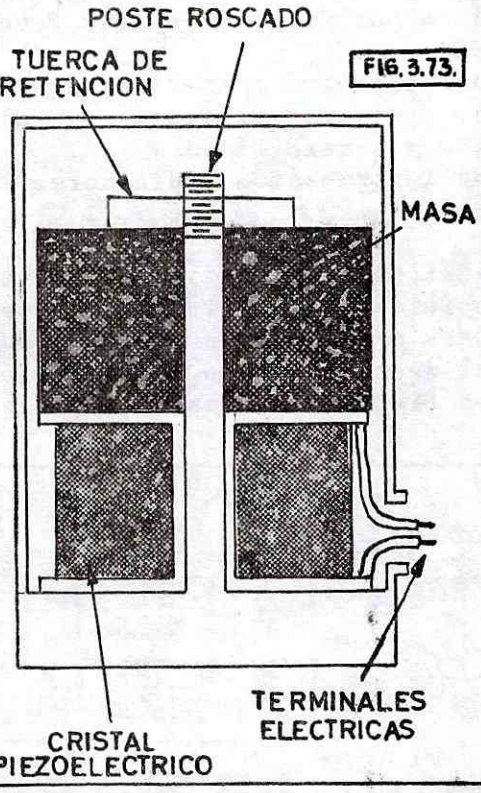
permanece suspendido con respecto a un punto en el espacio, mientras el conjunto de la bobina se desplaza generando así un voltaje oscilatorio proporcional a la velocidad de su movimiento. Esta señal se integra eléctricamente a los sistemas detectores -AVM- para tener una indicación proporcional al desplazamiento causado por la vibración.

ACELEROMETROS PIEZOELECTRICOS.

Cuando se ejercen presiones o se deforman cuerpos cristalinos, se presentan fenómenos eléctricos conocidos como "fenómenos piezoeléctricos" o piezo electricidad.

El acelerómetro consiste basicamente en determinado volúmen de material piezoeléctrico al que se sujeta una masa metálica determinada, que actúa como prensa sobre él -Fig.3.73-.

FIG.3.73.



ACELEROMETRO PIEZOELECTRICO

La ausencia de movimiento y fricciones la característica de los aceleróme tros de estos sistemas detectores. El material piezoeléctrico empleado tiene ciertos compuestos cerámicos y cristales naturales generalmente de cuarzo.

Si la masa y el cristal estan sujetos a vibración, la fuerza de inercia de la masa actúa sobre el cristal, produciendo una carga eléctrica proporcional a la aceleración sufrida. La carga así generada es proporcional a la-

aceleración que puede ser sencilla o doble, para tener una señal de voltaje proporcional a la velocidad o al desplazamiento respectivamente.

FUNCIONAMIENTO DE LOS SISTEMAS DETECTORES DE VIBRACION TIPICOS.

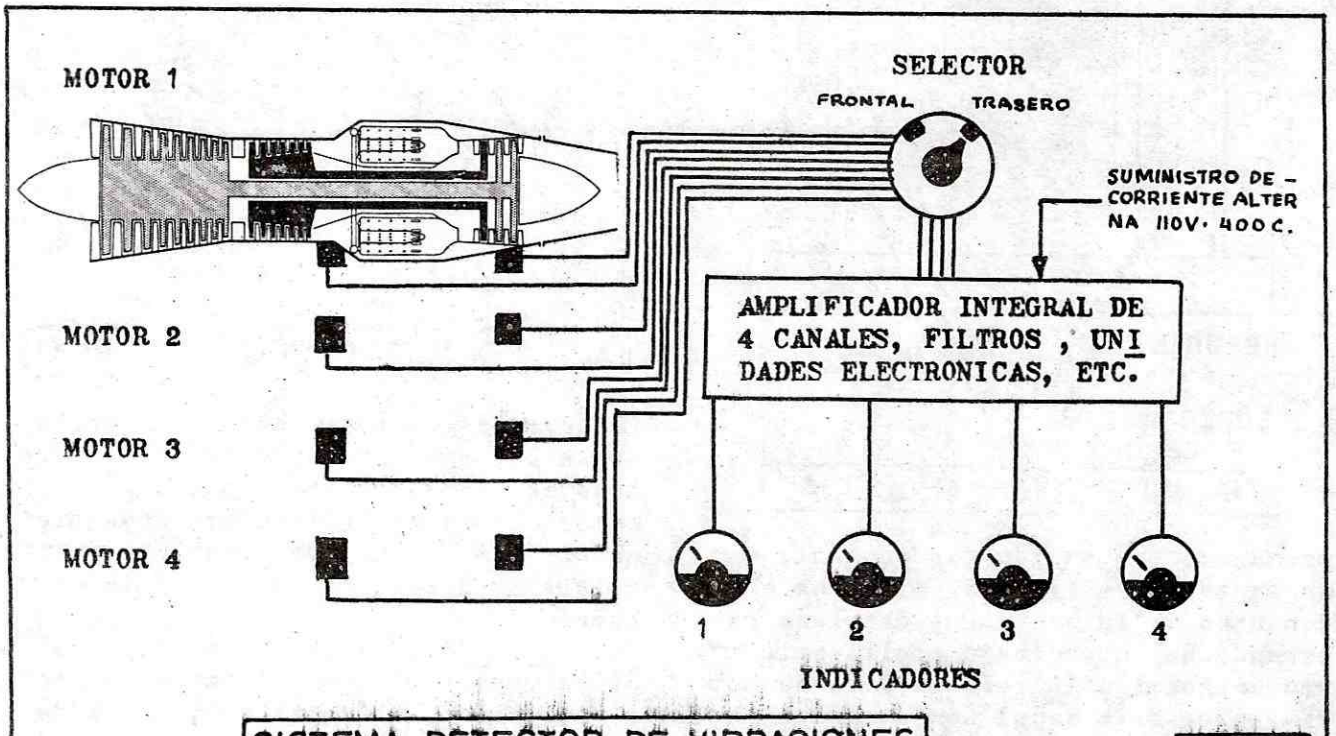
El sistema detector de transductores de velocidad, estan formados por las siguientes unidades: -fig. 3.74-

1) la unidad sensible
2) un amplificador integral de señal
3) uno o mas filtros de alta frecuencia
4) los circuitos rectificadores
5) los circuitos de ajuste de calibración y sensibilidad y
6) los instrumentos indicadores respectivos.

La señal de velocidad del transductores recibida y amplificada lo necesario para producir una señal proporcional al desplazamiento. La señal es entonces filtrada en los filtros de alta frecuencia para eliminar las señales de baja frecuencia que no corresponden a desbalance en las partes rotativas.

Los circuitos rectificadores convierten la señal en una indicación que sea interpretable en el instrumento. La función de los circuitos de calibración y sensibilidad no requiere mayor explicación, por tener la función dada en su nombre. La lectura en el instrumento se traduce en desplazamiento de la aguja indicadora con el aumento de vibración en el motor.

El sistema de acelerómetros piezoeléctricos se ilustra en la figura 6.26 y es idéntico en unidades al ya descrito, excepción hecha del amplificador de carga y del filtro de banda. El amplificador de carga produce un voltaje proporcional a la señal del acelerómetro. La sección del filtro correspondiente al amplificador, permite seleccionar la banda de frecuencias que deban pasar al indicador de vibración filtrando las vibraciones de baja o -



SISTEMA DETECTOR DE VIBRACIONES DE TRANSDUCTORES DE VELOCIDAD

FIG. 3.74.

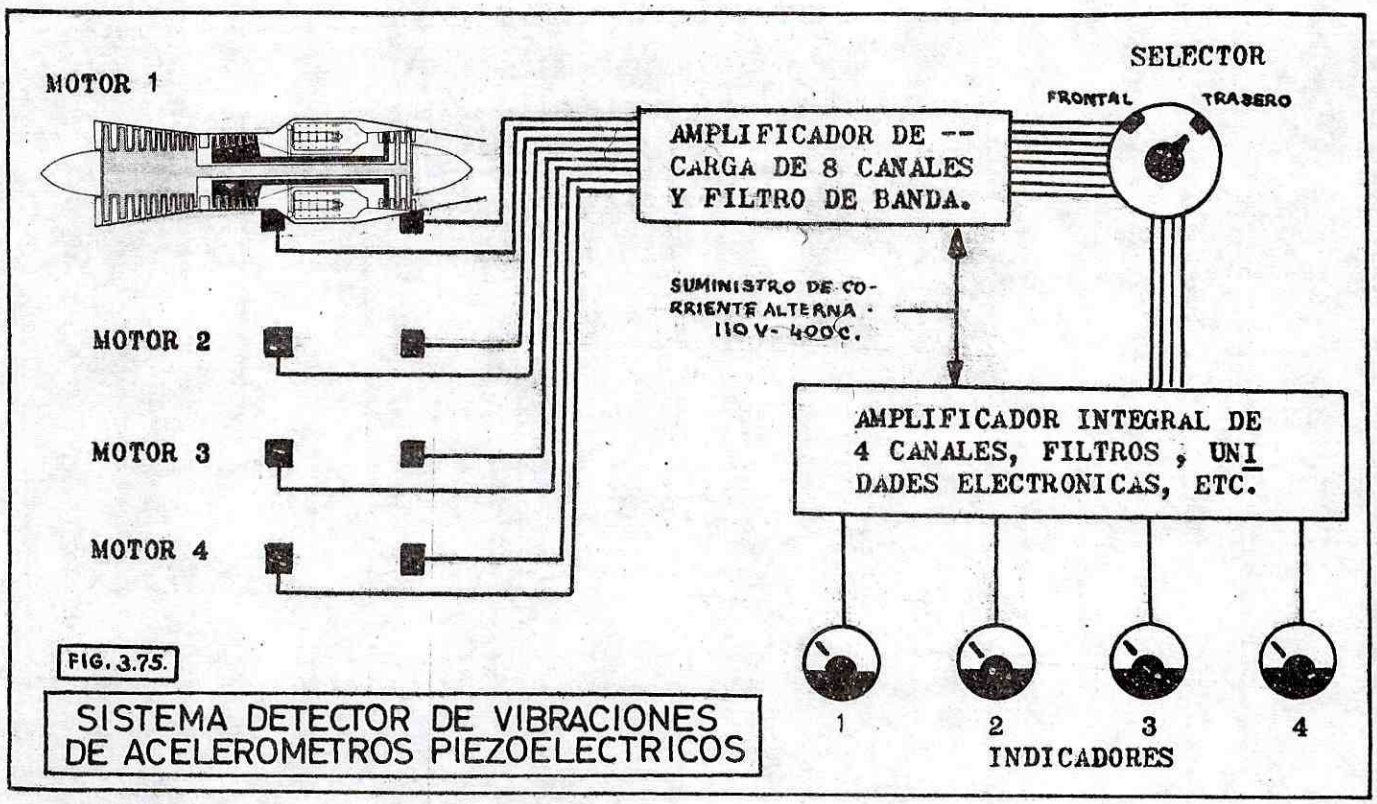


FIG. 3.75.

SISTEMA DETECTOR DE VIBRACIONES DE ACELEROMETROS PIEZOELECTRICOS

alta frecuencia que no correspondan a desbalance en las partes rotativas.-- El indicador de este sistema dará las lecturas correspondientes en las bandas que sean seleccionadas.

SISTEMA DE SINCRONIZACION DE MOTORES.

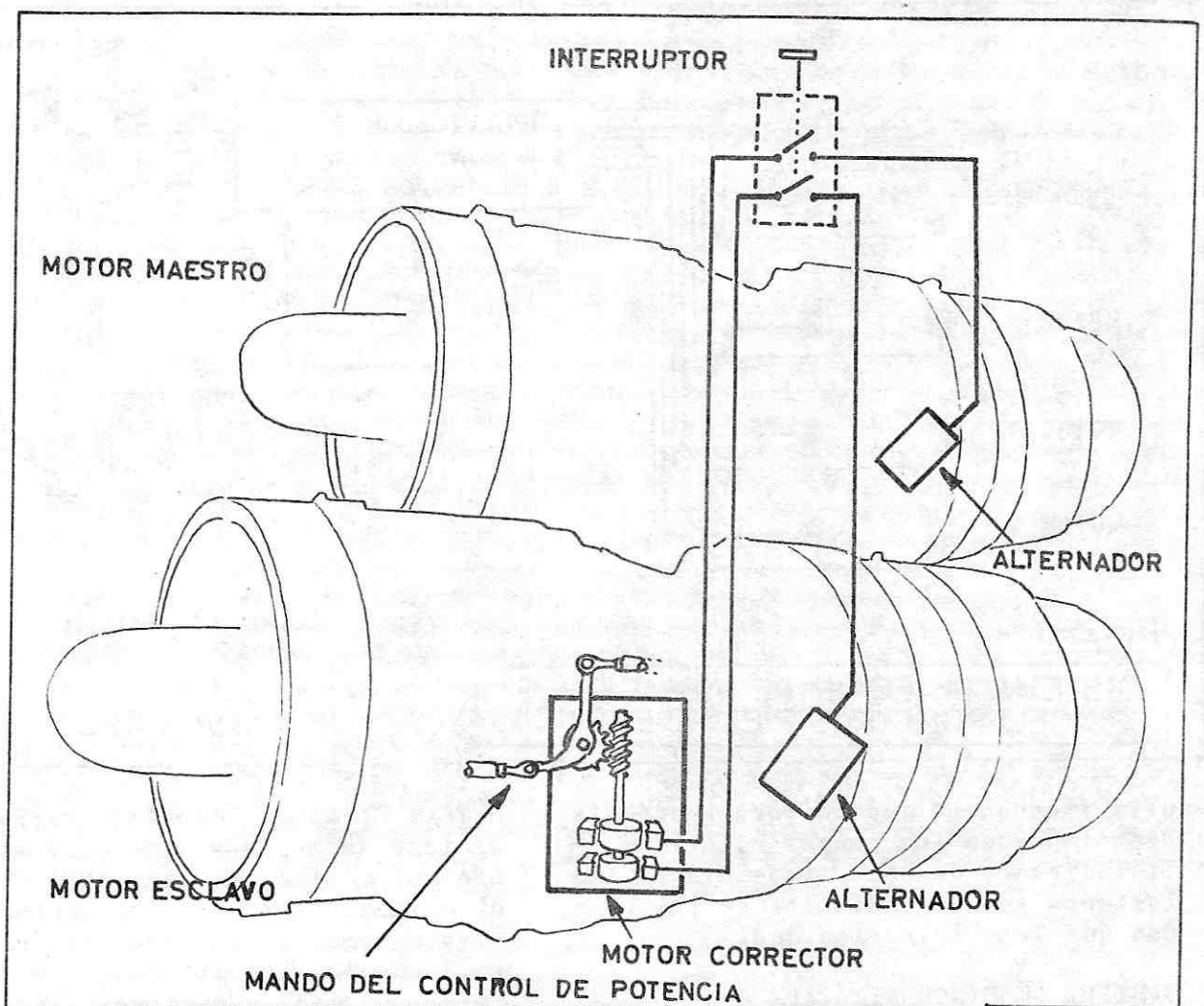
Generalidades.- La principal ventaja de estos sistemas de sincronización - de motores, es dar comodidad al pasaje, eliminando la vibración pulsatoria producida en vuelo por dos o mas motores fuera de sincronismo. A la -- vez, al tener sincronizados los motores, se evita al piloto la necesidad de hacer constantes pequeños ajustes con los controles de potencia, para - mantener a los motores sincronizados.

El sistema sincronizador incorpora alternadores en todos los motores y pequeños motores correctores solo en -- los motores "esclavos". Los motores - correctores conectan con el mando de control de potencia del motor respectivo como puede verse en la figura -- 3.76.- El motor "maestro" varía según el tipo de avión y número de motores con que cuente, en cualquier forma, - el sistema sincronizador variará las revoluciones de los motores "esclavos" cuando sean diferentes a las del "maestro" manteniendo así sincronizadas las revoluciones de los motores - que tenga el avión con las del tomado como "maestro".

Este sistema se activa actuando un interruptor en la cabina, debiendo antes de actuarlo dar a los motores un número de revoluciones lo mas próximo posible, ya que por ser de movimiento limitado, no puede controlar diferencia de revoluciones en un rango muy - amplio.

ALTERNADORES.

Cada motor impulsa un alternador trifásico del sistema de sincronización, y cada motor corrector de los motores "esclavos" queda unido eléctricamente con los demas alternadores incluyendo al del motor "maestro".



SISTEMA DE SINCRONIZACION DE MOTORES

FIG. 3.76.

El alternador esta formado por un rotor impulsado por un eje dentro de una bobina trifásica. El giro del rotor induce una corriente en la bobina cuya frecuencia varía de acuerdo con la velocidad del motor.

MOTOR CORRECTOR.

El motor corrector esta formado por un tornillo sinfín, dos estatores y un engrane montado a un eje. Los movimientos del rotor hacen girar por medio del sinfin al engrane montado al eje -ver la figura 3.77-.

Unido al extremo del eje del engrane se tiene al balancín excéntrico que es operado a través del embrague y que engarza en el mando de control de potencia del motor. El giro del eje del engrane a través del balancín impone un movimiento lineal al control dando como resultado un cambio de velocidad del motor esclavo.

El ajuste del motor puede variarse moviendo el control de potencia en forma normal, ya que el balancín sirve como corrector de controles en la operación manual.

El eje del engrane puede girar hacia ambos lados con movimiento limitado, aumentando o disminuyendo la velocidad del motor esclavo.

El seguro de fricción del control de-

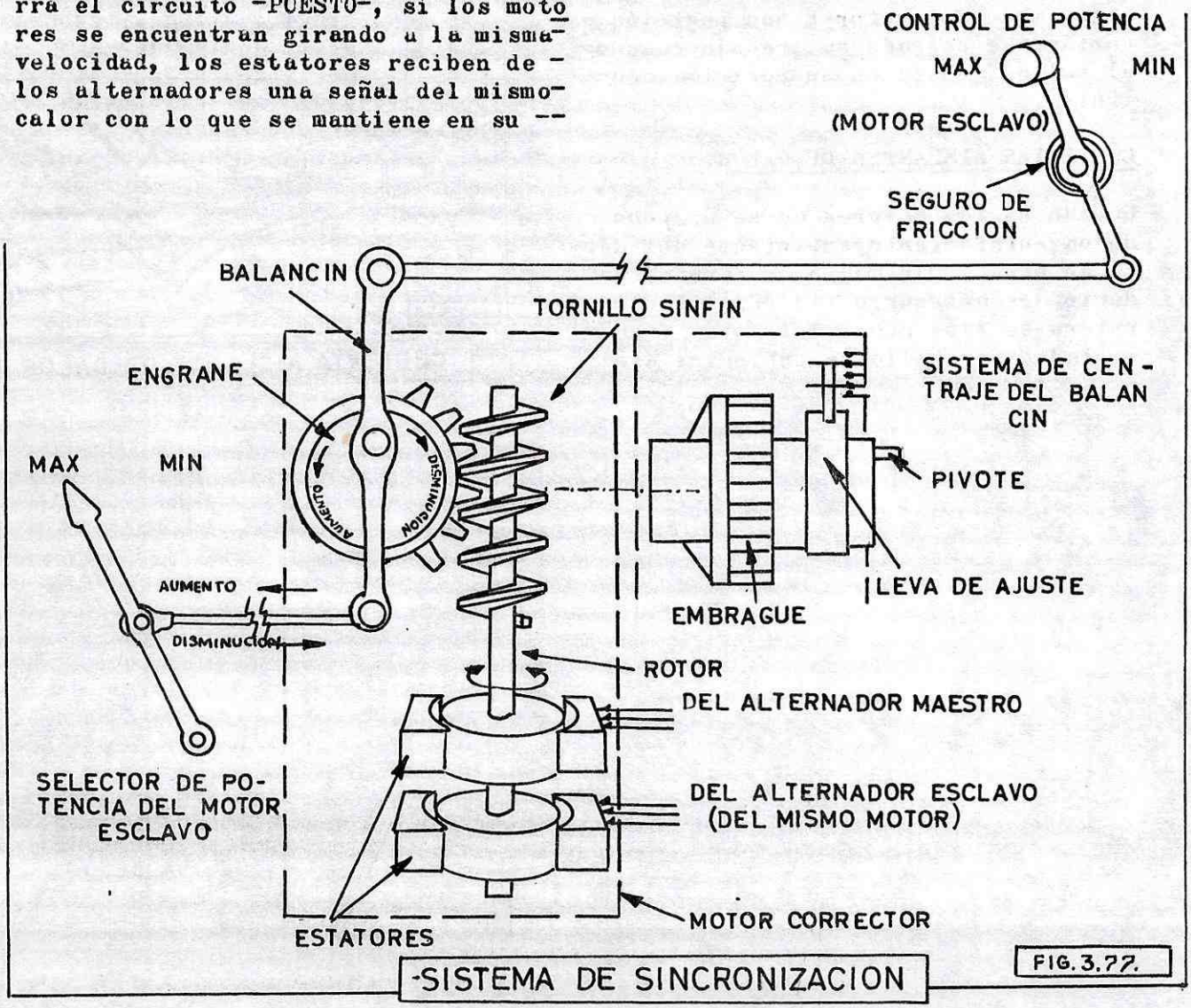
potencia asegura que el movimiento -- del motor corrector de como resultado un cambio de RPM seleccionada para el motor.

El estator inferior del motor corrector hace girar en el sentido de las - manecillas del reloj al rotor cuando- recibe la señal del alternador de su- propio motor, mientras el estator superior hace girar al rotor en sentido contrario a las manecillas del reloj- cuando recibe la señal del alternador del motor maestro.

OPERACION.

Cuando el interruptor del sistema cierra el circuito -PUESTO-, si los motores se encuentran girando a la misma- velocidad, los estatores reciben de - los alternadores una señal del mismo- calor con lo que se mantiene en su -- misma posición -sin girar- al rotor, por lo que el balancín no se mueve,- manteniendose las mismas RPM.

Cuando las velocidades de los moto-- res son diferentes, el estator recibe una señal eléctrica mayor que -- otro y girará al rotor en la direc-- ción del que mande esta señal, lle-- vando consecuentemente al balancín - del motor esclavo controlando y ajustando la velocidad de éste hasta que se igualan las velocidades de los motores y la señal llega a tener el -- mismo valor en ambos estatores, deteniendose el giro del rotor por estar



SISTEMA DE SINCRONIZACION

FIG. 3.77.

sincronizadas las RPM del motor esclavo con las del motor maestro.

Debido al movimiento limitado del balancín, el sistema de sincronización no puede controlar la velocidad de los motores con variación muy amplia en el rango de RPM. Antes de energizar el sistema, las velocidades de ambos motores deben ser lo mas próximas posibles. Así al actuar el interruptor, cualquier pequeña variación entre las velocidades de ambos serán ajustadas automáticamente.

Con objeto de dejar centrado al balancín en su posición neutral al "cortar" el sistema, el motor corrector incorpora contactos en escobilla que hacen mover al rotor a una posición cortándose después su trabajo cuando el balancín esta en su posición neutral.

CUBIERTAS AISLANTES DE CALOR.

Cuando en los motores no se dispone de un enfriamiento suficiente del ducto de escape por medio de aire secundario, es necesario reducir la temperatura de esta parte del motor y su vecindad por medio de cubiertas aislantes del calor. Estas temperaturas llegan a ser mas altas en los arranques calientes y este calor es irradiado o trasmitido por conducción o convección a las áreas vecinas al ducto.

Las cubiertas aislantes pueden ser de láminas delgadas de aluminio sobre la superficie exterior del ducto de escape, o bien cubiertas de varias capas de materiales de baja conducción de calor. En la figura 3.78 se ilustran los componentes de una cubierta aislante típica para ductos de escape.

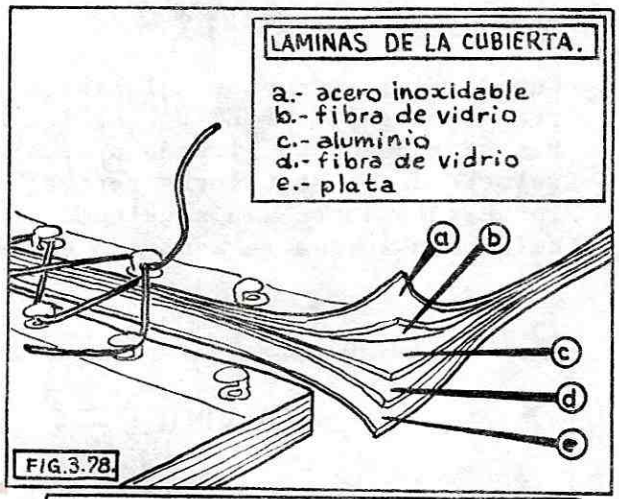


FIG.3.78.

CUBIERTA AISLANTE DE CALOR

CENTRO INTERNACIONAL DE
ADIESTRAMIENTO DE AVIACION CIVIL
SECRETARIA DE COMUNICACIONES Y TRANSPORTES
MEXICO. D. F.

MOTORES A REACCION

CAPITULO 4

MOTOR TURBO ABANICO
PRATT & WHITNEY JT-3D.

Francisco Ramírez Corzo.

MOTORES A REACCION.

CAPITULO 4.

MOTOR TURBO ABANICO
PRATT & WHITNEY JT-3D

	Pagina
Descripción	1
Características	2
Ducto de entrada, compresor delantero y compresor trasero	3
Sección difusora	4
Cámaras de combustión	5
Sección de turbinas	6
Sección de escape	7
Caja de accesorios	8
Rodamientos	10
Sistemas del motor.	
1.- Sistema de lubricación	11
2.- Sistema de ignición	15
Excitador de ignición de CD	17
Excitador de ignición de CA	18
Conductores y bujías	18
3.- Sistema de combustible	18
Multiple de inyección	27
Inyectores	28
Sistema de calefacción de combustible ..	29
4.- Sistema de aire.	
Sistema anti-hielo	30
Sistema de purga de compresores	31
5.- Sistema de reversa	33
Control del sistema actuador	36
Sistema neumático	37
Indicación del motor	39
Montaje del motor	40

CAPITULO 4.

MOTOR TURBO-ABANICO PRATT & WHITNEY JT3D

El motor turbo-abanico JT3D es fabricado por la Pratt & Whitney de los -- EE.UU. Es usado ampliamente en aviones modernos de transporte a reacción. Tiene compresor axial de doble etapa y 15 pasos -8 en el compresor de baja y 7 en el de alta-, ocho cámaras de combustión del tipo can-anular y turbina de doble etapa y cuatro pasos: 1 paso de alta y 3 en la de baja. La figura 4.1 muestra un corte de este motor con la disposición de sus componentes principales.

Números de Modelo.- Han sido asignados varios números de modelo al motor JT3D, conservando todos estos motores la configuración general básica. El motor JT3D-1-MC6 y el JT3D-1-MC7 son aquellos con las modificaciones a los JT3C-6 y JT3C-7 en los cuales el abanico se instaló despues de fabricados y durante una reparación mayor -overhaul-. Las series JT3D-1 y JT3D-3 son motores de producción mas reciente en los que el abanico vino instalado desde su fabricación.

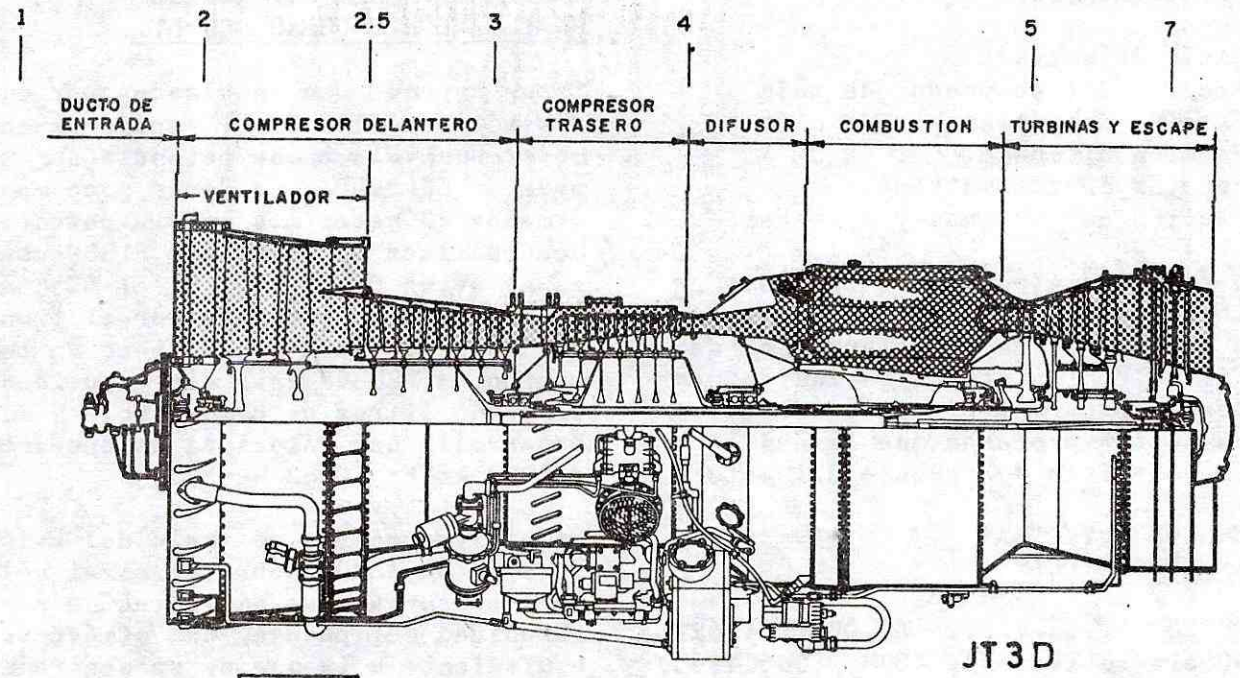


FIG. 4.1.

MOTOR TURBO-ABANICO

DESCRIPCION Y CARACTERISTICAS DE LOS MOTORES JT3D-3

REGIMEN DE POTENCIA	EMPUJE -Libras-	RPM (N_1)	RPM (N_2)	C.E.C.
MAXIMA DE DESPEGUE	18000	6675	9950	0.535
MAXIMA CONTINUA	16400	6350	9750	0.515
75% MAX. CONTINUA	12300	5650	9300	0.496
DESACELERADO	900	1700	5400	1.250

En donde:
EMPUJE = Empuje estático del motor expresado en libras
N_1 RPM = Velocidad del compresor de baja (delantero) en RPM
N_2 RPM = Velocidad del compresor de alta (trasero) en RPM
C.E.C.= Consumo específico de combustible expresado en

LIBRAS DE COMBUSTIBLE/HORA/LIBRAS DE EMPUJE

Para su descripción se ha dividido exteriormente en seis secciones principales enumerandolas del frente del motor hacia atrás, es decir siguiendo el sentido del flujo de aire, de la siguiente manera:

1) Ducto de entrada
2) Sección del compresor de baja
3) Sección del compresor de alta
4) Sección difusora
5) Sección de combustión
6) Sección de turbinas y de escape

Para su estudio se divide en siete estaciones que se identifican con el número dígito -en la parte superior de- la Fig. 4.1- que sirven de indice para designar características termodinámicas de los procesos que tienen lugar en el ciclo de trabajo del motor.

DIMENSIONES Y OTRAS CARACTERISTICAS

DIAMETRO ..... 53.0" (134.62cm)
LARGO(sin cubiertas) 136" (345.44cm)
PESO ..... 41701b(1893.18kg)
RELACION POTENCIA/PESO 4.31 lb E/ lb.
RELACION DE COMPRESION 13: 1
REL.DE PRESION DEL ABANICO ... 1.66: 1
RELACION DE PASO DEL ABANICO .. 1.4: 1
RELACION DE COMPRESION (N_1) ...4.28:1
RELACION DE COMPRESION (N_2) ...3.05:1
CONSUMO ESPECIFICO ...0.531b/1b E/hr.
CONSUMO DE ACEITE .....2.9 1b/hr.

INSTALACION DEL MOTOR JT3D EN EL AVION DOUGLAS DC8-51.

Estos aviones son impulsados por cuatro motores JT3D-3. El empuje de cada motor equivale a una potencia aproximada de 50000HP., es decir poco mas o menos 23 veces mas que la potencia desarrollada por el motor R1830 usado en el avión Douglas DC-3. El DC-8 se encuentra acondicionado por el transporte de 120 pasajeros, tiene un peso máximo de 126363 kg., con capacidad de 67565 litros de combustible y que desarrolla una velocidad de crucero de 870 km/hr (0.82 Mach).

La altitud máxima de vuelo del avión DC-8 es de 45000' sobre el nivel del mar, conservándose en la cabina para comodidad del pasaje, una atmósfera equivalente a la que se encuentra a 10000'. Esto se logra mediante la presurización de la cabina lograda por dos compresores impulsados por aire a presión tomado de la segunda etapa de compresión de los motores.

DUCTO DE ENTRADA.

La entrada y el ducto de entrada de aire al motor, suministran una fuente de alta energía al aire, libre de distorción a la cantidad requerida por el compresor. Normalmente el ducto de entrada no se considera parte del motor sino de la estructura del mismo avión.

COMPRESOR DELANTERO.

El compresor delantero, o compresor de baja esta situado en el frente del motor y normalmente se le designa como N_1.

Consiste fundamentalmente en un rotor montado sobre una flecha, está formado por ocho pasos de compresión. Cada paso esta formado por una serie de alabes dispuestos radialmente en un disco del rotor. Los dos primeros pasos de compresión estan formados por alabes de mucho mayor longitud que los restantes y que forman el abanico -fan- del motor.

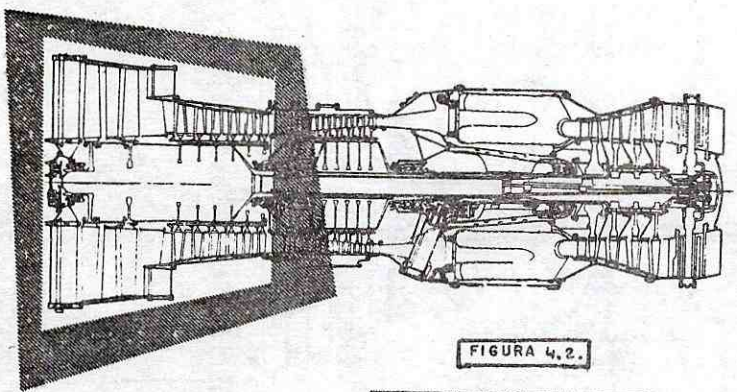


FIGURA 4.2.

COMPRESOR DE BAJA

El compresor de baja esta unido por medio de una flecha a la segunda etapa de la turbina -turbina de baja (de tres pasos)- y normalmente gira a una velocidad menor que el compresor de alta o trasero.

Las características principales de operación del compresor de baja son:

Su velocidad va de 6675 a 1750 RPM., su relación de compresión es de 4.28 a 1 y la temperatura máxima que se obtiene en la primera etapa de compresión es de aproximadamente 187°C.

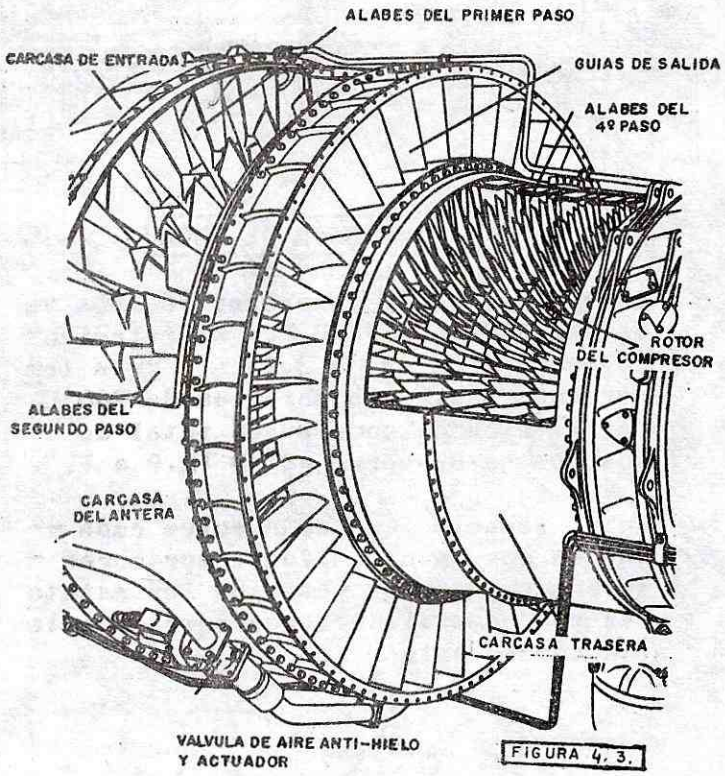


FIGURA 4.3.

ABANICO Y COMPRESOR DE BAJA

COMPRESOR TRASERO.

El compresor trasero o compresor de alta normalmente se le designa como N_2 y consiste fundamentalmente de un rotor montado sobre una flecha, la cual recibe movimiento a traves de una flecha conectada a la primera etapa de la turbina. Esta formado por siete pasos de compresión, distribuidos en la misma forma que en el compresor de baja.-Fig.4.4.-

La velocidad de este compresor normalmente es mayor que la del compresor de baja y giran mecánicamente independientes debido al acoplamiento de flechas concentricas -Fig.4.6-.

Las características principales de operación de N_2 -compresor de alta- son las siguientes:

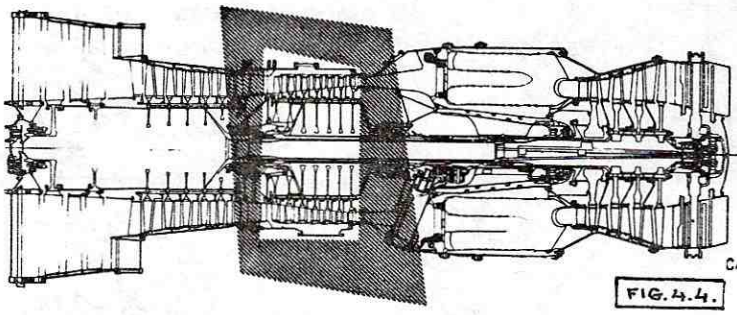


FIG. 4.4.

COMPRESOR DE ALTA

La velocidad del compresor de alta va de las 9950 a 5400 RPM., su relación de compresión es de 3.05 a 1 y la temperatura máxima obtenida es de 365°C. La relación de compresión total de los dos compresores es de 12.9 a 1.

En el espacio que queda entre cada uno de los pasos de los compresores se encuentran los pasos de los estatores correspondientes que completan la función de estos.

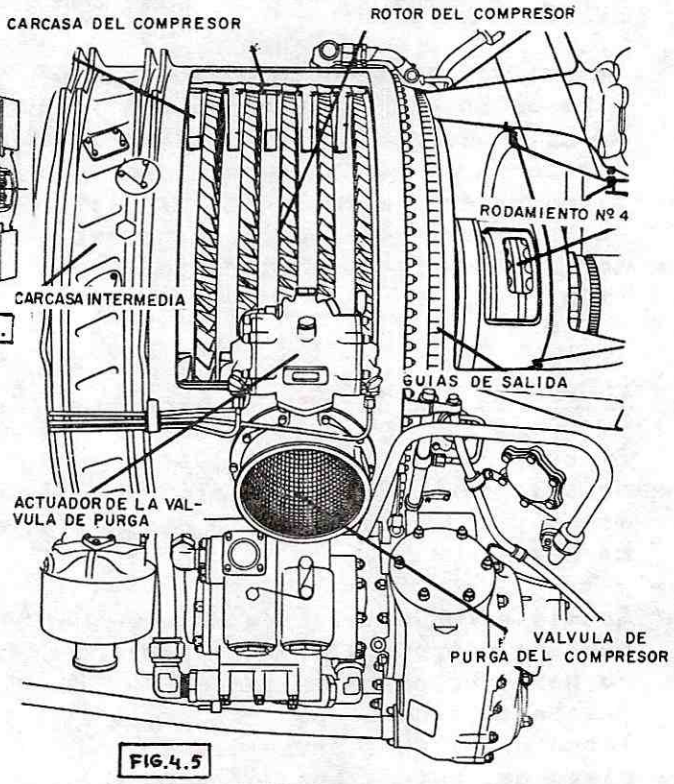


FIG. 4.5

SECCION DEL COMPRESOR DE ALTA

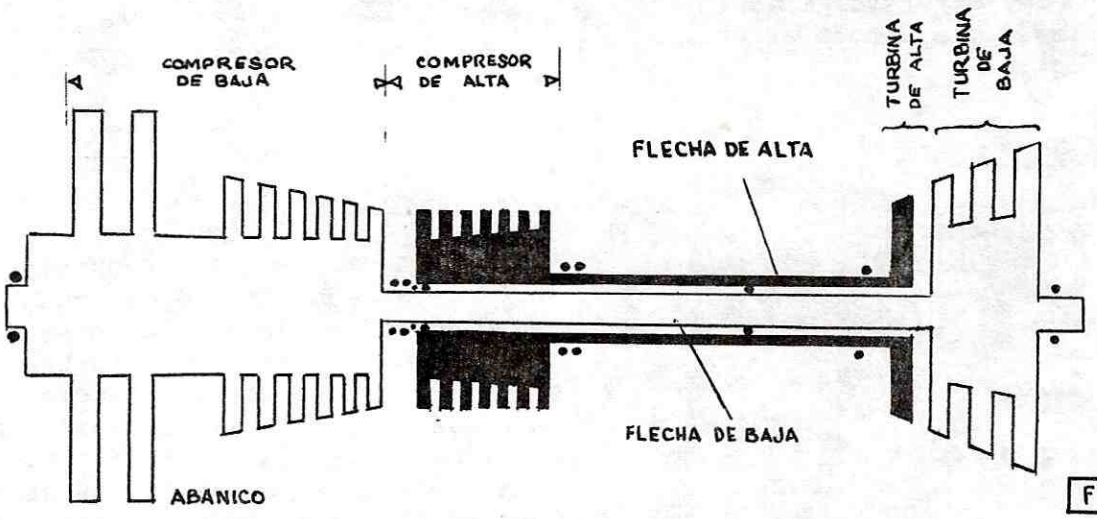


FIG. 4.6.

DISPOSICION DE LAS FLECHAS DE AMBOS COMPRESORES

SECCION DIFUSORA.

Las guias de entrada a la sección difusora convierten la velocidad tangencial del aire entregado por el compresor en presión, el incremento uniforme de área de la sección difusora transforma la energía de velocidad en energía de presión y limita la velocidad del flujo a un valor tal que permite una combustión adecuada.- La carcaza difusora (Fig.4.7) es de construcción soldada y hecha de material de especificación AMS 5504 resistente al calor y a la corrosión, tiene bridas en sus extremos para acoplarse a la sección intermedia y a la sección de combustión. En su parte su

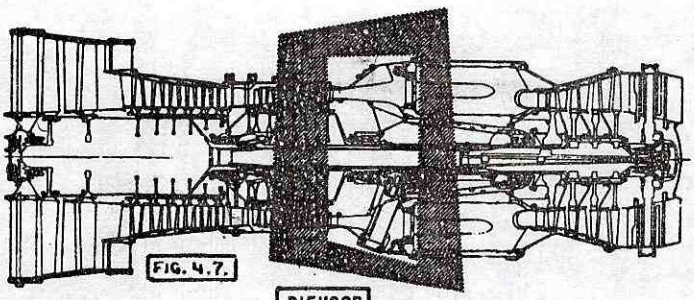


FIG. 4.7.

DIFUSOR

tantes se utilizan para enfriar a las cámaras de combustión y después descargan junto con las 15 partes utilizadas en la combustión para reducir su temperatura y descargarlas al primer paso de la turbina.

Las cámaras de combustión estan dispuestas radialmente dentro de la sección de combustión. Cada cámara tiene seis aperturas circulares en su parte frontal para insertar en ellas a las toberas de descarga de combustible.

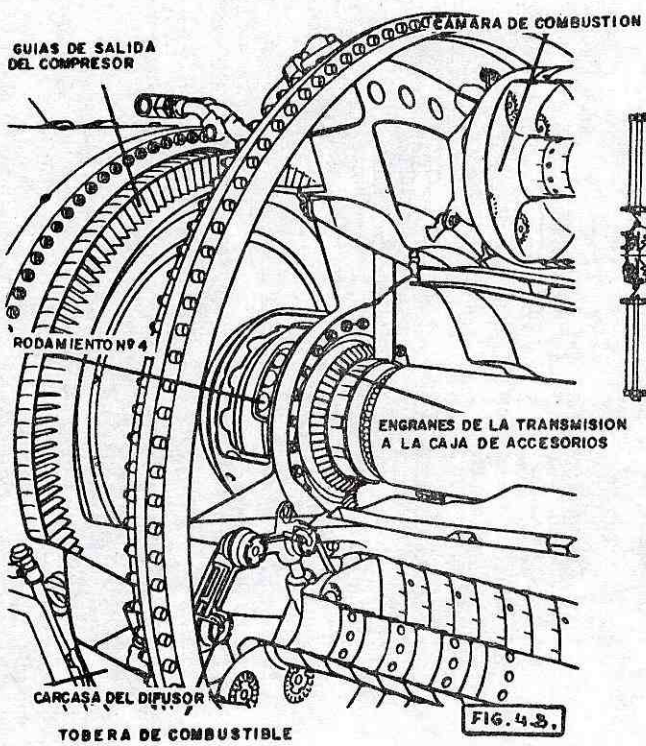


FIG. 4.8.

SECCION DIFUSORA

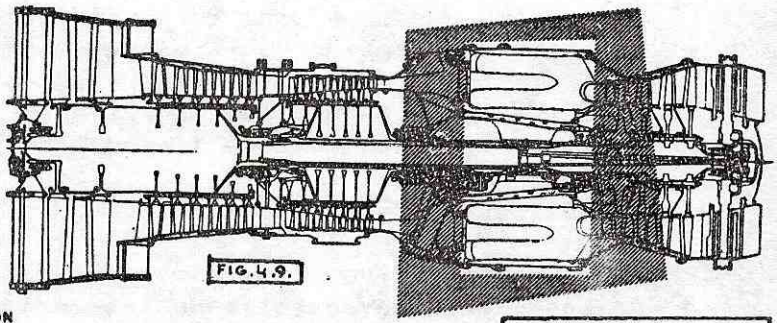


FIG. 4.9.

SECCION DE COMBUSTION

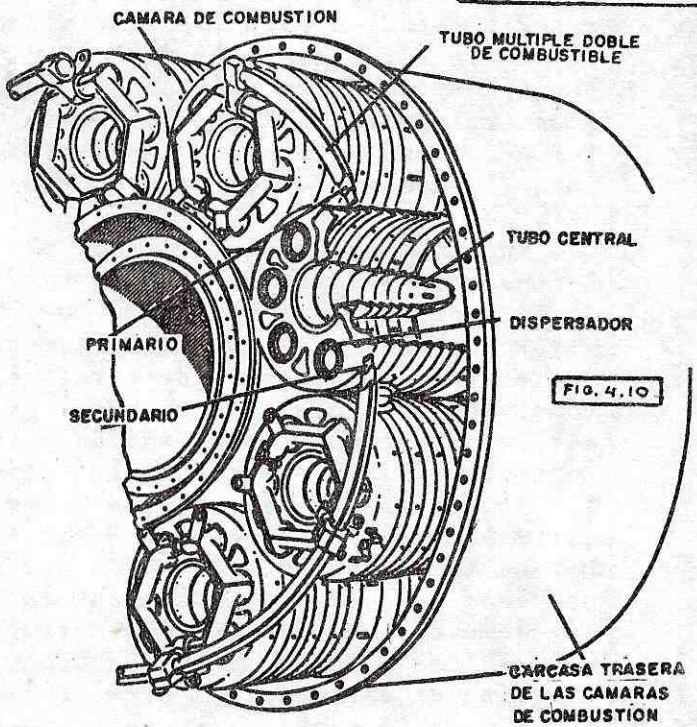


FIG. 4.10

SECCION DE COMBUSTION

perior tiene un acoplamiento para la válvula de purga de aire y de la cual se hablará en capítulo posterior.

CAMARAS DE COMBUSTION.

Las ocho cámaras de combustión son del tipo can-anular y su diseño es tal, que menos de una tercera parte del volúmen total de aire que entre a las cámaras se mezcla con el combustible. La relación total de peso del aire y del combustible es de 60:1, sin embargo, solamente 15 partes de las 60 se utilizan en el proceso de la combustión. Por lo tanto las 45 res-

El material con que estan construidas estas cámaras es de especificación AMS 5540 y se le conoce comunmente

con el nombre de inconel. Las cámaras 1, 3 y 7 son intercambiables entre sí, lo mismo que las números 2, 6 y 8. La numeración es en el sentido de las manecillas del reloj -viendo al motor por la parte posterior-. Las bujías del sistema de ignición se encuentran situadas en las cámaras de combustión numeros 4 y 5.

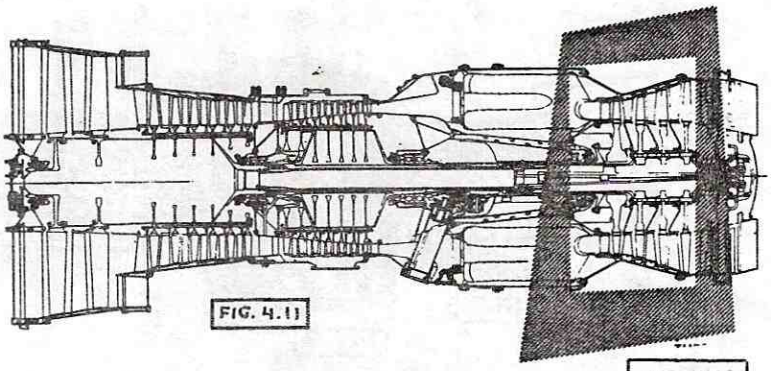


FIG. 4.11

TURBINAS

SECCION DE TURBINAS.

La sección de turbinas esta formada por cuatro pasos. El rotor del primer paso llamado también "turbina de alta" impulsa al compresor trasero o de alta. Los rotores del segundo, tercero y cuarto pasos también llamados turbinas de baja, impulsan al compresor delantero o de baja.

Las turbinas extraen energía cinética de los gases provenientes de las camaras de combustión convirtiendola en energía mecánica para impulsar a los compresores y accesorios del motor. Aproximadamente tres cuartas partes de la energía utilizable de los productos de la combustión son necesarios para el impulso de los compresores.

Las turbinas se componen de dos elementos principales: el rotor o rueda de la turbina y varios juegos de guias de gases estacionarios llamados "estatores". La sección de estatores consiste en un plano de guias de gases, concentricas con el eje de la turbina, ajustadas a un ángulo tal que forman series de pequeñas toberas que descargan los gases sobre los álabes de las ruedas de las turbinas. Es por esta razón que a este conjunto se le llama descargas o toberas de turbina y a las guías en si se les denomina guías de descarga. El área de las toberas de la turbina es una parte crítica de diseño, puesto que si es demasiado grande, la rueda de la turbina no operará a su máxima eficiencia y si por el contrario es demasiado pequeña, la tobera tendrá una tendencia a saturarse o sea a alcanzar la velocidad del sonido bajo condiciones de empuje máximo. Los chorros de gases de escape que se forman por la descarga de la tobera son dirigidos contra los álabes de la turbina a una dirección tal que permite que la energía cinética de los gases sea transformada en energía mecánica la cual es absorvida por los rotores de las

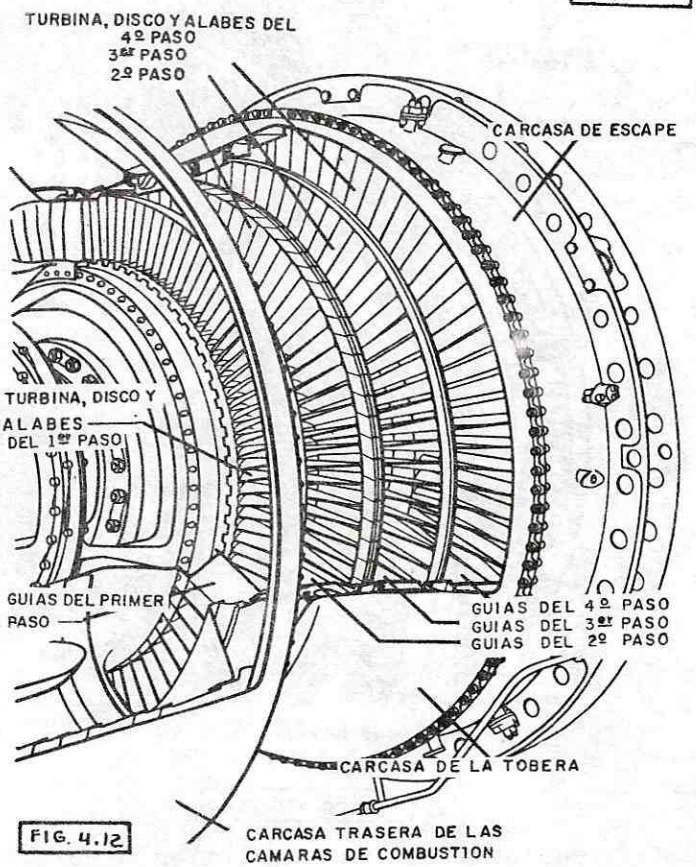


FIG. 4.12

SECCION DE TURBINAS

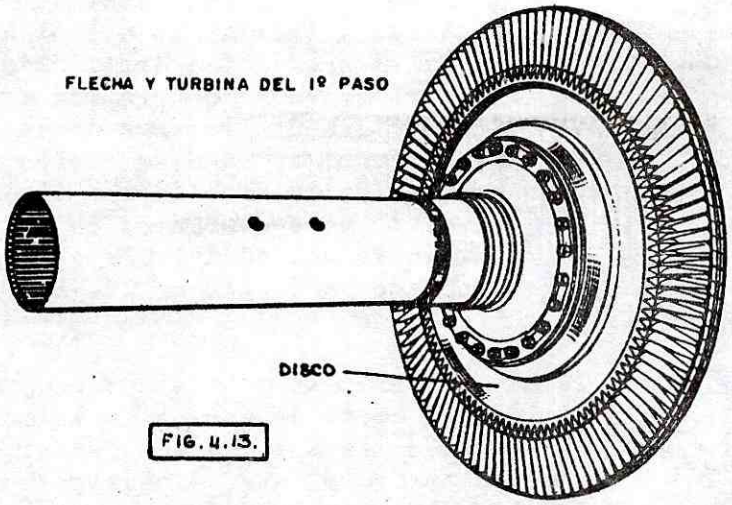
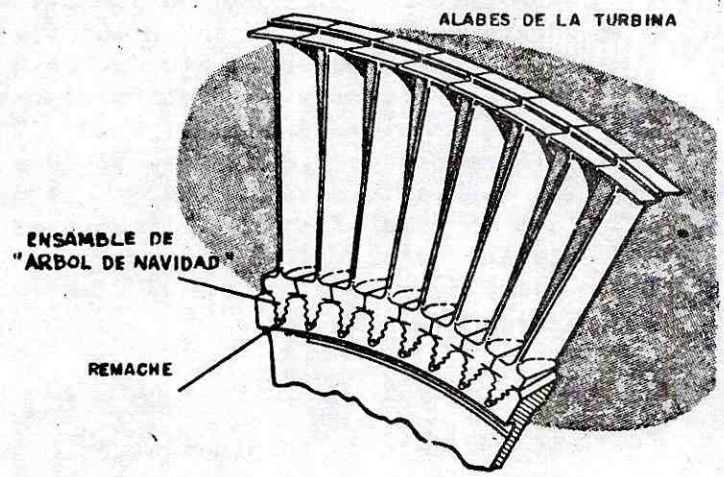


FIG. 4.13.



turbinas. El tipo de turbinas utilizado es de reacción impulso, la cual permite un espacio de construcción menor. El primer paso trabaja a una velocidad independiente de los tres restantes y debido a que tiene un acoplamiento directo con el compresor de alta su velocidad es la misma que la de éste. Los pasos segundo, tercero y cuarto giran por la misma razón a la velocidad del compresor delantero o de baja. Para ser capaces de suministrar suficiente energía para mover a los compresores, las turbinas están diseñadas de manera que los gases tengan una gran relación de expansión, resultando por consiguiente en una caida grande de temperatura de los gases a través de ella y una temperatura relativamente baja de los gases de escape.

Las ruedas de las turbinas son unidades balanceadas dinámicamente y de aleación forjada a base de níquel.

Los álabes estan acoplados al disco de la turbina por medio de un ensamble conocido como de "árbol de navidad". Estos álabes unicamente pueden insertarse según la orientación de las ranuras del disco -ver figura 4.-13.- y se aseguran por medio de un remache en la raíz del "árbol de navidad".

La superficie de trabajo del álabe es curva, de manera que permite el cambio de dirección de los gases que pasan por ella, la reacción de estos gases al cambiar de dirección es lo que produce la fuerza que hace girar al rotor de la turbina.

Las turbinas están sujetas a velocidades y temperaturas elevadas (850°C) como consecuencia de las altas velocidades que alcanza se tienen fuerzas centrífugas muy grandes por lo que deben operarse dentro de ciertos límites de temperatura, que si se exceden bajarán notablemente la resistencia de los materiales usados en su construcción y por consiguiente reducirán la vida del motor.

SECCION DE ESCAPE.

El término ducto de escape se aplica al tubo de escape que recibe la descarga de gases de las turbinas.

Si los gases de escape pudieran descargarse directamente al aire exterior en una dirección axial a la salida de las turbinas, el ducto de escape no sería necesario; pero esto sin embargo, no es práctico, ya que se puede obtener un empuje mayor del motor, si los gases son descargados del avión a una velocidad mayor que la de salida de la turbina; por consiguiente es necesario que el ducto esté instalado, con objeto de recolectar y dirigir el flujo de gases provenientes de las turbinas así como de aumentar su velocidad antes de ser descargados

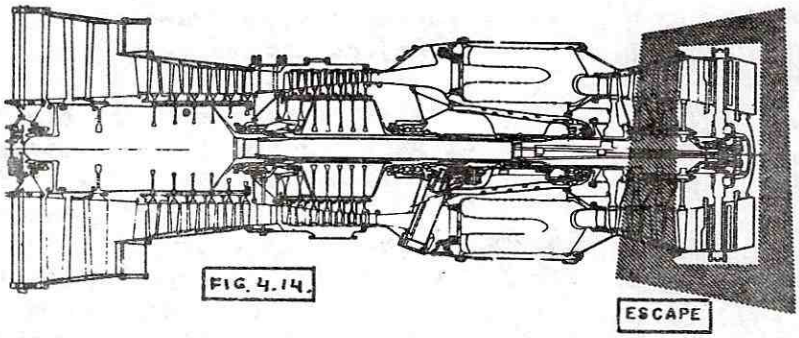
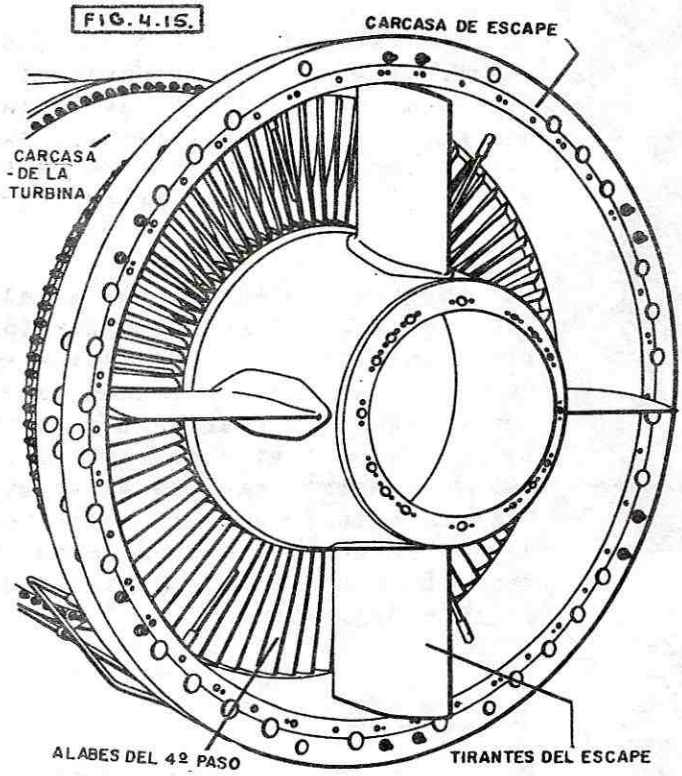


FIG. 4.14.

turbina y justamente adelante de la brida a la cual se une el ducto de escape, están localizados los transmisores de presión y temperatura de descarga de gases de la turbina. La disminución gradual de la sección que tiene el ducto de escape permite mantener la velocidad del flujo a velocidades próximas a 1.0 Mach. (1560 pies/seg).

FIG. 4.15.



SECCION DE ESCAPE

al ambiente.

Aunque el ducto en sí, es esencialmente un simple tubo de acero cónico o cilíndrico, el conjunto en la parte trasera de la turbina incluye también un cono y cuatro soportes para fijarlo dentro del ducto.-ver figura 4.15- El cono y los soportes sirven para dar rigidez al ducto, para impartir una dirección axial al flujo de gases de escape y para suavizarlo. Inmediatamente después de la salida de la

TOBERA CONVERGENTE.- La abertura posterior del ducto de escape se denomina tobera de escape. La tobera actúa como un orificio cuyas dimensiones determinan la velocidad de los gases de descarga del motor. En la mayoría de los motores turbo-reactores, esta área es crítica y por esta razón es fija de fabricación; en el motor JT3D-3 el área es de 3.80 pies^2. El área nunca debe alterarse puesto que el cambio de ésta afectará al funcionamiento del motor y la temperatura de los gases de escape.

1.CAJA DE ACCESORIOS.

El conjunto de componentes de la caja de accesorios -gear box- se encuentra situado en la parte baja del motor, inmediatamente al terminar la carcaza del compresor de alta y asegurado a la brida delantera de la sección difusora. La caja de accesorios esta formada por dos cuerpos, uno delantero y otro trasero -ver figura 4.16-. La potencia para impulsar el engranaje que mueve a los accesorios se recibe de una flecha engranada a la flecha del compresor de alta -ver figura 4.18- y la bomba principal de aceite para la lubricación del motor se localiza en la parte delantera inferior de esta caja de accesorios.

El control de combustible esta montado sobre un adaptador circular, sujeto a este por seis birlos sobre el lado delantero superior derecho de la caja, la bomba de combustible queda

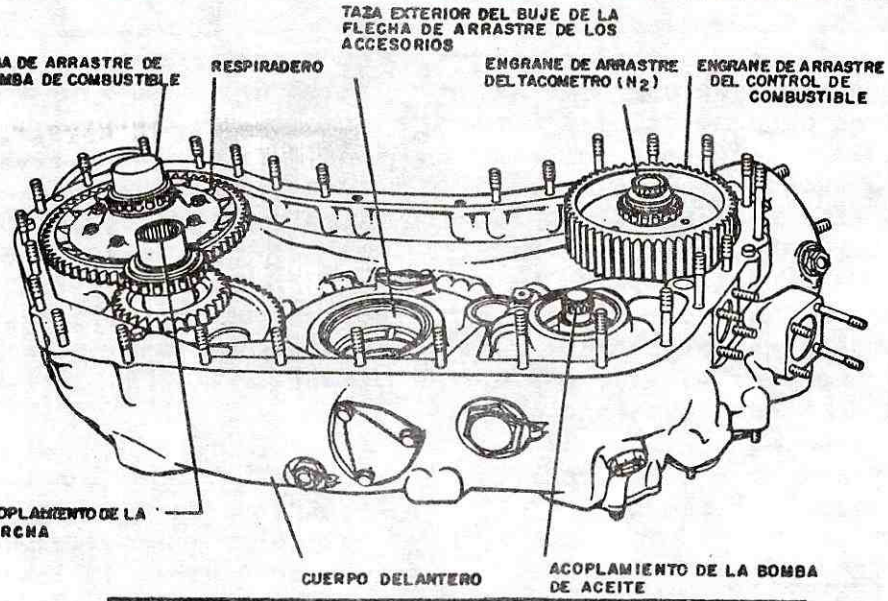


FIGURA 4.16.

CUERPO DELANTERO DE LA CAJA DE ACCESORIOS Y ACOPLAMIENTOS

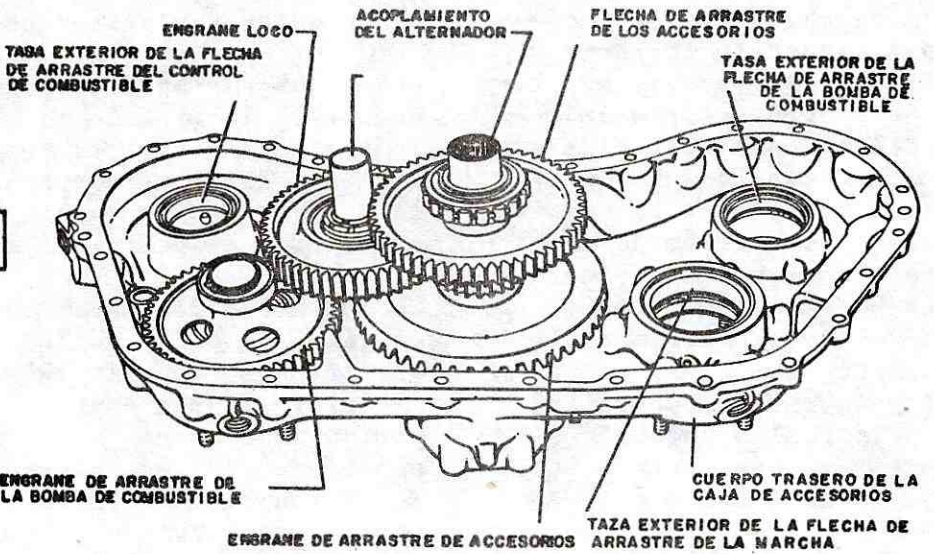


FIGURA 4.17

CUERPO TRASERO DE LA CAJA DE ACCESORIOS Y ACOPLAMIENTOS

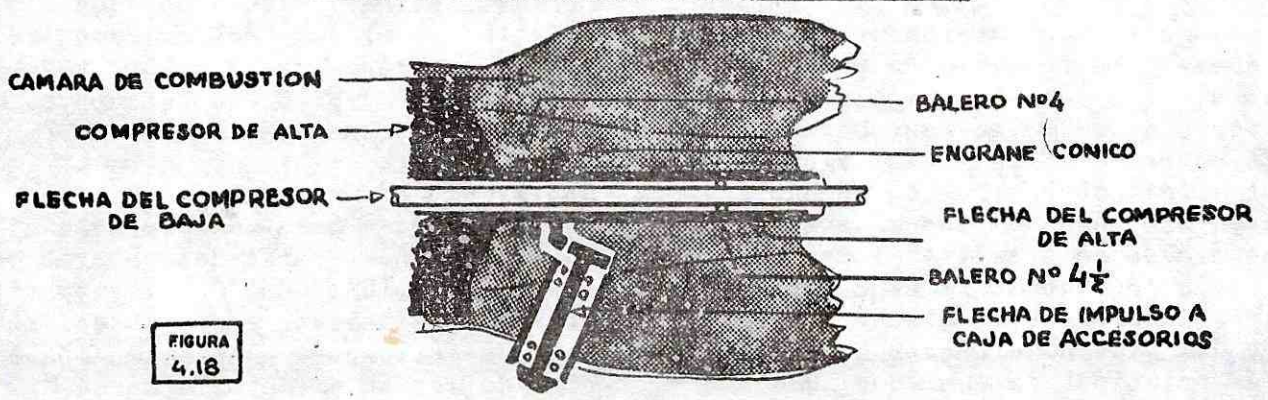


FIGURA 4.18

instalada sobre un adpatador similar- en la parte delantera superior iz — quierda. Un sistema de engranes arrastra al control de combustible, bomba- de combustible y tacómetro del compresor trasera. Además sobre el costado- vertical derecho está instalada la — bomba auxiliar de combustible. En el- centro de la cara delantera de la caja, se tiene un adaptador mayor que - los anteriores para instalar el generador eléctrico y en el lado poste — rior izquierdo queda instalada la marcha. La marcha en el arranque hace girar al compresor de alta o trasero a- traves de engranes y flechas.

PARTE DELANTERA DE LA CAJA DE ACCESORIOS.- La bomba de aceite, el control de combustible, la bomba de combustible, las flechas de a— rrastre de la marcha y la del tacómetro están localizados en la parte delantera de la caja de accesorios. La- bomba doble de aceite, esta montada - en la parte delantera inferior derecha de esta misma sección. La bomba - consiste en dos secciones: la sección delantera que es la sección de pre — sión; y la sección trasera que es debarrido, ésta bomba es del tipo de engranes. La sección de presión recibe- aceite del tanque, lo bombea a través de un filtro y lo envía a todos los - rodamientos principales del motor. La sección de barrido, recolecta el aceite de la caja de accesorios y lo en— vía al tanque.

PARTE TRASERA DE LA CAJA DE ACCESORIOS.- La parte trasera contiene la transmisión principal de- engranes, la transmisión pasa al tacómetro y los rodamientos traseros para el tren de engranes horizontal. Entre los engranes de la transmisión principal y los del control de combustible- están los engranes locos, a través de los cuales se trasmite el movimiento- al lado derecho de la caja de accesorios. Acoplado a la flecha de arras— tre del alternador, está la transmi— sión principal de engranes, que aco— pla con la flecha inclinada de impulso a los accesorios. La flecha inclinada suministra potencia para el im— pulso de la caja de accesorios. La — transmisión de arrastre para el generador eléctrico, trasmite potencia al lado izquierdo de la caja de acceso— rios a travez de la trasmisión de la- marcha y de la bomba de combustible.

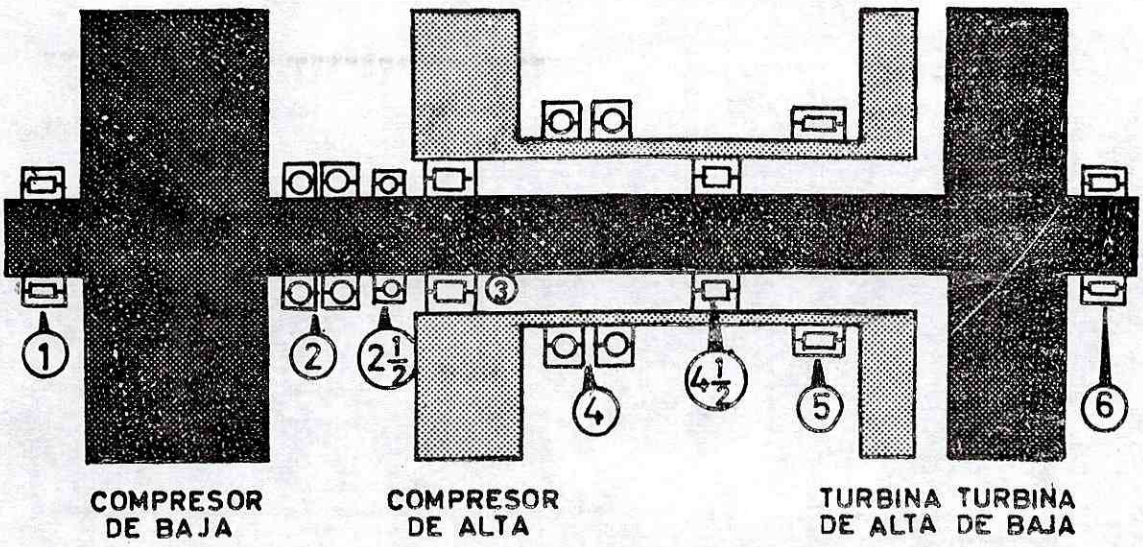
El tacómetro es impulsado por la trasmisión que mueve al control de combustible.

2. RODAMIENTOS.- Las dos flechas concentricas de impulso a los compreso— res, estos y las turbinas estan apoyados en ocho rodamientos del tipo de - rodillos y bolas. Para su identificación y en sentido del frente del mo— tor hacia atrás, se les denomina y — se caracterizan así: -ver figura 4.19

Rodamiento N°1.- Este rodamiento se - encuentra localizado en la parte de— lantera del motor, es del tipo de rodillos y sirve para apoyar y soportar las cargas que le impone el extremo - delantero del compresor de baja.

Rodamiento N°2.- Este rodamiento es - del tipo de bolas de doble pista pero que trabaja como uno solo. Sus tazas- exteriores están contenidas en un alojamiento de acero que a su vez está - soportado por tres piezas también de- acero que constituyen el soporte que- trasmite la carga a la estructura del motor. Las tazas interiores son del - tipo dividido para evitar problemas - de instalación y tienen un ajuste muy estrecho en el cubo del extremo trasero del compresor de baja. Los roda — mientos N° 1 y N° 2 son los apoyos — del compresor de baja.

Rodamiento N° 2½.- Este rodamiento — es del tipo de bolas de una sola hilera y sirve como parte del soporte para el alojamiento del rodamiento mismo. Este alojamiento es parte del sistema de sello para el extremo poste— rior de los rodamientos números 2, — 2½ y 3.



ESQUEMA DE LA DISPOSICION Y NUMERACION DE RODAMIENTOS DE LAS FLECHAS DE LOS COMPRESORES DEL MOTOR JT3D

FIG: 4.19.

Rodamiento N° 3.- Este rodamiento es del tipo de rodillos y constituye el apoyo del cubo delantero del compresor de alta.

Rodamiento N° 4.- Este es el mayor rodamiento de todos los usados en el motor; es del tipo de bolas de doble pista. Constituye el apoyo del cubo trasero del compresor de alta y soporta la carga que éste le impone.

Rodamiento N° 4 1/2.- Este rodamiento es el de menor tamaño de todos los demás, es del tipo de rodillos y está localizado en la parte media de la flecha de arrastre del compresor de alta.

Rodamiento N° 5.- Este rodamiento es del tipo de rodillos, situado adelante del primer paso de las turbinas y constituye el apoyo de la flecha de impulso al compresor de alta en su extremo posterior.

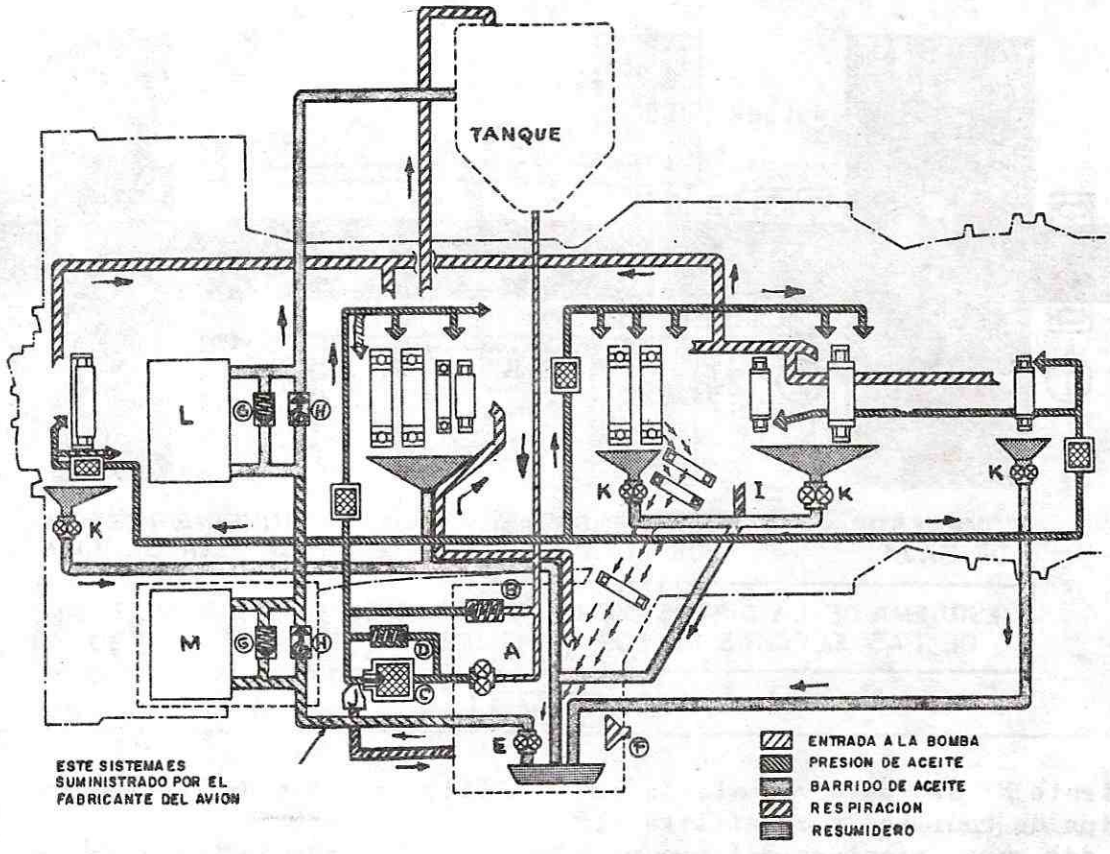
Rodamiento N° 6.- Este es un rodamiento del tipo de rodillos y constituye el apoyo del cubo de los cuatro últimos pasos de las turbinas.

Toda la descripción anterior puede considerarse como de los componentes mayores del motor, en caso de mayores detalles de componentes del motor, debe recurrirse a los manuales correspondientes.

SISTEMAS DEL MOTOR.

1. SISTEMA DE LUBRICACION.

El aceite en el motor tiene dos propósitos que cumplir: enfriar y lubricar los rodamientos y los sellos de carbón de estos. El sistema de presión lleva el aceite a los puntos por lubricar; estos son, los rodamientos de compresores y turbinas y los de la caja de accesorios. El sistema empleado en este motor se conoce como "sistema calibrado" debido a que cada uno de los rodamientos tiene la cantidad de aceite requerida controlada por un orificio calibrado que suministra el flujo de aceite a todas las velocidades de operación del motor.



ESQUEMA DEL SISTEMA DE LUBRICACION

A.- Colector principal de aceite
B.- Válvula de relevo de presión
C.- Filtro con válvula de paso
D.- Válvula de paso (eliminando al filtro)
E.- Bomba de barrido
F.- Separador de aceite/aire de operación centrífuga.
G.- Válvula de relevo de presión
H.- Válvula de paso -térmica-
I.- Ventilación. Baleros No.4 y No.5
J.- Trasmisor de Presión
K.- Bomba de barrido
L.- Radiador combustible/aceite P&WA (solo en Beeing)
M.- Radiador suministrado por Douglas

FIGURA 4.20

Debido a que en estos motores la lubricación se efectúa con mayor atención en los rodamientos de los compresores y de las turbinas, el consumo de aceite es relativamente bajo comparado con el consumo de los motores recíprocos. El consumo normal de aceite del motor en cuestión es de 0.2gl/hr.

El sistema de lubricación es de diseño de alta presión, consistente en un sistema de presión, un sistema de barrido y finalmente un sistema de respiración. El sistema de presión, suministra aceite a los rodamientos principales del motor y a la caja de accesorios. El sistema de barrido recoge todo el aceite de los compartimientos de los rodamientos y de la caja de accesorios para regresarlo al tanque -- via radiador. El sistema de respiración interconecta los compartimientos de los rodamientos; pero sin que circule aceite por él sino que, solo aire de ventilación o vapores del aceite.

El motor es lubricado con aceite sintético satisfaciendo la especificación PWA 521. Entre los aceites recomendados por el fabricante, están los TJ-15 y ESSO 15.

El flujo de aceite a través del sistema de lubricación es de 80 a 85 lb/minuto. La presión del sistema a régimen de máxima operación es de 45 ± 5 PSI y con el motor desacelerado, es de 35 PSI.

El aceite lubricante tiene muy poca variación en su viscosidad aún con grandes cambios de temperatura, por lo cual el tiempo de calentamiento para la operación correcta del motor es muy corto. Este aceite cuando esta caliente produce vapores tóxicos que causan irritación en los ojos y la nariz, por lo que quienes estén en contacto con el aceite deben evitar respirar sus vapores así como el contacto de éste con la piel. Su peso es de 3.5 kg (7.7 lbs) por galón a 16°C (60 grados F).

TANQUE DE ACEITE.

El tanque de aceite esta montado en el cuadrante superior derecho de la sección intermedia de los compresores asegurado al motor por medio de abrazaderas localizadas en las bridas anteriores y posteriores de la sección intermedia de los compresores. La capacidad total del tanque es de 11.98 galones, que se utiliza en la siguiente forma:

9.74 galones para aceite utilizable
2.18 galones para expansión
0.06 galones para aceite residual

La cantidad de aceite utilizable es la que esta siendo bombeada al motor en el proceso de lubricación y que existe dentro del tanque.

El espacio dentro del tanque que sirve de cámara de expansión y que absorve el aumento de volúmen por aumento de temperatura o por formación de espuma, corresponde a la parte alta del tanque.

La cantidad señalada como aceite residual es el que permanece en las líneas del sistema y el cual es regresado al tanque cuando cesa la operación del motor.

La bomba de aceite es una unidad doble que tiene un juego de engranes para la sección de presión y otro para la sección de barrido, separados por la parte central del cuerpo de la bomba, quedando la unidad de presión adelante de la de barrido. La bomba provée una presión de 50 PSI en condiciones de operación normal.

SISTEMA DE PRESION.

El sistema de lubricación completo se ilustra en la figura 4.20 en que con claridad se muestran los sistemas de presión y barrido.

Como se observa en el diagrama, el aceite es suministrado por el tanque a la entrada de la bomba de presión. La bomba impulsa el aceite a través del filtro hacia un adaptador y por tubería exterior a los componentes que requieren lubricación y enfriamiento. La correcta distribución del flujo de aceite a los diferentes componentes es mantenida por la descarga a través de orificios calibrados. Los excesos de presión son controlados por una válvula de relevo.

FILTRO PRINCIPAL DE ACEITE.

El aceite proveniente de la bomba, circula a través de ductos interiores de la caja de accesorios hacia el filtro principal. Este filtro esta localizado adelante de la brida de la sección intermedia de compresores y consiste de un cuerpo, válvulas y un elemento filtrante principal, el cual está constituido de mallas que envuelven un cilindro, el flujo de aceite circula del exterior de la malla ha-

cia el interior. Tiene también una válvula de paso unidireccional la cual normalmente sin presión de aceite, está en posición cerrada y previene el paso de aceite hacia el motor cuando este esta sin trabajar. Por último, incluida dentro del mismo cuerpo de la bomba se localiza una válvula de derivación que normalmente se encuentra cerrada por la acción de un resorte, su entrada esta tomada de la cámara que rodea el filtro principal. El propósito de esta válvula de derivación es permitir que el aceite sobrepase al filtro en caso de obstruirse, asegurando la lubricación a las partes del sistema.

VALVULA DE RELEVO DE PRESION DE ACEITE.

Esta válvula se encuentra localizada sobre la caja de accesorios, es del tipo común de esta clase de válvulas, es decir, permite retornar a la entrada de la bomba la presión el exceso de flujo y presión si éstas se sobreeleván con referencia al abastecimiento normal que debe ser : un flujo de 80 a 85 lb/min. a una presión de 45 ± 5 lb/pulg^2.

Para un mejor entendimiento del circuito de aceite en el sistema de lubricación refiérase a la figura 4.20.

TUBERIA EXTERIOR.

Un tubo conectado a la mitad de las tres salidas o conexiones sobre la parte inferior delantera derecha de la caja impulsora de accesorios, transporta el aceite hacia la parte delantera a la conexión inferior sobre el cuerpo del filtro principal de aceite. Desde la conexión superior en el cuerpo del filtro, un tubo mayor transporta el aceite hacia el adaptador de la caja de accesorios que esta en la parte trasera. En este punto, el aceite llega a la válvula de relevo. Del adaptador, en la caja de accesorios, un tubo transporta el aceite a otro adaptador en la sección difusora. Este adaptador permite fluir al aceite internamente hacia los rodamientos N°4 y N°5 por medio de tuberias y también permite que el aceite fluya hacia atrás a través de un tubo hacia un codo localizado en la sección de escape en una posición semejante a la indicación de las tres de las manecillas del reloj. Tuberías interiores transportan el aceite hacia el rodamiento N° 6. Un tubo pequeño conectado al filtro conduce el aceite al centro del adaptador localizado en una posición equivalente a las 6 del reloj en la brida delantera de la sección intermedia de los compresores; de aqui el aceite fluye interiormente a los rodamientos N° 2, 2½ y 3. Otro que sale del filtro corre por la parte baja del motor hacia el frente a un codo localizado en posición equivalente a las 4 del reloj en la sección de entrada y desde ahí una tubería interna conduce el aceite al rodamiento N° 1.

TUBERIA INTERNA.

Como ya se mencionó, la descarga de aceite sobre los rodamientos y sobre los sellos de carbón se hace por toberas de orificio calibrado. Las tuberías interiores que conducen este aceite se derivan del sistema de tuberías externas y tienen acceso a cada lado de los rodamientos a través de los tirantes que forman la estructura interna del motor.

SISTEMA DE BARRIDO.

Este motor utiliza el sistema de resumidero seco de barrido -refiérase a la figura 4.20-. Cuenta con cuatro bombas de barrido y cinco secciones de barrido que son capaces de bombear alrededor de tres veces la cantidad de aceite mandada por el sistema de presión de aceite. Cada bomba de barrido recoje el aceite de un resumidero y lo envía hacia un enfriador y después al tanque principal a través de conductos interiores y de la tubería exterior.

SISTEMA DE ENFRIAMIENTO DE ACEITE.

El aceite es recolectado en el resumidero de la caja de accesorios -refiérase a la fig.4.20- de donde es enviado al enfriador denominado de aceite y combustible que se tratará posteriormente. De este radiador, el aceite es conducido al radiador de aceite y después al tanque principal. Estas partes en sí no pertenecen al motor sino al avión porque las suministra el fabricante de este.

ENFRIADOR DE ACEITE Y COMBUSTIBLE.

Esta es una unidad cilíndrica de acero que se encuentra montada en el cuadrante inferior izquierdo de la sección intermedia. El aceite fluye hacia una cámara central y es enfriado por combustible que circula por una camisa que rodea la cámara. El aceite que aún no ha sido calentado suficientemente por la operación del motor como para requerir enfriamiento, es desviado de la entrada del enfriador por una válvula termostática localizada en la conexión de entrada del enfriador.

SISTEMA DE RESPIRACION.

Todo el sistema de respiración se efectúa a través de la caja de accesorios. En el interior de esta y acoplada a la flecha de arrastre de la bomba de combustible se encuentra un impulsor para remover aire del aceite.- Conductos interiores y tubería exterior se utilizan para interconectar todos los puntos de respiración de la caja de accesorios.

2. SISTEMA DE IGNICION:

Aunque en la mayoría de los motores de combustión interna el sistema de ignición trabaja adecuadamente dentro de condiciones ideales, las turbinas de gas de aviación operan normalmente a grandes altitudes donde estas condiciones no son ideales. Las bajas temperaturas a estas altitudes causan una disminución en la volatilidad del combustible, lo cual hace dificil encender la carga del mismo. Es necesario no solamente tener un alto voltaje para provocar el arco en la bujía sino también que esta sea del tipo de alta intensidad de calor. El sistema de ignición de alta energía a base de condensadores ha sido aceptado casi universalmente para el encendido de los motores turbo-reactores por suministrar tanto un alto voltaje como una chispa excepcionalmente caliente, la cual cubre una área comparativamente grande y asegura que la mezcla de aire/combustible sea encendida a elevadas altitudes

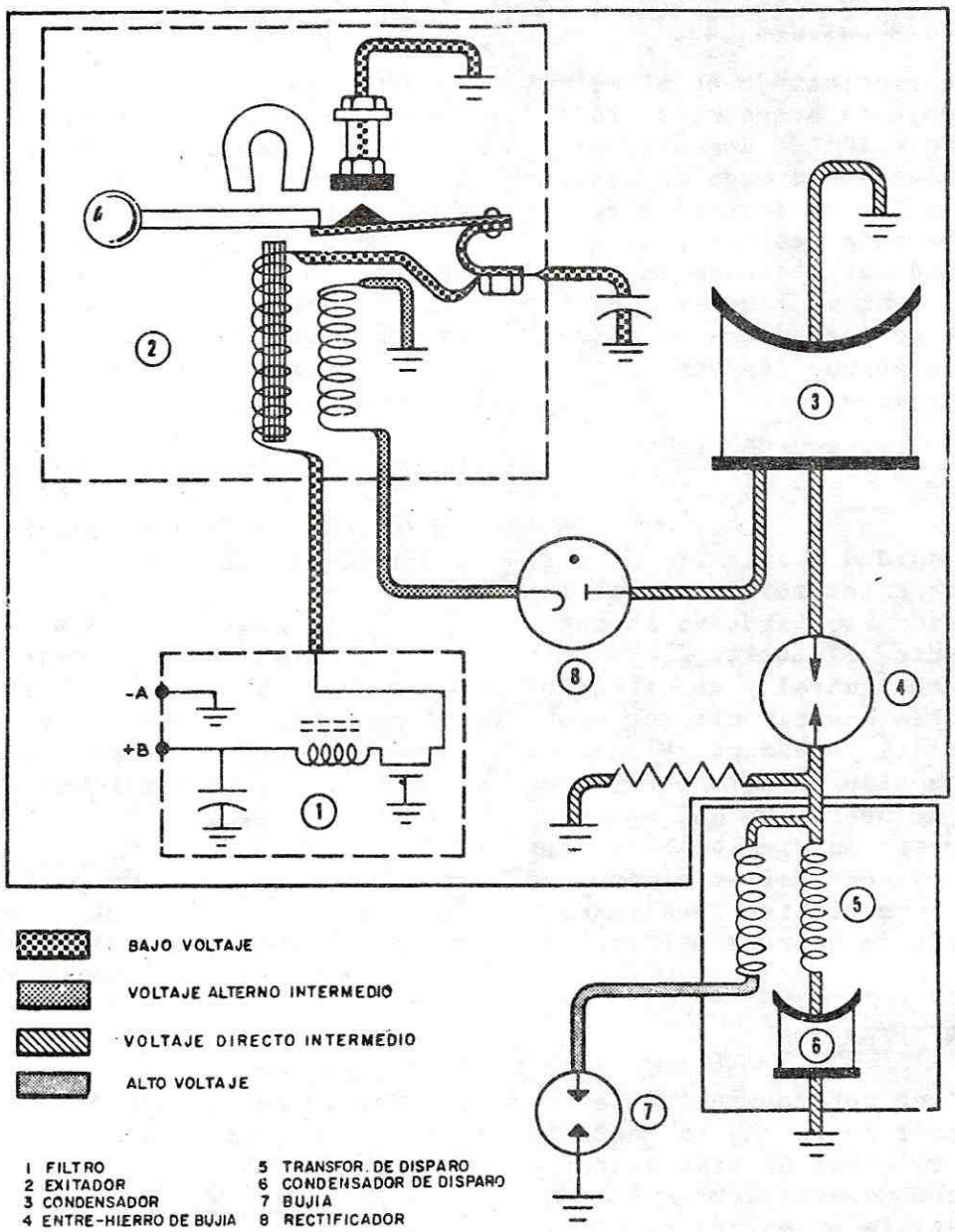
El sistema aquí tratado se considera típico, otros pueden variar ligeramente, sobre todo en su capacidad; pero operan esencialmente de la misma manera y estan definidos por capacidad, de modo que pueden ser de uno, dos, ó veinte joules.

El sistema de ignición está controlado eléctricamente desde la cabina de mando del avión. Esto incluye por consiguiente el equipo suministrado por el fabricante del avión.

El sistema de ignición esta constituido por dos sub-sistemas; el intermitente y el contínuo.

SISTEMA INTERMITENTE.

Este es un sistema a base de corriente directa de alta energía y como su nombre lo indica de servicio intermitente y cuyo voltaje de operación oscila entre 14 y 29 voltios. Este sistema no se usa contínuamente, una vez que la flama ha sido encendida dentro de las cámaras de combustión, ya no se utiliza mas, sino hasta el siguiente arranque del motor; esto ocurre al comienzo del siguiente vuelo o bajo alguna condición de operación anormal que provocara que la flama se apagara.



ESQUEMA DEL SISTEMA DE IGNICION DE C. D.

FIGURA 4.21

Debido a que la alimentación de combustible de estos motores es contínua y tan pronto como la mezcla se encien de, no importa una secuencia de encendido del sistema, a diferencia de los motores recíprocos en lo que esto es- absolutamente necesario; el sistema - produce dos cispas por segundo y se - activa justamente antes de que el combustible penetre al motor, tan pronto como ocurre la ignición y se establece la flama, el sistema de ignición - ignición intermitente o de corriente- directa se corta.

El sistema de ignición recibe energía eléctrica de las baterías del avión a través de una línea eléctrica conecta da a una caja montada en el costado - superior derecho de la sección del --

compresor delantero, de aquí la energía eléctrica es conducida al excitador de 20 joules. El excitador almacena la energía suministrada y la libera como una descarga de alto voltaje. Las terminales eléctricas de alto voltaje conducen la energía hasta las dos bujías instaladas en las cámaras de combustión Nº 4 y Nº 5.

SISTEMA CONTINUO.

Este es un sistema a base de corriente alterna, el excitador de ignición es una unidad de cuatro joules, el cual suministra ignición contínua durante el vuelo para disminuir la posibilidad de un corte de flama en condiciones de operación adversas. Después que la unidad de corriente contínua previamente discutida ha realizado un arranque satisfactorio, ésta se corta Con el sistema de corriente alterna suministrado por el sistema del motor la unidad de ignición de corriente alterna, suministra ignición contínua a las bujías. La unidad de ignición de C.A. tiene alimentación nominal de 115 volts, 400 ciclos/seg.; pero opera dentro de un rango de 90 a 124 voltios. Es una unidad de alta energía que utiliza energía almacenada.

El supresor de ruido en el radio construido dentro de la unidad previene que las frecuencias generadas por el sistema afecten al circuito del trasmisor de radio.

EXCITADOR DE IGNICION (C.D.)

La función de este excitador es la de cambiar la corriente de baja tensión tomada de la alimentación del avión a corriente de alta tensión para entregarla a las bujías cuando se requiera.

Cuando el interruptor de ignición esta conectado y la corriente directa llega al excitador según lo descrito anteriormente, la corriente, después de pasar a traves de un filtro contra ruido para prevenir interferencia de alta frecuencia en el sistema eléctrico del avión, es alimentado al circuito primario de un transformador el cual, es parte integral del conjunto del vibrador. Del primario, este voltaje es pasado a traves de un par de contactos, normalmente cerrados a tierra. Un condensador primario se encuentra conectado a traves de estos contactos para absorver cualquier arqueo excesivo.

La acción del vibrador se produce por el transformador, el cual tiene un núcleo laminado. Con los contactos en posición cerrados, el flujo de corriente a traves de la bobina produce un campo magnético; este campo ejerce una fuerza contra la armadura, la cual esta montada sobre un pivote. La armadura es jalada hacia abajo y después de cierta carrera para adquirir inercia, golpea contra el extremo del contacto de resorte. Durante el siguiente movimiento, los contactos se separan por lo que cesa el flujo de corriente y el campo magnético se desploma y al cesar la fuerza magnética contra el lado inferior de la armadura, su movimiento se detiene y después es regresado a su posición original, primero por la tensión de los contactos de resorte y finalmente por la atracción del imán permanente montado sobre ella. El resorte, entre tanto, regresa el contacto inferior a posición cerrado y el ciclo vuelve a desarrollarse.

La caida del campo magnético en el transformador causa un voltaje alterno de alta tensión que se induce en el circuito secundario. Esto produce un flujo pulsante sucesivo dentro del condensador a traves del tubo rectificador, lo cual limita el flujo en una sola dirección. Con pulsos repetidos, el condensador obtiene una carga mayor cada vez a un aumento constante de voltaje. Cuando este voltaje intermedio alcanza un nivel pre-determinado para el cual el entre-hierro de la bujía ha sido calibrado, el entre-hierro se rompe, permitiendo que fluya

una parte de la carga acumulada a través del primario del transformador de disparo y el condensador conectado en serie a él.

La elevación de corriente a traves del primario, induce un alto voltaje en el secundario del transformador de disparo, el cual esta conectado a las bujías. El voltaje es suficiente para ionizar el entre-hierro y producir la chispa.

Cuando los entre-hierros de las bujías se hacen de esta manera conductores, el condensador descarga su energía acumulada, junto con la carga del condensador de disparo, dando esto lugar a una chispa de muy alta energía, capaz de vaporizar particulas de combustible y contrarrestar depósitos de carbón. La resistencia de purga esta instalada en el circuito de descarga para disipar la carga remanente sobre el condensador de disparo, entre el complemento de una descarga de bujía y la sucesión del siguiente ciclo.

El excitador de ignición consiste en : un filtro de radio, los vibradores, los transformadores del vibrador, el rectificador y el transformador de disparo, todos los cuales estan alojados dentro de una caja metálica. El excitador esta montado en el costado superior derecho en la sección del compresor delantero. La unidad esta herméticamente cerrada y sellada para proteger a los componentes de condiciones adversas de operación y para eliminar la posibilidad de arqueo eléctrico a diferentes altitudes debido a los cambios de presión y temperatura.

EXCITADOR DE IGNICION (C.A.)

Este excitador trabaja a base de corriente alterna, de operación contínua y de una capacidad de 4 joules. Debido a que la alimentación de esta unidad es a base de corriente alterna, no hay necesidad de incluir ningún vibrador para suministrar corriente pulsante en el circuito. Después de pasar por el filtro de la unidad, la corriente es elevada por un transformador y conducida a un rectificador. El rectificador limita el flujo de la corriente alterna a una sola dirección después de lo cual es almacenada en un condensador. La operación del circuito de aquí en adelante es la misma que la descrita para el sistema de corriente directa.

CONDUCTORES DE ALTA TENSION.

Los dos conductores eléctricos de alta tensión consisten de cables eléctricos forrados con alambre trenzado y conexiones en los extremos del tipo de cigarrillo. Los conductores (Fig.4 23) y las conexiones estan blindadas para prevenir interferencias de radio y por ellos circula la energía eléctrica de alta tensión desde los excitadores hasta las bujias.

BUJIAS.

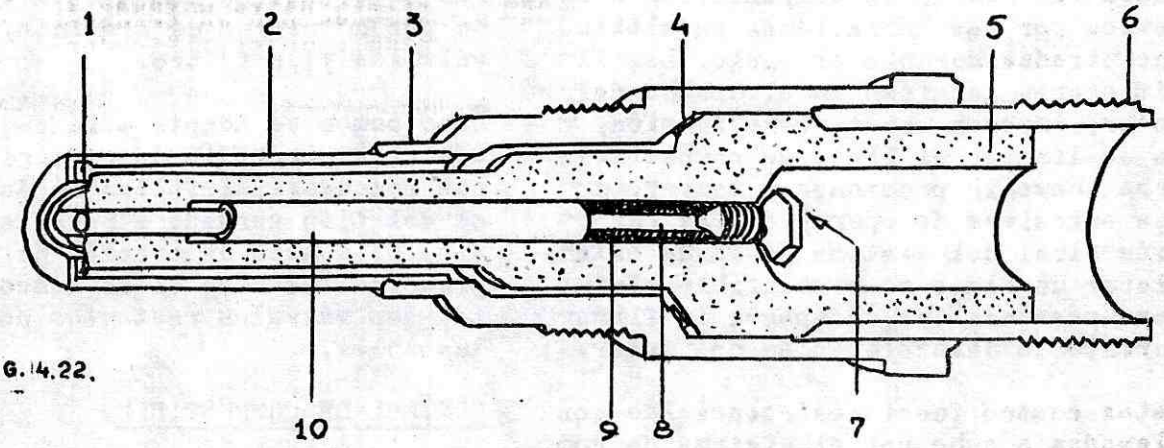
El motor tiene dos bujías que operan independientemente una de la otra, localizadas en las cámaras de combustión números 4 y 5.

Las bujías (Fig.4.22) poseen el entre hierro (electrodo central) colocado al centro de una cubierta aislante de porcelana a traves del cual ocurre la chispa eléctrica que ha de encender la mezcla. Esto se lleva a cabo debido al alto voltaje de los transformadores de disparo a traves del entre-hierro que se ioniza y se hace conductor; entonces el condensador descarga la energía acumulada a traves del transformador de disparo, dando esto como resultado una chispa de alta energía.

3.SISTEMA DE COMBUSTIBLE.

La principal función del sistema de combustible es la de abastecer combustible al motor a presiones y flujos

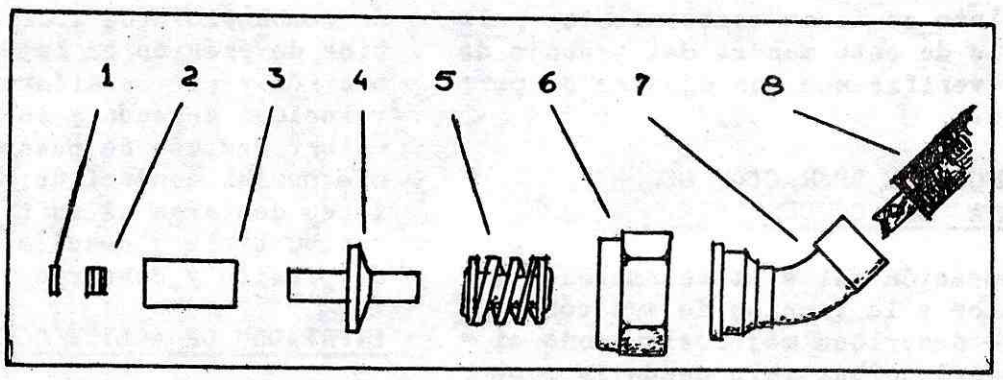
FIG. 4.22.



-- B U J I A --

1.- Sello metálico
2.- Coraza inferior
3.- Coraza superior
4.- Sello aislante
5.- Aislante
6.- Rosca para terminal
7.- Terminal del electrodo
8.- Alambre sellado
9.- Cemento
10.- Electrodo

FIG. 4.23.



TERMINAL DE ALTA TENSION.

1.- Anillo de retén
2.- Terminal de contacto
3.- Terminal aislante (cigarrillo)
4.- Buje de hule
5.- Resorte conector
6.- Tuerca de conexión
7.- Codo
8.- Cable conductor

BUJIA Y CONDUCTOR DE ALTA TENSION.

tales como se requieran para obtener la potencia deseada del motor. La segunda función es la compensación automática por las variaciones de altitud encontradas durante el vuelo. Las limitaciones técnicas en el diseño del motor, imponen una tercera función, la de limitar el flujo de combustible para prevenir presiones y temperaturas excesivas de operación. La función final del sistema es la de establecer un flujo de combustible mínimo para prevenir que se apague la flama durante la desaceleración del motor.

Estas cuatro funciones esenciales son llevadas a cabo por el sistema de combustible a través del complejo mecanismo de su componente principal: la UNIDAD REGULADORA DE CONTROL DE COMBUSTIBLE. Esta unidad de control actúa como un intermediario entre el piloto y el motor, traduciendo las señales de la palanca de potencia -acelerador- en incrementos o reducciones de flujo de combustible y maneja ciertas variables del vuelo de las cuales el piloto no tiene conocimiento, relevándolo de esta manera del trabajo de estar verificando sus ajustes de potencia.

SECUENCIA DE OPERACION DEL SISTEMA DE COMBUSTIBLE.

La operación del sistema empleado en el motor y la función de sus componentes se describen mejor siguiendo el flujo del combustible desde la conexión de entrada de la bomba de combustible hasta la descarga a traves de toberas dentro de la cámara de combustión.

BOMBA DE COMBUSTIBLE.

El primer componente a considerar en el sistema de combustible es la bomba. Esta bomba es de dos pasos, arrastrada por el motor y equipada con válvulas de desvío. La bomba recibe el combustible del tanque correspondiente del avión, descargándolo a presiones y cantidades predeterminadas al control de combustible. Los dos pasos de la bomba de tipo de engranes operan en serie. La bomba esta constituida por un cuerpo de aluminio, tres válvulas y un filtro.

Esta bomba se adapta a la caja de accesorios por medio de una brida y pernos roscados. El filtro de la bomba es del tipo cargado a resorte y desvío. El ajuste de presión del paso principal se hace en el banco de ajuste, las válvulas restantes no son ajustables.

CONTROL DE COMBUSTIBLE.

El control de combustible es una unidad del tipo hidro-mecánico, diseñado para suministrar el flujo de combustible adecuado para controlar la velocidad del motor y por lo tanto su potencia o empuje, suministra el flujo correcto de combustible al motor para establecer y mantener la velocidad de este, seleccionada por el piloto; esto se lleva a cabo, variando el flujo de combustible de acuerdo a los cambios de presión en la cámara de combustión y por la diferencia entre la velocidad deseada y la verdadera del motor. Después de pasar el combustible por el control de combustible, este se descarga al enfriador de aceite -combustible y después a la válvula de presión y descarga.

ENFRIADOR DE ACEITE/COMBUSTIBLE.

El combustible ya medido proveniente de la unidad de control entra al enfriador de aceite/combustible. Esta unidad ya fué descrita en el sistema de lubricación del motor, puesto que su función primordial es la de ayudar a enfriar el aceite en combinación con el radiador de aceite.

VALVULA DE PRESION Y DESCARGA.

Una vez que el combustible ha pasado por la unidad anterior, es conducido a esta válvula, cuyo propósito es el de dividir el flujo de combustible a-

.los conductos primario y secundario-- de las toberas de descarga, asegurando de esta manera una combustión eficiente. Incorporada al cuerpo de esta válvula, se encuentra también una válvula de descarga la cual expulsa el - combustible del tubo multiple cuando- se corta el motor, con objeto de prevenir vaporización en las cámaras de- combustión que puedan resultar peli-- grosos al arranque.

TUBO MULTIPLE.

El combustible proveniente de la válvula de presión y descarga entra al - tubo multiple el cual provee dos trayectorias o conductos separados para- el flujo primario y secundario.

TOBERAS DE DESCARGA DE COMBUSTIBLE.

Instalados en el tubo multiple hay 48 toberas (inyectores) que atomizan el- combustible dentro de las cámaras de- combustión.

TUBOS DE COMBUSTIBLE.

La tubería del avión lleva el combustible a la entrada de la bomba principal de combustible. Dos tubos grandes estan instalados en la parte inferior entre la bomba de combustible y la unidad de control de combustible. El - tubo delantero es de retorno -de alta presión- y el tubo posterior entre la bomba y el control, de alimentación.- Más atrás de la bomba y la unidad de- control se encuentra el tubo de derivación o se desvio -de baja presión-. Del lado derecho del control de com-- bustible a la derecha de la válvula - de presión y descarga, un tubo grande entrega el combustible a esta última- válvula.

CONEXIONES DE DRENAJE.

Los componentes del sistema están provistos de conexiones de drenaje tapo- nadas, así como la sección de cámaras de combustión para purgarse cuando se requiera.

BOMBA DE COMBUSTIBLE.

Esta bomba gira impulsada por el motor a 34.4% de la velocidad del com-- presor de alta (.344 N_2) y tiene incorporador como se dijo, un filtro de entrada de combustible, con una válvula de relevo, dos pares de engranes - que constituyen los rotores de la bomba, una válvula de relevo, una válvula unidireccional, una válvula regula dora de presión y una flecha de impul so que incorpora un sello rotativo.

OPERACION DE LA BOMBA.

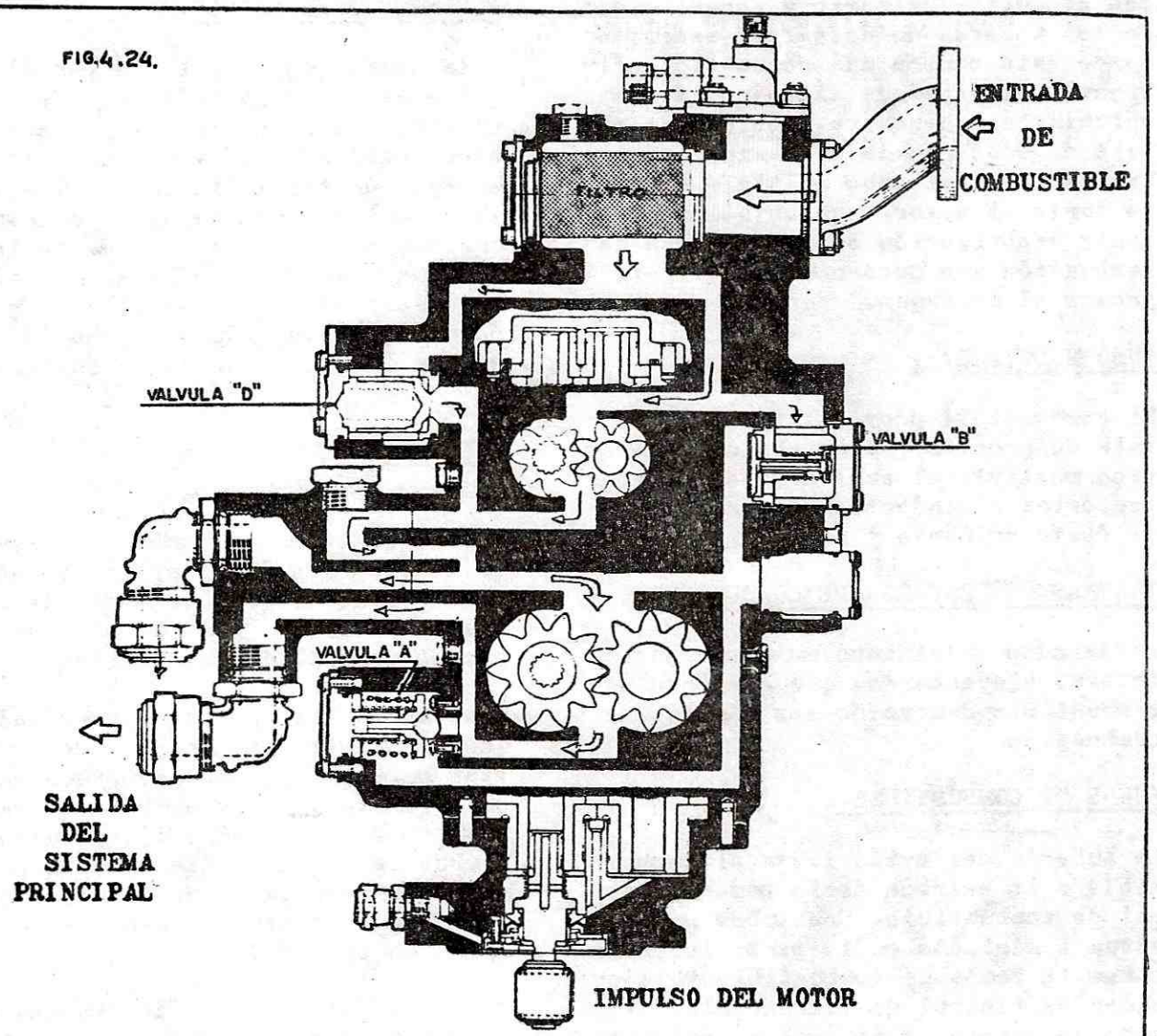
Los engranes de la bomba o elementos- de bombeo -Fig.4.24- operan en serie- para suministrar el combustible en -- las cantidades y presiones requeridas por el control de combustible.

Los engranes actúan de manera tal, -- que el primer paso trabaja como auxiliar para el segundo paso, que es el- principal, el que a su vez entrega el combustible a la unidad de control de combustible. El control de las presiones internas, así como la descarga -- del paso principal se efectúa por un- grupo de tres válvulas.

Como se describió, se utiliza tubería exterior para llevar el combustible - a la entrada de la bomba; combustible de la unidad de control al orificio - de retorno de derivación; combustible de la válvula de derivación principal de la unidad de control de combusti-- ble, al orificio de retorno del paso- principal, combustible del orificio - de descarga del conducto auxiliar al- orificio de retorno de este mismo paso y finalmente combustible del orificio de descarga del paso principal hacia el control de combustible.

Dentro de las condiciones normales de operación, el combustible circula a - traves de la bomba desde la entrada y el filtro y la válvula de relevo ha-- cia el paso auxiliar, después pasa al conducto principal y sale por el ori-

FIG.4.24.



BOMBA DE COMBUSTIBLE DE DOS PASOS

ficio de salida hacia la unidad de -- control de combustible. El combusti-- ble no utilizado por el motor es re-- gresado a la bomba a través de los o- rificios de regreso primario y retorno de la presión de derivación.

NOTA.- La nomenclatura que se utiliza corresponde con las ins-- cripciones marcadas en la -- bomba. -Fig.4.24-

VALVULA DE RELEVO "A". Conducto Principal.

Esta válvula de relevo controla el máximo valor de la presión de descarga de la bomba y esta ajustada para a -- brir cuando la presión de descarga -- del conducto principal alcanza aproximadamente 1050 $lb/pulg^2$. Cuando esta válvula abre, el flujo del conducto - principal es derivado internamente hacia el lado de entrada del paso principal. Normalmente la válvula "A" esta cerrada durante la operación.

VALVULA UNIDIRECCIONAL DE ENTRADA AL CONDUCTO PRINCIPAL "B".

Si el paso auxiliar falla, esta válvula abrirá asegurando la alimentación de combustible al paso principal, la posición normal de esta válvula durante la operación es cerrada.

VALVULA REGULADORA DE PRESION DEL CONDUCTO AUXILIAR "D".

Esta válvula está ajustada para abrir entre las 45 y 65 PSI sobre la presión de entrada. Cuando esta válvula esta abierta, el combustible se hace circular interiormente hacia la entrada de la bomba.

UNIDAD DE CONTROL DE COMBUSTIBLE.

La unidad de comtrol de combustible -Fig.4.25- se ha diseñado para controlar la operación del motor tanto en su empuje hacia adelante, como en su empuje en reversa, bajo cualquier condición de operación. Tiene incorporadas dos palancas de control, una para controlar el empuje hacia adelante y empuje de reversa y la otra para cortar y arrancar el motor, cerrando y abriendo respectivamente una válvula de corte de combustible.

El control de combustible puede considerarse como constituido de una sección medidora y una sección computadora. La sección medidora altera al combustible suministrado al control de combustible por la bomba para desarrollar el empuje demandado por el piloto, pero sujeto a los límites de operación del motor, de acuerdo como lo siente y gobierna la sección computadora. La sección computadora siente y combina varios parámetros de operación para controlar la descarga de la sección medidora del control de combustible durante todos los regímenes de operación del motor.

Sistema de Medición.- El combustible-

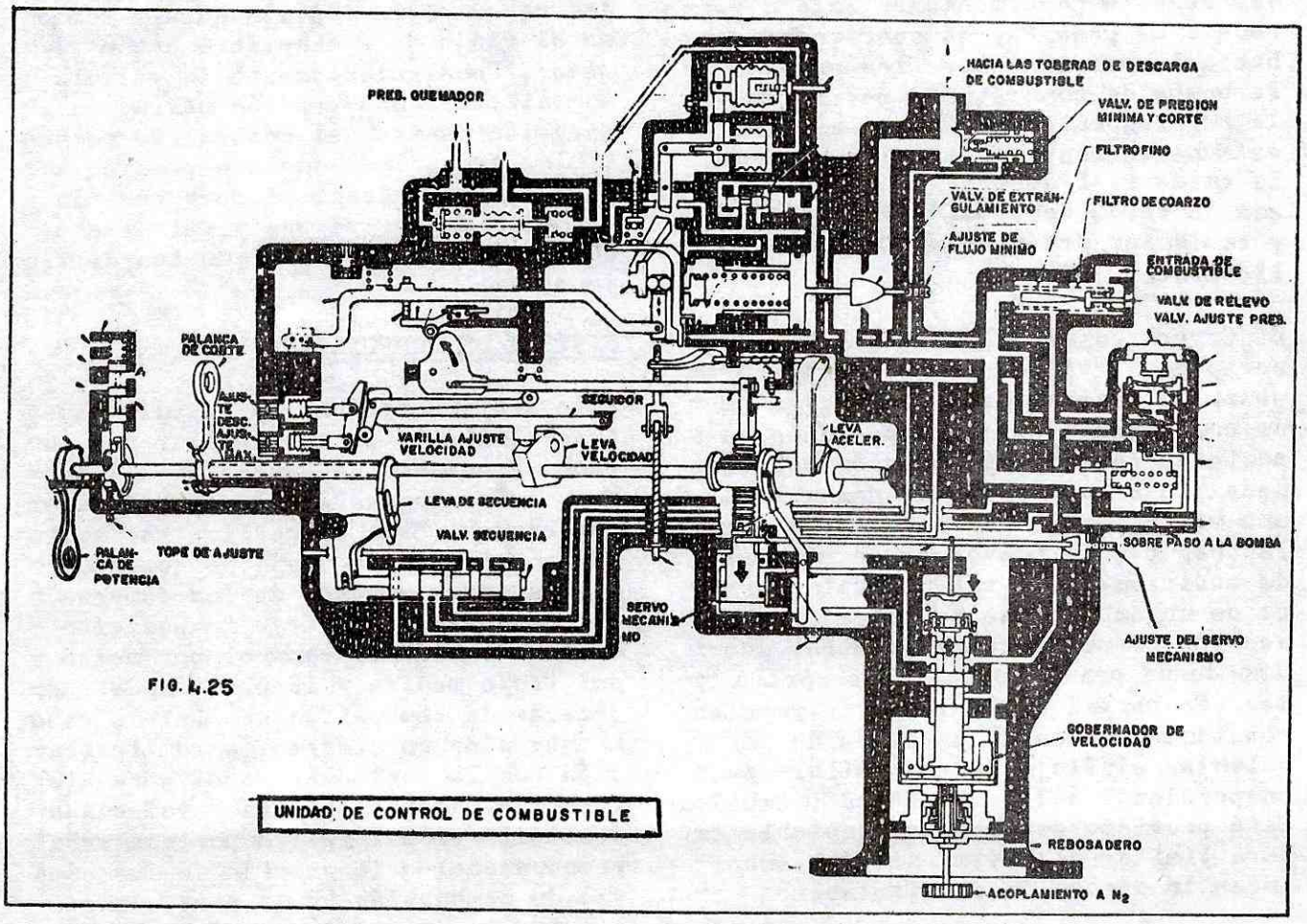


FIG. 4.25

UNIDAD DE CONTROL DE COMBUSTIBLE

de alta presión es suministrado a la entrada del control por la bomba. Este combustible, inicialmente encuentra el sistema de filtrado que consiste de un filtro de grueso y otro fino. El filtro grueso protege a la sección medidora contra daños por contaminación de combustible. Este filtro se sobrepasa cuando llega a obstruirse para permitir que continúe la operación aún con combustible sin filtrar. El filtro fino protege la sección computadora contra daño que pueda causar cualquier impureza en suspensión dentro del combustible. Este filtro se mantiene limpio por si mismo a traves del sistema de medición.

Después, el combustible llega a la válvula reguladora de presión. Esta válvula esta diseñada para mantener una diferencia de presión constante a traves de la válvula de extrangulamiento. Todo exceso de alta presión que resulta para mantener esta diferencia de presión, es sobre-pasada hacia la presión entre los pasos de la bomba de combustible por la válvula reguladora de presión. La válvula esta servo-controlada de manera que la caída real de presión se compara con la caida de presión seleccionada y cualquier error se compensa hidráulicamente.

El error reajusta la presión del resorte de la válvula reguladora sobre esta, de manera que la alta presión de combustible es sobre-pasada para mantener la caída de presión seleccionada. La alta presión de combustible, una vez alterada por la válvula reguladora, pasa a traves de la válvula de medición. Esta válvula esta formada de un émbolo que es actuado por la sección computadora del control dentro de un orificio de filos cortantes. En virtud de la caída de presión constante mantenida a traves de la válvula, el flujo de combustible es proporcional a la posición del émbolo. Está provisto de un tope ajustable para limitar el movimiento del émbolo en la dirección de disminución de combustible para permitir la selección del flujo mínimo adecuado.

El componente final que actúa sobre el combustible medido antes de que este entre al tubo multiple es la válvula de corte de presión mínima. Esta válvula está diseñada para cortar el flujo de combustible medido al motor cuando el piloto mueve la palanca de corte a la posición "cortado". Esto produce una señal de alta presión por medio de la válvula de extrangulamiento, la cual actúa sobre el lado del resorte de la válvula de corte forzándolo sobre su sello, cortando por lo tanto el flujo de combustible al motor. Cuando la palanca de corte se mueve a la posición de "puesto", la señal de alta presión es reemplazada por la presión entre los pasos de la bomba y cuando se ha medido la presión del combustible se aumenta esta suficientemente para vencer la fuerza del resorte, la válvula abre y comienza el flujo de combustible hacia el motor. Consiguientemente la válvula suministrará una presión máxima de operación dentro del control de combustible, asegurando que una presión adecuada se mantenga siempre para la operación de los servos y válvulas a condiciónes no menores que las de flujo mínimo.

SISTEMA DE COMPUTACION.

Este sistema acciona la válvula de estrangulamiento para controlar una velocidad estable de operación del motor, así como aceleraciones y desaceleraciones. Esto se realiza por medio de la relàción de flujo de combustible medido y presión de las cámaras de combustión (Wf/Pt4). La posición de la válvula del control por medio del flujo medido y la presión de las cámaras de combustión se lleva a cabo a traves de un sistema de multiplicación por lo cual esta señal para aceleración, desaceleración o velocidad constante se multiplica por una señal proporcional a la presión de las cámaras de combustión (Pt4) para suminis-

trar el flujo de combustible requerido.

La presión de combustión se manifiesta como sigue: un fuelle metálico esta expuesto interiormente a esta presión y la fuerza resultante se contra resta por otro fuelle al vacio de igual dimensión. La fuerza neta, que es proporcional a la presión absoluta del quemador o de la cámara de combustión, se trasmite a traves de un sistema de palancas a un juego de rodillos, cuya posición es proporcional a la relación de flujo de combustible y la presión de las cámaras de combustión -Wf/Pt4-. Estos rodillos giran entre la palanca superior y una segunda palanca. Por lo tanto la fuerza proporcional a la de la combustión es trasmitida a traves de los rodillos a la segunda palanca.

Cualquier cambio de posición del rodillo -Wf/Pt4- o en la señal de Pt4, altera el equilibrio de esta palanca lo cual ocasiona la apertura o cierre de un orificio de medición que está alimentado con alta presión regulada de combustible a traves de un orificio fijo de purga. La apertura o cierre del orificio de medición, regula la presión de combustible entre dos orificios y esta presión se utiliza para controlar la posición de un émbolo acoplado a la válvula de extrangulamiento. El movimiento de este émbolo comprime o descomprime un resorte que regresa a la segunda palanca a la posición de equilibrio.

El control de desaceleración se efectúa colocando un tope mínimo sobre la señal Wf/Pt4. Esto causa una relación lineal entre Wf y Pt4 que permite desaceleraciones sin que se corte el motor. Este tope és ajustable.

El control de aceleración se efectua colocando un tope máximo sobre la señal Wf/Pt4. Este tope se hace por medio de una leva que gira segun una señal que es proporcional a la velocidad del motor. Esto hace posible aceleraciones del motor que evitan presiones límites de éste sin afectar el tiempo de aceleración.

La velocidad del motor se manifiesta por un gobernador de velocidad de contrapesos del tipo centrífugo que controla el movimiento de un émbolo servo a través de una válvula piloto. Cuando la velocidad varía, los contrapesos varían y la válvula piloto se posiciona para medir alta presión de combustible hacia el émbolo servo o para permitir que se descargue. El movimiento de este émbolo re-posiciona la válvula piloto hasta que el sistema sensitivo de velocidad regresa al equilibrio. La posición del émbolo servo es indicación de la velocidad real del motor. Este émbolo está acoplado a una cremallera que embraga con un piñón en la leva de aceleración para suministrar la señal de velocidad para el límite de aceleración El émbolo se usa tambien para controlar la velocidad seleccionada del motor como se describe a continuación.

Cuando el servo se mueve hacia la izquierda la presión del resorte disminuye, tendiendo a cerrar la válvula de mariposa permitiendo por lo tanto acumulación suficiente de presión servo de manera que se establece una nueva posición de equilibrio. El control de velocidad del motor, se lleva a cabo comparando la velocidad real como lo indica el émbolo servo, a la velocidad deseada por el piloto del avión a traves de la leva de la palanca de potencia.

Esta leva define la relación Wf/Pt4 contra el ángulo de la palanca de potencia -velocidad seleccionada-.

La diferencia entre la velocidad deseada y la real, o error de velocidad efectua un cambio en la señal Wf/Pt4 en el mecanismo de multiplicación. Esto causa un incremento o disminución en el flujo de combustible para efectuar la corrección necesaria de velocidad. La leva de ajuste de velocidad

esta operada por la palanca de potencia; esta leva tiene en su perfil un rango para operación de régimen de potencia de reversa, cuando esta ha sido seleccionada: así como un rango de baja potencia.

FUNCIONES AUXILIARES.

El sistema auxiliar mayor es la válvula piloto de extrangulamiento que suministra la señal de corte a la válvula de descarga del tubo múltiple. La válvula se controla por medio de una leva operada por la palanca de corte de modo que las señales son producidas por la posición de la palanca. Esta válvula también abre una derivación cuando la válvula de corte esta cerrada, ocasionando que se drene presión de la descarga de la válvula de extrangulamiento para aumentar la caída de presión. Esto permite que la válvula reguladora de presión continúe operando normalmente. Por lo tanto, se previene de daños a la bomba de combustible debidos a presión excesiva cuando el motor se encuentra cuando el mar y abanicando (girando impulsado por aire de impacto durante el vuelo).

VALVULA DE PRESION Y DESCARGA.

La válvula de presión y descarga (ver Fig.4.26) recibe combustible de la descarga de la unidad de combustible, está conectada al tubo múltiple al que descarga el combustible por dos vías: el conducto primario y el conducto secundario. Las partes esenciales de esta válvula están constituidas por un filtro de malla, una válvula de descarga y una válvula de presión.

La válvula de presión y descarga se localiza en la sección difusora, exteriormente, sobre el centro y en la parte inferior del motor. Filtro.- La malla del filtro tiene como función colar el combustible antes de que sea

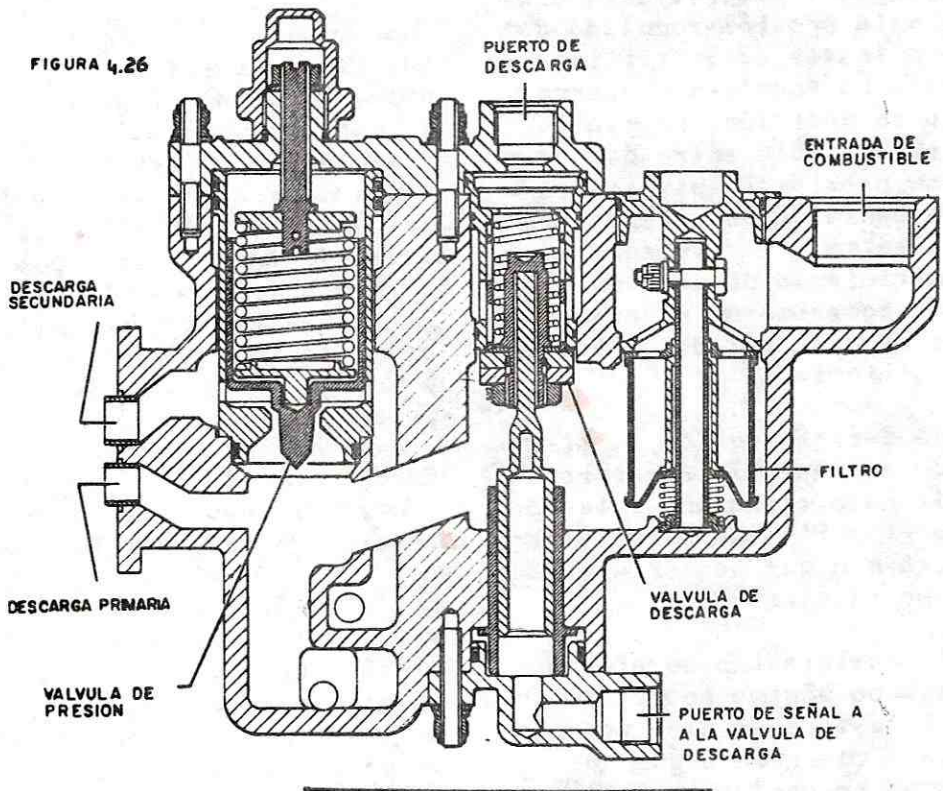


FIGURA 4.26

VALVULA DE PRESION Y DESCARGA

entregado a las toberas de descarga, esta cargada a resorte en su asiento. Este arreglo permite sobrepasar el flujo cuando la presión se eleva de 10 a 20 PSI en caso de obstrucción.

VALVULA DE DESCARGA.

Esta es una válvula de disco deslizable, que se abre por la acción de un resorte y se cierra por un émbolo actuado hidraulicamente. La presión de descarga de la bomba, dirigida por la válvula de extrangulamiento del control de combustible, es aplicada a la cámara trasera del émbolo cuando la válvula se mueva fuera de la posición de "cortado". Esta presión es lo suficientemente grande para mover al émbolo y la válvula de descarga contra la fuerza del resorte, de manera que mantiene la válvula de descarga en posición cerrada durante la operación del motor. Cuando la presión detrás del émbolo actuando se reduce a la presión del control de combustible por movimiento de la válvula de extrangulamiento a la posición "cortado", el resorte forza a la válvula de descarga a la posición abierta o de descarga permitiendo por lo tanto que el combustible primario del tubo multiple de descarga se descargue. La diferencia de areas entre la válvula de descarga y el émbolo actuador expuesto a la presión primaria del tubo multiple proviene a la válvula de descarga de abrir hasta que la presión primaria ha disminuido a un valor menor que el de operación normal.

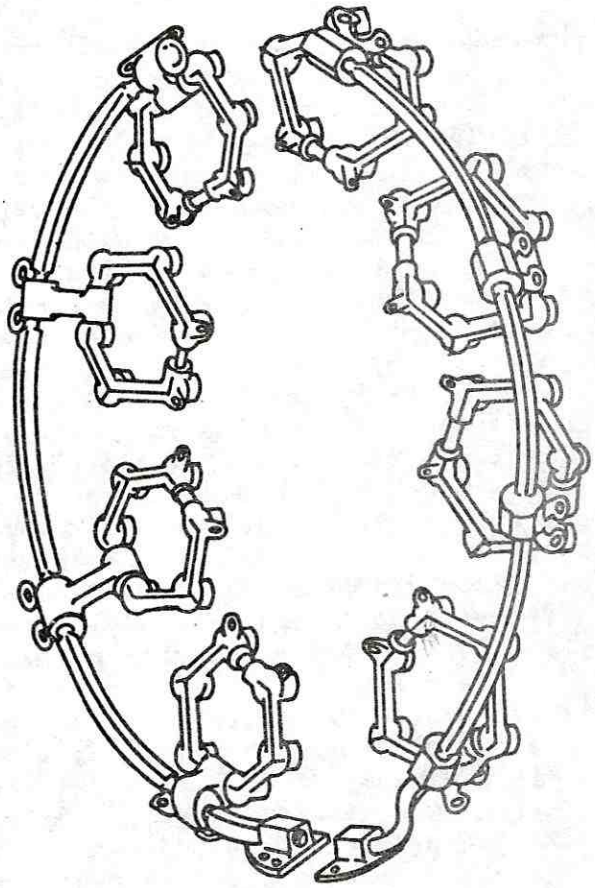
VALVULA DE PRESION.

Esta válvula esta formada por un émbolo de área escalonada cargada a resorte dentro de un cilindro. Un extremo del diámetro mayor del cilindro contiene un orificio sobre el que asienta una válvula de menor diámetro, el émbolo macho opera y corta el flujo de combustible al tubo multiple secundario. El extremo del resorte del émbolo en el diámetro grande del cilindro está ventilada al tubo múltiple secundario. Cuando la presión primaria de la cámara de presión que rodea el émbolo macho llega a ser suficiente (250 PSI) para vencer la fuerza del resorte, más la impuesta por la presión de las cámaras de combustión (Pb) -la misma que la presión secundaria del tubo multiple hasta que la válvula abre- la válvula es forzada a abrir y el combustible fluye en el cilindro mayor y a traves del área de una ranura radial fija en el extremo inferior del cilindro hacia el tubo múltiple secundario. Cuando el flujo de combustible aumenta, la caída de presión a traves del émbolo mayor, sumándose a la del émbolo macho para ayudar a vencer la fuerza del resorte. El área escalonada del émbolo produce un efecto sobre el resorte permitiendo que disminuya la diferencia de presión entre los múltiples primario y secundario cuando el flujo de combustible aumenta. El contorno del émbolo macho esta diseñada para dividir los flujos primario y secundario con objeto de proporcionar características de dispersación satisfactorias en todas las condiciones de flujo.

TUBO MULTIPLE DE INYECCION.

El tubo multiple de inyección esta dividido en dos secciones -ver Fig.4.-27.- Cada una de las mitades en que esta dividido esta formada por dos tubos concéntricos y 4 conjuntos de acopladores para las toberas de descarga. El tubo exterior conduce el combustible primario de baja; el tubo interior conduce el combustible secundario o principal. Esto se hace para eliminar congestionamiento de combustible secundario causado por el calentamiento del motor cuando opera a baja potencia.

El flujo de combustible primario mantiene el tubo interior frío. Cada acoplador de toberas tiene tambien un par de tubos concéntricos dentro de él. Estos tubos están conectados al tubo múltiple y cada uno alimenta tres toberas. Al extremo del tubo mul



TUBO MULTIPLE
FIGURA 4.27

tiple del acoplador número 4 y hay un pequeño tubo de muestreo de presión.- Esta es la línea sensitiva de la presión del quemador PB que ajusta en un orificio de la cámara de combustión - número 4 y envía la señal de presión- al control de combustible como se describió anteriormente.

TOBERAS DE DESCARGA.

Cada sección del tubo múltiple soporta 24 toberas -inyectores- de descarga de combustible, haciendo un total- de 48 por motor. Cada tobera tiene -- dos descargas de combustible, una por un pequeño orificio al centro y por - un arillo al rededor de éste -Figura- 4.28-. El combustible primario del -- múltiple exterior es dispersado por - el orificio central. Por el arillo -- circular se atomiza el combustible secundario, esto se efectúa de modo que el pequeño flujo de combustible que - se usa en baja potencia sea dispersado finamente y forzado a una pequeña- salida. La salida relativamente grande formada por el arillo, produce una dispersión fina en el flujo de combus

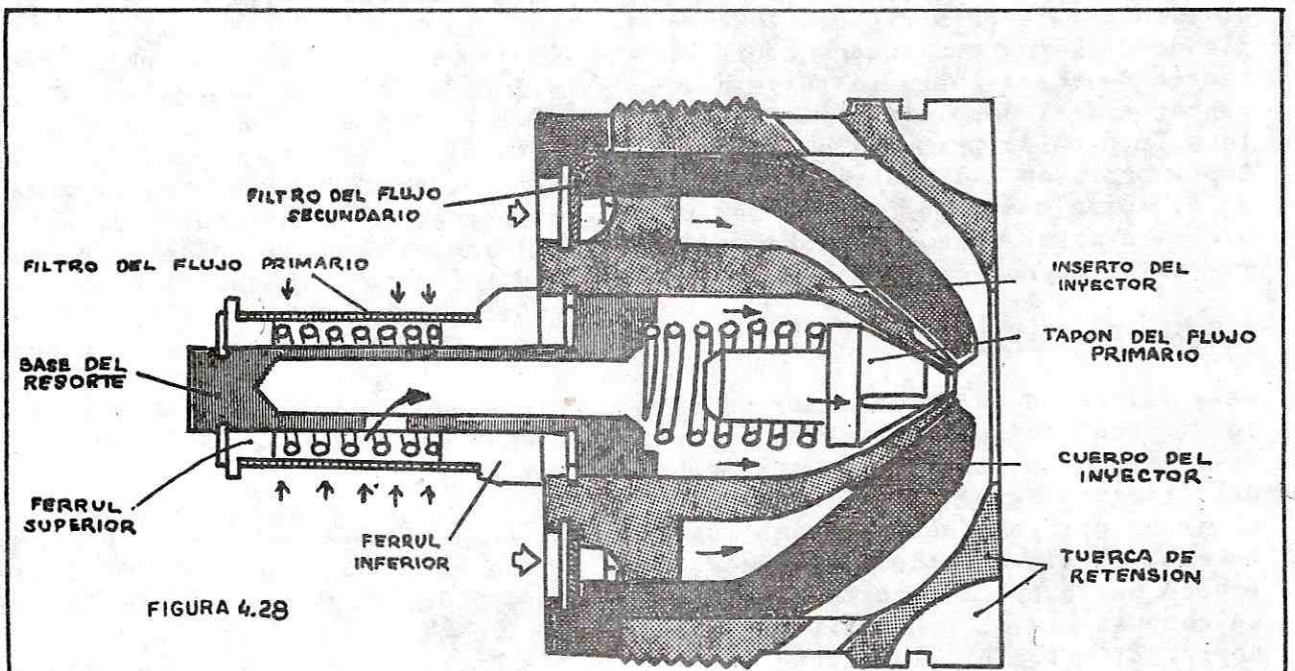


FIGURA 4.28

VISTA SECCIONAL DEL INYECTOR

tible secundario -mayor-; esto se efectúa de modo que el flujo menor de combustible que se usa en baja potencia sea dispersado finamente y forzado a una salida pequeña. Dos filtros de malla están montados en la parte trasera del inyector, uno para el combustible primario y otro para el secundario. La malla del primario es de tipo cilíndrico mientras que la del secundario es del tipo plano.

La transferencia del combustible de los tubos a los acopladores de los inyectores se efectúa por el cuerpo del inyector que tiene los conductos interiores que conectan con el conducto central de la tobera al tubo exterior de combustible y el conducto exterior de la tobera al tubo inferior de combustible. Los sellos de las toberas, previenen fuga entre los conductos y hacia el exterior. Cada inyector se mantiene sujeto por una tuerca y roldana de seguridad. La tuerca tiene ductos alrededor de su pared para admitir aire de enfriamiento y ayuda a una mejor atomización del combustible.

OPERACION.

El combustible es alimentado a los orificios primario y secundario a traves de dos conductos separados del tubo multiple de descarga. Las toberas o inyectores pueden operar con dispersión del orificio primario o con dispersión de ambos en el caso de un flujo alto de combustible. Cuando ambos orificios están entregando el combustible su salida se dirige a una sola descarga.

Las toberas de orificios dobles estan diseñados para descargar una cantidad predeterminada de combustible cuando las presiones especificadas se mantienen a traves de los pasos primario y secundario. La extremada presión de calibración de cada tobera, disminuye las variaciones de flujo entre ellas. Debido a que cada tobera actúa como unidad dispersadora y medidora, estas deberán entregar un flujo uniforme y con un ángulo de dispersión que se mantiene dentro de ciertas tolerancias.

SISTEMA DE CALEFACCION DE COMBUSTIBLE.

En la figura 4.29 se ilustran los componentes básicos del sistema de calefacción de combustible, que opera con aire caliente procedente de una purga del compresor de alta.

En bajas temperaturas cuando se congela la humedad presente en el combustible el filtro se bloque parcialmente creando un aumento de presión que hace actuar al interruptor de alarma, prendiendose la luz en la cabina. Al actuar el interruptor de calefacción a la posición de "puesto" se energiza la válvula de control de aire que permite el paso de aire caliente al radiador, lograndose así la elevación de la temperatura del combustible.

La válvula de paso del filtro permite el paso de combustible sin filtrar en el caso de obstrucción total del filtro.

El bulbo de temperatura a la salida del combustible del filtro, indica la temperatura de éste, para su control. Como equipo opcional se incorpora una luz de advertencia de posición de la válvula de control de aire para la calefacción del combustible.

El sistema eléctrico del interruptor de alarma, el control de la válvula de aire y el del indicador de posición de la válvula de control de aire operan con alimentación de corriente directa -24V- del avión.

En el capítulo de combustibles se hace mención a sus características a bajas temperaturas y la necesidad de su viscosidad inferior a los 30 centistokes para asegurar su flujo a traves del filtro. Para cualquier consulta refiérase a dicho capítulo.

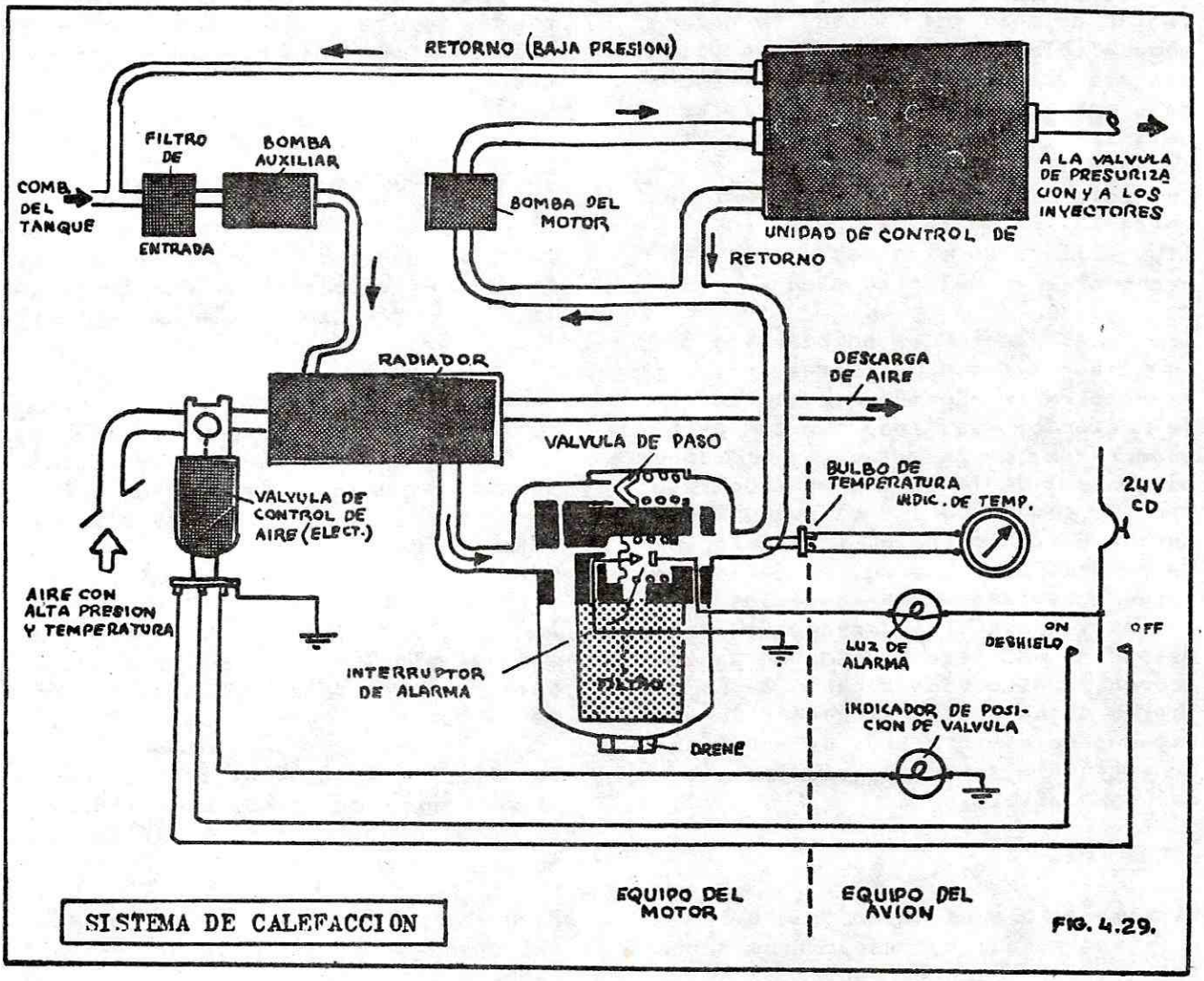


FIG. 4.29.

4.- SISTEMA DE AIRE.

SISTEMA ANTI-HIELO.

El sistema neumático anti-hielo consiste en reguladores de temperatura, válvulas, tubería y conductos internos para la transmisión de aire caliente comprimido a través de las guías de entrada del compresor.

Descripción y Operación.- El aire caliente comprimido, es tomado de la sección difusora. Se utilizan dos sistemas para conducir este aire, uno a cada lado del motor. Excepto por la forma de las toberas los sistemas son idénticos. El aire caliente es conducido a la entrada del compresor a una válvula reguladora de temperatura a través de tubería para ir a descargar entre las paredes formadas a la entrada del compresor, el aire caliente circula a través de las guías de entrada.

Regulador de aire anti-hielo.- Los dos reguladores tanto izquierdo como derecho son idénticos. Sus válvulas internas están controladas por bobinas bimetálicas del tipo termostáticas. Cada válvula consiste de un plato con agujeros que pueden cubrirse y descubrirse gradualmente. Los ajustes de los reguladores de temperatura son tales que están completamente abiertas a una temperatura de aire de 54°C sobre las bobinas bimetálicas y casi cerrados a una temperatura de 327°C.- Si la entrada de aire al motor es ca-

lentada, hay pérdida en el empuje; -- por lo cual, el sistema anti-hielo esta diseñado para suministrar solo el- calor necesario para prevenir la formación de hielo.

VALVULA ANTI-HIELO.

Las válvulas de corte -izquierda y derecha- son operadas electricamente y- del tipo de mariposa. Estas válvulas- son actuadas desde la cabina de mando a traves de un interruptor eléctrico- que selecciona unicamente dos posiciones: "abierta" o "cerrada" totalmente El circuito eléctrico esta instalado- sobre el mismo arnés que lleva el cable del sistema de ignición.

SISTEMA DE PURGA DE LOS COMPRESORES.

Descripción.

El sistema de purga de los compresores está diseñado para relevar al motor de exceso de aire cuando no se -- usa. Excepto durante la operación normal del motor, no se requiere de la - capacidad completa del aire que comprimen los compresores. Durante el arranque del motor, el aire fluye a -- traves de la válvula de purga del compresor a la entrada del compresor de- alta -trasero-, esto lo releva en parte de la carga que impone el arrastre del compresor de baja -delantero-. -- Una vez efectuado el arranque, los últimos pasos de la turbina arrastran - al compresor delantero y el aire descarga por la válvula de purga.

Operación.

El sistema de purga de aire -Figura - 4.30.- está formado por una válvula - de purga, un control actuador y la tubería necesaria. Este es un sistema - de relación de presión, puesto que el control actuador ejecuta su función - de acuerdo con la variación de pre -- sión del compresor de alta. La fuerza que actúa para abrir y cerrar la válvula es suministrada por aire de alta presión, proveniente del último paso- de compresión. La válvula no tiene posiciones intermedias.

La válvula de purga permanece abierta después del arranque para proporcio-- nar al motor mejores características- de aceleración. Cuando se avanza el a -celerador, la energía suministrada - por el combustible quemado , es usada para acelerar el compresor de alta; - este tiene mayor inercia que el com-- presor de baja por ser de menor tamaño como ya se explicó. A medida que - el compresor trasero se acelera, el - flujo de aire a través de las cámaras de combustión aumenta rapidamente, -- por lo que puede quemarse cada vez mayor cantidad de combustible; el escape del primer paso de la turbina au-- mentará gradualmente la velocidad de- los pasos restantes, el compresor de- baja aumentará paulatinamente su velocidad y aproximadamente al 88% de su- velocidad máxima la válvula de purga- cerrará y permanecerá en esta posi--- ción hasta que la velocidad se reduzca. Si el motor no tuviera este sistema de purga, la cantidad de combustible debería de restringirse para permitir que el compresor de baja se acelerará en la misma proporción que el- compresor de alta; por lo que el tiempo para alcanzar el empuje máximo del motor sería mayor. La desaceleración- del motor está también asistida por - la válvula de purga. Estando la válvula abierta, poco antes que se alcance- la velocidad normal de operación es - posible relevar algo del flujo de --- aire del compresor de baja, permitiendo así que la cantidad de combustible se disminuya tan rapidamente como el- compresor trasero disminuya de velocidad.

Actuador de la purga.

El actuador de la purga es una unidad de doble función, atornillada y soportada por el cuerpo de la válvula de - purga. La sección actuadora de la unidad contiene un conjunto de émbolo y- válvula piloto; el émbolo opera la --

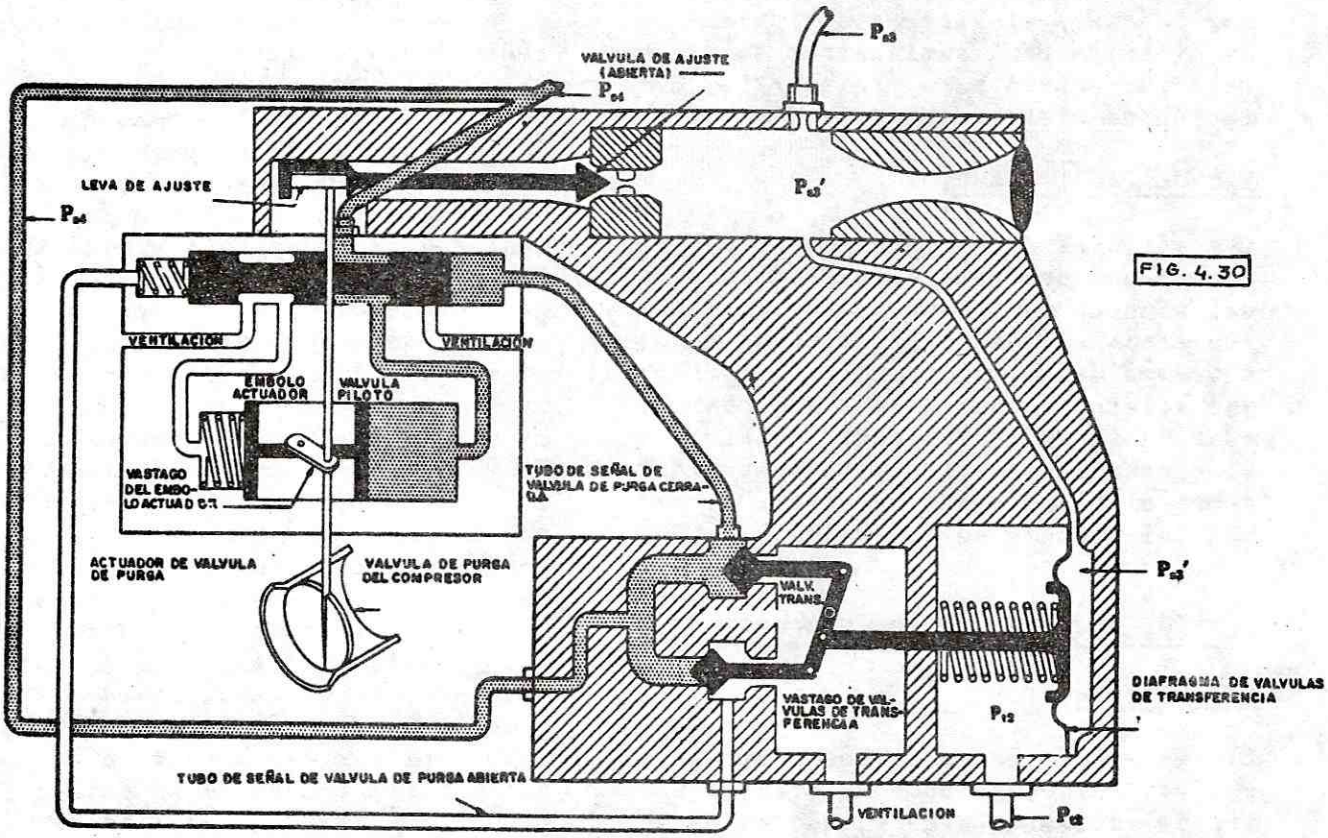


FIG. 4.30

. ESQUEMA DEL SISTEMA DE PURGA

flecha de la válvula por medio de una palanca ranurada, ambas partes, válvula piloto y émbolo estan operadas con presión de aire. La sección de control contiene una válvula de transferencia, la cual está operada por un vástago y un diafragma, este actúa abase de diferencia de presiones. La válvula de transferencia permite al aire pasar de uno a otro lado del actuador para abrir o cerrar la válvula de purga según sea requerido.

TUBERIA DE CONEXION.

El actuador de la purga esta conectado al lado izquierdo de la sección difusora por un solo tubo. Este tubo conduce al aire de alta presión que suministra la fuerza al actuador y al control de la purga, en la entrada del tubo está instalada una malla en la sección difusora: tres tubos están conectados entre el actuador y la purga y estan sujetos a la sección del compresor delantero por abrazaderas, uno de los tubos conduce el aire de alta presión al control de purga y los dos restantes conducen el aire del control de purga hacia el actuador que constituyen las señales para abierto y cerrado, de las válvulas.

VALVULA DE PURGA Y CONTROL.

Descripción y operación.

El control de purga de relación de presión, gobierna la operación de la válvula de purga en función de la variación de presión del compresor delantero (la presión total a la entrada del compresor de baja Pt2 con respecto a la descarga del mismo -Ps3- ó sea Pt2/Ps3-.)

La presión de descarga del compresor de baja (Ps3) es utilizada para lo

gar una presión alta intermedia de descarga (Ps3). Esto es realizado por medio de un orificio doble dentro del control. Puede obtenerse una relación de presión constante, Pt2/Ps3, entre la presión de entrada y la intermedia siendo esta relación dependiente de Ps3. La presión Ps3 actúa sobre el lado de alta presión del diafragma. La presión Pt2 sobre el lado de baja presión del mismo y con la ayuda de la fuerza de un resorte Pt2 se obtiene el equilibrio entre Pt2 y Ps3. Cualquier desviación de la posición neutral, produce una acción variando la baja presión de la válvula de purga.

El desplazamiento resultante por la desviación del control en la posición desequilibrada, es trasmitida mecánicamente a traves de un vástago a la válvula de transferencia. La válvula de transferencia consiste de dos válvulas cargadas a resorte, cuya función es trasmitir la señal deseada de presión a ésta en la posición abierta o cerrada. La presión del aire de descarga del compresor de alta (Ps4) siempre se suministra hacia una de las válvulas cargadas a resorte y sobre la otra actúa la presión ambiente por lo tanto, dependiendo de la dirección de la señal de control, la válvula de transferencia enviará a la válvula de purga a la posición abierta o cerrada y la descarga de aire del compresor de alta actuará a traves de la válvula de transferencia en cualquiera de las líneas de señal abierta o cerrada para la válvula de purga y el actuador.

El sistema posee también un mecanismo reposicionador, el cual es necesario debido a que hay un cambio apreciable en la presión de descarga del compresor de baja entre las posiciones de "purga abierta" ó "purga cerrada" y si esto no es compensado ocurriría una histéresis excesiva en el control. El mecanismo reposicionador es un mecanismo de retroceso al movimiento de la válvula de purga, de manera que cuando la válvula este en posición cerrada, la válvula reposicionadora abrirá, e inversamente, cuando la válvula de purga este en posición abierta, la válvula reposicionadora estará en posición cerrada.

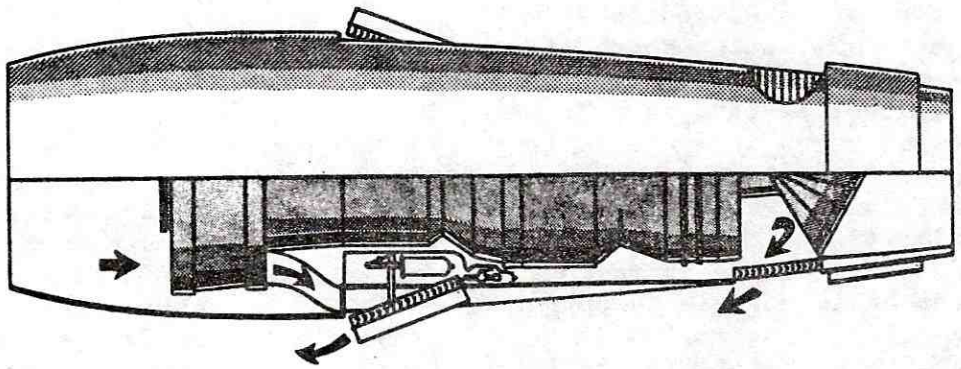
5. SISTEMA DE REVERSA.

El sistema de reversa del motor, está diseñado para uso en tierra después del aterrizaje, para reducir la longitud de pista necesaria en ésta al aterrizar y en vuelo para reducir la velocidad o aumentar la relación de descenso del avión. Este sistema esta formado practicamente de tres reversas separadas.

Hay una unidad de reversa para el flujo principal de escape que se descarga en la parte trasera del motor y una unidad de reversa para cada uno de los ductos descarga del abanico.

Las tres unidades de reversa emplean el tipo inversor multiple de alabes fijos -tipo cascada-, para invertir la dirección del flujo de los gases de escape y de la descarga del abanico. Invirtiendo la dirección de descarga de gases y aire, tal como se descargan del motor, se logra invertir la dirección del empuje del motor. La unidad de reversa de los gases, incorpora dos secciones metálicas móviles -almejas- que bloquean la tobera de escape del motor y dirigen la corriente de gases hacia las cascadas cuando las almejas estan en posición de reversa. Todas las unidades de reversa, con cubiertas, para cubrir las cascadas cuando las unidades de reversa no estan en uso. Las tres unidades de reversa son operadas simultáneamente atraves de un sistema de control común. La reversa principal o primaria, esta formada por cascadas fijas montadas a los lados del motor, directamente atrás del cuarto paso de la turbina y adelante de las toberas de escape -ver figura 4.31- del motor. En la

REVERSA DEL MOTOR



EMPUJE DE REVERSA

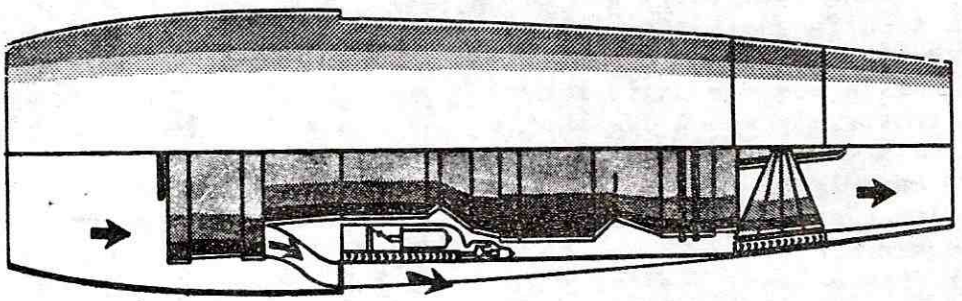


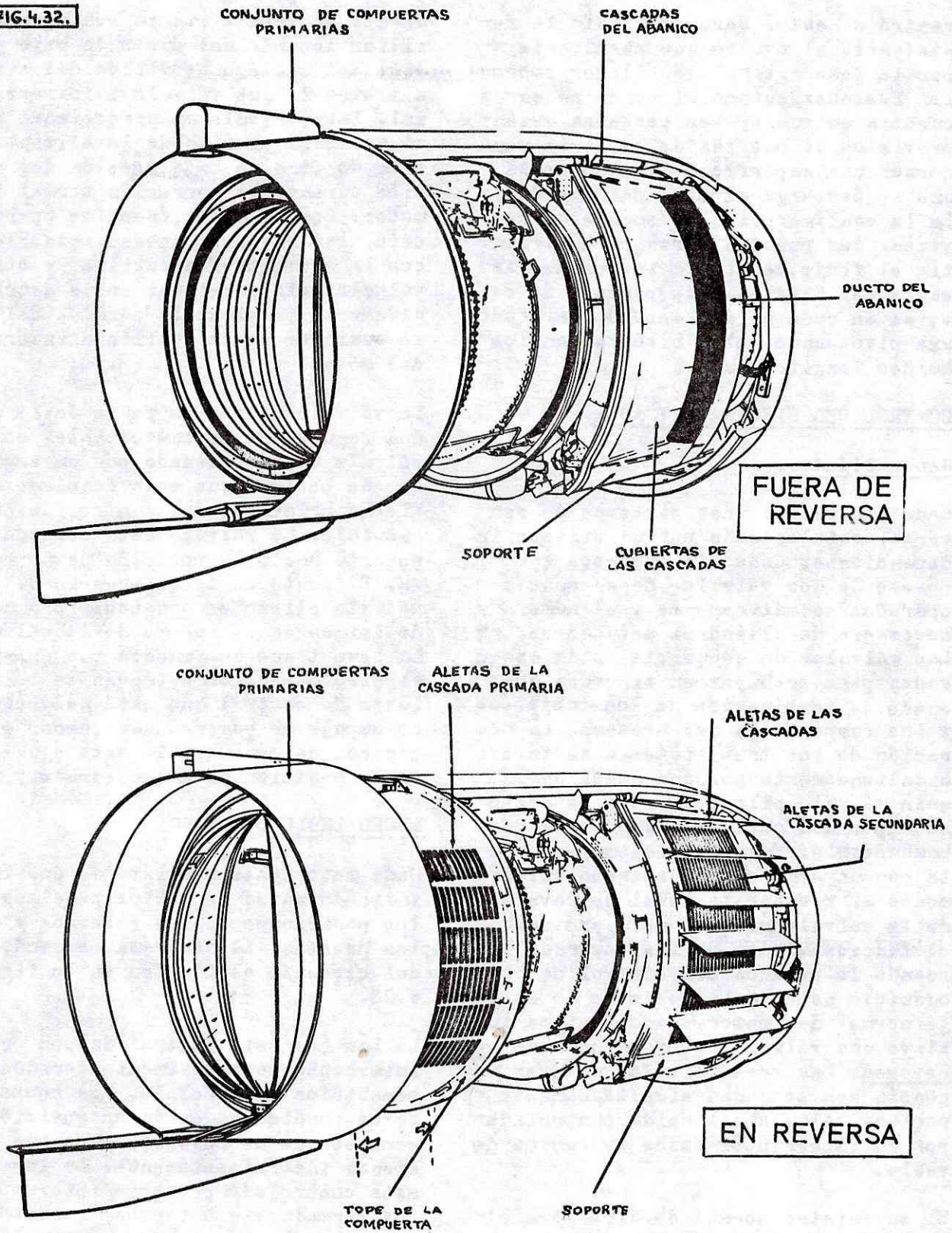
FIG.4.31

EMPUJE NORMAL

configuración de empuje normal del motor, estas cascadas están cubiertas en su interior por las conchas móviles. En la configuración de empuje de reversa, las almejas giran para abrir las cascadas y bloquear el flujo de gas a traves de la tobera de escape, forzando a los gases de escape a salir por las cascadas. La forma y disposición de las cascadas cambian tambien la dirección del flujo de manera que este se descarga en dirección delantera. Las puertas de cubierta de las cascadas, disminuyen la resistencia al avance que resultaría si se expusieran estas a la corriente de aire libre que fluye alrededor del motor en vuelo. Cuando se selecciona empuje de reversa, las puertas de cubierta se deslizan hacia atrás para dejar libres las cascadas.

Las reversas secundarias o del abanico, están colocadas directamente atrás de cada ducto de descarga del abanico. Las cascadas de cada una de estas dos reversas consisten esencialmente de un segmento de cilindro que esta pivoteado en el plano vertical en su extremo trasero. En la configuración de empuje de reversa, el extremo delantero de cada cascada gira hacia afuera del motor, pivoteando en las bisagras, bloqueando la descarga de aire de los ductos del abanico. Cuando está en esta posición, la descarga de aire del abanico es forzada a traves de las cascadas, cambiando de dirección y descarga en dirección delantera. En la configuración de empuje normal del motor, las cascadas permanecen alineadas con el contorno del motor y paralelas a la línea de

FIG.4.32.



COMPONENTES DE LA REVERSA

centro de este. Para disminuir la resistencia al avance que resultaría por la descarga del ventilador sobre las cascadas cuando el avión se encuentra en vuelo, las cascadas están provistas de puertas de cubierta para formar una superficie lisa sobre la que se descarga el aire del abanico. En la configuración de empuje de reversa, las puertas abren para permitir el flujo de aire a traves de las cascadas. Existen seis puertas de reversa en cada unidad secundaria, cada una pivoteando sobre bisagras en los bordes longitudinales.

CONTROL DEL SISTEMA ACTUADOR.

Generalidades.

Cada uno de los tres sistemas de reversa, esta actuado por un sistema independiente. Cada sistema esta compuesto de dos válvulas de secuencia operadas neumáticamente y el número necesario de cilindros actuadores. Las válvulas de secuencia están aseguradas para trabajar en el orden adecuado de combinación de las cubiertas y los componentes del sistema. La operación de los tres sistemas se inicia simultaneamente por una señal de una sola válvula piloto la cual es accionada por una palanca del control de combustible. En cada sistema se cuenta con un seguro que destraba unicamente al recibir la señal de reversa de la válvula piloto, para prevenir el funcionamiento de las reversas cuando la palanca del control de combustible esta en la posición de empuje normal del motor. Cada sistema incluye una válvula de emergencia de no reversa. Las tres válvulas de emergencia son actuadas simultáneamente por una válvula solenoide controlada por un interruptor desde la cabina de vuelo.

El suministro normal de aire para el control del sistema de reversa y actuadores esta tomado de la sección difusora del motor y es aire procedente de la descarga del compresor de alta: además se cuenta con un suministro auxiliar tomando del ducto de baja presión del sistema neumático del avión a traves de una válvula unidireccional. Esta válvula unidireccional previene sobre-presión de la alimentación de aire de baja presión del avión durante la operación normal del motor. Con un motor fuera de operación, las reversas pueden actuarse con la alimentación auxiliar y otra válvula unidireccional en la sección difusora, previene la pérdida del aire auxiliar en la sección difusora del motor.

La válvula piloto es parte de la unidad reguladora de combustible; esta válvula esta accionada por un seguidor de la leva que esta acoplado a la flecha principal del control de combustible. La válvula esta cargada a resorte hacia la posición de no-reversa. El punto de transferencia de la válvula piloto es ajustable por medio de lainas en el cuerpo de la válvula. La leva tiene una muesca que permite al piloto conocer a traves de la palanca de control que está seleccionado empuje de reversa aún cuando el control de combustible esta ajustado en la posición de desacelerado.

LUCES INDICADORAS.

Cada motor esta provisto de dos luces indicadoras en la cabina para mostrar las posiciones de las reversas y de las puertas. El diagrama esquemático del circuito se ilustra en la figura 4.33.

La luz (A) esta controlada por tres interruptores normalmente cerrados, conectados en paralelo. Los contactos correspondientes están en posición de completa de no-reversa, esta luz enciende intermitentemente. La luz (B) esta controlada por tres interruptores normalmente abiertos, conectados en serie. Los contactos de los interrupbores están cerrados cada vez que la reversa correspondiente está en posición de completa reversa. De acuer

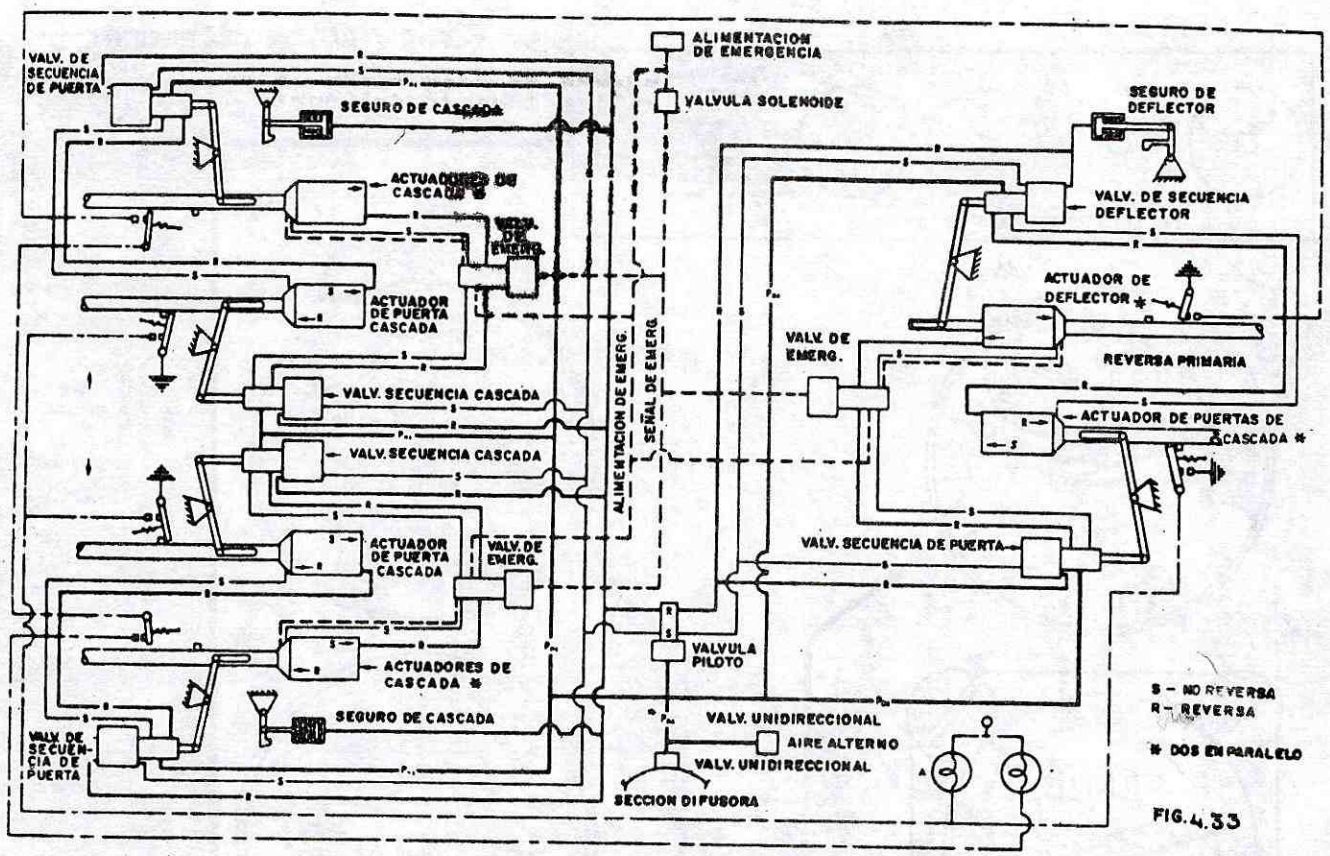


DIAGRAMA DE CONTROL DE LA REVERSA

do con lo anterior la indicación de la indicación del sistema de reversa en la cabina de vuelo es como sigue:

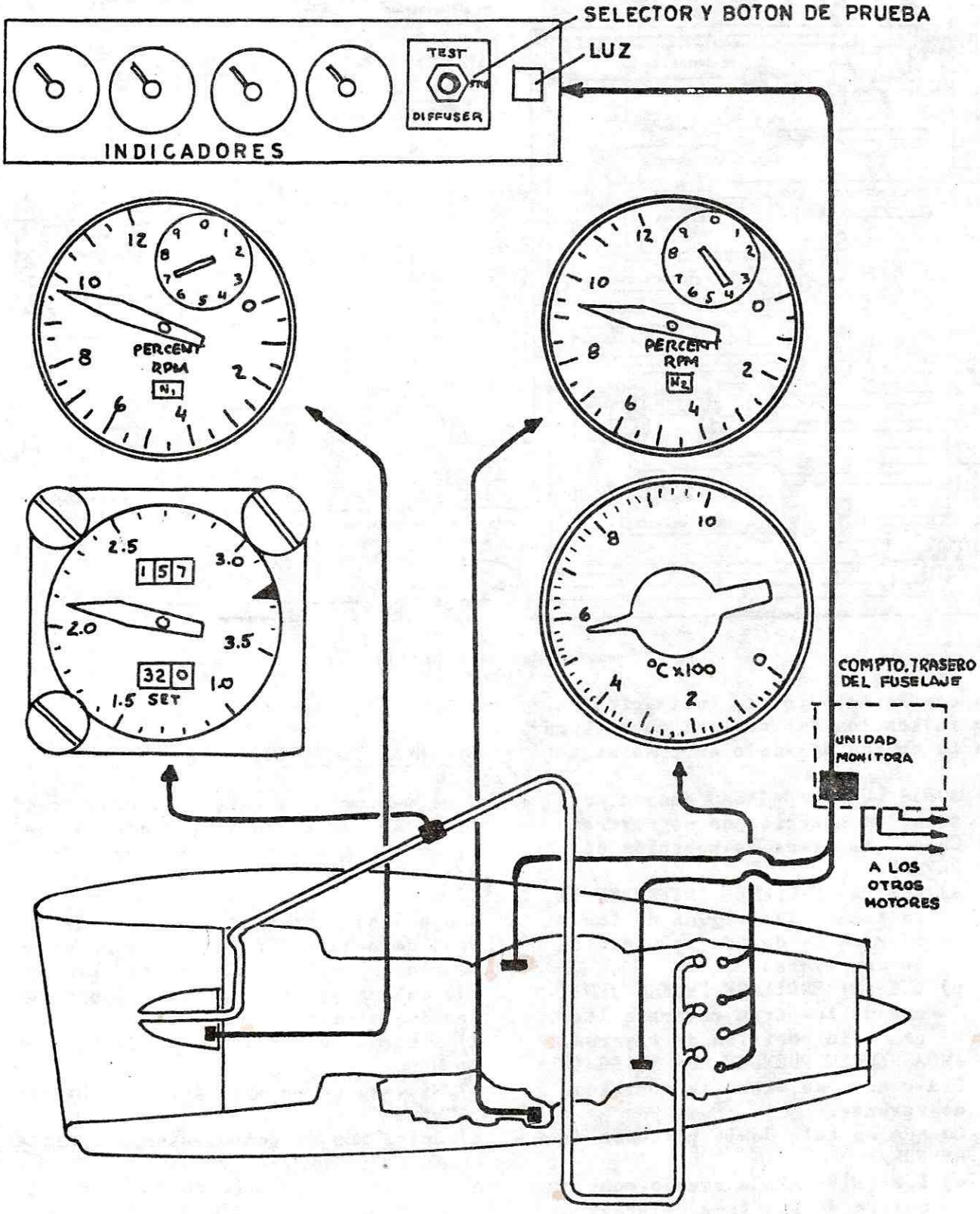
1) AMBAS LUCES APAGADAS cuando se tiene la posición de no-reversa
2) Cuando se tiene la posición de REVERSA:
   a) LUZ (A) ENCIENDE INTERMITENTE indicando que alguna de las puertas ha dejado la posición de no-reversa.
   b) LUZ (B) ENCIENDE INTERMITENTE cuando las tres reversas llegan a la posición de reversa.
3) AMBAS LUCES PRENDEN CON INTERMITENCIA cuando se tiene la posición de reversa.
4) Cuando se sale de la posición de REVERSA:
   a) LUZ (B)SE APAGA cuando cualquiera de las tres reversas deja la posición de reversa.
   b) LUZ (A) SE APAGA cuando las tres puertas llegan a la posición de no-reversa.

SISTEMAS NEUMATICOS.

Cabe mencionar que los sistemas neumáticos de los aviones tienen como fuente de energía a los compresores del motor.

Aunque los sistemas neumáticos del avión se estudian en otro curso, se mencionan aquí los diferentes sistemas que utilizan la fuerza neumática tomada del motor:

a) Sistema de calefacción de la cabina
b) Sistema de presurización de la cabina
c) Operación de componentes del sistema de refrigeración
d) Sistema de protección de formación de hielo y remoción de lluvia del parabrisas
e) Sistema de arranque de motores y
f) Sistema de frenos de emergencia.



SISTEMA DE INDICACION DEL MOTOR

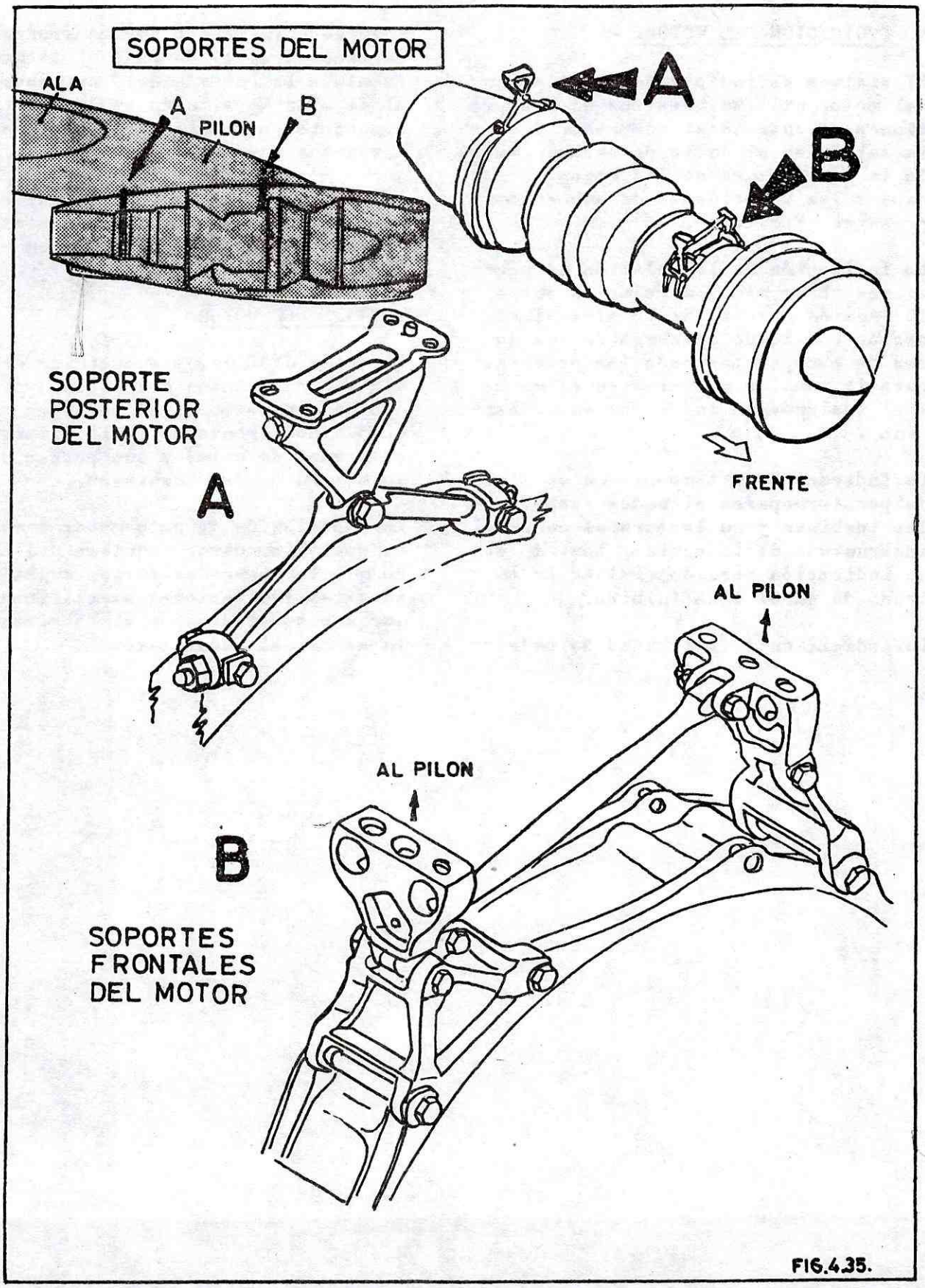

SOPORTES DEL MOTOR
ALA
A
PILON
B
A
B
FRENTE
SOPORTE POSTERIOR DEL MOTOR
A
AL PILON
AL PILON
B
SOPORTES FRONTALES DEL MOTOR

FIG.4.35.

6. INDICACION DEL MOTOR.

El sistema de indicación principal del motor utiliza muestras de las presiones de entrada al compresor y de la salida en el ducto de escape, señala la temperatura de los gases de escape y las velocidades de ambos compresores -Fig.4.34-.

La indicación de la relación de presiones -EPR- mide la relación entre la presión de entrada de aire al compresor con la de descarga de los gases de escape; teniendo las probetas para la toma de muestras en el motor y el instrumento indicador en la cabina .

La indicación de temperatura es tomada por termopares situados después de las turbinas y su lectura se da en el instrumento de la cabina, tomando esta indicación para determinar la entrada de gases a la turbina.

La indicación de velocidad de cada compresor incorpora dos generadores de tacómetro, el de baja N_1 situado frente a la entrada del compresor y el de alta N_2 situado en la caja de accesorios del motor; con sus respectivos instrumentos en la cabina.

La incorporación de indicadores de vibración del motor incluye un sistema completo como se ha descrito en el capítulo 3 pagina 77.

MONTAJE DEL MOTOR.

El motor JT3D queda suspendido del ala en tres puntos del pilón, por medio de sus respectivos herrajes -Fig. 4.35.- dos frontales (a la altura del compresor de alta) y uno posterior -a la altura de las turbinas-.

La instalación de este motor como la de cualquier otro, requiere del cuidado que la seguridad exige, sujetándose a las indicaciones específicas y torques señalados por el fabricante en el manual respectivo.

CENTRO INTERNACIONAL DE
ADIESTRAMIENTO DE AVIACION CIVIL
SECRETARIA DE COMUNICACIONES Y TRANSPORTES
MEXICO. D. F.

MOTORES A REACCION

CAPITULO 5

MOTOR TURBO-HELICE
ROLLS ROYCE DART.

Francisco Ramírez Corzo.

MOTORES A REACCION.

CAPITULO 5

MOTOR TURBO- HELICE ROLLS ROYCE DART.

	Pagina
Características	1
Especificaciones	2
Instrumentos del motor	4
Secciones del motor.	
Toma de aire, sección de compresión y compresor delantero	5
Compresor trasero	6
Sección difusora y Sección de combustión	8
Sección de descargas	9
Sección de escape	10
Sección de accesorios	11
Cojinetes principales	15
1.- Sistema de aire	16
2.- Sistema de lubricación	18
3.- Sistema de arranque	23
Operación del sistema de arranque ...	24
Operación del sistema de alta tensión.	27
4.- Sistema de combustible	27
5.- Sistema de inyección de agua/metanol.	37
6.- Sistema de torquímetro	40
7.- Sistema de indicación de temperatura.	44
8.- Sistema de extinción de incendio ..	46
9.- Hélice	47
10.- Controles del motor y ajuste fino de combustible	52
11.- Montaje del motor	56

CAPITULO 5.

MOTOR TURBO-HELICE DART

GENERALIDADES.

El motor turbo-hélice Dart es fabricado por la Rolls Royce de Inglaterra y es ampliamente usado en aviones de transporte de manufactura inglesa, canadiense, estadunidense y japonesa.

CLASIFICACION.

La clasificación de estos motores utiliza la combinación de las iniciales Rda seguidas de un dígito para señalar la serie a que pertenece, así:

RDa.3- es el motor de la serie 506
RDa.6- son motores de la serie 510
RDa.7- son motores de las series 520 y 530
RDa.8- es el motor de la serie 550
RDa.10-son motores de la serie 540

Un número sigue después del guión y sirve para indicar el avión en que es instalado el motor, así:

-1 (para el avión Hawker Siddeley Argosy -inglés-)
-2 (para el avión Avro 748 -canadiense-)
-4 (para el avión Convair -estadunidense-)
-7 (para el avión Fairchaild Friendship F27 -estadunidense-)
-8 (para el avión Gulfstream G159 -estadunidense-)
-9 (para el avión Handley Page Herald -inglés-) y el
-10 (para el avión YS 11 -japonés-).

Igualmente las modificaciones al modelo básico se indican añadiendo una literal al final de la clasificación.

Estos motores se construyen con turbinas de dos y tres etapas sin variar la configuración general del motor. En este capítulo se tratará solo del motor con turbina de tres etapas que son los instalados en aviones que operan con matrícula mexicana y que se encuentran instalados en los aviones Fairchaild Friendship F27, Grumman Gulfstream y Hawker Siddeley 748.

PRINCIPALES CARACTERISTICAS DE OPERACION.

Nota.-Antes de mencionar las características generales de operación de este motor, se debe hacer notar que los valores de temperatura de gases de escape (TGT) en la turbina, son individuales es decir,que: motores de la misma serie y el mismo número de guión tienen diferentes temperaturas límite en la turbina, aún en el mismo avión y estas cambian si se cambia de posición en el mismo avión o a otro avión. Esto obliga a que en la cabina de pilotos se tenga indicación de los límites de cada motor para la correcta operación individual de ellos.

AVION	DESPEGUE SECO		DESPEGUE HUMEDO		REDUC. A LA HELICE	Ø DE LA HELICE	TOPE DE LA HELICE	RPM BAJAS EN VUELO
	SHP	TGT	SHP	TGT				
HAWKER 748	1910	795	1910	825	.093	12'	SENCILLO	11000
FAIRCHAILD F27	1990	810	1950	840	.093	11'6"	DOBLE	11000
GULFSTREAM 8E	1990	810	1950	840	.093	11'6"	DOBLE	11000

ESPECIFICACIONES.

POTENCIA DE DESPEGUE (estático, condiciones de atmósfera estandard (ISA) a nivel del mar (SL) y a 15000 RPM.)

Máximo garantizado _____ 1835 SHP + 485 Lb.EMPUJE
Promedio _____ 1910 SHP + 505 Lb.EMPUJE

DIRECCION DE ROTACION (visto de atrás)
Del motor _____ Igual a manecillas
De la hélice _____ Sentido contrario a manecillas

RELACION DE COMPRESION _____ 5.62 a 1
CAMARAS DE COMBUSTION _____ SIETE -de flujo recto- Numeradas en sentido contrario al giro de manecillas. La No.1 es la superior.

TURBINA _____ TRES PASOS. Flujo axial
HELICE _____ CUATRO PALAS. Velocidad-constante (Rotol)

REDUCCION A LA HELICE _____ 0.093 : 1

DIMENSIONES:
DIAMETRO MAYOR _____ 96.5 cm
LARGO TOTAL _____ 241.3 cm
PESO DEL MOTOR (s/aceite) _____ 628.6 kg
CENTRO DE GRAVEDAD _____ Aproximadamente a 6 cm. atrás del montaje.

SISTEMA DE COMBUSTIBLE _____ Presión variable a descargar por 7 inyectores.

BOMBA DE COMBUSTIBLE _____ De pistones, de operación servo y desplazamiento variable.

UNIDAD DE CONTROL DE COMBUSTIBLE _____ Unidad sensible a la altitud, con filtro de baja presión, válvula de alta presión y válvula de aceleración.

INYECTORES _____ SIETE. Simplex (de un solo orificio). Abanico de atomización cónico.

SISTEMA DE DESHIELO
EN TOMA DE AIRE _____ Eléctrico por medio de -

de resistencias de operación contínua o intermitente.

EN FILTRO DE COMBUSTIBLE _____ Aire del compresor, controlado por válvula.

SISTEMA DE INYECCION DE AGUA/METANOL ___ Automático. Inyección progresiva para mantener la potencia de despegue a gran altitud.

SISTEMA DE AIRE DE ENFRIAMIENTO _____ Aire a presión del compresor para sellos de laberinto y cojinetes pples.

TEMPERATURA DE DESCARGA DEL AIRE DE ENFRIAMIENTO _____ Superior a los 300°C

CONSUMOS DE AIRE Y COMBUSTIBLE. Estático a nivel del mar

VELOCIDAD DEL MOTOR RPM	FLUJO DE AIRE lb/seg	CONSUMO DE COMBUSTIBLE lb/hr	galones/hr		lts/hr
MINIMA EN BAJA	5	245	31 IMP.	37US	11.4
13,000	17.5	1005	127	153	581.4
14,000	20.5	1210	153	184	699.2
14,500	22.5	1310	166	199	756.2
15,000	23.5	1400	177	213	809.4

SISTEMA DE LUBRICACION _____ Tanque integral. Circulación contínua. Una bomba de presión y cuatro de barrido.(De engranes)

CIRCULACION DEL ACEITE _____ Tanque-bomba de presión--control de la hélice - baleros-torquímetro-bombas - de barrido-radiador-tanque

CAPACIDAD DEL TANQUE _____ 26.5 Pintas IMP. 31.8 pintas US. (15.05 lts)

CONSUMO DE ACEITE _____ Máximo 1 pinta IMP/hr (1.2 pintas US/hr.)

SISTEMA DE ARRANQUE _____ Marcha eléctrica directa e ignición de alto voltaje - en las cámaras de combustión numeros 3 y 7.

CONTROLES:

DE POTENCIA DEL MOTOR _____ Un solo mando que conecta al acelerador y al control de la hélice.

DE PARADA Y PERFILAMIENTO MANUAL __ Control de válvula de alta presión conectado a la leva de perfilamiento.

DE AJUSTE FINO DE COMBUSTIBLE ____ (Trimmer) Actuador eléctrico que varía el ajuste del combustible en relación al control de la leva de la - hélice.

INSTRUMENTOS DEL MOTOR

DE VELOCIDAD	Generador de tacómetro - en la caja de accesorios
DE TEMPERATURA DE LA TURBINA (TGT)	Doce termocoples en los- alabes intermedios de la turbina (estatores).
DE PRESION DE ACEITE	Trasmisor eléctrico
DE TEMPERATURA DE ACEITE	Bulbo en la entrada a la bomba de presión
DE PRESION DE COMBUSTIBLE	REFIERASE AL CONSTRUCTOR DEL AVION CORRESPONDIENTE
PRESION DE ACEITE DEL TORQUIMETRO	Trasmisor eléctrico

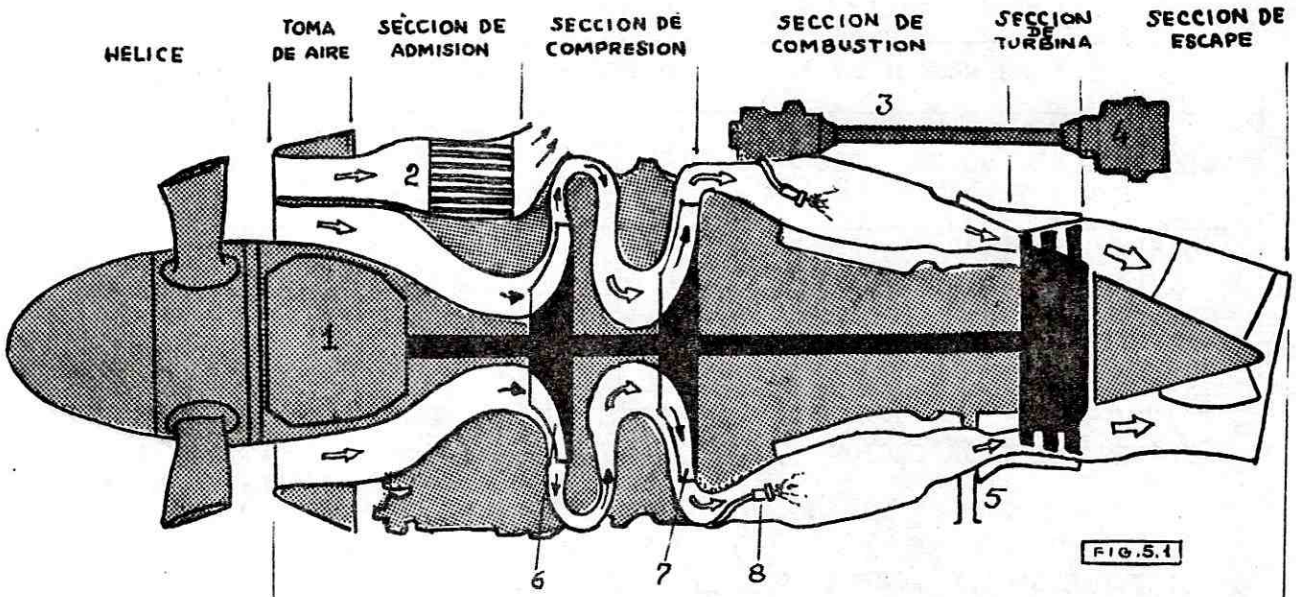
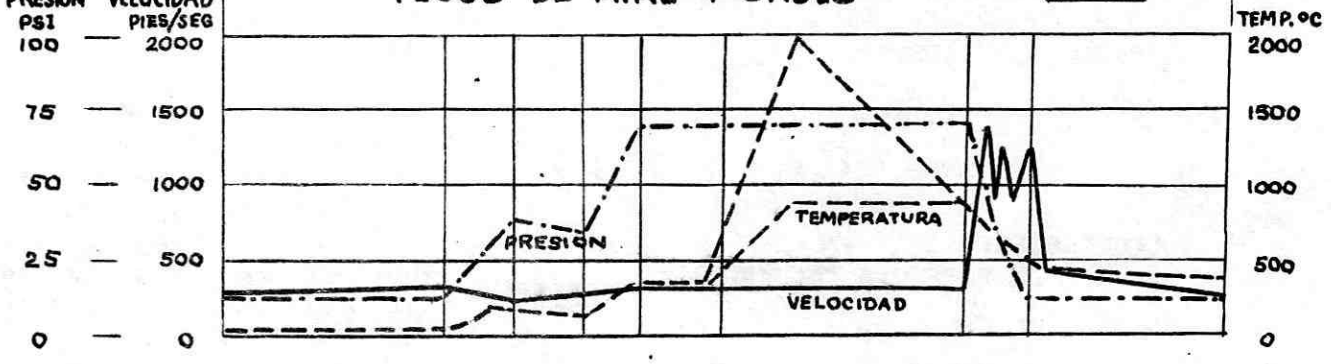


FIG.5.1

SECCIONES DEL MOTOR Y FLUJO DE AIRE Y GASES

FIG.5.2



1) Reducción de la hélice
2) Radiador de aceite
3) Transmisión a caja de accesorios
4) Caja de accesorios
5) Descarga de aire
6) Compresor de baja
7) Compresor de alta
8) Inyector de combustible

SECCIONES DEL MOTOR.

Generalidades.

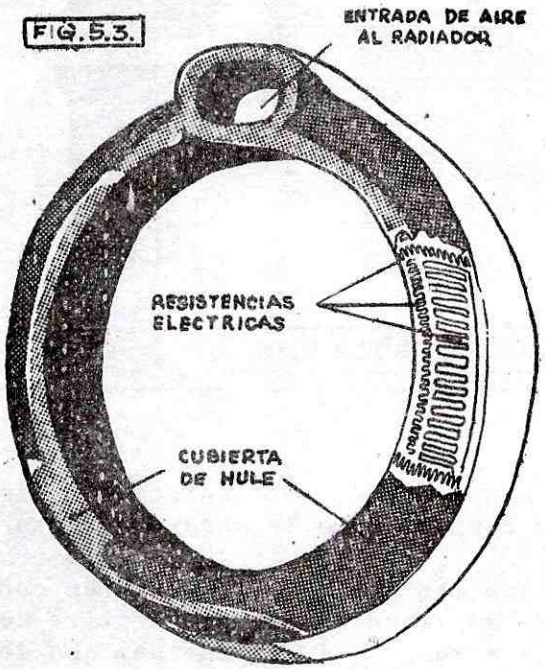
Para describir los componentes de las diferentes secciones de este motor, - se hace la descripción de ellas siguiendo el recorrido del aire desde - la entrada al motor hasta su descarga por el escape. Para esta descripción se usa como referencia la figura 5.1- en la que se muestra el corte del motor y en la figura 5.2 se ilustran - con graficas las variaciones del flujo de aire en

a) velocidad
b) presión y
c) temperatura

TOMA DE AIRE

La toma de aire de este motor es un - componente no estructural -Fig.5.3.-

FIG.5.3.



TOMA DE AIRE

que afecta la forma anular cubriendo- el frente del motor, permitiendo por- el centro el paso de aire. En la parte alta incorpora una pequeña toma de aire para el radiador de aceite.

Sobre la parte que forma el borde de- ataque de esta sección, va vulcanizada una cubierta de hule que en su interior aloja las series de resistencias eléctricas de la calefacción de- la toma de aire.

Las resistencias eléctricas tienen series que, cuando se conecta la calefacción unas trabajan continuamente - mientras otras tienen funcionamiento- cíclico.

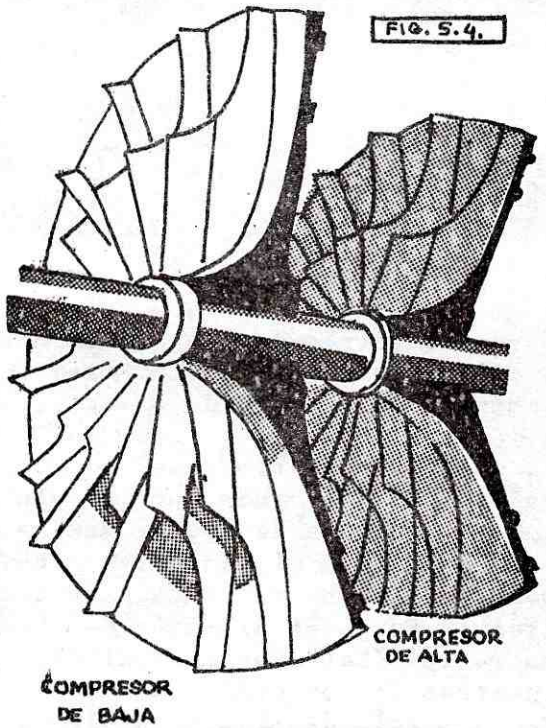
SECCION DE COMPRESION

La sección de compresión de este motor esta formado por dos compresores- centrífugos, colocados en tandem y - que giran a la misma velocidad por estar impulsados por la misma flecha. - Como puede observarse en la figura siguiente el diámetro del compresor delantero es mayor que el del trasero.

COMPRESOR DELANTERO.

El primer paso de compresión lo efectúa el compresor delantero que recibe el aire procedente de la toma. El ai-

FIG. 5.4.



COMPRESORES

re llega al centro del compresor habiendo pasado por el interior de la toma de aire y recorriendo exteriormente el contorno de la reducción de la hélice. Por la velocidad de rotación el aire es tomado por los alabes del compresor y proyectado con giro de 90° a los difusores, terminandose así la primer etapa de compresión. Como puede observarse en la figura 5.5 el aire recibe primero un giro de 180 grados y después otro giro de 90°

COMPRESOR TRASERO.

El segundo y último paso de compresión lo efectúa el compresor trasero en forma semejante a la del compresor delantero. Al terminar esta etapa de compresión con relación de 5.62 a 1 la masa de aire admitida por el motor esta a una presión superior a las 70 PSI, una velocidad cercana a los 400 pies/seg. y temperatura arriba de los 400°C.

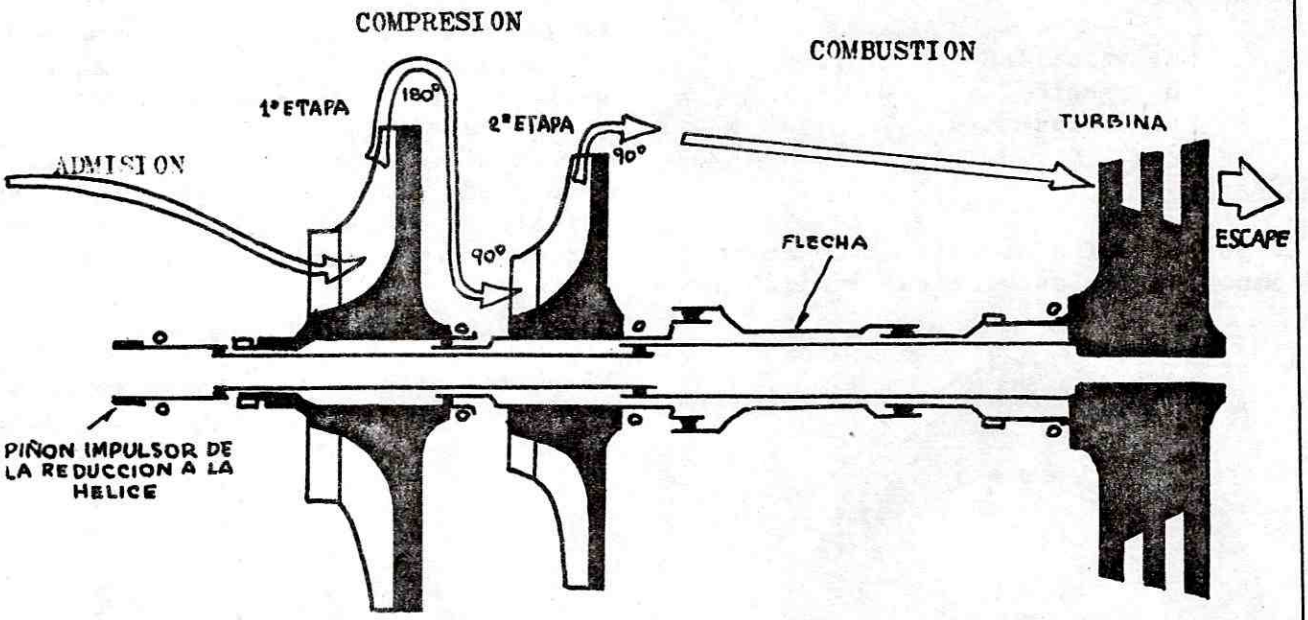


FIG. 5.5. CONJUNTO ROTATIVO DEL MOTOR DART

para ser entregado con la dirección necesario para el funcionamiento del compresor trasero o de alta.

El conjunto del compresor delantero o de baja esta formado por los álabes que en el borde de ataque son de acero mientras en el conjunto de todo el compresor se ha empleado para construirlo forja de aleación de aluminio. Entre los álabes de aluminio se encuentran los orificios de descarga de la mezcla de agua/metanol. Este sistema será descrito posteriormente.

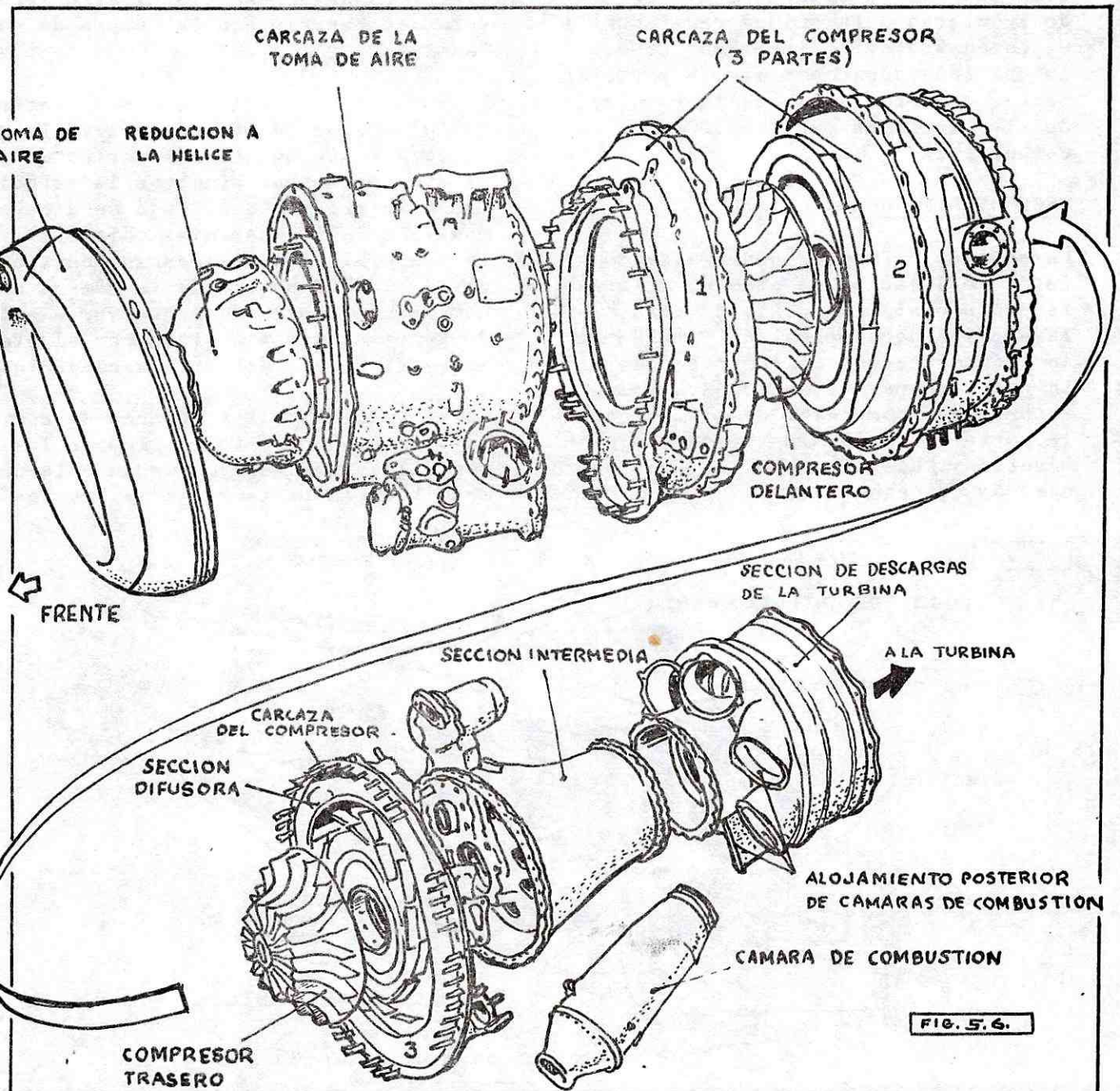
El compresor de alta entrega el aire así comprimido a la sección difusora.

Aunque mas adelante se tratarán con toda amplitud las purgas de aire de este motor, aquí se menciona que de la primera y segunda etapa de compresión se toma aire a presión para enfriamiento de la turbina y sello de los cojinetes principales del conjunto rotativo.

Como se indicó, este compresor es de menor diámetro que el delantero y su-

construcción es similar; la parte delantera de los alabes son de acero, mientras el resto de todo el compresor es de forja de aleación de aluminio.

Las partes exteriores que cubren a los compresores -ver figura 5.6- son: la carcaza de admisión, construida de aleación de magnesio y que incorpora integralmente al tanque de aceite en su interior, dando soporte exteriormente a el radiador de aceite por la parte superior, unidad de inyección de agua/metanol y bomba de combustible por el lado izquierdo ;motor de a



COMPONENTES DEL MOTOR (Primera parte)

rranque, bomba de perfilamiento y unidad de control de la hélice por el lado derecho del motor y por la parte inferior aloja al conjunto de bombas de aceite.

La parte frontal de la carcaza del compresor de baja y la parte intermedia de esta carcaza que esta construida de forja de aleación de aluminio. La parte intermedia de la carcaza del compresor aloja exteriormente del lado izquierdo a la unidad reguladora de combustible; al trasmisor de aceite del lado derecho y por la parte inferior soporta la compuerta y válvula de aire caliente para calefacción del combustible.

SECCION DIFUSORA.

La sección difusora, construida de forja de aleación de aluminio, forma la parte posterior de la carcaza de la sección de compresión. Por la parte frontal recibe al compresor de alta e incorpora de fundición a los difusores del compresor de alta y por la parte posterior los siete alojamientos y bases de soporte para las cámaras de combustión.

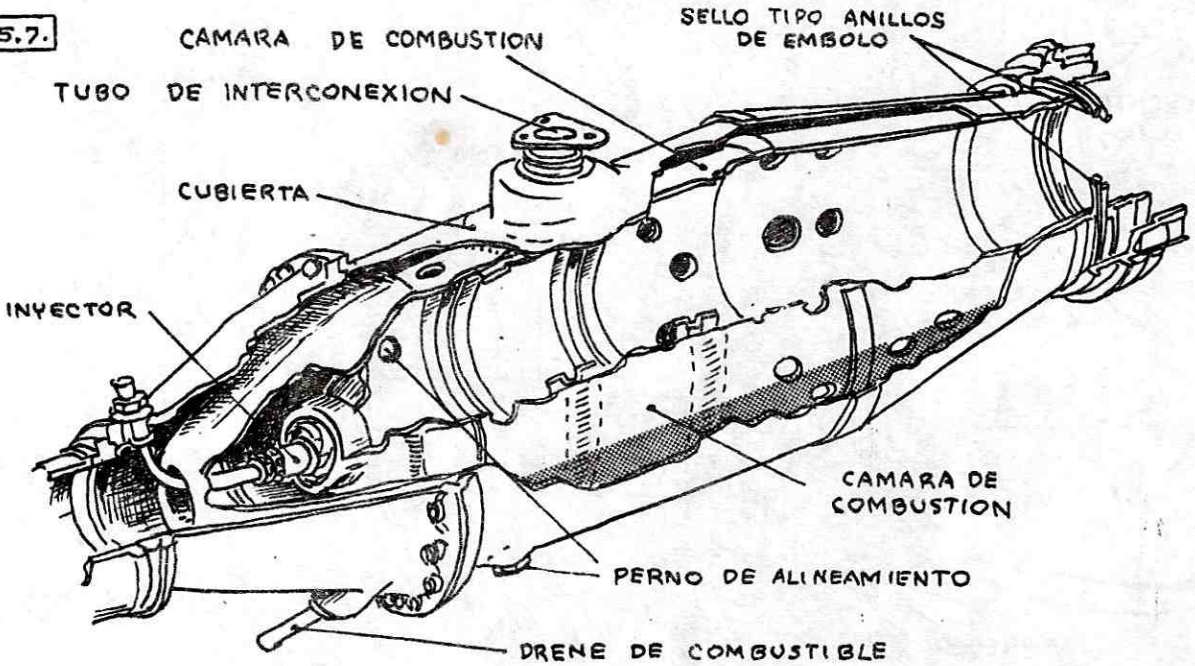
CAMARAS DE COMBUSTION.

Las siete cámaras de combustión son de tipo bote y construidas de aleaciones de níquel. Estan formadas por dos partes principales, una cubierta exterior y la cámara propiamente dicha dentro de esta -Fig.5.6-. Los pernos de alineamiento proveen del medio para mantener centrada la cámara de combustión dentro de la cubierta exterior para dejar espacio al aire secundario que enfriará a la cámara de combustión.

El combustible es inyectado al centro del generador de vórtice -Fig.5.7- para lograr una mezcla más perfecta con el aire primario. Mientras la velocidad y la presión del flujo de aire se mantiene casi constantes -Fig.5.2- la temperatura de la combustión alcanza los 2000°C dentro de la cámara de combustión, logrando preservar a esta de temperaturas tan altas por el efecto refrigenante del aire secundario.

La numeración de las cámaras de combustión es contraria al giro de las manecillas del reloj, quedando la numero 1 en la parte mas alta. En las

FIG. 5.7.



CAMARA DE COMBUSTION

cámaras 3 y 7 se encuentran las bu — jías de encendido y cada cámara consta de tubos de intercomunicación para la propagación de la flama a todas —

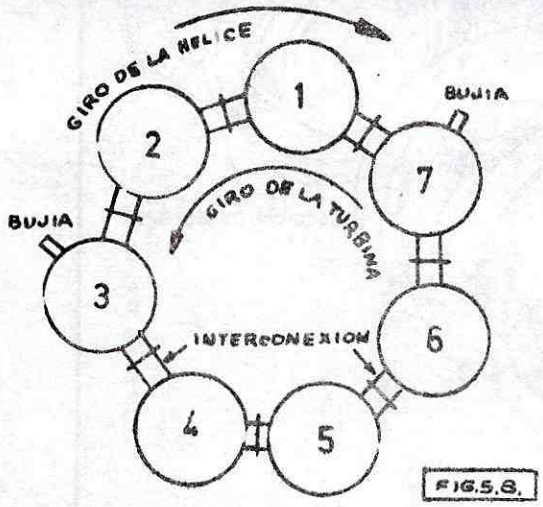


FIG.5.8.

NUMERACION DE LAS CAMARAS

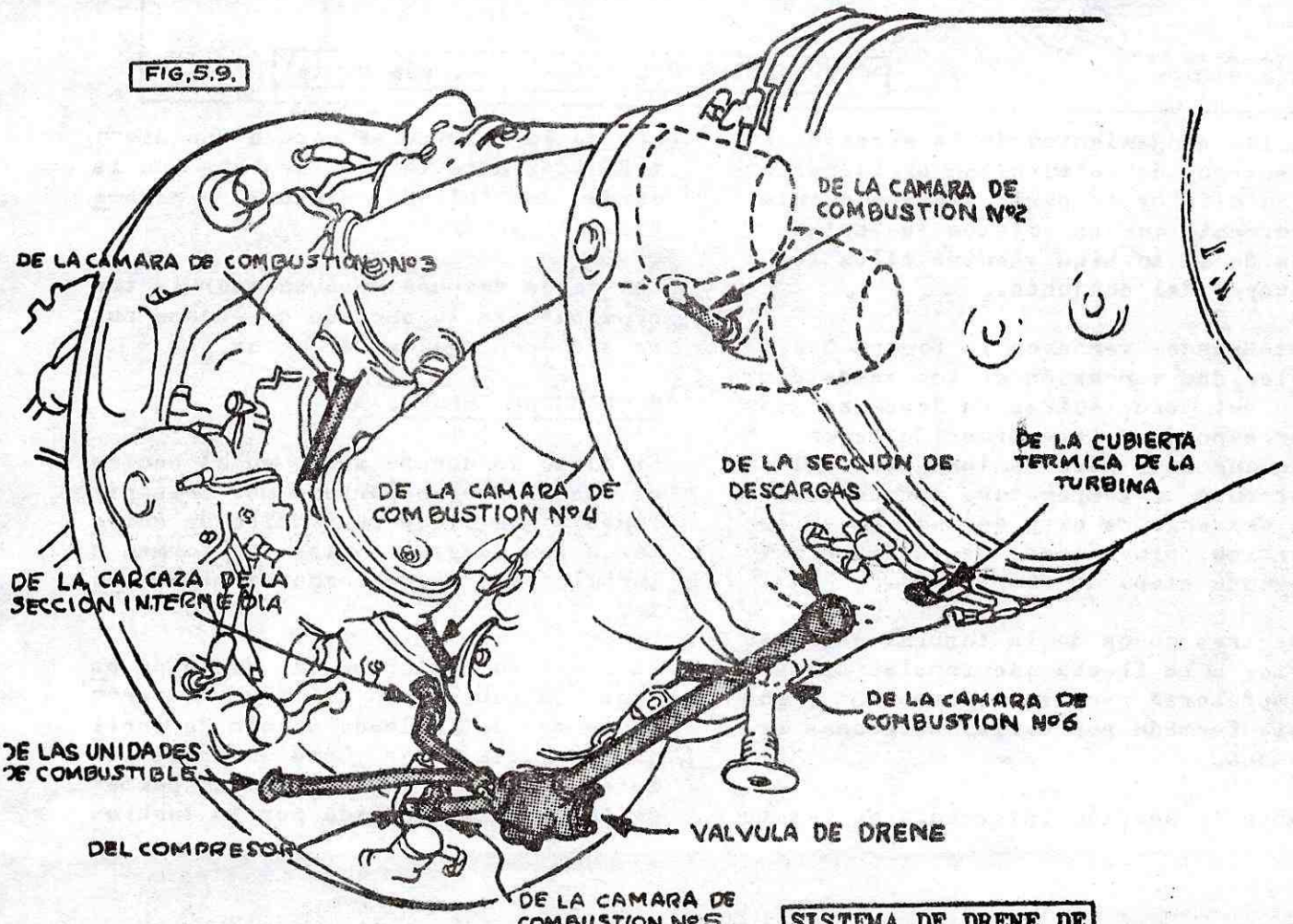
las demás cámaras de combustión. Para evitar que en el evento del arranque se inunden las cámaras de combustión se cuenta con una válvula de drene — cargada a resorte -de muy baja ten — sión- que con el motor parado permanece abierta, pero al arrancar el motor y elevarse la presión, esta hace que cierre la válvula de drene evitandose "flamazos" dentro del motor.- Ver figura 5.9-.

Para obtener un cierre hermético entre la cámara de combustión y la sección de descargas a la turbina, la — parte de la cubierta de la cámara de combustión que penetra a la sección de descargas tiene sellos (2) del tipo de anillo de pistón, como puede — verse en la figura 5.7.

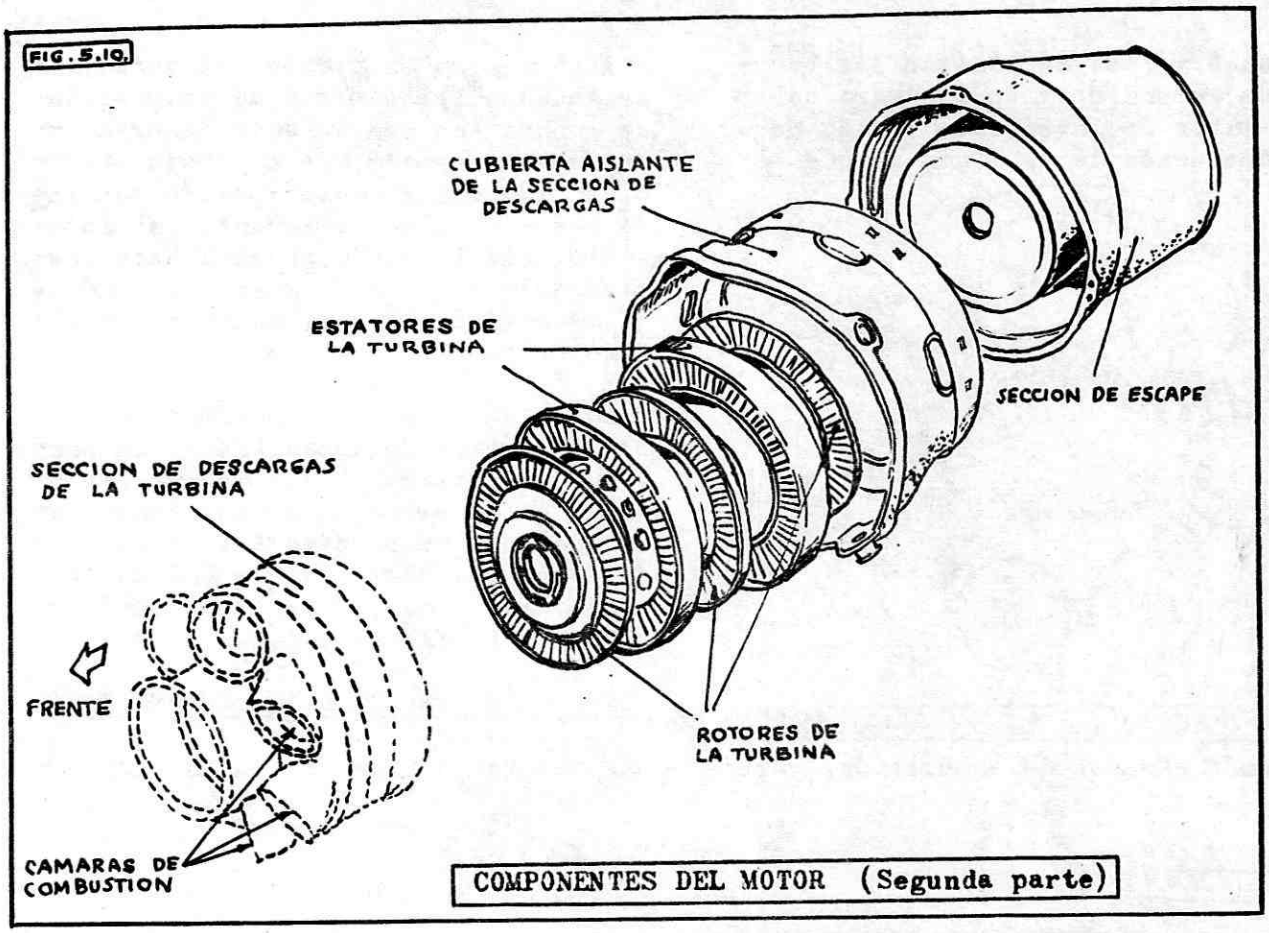
SECCION DE DESCARGAS DE LA TURBINA.

Las cámaras de combustión descargan -

FIG,5.9.



SISTEMA DE DRENE DE COMBUSTIBLE



en los alojamientos de la sección de-descargas de la turbina por la parte-frontal. Por la parte trasera e interiormente quedan sujetos los estatores de la turbina y entre ellos los rotores del conjunto.

Como puede verse en la figura 5.2, la velocidad y presión de los gases dentro del motor sufren un descenso que-corresponde a la extracción de energía que esta hace de los gases. El descenso de temperatura corresponde a la descarga de aire secundario en la-turbina, proveniente de la primera y-segunda etapa de compresión.

Los tres pasos de la turbina estan sujetos a la flecha que impulsa ambos compresores -ver la figura 5.5- y que esta formada por varias secciones acopladas.

Entre la sección intermedia de estatores de la turbina se encuentran distribuidos doce termocoples que son la unidad sensible del sistema de pirometría del motor.

Los gases después de abandonar la turbina pasan a la sección de escape para ser desalojados del motor.

SECCION DE ESCAPE.

El ducto de escape aloja en el centro el cono que es soportado por tres pilones y que llena la función de orientar a los gases y evitar que formen turbulencias al descargarse al ambiente.

La apertura posterior del ducto de escape -la tobera- es del tipo convergente con determinado ángulo de inclinación hacia abajo. Como en todos los motores turbo-hélice, la mayor parte-de la energía recogida por la turbina

es empleada para impulsar a los compresores y al mecanismo de reducción de la hélice, quedando un mínimo de energía para aprovecharse en empuje, que en este motor tiene aproximadamente un valor de 500 libras.

SECCION DE ACCESORIOS.

Los accesorios de este motor tienen dos fuentes de impulso y logicamente quedan situados en dos lugares del motor. Unos son impulsados por la caja impulsora de accesorios -en la parte trasera superior del motor- mientras otros quedan instalados sobre la carcaza de los compresores.

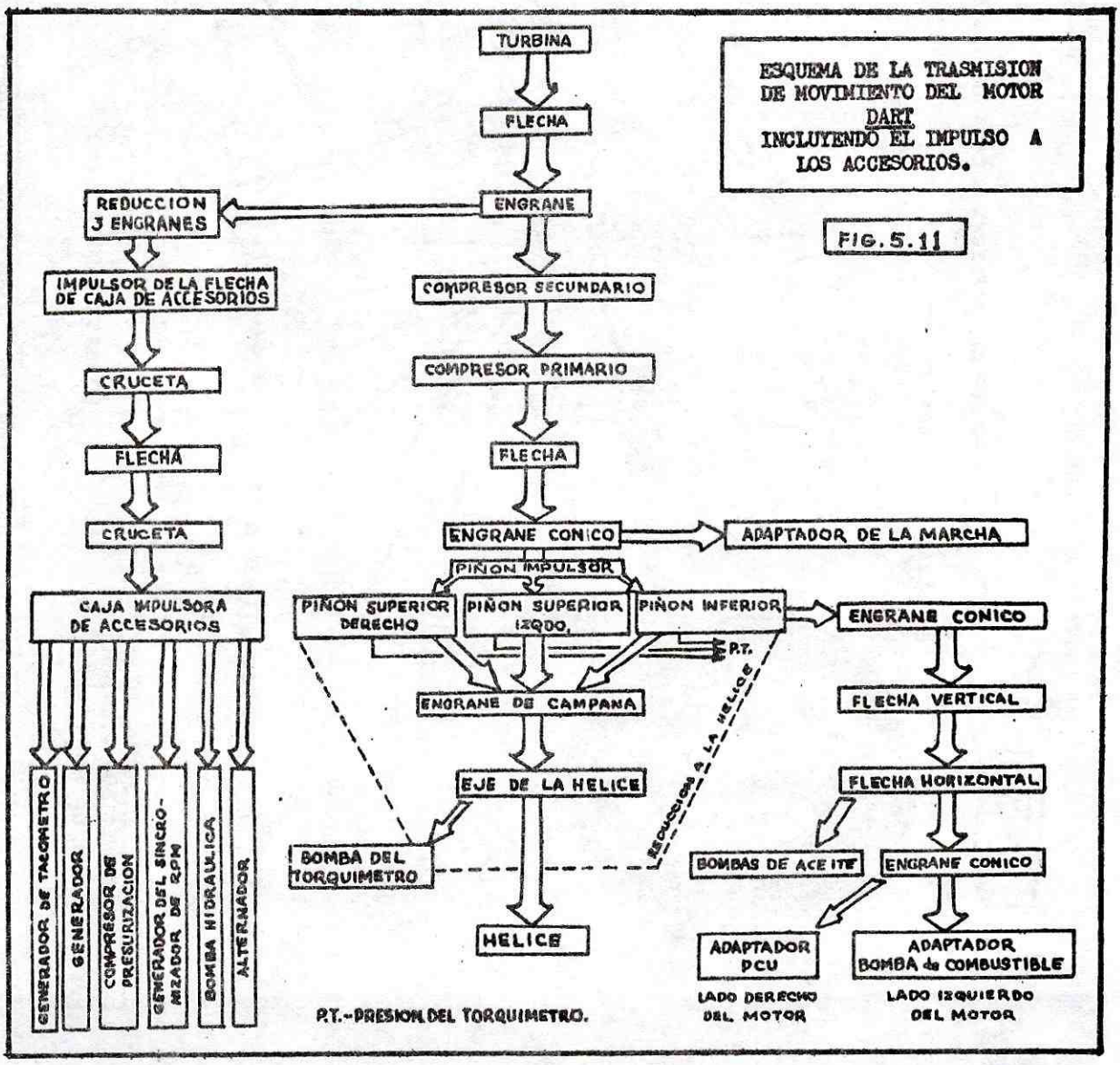
Como puede apreciarse en la figura 5.11 la caja de accesorios impulsa a:

a) generador de tacómetro
b) generador eléctrico
c) compresor de presurización
d) generador del sincronizador de RPM de la hélice
e) bomba hidráulica y
f) alternador.

Mientras al frente y a ambos lados del motor se instalan:

g) bomba de combustible y el
h) control de la hélice (PCU)

Las bombas de aceite se consideran parte del motor y quedan instaladas -



ESQUEMA DE LA TRASMISION DE MOVIMIENTO DEL MOTOR DART INCLUYENDO EL IMPULSO A LOS ACCESORIOS.

FIG. 5.11

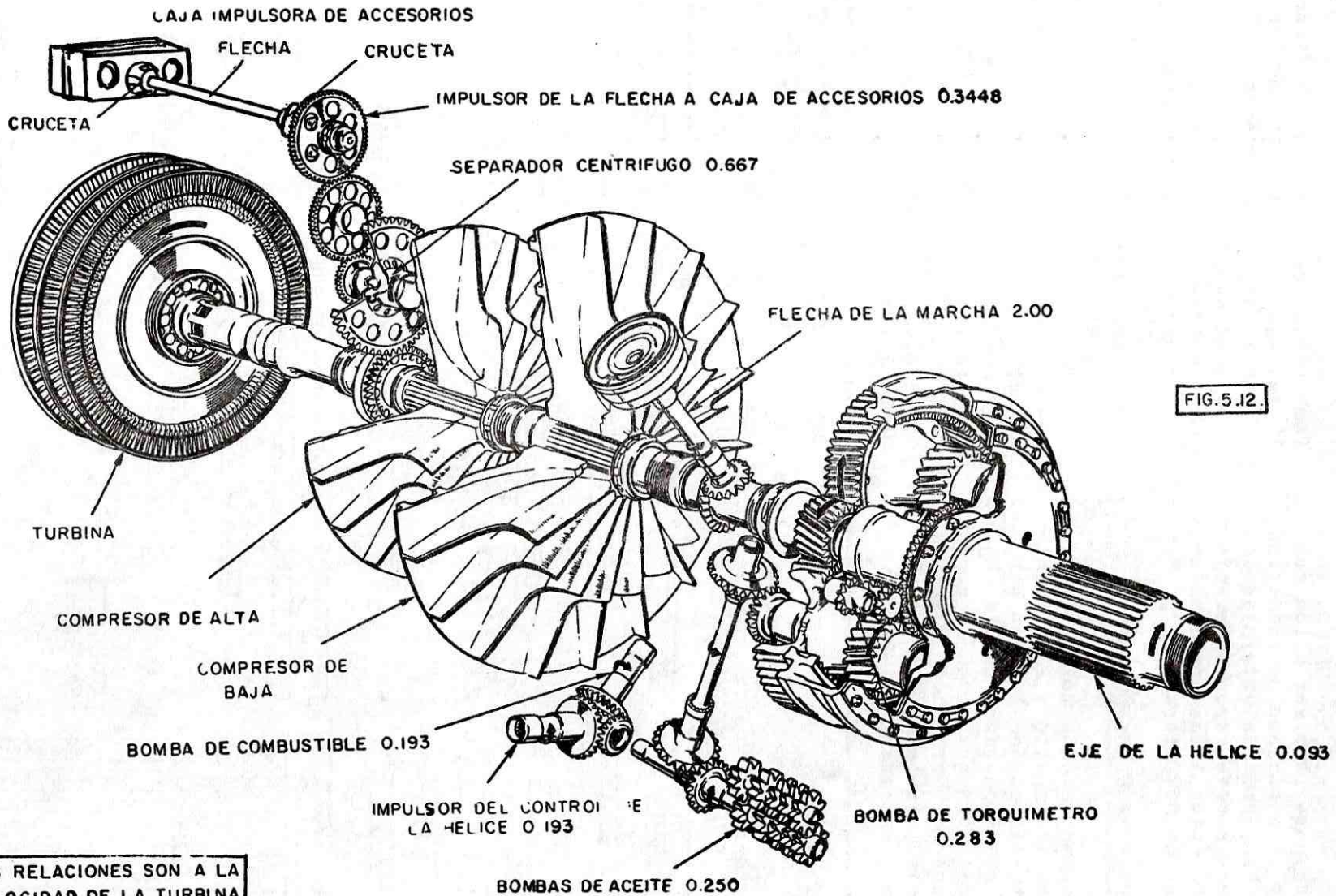
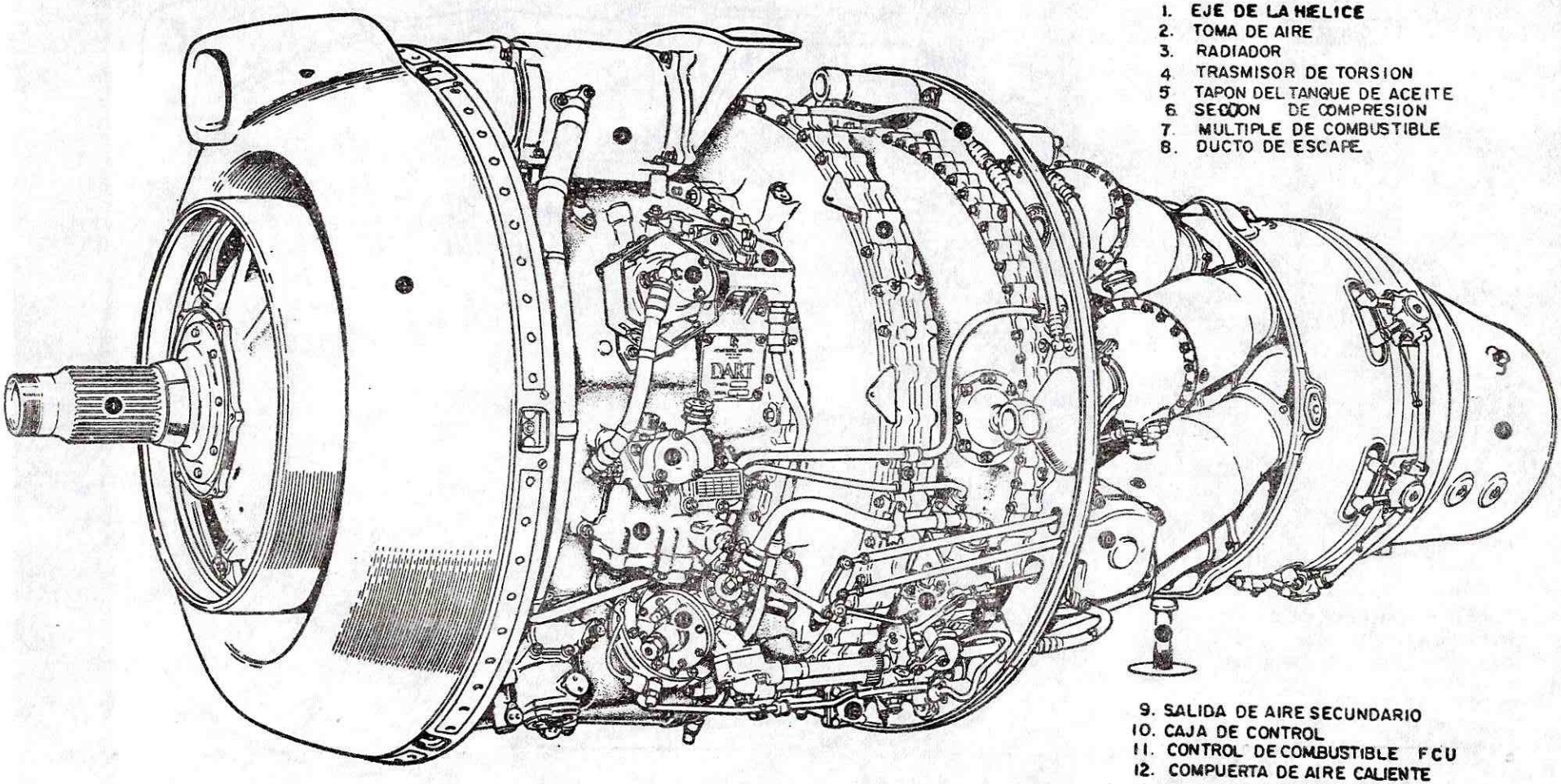


FIG. 5.12.

LAS RELACIONES SON A LA VELOCIDAD DE LA TURBINA

DIAGRAMA DE TRASMISION DE MOVIMIENTO E IMPULSO A ACCESORIOS DEL MOTOR.

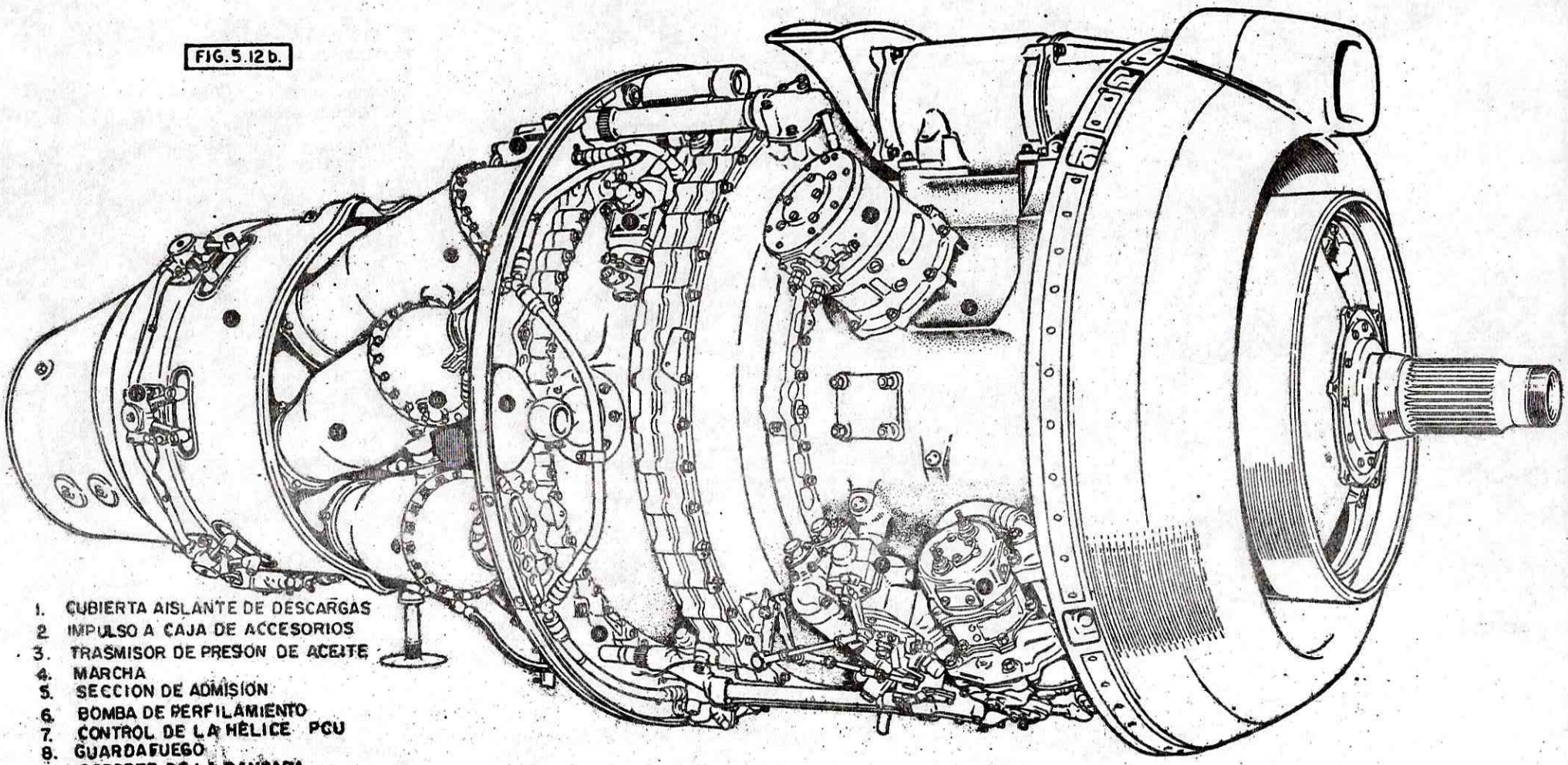
FIG 5.12a.



1. EJE DE LA HELICE
2. TOMA DE AIRE
3. RADIADOR
4. TRASMISOR DE TORSION
5. TAPON DEL TANQUE DE ACEITE
6. SECCION DE COMPRESION
7. MULTIPLE DE COMBUSTIBLE
8. DUCTO DE ESCAPE
9. SALIDA DE AIRE SECUNDARIO
10. CAJA DE CONTROL
11. CONTROL DE COMBUSTIBLE FCU
12. COMPUERTA DE AIRE CALIENTE
13. BOMBA DE COMBUSTIBLE
14. UNIDAD DE AGUA/METANOL
15. INTERRUPTOR DE BAJA TORSION

DISPOSICION DE LOS ACCESORIOS EN EL MOTOR. (Lado izquierdo)

FIG. 5.12 b.



1. CUBIERTA AISLANTE DE DESCARGAS
2. IMPULSO A CAJA DE ACCESORIOS
3. TRASMISOR DE PRESON DE ACEITE
4. MARCHA
5. SECCION DE ADMISION
6. BOMBA DE PERFILAMIENTO
7. CONTROL DE LA HELICE PCU
8. GUARDAFUEGO
9. SOPORTE DE LA BANCADA
10. BUJIA
11. CAMA DE COMBUSTION
12. TERMOCOPLE

DISPOSICION DE LOS ACCESORIOS EN EL MOTOR. (lado derecho)

la parte baja y en el interior del motor -ver la figura 5.12-.

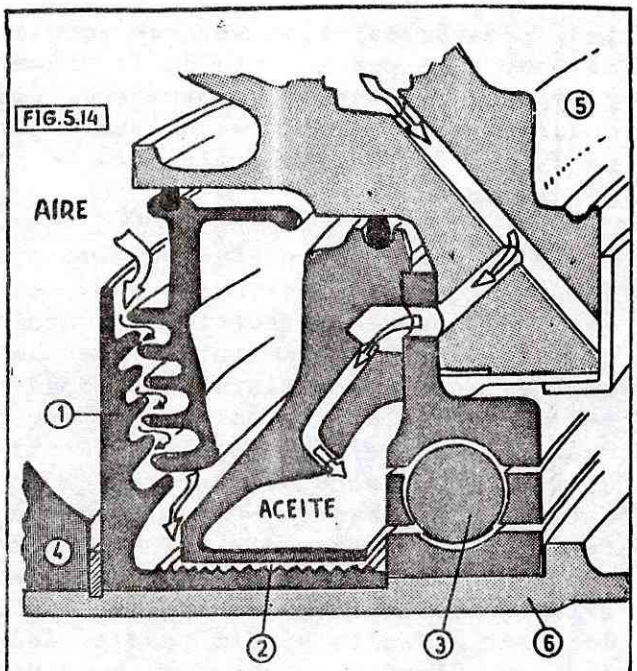
Cabe mencionar que mientras la lubricación de los engranes que intervienen en el impulso de los accesorios montados al motor se efectúa por el mismo aceite que lubrica al motor, la caja de engranes impulsora de accesorios lleva en el interior su propio aceite para lubricar los engranes que aloja, mientras las crucetas de la flecha que la impulsa son lubricadas con grasa a presión por las graseras que para el objeto tiene.

COJINETES PRINCIPALES.

Los cojinetes principales de este motor son cinco y sirven de apoyo a la flecha de compresores y turbina y a la reducción de la hélice.

El primero de estos rodamientos -al igual que los otros cuatro- es un balero de bolas que soporta al eje de la hélice y se encuentra alojado en la parte frontal de la reducción de la hélice -ver la figura 5.13- dentro de esta misma reducción pero en la parte posterior se encuentra el segundo rodamiento que soporta al piñón del impulsor de la reducción.

El tercer rodamiento esta situado inmediatamente detrás del compresor primario y junto con el cuarto rodamiento forman el apoyo de ambos compresores. El quinto rodamiento sirve de soporte a la turbina y esta colocado inmediatamente frente a ella.



SELLO DE AIRE TIPO DE LABERINTO

1) Laberinto de aire
2) Sello de aceite (tipo sinfín)
3) Balero N°. 3.
4) Compresor secundario
5) Pared intermedia de los compresores
6) Flecha

Tienen como característica estos rodamientos -que son lubricados con acei-

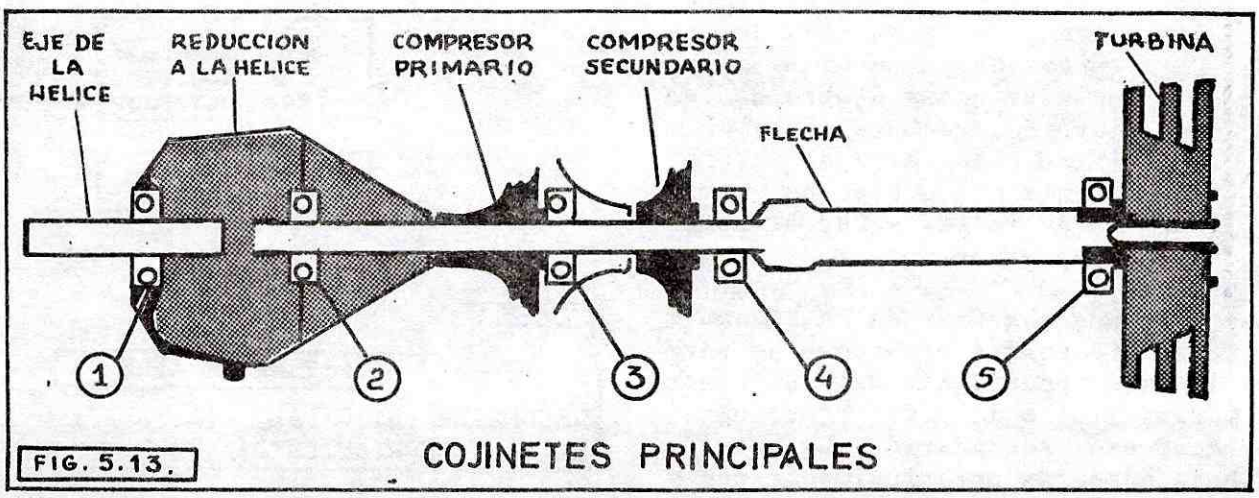


FIG. 5.13. COJINETES PRINCIPALES

te a presión del sistema- ser enfriados por aire proveniente de la primera y segunda etapa de compresión, formando este aire a la vez un sello para evitar fugas internas de aceite -- del motor.

En la figura 5.14 se ilustra como e-- jemplo el rodamiento número tres, en- que se aprecia el recorrido del aceite que llega al rodamiento y como se- impide que fluya hacia el lado donde- se encuentra la presión de aire por - medio de una sello tipo sinfín acoplado sobre la flecha del compresor. La- acción refrigerante y de sello del aire se obtiene por medio del laberinto que por diseño y la presión del aire- evita que el aceite que hubiese logrado pasar el sello sinfín pase al lado de aire. Lograndose con esta combinación los dos efectos buscados.

1. SISTEMA DE AIRE.

El sistema de aire de este motor se - forma con el aire tomado de la primera y la segunda etapa de compresión - -ver la figura 5.15- y que llena dos- funciones principales :

Primera.- Prevenir las fugas de aceite de los baleros, con el - empleo de sellos de laberinto en las cajas de los baleros y otros cojinetes, y

Segunda.- Para prevenir sobrecalentamiento de la sección de descargas de la turbina, guias de descarga y álabes de la- turbina, se hace circular - entre ellas aire de enfriamiento que a presión proviene de la 1a. y 2a. etapa de compresión.

Como se puede observar en la figura - 5.16, se tienen dos presiones de aire una de baja -procedente del compresor primario- y otra de alta -procedente- del compresor secundario-. La presión de baja descarga principalmente por - el ducto que tiene por la parte baja- el motor, mientras la de alta descarga entre los alabes de la turbina.

En la figura 5.15 se describe la circulación de aire que se ilustra en la figura 5.16.

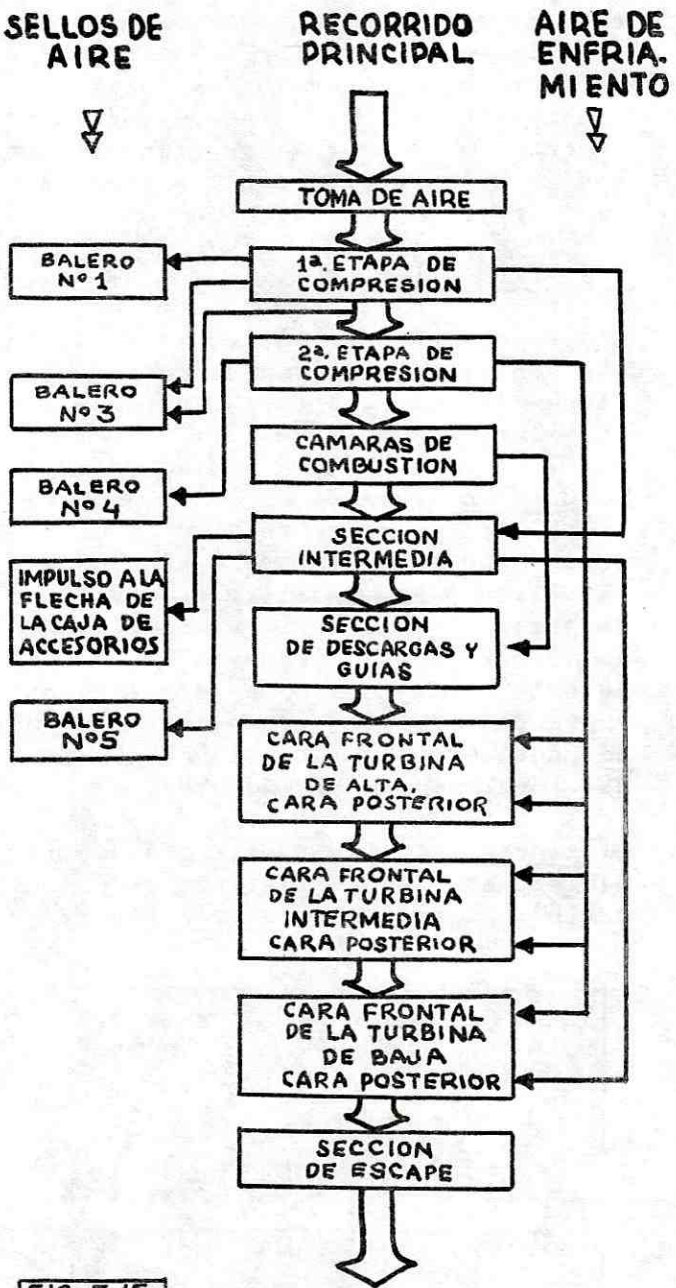


FIG. 5.15.

— SISTEMA DE AIRE —

RECORRIDO PRINCIPAL (Aire Primario)
SELLO Y ENFRIAMIENTO (Aire Secundario)

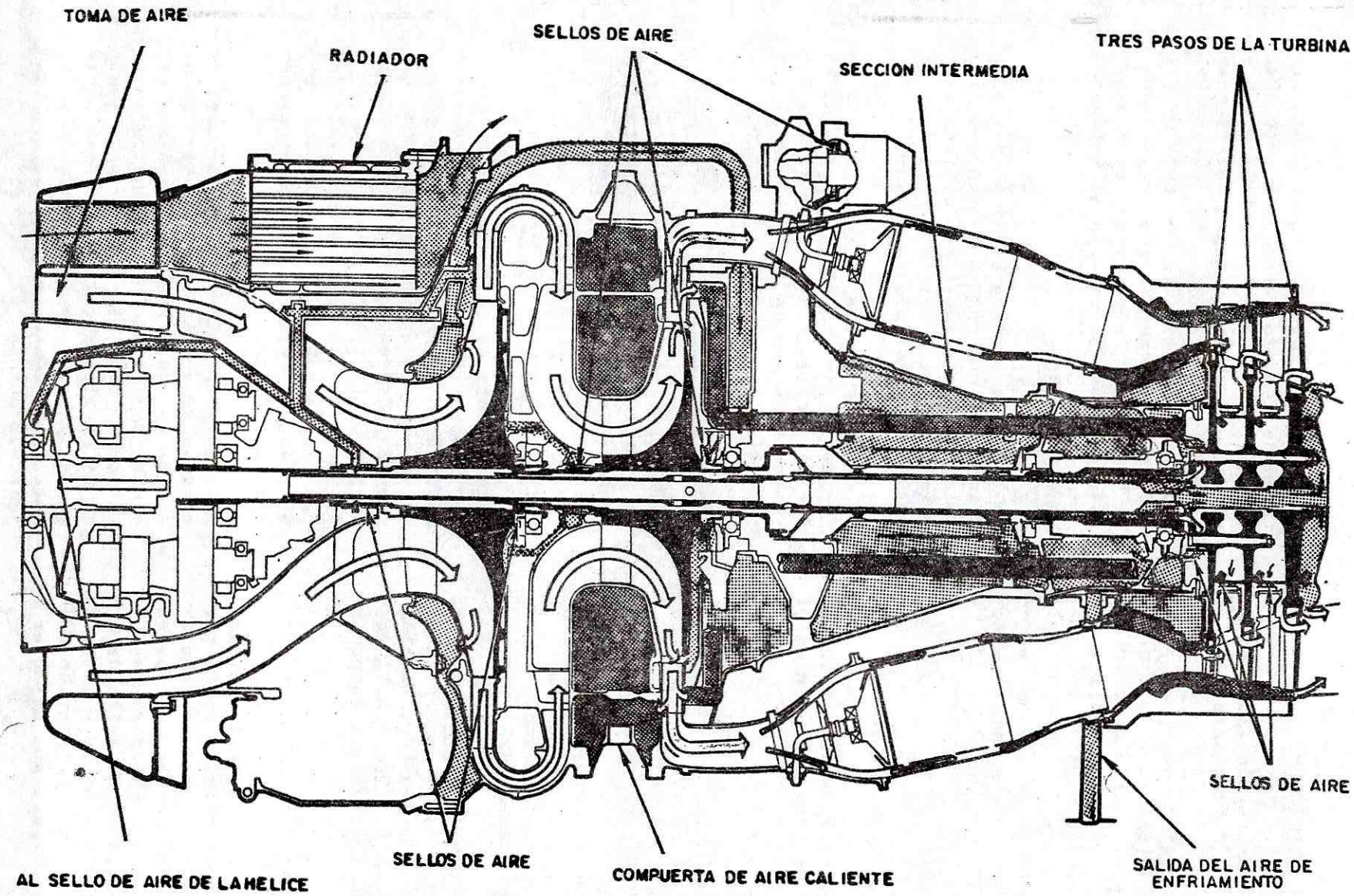


FIG.5.16.

SISTEMA DE AIRE DE ENFRIAMIENTO Y SELLO.

2. SISTEMA DE LUBRICACION.

El sistema de lubricación llena en este motor llena tres funciones:

a) lubricar los cojinetes
b) enfriar estos cojinetes y
c) proporcionar el aceite necesario para la operación de la hélice y su perfilamiento.

En su funcionamiento el sistema se sub-divide en tres sub-sistemas a saber:

1) DE PRESION
2) DE BARRIDO
3) DE RESPIRACION DEL MOTOR

Los componentes básicos del sistema de lubricación se pueden listar en el siguiente orden :

1) tanque
2) bombas
3) válvula de relevo
4) filtro de presión
5) filtros de barrido
6) radiador
7) trasmisor de presión
   a) para indicación
   b) para perfilamiento
8) bulbo de temperatura

Descripción de los componentes.- Para seguir con facilidad la descripción de los componentes y su localización se toma como base la figura 5.17 en que se muestran todos estos componentes.

TANQUE DE ACEITE.

El tanque de aceite es parte integral del motor, esta localizado en la parte posterior de la sección de admisión. Afecta forma anular y tiene capacidad de 15.05 lts (31.8 pintas US) Incorpora dos filtros de malla de alambre, uno colocado en la entrada de llenado y el otro en el interior del tanque, solo accesible con el motor desarmado.

Una regla graduada colocada junto al tapón de llenado sirve para comprobar la cantidad de aceite contenido por el tanque. El aceite sale del tanque por un tubo colocado en su parte inferior para alimentar a la bomba de presión y llenar su cometido regresando al tanque por la parte superior después de haber pasado por el radiador.

BOMBAS DE ACEITE.

La bomba de presión (una) y las de barrido (cuatro) forman un conjunto instalado en un receptáculo cilíndrico localizado en la parte inferior de la sección de admisión del motor.

El conjunto de las cinco bombas es impulsado por una flecha engranada colocada verticalmente y que recibe movimiento de uno de los piñones de la reducción de la hélice.

BOMBA DE PRESION.

La bomba de presión de aceite ocupa la posición trasera del conjunto de bombas y es la encargada de dar la presión al sistema.

VALVULA DE RELEVO DE PRESION.

Esta válvula es la encargada de mantener la presión de aceite dentro del motor a un valor determinado y constante. Recibe aceite de la bomba de presión, después de que este ha pasado por el filtro de presión que es del tipo de cartucho, con válvula de paso calibrada a 40 PSI que permite el paso de aceite en caso de obstrucción del filtro.

Esta válvula esta formada por tres cámaras separadas por dos válvulas de disco, no ajustables y cargadas a resorte; cada resorte con tensión nominal de 35 PSI. El conjunto esta montado en un alojamiento cilíndrico en la parte inferior de la carcaza de la sección de admisión adelante del conjunto de bombas -Fig.5.18-.

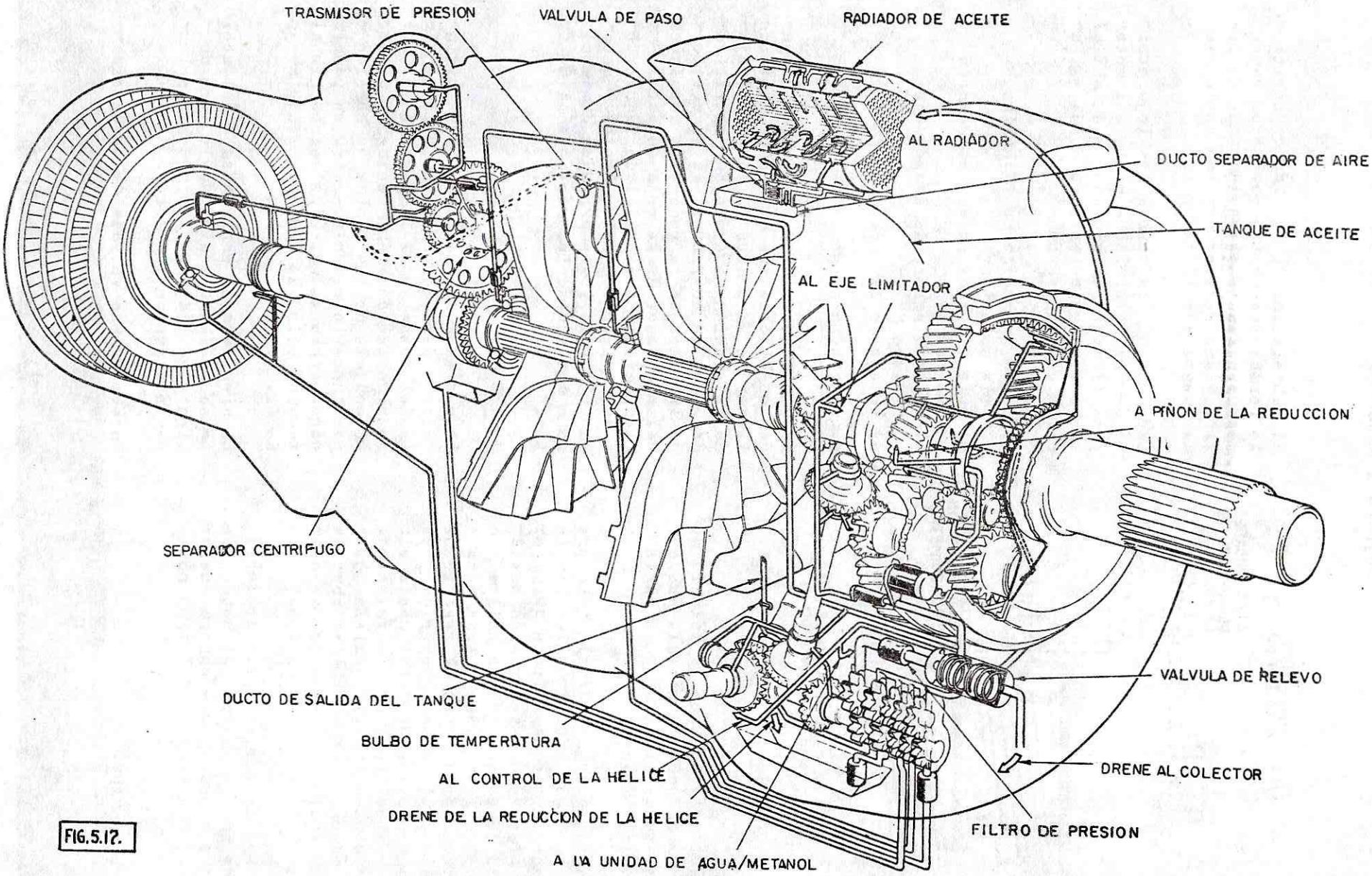
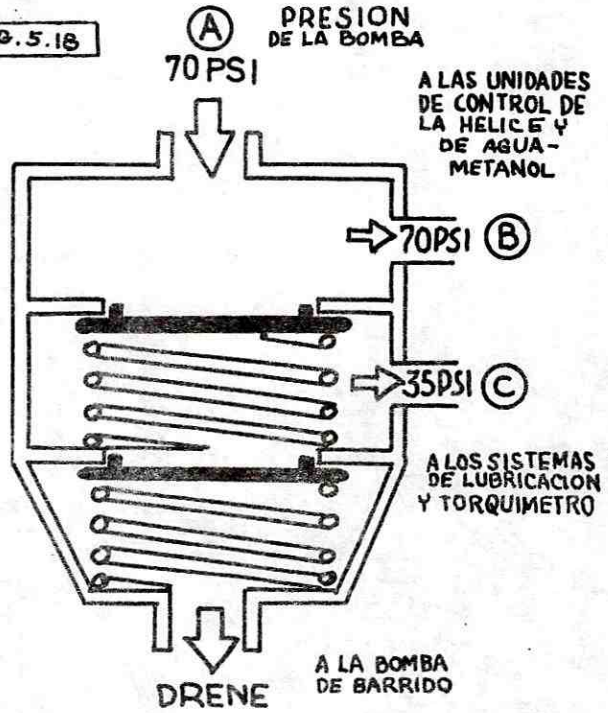


FIG. 5.17.

COMPONENTES DEL SISTEMA DE LUBRICACION Y RECORRIDO DEL ACEITE

FIG. 5.18



VALVULA DE RELEVO DE PRESION DE ACEITE

La presión relevada por la válvula no es ajustable, pero la válvula puede ser desmontada del motor para darle servicio de limpieza.

Funcionamiento de la válvula.- La presión de la bomba -70PSI- entra por la parte superior de la válvula -figura- 5.18- y fluye con esta presión hacia la unidad de control de la hélice y a la unidad de inyección de agua/metanol. Esta presión vence el resorte de la válvula de la cámara superior y pasa con una presión de 35PSI hacia el sistema y al sistema del torquímetro. Si en la cámara inferior existe una presión mayor a las 35 PSI se abre la segunda válvula y permite que se drene hacia el sistema de barrido.

Todas las descargas para la lubricación de los cojinetes del motor son calibradas y protegidas contra obstrucciones con filtros del tipo roscado.

BOMBAS DE BARRIDO.

El sub-sistema de barrido de aceite lo forman las cuatro bombas de engranes situadas frente a la bomba de presion y que reciben impulso de la misma fuente que la de presión.

Cada una de las bombas desaloja aceite de una determinada parte del motor para llevarlo al radiador y de ahí al tanque. Las secciones de donde es barrido el aceite son :

a) de la reducción de la hélice -via colector-
b) balero delantero de compresores -balero N° 3-
c) balero trasero de compresores -balero N° 4-
d) balero de la turbina -N° 5-

FILTROS DE BARRIDO.

Existen dos filtros de barrido alojados en el colector de aceite. Este colector se encuentra en la parte baja de la sección de admisión. El filtro del lado de entrada cuela el aceite de la línea de la reducción impulsora del adaptador de la caja de accesorios, mientras el del lado izquierdo filtra el aceite del colector y que ha lubricado los engranajes de impulso a los accesorios montados al motor.

RADIADOR.

El radiador de aceite -de forma cilindrica- queda colocado en la parte alta del motor sobre la carcaza de la sección de admisión. Recibe el aceite procedente de las bombas de barrido para hacerlo circular entre su panal para enfriarlo antes de regresarlo al tanque, colocado inmediatamente abajo de él.

El aire para el enfriamiento del aceite se recibe a traves de la toma de aire y se descarga después hacia la parte superior del motor.

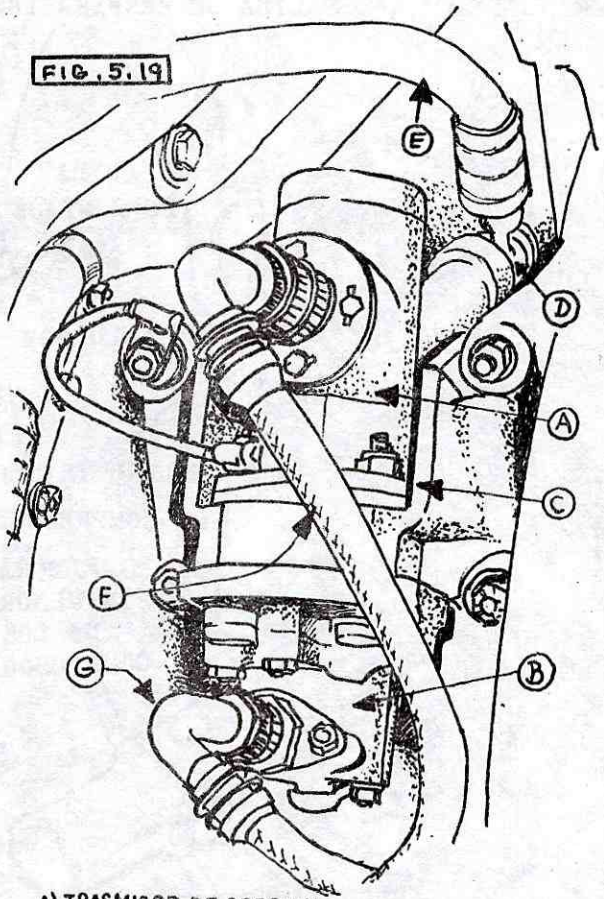
Incorpora una válvula de seguridad --

calibrada a 30 PSI que elimina la circulación de aceite a traves del panal cuando tiene un valor superior a este ajuste, protegiendolo así contra daños ocasionados por la alta presión.

TRANSMISOR DE PRESION.

El transmisor de presión es una unidad eléctrica conectada a la línea de presión del sistema de lubricación ,que manda la señal de indicación de presión en el instrumento indicador en la cabina.La presión actuadora puede ser tomada de la línea que lubrica al balero de la turbina -en los motores de la serie 520- ó de la línea de lubricación del balero N° 3 -en los motores de la serie 510-. Esta unidad queda localizada en el lado derecho del motor sobre la carcaza posterior de la sección de compresión -figura 5.19- y bajo de ella, sujeta a la misma base que soporta al transmisor de presión, se localiza el interruptor de luz de advertencia de baja presión, unidad que manda una señal a esta luz en la cabina, cuando la presión de aceite desciende a 5.5 PSI ó menos.

FIG. 5.19



A) TRASMISOR DE PRESION
B) INTERRUPTOR DE BAJA PRESION
C) HERRAJE DE MONTAJE
D) CONEXION DE TRANSFERENCIA DE ACEITE
E) LINEA DE PRESION DE ACEITE
F) CONEXION ELECTRICA
G) CONEXION ELECTRICA

TRASMISOR DE PRESION

BULBO DE TEMPERATURA.

Para la indicación de la temperatura del aceite en el motor, el sistema incorpora un bulbo de temperatura localizado a la salida de aceite del tanque antes de la bomba de presión y un instrumento indicador en la cabina.

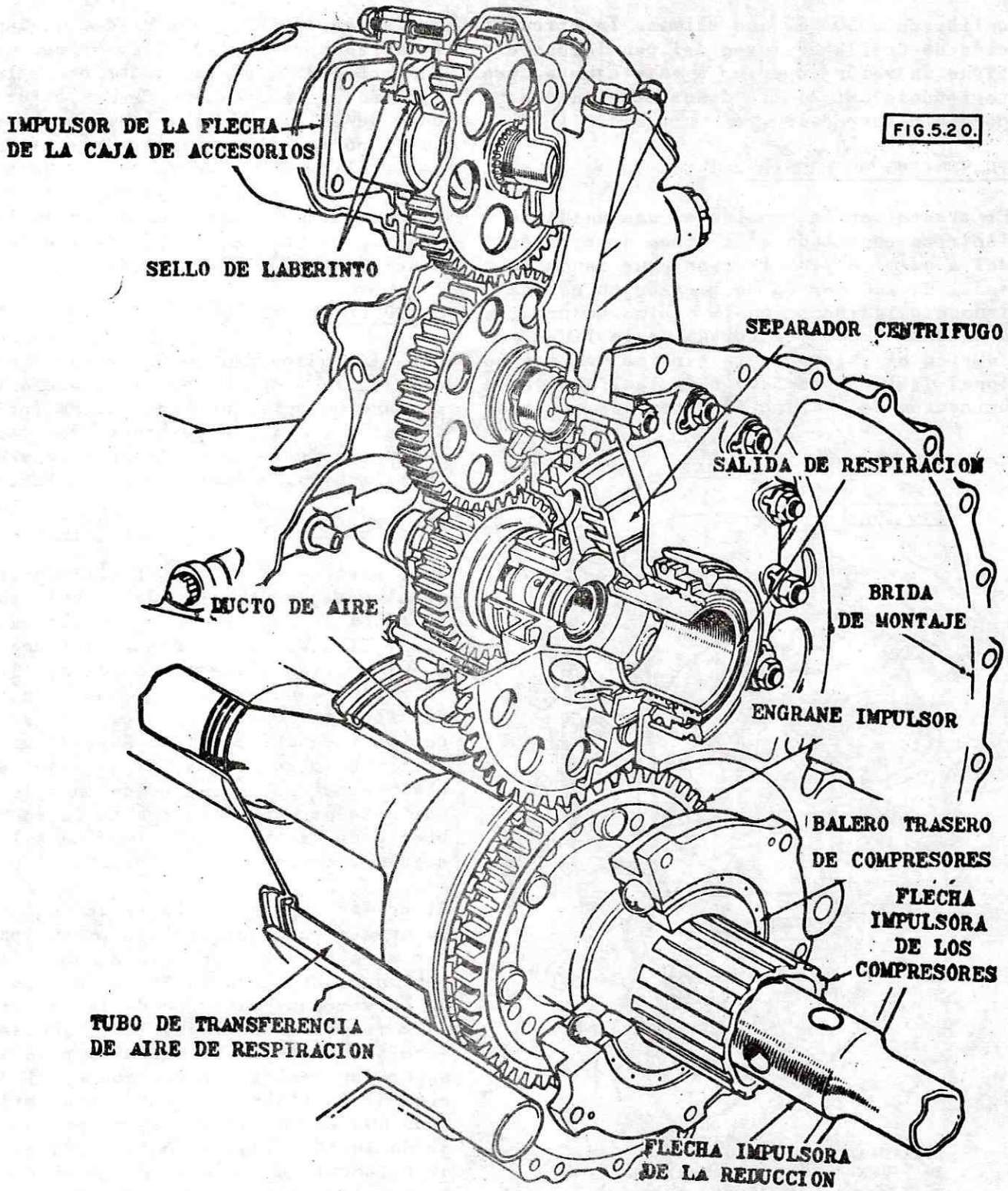
SISTEMA DE RESPIRACION DEL MOTOR.

Este sistema tiene como función principal separar el aire que circule en la línea de aceite y descarga al exterior. El aire que se separó del aceite al regresar este al tanque se lleva por un conducto al engranaje de reducción -de impulso a la caja de accesorios-. De ahí pasa a traves de un orificio en la flecha del engrane de alta velocidad de la reducción y de ahí sale por una descarga en la cubierta de la sección de impulso a la caja de accesorios -Fig.5.20-.

El primer engrane de la reducción tiene un separador centrífugo para separar al aire y descargarlo al ambiente por un respiradero en la parte alta de la sección posterior de la carcaza de compresión. Cualquier aire que se localice entre el balero N° 3 pasa al separador centrífugo por los orificios de la flecha de la turbina, mientras que el que se encuentre en la caja de lubricación del balero N°4 pasa directamente al separador. El aire en la caja del balero de la turbina pasará al respiradero por un tubo que rodea a la flecha de la turbina.

Completándose en esta forma la eliminación de aire en el sistema.

FIG.5.20.



DUCTOS DE RESPIRACION DEL MOTOR
Y REDUCCION DE IMPULSO A LOS ACCESORIOS.

Otros recorridos del aceite.

En este motor la presión del aceite se emplea para el funcionamiento de unidades que, por ser parte de otros sistemas se estudiarán separadamente mas adelante. Estas unidades son:

a) de control de la hélice (PCU)
b) de perfilamiento de la hélice
c) del sistema de torquímetro y
d) de inyección de agua/metanol

3. SISTEMA DE ARRANQUE.

El sistema de arranque de este motor se basa en el funcionamiento de la marcha -motor eléctrico de arranque- y del encendido de las bujías.

Para lograrlo se utiliza energía eléctrica que provée el sistema eléctrico del avión -o del equipo de tierra- y la operación de los tres interruptores siguientes localizados en la cabina:

a) INTERRUPTOR SELECTOR DE MOTOR
b) INTERRUPTOR MAESTRO DE ENCENDIDO Y
c) EL BOTON DE ARRANQUE.

Con ellos se logra activar tanto el sistema de arranque como el de ignición como se describirá a continuación. -Fig.5.24.-

Cuando se ha hecho la selección del motor que se desea arrancar, activada la ignición y oprimido el botón de arranque, la marcha empieza a hacer girar al motor con chispa en las bujías pero sin dar combustible al motor hasta que haya alcanzado entre las 3500 y 4000 RPM. Al abrir la válvula de combustible, se permite que éste pase al motor y se mezcle con el aire en las cámaras de combustión. La velocidad del motor aumentará hasta que por si mismo se mantenga funcionando aumentando sus revoluciones a 7000 aproximadamente.

Al llegar a esta condición el circuito de arranque se desenergiza automáticamente, cesando la operación de la marcha y del encendido, permaneciendo trabajando el motor por "flama residual".

MOTORIZACION.

La motorización es llamada comunmente "arranque seco"; consiste en hacer girar al motor por acción de la marcha sin encendido y sin combustible. Esta operación es necesaria para desahogar al motor de excesos de combustible y para ciertas pruebas del mismo.

Para esta operación, el interruptor maestro de encendido se debe situar en la posición "Blow Out" (sin encendido) con lo que se elimina el funcionamiento de la unidad de ignición operando solamente a la marcha.

RE-ENCENDIDO EN VUELO.

El sistema incorpora un botón de reencendido en vuelo con el que se puede arrancar en el aire un motor que se hubiera apagado, sin utilizar la marcha, ya que el giro del motor se obtiene por el giro de la hélice. Con este interruptor se energiza solamente a la unidad de ignición para que enciendan las bujías.

RELE DE SEGURIDAD.

Si accidentalmente o por procedimiento erroneo se oprimiera el botón de arranque de un motor que esté girando, se dañaría a la marcha o a su acoplamiento si no fuera por la acción del relé de seguridad que impide la operación de una marcha cuando el motor este en movimiento.

LUZ DE ADVERTENCIA.

En el tablero de control de la cabina se tiene un foco que enciende como advertencia cuando el sistema esta energizado y trabajando la marcha. Esta luz permanecerá encendida durante el-

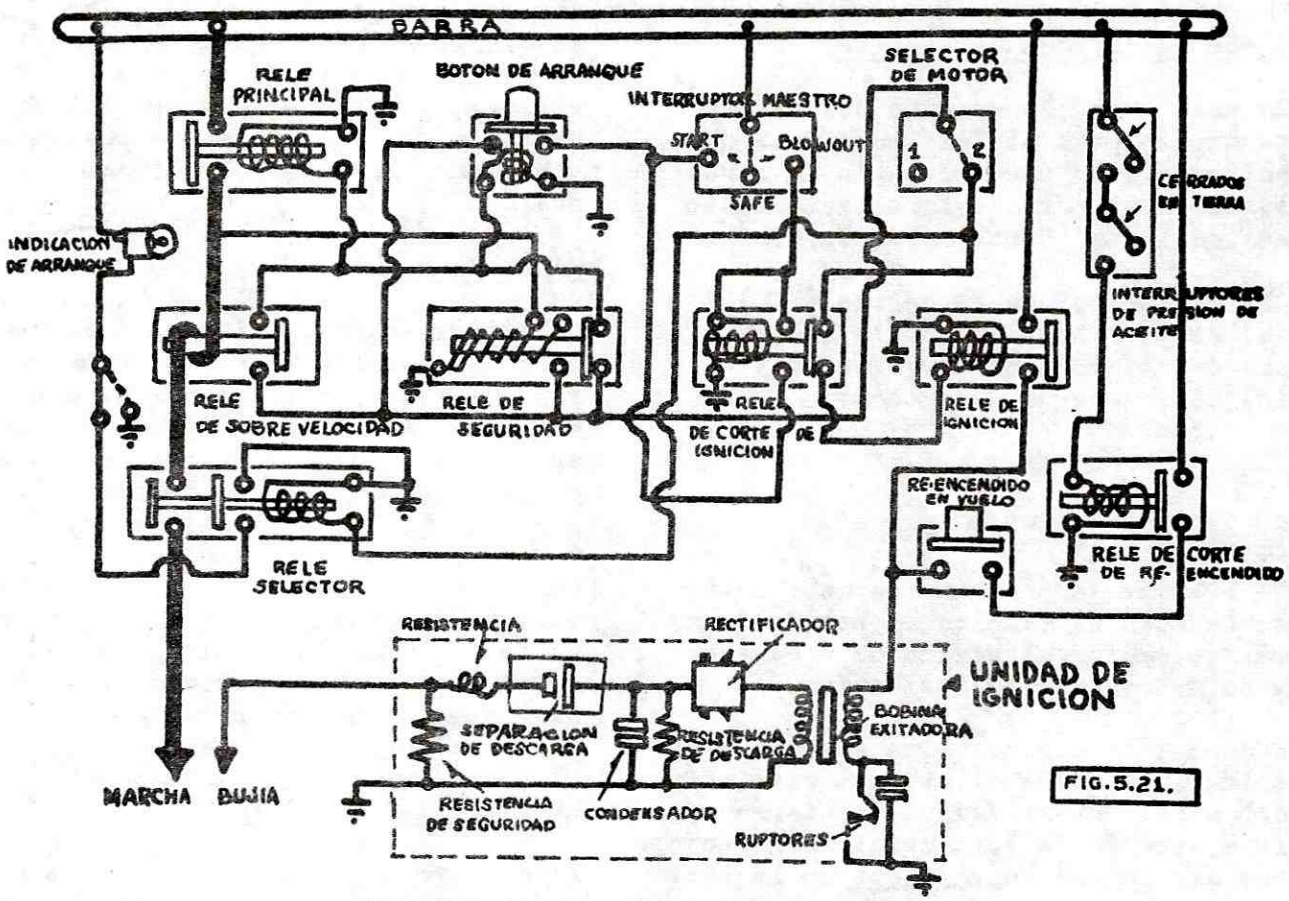


FIG.5.21.

SISTEMA DE ARRANQUE E IGNICION

durante el arranque normal del motor, pero en caso de que permaneciera encendida mas tiempo, debido a falla del relé de sobre-velocidad, deberá desalarse manualmente el botón para desenergizar el sistema y desacoplar la marcha.

En la figura 5.22 se muestra el mecanismo de engarze de la marcha a la flecha impulsora de la reducción a la hélice y su embrague. La marcha irá instalada al extremo de la flecha y sujeta a la carcaza de la sección de admisión del motor por medio de birlos y tuercas.

OPERACION DEL SISTEMA DE ARRANQUE.

En la figura 5.21 se ilustran los circuitos eléctricos de arranque y encendido cuya operación se describe en sus cuatro operaciones comunes.

a) arranque del motor
b) prevención de engarce con el motor girando
c) motorización
d) re-encendido en vuelo

a) ARRANQUE DEL MOTOR.

Seleccionese el motor que se pretenda arrancar.

Seleccionese en el interruptor maestro la posición de arranque (START).

Oprimase el botón de arranque.

El relé principal es energizado a través de los contactos del relé de seguridad.

La marcha se energiza a través del relé principal, el relé de sobre-velocidad y del relé selector.

COMPONENTES DEL MECANISMO DE ENGARCE DE LA MARCHA.

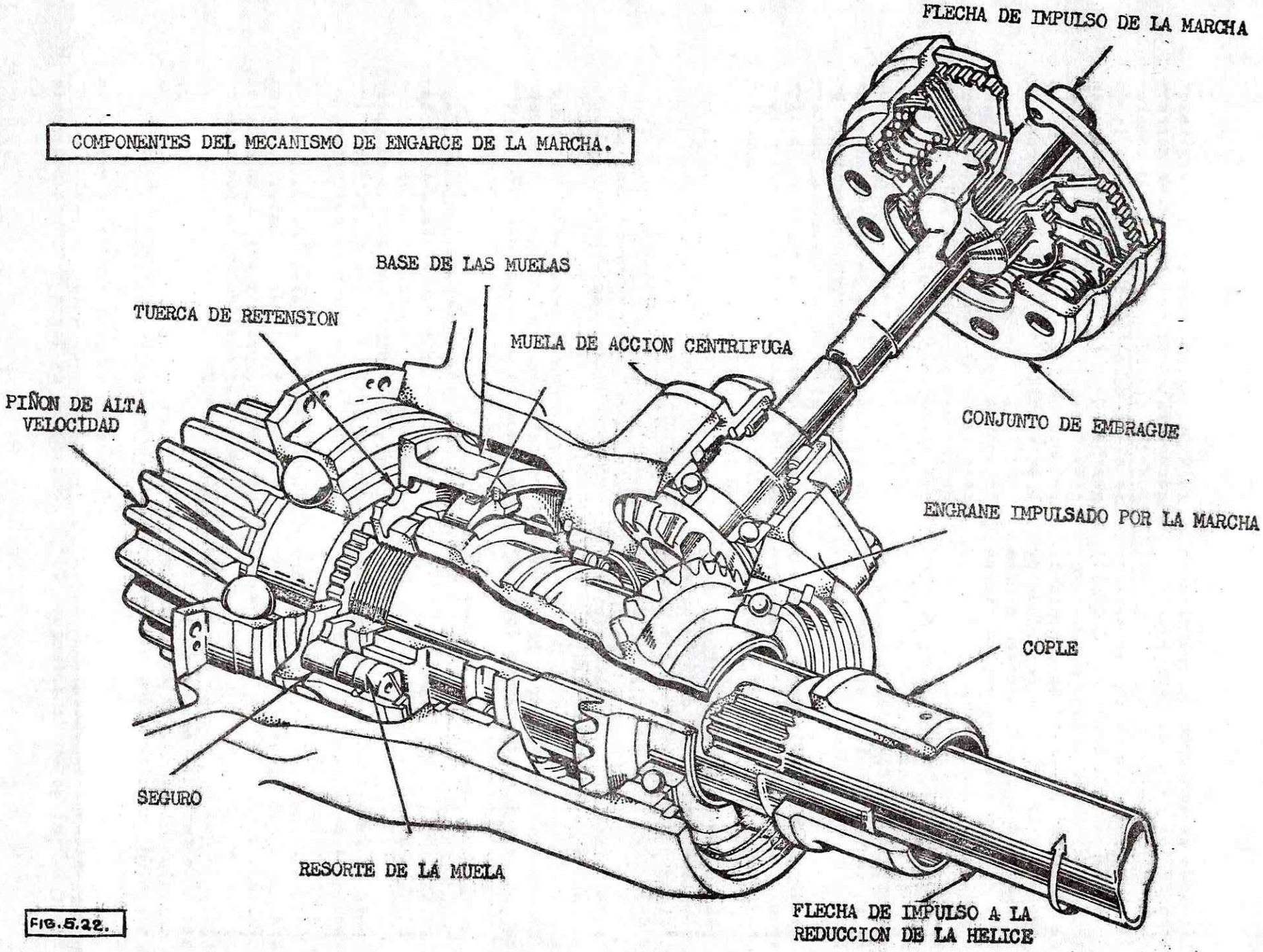


FIG. 5.22.

El sistema de ignición se energiza a- través de los reles de ignición.

Al estar oprimido el botón de arran-- que se cierran los contactos del relé principal al mismo tiempo que se ener gíza la bobina del relé de seguridad. La operación del relé es retardada pa ra disponer del tiempo necesario para que el relé de sobre-velocidad cierre sus contactos primero.

Al energizarse la marcha y estar ha-- ciendo girar al motor el flujo alto - de corriente que fluye actúa sobre el relé de sobre-velocidad sin depender- del relé de seguridad.

Al actuar el relé de seguridad no hay efecto mientras el suministro alterno es ahora obtenido del relé principal.

Al acelerarse el motor, el flujo de - corriente a través del relé de sobre- velocidad decrece abriendo los contac tos del relé.

El relé principal y la luz de indica- ción quedan así desenergizados.

El motor sigue acelerandose hasta ob- tener su velocidad de marcha lenta -- por propio impulso.

b) PREVENSION DE DAÑOS AL EN GARCE DURANTE EL ARRANQUE.

El relé de seguridad en el sistema de arranque al mecanismo de engarce de - la marcha eliminando el circuito de - la marcha cuando sea oprimido el bo-- tón de arranque mientras el motor es- te girando arriba de las 1000 RPM.

Suponiendo que se intentó el arranque y que este fué fallido por lo que tu- vo que desacelerarse. En ese momento- si el botón es reoprimido, ocurre lo- siguiente :

El relé selector es energizado direc- tamente por el botón de arranque. El- relé principal también es energizado- normalmente por los contactos cerra-- dos del relé de seguridad. Se comple- ta el circuito para que trabaje la -- marcha. Como la marcha tiene poca car ga se acelera con poco consumo de co- rriente no logrando que el relé de so bre-velocidad vaya hacia adentro.

La bobina del relé de seguridad opera después de un pequeño retardo hacien- do que se desenergice el relé princi- pal cortándose así el suministro de - corriente a la marcha.

La bobina del relé de seguridad esta- rá energizada mientras se mantenga o- primido el botón de arranque, mante-- niendo abierto el circuito en la lí-- nea de la bobina actuadora del relé - principal para prevenir la operación- de la marcha.

c) MOTORIZACION.

Para hacer girar al motor sin igni -- ción procédase como sigue :

Seleccionese el motor en el interrup- tor selector, mientras en el interrup- tor maestro se selecciona "BLOW OUT"- y se oprime el botón de arranque.

Al colocar el interruptor maestro en- "Blow Out" se elimina electricamente- al sistema de ignición. Entonces la - corriente fluirá a la marcha al opri- mir el botón de arranque en forma i-- gual que el en arranque del motor.

Para terminar el ciclo de motoriza -- ción deberá jalarse el botón de arran que -cuando proceda así- o colocar el interruptor maestro en la posición -- "SAFE" (seguro).

d) RE-ENCENDIDO EN VUELO.

Ya que no se requiere de la marcha pa ra encender el motor en vuelo, el re- encendido se logra actuando solamente

el botón de re-encendido, en que el suministro de energía irá solamente a las bujías.

En la instalación de algunos motores el relé de corte de re-encendido opera con el interruptor del tren de aterrizaje para evitar que éste pueda ser empleado cuando la máquina este en tierra.

OPERACION DEL SISTEMA DE ALTA TENSION.

Como se puede observar en la figura 5.21 el sistema de ignición se energiza con la corriente que fluye al sistema de arranque pasando a través de una bobina inductora operada por ruptores transformando así la corriente a un alto voltaje, que será almacenado en el condensador, pasando antes por el rectificador.

El rectificador actúa como una válvula unidireccional evitando que el condensador se descargue regresando la corriente a la bobina.

Cuando el potencial a través del condensador se aproxima a los 2000 voltios brinca a través de la separación de descarga (que está sellada) dando el condensador toda su carga que fluirá a la bujía produciendo una chispa capaz de encender la mezcla de las cámaras de combustión.

Una resistencia de bobina esta incorporada en el circuito entre la separación de descarga y la bujía para controlar el tiempo de duración del encendido.

Para limitar el voltaje producido en caso de un circuito abierto, se incorpora la resistencia de seguridad que esta en serie con la bujía.

Una resistencia de descarga incorporada en paralelo dentro del circuito permite la disipación de cualquier energía eléctrica acumulada en el condensador cuando el circuito no se opere.

ADVERTENCIA.

EL FABRICANTE DE ESTOS MOTORES PIDE QUE POR SEGURIDAD CUALQUIER TRABAJO QUE SE REALICE EN LAS UNIDADES DEL SISTEMA DE IGNICION SE REALICEN DEJANDO TRANSCURRIR COMO MINIMO UN MINUTO DESPUES DEL CORTE DEL SISTEMA DE BAJA TENSION.

4.- SISTEMA DE COMBUSTIBLE.

El sistema de combustible de este motor tiene como función controlar el flujo de combustible para mantener la relación correcta de mezcla combustible/aire en todos los rangos de operación del motor.

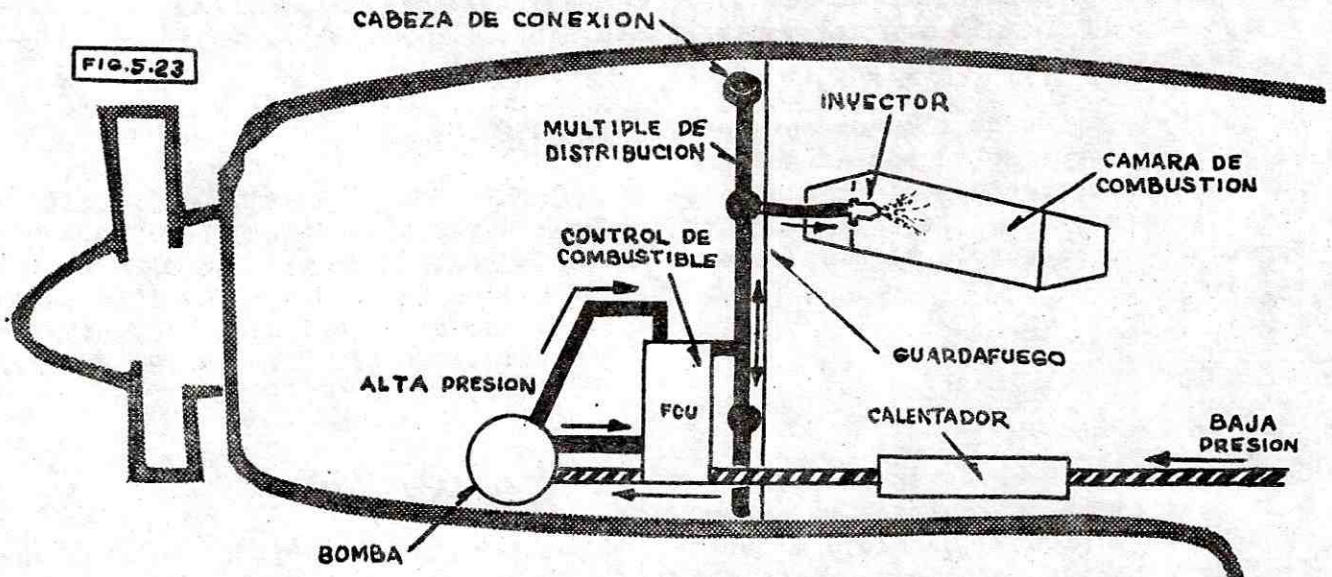
El sistema de combustible del motor recibe el combustible a baja presión procedente de los tanques y lo entregará a las cámaras de combustión a través de los inyectores a alta presión. Las unidades que forman el sistema de combustible son: (Fig.5.23)

a) BOMBA
b) UNIDAD DE CONTROL (FCU)
c) INYECTORES (7)
d) CONDUCTOS Y TUBERIA PARA LA CONEXION Y DISTRIBUCION DEL COMBUSTIBLE.

El sistema esta diseñado para satisfacer los siguientes requicitos básicos

- atomizar el combustible a cualquier rando de operación del motor.
- controlar el flujo de combustible de acuerdo a la demanda del motor.
- dar control de sobre-velocidad del motor.
- asegurar un flujo específico de combustible para cada posición del acelerador.
- debe tambien variar el flujo de combustible para compensar los cambios

FIG.5.23



UNIDADES DEL SISTEMA DE COMBUSTIBLE

de altitud.
- el flujo máximo de combustible debe ser conservado para mantener al motor trabajando en su potencia promedio.
- debe proporcionar el suficiente combustible para el trabajo satisfactorio del motor en marcha lenta.
- debe dar control para cortar totalmente el flujo de combustible para detener el trabajo del motor.

Los requicitos enumerados los satisface el sistema de combustible en la forma siguiente :

ATOMIZACION.

Cada cámara de combustión tiene instalado un inyector para la atomización del combustible a presión.

El tipo de inyectores de este motor son simplex -de una sola descarga, tratados con la amplitud suficiente en el capítulo 2, pagina 25- Fig.5.24

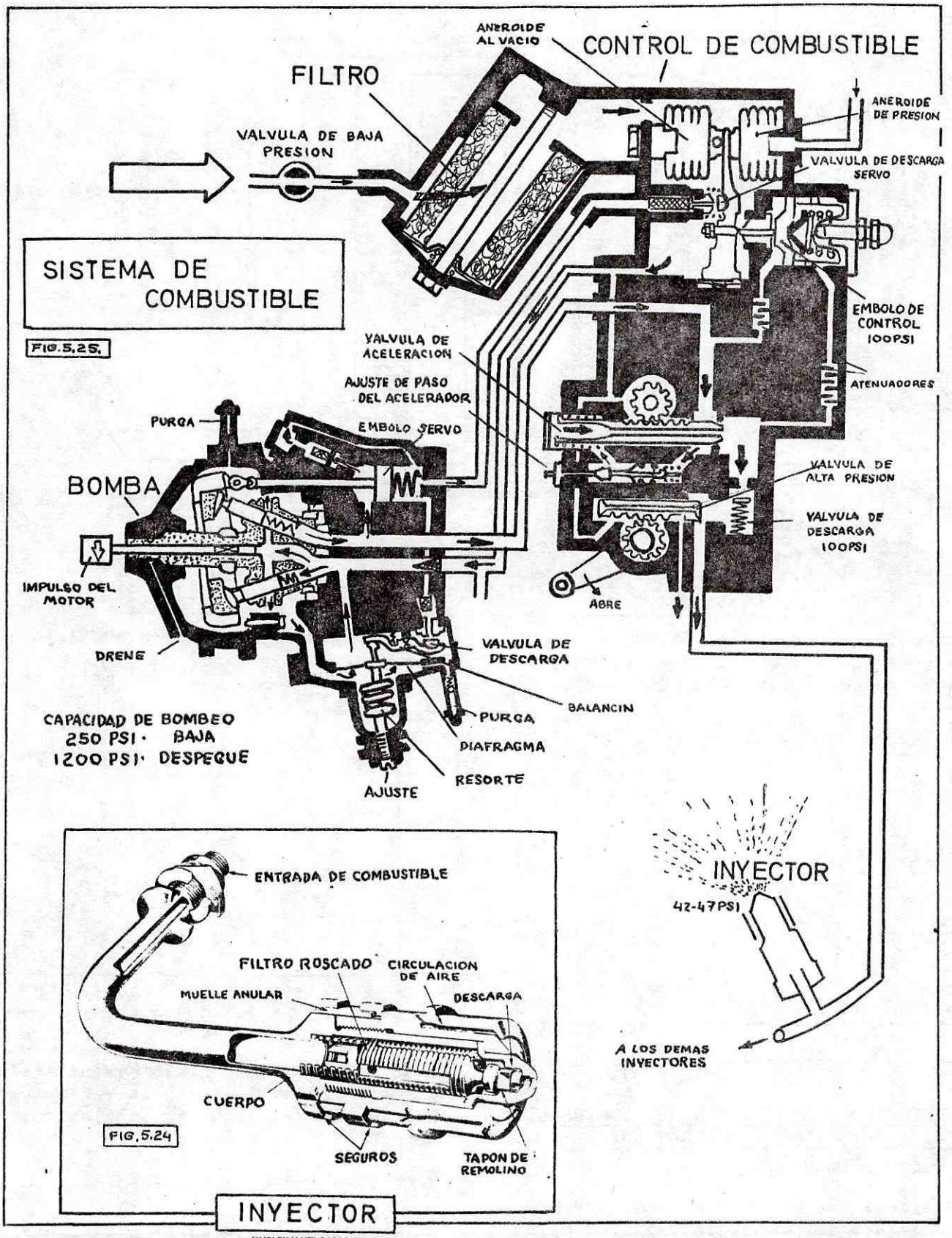
BOMBA DE COMBUSTIBLE.

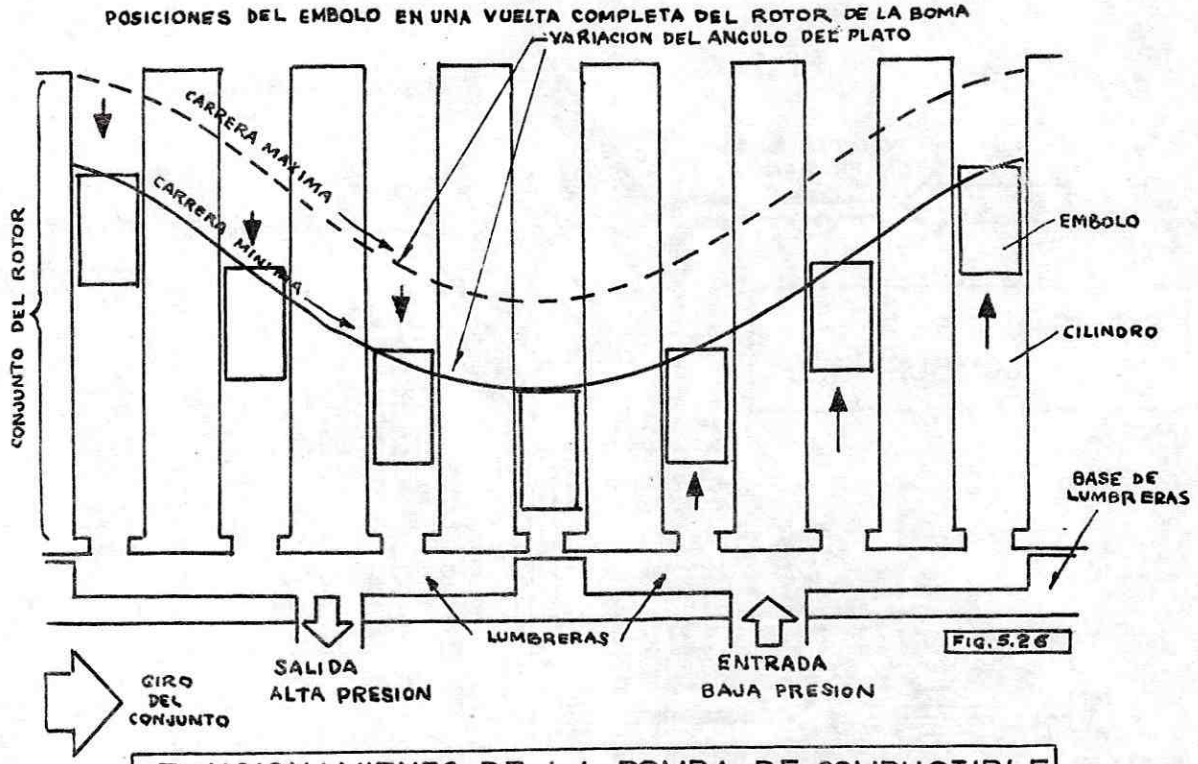
La bomba de combustible es de émbolos del tipo de desplazamiento variable, con siete émbolos, es impulsada por el motor con una relación de giro de 0.193 con relación a la velocidad de la turbina.

En la figura 5.25 se muestra en conjunto el sistema de combustible y aparece la bomba con sus componentes y conexiones con el control de combustible. En la figura 5.26 se muestra en desarrollo el rotor y el conjunto de émbolos y cilindros de la bomba para describir el funcionamiento de esta parte de bombeo.

El cuerpo de la bomba -Fig.5.26- incorpora las lumbreras para el paso del combustible, que se comunica con las cámaras formadas por cilindros y émbolos. Los émbolos estan montados a un plato de ángulo variable para aumentar o disminuir la carrera de los émbolos variando así la cantidad de combustible bombeado. La variación de la inclinación del plato es gobernado por el émbolo servo -ver la figura 5.25- que responderá a los movimientos del émbolo de control y la variación de presión en el aneroide de presión.

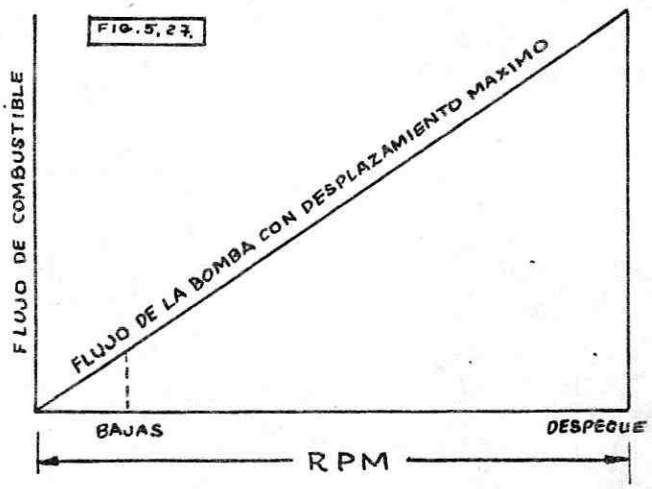
Mientras la bomba gira a un número fijo de revoluciones del motor, la can-


ANEROIDE AL VACIO
CONTROL DE COMBUSTIBLE
FILTRO
ANEROIDE DE PRESION
VALVULA DE BAJA PRESION
VALVULA DE DESCARGA SERVO
SISTEMA DE COMBUSTIBLE
FIG.5.25.
EMBOLO DE CONTROL 100PSI
VALVULA DE ACELERACION
AJUSTE DE PASO DEL ACELERADOR
ATENUADORES
PURGA
EMBOLO SERVO
BOMBA
VALVULA DE ALTA PRESION
VALVULA DE DESCARGA 100PSI
IMPULSO DEL MOTOR
ABRE
DRENE
VALVULA DE DESCARGA
BALANCIN
CAPACIDAD DE BOMBEO
250 PSI · BAJA
1200 PSI · DESPEQUE
PURGA
DIAFRAGMA
RESORTE
AJUSTE
INYECTOR
42-47PSI
A LOS DEMAS INYECTORES
ENTRADA DE COMBUSTIBLE
FILTRO ROSCADO
CIRCULACION DE AIRE
MUELLE ANULAR
DESCARGA
CUERPO
FIG.5.24
SEGUROS
TAPON DE REMOLINO
INYECTOR
SIMPLEX ANTI-CARBON



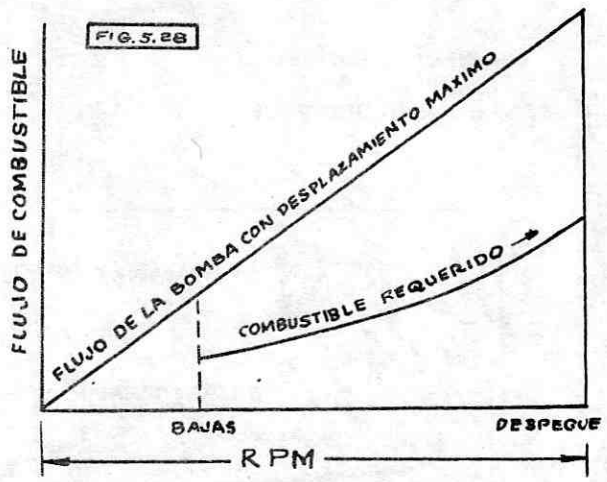
FUNCIONAMIENTO DE LA BOMBA DE COMBUSTIBLE

tidad de combustible máxima que se -- bombée (en máxima carrera) al variar las RPM del motor sera como sigue:



CONTROL DE LA CANTIDAD DE COMBUSTIBLE BOMBEADO DE ACUERDO CON LA DEMANDA DEL MOTOR.

Debido a que para un determinado número de RPM del motor la cantidad de -- combustible necesaria no coincide con el flujo máximo bombeado, debe variar independientemente de las RPM del motor.



Esta variación del flujo suministrado al motor se obtiene con la variación del ángulo del plato de émbolos movido por el pistón servo.

MECANISMO SERVO DE LA BOMBA.

El mecanismo servo forma parte integral de la bomba y consiste en un émbolo cargado a resorte conectado con-

el plato del émbolo, variando su ángulo con su movimiento y así tanto la carrera de los émbolos como el volúmen de combustible bombeado.

Sobre ambos lados del émbolo actúa el combustible a presión, el combustible pasa primero por el lado del resorte y la descarga a presión del émbolo es controlada por una válvula de drene.

Como se reduce el flujo de combustible.- La válvula de drene abre cuando reduce la fuerza actuando sobre el lado del resorte del émbolo servo, reduciendo éste la carrera de la bomba y consecuentemente el flujo de combustible.

Para estabilizar el flujo de combustible.- La válvula de drene tiene una posición sensible para controlar la presión de combustible en el mecanismo servo y así la carrera correcta de los émbolos de la bomba, manteniendo el flujo de combustible.

Estas acciones son producidas por cualquiera de las unidades de control en el sistema de combustible a través de su propia válvula de drene.

CONTROL DE SOBRE VELOCIDAD.

Gobernador.

El gobernador de sobre-velocidad de la bomba tiene como función limitar la sobre-velocidad del motor limitando el flujo de combustible que lo alimenta.

La válvula de drene en el gobernador esta conectada al lado del resorte del émbolo servo. Esta válvula de drene esta alojada en la leva que es operada por el diafragma en la parte baja del cuerpo de la bomba.

El movimiento del diafragma esta controlado por las siguientes fuerzas:

Variación de la presión centrífuga en la cámara del rotor por variación de las RPM del motor. - La presión del resorte de ajuste, pre-ajustada para limitar las RPM de sobre-velocidad. - Al aumentar la velocidad del motor hacia las RPM de sobre-velocidad la presion de combustible actuando en ambas caras del diafragma del gobernador vence la carga de tensión del resorte, haciendo que la cabeza del eje del diafragma actúe sobre la leva y se abra la válvula de drene. Al abrir la válvula de drene ocurren tres cosas:

a) se reduce la presión de combustible en la cara del émbolo servo correspondiente al resorte.

b) el pistón servo mueve al plato de émbolo reduciendo su carrera, resultando una disminución en el flujo de combustible.

Esta reducción de combustible continúa mientras la velocidad del motor se estabiliza a el número de RPM de sobre-velocidad a que esta ajustada la tensión del resorte.

La diferencia de presiones resultante actúa a través del diafragma estabilizando la válvula de drene, haciendo que el émbolo servo limite el flujo de combustible evitando que el motor de sobre-revoluciones.

Desplome de la bomba.

La válvula de drene del gobernador de sobre velocidad tiene una segunda función que es prevenir el exceso de presion de combustible en el sistema.

Lograndose ésto al actuar como una válvula de relevo de presión. El balancín de la válvula de drene esta cargado a resorte que tiende a mantenerla cerrada, mientras no exista un aumento excesivo de presión. Al ocurrir este aumento excesivo la válvula abre disminuyendo la presión con la disminución de carrera de los émbolos hasta mantenerla a el valor predeterminado.

VARIACION DEL FLUJO CON LOS MOVIMIENTOS DEL ACELERADOR.

Embolo de control de caída de presion

La válvula de drene en la unidad de control de flujo gobierna la operación servo de la bomba de acuerdo con la variación en el movimiento del acelerador. Esta válvula responde a la posición del acelerador por la acción del émbolo de control cargado a resorte que a su vez responde a la presión del combustible que actúa en ambos lados de la válvula de aceleración. Los atenuadores en las líneas de presión eliminan las fluctuaciones en la presión que manda la bomba de combustible.

Los movimientos del émbolo de control son transmitidos a un balancín por medio de una varilla para que se actúe la válvula de drene servo. Así el émbolo de control responde al flujo de combustible a través de la válvula de aceleración trasmitiendo esta señal al émbolo servo de la bomba a través de la válvula de drene de la unidad de control de combustible.

Bajo condiciones estabilizadas de la presión diferencial a través del émbolo de control equilibra la fuerza del resorte. Así la posición de la válvula de drene es ajustada automáticamente de acuerdo a como el émbolo servo de la bomba seleccione la carrera de-

Cuando se abre la válvula del acelerador, ocurre lo siguiente:

- la presión diferencial en la válvula de aceleración decrece
- el émbolo de control responde a esta disminución haciendo que la válvula de drene cierre
- el émbolo servo de la bomba aumenta la carrera de la bomba aumentando el flujo de combustible
- las RPM del motor aumentan hasta el nuevo valor seleccionado
- la presión diferencial en la válvula de aceleración y en el émbolo de control aumenta hasta estabilizarse.

Cuando el flujo correcto se ha establecido a la nueva posición de la válvula de aceleración, la presión diferencial es mantenida y estabilizada al valor de ajuste en la carrera de los émbolos de la bomba.

Variación del flujo con la altitud.

Aneroide de presión de admisión.

Para una misma apertura del acelerador la cantidad de combustible requerida por el motor decrece proporcionalmente al incremento de altitud. La unidad de control de combustible por medio de la válvula de drene es sensible a el cambio de altitud por la señal que recibe en el aneroide de presión de admisión.

El conjunto de control lo forman dos aneroides de area igual pero colocados en posición opuesta. Uno de los aneroides recibe la presión de admisión como se dijo, mientras el otro está al vacío.

Cuando se aumenta la altitud de vuelo la presión de admisión decrece y ocurre lo siguiente:

- la carga sobre los aneroides se desbalancea por la caída de presión de admisión
- los aneroides ofrecen resistencia a sobre el balancín de la válvula de drene. Esta resistencia actúa contra el resorte del émbolo de control y reduce la presión de combustible necesaria para abrir la válvula de drene
- la válvula de drene abre mas reduciendo la carrera en la bomba
- la caída de presión en la válvula de aceleración es reducida mientras la presión diferencial produce una condición de balance en el émbolo

de control
- el flujo de combustible es reducido a un valor apropiado a la condición del flujo de aire admitido, por el cambio de presión de admisión.

LIMITACION DE POTENCIA.

Como el sistema de combustible aumenta el flujo de combustible de acuerdo con el incremento de presión de admisión, debe reducirse esta condición en presiones de admisión menores a la estandard a nivel del mar, para evitar que el motor desarrolle un exceso de potencia en esta condición. Para lograrlo el aneroide de presión de admisión esta calibrado para no aumentar el flujo a presiones mayores de 14.7PSI.

Ambos aneroides quedan conectados entre sí por un eje con tope, mientras sus extremos abiertos quedan sujetos al cuerpo de la unidad de control. El tope del eje de los aneroides asienta sobre el extremo libre del balancín de la válvula de drene, y hace contacto con ella cuando la presión de admisión es exactamente la estandard a nivel del mar, con presión de mayor valor el tope se aleja del extremo del balancín las presiones con un valor mayor a 14.7 PSI no aumentan el flujo de combustible y consecuentemente la potencia queda limitada.

CONTROL EN BAJA POTENCIA.

Válvula de aceleración.

Cuando la válvula de aceleración está en posición de marcha lenta el flujo de combustible que alimenta al motor pasa por el ajuste de calibración de dicha válvula para asegurar la velocidad del motor en marcha lenta.

Aún asi, la velocidad en marcha lenta puede ser afectada con la variación de
a) carga de la hélice
b) condiciones ambientè, relativas a velocidad y dirección del viento,
c) carga impuesta a la sección de caja de accesorios.

PARADA DEL MOTOR.

Válvula de alta presión de combustible.

La marcha del motor se detiene llevando a cortado el flujo de combustible a los inyectores por medio de la válvula de alta presión.

La válvula de alta presión es movida por un brazo actuador a través de un piñón que engarza en la cremallera del cuerpo de la aguja de la válvula de alta presión.

Cuando la válvula de alta presión se lleva a la posición de cerrado ocurre lo siguiente:

- La aguja de la válvula de alta presión corta el flujo de combustible a los inyectores
- El flujo de la bomba se regresa al conducto de entrada a través del orificio central de la válvula de alta presión
- El combustible de la línea del multiple de alimentación es drenado a través del rebaje que tiene la propia válvula de alta presión hacia el ducto de drene.

ACCION COMBINADA DEL SISTEMA DE COMBUSTIBLE.

en esta parte se explicará el funcionamiento combinado de los controles antes descritos.

ANTES DEL ARRANQUE.

Con el motor estacionario todos los resortes que existen en el sistema de combustible mantienen su carga efectiva.

- el resorte del émbolo servo de la

bomba mantiene al plato en posición de máximo desplazamiento
- la válvula de drene del gobernador permanece cerrada por el resorte de desplome
- la válvula de drene de la unidad de control -FCU- se mantiene cerrada por efecto del resorte del émbolo de control
- cuando el sistema incorpora la válvula de contrapesión ésta se mantiene cerrada por efecto de su resorte

La válvula de alta presión y el acelerado -leva de potencia- se encuentran cerradas.

ARRANQUE.

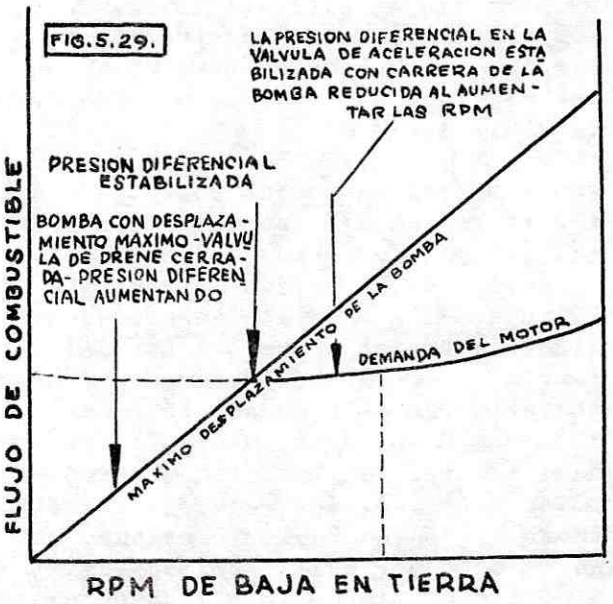
Durante el arranque ocurre lo siguiente:

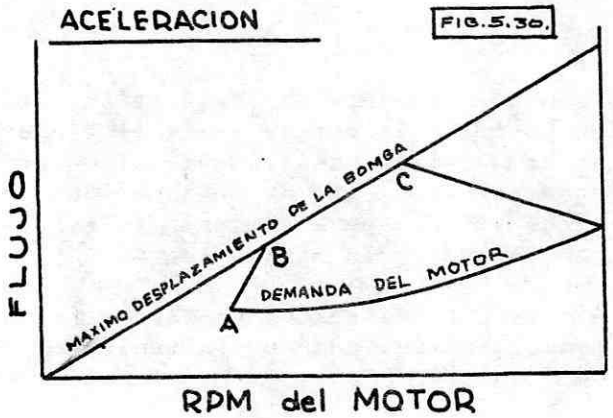
- el motor comienza a girar
- se abre la válvula de alta presión
- la velocidad del motor y el flujo de la bomba aumentan
- el émbolo de control recibe señales del aumento de presión a través de la presión que fluye por la parte superior de la válvula de aceleración y los drenes de la parte inferior
- la válvula de presurización - o de contrapresión- permanece cerrada asegurando una suficiente presión en el lado del resorte del émbolo de control para mantener la válvula de drene de la unidad de control -FCU-
- la bomba de combustible se mantiene en su desplazamiento máximo para suministrar suficiente combustible para la aceleración inicial.

Conforme el motor se acelera, la velocidad de la bomba y el flujo de combustible aumentan; provocando:

- que abra la válvula de contrapresión
- que la presión diferencial en la válvula de aceleración aumente hasta el valor estabilizado
- que la presión del lado superior de la válvula de aceleración aumente, resultando un movimiento hacia la derecha del émbolo de control
- que progresivamente se vaya abriendo la válvula de drene para causar la reducción de la presión servo de la bomba
- que la carrera de la bomba se reduzca progresivamente para mantener la presión diferencial de la válvula de aceleración se estabilice para mantener el flujo de combustible seleccionado.

Todos los efectos anteriores se ilustran en las siguientes gráficas:





En la aceleración (Fig.5.30)

Al abrir el acelerador en A :

La presión diferencial a través de la válvula de aceleración decrece hasta llegar a un valor estabilizado.

La presión de combustible en el émbolo de control decrece.

El resorte del émbolo de control lo mueve a la izquierda, cerrando la válvula de drene.

La presión diferencial del émbolo servo de la bomba de combustible decrece.

El desplazamiento de la bomba y el flujo de combustible aumenta hacia el máximo en B.

La presión diferencial a través de la válvula de aceleración aumenta.

Al ir aumentando la presión de combustible abre progresivamente la válvula de presurización llevando a operar al sistema principal.

El aumento de flujo de combustible proporciona aumento en las velocidades del motor y de la bomba de combustible.

- la presión diferencial a través de la válvula de aceleración aumenta hasta alcanzar un valor estabilizado en C.
- al aumentar la presión en la válvula de aceleración se moverá el émbolo de control hacia la derecha.
- abrirá la válvula de drene.
- la presión de combustible servo de la bomba aumenta
- se reduce progresivamente la carrera de los émbolos de la bomba para mantener un flujo de combustible seleccionado conforme el motor y la bomba aumenten la velocidad al valor requerido.

ASCENSO

Al aumentar la altitud de vuelo la presión de admisión se reduce progresivamente, ocurriendo lo siguiente:

- la reducción en la presión de admisión desbalancea la carga de los aneroides, ocasionando que el aneroide al vacío se expanda y reduzca la carga efectiva del resorte del émbolo de control. La expansión de este aneroide hace que abra la válvula de drene.
- se aumenta la presión diferencial del émbolo servo de la bomba, reduciendo el desplazamiento de la bomba y consecuentemente el flujo de combustible.
- la reducción del flujo de combustible a través de la válvula de aceleración ocasiona una reducción de la presión diferencial.

Cuando la presión diferencial se ha reducido por un aumento en proporción al aumento de la carga del aneroide, el sistema se estabiliza a la nueva presión -mas baja- de la válvula del acelerador manteniendo el flujo correcto de combustible.

AUMENTO DE VELOCIDAD.

Cuando la velocidad del avión aumenta la presión de admisión también aumenta y ocurre lo siguiente:

- el aneroide de presión de admisión se expande reduciendo su presión sobre el balancín de la válvula de drene.
- la válvula de drene es movida a la posición de cerrada por el émbolo de control.
- la presión diferencial servo de la bomba se reduce aumentando la carrera de la bomba, aumentando el flujo de combustible
- El aumento de flujo de combustible a través de la válvula del acelera-

dor da por resultado un aumento en la presión diferencial en proporción a - la carga del aneroide. Estabilizandose el sistema con un flujo mayor de - combustible.

Este aumento de flujo de combustible- con el aumento de presión de entrada- continúa hasta que la presión de admisión alcanza las 14.7 PSI ya que después la expansión del aneroide moverá al conjunto lejos de la leva de la -- válvula de drene permaneciendo constante a ese valor el flujo de combustible.

PARADA DEL MOTOR.

Trabajando el motor a baja velocidad- la palanca de la válvula de alta presión se lleva a cerrado cortándose el flujo de combustible del acelerador-- a la línea de alimentación a los inyectores, cesando la combustión y deteniendose el funcionamiento del motor.

Durante la desaceleración de baja a - cuando se para el motor, la salida de combustible que manda la bomba se regresa a ella a través del orificio -- central de la válvula de alta presión previniendo que le levante el valor - de la presión causando el desplome de la presión de la bomba. El multiple - de distribución es conectado a través de la válvula de alta presión al drene del sistema.

DIAGRAMA DEL SISTEMA.

Completando la descripción del funcionamiento de las unidades del sistema- de combustible y su acción combinada- descrita, el diagrama siguiente -Fig. 5.31- muestra graficamente el recorrido del combustible y las señales que- lo afectan.

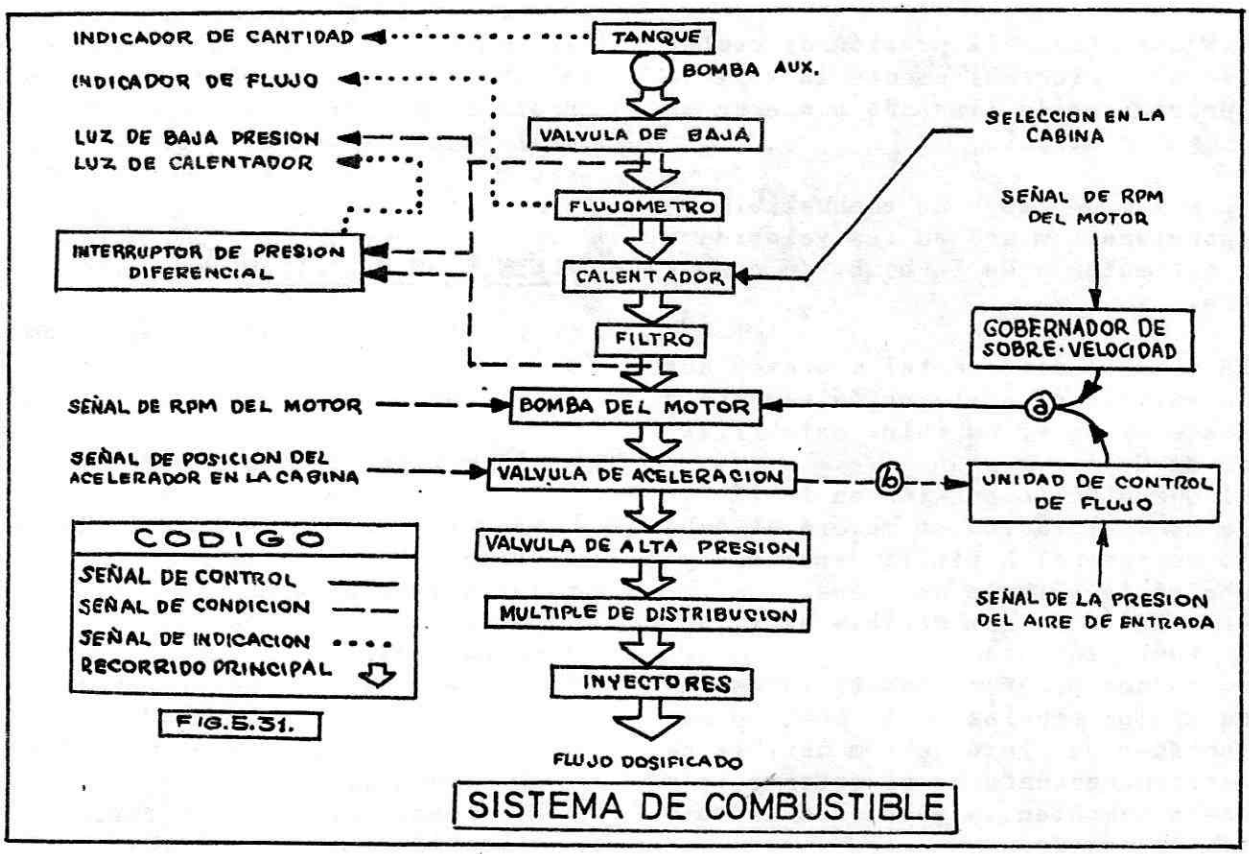


FIG.5.31.

5. SISTEMA DE INYECCION DE AGUA/METANOL.

RESTAURACION DE POTENCIA.

Debido a que con el aumento de la temperatura del aire ambiente se reduce la masa de aire admitida, la potencia generada por el motor se ve reducida. El sistema de agua/metanol es empleado para restaurar esta pérdida, inyectando la mezcla por los orificios que para el objeto tiene el compresor delantero, dando como resultado que: la vaporización de esta mezcla con el -- agua se aumenta la masa del flujo de- aire y la combustión del metanol -alcohol metílico- dé como resultado un- incremento de la potencia del motor.

La mezcla de agua/metanol proviene de un tanque en el avión que es impulsada a la unidad de inyección por medio de una bomba, cruzando un filtro, una

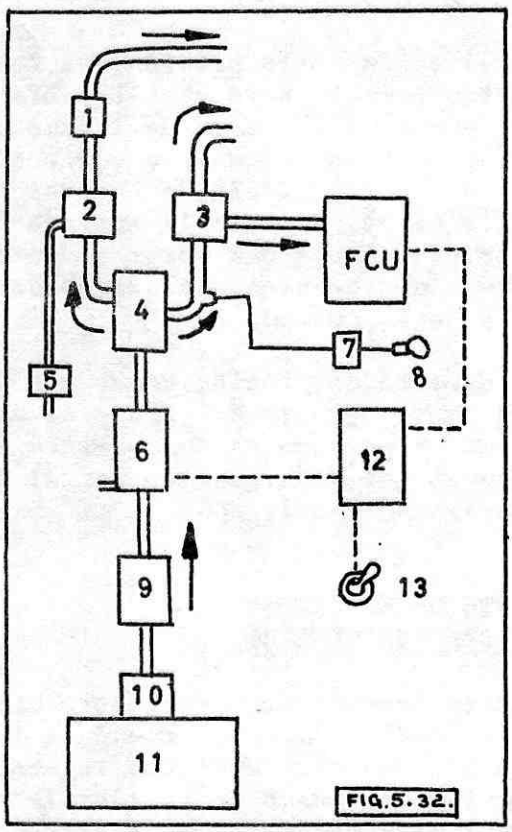


DIAGRAMA DE UN SISTEMA TIPICO DE INYECCION DE AGUA-METANOL

-Nomenclatura-

1.- VALVULA UNIDIRECCIONAL
2.- REGULADOR
3.- REGULADOR
4.- FILTRO
5.- VALVULA DE DRENE
6.- VALVULA DE CORTE
7.- TRANSMISOR DE PRESION
8.- LUZ DE ADVERTENCIA
9.- FILTRO
10.- BOMBA
11.- TANQUE
12.- CAJA DE CONEXIONES
13.- INTERRUPTOR

válvula de corte y otras unidades .-- -ver la figura 5.32- Cuando el acelerador se coloca en una posición pre-- fijada y estando armado el sistema, - el motor abre la válvula permitiendo- que pase a la unidad reguladora. El - regulador provée una presión constante que se atomiza en el compresor debaja o sobre la sección difusora -o- en ambos lugares según el tipo de instalación que tenga el motor.- El sistema debe asegurar la vaporización total de la mezcla antes de llegar a -- las cámaras de combustión.

Las características de operación del- motor con el uso de la inyección de - metanol, observan las siguientes ca-- racterísticas:

TGT	↑	+ COMBUSTIBLE
RPM	→	
PSI	↑	+DENSIDAD DEL AIRE
FLUJO	→	
SHP	↑	+MASA y +COMBUSTIBLE

REQUISITOS :

Este sistema para restaurar la potencia perdida por el motor cuando se efectuan despegues con temperaturas -- ambiente entre los 20 y 30°C en condiciones de atmosfera estandard y en altitudes mayores a los 10,000 pies.

La operación se inicia actuando el interruptor que controla el suministro- de agua/metanol y la luz indica la -- disponibilidad del sistema.

La cantidad de agua/metanol inyectada se controla automáticamente para restaurar la disminución de potencia. Esta inyección es progresiva y su activación debe hacerse desde antes que el acelerador se lleve a la posición de alta potencia.

Las velocidades del motor a las que se realiza y corta la inyección de agua/metanol son automáticamente seleccionadas. Durante el perfilamiento en despegue la inyección se suspende automáticamente en el caso de que estuviera "armada". Los conductos de descarga y de la misma unidad son purgados automáticamente al cesar la inyección, debido al poder corrosivo de la mezcla.

OPERACION.

VALVULA DE CONTROL.

La apertura de la válvula determina el flujo requerido para la apropiada POTENCIA HUMEDA. -con inyección de agua/metanol.-

La unidad de control de inyección esta situada al lado izquierdo del motor y sobre la carcaza de la sección de admisión. En su interior la válvula esta sujeta a un émbolo y cierra por acción de un resorte en la parte baja del émbolo. La variación de la apertura de esta válvula se logra con la variación de presión servo de aceite del motor que actúa por el lado superior del émbolo y que actúa contra el resorte. Esta presión de aceite servo varía con la posición de la válvula de control en el conjunto de control.

CONJUNTO DE CONTROL.

La posición de la válvula de control de aceite servo es determinada por la leva de mando que esta unida al conjunto inclinado de aneroides -ver figura 5.33- que es movido sobre un inclinación por dos varillas, una superior y otra inferior.

La válvula de control de aceite servo esta situada entre la entrada de aceite de alta presión procedente del motor y su drene. La presión de aceite servo es drenada por la válvula dosificadora y por la variación de la posición de la válvula de control de la presión servo, se variará la presión. La posición de la válvula de control servo es determinada por el movimiento inclinado del conjunto de aneroides que conectan a la barra y a la leva de mando. Los aneroides estan sujetos a la acción hacia abajo del resorte y por la presión del torquímetro a través de la varilla superior, mientras la varilla inferior trasmite la presión del resorte.

REDUCCION DE LA PRESION DEL TORQUIMETRO.

Una reducción en la presión del torquímetro permite a la varilla inferior, sumada a la carga de la capsula a mover la leva de mando a una posición en que la válvula de control de presión servo, aumente la entrada de aceite procedente del motor y con alta presión, reduciendo el drene de aceite de la unidad.

Este aumento de presión servo con el consecuente aumento del flujo de agua/metanol y presión de torquímetro mantengan el torque requerido por el flujo de agua/metanol.

AUMENTO DE LA PRESION DEL TORQUIMETRO.

Una alta presión de torquímetro hace que la varilla superior sumada a la carga del aneroide aumenten la acción de la leva de mando en la válvula de control de presión servo, provocando la reducción en la presión de aceite

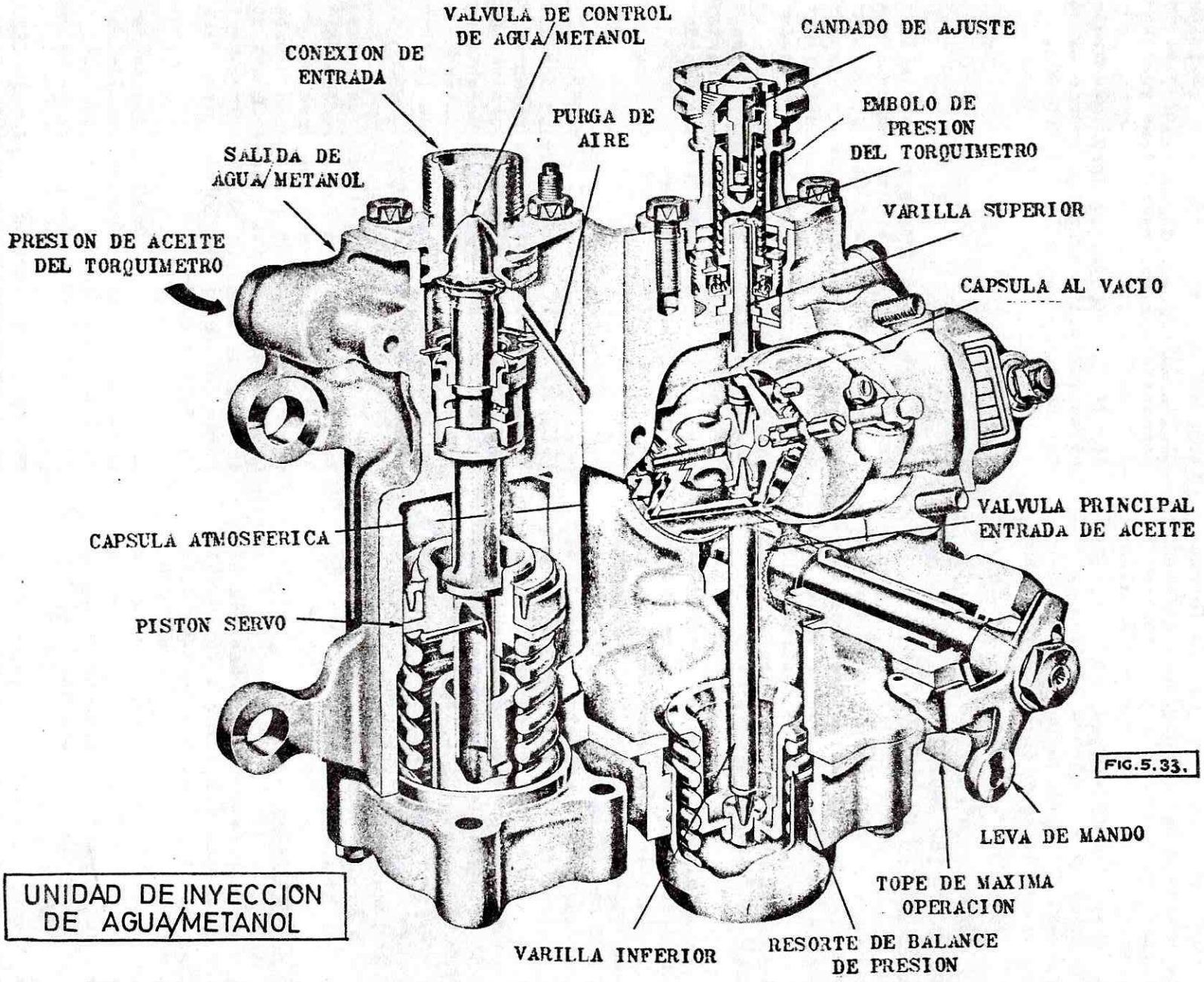


FIG.5.33.

UNIDAD DE INYECCION DE AGUA/METANOL

servo, causando una reducción en el-- flujo de agua/metanol y presión del-- torquímetro, mientras que las fuerzas que actúan sobre el conjunto de con-- trol se equilibran. La posición de la válvula de presión servo puede entonces estabilizarse produciendo una presión servo que mantenga el flujo de - agua/metanol a un valor correcto con- respecto a la presión de torque desarrollada por el motor.

CORRECCION POR VARIACION
DE LA PRESION DE ALTITUD.

La potencia restaurada por el sistema es corregida por variaciones con los- cambios de altitud a que se opere el- motor, por la unidad de control automáticamente, re-calibrándose a sí misma en la forma siguiente:

La capsula -aneroirde- de presión atmosférica esta opuesta a la de vacío- y es sensible a los cambios de la presión externa al motor. Así la cápsula de altitud se contraerá con las bajas presiones en el ambiente, moviendo al conjunto hacia adelante, reduciendo - así el flujo a través de la válvula - de control de presión servo, aumentando el drene de la línea servo de re-- greso al tanque. Esta acción reduce - la presión de aceite servo limitando- la inyección de agua/metanol requerido en condiciones de atmósfera estandard a la del lugar en que se efectua el despegue.

CONTROL DE RPM.

La válvula giratoria que controla el- paso de aceite del motor a la válvula de presión servo está conectada mecanicamente -por medio de una varilla - a los controles de aceleración del motor, quedando así asegurada la operación en cerrado mientras no se alcanza la potencia de despegue.

Así mientras la válvula comienza a -- brir desde antes de alcanzar la posición de potencia de despegue, la presión de aceite servo va aumentando -- progresivamente junto con el restrictor, señales a las cápsulas, posición de la válvula de agua/metanol y el -- "armado" inicial del sistema realizado desde la cabina para asegurar la - inyección progresiva. Aproximadamente se completa la inyección cuando el motor ha sobrepasado las 14,500 RPM.

SUMINISTRO DE
AIRE DE PURGA.

Con objeto de prevener la corrosión - en las partes que tienen contacto con la mezcla de agua/metanol, se toma -- presión de aire de la primera etapa - de compresión para drenar cualquier - cantidad de mezcla que hubiera quedado en los conductos del compresor, estableciendose una re-circulación de - aire a través de la unidad, cubierta- y orificios por donde hubiera fluido- la mezcla de agua/metanol.

6. SISTEMA DE TORQUIMETRO.

Este sistema tiene por objeto dar una indicación al piloto de la potencia - desarrollada por el motor durante su- operación. Esta indicación se obtiene por la marcación de un manómetro en - el tablero de instrumentos en la ca-- bina calibrado en PSI.

Los componentes del sistema se encuentran localizados en la reducción de - la hélice y lo forman los tres piño-- nes de la reducción que operan a unos émbolos sobre aceite a presión del motor que se tiene en el cilindro que - forma la cámara del émbolo. -ver figuras 5.34 y 5.35-.

La interpretación de la condición de- un motor, se efectúa considerando en- el siguiente orden las indicaciones - que se obtienen en la prueba de potencia :
PRIMERO: TGT.- SEGUNDO: RPM.- TERCERO FLUJO DE COMBUSTIBLE.- CUARTO: PORCENTAJE DE "AJUSTE FINO" (TRIMMING)y co-

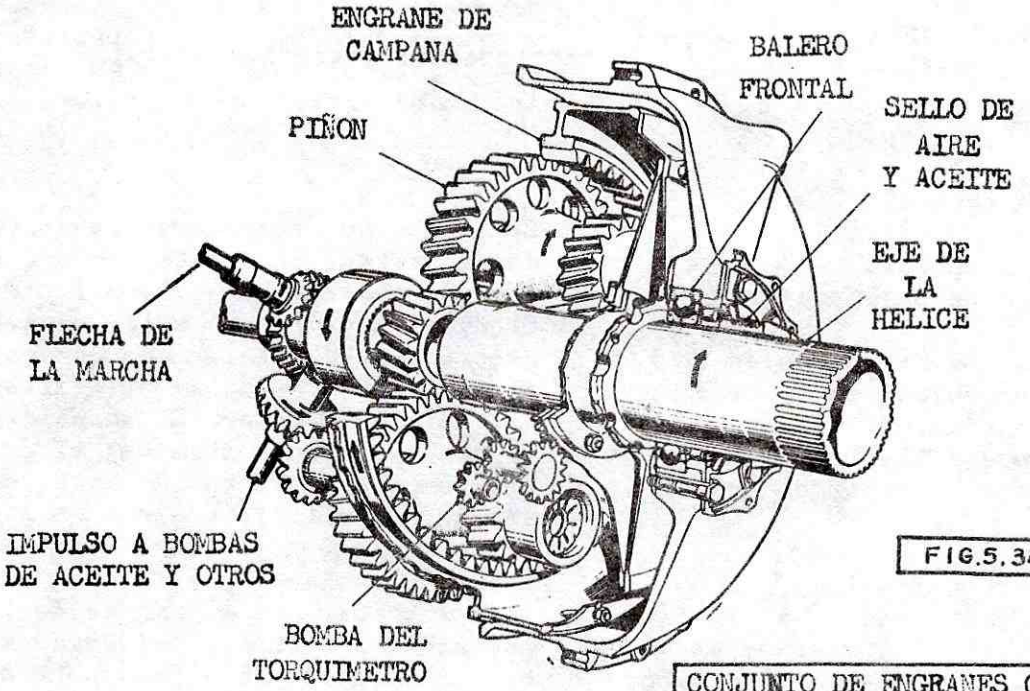


FIG.5.34.

CONJUNTO DE ENGRANES COMPONENTES DE LA REDUCCION A LA HELICE Y DEL TORQUIMETRO

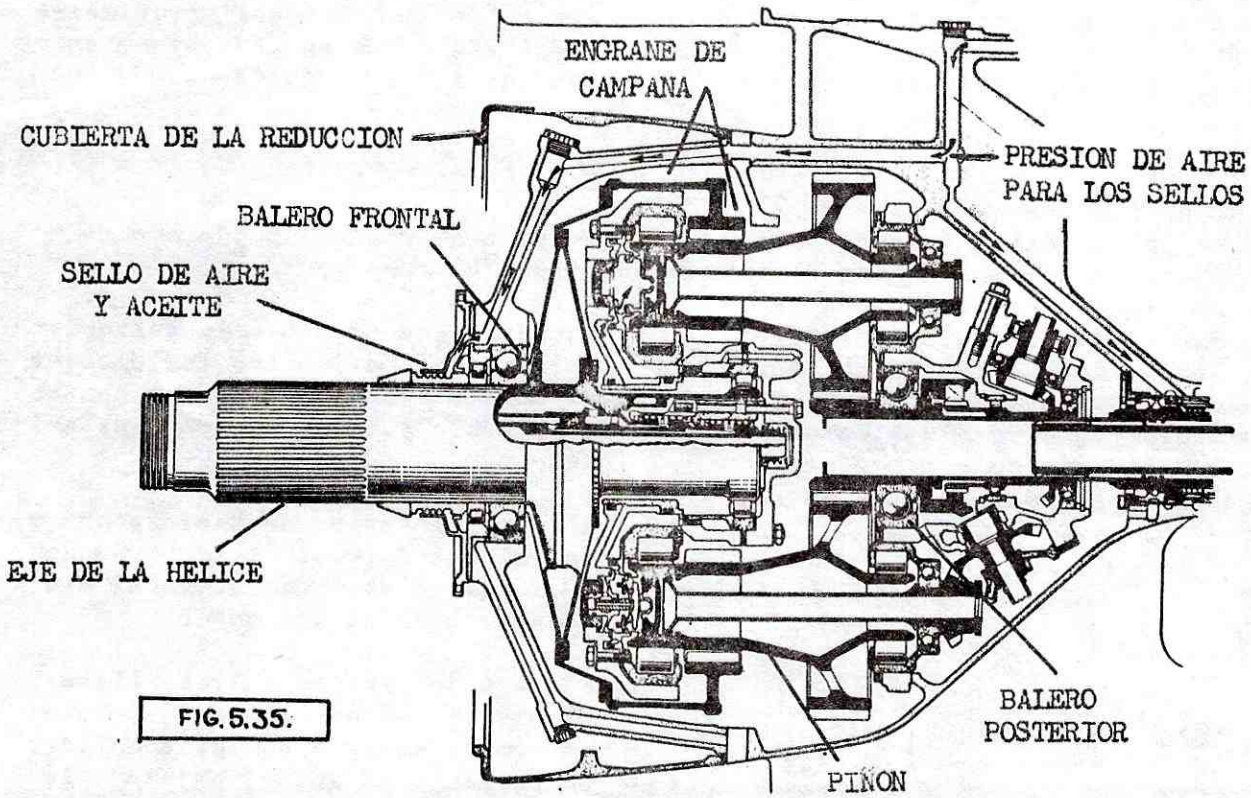


FIG.5.35.

VISTA SECCIONAL DE LA REDUCCION A LA HELICE.

mo último valor el de la presión del- TORQUIMETRO.

Los componentes del sistema son :-Fig 5.34, 5.35 y 5.36-.

a) bomba del torquímetro
b) émbolos
c) válvula de control
d) transmisor de presión
e) indicador de presión
f) interruptor de baja presión

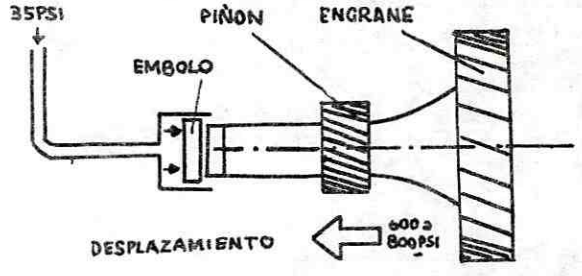
El conjunto de la reducción de la hélice tiene por objeto mantenerla en - un régimen de revoluciones en que no- pierda eficiencia. La relación de reducción en este motor es de .093 a 1.

a) BOMBA.

La bomba del torquímetro es del tipo- de engranes y queda instalada en el - frente del conjunto de la reducción,- siendo impulsada por un engrane aco-- plado al engrane de campana. Esta bomba recibe el aceite a presión de la - bomba del motor a 35 PSI, siendo su - función mantener constante el flujo - de aceite a los tres émbolos del torquímetro y a una presión constante.

PIÑONES.

Cada uno de los tres engranes de la - reducción de la hélice incorpora en - su parte frontal un piñón para el impulso del engrane de campana de la -- reducción. Debido a que estos engra-- nes son de dientes helicoidales, cuando aumenta su velocidad de giro -con el aumento de velocidad del motor- se proyecta hacia adelante por efecto -- geométrico de los dientes del engra-- ne.



Contra este desplazamiento del engrane hacia adelante se opone la presión de aceite del sistema del torquímetro a través del émbolo y la presión diferencial resultante es la que se registra en el indicador del sistema.

b) EMBOLOS.

La flecha del engrane de reducción -- queda cerrada al frente por un adaptador que apoya sobre el émbolo -Figura 5.36- el cual con un sello anular de- neopreno en "O" forma una cámara con- el cilindro formado en el diafragma - del anillo colector. El adaptador gira con el engrane mientras el émbolo- solo se mueve en sentido axial. A través de un orificio central en los émbolos de permite la circulación del - aceite para llenar la cámara del émbolo y lubricar los cojinetes de los -- engranes. El émbolo del engrane inferior de la reducción incorpora al centro un orificio de mayor diámetro donde se aloja la válvula de control.

La cámara del émbolo recibe presión - de aceite de la bomba del torquímetro a 35 PSI y soporta en las potencias - máxima del motor cargas de 600 a 800- PSI. aproximadamente.

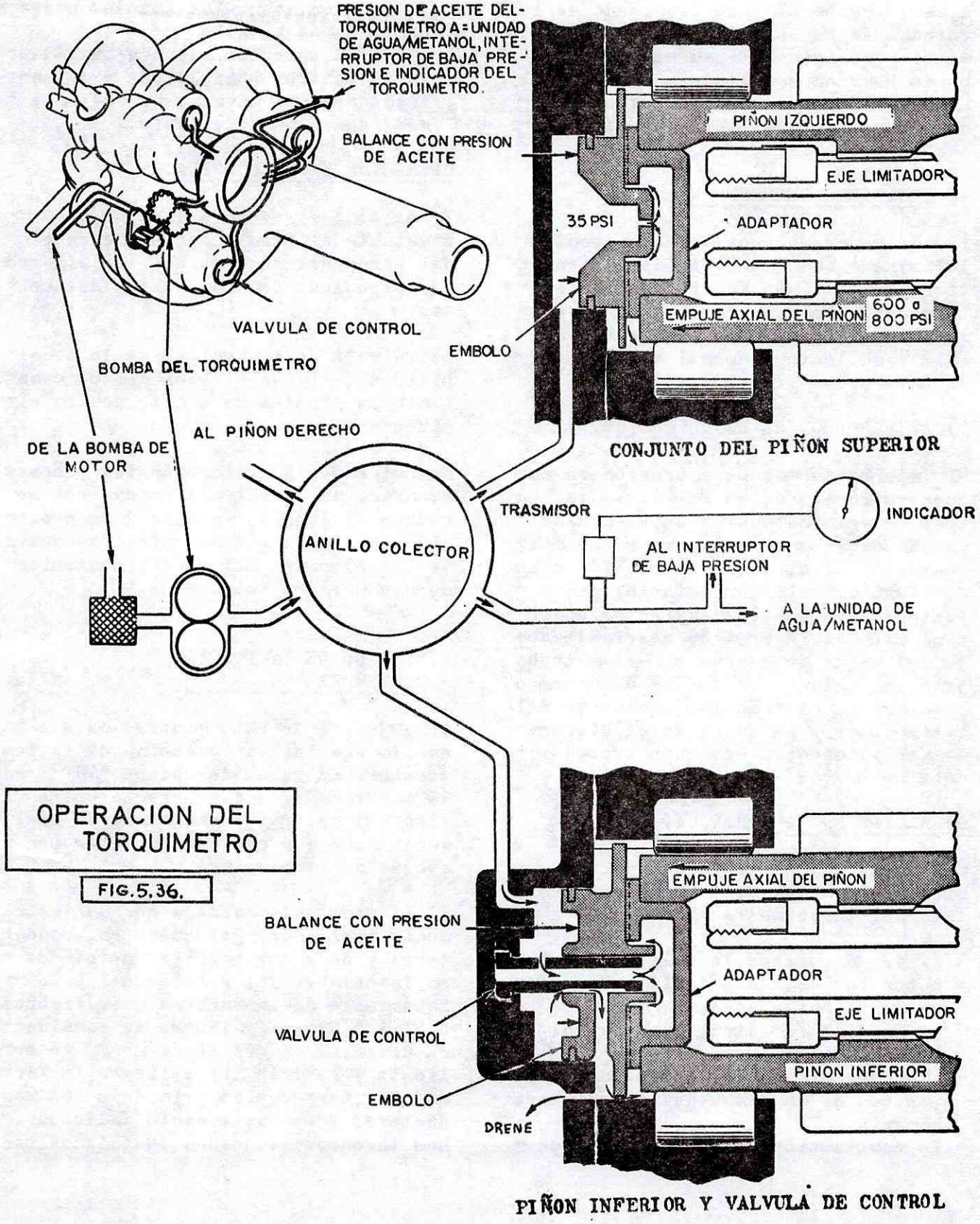
c) VALVULA DE CONTROL.

La válvula de control puede ser de -- dos tipos básicos :

1) cuando queda sujeta a la cubierta- del conjunto y lubrica los pasajes de aceite circulando por el centro del émbolo y entre sus paredes así como por el adaptador.

   El piñón inferior se mueve sobre - la válvula de control, gobernando- la descarga de drene hacia el sistema de barrido del motor.

2) el segundo tipo de válvula lleva - el aceite lubricante en el émbolo- en que el movimiento del adaptador en la manga de drene -sujeta a la- cubierta frontal- controla la descarga del drene.


PRESION DE ACEITE DEL TORQUIMETRO A = UNIDAD DE AGUA/METANOL, INTERRUPTOR DE BAJA PRESION E INDICADOR DEL TORQUIMETRO.
BALANCE CON PRESION DE ACEITE
VALVULA DE CONTROL
BOMBA DEL TORQUIMETRO
EMBOLO
PIÑON IZQUIERDO
EJE LIMITADOR
35 PSI
ADAPTADOR
EMPUJE AXIAL DEL PIÑON
600 a 800 PSI
CONJUNTO DEL PIÑON SUPERIOR
DE LA BOMBA DE MOTOR
AL PIÑON DERECHO
ANILLO COLECTOR
TRASMISOR
INDICADOR
AL INTERRUPTOR DE BAJA PRESION
A LA UNIDAD DE AGUA/METANOL
OPERACION DEL TORQUIMETRO
FIG. 5.36.
EMPUJE AXIAL DEL PIÑON
BALANCE CON PRESION DE ACEITE
ADAPTADOR
EJE LIMITADOR
VALVULA DE CONTROL
PINON INFERIOR
EMBOLO
DRENE
PIÑON INFERIOR Y VALVULA DE CONTROL

d) TRANSMISOR DE PRESION.

El transmisor de presión del sistema de torquímetro (Desynn) esta sujeto exteriormente al lado izquierdo de la carcaza de la sección de admisión del motor. Consiste basicamente en un tubo de Bourdon conectado mecánicamente a tres interruptores eléctricos movidos sobre la superficie de una resistencia variable.

e) INDICADOR DE PRESION.

El indicador de presión se encuentra localizado en el tablero de instrumentos del motor, es de operación eléctrica e indicación remota. Su carátula esta graduada para indicación en PSI. y su lectura normal varía segun el motor entre las 300 y 400 PSI.

f) INTERRUPTOR DE BAJA PRESION.

El interruptor de baja presión se encuentra instalado en la unidad de control de agua/metanol y esta formado por un diafragma que opera sobre dos contactos eléctricos. La presión cuando tiene un valor superior al preajustado mantiene los contactos abiertos, pero si la presión desciende abajo del valor de ajuste al estar trabajando el motor a velocidad de crucero o superior, cierran los contactos del interruptor y se energiza el sistema de perfilamiento, haciendo trabajar a la bomba.

OPERACION EN EL ARRANQUE.

Cuando el motor inicia su funcionamiento, lo siguiente ocurre en el sistema del torquímetro :

- al ir aumentando la velocidad del motor los engranes de la reducción se mueve hacia adelante
- el área de la válvula de control se reduce
- al aumentar las RPM del motor la capacidad de la bomba del torquímetro aumenta
- la combinación de la reducción de entrada y el aumento del flujo de la bomba, originan que la presión de aceite en el sistema del torquímetro aumente.
- la presión sobre los émbolos mueve hacia atrás a estos
- el piñón inferior mueve a la válvula de control hacia atrás y la entrada aumenta mientras se alcanza una fuerza en equilibrio.

OPERACION EN LA CORRIDA.

Trabajando el motor a una potencia constante el empuje hacia adelante del piñón del sistema del torquímetro es compensada con la presión de aceite.

La válvula de control eleva la sensibilidad de la señal manteniendo constante la presión de aceite contra el piñón a través del émbolo.

Con el aumento de torsión los piñones avanzan, en la válvula de control se reduce el área de entrada y la presión de aceite aumenta mientras aumente la velocidad del motor, manteniendo una presión balanceada.

7. SISTEMA DE INDICACION DE TEMPERATURA.

El objetivo de este sistema es dar una indicación en la cabina de la temperatura de gases de escape -TGT- en la turbina, para la correcta operación del motor y preservarlo de cualquier daño que pudiera resultar por exceso de temperatura.

El sistema esta formado por un instrumento indicador -galvanómetro, conductores y doce termocoples instalados en los alabes del estator del paso intermedio de la turbina -ver figuras 5.37 y 5.38-. El sistema se considera dividido en dos secciones, la caliente y la fría. La caliente la forman los termocoples y la fría los conductores y el instrumento indicador. Los termocoples quedan instalados por

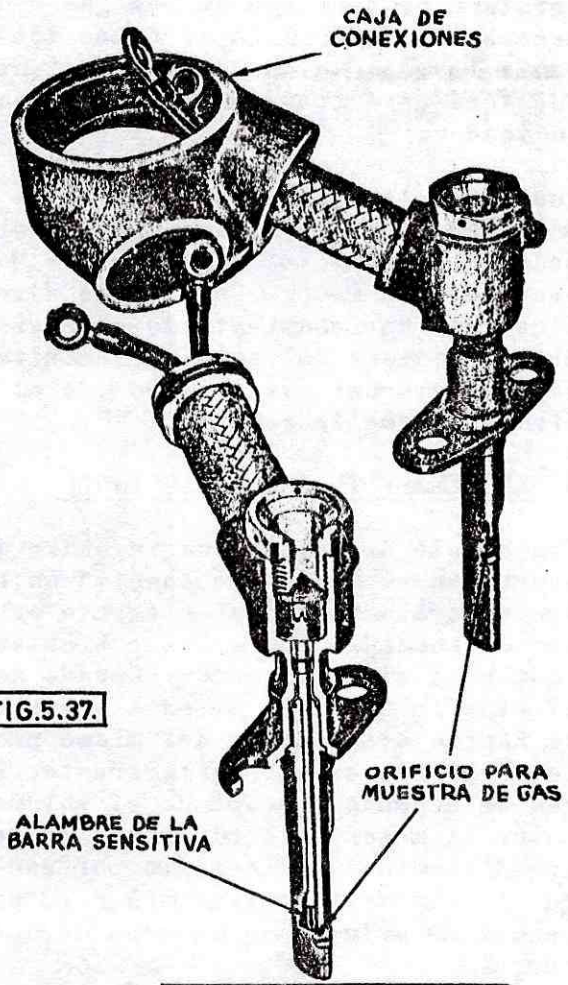


FIG.5.37.

TERMOCOPLES

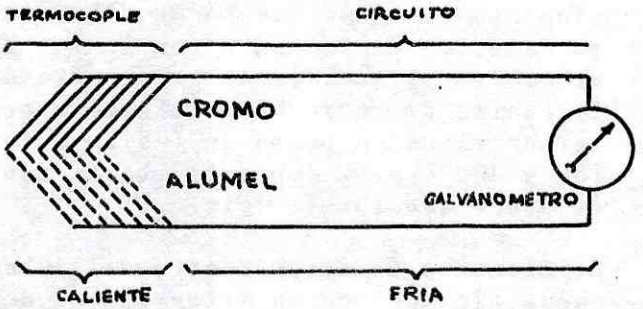


FIG.5.38.

DIAGRAMA DEL CIRCUITO ELECTRICO DEL SISTEMA DE INDICACION DE -- TEMPERATURA

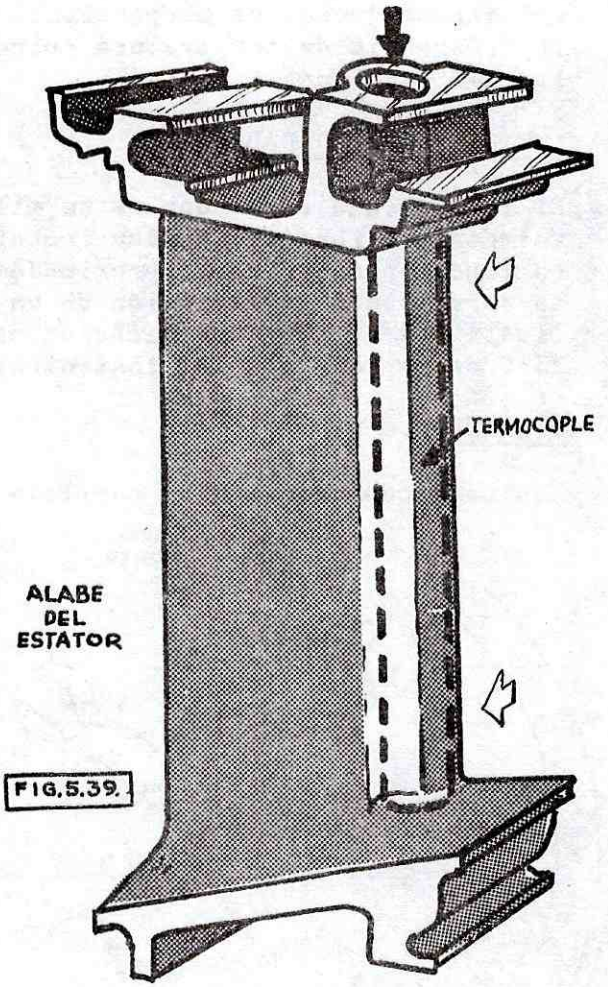
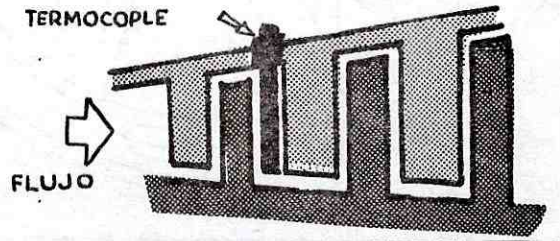


FIG.5.39.



POSICION DEL TERMOCOPLE EN EL PASO INTERMEDIO DE LA TURBINA

pares en cada caja de conexiones y -- son de diferente largo; en cada par-- se combina uno largo y uno corto como puede apreciarse en la figura 5.37.

FUNCIONAMIENTO.

Existiendo una diferencia de temperatura entre la sección caliente y la - fría del sistema, se genera una co --

rriente pequeña en el circuito cerrado en dos metales disímiles. La corriente producida es proporcional a la diferencia de temperatura entre las dos secciones.

INSTRUMENTO INDICADOR.

El instrumento indicador es un milivolmetro calibrado para dar lecturas en grados centígrados. Aproximadamente corresponde la variación de un milivoltio generado la indicación de 25°C en la carátula del instrumento.

OPERACION.

Los termocoples estan en paralelo al-

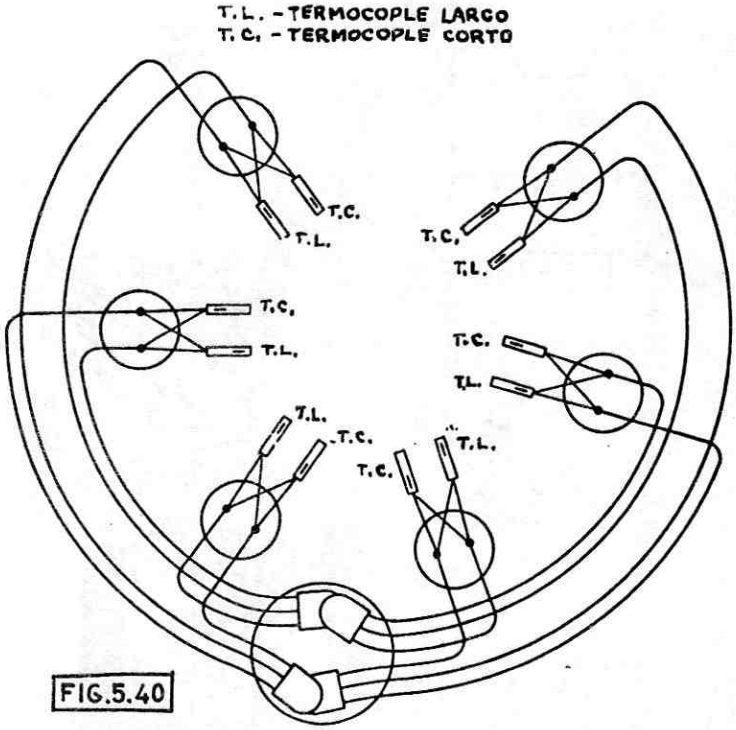


FIG.5.40

CONJUNTO DE TERMOCOPLES

rededor de la sección de turbinas del motor -ver figura 5.40-.

Si no existiera diferencia de temperatura entre ambas secciónes -caliente- y fría- y ambas estan a 0°C., no habra generación de corriente en el sistema y la lectura del instrumento indicador será de 0°C.

Cuando el lado frío esté con temperatura de 0°C y la caliente con la temperatura de descarga de los gases de escape, la diferencia de estas dos causa la generación de una corriente que será registrada en el instrumento indicador.

Cuando el lado frío esté arriba de 0°C será menor la diferencia con el lado caliente y consecuentemente la lectura sera menor. Como puede advertirse el funcionamiento de este sistema no requiere de energía eléctrica del sistema del avión, sino que el mismo sistema la genera.

8. SISTEMA EXTINTOR DE INCENDIO.

Con objeto de sofocar un incendio que ocurra en el motor, se cuenta con la descarga atomizada de un agente extintor de incendio entre las cubiertas -cowls- y el mismo motor. Cuando se efectúa la descarga de este agente, la rápida evaporación del mismo produce un rápido efecto refrigerante. El gas se expande y ocupando el volúmen entre el motor y la cubierta, sofoca inmediatamente el incendio por ser un gas no combustible y eliminar la presencia de oxígeno en la zona de descarga.

DESCRIPCION.

ALARMA DE INCENDIO.

Alrededor del motor se extiende un elemento contínuo que forma el sistema detector de indendio con la luz de alarma en el tablero de ermegencia de la cabina de vuelo. Este elemento detector tiene un punto de fusión entre 250 y 300°C y va cubierto por un tubo de acero inoxidable -Fig.5.41-.

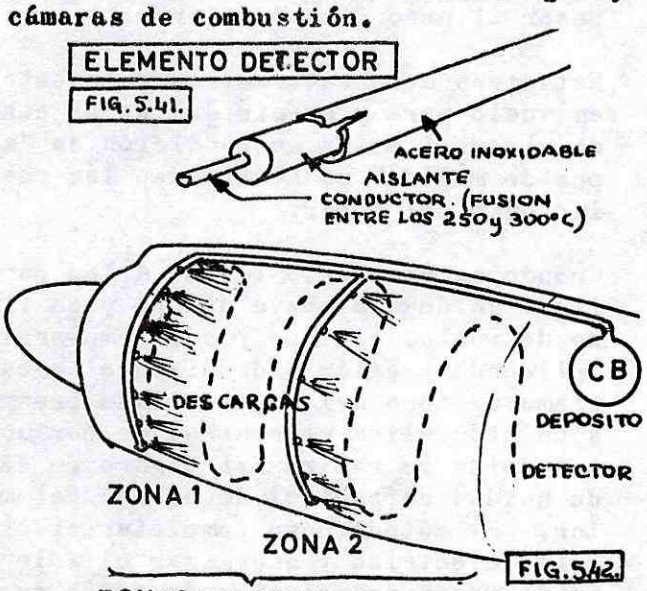
El elemento detector dentro del tubo queda aislado con un material que decrece en resistencia conforme aumenta su temperatura. Por el elemento fluye una corriente que en el caso de fu ción del aislante hace corto circuito

prendiendo la luz de alarma.

EXTINCION DE INCENDIO.

El agente extintor puede ser bromuro-metílico o clorobromometano (CB)Freon 13B1 y nitrógeno a presión dentro de-un recipiento. Para su descarga se -- cuenta con un dispositivo de disparo-operado eléctricamente.

El motor con respecto a la descarga - del agente extintor se divide en dos-zonas separadas por el guardafuego -- -Fig. 5.42-. Dos anillos de descarga estan sujetos al motor, uno en la admisión para cubrir a las unidades del sistema de combustible y el otro anillo situado frente a la zona caliente para cubrir la sección de descargas y cámaras de combustión.



9. HELICE (DE UN SOLO TOPE).

La hélice de este motor es ROTOL, de-cuatro palas, velocidad constante, -- perfilable y con paso findo de tierra -ángulo de pala 0°-.

Generalidades de operación.

La unidad de control de la hélice y - la unidad de control de combustible - están mecanicamente interconectadas - con objeto de que al demandarse más - potencia del motor tanto el mando de-el control de aceleración como el selector de RPM aseguren la relación correcta de combustible/aire en cual -- quier posición.

El mecanismo de cambio de paso de la-hélice consiste en un émbolo operado-hidraulicamente dentro de un cilindro fijo. Este émbolo actuador esta unido a la raíz de cada una de las palas y-su movimiento variará el ángulo de estas. Los movimientos de este émbolo - son controlados por presión de aceite seleccionada por la unidad de control de la hélice (PCU).

Cuando la presión se aplica al frente del émbolo lleva a las palas a un ángulo de paso mayor (alto) mientras si es aplicada por la parte trasera del-émbolo las palas se llevan a un ángulo de pala menor (bajo o fino).

CONTROL DE VELOCIDAD CONSTANTE.

Cualquier tendencia del motor a va---riar el valor de las RPM seleccionado es corregido automáticamente por la - unidad de control de la hélice, en -- forma similar al control del gobernador en los motores de émbolo; constando el mecanismo de contrapesos y válvula piloto con un funcionamiento igual al de aquellos motores.

En el caso de que el motor tienda a - aumentar su velocidad de la seleccionada, los contrapesos de gobierno levantan la válvula piloto permitiendo-el paso de presión de aceite a la parte frontal del émbolo de la hélice, - llevando así a las palas a un paso mayor y manteniendo así constantes las-RPM seleccionadas.

Si la velocidad disminuye del rango - seleccionado, la válvula piloto baja-actuada por el resorte de velocidad - y permite el paso de la presión de aceite a la cara trasera del émbolo de la hélice llevando a las palas a un - paso con menor ángulo de pala, manteniendo así constantes las revolucio-- nes seleccionadas.

Cuando la válvula piloto se mantiene en una posición intermedia se mantiene la presión atrapada en el émbolo de la hélice manteniendo así a las palas en el número de revoluciones seleccionado.

La carga mínima del resorte de velocidad determina el valor de las revoluciones mínimas constantes que son entre las 10400 y 11000 de acuerdo con la instalación de que se trate en particular.

La cremallera del piñón de control tiene un punto de "movimiento muerto" para prevenir las cargas al resorte de velocidad cuando se mueve el control de la cabina aproximadamente a un 35% de su carrera total. Durante el movimiento inicial del acelerador la hélice se acelera en paso fino -sin tracción- mientras las RPM mínimas de velocidad constante se alcanzan. Los movimientos más adelante del acelerador actuarán ya sobre el resorte de velocidad , haciendo que el ángulo de las palas vaya progresivamente avanzando a PASO ALTO.

PASO FINO DE TIERRA.

Este es un tope fijo, comunmente corresponde a0° de ángulo de pala y es usado en tierra en el arranque y aceleración inicial del motor, hasta obtener su carga máxima. Este paso fino auxilia durante el aterrizaje a reducir la longitud de la carrera; al girar la hélice sin ángulo de pala, ofrece un disco que se opone al avance del avión -Fig.5.43-.

Este ángulo en las palas se obtiene en tierra con el motor trabajando a velocidades inferiores a la mínima de velocidad constante, en que la fuerza del resorte de velocidad es mayor que el efecto de los contrapesos. La válvula piloto es después llevada hacia abajo permitiendose la circulación de la presión de aceite hacia la cara de lantera del émbolo de la hélice para llevar a las palas a mayor ángulo de pala para eliminar el tope de paso fino de tierra.

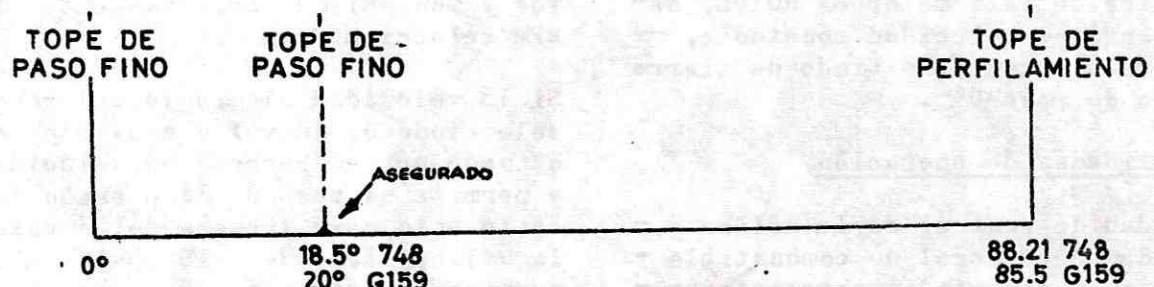
TOPE DE PASO FINO DE VUELO.

El tope de paso fino de vuelo es un tope mecánico removible que impide que en vuelo las palas salgan del ángulo que les da tracción y llegaran a pasar al paso fino de tierra.

Este tope debe estar siempre "puesto" en vuelo para prevenir que en el caso de girar el motor en condición de "aspas de molino" no se excedan las revoluciones del motor.

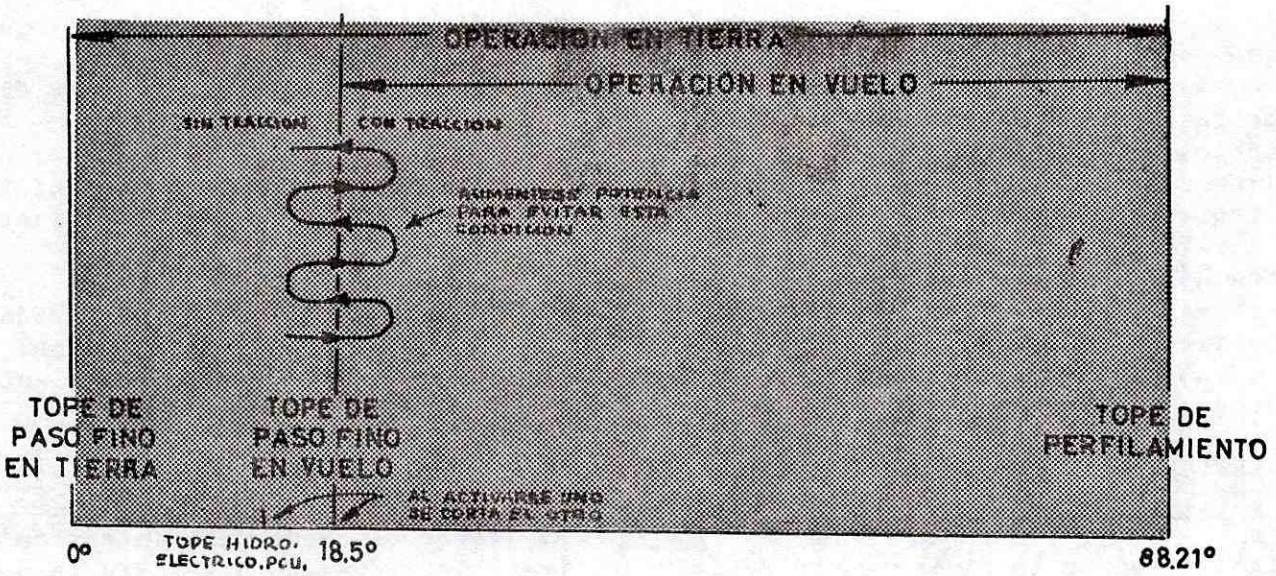
Cuando es necesario llevar a las palas a un ángulo abajo del de paso fino de vuelo, el tope puede removerse aplicando presión hidráulica al mecanismo de topo del seguro. Esta presión hidráulica es controlada por un solenoide de retira del seguro en cada unidad de control de hélice del motor. El método para completar el circuito eléctrico y energizar el solenoide varía con el tipo de avión en que esté instalado el motor.

TOPE HIDRO-ELECTRICO.



TOPES DE LA HELICE ROTOL

FIG.5.43



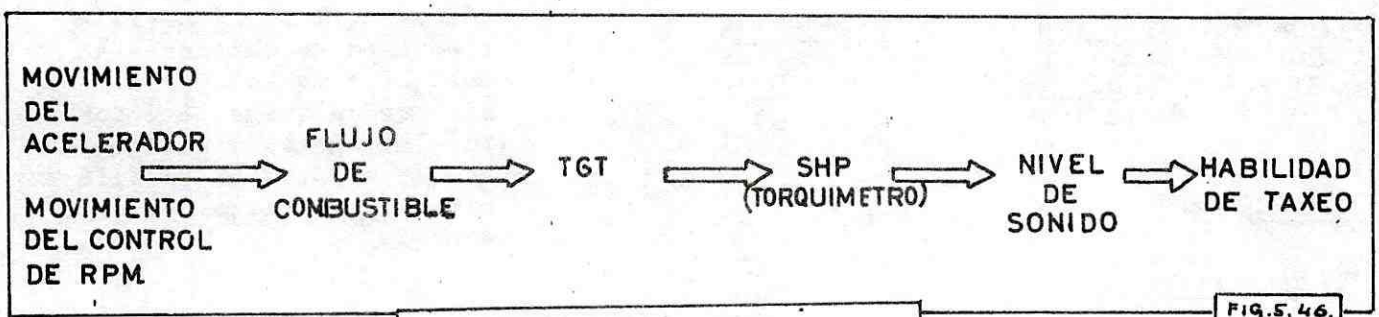
VARIACION DEL ANGULO DE PALA

FIG.5.44.



VARIACION DE LAS RPM DEL MOTOR

FIG.5.45.



SECUENCIA PARA TAXEO

FIG.5.46.

En el caso de que por falla en vuelo- que permitiera ir a la hélice a un paso mas bajo del asegurado por el tope de paso fino de vuelo, una señal del- núcleo de la hélice procedente de un- interruptor automaticamente activará- el sistema de paso alto. El paso de - la hélice se mantendra con ángulo de- ataque mientras este interruptor este activando el circuito. Indica esta -- condición una luza de advertencia en- la cabina que estara prendiendo y apagando.

PERFILAMIENTO Y DES-
PERFILAMIENTO MANUAL.

Para asegurar la mínima carga de la - hélice en caso de falla del motor, la hélice puede perfilarse con el retardo máximo del control de combustible- de alta presión -ver figura 5.47- con lo que se energiza la bomba de perfilamiento -instalada al lado derecho - del motor y sobre la carcaza de la -- sección de admisión- para lograrlo.

El incorporar el control de perfila-- miento manual a la válvula de combustible asegura que se corte el flujo - de combustible al motor antes de perfilar la hélice para prevenir sobrecalentamiento en el motor.

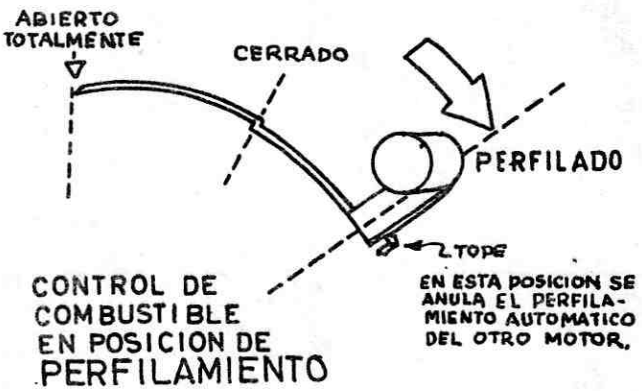


FIG. 5.47

PERFILAMIENTO.

Cuando el control de combustible se - lleva a PERFILAMIENTO -Feather- ocurre lo siguiente:

- el flujo de combustible y de agua-- metanol se cortan
- la presión de aceite se lleva direc tamente a perfilar la hélice
- cuando se opera el interruptor de - perfilamiento, la bomba suministra- presión de aceite hasta terminar el perfilamiento.

NOTA.- En bimotores la selección -- del perfilamiento manual elimina el perfilamiento automático del otro motor.

DESPEFILAMIENTO.

Al llevar el mando del control de combustible a CORTADO o ABIERTO la pre-- sión de la bomba de perfilamiento saca de la posición de bandera a las palas de la hélice.

PERFILAMIENTO AUTOMATICO.

El perfilamiento automático se activa cuando la presión de aceite en el sistema del torquímetro cae y llega a un valor pre-fijado teniendo la válvula- de combustible abierta y el acelera-- dor en posición de RPM de crucero o - mayores. Entonces ocurre lo siguiente:

- La bomba de perfilamiento se energiza automáticamente
- la presión de aceite se lleva direc tamente a la hélice sacando a las - palas fuera de la posición de ban-- dera.

NOTAS. El suministro de agua/meta-- nol se corta.- El perfila--- miento puede detenerse en -- cualquier momento para prevenir que se queme el motor -- que la impulsa y en bimotores se elimina el perfila -- miento automático del otro - motor.

En los dibujos de las figuras 5.48, 5. 49, 5.50 y 5.51 se indican las condi-- ciones en que ocurre el perfilamiento

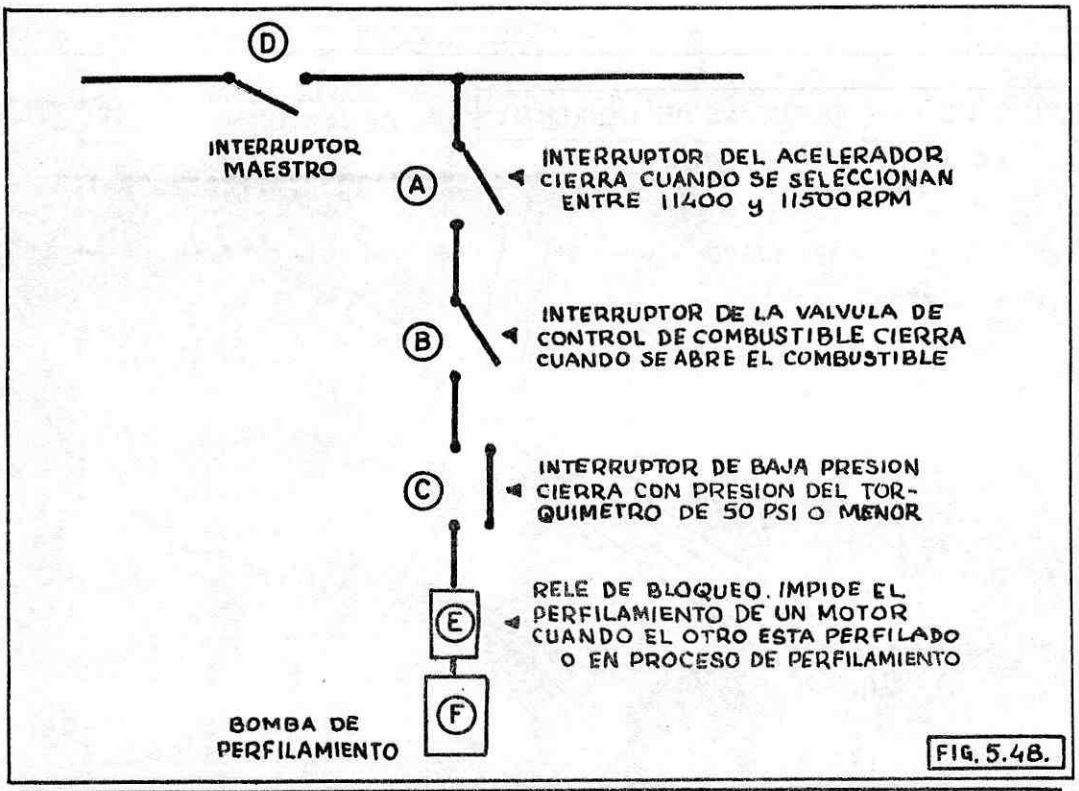


FIG. 5.48.

INTERRUPTORES DEL CIRCUITO DE PERFILAMIENTO AUTOMATICO

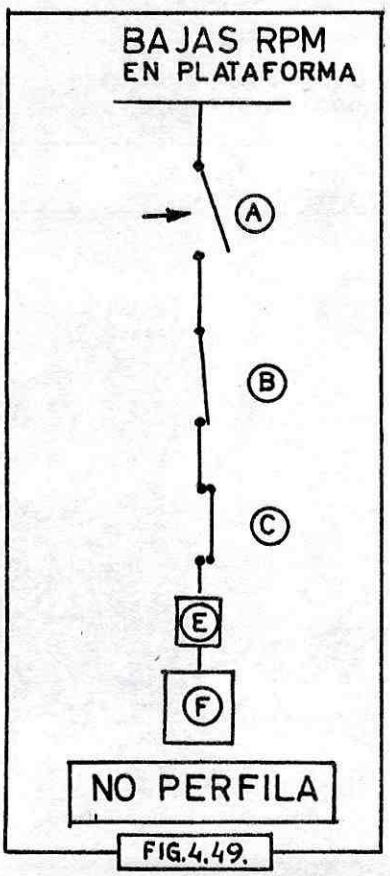


FIG.4.49.

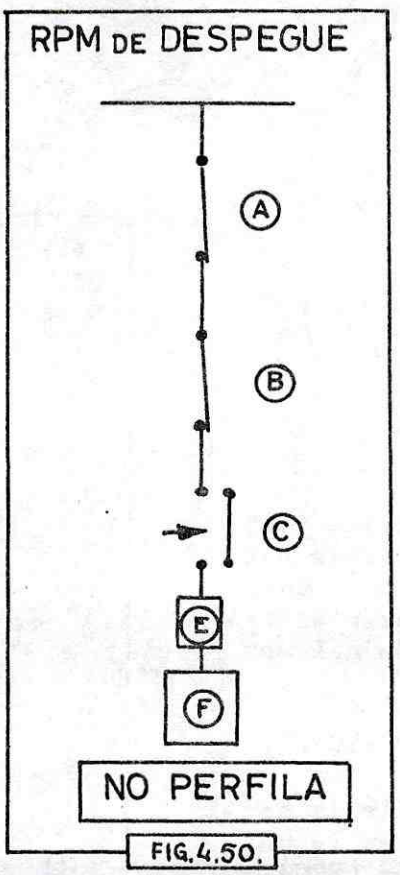


FIG.4.50.

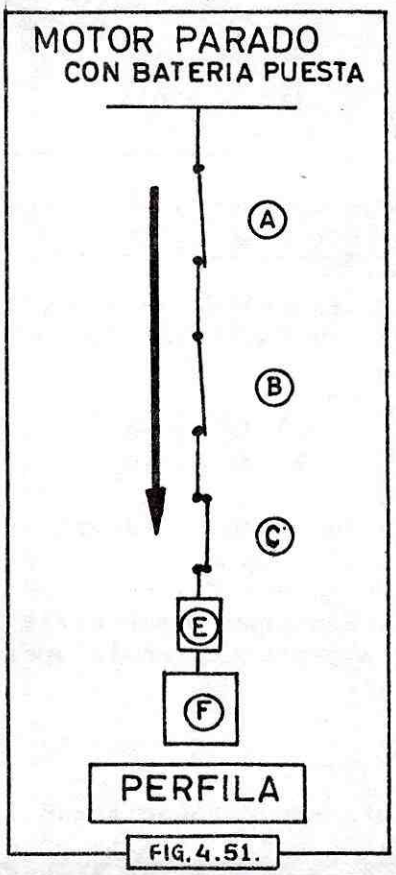
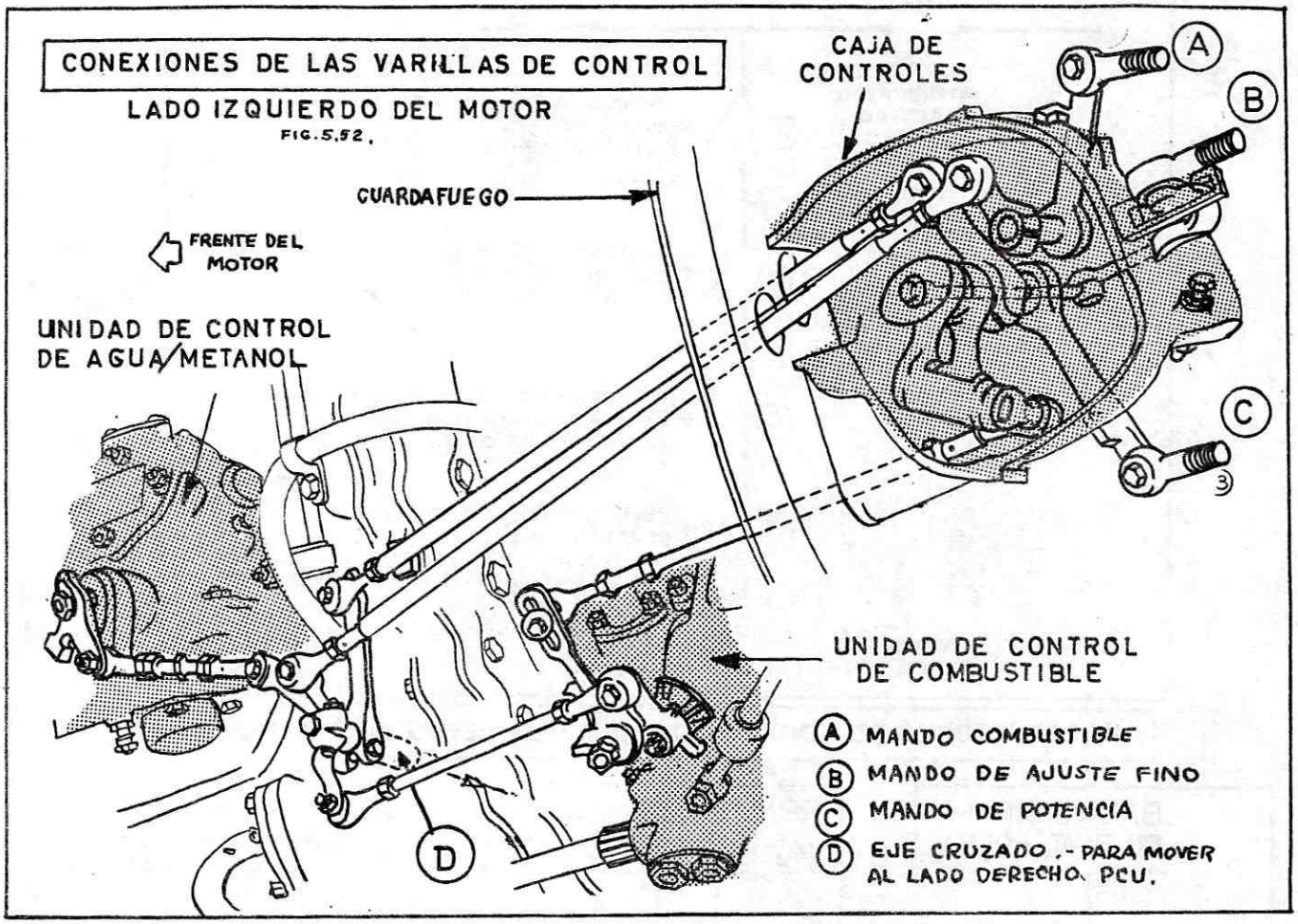


FIG.4.51.



10.- CONTROLES DEL MOTOR Y DE AJUSTE FINO DE COMBUSTIBLE.

Los controles de este motor incorporan en la cabina dos palancas de mando

a) de combustible
b) de potencia

Estas palancas mueven un sistema de varillas a las distintas unidades del motor -ver figuras 5.52 y 5.53- que tienen gran importancia por ser su reglaje crítico en la operación del motor.

a) CONTROL DE COMBUSTIBLE (H.P.Cock)

Este mando conecta con la válvula de combustible de alta presión en la unidad reguladora de combustible (FCU) y con su movimiento abre o cierra el paso de combustible medido a los inyec-



tores. Esto lo efectúa con sus movimientos normales y con el movimiento máximo hacia atras -después de cerrado el paso de combustible- por medio del mando "E" -Fig. 5.53- se desperfila la hélice.

b) PALANCA DE POTENCIA.

La palanca de potencia -o acelerador- interconecta con varillas -C.Fig. 5.-52- a la válvula de aceleración de la unidad de control de combustible con el control de inyección de agua/metanol y a través del eje cruzado - D. - Fig. 5.32- conecta con el control de RPM de la unidad de control de la hélice -PCU-.

CAJA DE CONTROLES.

En el lado izquierdo del motor, atrás del guardafuego -Fig. 5.52- se encuentra la caja de controles, donde conectan los mandos de control de combustible, potencia y ajuste fino de combustible.

Para el ajuste del límite de carreras de la interconexión de mandos, se debe iniciar en la caja de controles y realizar en todos y cada uno de ellos calibrando en milésimas de pulgada la carrera del brazo actuador de cada unidad según el procedimiento y tolerancias dadas por el fabricante y comportamiento en particular del motor.

AJUSTE FINO DE COMBUSTIBLE -TRIM-

Siendo los motores turbo-reactores afectados considerablemente por la variación de la presión atmosférica que ocurre con los cambios de altitud así como por la temperatura ambiente, se ejecuta en ellos el AJUSTE FINO de combustible -TRIMMING-.

Este ajuste -trimming- en varios tipos de motores se ejecuta solamente - al instalar el motor al avión sin variarse después, pero como en el motor Dart como en otros, este ajuste se realiza cada vez que se arranca el motor y varía en cada una de las faces del-vuelo, -como puede observarse en la - Fig. 5.55- a continuación se dá en detalle una explicación sobre el ajuste.

Esta operación de "ajuste Fino" -trimming- se computa con la "referencia de combustible" -FUEL DATUM- desde antes de iniciar el arranque de cada motor. Para realizarlo en el tablero de controles en la cabina se tiene un computador. En este computador se deberá hacer coincidir en su parte superior la altitud en pies del lugar, con la temperatura ambiente -OAT- que se tenga en el momento de ir a arrancar el motor, la parte inferior del - computador -estando con coincidencia los dos valores anteriores- indicará el porcentaje de ajuste fino -trim- - que deba darse para el arranque. Esta lectura se toma en la parte inferior del computador.

Cada motor tiene un interruptor eléctrico en la cabina que opera un motor actuador -ver figura 5.54- que avanzará o retardará la apertura de la válvula de aceleración en la FCU sin que se varíe la posición -cualquiera- que tenga el mando de aceleración. Incorpora el sistema de cada motor un trasmisor que manda la señal a un indicador en la cabina para poder ajustar - exactamente el porcentaje de "ajuste-fino" obtenido en la computación inicial.

Este ajuste fino -trimming- permite - que se compense la cantidad de combustible que se proporciona a los inyectores de acuerdo con la altitud del - lugar y la temperatura ambiente existente en ese momento, para obtener una operación correcta del motor, con respecto a la variación de estos valores y los que se obtendrán en la temperatura de gases en la turbina -TGT- que son proporcionales al flujo de combustible al motor y a la torsión - desarrollada por el mismo.

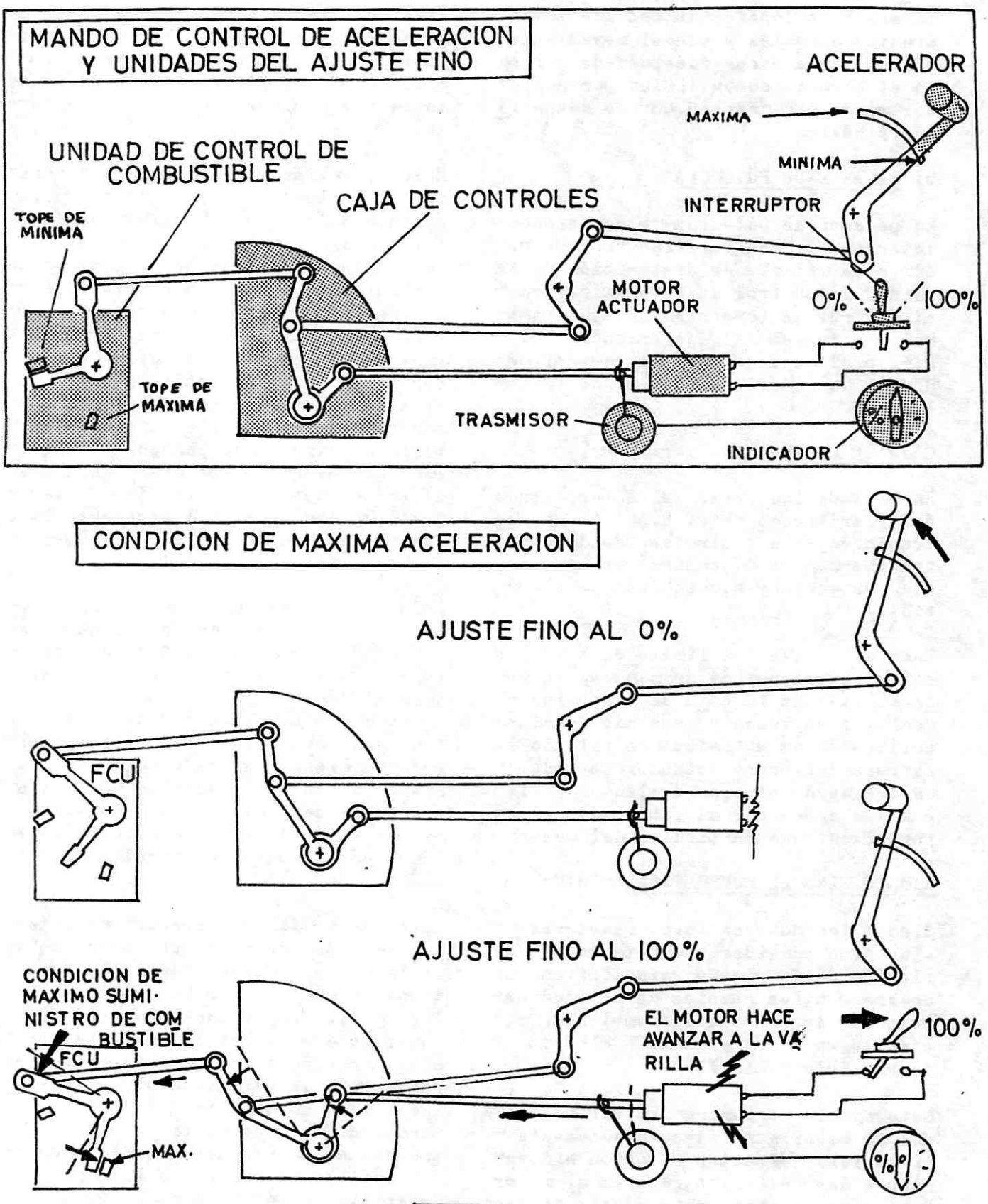
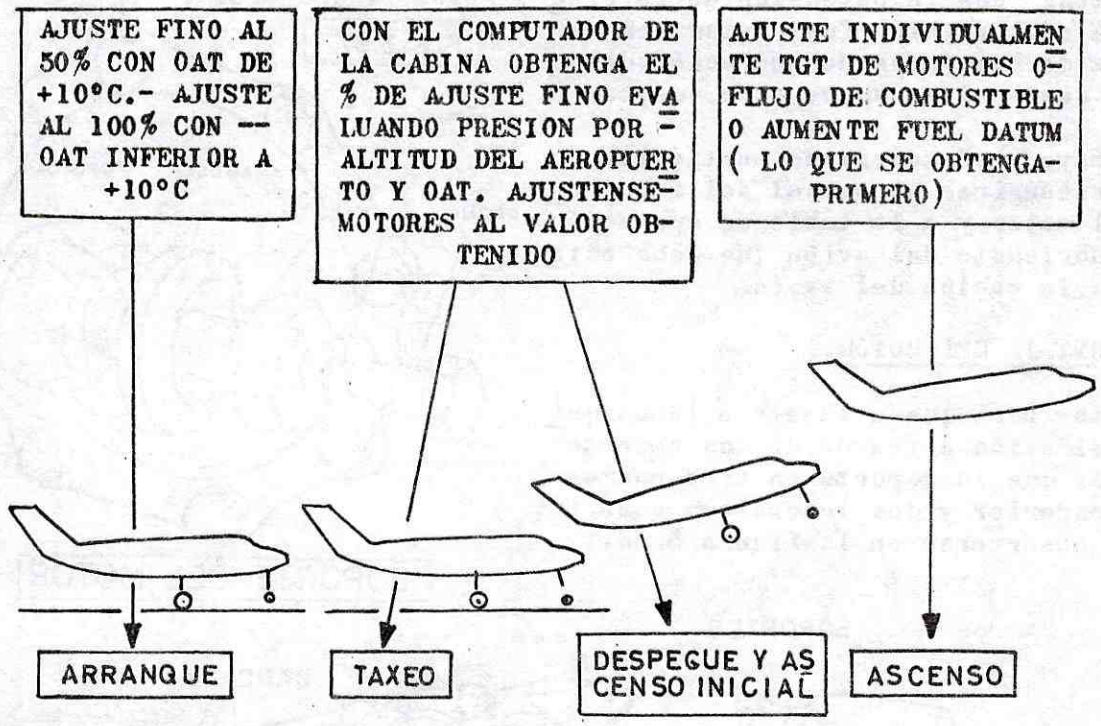

MANDO DE CONTROL DE ACELERACION Y UNIDADES DEL AJUSTE FINO
ACELERADOR
MAXIMA
MINIMA
INTERRUPTOR
UNIDAD DE CONTROL DE COMBUSTIBLE
CAJA DE CONTROLES
TOPE DE MINIMA
TOPE DE MAXIMA
MOTOR ACTUADOR
0%
100%
TRASMISOR
INDICADOR
CONDICION DE MAXIMA ACELERACION
AJUSTE FINO AL 0%
FCU
AJUSTE FINO AL 100%
CONDICION DE MAXIMO SUMINISTRO DE COMBUSTIBLE
FCU
MAX.
EL MOTOR HACE AVANZAR A LA VARILLA
100%

FIG.5.54.

USO CORRECTO DEL AJUSTE DE COMBUSTIBLE (Fuel Datum)



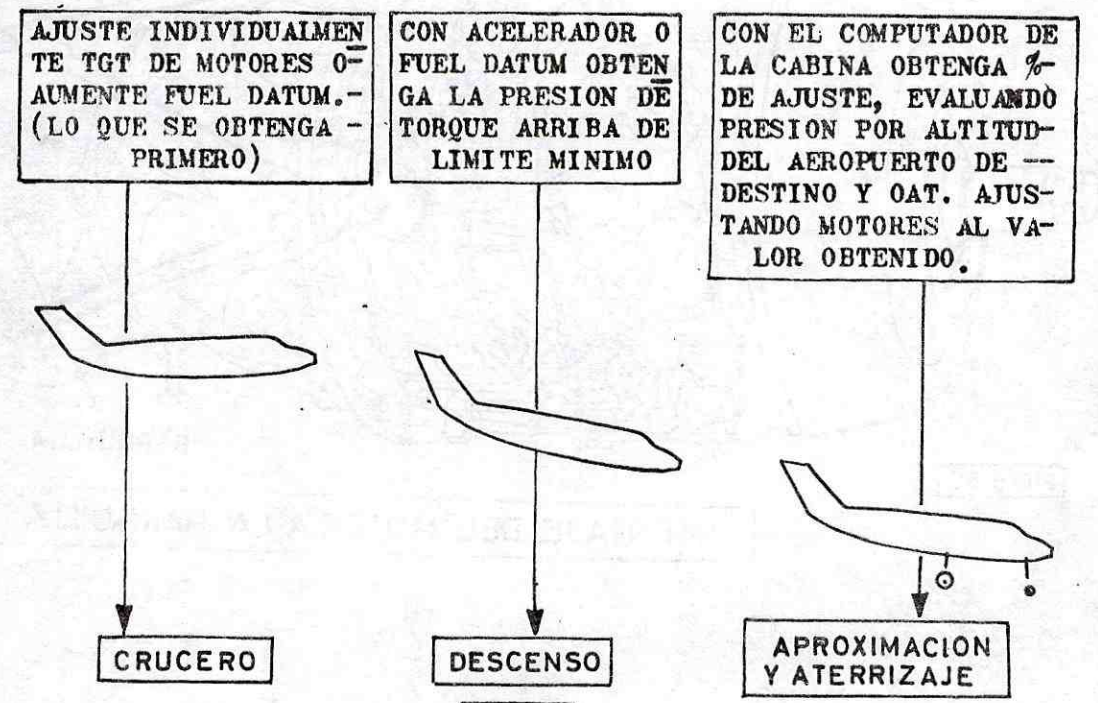


FIG.5.55

En la figura 5.54 se ilustra esquemáticamente la disposición de los componentes y operación del sistema de ajuste fino, mientras en la figura 5.55 se muestra como varia el ajuste fino -trimming- con la obtensión de referencia de combustible -fuel datum- en cada una de las faces de operación del motor desde el arranque y en vuelo.

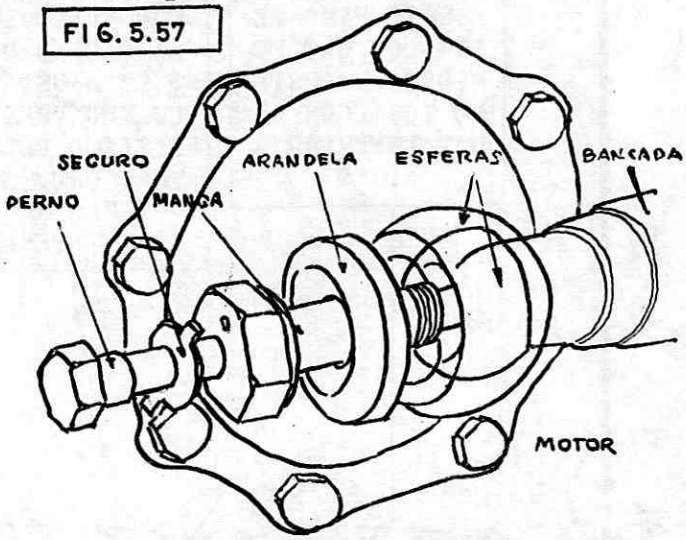
Para mayor referencia en particular debe recurrirse al manual del fabricante del motor y a la table de operación del fabricante del avión que debe existir en la cabina del avión.

11. MONTAJE DEL MOTOR.

El motor Dart queda sujeto a la barquilla del avión a través de una bancada tubular que lo soporta en tres puntos -uno superior y dos laterales- como puede observarse en la figura 5.56.

En cada uno de estos tres puntos los soportes son del tipo esférico y debe hacerse su instalación con todo el cuidado necesario y llenando las condiciones fijadas por el fabricante. -ver figura 5.57-.

FIG. 5.57



SOPORTE DEL MOTOR

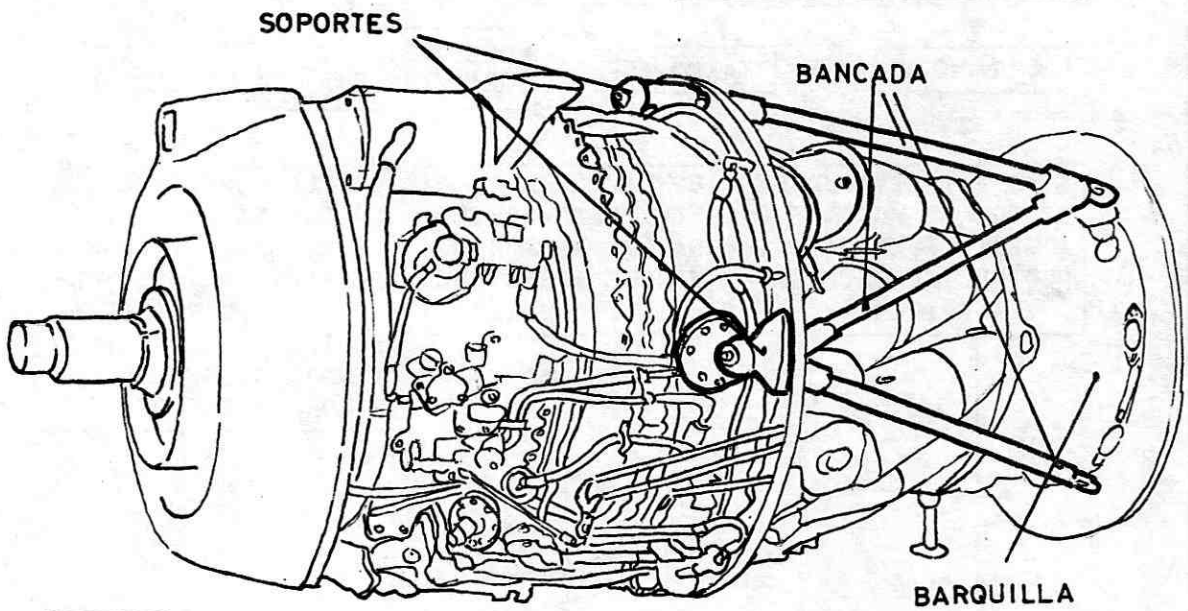


FIG.5.56.

MONTAJE DEL MOTOR A LA BARQUILLA

CENTRO INTERNACIONAL DE
ADIESTRAMIENTO DE AVIACION CIVIL
SECRETARIA DE COMUNICACIONES Y TRANSPORTES
MEXICO. D. F.

MOTORES A REACCION

CAPITULO 6

OPERACION, MANTENIMIENTO Y DIAGNOSTICO DE FALLAS.

Francisco Ramírez Corzo.

MOTORES A REACCION.

CAPITULO 6.

OPERACION, MANTENIMIENTO Y DIAGNOSTICO DE FALLAS.

Pagina

Generalidades 1
Procedimiento de arranque 3
Mantenimiento 7
Indicadores de tierra 7
Inspecciones menores 8
Inspecciones mayores
a) Inspección de alabes guía y
b) Inspección de alabes del compresor 9
Inspección de la sección caliente
a) Daños en las cámaras de combustión 11
b) Daños en la sección de descargas . 14
c) Daños en alabes guía de la turbina 14
d) Daños en alabes de la turbina ... 16
e) Daños en la sección de escape y en el cono de escape 18

Inspección final 21
Limpieza de campo del compresor 22
Reparaciones mayores 22
Regímenes de Potencia del motor 26
Rangos de potencia civil. Terminología .. 26
Instrumentos del motor 27
Diagnostico de fallas del motor JT - 3 - D 29
Diagnostico de fallas del motor turbo-hélice DART 49

CAPITULO 6.

OPERACION, MANTENIMIENTO Y DIAGNOSTICO DE FALLAS DE LOS MOTORES TURBO-REACTORES.

GENERALIDADES.

El propósito de este capítulo es familiarizar al estudiante con los PRINCIPIOS BASICOS y PRACTICAS UTILIZADAS en la operación, mantenimiento y diagnóstico de fallas en los motores turbo-reactores, sin intentar dar instrucciones sobre un motor en particular, ya que éstas se encuentran en los manuales del fabricante. En la primera parte de este capítulo se describe de manera general la operación de estos motores y aunque los dispositivos automáticos con que cuenta ayudan a prevenir operaciones peligrosas y dañinas al motor, deben tomarse todas las precauciones, para evitar estos riesgos.

El mantenimiento es también genérico, debido a que cada modelo de motor tiene particularidades que deben considerarse. Las inspecciones y mantenimiento de rutina se efectuarán siguiendo las instrucciones del fabricante, ya que la instalación de un motor en diferentes aviones, tendrá variación en su operación y sistemas relativos al motor, con que se disponga para su operación.

REQUISITOS DE OPERACION.

Ya que la eficiente operación y mantenimiento del motor turbo-reactor requiere de un completo conocimiento del mismo, es esencial que quien lo opere este perfectamente familiarizado con el equipo. El operador debe saber para que ha sido diseñado el motor y como lo realiza. Debe saber también los procedimientos de inspección, de arranque, operación del sistema de combustible, operación de la unidad reguladora de combustible y límites de operación del motor.

El operador debe saber también las características de operación del motor y sus especificaciones para poder reconocer cualquier falla del motor que lo ponga fuera de los límites aceptables de operación.

REGLAS DE SEGURIDAD EN TIERRA.

Las características de operación de los motores turbo-reactores, varían las reglas de seguridad a seguir en la operación de motores recíprocos. Los motores turbo-reactores presentan riesgos adicionales que no existen en los motores de émbolo.

La toma de aire de los motores turbo-reactores, da paso a una gran masa de aire succionada por el motor que crea una corriente de alta velocidad hacia el interior del motor. Esta succión, puede levantar todo tipo de objetos colocados frente a la toma de aire y aún las personas que se aproximan a ella han sufrido serias lesiones o han perdido la vida. En los motores turbo-hélice puede suponerse que tie-

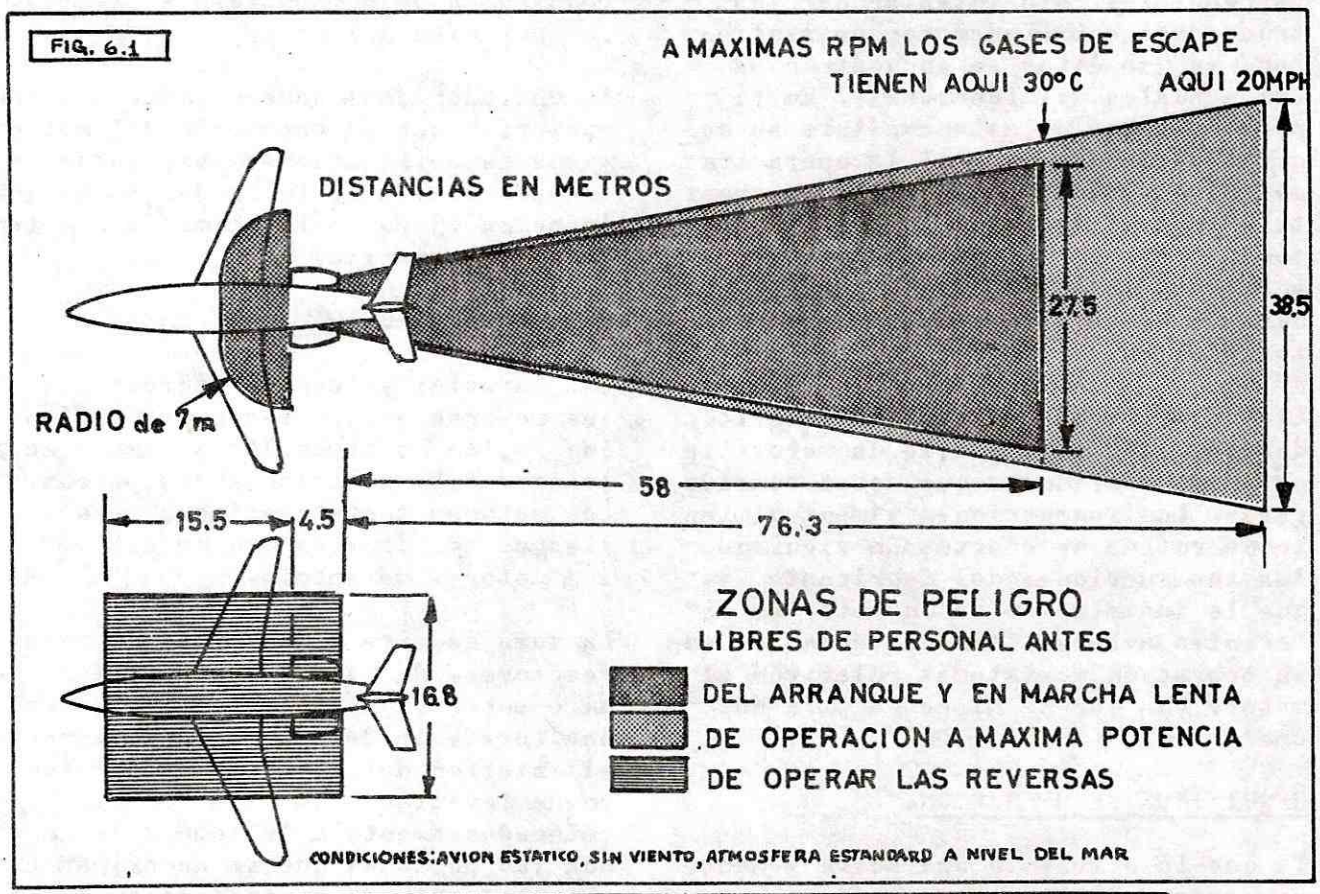
nen su propia advertencia en el disco que describe la hélice al girar. En - cualquier forma es importante que sea eliminado todo el material suelto que exista frente al motor para evitar su ingestión y los daños que causarán al interior del motor.

La parte trasera de las turbinas, presenta una serie de riesgos peligrosos que deben evitarse. Los gases quema-- dos del motor son descargados a gran- velocidad y con muy alta temperatura- al exterior, barriendo distancias superiores a los 35 metros.

Antes del arranque de cualquier motor turbo-reactor, la toma de aire del motor debe inspeccionarse para compro-- bar que no existe en ella ningún objeto extraño en ella. Debe ser cuidadoso y no descuidar cuerpos muy peque-- ños, como sobrante de chavetas o material mas pequeño capaz de dañar a los compresores y las turbinas.

Cuando el motor se opere a toda potencia, el chorro de escape proyectará a gran velocidad piedras de regular tamaño, arena, tierra, pedazos de pavimento y todo lo que se encuentre tras de él a distancia considerable. Esto- obliga a estacionar a estos aviones - para "correrlos" en áreas donde la -- descarga del chorro, no cause daños.

Las temperaturas a que descargan los- gases de escape operando a toda potencia del motor es capaz de fundir o -- encender el pavimento asfáltico, por- lo que es recomendable -según la posición de los motores en el avión- construír las plataformas para corrida de



ZONAS DE PELIGRO DURANTE OPERACION EN TIERRA

motores sea de concreto. El algunos - arranques de motor cuando existe combustible acumulado en el ducto de escape, al arrancar el motor, se forma una flama larga que sale del escape - del motor, por lo que debe tomarse la precaución de que no exista combustible o material inflamable hacia donde descargue el escape del motor.

Después de que se ha detenido un motor no debe ejecutarse ningún trabajo en la sección caliente de éste, hasta que se haya enfriado lo suficiente. - Si fuera necesario trabajar en el motor estando éste caliente, deben protegerse las manos con guantes de asbesto. El escape del motor cuando se ha detenido el trabajo de éste, tiene apariencia de estar frío, pero debe - dejarse pasar por lo menos media hora para poder efectuar trabajos en él.

El ruido que produce el motor turbo-reactor, es capaz de producir sordera temporal o definitiva. Esto hace obligatorio que las personas que trabajen alrededor de motores operando, deben emplear protección en los oidos para no sufrir lesiones en el tímpano.

Normalmente los motores turbo-reactores estan equipados con sistemas de - ignición de alta tensión, capaces de causar lesiones serias o inclusive la muerte en caso de la persona que reciba su descarga. Por esta razón, no debe efectuarse ningún trabajo en el - sistema de ignición o en las bujías, - con el motor trabajando. Es necesario esperar un minuto, después que se ha detenido la marcha de un motor para - ejecutar alguna operación en el sistema de ignición y comprobar que el interruptor -o interruptores- de encendido en la cabina, estan "cortados".

Debe evitarse el contacto de la piel con lubricantes y combustibles de estos motores. El combustible causa severa irritación de la piel y los lubricantes -especialmente si son sintéticos- tienen también efecto irritante. La prevención común a los efectos de lubricantes y combustibles, es el lavado con agua y jabón, aplicando - posteriormente alguna crema facial.

ARRANQUE DE UN MOTOR.
TURBO-HELICE.

Para dar un ejemplo típico del arranque de un motor turbo-hélice, a continuación se da el proceso de arranque del motor Dart.

1) REQUISITOS
Para arrancar el motor, es necesario:
1.-Girar el motor para producir un flujo de aire
2.-Proveer combustible para la combustión
3.-Proveer el medio para encender la mezcla resultante

El sistema de arranque debe hacer capaz al motor de:
4.-Girar con el sistema de ignición energizado para procesos - de arranque normal
5.-Girar sin ignición con objeto - de desahogar el motor
6.-Re-arrancar en vuelo, con solo el empleo del sistema de ignición,

Es deseable que el sistema incorpore dispositivos para prevenir:
7.-roturas al engarce de la marcha con el mecanismo de embrague
8.-Sobre-operación de la marcha

Los requisitos anteriores se satisfacen en el motor, en la siguiente forma:
1.-El motor es impulsado a girar - por una marcha, a través de un embrague y flecha de acoplamiento.
2.-El combustible es suministrado por siete inyectores procedente de una bomba impulsada por el - motor.

3.-La ignición es suministrada por dos unidades de alta tensión y por dos bujías.
4.-Al oprimir el botón de arranque se inicia el giro de la marcha impulsando al motor y energiza el sistema de ignición.
5.-El interruptor maestro de arranque, tiene tres posiciones:
-START- arranque
-SAFE- inoperativo y
-BLOWOUT- giro sin ignición
6.-El interruptor de reencendido en vuelo, permite energizar el sistema de ignición sin operar a la marcha
7.-El relé de seguridad desenergiza a la marcha si el botón es oprimido cuando el motor esté girando
8.-El relé de sobre velocidad desenergiza al circuito de arranque cuando el motor ha alcanzado su velocidad de trabajo en bajas RPM.

2) OPERACION.

a) ARRANQUE DEL MOTOR.

Para asegurar la suficiente lubricación de la reducción a la hélice cuando el motor haya estado parado mas de 24 horas, pre-lubrique el motor como sigue:

1.- Válvula de combustible en CORTADO
2.- Válvula de cierre de emergencia de combustible ABIERTA
3.- Bombas auxiliares de combustible PUESTAS
4.- Mando de potencia -acelerador- en BAJAS RPM de tierra
5.- Interruptor de ignición en CORTADO
6.- Interruptor de perfilamiento de la hélice en Normal
7.- Freno del motor quitado -cuando se tenga este dispositivo-
8.- Energice la marcha y operese durante 10 segundos, comprobando que la presión del aceite sube.
9.- Corte la operación de la marcha y espere a que el motor detenga su giro por si mismo.
10.-Compruébese que al aplicar el freno del motor, prende la luz de indicación.

ARRANQUE EN TIERRA.

1.- Interruptor maestro PUESTO
2.- Válvula de control anti-hielo CORTADA
3.- Luz de indicación de la válvula de control anti-hielo LIBRE
4.- Válvula de corte de combustible en CORTADO
5.- Energice bombas auxiliares de combustible y compruebe la presión
6.- Sitúe acelerador en bajas RPM de tierra
7.- Compruebe que el giro del freno del motor esta QUITADO
8.- Control de la hélice en NORMAL
9.- Oprima el botón de la marcha -observe que la presión del aceite sube-
10.-Después de que el tacómetro señala que se ha alcanzado el 9% de las RPM llevese el control de combustible a ABIERTO
11.-El flujómetro debe indicar aumento en el flujo de combustible
12.-El interruptor de arranque debe votarse.

ARRANQUE SATISFACTORIO.

Los siguientes requisitos indicarán que el arranque del motor ha sido satisfactorio:

1.- El motor debe encender entre 15 y 20 segundos después de que se ha abierto la válvula de combustible
2.- El motor puede acelerarse al 72.8 por ciento de sus RPM
3.- La temperatura de gases en la turbina no debe exceder el máximo permitido
4.- El botón de arranque debe votarse solo, si cuando el motor tenga el 41% de las RPM no ha sucedido así debe hacerse manualmente
5.- La temperatura de gases en la turbina debe descender hasta el valor permitido
6.- La presión de aceite debe estar

en su valor correcto.

ARRANQUE NO SATISFACTORIO.

El arranque es insatisfactorio cuando ocurre cualquiera de las siguientes - anormalidades:

1.-ARRANQUE CALIENTE.- Cuando la temperatura de gases de escape excede la temperatura máxima permisible
2.-ARRANQUE ABORTADO.- Cuando después de 20 ó 30 segundos el motor no enciende, siendo el suministro de — energía eléctrica suficiente.
3.-FALSO ARRANQUE.- Ocurre el encendido pero las RPM no alcanzan el valor de operación en tierra permaneciendo estáticas con una temperatura de gases de escape de 760°C o — inferior.

DESAHOGO DEL MOTOR.

Cuando el motor no ha arrancado, el - combustible debe ser desalojado de — aquellas partesdentro del motor donde se encuentre depositado. Para lograrlo, debe efectuarse una motorización, durante 20 a 30 segundos antes de intentar un nuevo arranque.

ARRANQUE DE UN MOTOR TURBO ABANICO.

Con objeto de dar una idea clara del- proceso de arranque de un motor turbo abanico se describe a continuación la operación de arranque del motor Pratt & Whitney JT3D instalado en los aviones DC-8.

Arranque:

Acelerador - ATRAS
Interruptor de encendido ARMADO
Bomba Auxiliar de combustible PUESTA
Interruptor de encendido -Override— CORTADO
Selector de arranque neumático MUL— TIPLE
La presión mínima en el múltiple debe ser de 20 libras.
Conecte interruptor de marcha No. 3 - el que deberá mantenerse. -elorden de arranque de estos motores es 3,4,2 y uno.
Palanca de control de combustible — PUESTA
Compruebe presión de aceite durante— 10 segundos

NOTA.- No debe colocarse en PUESTA la selectora de combustible hasta que las RPM de N_2 no alcancen un valor de 12 a 16% . Es condición deseable suministrar el combustible con un 15% de RPM de N_2. El botón de la marcha, deberá desconectarse automáticamente entre los 35 y 38% de RPM de N_2. De no ser así, deberá desconectarse manualmente.

Estando ya operando el motor, deberán comprobarse las siguientes condiciones:

1.- Indicación de N_1 TRABAJANDO
2.- Indicación de temperatura de gases de escape MINIMA 400°C
3.- Indicación de N_2 ESTABLE EN 58% -
4.- Presión de aceite 35PSI MINIMA
5.- Temperatura de aceite 40°C antes de acelerar
6.- Alarma de baja presión de aceite- APAGADA -a 35PSI-
7.- Luz de alarma -CSD- unidad de velocidad constante APAGADA
8.- Flujo de combustible 800 lbs. MINIMO
9.- Alarma de presión de combustible- APAGADA
10.-Presión hidráulica 3000 ± 100 lbs
11.-Purga neumática No. 3 como se REQUIERA

Después del arranque, colóquese:
a) selector de baterías -BATERIA — DEL AVION
b) generadores - CONECTADOS
c) arrancador neumático - DESCONEC— TADO

CON LOS MOTORES TRABAJANDO, SE EFECTUAN TRES PRUEBAS CON EL MOTOR
a) desacelerado -58 a 60%- N_2
b) con 80% N_2 y
c) con tracción de despegue

En cada una de ellas se efectúan las

siguientes comprobaciones:

a) CON N_2 AL 58-60% de RPM

- Relación de presión de escape EPR
- Temperatura de gases de escape EGT
- Flujo de combustible
- Revoluciones del compresor primario N_1
- Presión mínima de aceite
- Temperatura de aceite
- Presión de combustible
- Presión del sistema hidráulico
- Vibración de turbina/difusor
- Carga de generadores y paralaje.
- Voltaje DC y AC. Frecuencia
- Temperatura de aceite de arrastre-- de generador
- Operación de circuitos de preferencia

b) CON N_2 AL 80% DE RPM

- Presión neumática -38 $\pm$ 2 PSI-
- Relevo de presión neumática -42PSI-
- Pérdida de presión en ductos 10 lb/ 12 segundos
- Temperatura de ductos -Max. 232°C-
- Encendido de alarma de alta presión en ductos

c) CON TRACCION DE DESPEGUE

- N_2 máximas 106.2%
- EPR
- EGT -Max. 500°C-
- Flujo de combustible 7200 lb/hr
- N_1 -109.9% máximo-
- Presión de aceite 40-50PSI
- Temperatura de aceite 40-132°C
- Presión de combustible máx. 50PSI
- Presión hidráulica de bombas 1 y 2
- Vibración de turbina/difusor

DESACELERADO
NOTA.

Después de la prueba de tracción de - despegue y antes de detener el trabajo del motor, debe dejarse que se enfríe dejándolo trabajar desacelerado- por lo menos cinco minutos.

CORTE DE MOTOR.

Para detener él trabajo del motor, -- bastará:

- Palanca de control de combustible - ATRAS
- Interruptor de alternador - CORTADO
- Comprobar que prende la luz de alarma de baja presión de aceite y
- Bomba de combustible - CORTADA.

LIMITES DE LAS CONDICIONES DE OPERACION DEL MOTOR.

En todas las condiciones de operación del motor señaladas a continuación la presión de aceite debe ser de 40 a 50 PSI y la temperatura debe mantenerse- entre los 40 y 132°C como máximo.

CONDICION DE TIEMPO LIMITE EGT. MAX.

OPERACION	TIEMPO	°C
Despegue	5 minutos	500
Max. Contínuo	contínuo	450
Max. Crucero o menor	contínuo	450
Desacelerado	contínuo	350
Arranque	15 seg. máx.	400
Aceleración		500

RESUMEN DE PROCEDIMIENTOS DE OPERACION.

Como ya se mencionó antes, el primer- requisito para la operación satisfactoria de estos motores, es la capacitación del operador en el conocimiento tanto del motor como de las ins- - trucciones del fabricante del motor - sobre la operación del mismo.

El sobrecalentamiento de la turbina - o de otras partes del motor sea en el arranque o durante la operación del - mismo, ocasionará un acortamiento en- la vida útil del motor o inclusive -- que un motor nuevo tenga que ser llevado a reparación mayor sin haber -- prestado ningún servicio.

El cumplimiento meticuloso de las instrucciones del fabricante sobre la -- operación del motor dará como resulta

do un largo y satisfactorio servicio- del motor.

La inspección cuidadosa antes de operarlos, asegurando la ausencia de -- cualquier objeto en los ductos de admisión, así como la limpieza del área donde se operará el motor -tanto al - frente como atrás- asegurará que el - motor no ingiera objetos que lo dañen ni la descarga de gases causará per-- juicios por su temperatura o la pro-- yección de los objetos que levante -- del suelo.

MANTENIMIENTO.

Inspección diaria
o de pre-vuelo.

La revisión de los siguientes puntos- forma una inspección típica de servicio diario o de pre-vuelo para este - tipo de motores. En cualquier caso, - los procedimientos de inspección da-- dos por el fabricante deben ser cum-- plidos con exactitud.

La barquilla debe revisarse por lim-- pieza, seguridad de tuberías, mandos, conexiones, soportes, etc. Debe tam-- bién comprobarse por medio de la ins- pección que no existen fugas de com-- bustible o aceite, partes flojas o -- sueltas, o cualquier otra condición - no deseable por insegura.

El correcto y seguro montaje de los - accesorios debe ser comprobado, así - como la ausencia de fuga en ellos y - sus conexiones.

Una completa inspección exterior debe realizarse, para localizar tornillos, broches, aseguramientos o tuercas faltantes, flojos o mal instalados, falta de aseguramiento por frenado, tolvas de acceso abiertas o mal colocadas, etc. En esta inspección se cubre la del ducto de admisión del motor para asegurar que no existan objetos olvidados en ellos tales como herramientas, trapos, chavetas, tornillos, -- tuercas, empaquetaduras o cualquier - otro tipo de objeto que sea después - ingerido por el motor.

El ducto de escape debe ser revisado- para asegurar que no exista en él ningún daño, auxiliándose de una luza potente, para alcanzar a ver la turbina y el cono de escape.

Al arrancar el motor, el operador debe estar atento a escuchar cuidadosamente cualquier ruido extraño, que al girar el motor sea indicación de anormalidad del mismo.

INDICADORES DE TIERRA.

Algunos motores incorporan dispositivos indicadores de anomalía para ser- comprobados en tierra y que complementan a los usados en vuelo. En este capítulo se hace referencia a ellos, incluyendo los instrumentos empleados - para la inspección interna del motor.

Estos instrumentos para observar el - interior del motor (boroscopios) pueden ser del tipo flexible o rígido -- con visión recta o angular, provistos de una fuente de iluminación intensa, y en algunos casos con adaptación para obtener fotografías o película cinematográfica. Se emplean los boroscopios para examinar y valorizar las -- condiciones de compresores y turbinas alabes guía de descarga y sistemas de combustión. Pueden introducirse a través de accesos situados en el motor - estratégicamente para la inspección - de sus principales componentes.

Los indicadores de condición, incluyen los detectores magnéticos de rebabas, filtros de aceite y en algunos - filtros de combustible. Estos indicadores se usan frecuentemente para verificar las fallas indicadas en la cabina y reportadas en la bitacora. Por ejemplo, la inspección de filtros de- aceite y detectores de rebabas revelan depósitos con los que el personal capacitado puede diagnosticar un daño

incipiente; en estos filtros puede tenerse también indicadores de bloqueo- que por medio de un tetón exterior lo indican cuando así ocurre. En algunos filtros de combustible se incorporan- indicadores de bandas de plata, que - detectan concentraciones anormales de azufre en el combustible.

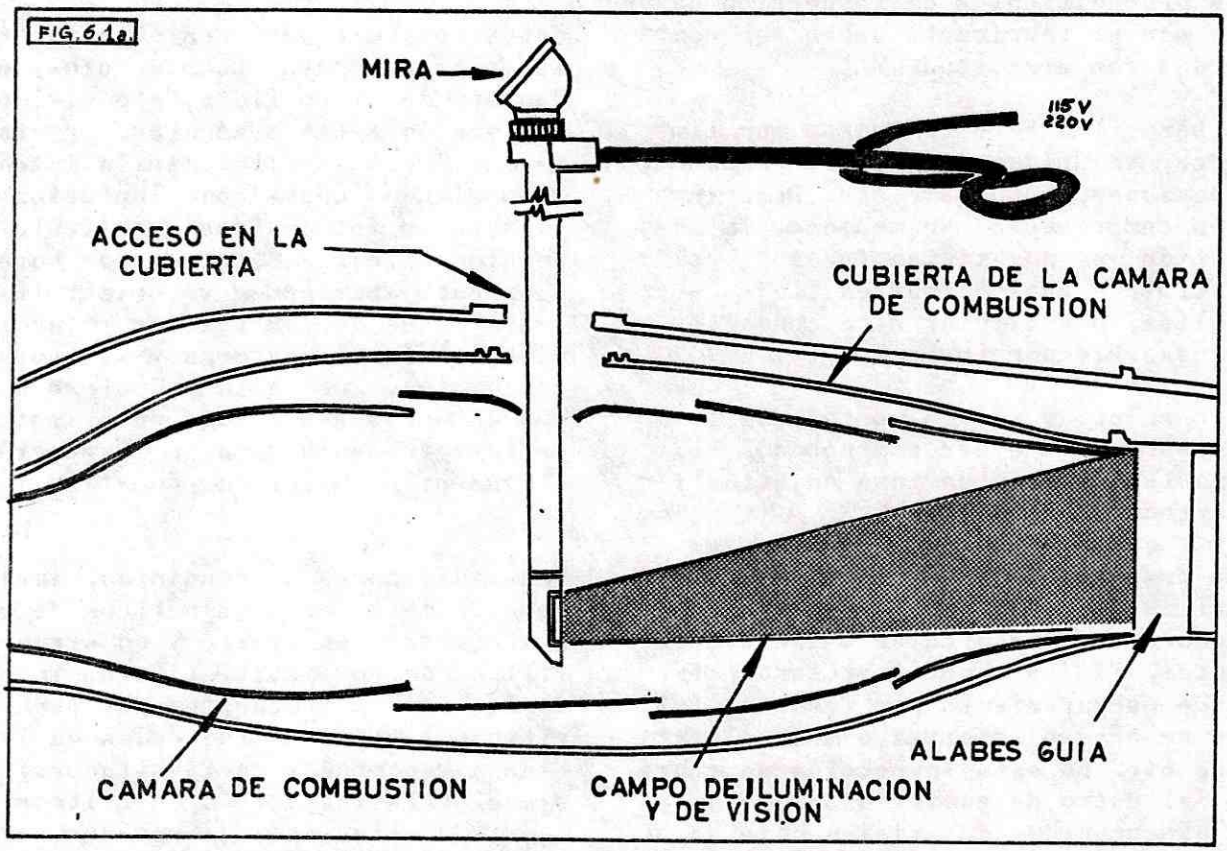
INSPECCIONES MENORES.

Las inspecciones menores cubren mu- - chos puntos no revisados en la inspección de pre-vuelo, pero no incluyen - el desarmado de ningún componente del motor.

En general, en la inspección de cualquier turbina de gas, debe incluirse- a lo revisado en la inspección de prevuelo, los siguientes puntos:

- El sistema eléctrico debe ser revisado por el estado de sus aislamientos, terminales, unidades de soporte, así como los termocoples, las - bujías y unidades de ignición.
- Las unidades del sistema de combustible así como las líneas, sus conexiones y soportes deben ser revisados por fugas y seguridad de instalación. Los filtros de combustible deben ser removidos, lavados y reinstalados de acuerdo con la programación que por tiempo de operación del motor, se lleve en ellos.
- Los filtros de aceite y tapones de- drenado deben también ser removidos con la periodicidad ordenada, dándoles servicio de limpieza y reinstalándolos.

Nota.-Tanto en filtros como tapones- o conexiones que se hayan removido en los sistemas de combustible y aceite deben revisarse al operar el motor para com- -



INSPECCION INTERNA DEL MOTOR CON EL BOROSCOPIO

probar la ausencia de fugas. En estos servicios se recolectan los sedimentos de los filtros para su inspección meticulosa y comprobar o controlar el desgaste de las partes del motor.

- Las varillas y mandos mecánicos del motor deben operarse para comprobar la libertad de sus movimientos, correcta instalación y debido aseguramiento.
- La sección de admisión debe ser revisada por daños causados por objetos extraños que la hubieran golpeado, así como limpieza y seguridad de montaje.
- Las carcazas de las secciones de admisión, compresión y difusora deben inspeccionarse cuidadosamente tratando de localizar roturas y comprobar el debido aseguramiento entre ellas, así como de las unidades que vayan sujetas a ellas.
- Las cámaras de combustión y la sección de descargas, deben inspeccionarse cuidadosamente, para localizar daños, roturas y fugas que pudieran tener, así como su correcta instalación y la de sus drenes y uniones de interconexión.
- Por el ducto de escape debe revisarse la turbina y los alabes, así como el cono de escape y sus soportes comprobando su buen estado, aseguramiento y ausencia de roturas u otro tipo de daños. En este capítulo, mas adelante se hace una descripción general de los tipos de daño que con mas frecuencia aparecen en estas partes del motor.

INSPECCIONES MAYORES.

Se consideran inspecciones mayores, a las revisiones que inluyen el desarmado de componentes del motor, para tener acceso a partes interiores que normalmente no estan a la vista. De estas inspecciones, la mas importante es la de la sección caliente, que implica el desmontaje de varias cámaras de combustión para tener acceso a los alabes guía de la turbina y a los rotores de la misma. A continuación, se ilustran ejemplos de daños con las tolerancias generales que deben considerarse, en:

1.- Alabes guía del compresor
2.- Alabes del compresor
3.- Cámaras de combustión
4.- Alabes guía de la turbina
5.- Alabes de la turbina
6.- Cono de escape y
7.- Ducto de escape.

Las tolerancias señaladas sirven solamente de ejemplo de estos daños, ya que toda revisión en particular debe efectuarse considerando la magnitud de los daños de acuerdo con los valores dados por el fabricante de cada motor.

1.- ALABES GUIA DEL COMPRESOR.

En las figuras 6.2, 6.3, 6.4 y 6.5 se muestran alabes guía del compresor con la tolerancia en los daños que presente.

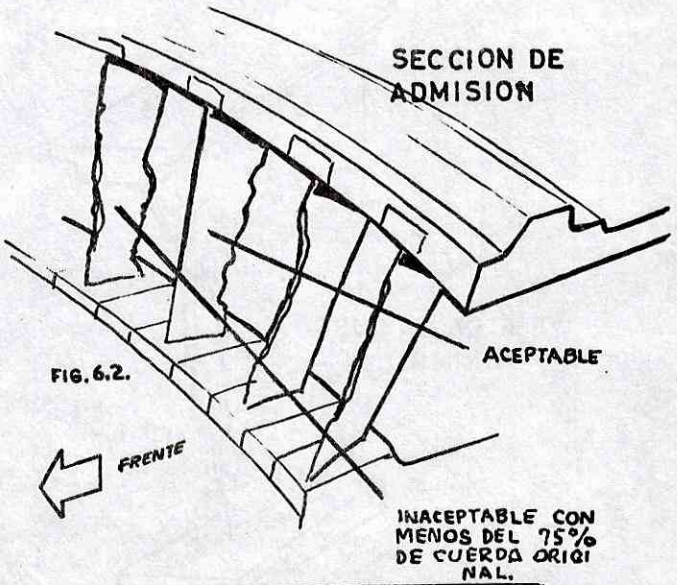
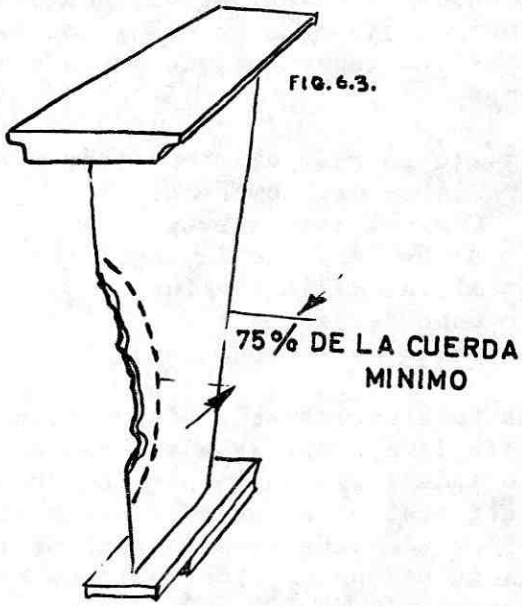
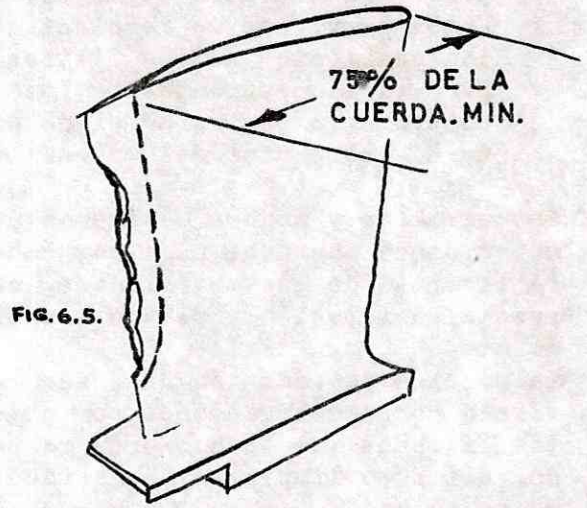


FIG. 6.2.

DAÑOS EN LOS ALABES GUIA DEL COMPRESOR



AREA DAÑADA REPARABLE EN UN ALABE GUIA

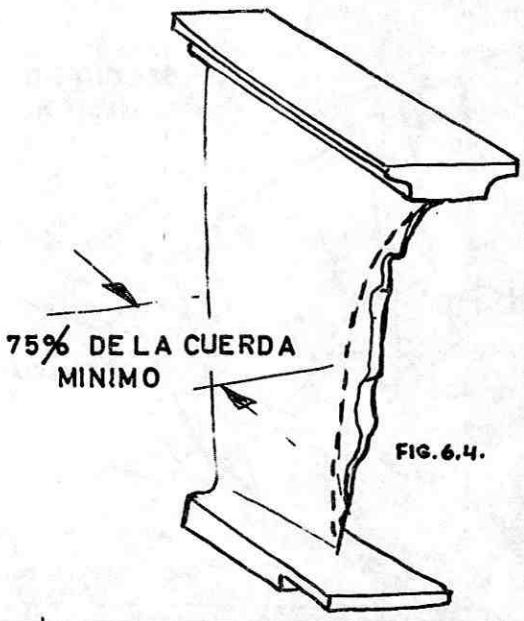


SECCION DE ALABE GUIA MOSTRANDO COMO LA REPARACION DEBE MANTENER EL CONTORNO

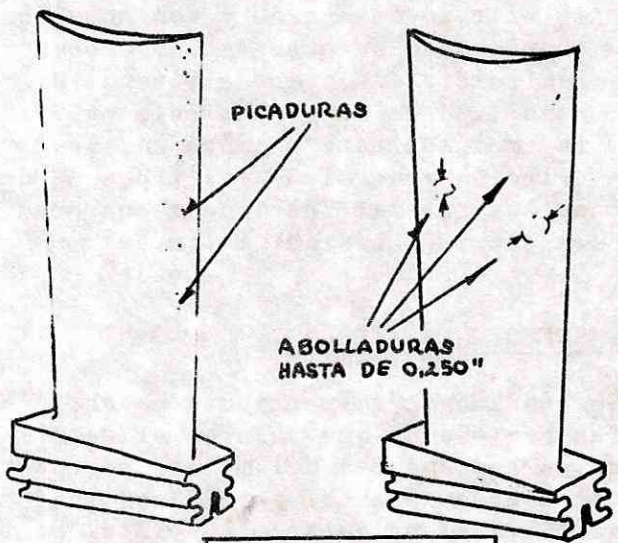
2.- ALABES DEL COMPRESOR.

En las siguientes figuras, -de la 6.6 a la 6.11- se muestran los daños comunes a los alabes del compresor y las tolerancias aceptables.

DAÑOS EN ALABES DEL COMPRESOR



ALABE GUIA DAÑADO EN TODA SU LONGITUD- REPARABLE-



ACEPTABLES

FIG.6.6 FIG.6.7

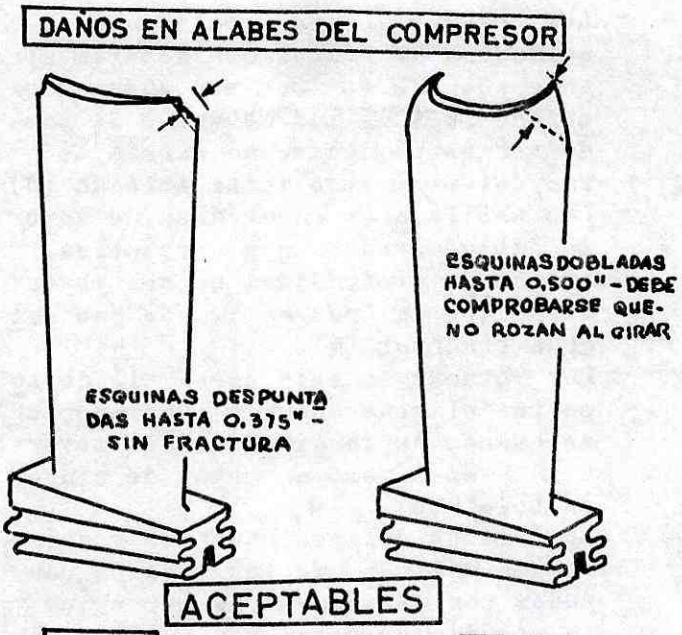


FIG. 6.8. FIG. 6.9.

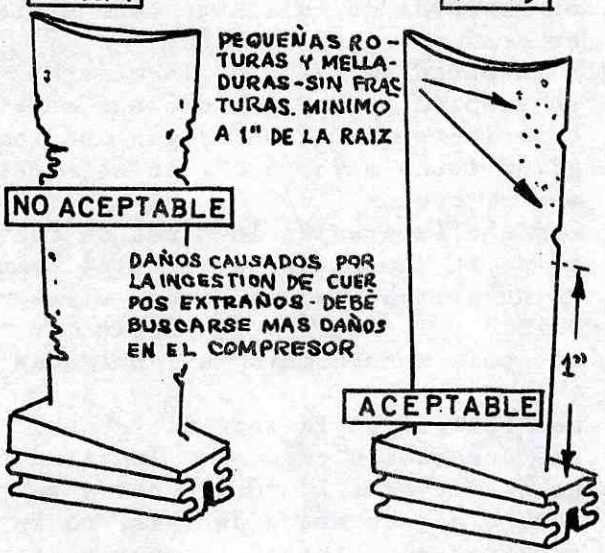


FIG. 6.10 FIG. 6.11

INSPECCION DE LA SECCION CALIENTE.

3.- CAMARAS DE COMBUSTION.

La inspección de la sección caliente de los motores, varía principalmente, por el tipo de cámaras de combustión que tenga instaladas. Como ejemplo común en este párrafo, se describe la inspección correspondiente a un motor con cámaras tipo bote.

La inspección de la sección caliente, se efectúa con base a lo ordenado por el fabricante del motor, haciendo el desmontaje de las cámaras que se indiquen. El exámen detallado de las cámaras se efectúa de la siguiente manera

a) compruebe la separación y alineamiento entre la cámara de combustión y su cubierta, observe si hay señales de fuga de gas para que se efectúe el cambio de empaquetaduras
b) examine los tubos de intercomunicación, si existen señales evidentes de fuga de gas, deberá cambiarse el empaque.
c) compruebe que no existe fuga de gas en la unión de expansión de la cámara, en caso de existir fuga deben reemplazarse los empaques.
d) distorsiones o roturas en la cubierta de la cámara de combustión no son aceptables como no lo son tampoco las distorsiones en la unión a la sección de descargas por causar una fuga considerable de gas. La decoloración causada por sobrecalentamiento en la cubierta de la cámara es indicación de una fuga en la cámara, por lo que debe desmontarse ésta, para efectuar la inspección completa.
e) compruebe que no existen fugas de combustible por los tubos de drene ya que no son aceptables. De existir éstas, deben cambiarse los empaques correspondientes.

INSPECCION DE LAS CAMARAS DE COMBUSTION DESMONTADAS.

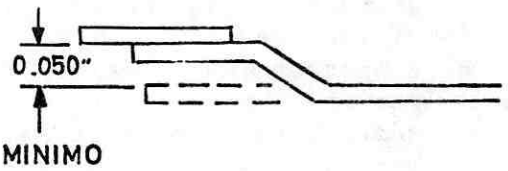
Los siguientes puntos de inspección se consideran comunes en este servicio a las cámaras de combustión.

NOTA.- La presencia de polvo de aluminio en las cámaras -aluminización- indica falla en el compresor del motor y es motivo suficiente para poner fuera de servicio al motor, hasta satisfacer todo lo ordenado al respecto por el manual del fabricante.

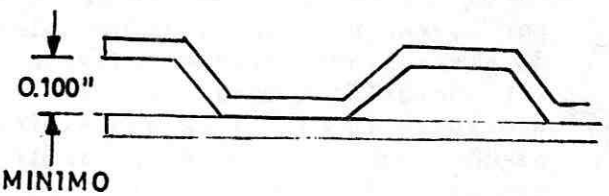
COMPROBACION DE TOLERANCIAS.

Verifíquese las tolerancias para la - circulación de aire dentro de la cámara en los lugares siguientes, procediendose a efectuar las correcciones- pertinentes, según el resultado de la inspección.

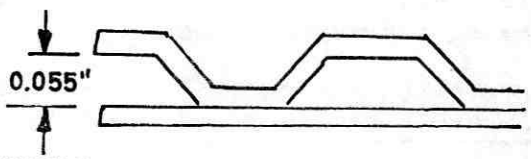
a) la separación que debe existir entre la sección de la embocadura y la frontal de la cámara (A) Figura 6.12, no debe ser menor a 0.050".



b) la separación que debe existir entre la sección frontal y la intermedia (B) no deberá ser menor a -- 0.100".

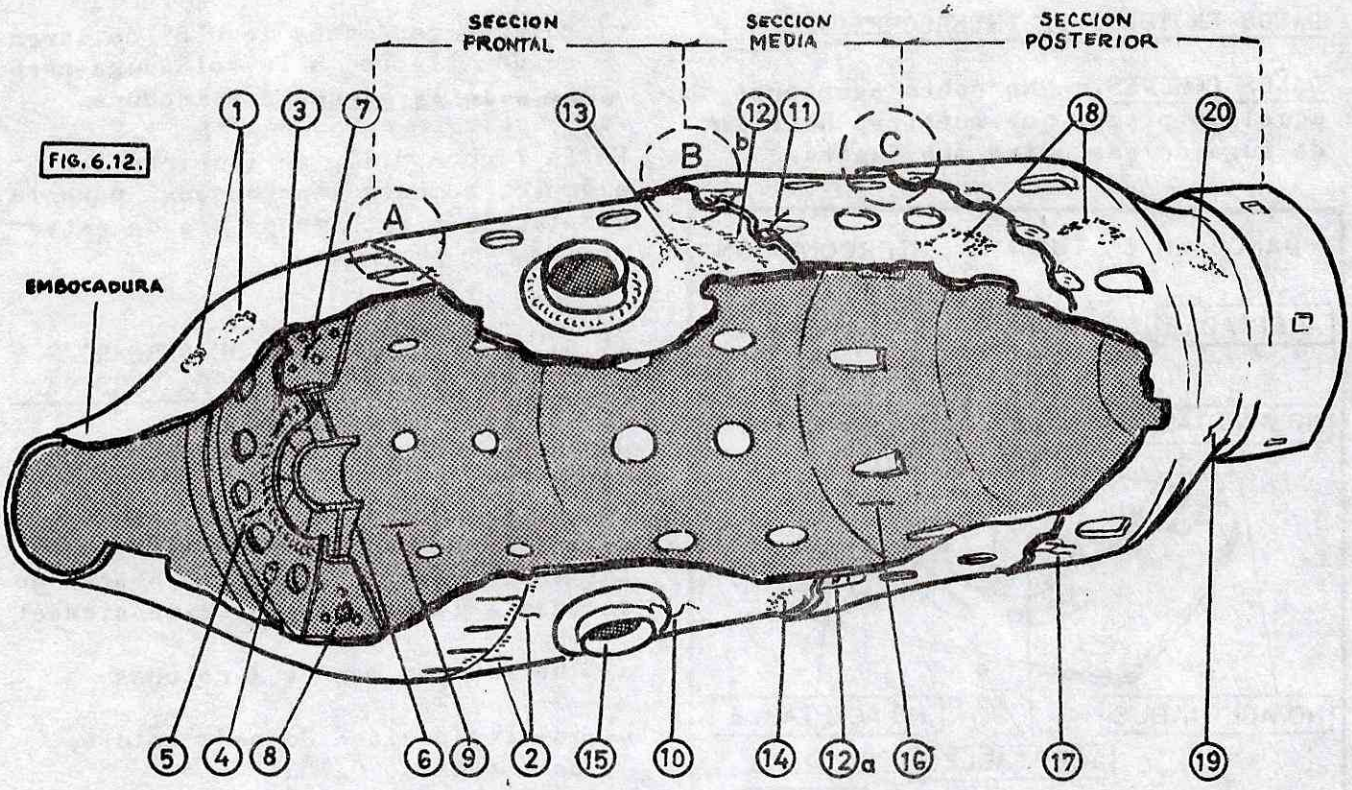


c) Las aperturas posteriores entre la unión de la sección central y la - posterior, no deben ser menores a- 0.055".



TOLERANCIAS DE DAÑOS GENERALES.

- No es aceptable ningún tipo de daño en la embocadura de la cámara
- Se permiten abolladuras con profundidad hasta de 0.125" en un área máxima de 1 plg^2 -fig.6.12- (1)
- En la unión entre la sección de la- embocadura y la frontal se aceptan- hasta tres soldaduras rotas, pero - que no sean adyacentes (2)
- Las roturas que se localicen en la- soldadura de puntos que soporta al- generador de vortice son aceptables cuando la longitud de una o la suma de varias pequeñas, no exceda de -- 1/3 del perímetro total soldado (3)
- Las abolladuras en el área de soporte del generador, son aceptables, - cuando la profundidad no sea mayor- 0.125" en un área máxima de una pulgada cuadrada (4).
- Las roturas en esta pared -la de soporte del generador- pueden aceptarse cuando su longitud no sea mayor- a 1" y su número no mayor de cinco- en total (5)
- Los alabes del generador de vortice pueden mostrar huellas y daños causados por quemaduras, siempre que - la pérdida de metal por esta causa- en el borde de salida de cada aleta no sea mayor a 0.187" (6)
- En la pared de fuego de la cámara - se aceptan roturas cuando una sola- o varias pequeñas no tengan una longitud total mayor a 2", no se empalmen ni crucen (7)
- Las abolladuras en la pared de fuego de la cámara son aceptables cuando su profundidad no exceda a los - 0.150" y la superficie máxima que - afecten, no sea mayor a 4 $pulgadas^2$ (8)
- Las roturas en la sección frontal - son aceptables cuando su longitud - no sea mayor a 1" -cada una- y su - número no sobrepase de seis, no se- empalmen con otra ni lleguen a uno- de los orificios de la pared (9)
- No son aceptables roturas en la base de los tubos de interconexión o- las que lleguen a esta base tengan- una longitud mayor a 1" (10)
- En la unión de la sección frontal - con la media, son aceptables hasta- tres roturas en total o tres soldaduras desoldadas, siempre que no haya dos adyacentes (11)
- En la unión de la sección frontal - con la media son aceptables roturas en un solo lado de la soldadura, -- cuando no excedan de 1" de largo y- no sean mas de seis (12)a.

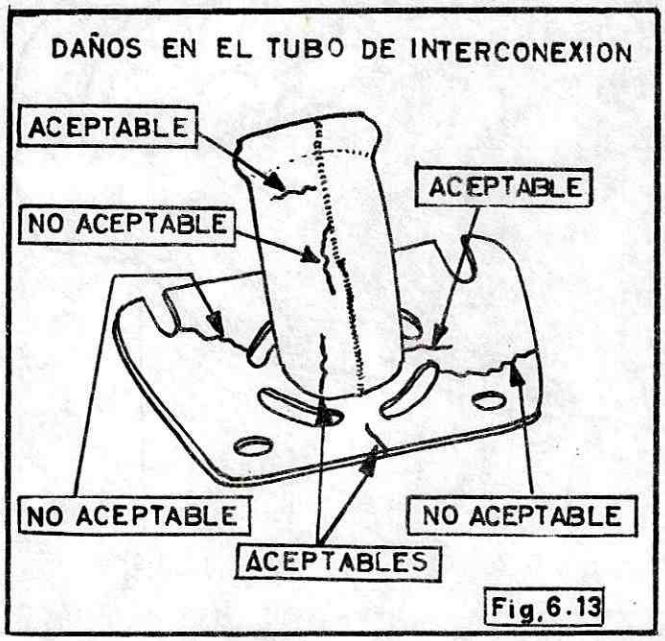


DAÑOS EN LA CAMARA DE COMBUSTION

- Se aceptan áreas abombadas en sentido circunferencial, localizadas en la sección frontal y a 1.500" de la sección media, siempre y cuando no haya variado el diámetro de la cámara mas de 0.250" (12b)
- En la sección frontal, se aceptan abombamientos cuando estén separados mas de 1.500" de la central y no excedan de 0.187" de profundidad en un área máxima de 4 pulg^2 (13)
- En las soldaduras de unión entre las secciones frontal y central, se aceptan combaduras con distorsión máxima de 0.125" y localizadas en 24 soldaduras como máximo (14)
- Son aceptables desalineamientos de las bases de los tubos de interconexión, cuando el tubo pueda ensamblarse sin dificultad. Permitiendose un desgaste en la base de 0.010" del espesor del metal (15)
- En la parte perforada de la sección posterior se aceptan roturas en un solo lado de las soldaduras que la unen a la sección media, siempre que no sean mas de seis y con longitud no mayor a 1.000" cada una, (16) pudiendo estar adyacentes, pero no aceptándose mas de dos en una misma soldadura (17)
- Las combaduras o abombamientos en la sección central y en la posterior -en la parte perforada- son aceptables cuando tengan una profundidad máxima de 0.187" en un área no mayor de 4 pulg^2 (18)
- En la parte cónica de la sección posterior, las roturas permisibles son cinco como máximo que no tengan una longitud mayor a 1.500" (19)
- Las combaduras o abombamientos en la zona de esta conicidad son permisibles con una profundidad máxima de 0.187" en un área no mayor de 4 pulg^2 (20)
- En la porción anular de montaje posterior de la cámara de combustión, no se aceptan ni abolladuras ni roturas. Son aceptables únicamente los desgastes no mayores de 0.015" de la pared del metal.

DAÑOS EN TUBOS DE INTERCONEXION.

DAÑOS COMUNES.- No deben aceptarse - aquellas piezas que muestren huellas- de fuga de gas entre sus juntas.



Las bandas de acero que unen las dos- secciones de dos cámaras, pueden ser- apretadas en los servicios menores, - pero en esta inspección deben tener - los sellos anulares libres en sus ra- nuras, para asegurar un perfecto se-- llo. Son aceptables aquellas piezas - que tengan distorsión que no afecte - el fácil armado de los componentes de la interconexión.

No son aceptables las roturas en las- partes de la cubierta exterior del tu bo de interconexión, pero se aceptan- las existentes en el tubo interior -- -figura 6.13- siempre que se encuen-- tren dentro de los límites siguientes:

a) roturas con longitud máxima de 0.50"
b) roturas con longitud no mayor de - 0.50" cuando la rotura parta de la orilla de la placa de montaje y no pase' a los orificios centrales de- enfriamiento.
c) roturas con menos de 0.5" de largo cuando lleguen a la soldadura pero no a lo largo de la soldadura.

En la figura 6.13, se ilustran los - ejemplos comunes mencionados, para la aceptación o rechazo de una de estas- piezas.

4) DAÑOS EN LA SECCION DE DESCARGAS Y EN LOS ALABES GUIA DE LA TURBINA.

Durante el tiempo de operación de un- motor, pueden apreciarse roturas en - la carcaza de la sección de descargas a la turbina. Los límites para acep-- tar estos daños, deben comprobarse no excedan a las siguientes dimensiones:

a) que no sean mas de 2 roturas

b) que la longitud de cada rotura, no exceda de 0.750"

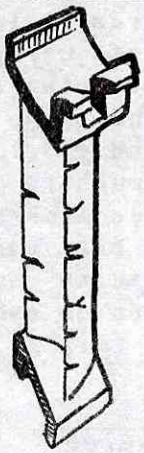
c) que no existan depósitos de carbón en una rotura -ya que será indica- ción de fugas de gas a través de - la rotura.

NOTA.- Cuando sean localizadas estas- roturas, deben marcarse los extremos de la rotura con un punto de golpe y observarse periodicamente, si se descubre que- la rotura después de la operación progresiva del motor au-- menta de tamaño, sobrepasando- las marcas hechas con el punto será razón suficiente para el- cambio del motor.

ALABES GUIA.

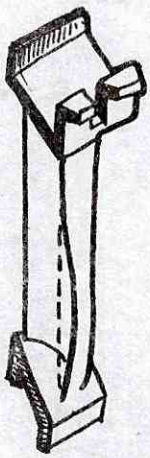
INSPECCION.

El deterioro de los alabes guía se manifiesta con distorsiones y roturas.- Una cantidad considerable de daños es permisible y para su identificación - se hace la siguiente clasificación: - considerando la dificultad de poder -



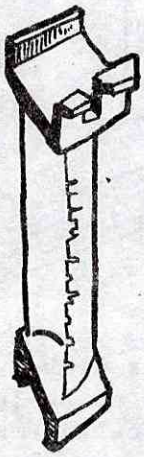
ROTURAS TANTO EN EL BORDE DE ATAQUE COMO EN EL DE SALIDA SON ACEPTABLES HASTA CON LONGITUD DE 0.250" -- CON O SIN DOBLEZ ACEPTABLE.

Nº1



DOBLEZ EN EL BORDE DE SALIDA ACEPTABLE HASTA CON 0.100" -CON O SIN ROTURAS ACEPTABLES.

Nº2



BORDE DE SALIDA CON ROTURAS PEQUEÑAS EN EL BORDE CON LONGITUD HASTA DE 0.100" Y TRANSVERSAL TAMBIEN DE 0.100"

Nº3



DEPOSITOS DE POLVO DE ALUMINIO -ALUMINIZACION- OBLIGA A UNA REVISION POR DAÑOS SERIOS EN EL COMPRESOR

Nº4

DAÑOS ACEPTABLES EN LOS ALABES GUIA

Fig.6.14

revisar los álabes y aceptando que solo se pueden apreciar aproximadamente los daños, cuando una inspección preliminar de los alabes de la turbina revelan daños próximos a los límites tolerables, se debe desmontar una cámara de combustión para poder efectuar una inspección mas completa de la cara frontal de los alabes. Si al hacerlo se encuentran daños cercanos al límite permisible, debe desmontarse otras cámaras de combustión para efectuar la inspección mas ampliamente antes de tomar cualquier decisión.

LIMITES ACEPTABLES.

En las ilustraciones de la figura 6.-14 se muestran los ejemplos típicos de los daños mas frecuentes, los que en la inspección deben juzgarse bajo las siguientes consideraciones:

- Se aceptan roturas en los bordes de ataque y salida del álabe guía -como se ve en el dibujo No. 1- con máximo de longitud de 0.250"

- Se aceptan torceduras en el borde de salida con máxima distorsión de 0.100". Esta torcedura puede ir -- acompañada de roturas en los bordes de ataque y de salida no mayores de 0.250" -dibujo No.2-

- Si existen roturas con porciones pequeñas de metal faltante en el borde de salida o de ataque, se aceptan como operables los álabes cuando los daños no tengan una profundidad mayor de 0.100" y una longitud transversal no superior a 0.100" -- -dibujo No.3-

- Deben observarse cuidadosamente los alabes para localizar muestras de polvo de aluminio que serán indicación de daños en el compresor del motor, de ser así: la inspección debe ampliarse desmontando una cámara de combustión. Si se encuentra evidente daño en el compresor, será -- necesario el cambio de motor.

- Los alabes que se encuentren con la apariencia de haber sido cortados - son sopletes oxi-acetilénico, indican una rotura por sobre-calentamiento. Ante daños como estos, la - inspección debe ser muy cuidadosa - en los inyectores y cámaras de combustión.

5. INSPECCION DE ALABES DE LA TURBINA

LIMITES PERMISIBLES.

La inspección de los alabes de la turbina cubre la comprobación de la tolerancia entre el extremo de los alabes y la cubierta de la turbina. Esta comprobación se realiza cuando se tiene el cono de escape desmontado, y la tolerancia no puede ser menor en ningún punto a 0.060" -haciendo girar a mano la turbina- siendo recomendable hacer esta comprobación con hojas de calibre de 0.015".

En las siguientes figuras se muestran los daños típicos que pueden presentar los álabes de la turbina.

- Daños superficiales causados por la proyección de partículas extrañas - -arena o piedrecillas- son aceptables cuando la profundidad de ellos no es mayor a 0.020" -1 y 2 fig. 6.15-

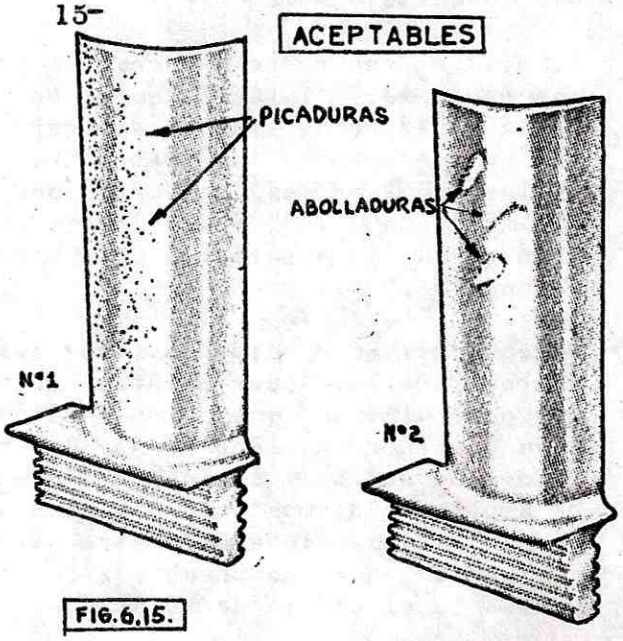


FIG.6.15.

- Debe observarse cuidadosamente a -- las roturas y abolladuras en los -- bordes de salida o de ataque, para-localizar grietas. Se aceptan estos daños cuando el corte no tiene mas-de 0.060" de profundidad y 0.150" - de longitud y sin que muestre grietas. Donde fuera posible limarse estos daños debe hacerse para evitar- la posibilidad de fracturas poste-- riores por concentración de esfuerzos. -Fig.6.16-

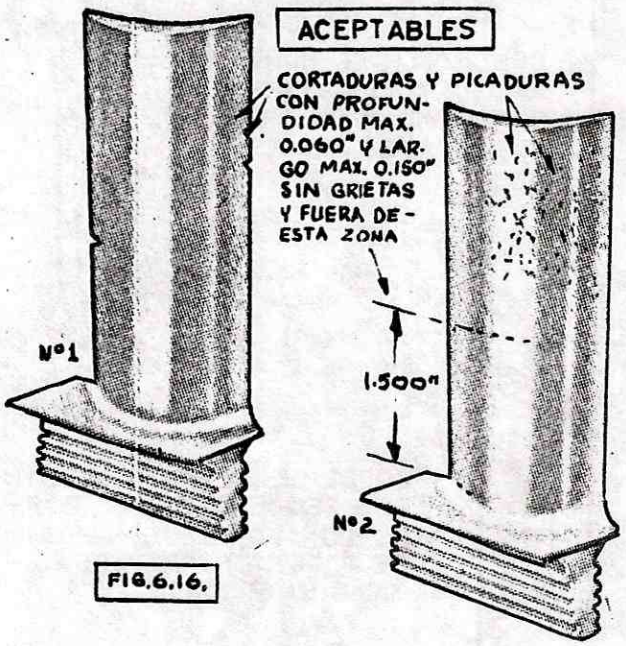


FIG.6.16.

- Deben rechazarse aquellos alabes -- que tengan deformaciones en su longitud debido a excesivo calentamiento que da como resultado un estrangulamiento en el tercio medio del - álabe como se muestra en el dibujo- No.1 de la figura 6.17.

- Debe comprobarse que en un área que cubre aproximadamente una línea paralela al borde de salida a una pulgada de él y a 1.5" de la raíz, no- existen daños que no sean mas que - picaduras ligeras. Esta zona se -- muestra en el dibujo No.2 de la figura 6.17 ilustrada en la siguiente página.

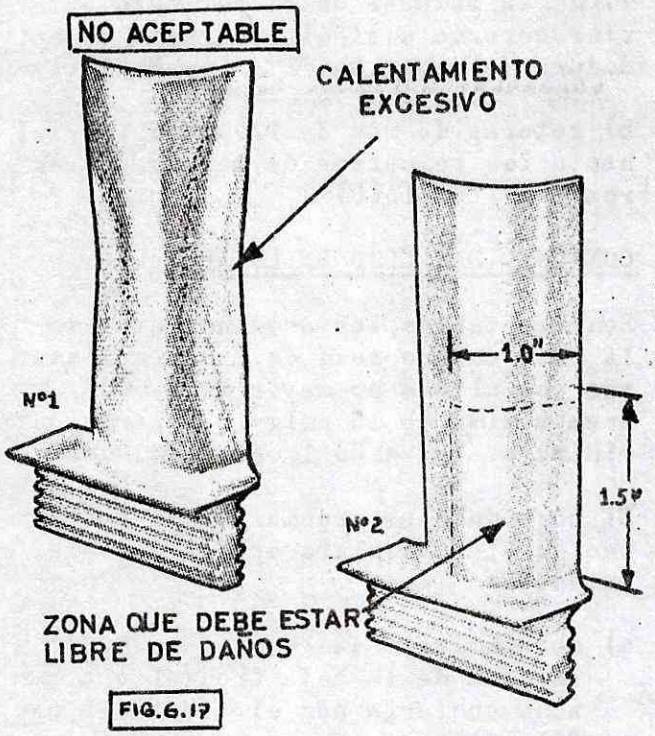


FIG.6.17

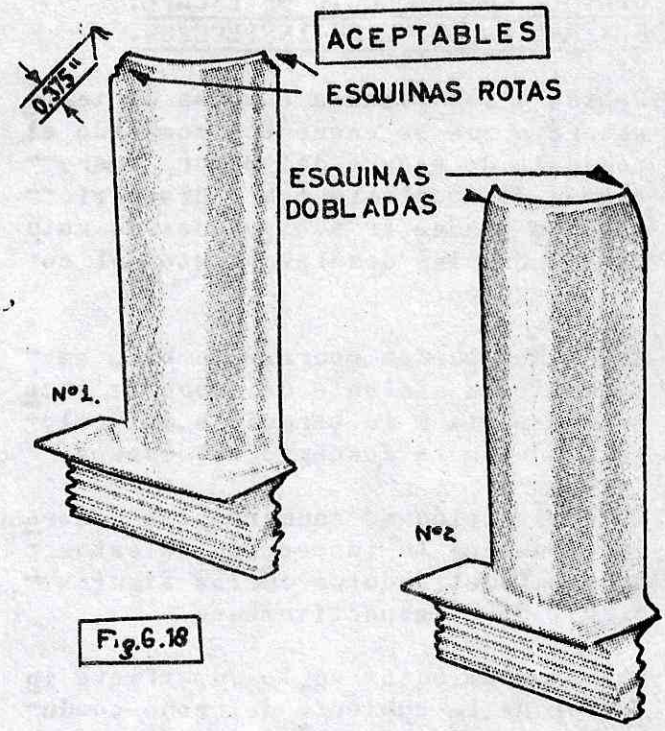


Fig.6.18

- Se aceptan alabes con las esquinas rotas cuando no hay grietas y la longitud máxima del material faltante no es mayor a 0.375" como se señala en el dibujo No.1 de la figura 6.18. Comprobando que no existen mas de cuatro esquinas rotas en los alabes de medio disco de la turbina. Deben repararse las esquina redondeando sus asperezas.

- Los alabes con las esquinas dobladas se aceptan aunque sean las dos de un mismo álabe, siempre y cuando su tolerancia a la cubierta -0.060"- se conserve y no haya roturas ni sean mas de diez los álabes con este defecto en todos los del rotor de la turbina. Los alabes desalineados por doblez no deben aceptarse ni tratar de enderezarlos, porque se rompen. -Ver dibujo No.2 de la figura 6.18-

- No deben aceptarse álabes con roturas que sean consecuencia de un golpe u otra causa como se ilustra en el dibujo No. 1 de la figura 6.19.- Si se ha removido el cono de escape examínese con cuidado lá cara posterior de los alabes con todo cuidado pues será causa de cambio del motor si se encuentra alguna rotura de la raíz de los alabes de la turbina.

- No se aceptan alabes con el extremo corroído por arrastre o roto como resultado de haber hecho contacto con la cubierta de la turbina u otra parte metálica. Dibujo No.2 de la figura 6.19.

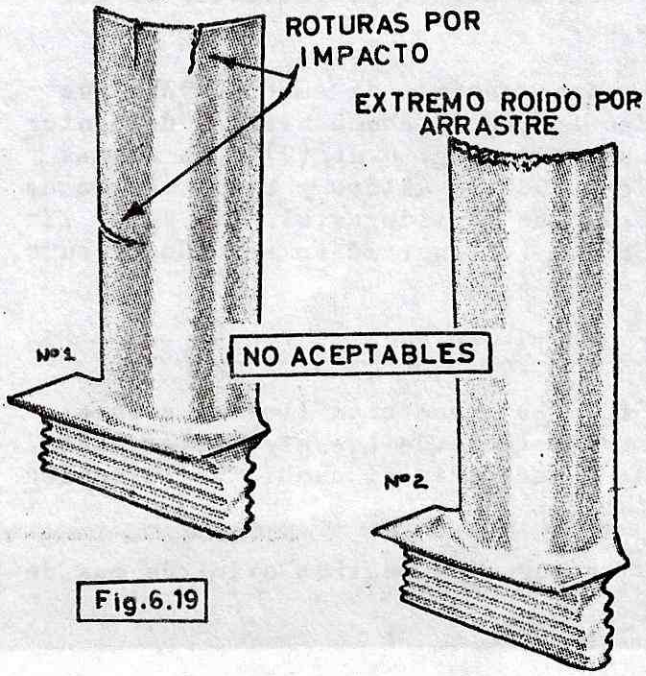


Fig.6.19

6. y 7. CONO Y DUCTO DE ESCAPE. GENERALIDADES DE SU INSPECCION.

Debido a los grandes cambios de temperatura a que se encuentra sometido el conjunto de escape del motor, aparecen en él abombamientos y distorsiones que pueden ir acompañados de roturas y posibles desplazamiento del cono de escape.

Los daños pueden ocurrir también en la cubierta aislante del cono de escape que aisla a la barquilla del calor generado en la descarga del escape.

A continuación se enumeran las generalidades para la inspección de estos daños, ilustrándolos en las figuras 6.20 y 6.21 respectivamente.

Los abombamientos en la superficie interior de la cubierta del cono comúnmente, se muestran en forma de arrugas o pliegues transversales -Fig. 6.20 (1)- y estas pueden ser aceptadas cuando sean de contorno suave y no tengan altura mayor a 0.300" o cubran un área que no exceda de las 25 pulg^2 manteniéndose con una separación a las mas próximas de 4.0" como mínimo. Estos daños no deben ser aceptados cuando estén localizados a 6.0" atrás y en la brida posterior o en el área cubierta por el perfil exterior del cono.

En los soportes de sección "Z", pueden aceptarse abombamientos de contorno suave -Fig. 6.21 (2)- con no mas de 0.300" de altura y ancho máximo de 3.00" en sentido axial, sin fijar límite a la longitud en sentido circular.

CUBIERTA DEL CONO DE ESCAPE.

Si en la inspección llegara a localizarse alguno de los siguientes daños, será necesario el cambio de la cubierta:

a) roturas en sentido axial de mas de 1.00" en la piel de la cubierta exterior cercana a el último punto de soldadura del soporte "Z" -Fig.6.21 (1)-

b) roturas de mas de 1.00" en la piel hacia los refuerzos de montaje traseros -Fig. 6.21 (3)-

CONJUNTO DEL CONO DE ESCAPE.

Son aceptables los abombamientos de la piel cuando sean de contornos suaves con altura no mayor de 0.300", área máxima de 15 pulg^2 y separación mínima a otro daño igual de 3.00".

El cono debe ser rechazado si aparecen en él cualquiera de los daños siguientes:

a) abombamiento de la piel en 4.00" a la zona de la ceja frontal o a la zona cubierta por el final del perfil interior.

b) roturas en la hilera de puntos de soldadura y en la piel del cono -Fig. 6.20 (2 y 3)- cuando sean en un tercio o mas del total de puntos, o una rotura contínua abarque tres puntos o cubra una longitud de 2.750".

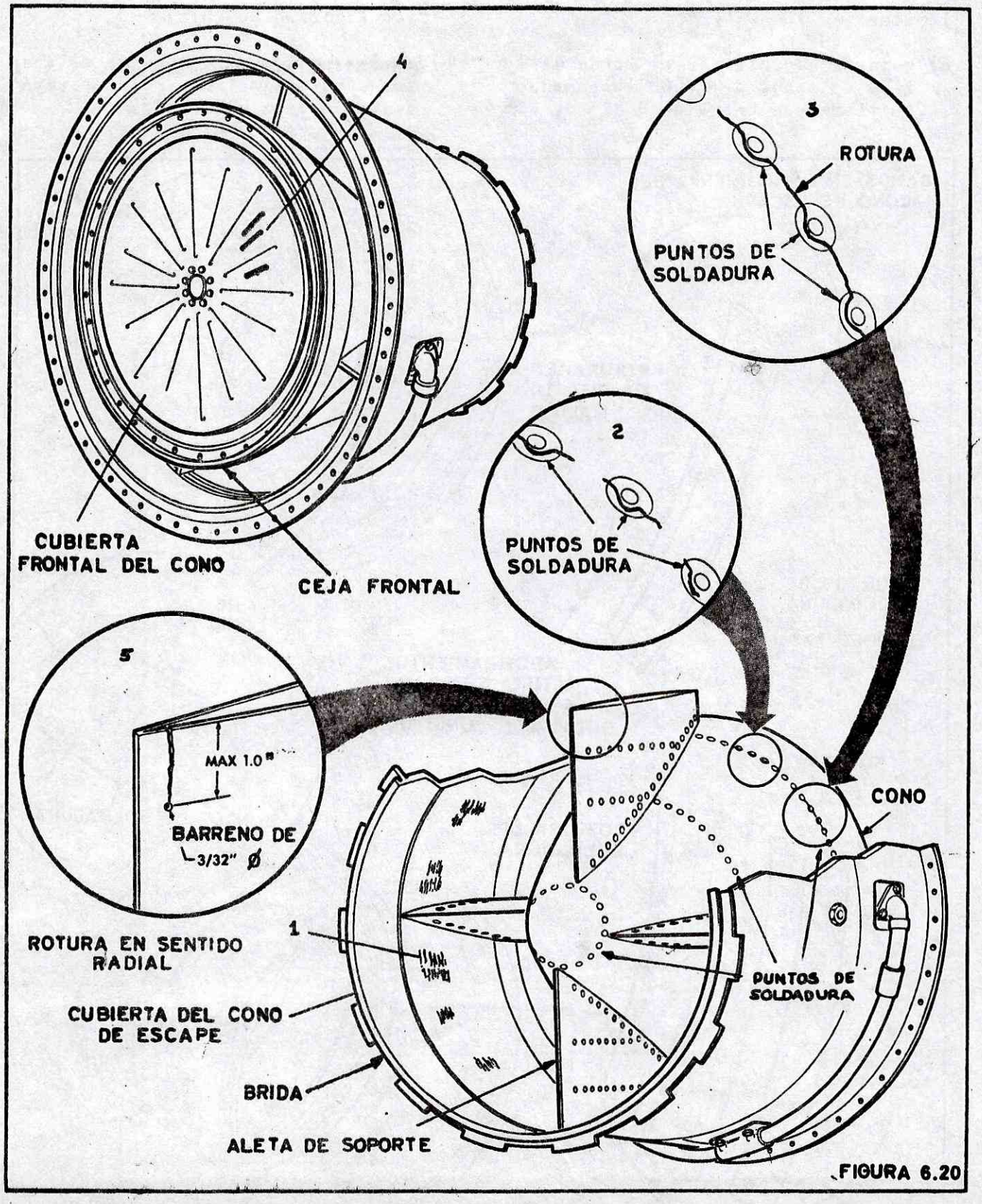
c) roturas en la hilera central de puntos de soldadura que exceden de 16 y en la hilera final cuando excedan de 10.

d) roturas de 1" o mas que se presenten en la piel en otra posición a las descritas en b y c

e) abombamientos en la cubierta frontal del cono que excedan de 0.200" de altura o que distorsionen en total a la cubierta en mas de 0.500" de su posición original -Fig.6.20- (4)-.

ALETAS DE SOPORTE.

Son aceptables roturas en las aletas de soporte dentro de los siguientes -



DAÑOS COMUNES EN EL CONO Y DUCTO DE ESCAPE

límites:

-ver figura 6.20 (5)-

a) roturas radiales en el borde de salida de menos de 1.000" y parando la misma con broca de 3/32" de 0.-

b) en los puntos de soldadura se aceptan como máximo tres roturas adyacentes o diez alternas.

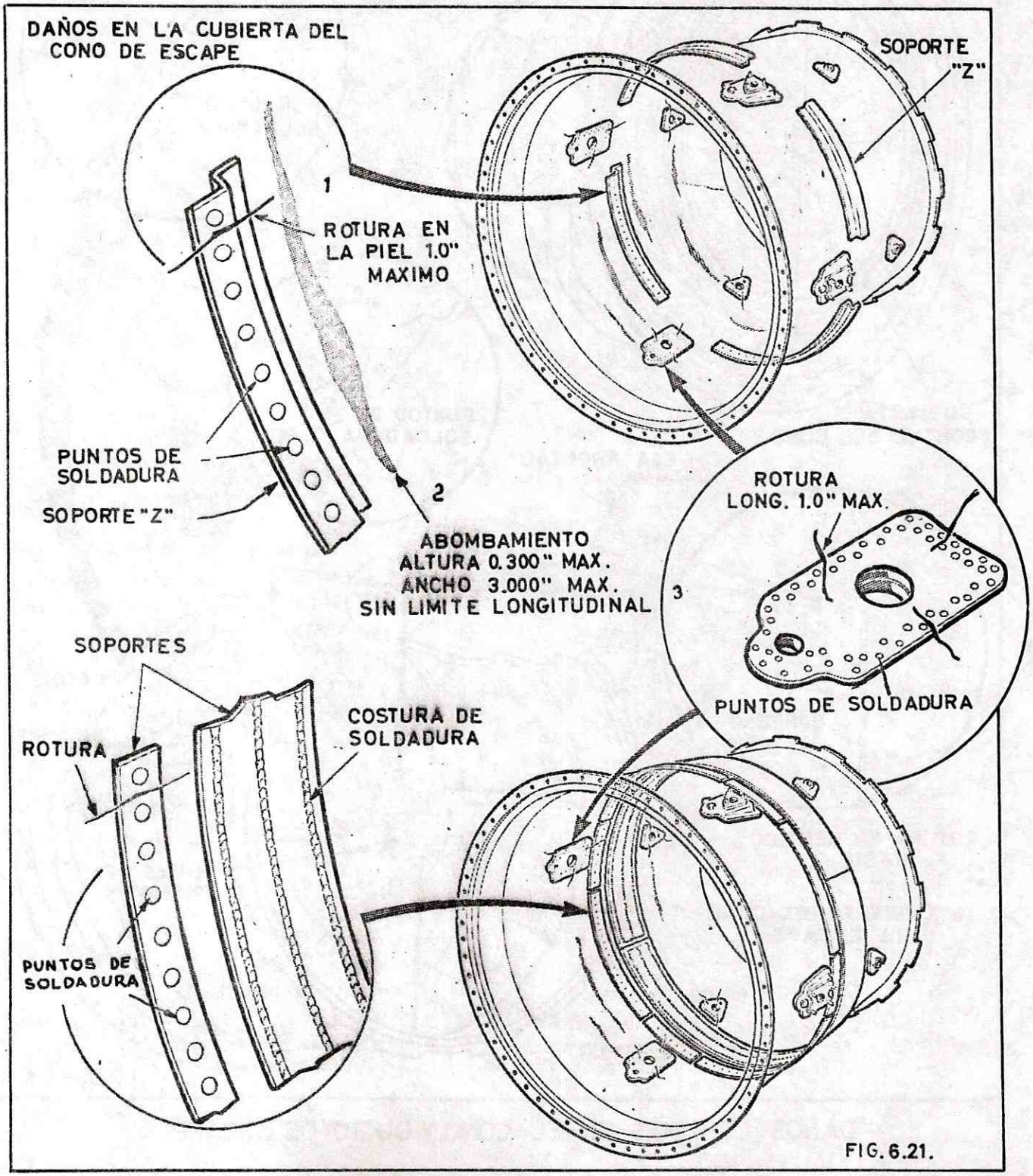


FIG. 6.21.

c) en la piel del soporte las roturas quedan sujetas a lo fijado en los párrafos a y b.

DISTORSIONES.

Las distorsiones afectan la concentricidad y alineamiento del cono con la cubierta del escape. Esto afecta a la circulación de aire de enfriamiento a través de la cara posterior del disco de la turbina. Cuando lo anterior ocurre, se muestra por la presencia de zonas con huellas de depósitos de carbón y sobrecalentamiento. La máxima tolerancia permisible de desalineamiento de concentricidad del cono con la cubierta es de 0.125".

CUBIERTAS AISLANTES DEL CONO DE ESCAPE.

La cubierta aislante de calor del cono de escape debe cambiarse cuando exista alguna condición de las que a continuación se mencionan:

a) si la malla protectora de la cubierta presenta desgarraduras de mas de 3.0" de largo, o existan mas de cuatro desgarres en el frente de la cubierta o mas de seis en la parte posterior.

b) roturas en la cubierta laminar de mas de 6.0" de largo o donde mas de una rotura tenga una proximidad menor a 6.0". Siendo el número de roturas permisibles igual a las del párrafo a.

c) si se ha perdido la cubierta protectora dejando al descubierto un área mayor de 2 pulg^2 o si varias secciones con igual daño dejan al descubierto mas de 3 pulg^2 en total.

GUARDAFUEGO.

Los daños en el guardafuego cuando son superficiales, pueden ser clasificados en dos grupos.

a) cuando pueden continuar sin reparación y
b) cuando requieren de reparación de línea.

a) Pueden dejarse continuados sin reparación pequeños cortes con longitud no mayor de 2.5" y su penetración no sea mayor de 0.125". No se aceptan mas de tres cortes por sección y siempre que exista entre ellos una separación mínima de 1".

b) Pueden aceptarse mediante la reparación apropiada, cortes con profundidad mayor de 0.125" con pérdida de pequeñas partes de material cuando no tengan una profundidad mayor a 1/3 del diámetro del guardafuego y que no sean mas de cinco. Los cortes no deben ser mas largos de 3.0" y estar separados cuando menos por 1".

Cualquier otro daño mayor, obliga al cambio de la sección correspondiente de guardafuego.

INSPECCION FINAL.

Cuando es necesaria la inspección de la turbina y conjunto de escape, debe seguirse el siguiente procedimiento:

a) examine el ducto de escape por abombamiento, distorsión y roturas.

b) desmontese el motor del avión, colocándolo en su banco respectivo.

c) desmontese el cono de escape e inspeccionese por roturas y señales de sobrecalentamiento. Inspeccione igualmente la cubierta aislante de calor.

d) visualmente inspeccione y compruebe que los alabes de la turbina y guías de descarga estan dentro de los límites aceptables, basándose a lo especificado en el párrafo co

rrespondiente de esta inspección.-

e) inspeccionese la cubierta de los - alabes guía, comprobando los daños que la afecten por rozamiento.

f) inspeccionese el disco de la turbina por daños y roturas, principalmente en el empotre de la raíz de los alabes, RECORDANDO QUE NO ES - ACEPTABLE NINGUNA ROTURA EN EL DISCO.

g) compruebese la tolerancia de los - extremos de los alabes del rotor y la cubierta antes de montar la sección de escape.

h) reinstálese el cono de escape, comprobando nuevamente la tolerancia del extremo de los alabes con la - cubierta.

Si la inspección resulta satisfactoria, debe reinstalarse el motor al - avión.

Nota.- En el último tipo de motores - fabricado por la Pratt & Whitney, el JT9 Turbo-abanico, se ha desarrollado una nueva técnica de fabricación que seguramente será seguida por los demás fabricantes de motores, la que permite el desmontaje de - las secciones del motor -menos la del compresor de alta- sin necesidad de bajar el motor - del avión.

LIMPIEZA DE CAMPO.

Los compresores de las turbinas de - gas pierden eficiencia con la formación de una película de suciedad que se adhiere a ellos, ya sean del tipo axial o del tipo centrífugo. Esta película puede ser removida parcialmente haciendo ingerir al motor -trabajando en tierra- compuestos especiales a base de carbón vegetal, conocidos con nombres como el de "Carbo - blast" y otros equivalentes.

Los manuales de mantenimiento de los motores, describen las condiciones y características de la "limpieza de - campo" del compresor.

La cantidad permisible en términos de RPM que un motor puede ser re-ajustado en el ajuste fino de combustible - -up trimmed- sin exceder los límites permisibles de temperatura para compensar la pérdida de empuje sufrida, son muy limitadas. Cuando esta pérdida de empuje no puede ser restaurada re-ajustando el ajuste fino de combustible, debe efectuarse la "limpieza - del compresor" o cambiar el motor si- ni aún así se restaura el empuje. Con el uso de la inyección de agua, los - motores son mas susceptibles a pérdidas de empuje conforme aumenta el - tiempo de operación de ellos.

Los productos recomendados para efectuar la limpieza de campo, son colocados en depósitos especiales, frente a la toma de aire del motor y a mayor - altura, para que por gravedad pase al interior del motor y se logre la limpieza del compresor, saliendo eliminados por el escape.

Las velocidades específicas para efectuar esta limpieza y todas las condiciones relativas al servicio, deben - ser consultadas y ejecutadas de acuerdo con lo ordenado por el manual del- fabricante del motor que se trate.

REPARACIONES MAYORES.

La reparación mayor de estos motores -overhaul- es de la exactitud que requiere cualquier reparación de equipo de precisión. Debido a esto es necesario el equipo, herramienta, instalaciones y bancos de prueba especiales- para efectuarla. Desgraciadamente el- alto costo de estas instalaciones priva a las empresas de transporte de la posibilidad de tenerlas, teniendo que

efectuarse en talleres autorizados en los EE.UU. En cualquier forma, en este capítulo se hace la descripción del procedimiento general a seguir para efectuarla.

1) Instálese el motor en el banco de desarmado correspondiente
2) Lávese el motor, removiendo la suciedad, grasa y cuerpos extraños que tenga
3) Siguiendo las instrucciones del fabricante dadas en el manual de reparación mayor remueva los arneses eléctricos, unidades de ignición; desmóntense los accesorios, unidades de purga de aire, unidades y líneas de combustible, varillas de mando y control y todas las partes montadas exteriormente.
4) Remuevanse todas las partes posteriores a la turbina, colocándose todas las partes que se desmonten en los bancos apropiados
5) Remuevanse las ruedas de la turbina y descargas siguiendo lo ordenado por el fabricante. Este procedimiento comúnmente incluye la remoción del eje de la turbina
6) Remuevanse las cámaras de combustión
7) Desensamblese la sección de compresión. Los métodos a seguir para esta operación son diferentes, dependiendo del tipo de carcaza que cubra al compresor. Debe tomarse mucho cuidado en el manejo de las partes del compresor, debido a que los álabes del rotor y del estator pueden dañarse con facilidad si se golpea entre ellos. Igualmente el filo de los alabes puede lastimar a quien los sujete con las manos
8) Después de desarmado totalmente el motor, todas sus partes deben ser limpiadas por los procedimientos exigidos por el fabricante, para poder inspeccionarlas fácilmente.
9) La inspección de las partes del motor incluye la inspección magnética de las partes de acero. Algunas partes construídas de aleación de acero no deben ser magnetizadas, por lo que su inspección deberá efectuarse a base de compuestos penetrantes, fluorescentes, rayos X, o inspección sónica. Todos los montajes y tolerancias deben ser exactamente comprobados con los calibradores correspondientes para comprobar que estén dentro de tolerancias. Todas las mediciones y comprobaciones deben hacerse siguiendo las tablas de límites permisibles existentes en el manual del fabricante.
10) Obtengase los empaques y sellos para el armado. Generalmente no esta permitido el empleo de un empaque ya usado, debido a que aunque se vean en buen estado, la presión y el calor los destruirán
11) El rearmado del motor se efectúa generalmente siguiendo el proceso inverso del desarmado, en cualquier forma, debe seguirse exactamente lo indicado en el manual.

PRECAUCIONES.

El motor turbo reactor y sus partes, deben manipularse con todo cuidado. Las partes que han sido limpiadas y lubricadas, no deben ser tocadas directamente con las manos, ya que el sudor puede causar corrosión. Las partes pequeñas, como los baleros, deben envolverse individualmente después de ser inspeccionadas, para evitar la acumulación de polvo y suciedad en ellas, así como que se golpeen con otras partes. Todos los componentes desensamblados deben estar colocados en estanterías o bancos apropiados hasta el momento en que sean colocados nuevamente en el motor.

Debe usarse la herramienta especial y el equipo requerido por el fabricante para el modelo en particular de cada motor, no debiendo intentar el desarmado o armado de partes con herramienta inadecuada.

Durante el armado del motor debe protegerse a éste de la caida en su inte

rior de partes de metal. Si una tuerca, un tornillo, una rondana, una chaveta o cualquier otra pieza pequeña se extravía al armar el motor, debe detenerse el proceso de armado hasta que sea localizada, ya que si quedara dentro del motor al trabajar éste, causaría severos daños al mismo.

Las tuercas, pernos y birlos deben ser asegurados correctamente de acuerdo a lo ordenado por el fabricante. El alambre de seguridad debe emplearse en los birlos ya que las rondanas de seguridad, chavetas u otro dispositivo no aseguran que el birlo se afloje. Dos o mas birlos deben asegurarse entre ellos para evitar su aflojamiento.

Resumiendo: la reparación mayor de la turbina de gas debe efectuarse siguiendo siempre los procedimientos fijados por el fabricante, usando la herramienta aprobada y siguiendo la práctica recomendada. El motor y sus partes deben ser manejadas con todo el cuidado que requiere cualquier equipo de precisión, debiendo el mecánico que efectúe el trabajo estar familiarizado con este tipo de reparaciones.

REGIMENES DE POTENCIA DEL MOTOR.

Es necesario el conocimiento de los regímenes de potencia de un motor, para el uso correcto de las curvas de operación presentadas en los manuales de vuelo o instrucciones de operación de determinados aviones y motores.

Estos regímenes para los motores comerciales fabricados en EE.UU. son fijados por la Sociedad de Ingenieros Automotrices -SAE- en el Boletín de Estandares Aeronáuticos y son aceptados por la industria aérea en general.

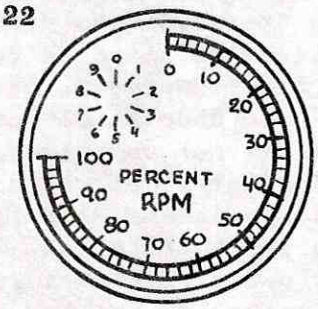
Dicho en lenguaje común, los regímenes de potencia de un motor, son los ajustes logrados variando la posición del acelerador para el despegue -con o sin inyección de agua- o para un empuje máximo contínuo en el caso de vuelo.

MOTORES CON COMPRESOR CENTRIFUGO.

Los motores de compresor centrífugo, generalmente desarrollan su máximo valor de empuje -o caballaje al eje SHP como en el caso de los turbo-hélice- al 100% de las RPM del motor.

Esto se menciona a veces como "empuje específico". Debido a que el empuje o potencia de los motores de este tipo, es aproximadamente proporcional a las RPM, el empuje bajo o los ajustes de potencia, como de régimen normal, son desarrolladas a RPM específicas abajo del 100%. Estos ajustes bajos, se obtienen en vuelo o en tierra, posicionando el acelerador en tal lugar que las RPM indicadas por el tacómetro de motor, sean las mismas especificadas para un régimen dado por el fabricante. Los valores de RPM para cada rango del motor, se dan en el manual de vuelo del avión, o en el de operación del motor.

Fig.6.22



INDICA EMPUJE NETO
(Motores de compresor centrífugo)

MOTORES DE COMPRESOR AXIAL.

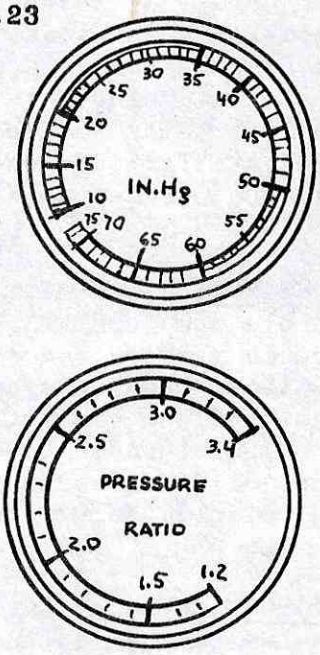
El empuje no puede ser medido directamente en motores turbo-reactores o turbo-abanico. Las RPM no estan funda

mentalmente relacionadas con el empuje generado en los motores turbo-reactores o turbo-hélice y excepto bajo condiciones especiales o en una emergencia, pueden ser usados como indicadores del empuje desarrollado por el motor. El piloto por lo común obtiene las diferentes indicaciones del motor en diferente manera en motores de este tipo. Esta es una de las razones por la que los fabricantes de motores con compresores axiales, fijan el rango de máximo empuje en un valor de RPM ingerior al 100%, pudiendo variar éstas entre motores del mismo tipo.

Varios fabricantes de motores de compresores axiales, sean turbo-reactores o turbo-abanico los tiene clasificados de acuerdo con su empuje. Los rangos de empuje máximo en algunos motores militares están fijados sobre el empuje obtenido con el acelerador en su máxima posición de avance, a nivel del mar, en condición estático y de atmósfera estandar. En motores comerciales los rangos son mas conservadores, el rango máximo de empuje es obtenido con posición del acelerador anterior a su carrera máxima. Los rangos de potencia pueden ser corregidos con el empleo de cartas o curvas aplicables a las variaciones existentes en temperatura y presión ambientes. Los rangos de menor empuje como el de MAXIMO CONTINUO o el NORMAL, estan basados dentro de lo posible pero sin ser instrumentados, considerando la temperatura de entrada a la turbina para un período de tiempo específico o de operación contínua, según sea el caso.

Todos los rangos de empuje del motor exceptuando el MAXIMO, el de DESPEGUE -seco o húmedo- y el MILITAR, se obtienen con la variación de posición del acelerador a aquella en que la unidad de control de combustible mantenga la temperatura permisible en la entrada de la turbina de acuerdo con los valores predeterminados. Aunque el control de combustible pueda mantener un porcentaje aproximado en los rangos de potencia de DESPEGUE -seco- MILITAR O NORMAL con variaciones moderadas en la entrada del compresor, no significa que la presión de descarga de la turbina o la relación de presión del motor deba también permanecer constante. Es necesario como sea, referirse a las curvas o cartas de operación del fabricante del avión incorporadas al Manual de Vuelo, para determinar la presión de descarga en la turbina o la relación de presión del motor que corresponda al rango deseado por el piloto. Una vez determinado el valor de la presión de descarga en la turbina o la relación de presión de acuerdo con la presión y temperatura de entrada al compresor, el acelerador se ajustará para obtener el valor computado.

Fig.6.23



INDICAN EMPUJE NETO
(Motores de compresor axial)

Los rangos de empuje comerciales y militares de los motores no son los mismos. Cuando sean aplicados estos valores deben identificarse para usarlos correctamente. A continuación, se dan las clasificaciones de los rangos de empuje correspondiente a la operación comercial de los motores.

RANGOS DE POTENCIA CIVIL.

DESPEGUE -húmedo-. Es el máximo de empuje disponible para el despegue. Este rango se obtiene con el sistema de inyección de agua activado y ajustado la potencia húmeda computada con la posición del acelerador de acuerdo con la presión de descarga de la turbina o la relación de presión del motor con respecto a las condiciones de ambiente prevalecientes. La operación queda restringida al despegue, se tienen limitaciones de altitud y tiempo. Los motores sin inyección de agua lógicamente no tienen este rango.

DESPEGUE -seco-. Es el máximo de empuje disponible para el despegue -sin inyección de agua-. Este rango se obtiene ajustando la posición del acelerador al empuje de despegue seco de acuerdo con las condiciones del ambiente de acuerdo con la presión de descarga de la turbina o la relación de presión del motor. La operación en este rango esta limitada en tiempo y es para usarse solamente en el despegue.

MAXIMO CONTINUO- Es el máximo de empuje disponible para operar al motor contínuamente y puede usarse a discreción del piloto para emergencias. Este rango se obtiene con determinada posición del acelerador de acuerdo con la presión de descarga de la turbina o la relación de presión del motor.

OPERACION NORMAL- Es el máximo de empuje aprobado para el ascenso normal. Este rango se obtiene de la misma manera del máximo contínuo. En algunos motores el rango de potencia máxima contínua y de operación normal es el mismo.

CRUCERO MAXIMO- Es el máximo de empuje aprobado para crucero. Se obtiene en igual forma que el máximo contínuo.

BAJA- La operación en baja no es un rango de potencia, pero es una posición del acelerador para obtener el mínimo de empuje para operaciones en tierra o en vuelo. Esta posición se obtiene con la situación del acelerador en el extremo de su carrera en el cuadrante.

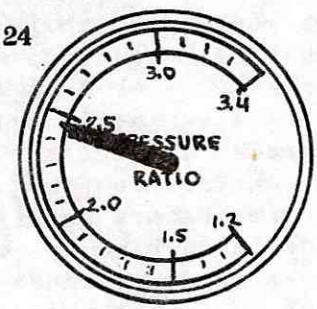
VARIACION EN LA OPERACION DEL MOTOR PARA LA SELECCION DEL RANGO DE EMPUJE

Para tener una indicación del empuje desarrollado por la turbina de gas, se pueden considerar algunas de las variables del mismo motor, tales como las RPM del compresor, la presión de descarga de la turbina o la relación de presión del motor.

Las RPM del compresor se consideran satisfactorias solo para los motores de compresión centrífuga. Ya que las RPM del compresor no dan una indicación confiable del funcionamiento del motor ni varían en proporción directa a la generación de empuje, para los motores de compresión axial -sean turbo-reactores o turbo-hélice- mas que las RPM del compresor es recomendable obtener la indicación del empuje generado por la relación de descarga de la turbina o la relación de presión del motor.

Los indicadores de relación de presión miden la presión de entrada de aire al motor y la presión de descarga de gases en la turbina y la relación entre estos dos valores es leída directamente en la carátula del instrumento.

Fig.6.24



INSTRUMENTOS DEL MOTOR.

Aunque la instalación de los motores difiere dependiendo del tipo de avión y del mismo motor, el control de la turbina de gas se obtiene con el empleo de los siguientes instrumentos en la cabina del avión.

Uno de los dos instrumentos siguientes, dependiendo de su instalación, provee la indicación del empuje desarrollado por el motor. De los dos el mas empleado es el indicador de presión de descarga, debido principalmente a su simplicidad -Fig. 6.23-. El indicador puede ser instalado permanentemente en el avión o en algunos casos solo emplearse temporalmente mientras se efectúa el ajuste fino de combustible -trim- en el motor. El indicador de relación de presión del motor es por otra parte mas simple para el piloto, debido a que automáticamente compensa las variaciones por altitud y velocidad de operación, por tomar en consideración para su funcionamiento la presión de entrada al compresor.

INDICADOR DE PRESION DE DESCARGA DE LA TURBINA.

Este instrumento -Fig. 6.23- indica la presión interna total del motor en el último paso de la turbina y sirve como indicación de la presión disponible para la generación de empuje cuando se usa en combinación con la presión de entrada al compresor.

INDICADOR DE RELACION DE PRESION DEL MOTOR.

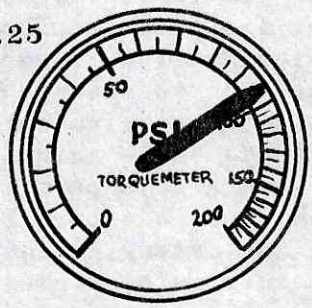
El indicador de relación de presión del motor -EPR- indica la relación de presión para determinar la cantidad de empuje desarrollado por el motor.- Debido a que la presión de entrada al compresor no puede ser directamente instrumentada, la muestra de presión se toma lo más próximo posible a la toma de aire del motor. El indicador para indicaciones mas exactas de empuje, incorpora en él mismo el factor de corrección entre la presión tomada y el valor que tendría a la entrada del compresor. -Fig. 6.23-

TORQUIMETRO.

En los motores turbo-hélice debido a que solo una mínima parte de la potencia propulsiva se descarga en los gases, no se emplea ni la presión de descarga en la turbina ni la relación de presión del motor para indicar la potencia producida por el motor.

Estos motores están adaptados generalmente con torquímetros de funcionamiento similar al empleado en los motores recíprocos. El torque desarrollado es proporcional al caballaje y la indicación de la presión de aceite del sistema se emplea para indicar el caballaje al eje -SHP- -Fig. 6.25-

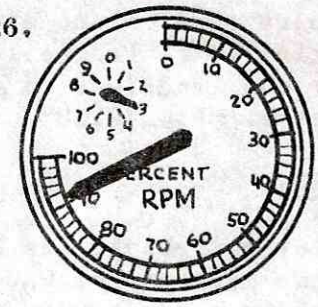
Fig.6.25



TACOMETRO.

La velocidad del motor turbo-reactor se toma de las RPM a que gira el compresor y que son las mismas a que gira la turbina. Los tacómetros están calibrados por lo común en porcentaje de RPM, así los diversos tipos de motor pueden operarse bajo el mismo tipo de comparación. En los motores de flujo axial, el tacómetro tiene como principal función indicar las RPM del motor durante el arranque o en condiciones de sobrevelocidad cuando ocurren. Para determinar el empuje el tacómetro no es tan exacto como el indicador de relación de presión del motor.

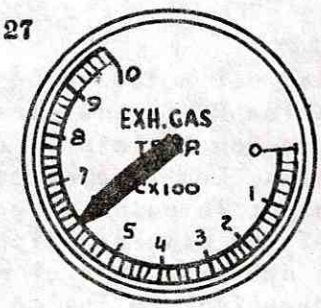
Fig.6.26.



INDICADOR DE TEMPERATURA DE GASES DE ESCAPE -EGT- O DE TEMPERATURA DE GAS EN LA TURBINA -TGT-.

La temperatura de gases de escape, — temperatura del escape o la temperatura del gas en la turbina, significando lo mismo. Esta temperatura es uno de los límites operacionales de estos motores, se emplea para conservar la integridad mecánica de la turbina y verificar la operación del motor. Realmente la temperatura de entrada a la turbina es muy importante y la mas — crítica de las variables del motor. - Aunque los sistemas de pirometría tienen distribuídos los termocoples en - la turbina o en su descarga, su indicación solo es relativa a la temperatura existente en la entrada a ella, - y aunque es mas baja permite tener la indicación apropiada para la correcta operación del motor. El indicador en la cabina muestra el promedio de las lecturas de los termocoples.

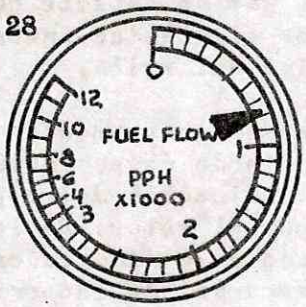
Fig.6.27



INDICADOR DE FLUJO DE COMBUSTIBLE.

El indicador de flujo de combustible- marca el peso del combustible que llega a la unidad reguladora de combustible por hora. El flujómetro es indispensable para que la tripulación compruebe el consumo de combustible del- motor, su rendimiento y pueda ajustar la potencia de vuelo de crucero.

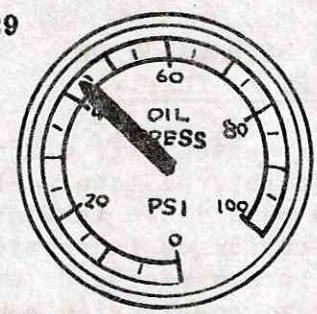
Fig.6.28



MANOMETRO DE ACEITE.

El indicador de presión de aceite señala la presión a que la bomba manda- el aceite para la lubricación del motor. Para proteger al motor contra fallas resultantes de lubricación inadecuada o falta de enfriamiento de las- diferentes partes del motor debe tenerse exacta indicación de la lubricación de las partes vitales.

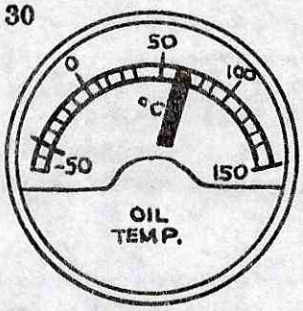
Fig.6.29



TEMPERATURA DE ENTRADA DE ACEITE.

La capacidad del aceite para llenar - su función lubricante y refrigerante- va de acuerdo con su temperatura de - funcionamiento, así como de la cantidad suministrada en las áreas críticas. Este indicador marca la temperatura a que el aceite entra a la bomba del motor. Un indicador de temperatura de salida, solo indicará la correcta operación del radiador de aceite.

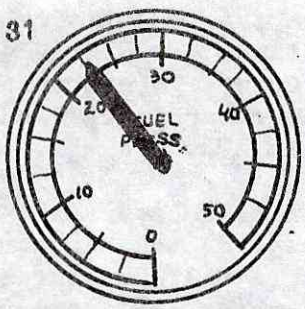
Fig.6.30



INDICADOR DE PRESION DE ENTRADA A LA BOMBA DE COMBUSTIBLE.

En algunas instalaciones de sistemas de combustible se incorpora un manómetro para registrar la presión a que el combustible llega de los tanques a la bomba del motor. En el caso de que en vuelo se cortara o fallara el flujo de combustible, es deseable poder localizar rápidamente la causa, para determinar si la falla se presentó en el sistema del motor o en la correspondiente del avión. En tierra permiten estos manómetros comprobar si el sistema opera con propiedad o no, al efectuar las respectivas comprobaciones.

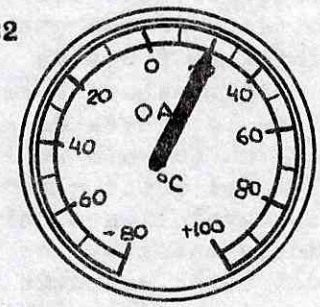
Fig.6.31



INDICADOR DE TEMPERATURA DE AIRE DE ENTRADA AL MOTOR.

El empuje o la potencia generada por el motor varían con la temperatura del aire que llega al compresor, aumentando el empuje generado conforme disminuye la temperatura y el desarrollo de empuje por el motor debe computarse, partiendo de la temperatura de aire en la entrada. Generalmente no se instala la unidad sensible en la entrada al motor, por el riesgo al daño que puede causar al caer dentro de él, si sufriera un daño; sino que se coloca lo mas próximo posible a ella. Se acostumbra corregir la temperatura del aire ambiente para obtener la temperatura verdadera del aire a la entrada al motor.

Fig.6.32



Los anteriores instrumentos corresponden a los mínimos necesarios para el control del motor. Existen instalaciones particulares con instrumentación adicional, luces de advertencia, etc. para indicar situaciones especiales que deben ser atendidas por la tripulación, para lograr la mas eficiente operación del motor.

DIAGNOSTICO DE FALLAS DEL MOTOR TURBO ABANICO JT-3 D

El motor JT3D esta diseñado para desarrollar en sí determinada relación de presión -EPR- de acuerdo con la energía suministrada en el combustible. Cuando esta relación no es alcanzada, se debe considerar que existe un funcionamiento anormal del motor, al que se llama en forma general "falla".

Las fallas principales del motor pueden clasificarse en tres grandes categorias que se presentan en las formas siguientes:

a) cuando el motor tiene una relación de presión anormal, al no alcanzar la proporcional a la cantidad de -

energía suministrada.

b) cuando la posición del acelerador- es para alcanzar determinada cantidad de empuje y ésta no se obtiene y

c) cuando ocurren daños en los componentes del motor, manifestándose - un funcionamiento irregular del motor.

La cantidad de energía que se suministra al motor es controlada por la unidad reguladora de combustible y es — proporcional al flujo de aire que admite el motor; esto determina la temperatura de los gases de escape -TGT- o EGT- con un aumento en la relación- de presión del motor -EPR- proporcional a las revoluciones del motor. Considerando lo anterior, el funcionamiento del motor se puede analizar — computando los valores de:

a) EPR
b) EGT y
c) RPM

en los rangos correspondientes a la - prueba. Las variaciones generales que pueden ocurrir, son:

1) teniendo EGT correcta y EPR baja - se esta mostrando un mal funcionamiento del sistema de combustible

2) teniendo RPM normales en N_1 y N_2 - para determinado rango de EPR, éste se obtiene con EGT altas; será- indicación de que el motor requiere de mas combustible para impulsar a los compresores para alcanzar la EPR. La falla puede fijarse en la sección caliente del motor,- aunque esta misma configuración — puede obtenerse como resultado de- una obstrucción o daño en la admisión -o en el ducto de entrada- — que provoque una disminución del - flujo de aire

3) teniendo RPM arriba de las máximas con EPR baja, será indicación clara de una fuga de aire en la sección difusora. Debe observarse si- N_1 es alto y N_2 normal, para determinar si el daño o fuga es antes del — compresor de alta.

Si N_2 es el alto la falla estará en - la sección del compresor de alta y N_1 tendrá que ser también alto teniendo- EPR baja para las altas EGT obtenidas.

Uno de los lugares obvios para comprobar que N_1 es excesivo, es el sistema de purga. Si la válvula de purga se - atasca en abierta, el compresor de baja se acelerará para compensar la diferencia. La energía adicional requerida, tenderá a acelerar el compresor de alta también; pero en tal condición que el compresor de baja se acelerará mas que el de alta.

Lo anterior cubre de la manera mas general un diagnostico adecuado para — desensamblar la parte sospechosa del- motor. Resumiendo los pasos básicos - para el análisis de la falla se tiene

1) Determinar si la relación de temperatura contra EPR es la adecuada.-

2) Localizar la falla, ya sea en la - sección fría o caliente del motor, comprobando las RPM de ambos compresores. Si la operación es mala, la temperatura será demasiado alta para las EPR.

3) Si durante la operación de temperatura está de acuerdo con EPR, entonces la falla se encontrará fuera del motor, tal como en el sistema de combustible o en la instalación de accesorios.

Existe otra posibilidad de falla que- no se ha discutido. Cuando ocurren — desplomes inesperados de los compresores, significa falla en el sistema de propulsión. Los desplomes debido a baja eficiencia de los compresores, dan muy baja EPR para la temperatura indicada. Estos desplomes pueden deberse- a falla del motor o de la unidad de -

control de combustible. Sin embargo, si el motor se mantiene estable en su operación siendo normal la temperatura para EPR se puede determinar que no es el motor el causante de la falla, sino alguno de los accesorios o sistemas externos.

A continuación se presentan los grupos comunes de fallas en este motor y las acciones recomendadas por el fabricante para su corrección en cada caso. Estos grupos se presentan en el siguiente orden:

1.- Fallas al arranque
2.- El motor falla al arrancar
3.- El motor falla al acelerar en baja
4.- Sobretemperatura
5.- Fallas del sistema de ignición
6.- Aceleración y desaceleración lenta o rápida y arranques calientes
7.- Sobre velocidad de N_2 en máxima potencia
8.- Aceleración incorrecta
9.- Velocidad en baja, incorrecta
10.- Velocidad máxima, incorrecta
11.- El motor se cuelga en alta potencia
12.- Fuego en el motor al pararlo
13.- Fallas operacionales

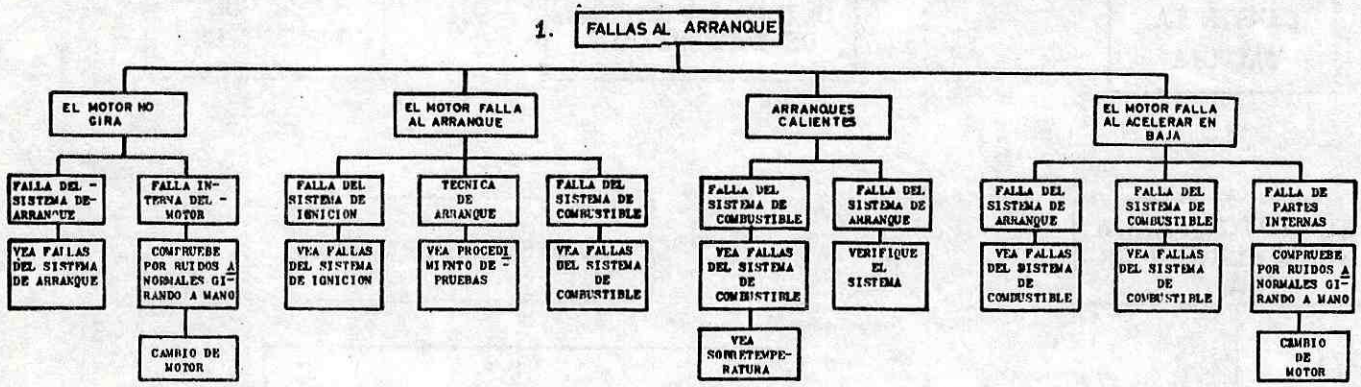
FALLAS DEL SISTEMA DE AIRE.

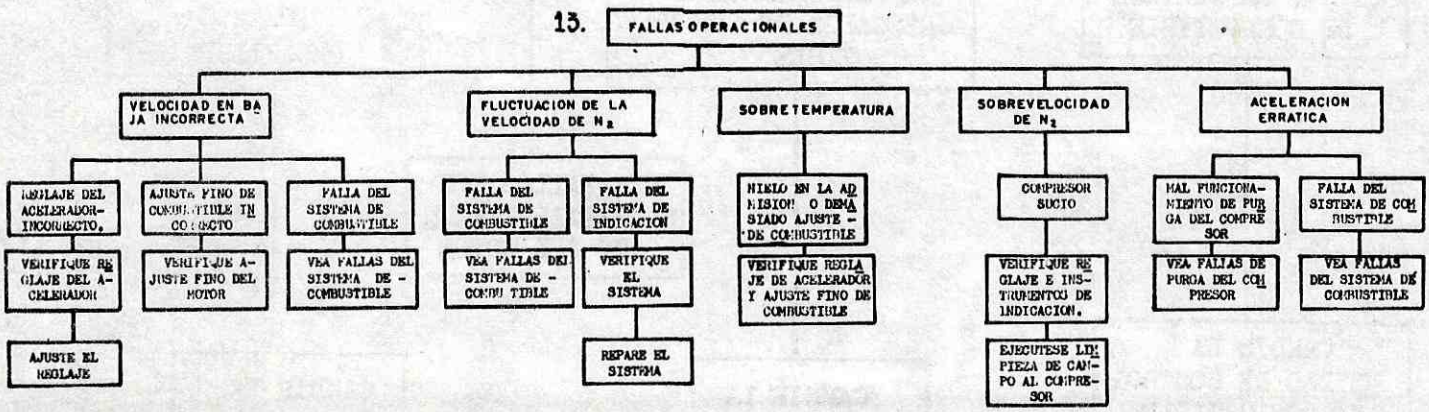
14.- Pérdida de potencia por formación de hielo
15.- Luz de advertencia de formación de hielo en el filtro, no apaga
16.- Válvula de purga fuera de límites al abrir y al cerrar
17.- Válvula de purga inoperativa

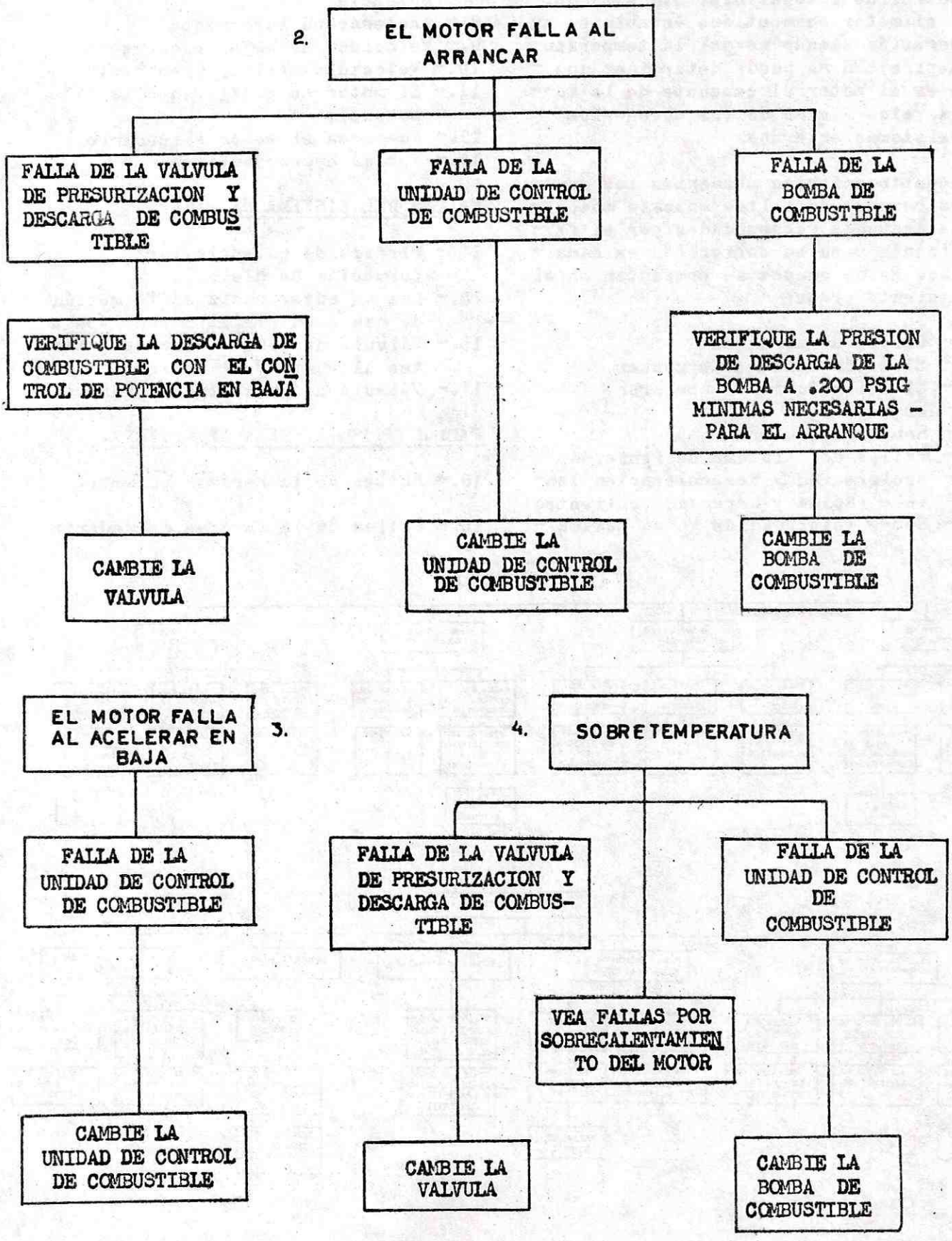
FALLAS EN EL SISTEMA DE REVERSA.

18.- Fallas de la reversa primaria

19.- Fallas de la reversa secundaria





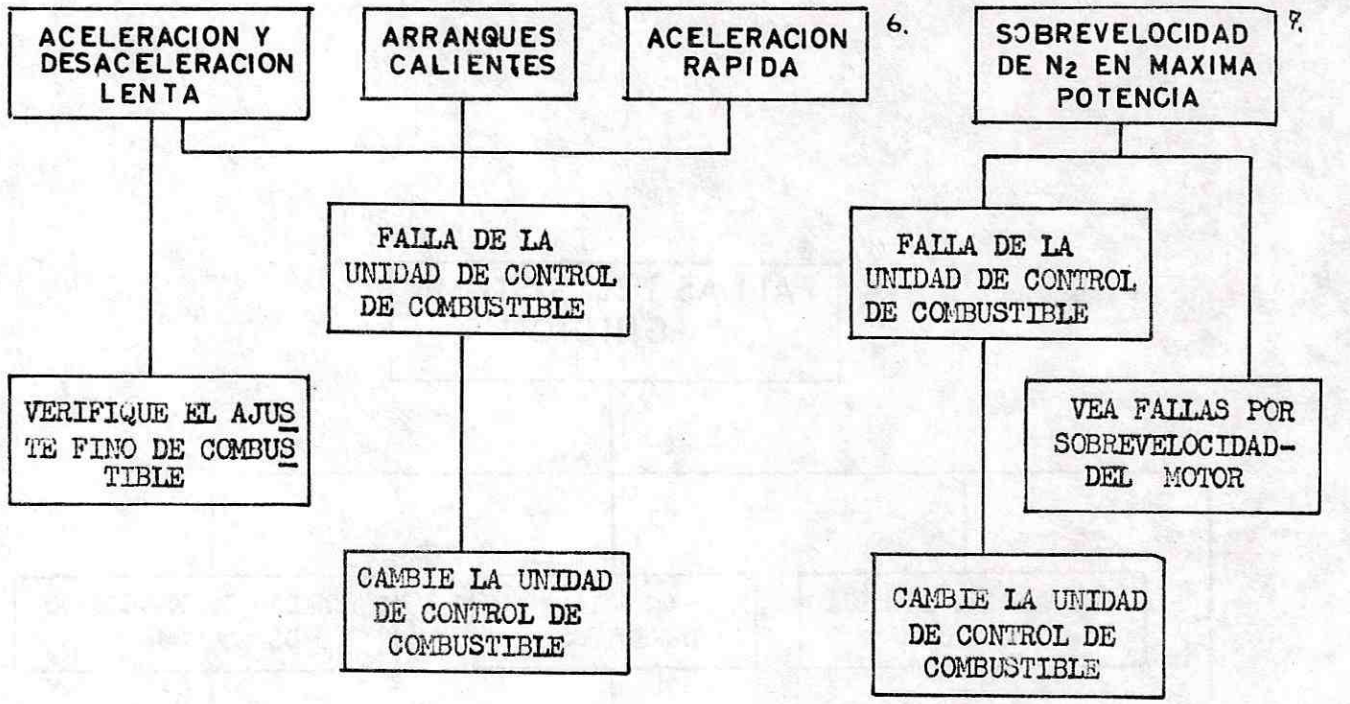

2.
EL MOTOR FALLA AL ARRANCAR
FALLA DE LA VALVULA DE PRESURIZACION Y DESCARGA DE COMBUSTIBLE
FALLA DE LA UNIDAD DE CONTROL DE COMBUSTIBLE
FALLA DE LA BOMBA DE COMBUSTIBLE
VERIFIQUE LA DESCARGA DE COMBUSTIBLE CON EL CONTROL DE POTENCIA EN BAJA
VERIFIQUE LA PRESION DE DESCARGA DE LA BOMBA A .200 PSIG MINIMAS NECESARIAS - PARA EL ARRANQUE
CAMBIE LA VALVULA
CAMBIE LA UNIDAD DE CONTROL DE COMBUSTIBLE
CAMBIE LA BOMBA DE COMBUSTIBLE
EL MOTOR FALLA AL ACELERAR EN BAJA
3.
4.
SOBRETEMPERATURA
FALLA DE LA UNIDAD DE CONTROL DE COMBUSTIBLE
FALLA DE LA VALVULA DE PRESURIZACION Y DESCARGA DE COMBUSTIBLE
FALLA DE LA UNIDAD DE CONTROL DE COMBUSTIBLE
VEA FALLAS POR SOBRECALENTAMIENTO DEL MOTOR
CAMBIE LA UNIDAD DE CONTROL DE COMBUSTIBLE
CAMBIE LA VALVULA
CAMBIE LA BOMBA DE COMBUSTIBLE

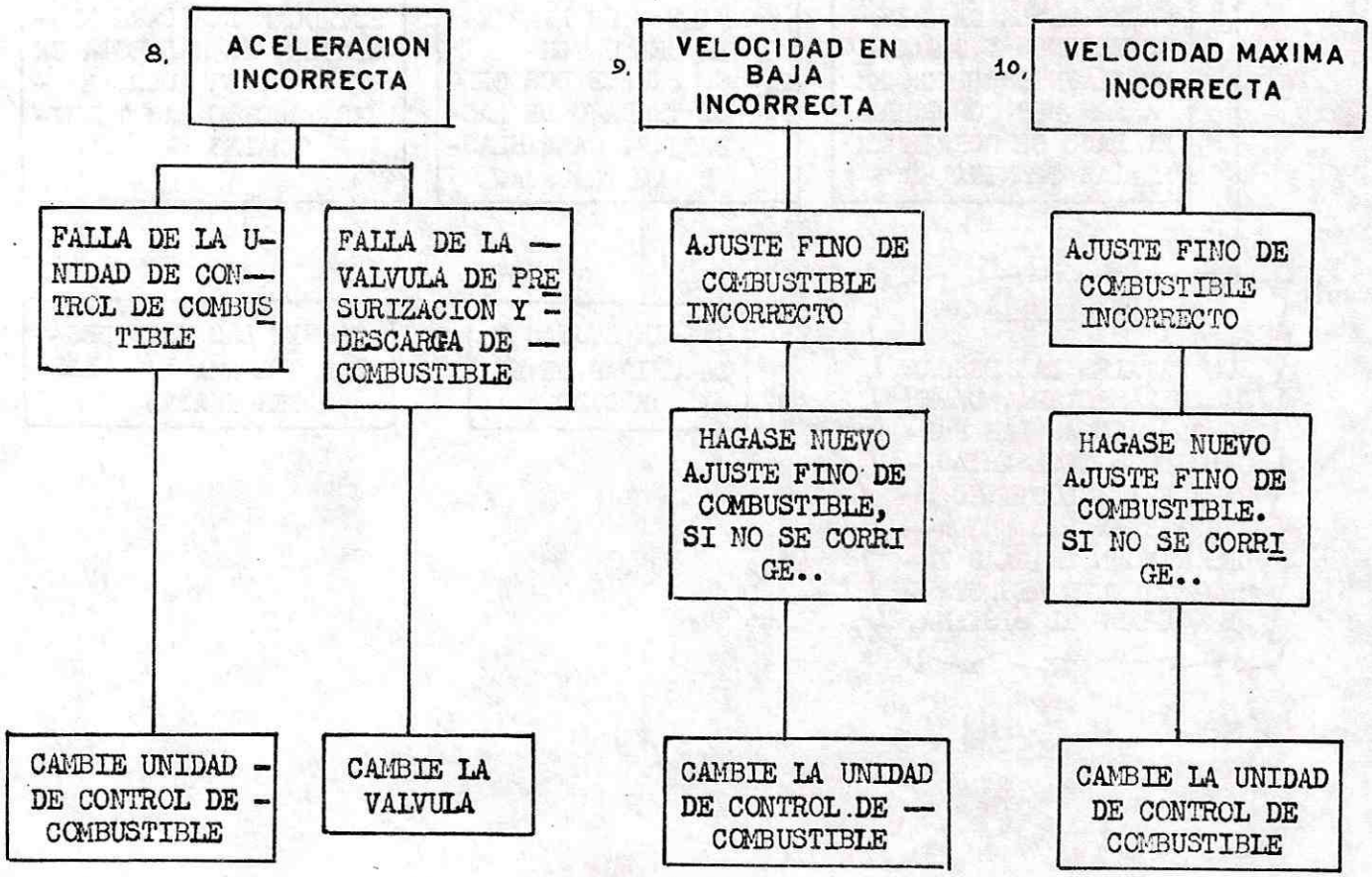
5. FALLAS DEL SISTEMA IGNICION

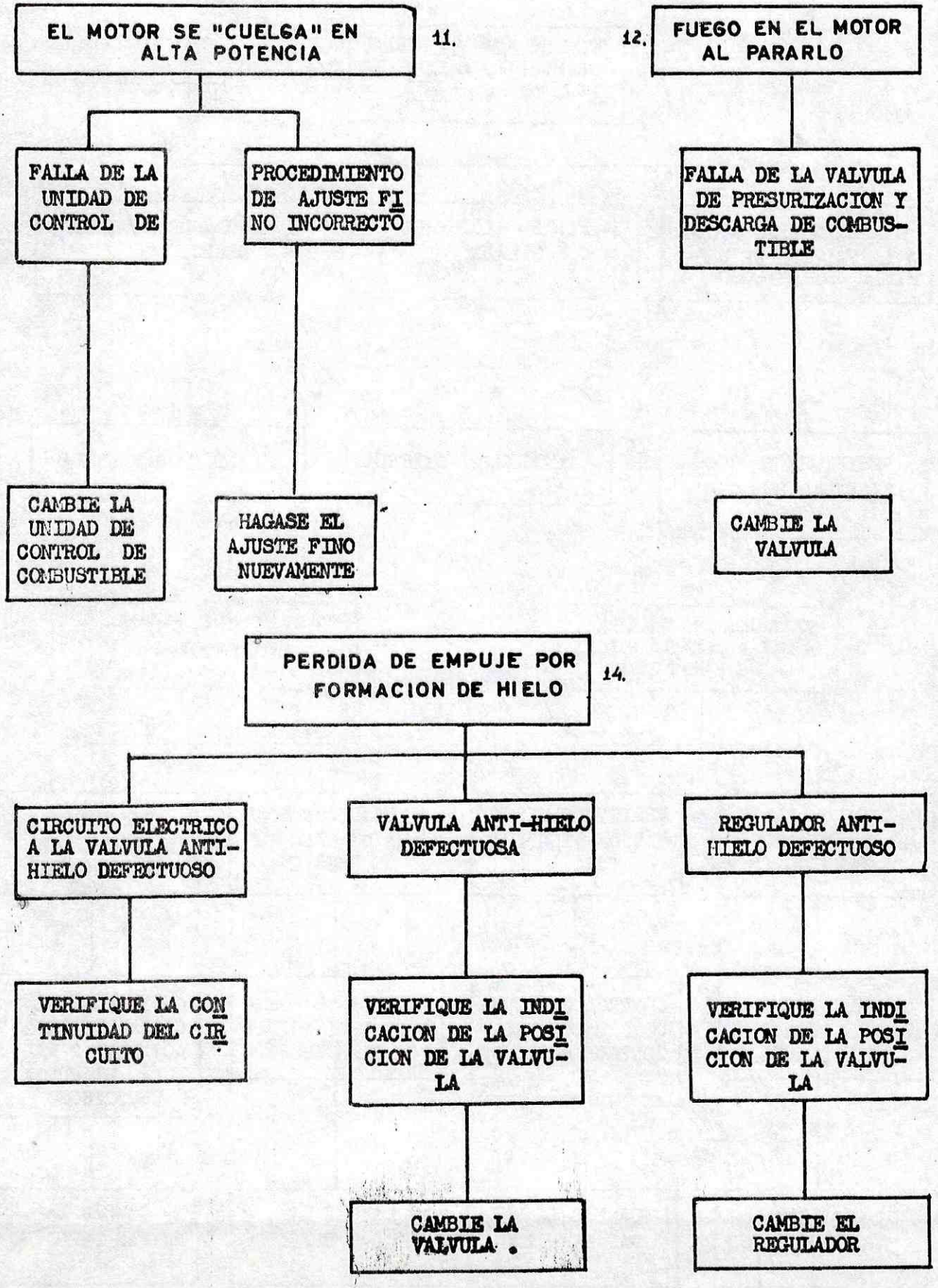
VOLTAJE DE ENTRADA INADECUADO	BUJIA DEFECTUOSA	UNIDAD DE ENCENDIDO DEFECTUOSA
DESCONECTE LAS TERMINALES DE LA CAJA DE CONEXIONES Y COLOCANDO EL INTERRUPTOR EN "ARRANQUE" COMPRUEBE EL PASO DE CORRIENTE EN LAS TERMINALES	1.- EFECTUESE PROCEDIMIENTO DE LIMPIEZA DEL MOTOR 2.- COMPRUEBE POR OIDO EL TRABAJO DE LAS BUJIAS. CAMBIELAS SI NO TRABAJAN	SI UNA BUJIA EN BUEN ESTADO FALLA PARA ENCENDER, EL MAL ESTA EN EL TRANSFORMADOR, EL EXCITADOR O LAS TERMINALES
	CAMBIE BUJIAS O LA UNIDAD DE ENCENDIDO	CAMBIE LAS UNIDADES DEL SISTEMA Y/O LAS TERMINALES

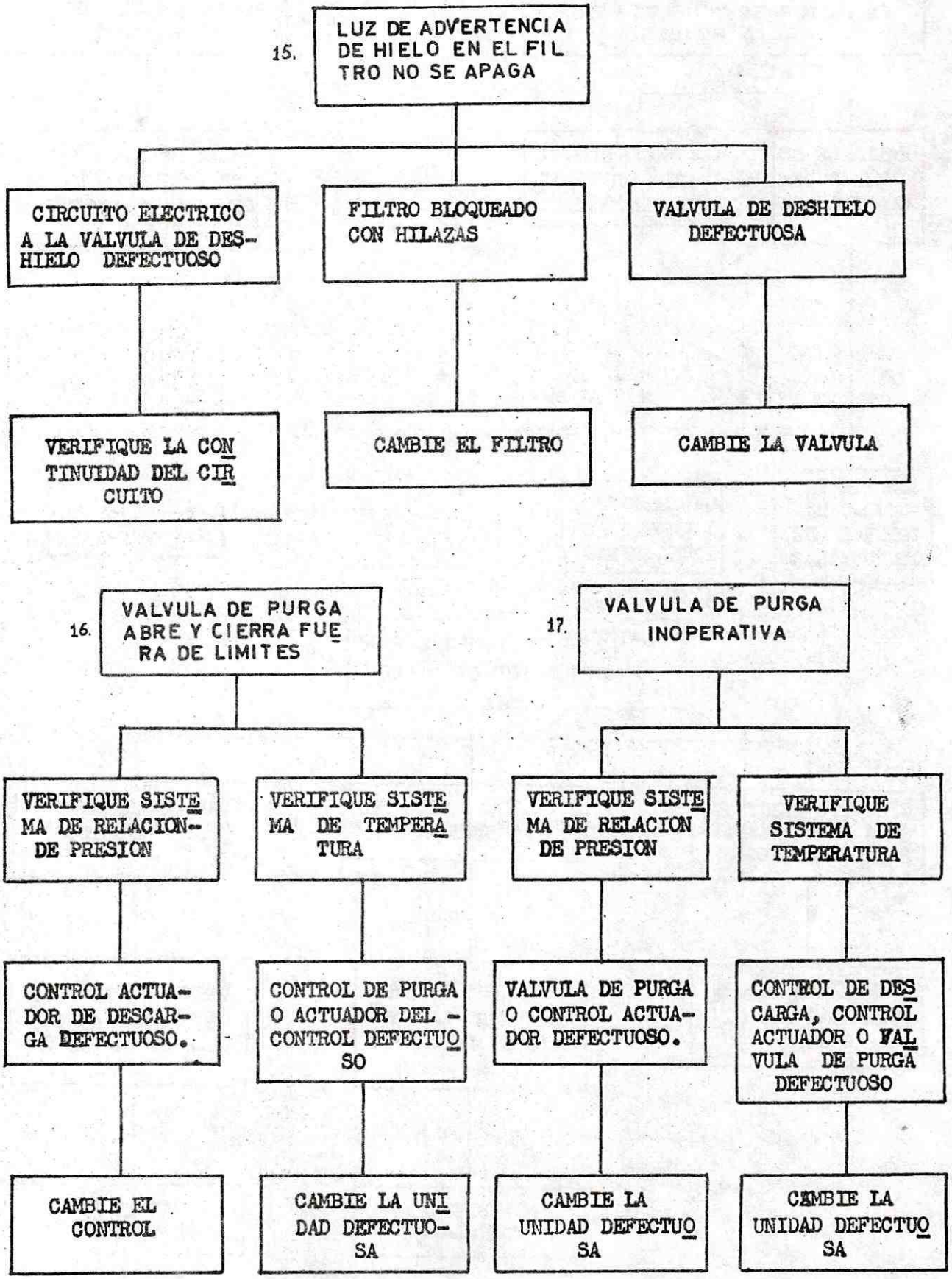
ADVERTENCIA

SON FATALES LAS DESCARGAS DEL SISTEMA. DEBEN TOMARSE TODAS LAS PRECAUCIONES NECESARIAS PARA EVITARLOS Y NO EJECUTAR EN LAS UNIDADES NINGUN TRABAJO INMEDIATAMENTE DESPUES DE OPERADO EL SISTEMA.


ACELERACION Y DESACELERACION LENTA
ARRANQUES CALIENTES
ACELERACION RAPIDA
6.
SOBREVELOCIDAD DE N_2 EN MAXIMA POTENCIA
7.
FALLA DE LA UNIDAD DE CONTROL DE COMBUSTIBLE
FALLA DE LA UNIDAD DE CONTROL DE COMBUSTIBLE
VERIFIQUE EL AJUSTE FINO DE COMBUSTIBLE
VEA FALLAS POR SOBREVELOCIDAD DEL MOTOR
CAMBIE LA UNIDAD DE CONTROL DE COMBUSTIBLE
CAMBIE LA UNIDAD DE CONTROL DE COMBUSTIBLE

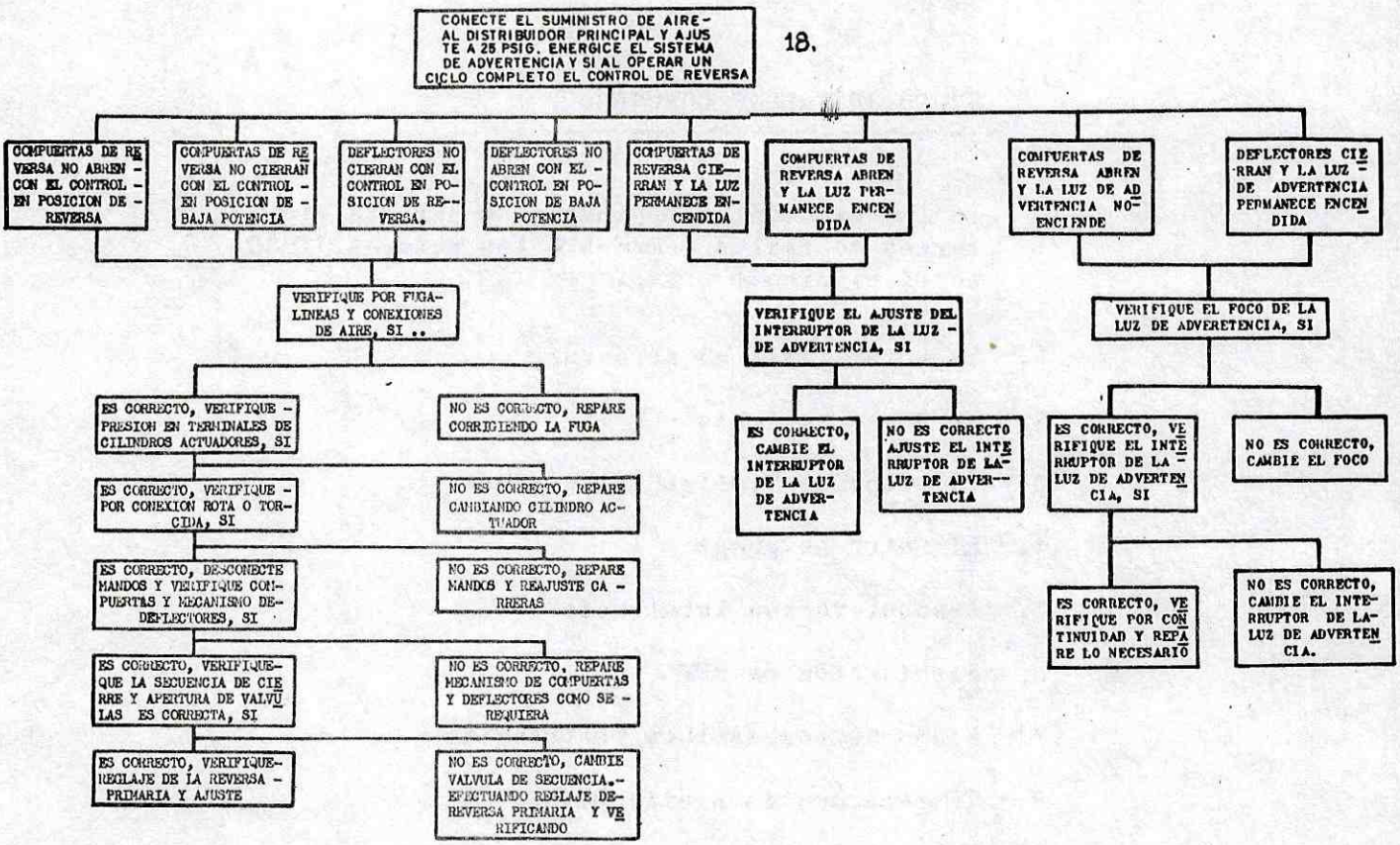

8.
ACELERACION INCORRECTA
9.
VELOCIDAD EN BAJA INCORRECTA
10.
VELOCIDAD MAXIMA INCORRECTA
FALLA DE LA UNIDAD DE CONTROL DE COMBUSTIBLE
FALLA DE LA VALVULA DE PRESURIZACION Y DESCARGA DE COMBUSTIBLE
AJUSTE FINO DE COMBUSTIBLE INCORRECTO
AJUSTE FINO DE COMBUSTIBLE INCORRECTO
HAGASE NUEVO AJUSTE FINO DE COMBUSTIBLE, SI NO SE CORRIGE..
HAGASE NUEVO AJUSTE FINO DE COMBUSTIBLE. SI NO SE CORRIGE..
CAMBIE UNIDAD DE CONTROL DE COMBUSTIBLE
CAMBIE LA VALVULA
CAMBIE LA UNIDAD DE CONTROL DE COMBUSTIBLE
CAMBIE LA UNIDAD DE CONTROL DE COMBUSTIBLE


EL MOTOR SE "CUELGA" EN ALTA POTENCIA
11.
FALLA DE LA UNIDAD DE CONTROL DE
PROCEDIMIENTO DE AJUSTE FI NO INCORRECTO
CAMBIE LA UNIDAD DE CONTROL DE COMBUSTIBLE
HAGASE EL AJUSTE FINO NUEVAMENTE
12.
FUEGO EN EL MOTOR AL PARARLO
FALLA DE LA VALVULA DE PRESURIZACION Y DESCARGA DE COMBUSTIBLE
CAMBIE LA VALVULA
PERDIDA DE EMPUJE POR FORMACION DE HIELO
14.
CIRCUITO ELECTRICO A LA VALVULA ANTI-HIELO DEFECTUOSO
VALVULA ANTI-HIELO DEFECTUOSA
REGULADOR ANTI-HIELO DEFECTUOSO
VERIFIQUE LA CONTINUIDAD DEL CIRCUITO
VERIFIQUE LA INDICACION DE LA POSICION DE LA VALVULA
VERIFIQUE LA INDICACION DE LA POSICION DE LA VALVULA
CAMBIE LA VALVULA .
CAMBIE EL REGULADOR

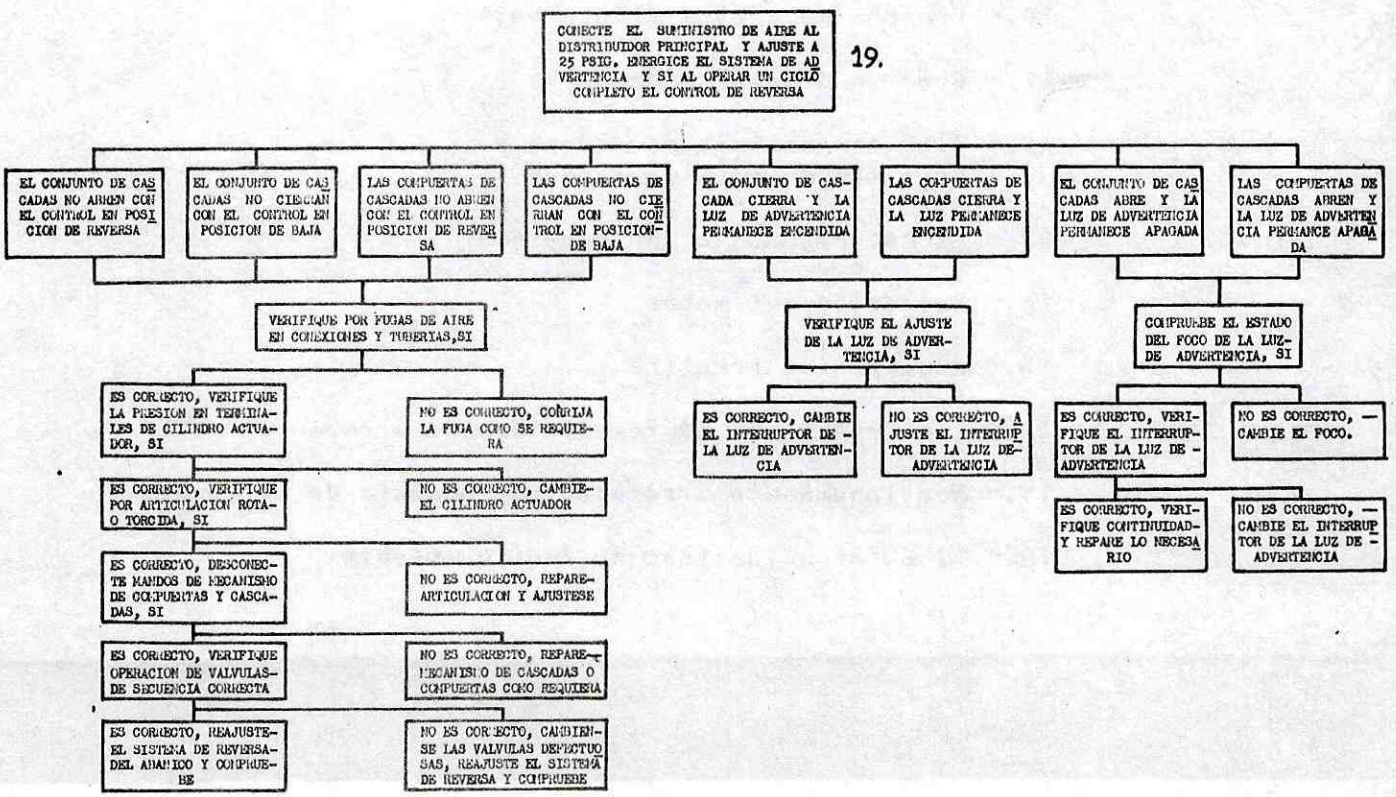

15.
LUZ DE ADVERTENCIA DE HIELO EN EL FILTRO NO SE APAGA
CIRCUITO ELECTRICO A LA VALVULA DE DESHIELO DEFECTUOSO
FILTRO BLOQUEADO CON HILAZAS
VALVULA DE DESHIELO DEFECTUOSA
VERIFIQUE LA CONTINUIDAD DEL CIRCUITO
CAMBIE EL FILTRO
CAMBIE LA VALVULA
16.
VALVULA DE PURGA ABRE Y CIERRA FUERA DE LIMITES
17.
VALVULA DE PURGA INOPERATIVA
VERIFIQUE SISTEMA DE RELACION DE PRESION
VERIFIQUE SISTEMA DE TEMPERATURA
VERIFIQUE SISTEMA DE RELACION DE PRESION
VERIFIQUE SISTEMA DE TEMPERATURA
CONTROL ACTUADOR DE DESCARGA DEFECTUOSO.
CONTROL DE PURGA O ACTUADOR DEL CONTROL DEFECTUOSO
VALVULA DE PURGA O CONTROL ACTUADOR DEFECTUOSO.
CONTROL DE DESCARGA, CONTROL ACTUADOR O VALVULA DE PURGA DEFECTUOSO
CAMBIE EL CONTROL
CAMBIE LA UNIDAD DEFECTUOSA
CAMBIE LA UNIDAD DEFECTUOSA
CAMBIE LA UNIDAD DEFECTUOSA

FALLAS DEL MOTOR JT-3D.

18.



19.



GRUPO DE FALLAS COMUNES.

En las siguientes páginas se presentan otras series de fallas comunes a los motores JT-3D en el siguiente orden:

1.- El motor falla al arrancar

2.- Arranque caliente

3.- El motor se "cuelga" al arrancar

4.- El motor se apaga

5.- Desaceleración incorrecta

6.- Fluctuación de RPM

7.- Flujo de combustible restringido

8.- Temperatura de aceite baja

9.- Temperatura alta de aceite

10.- Presión de aceite alta o baja

11.- Consumo de aceite excesivo

12.- Alta temperatura de escape y
baja temperatura de escape

13.- El motor trabaja con aspereza

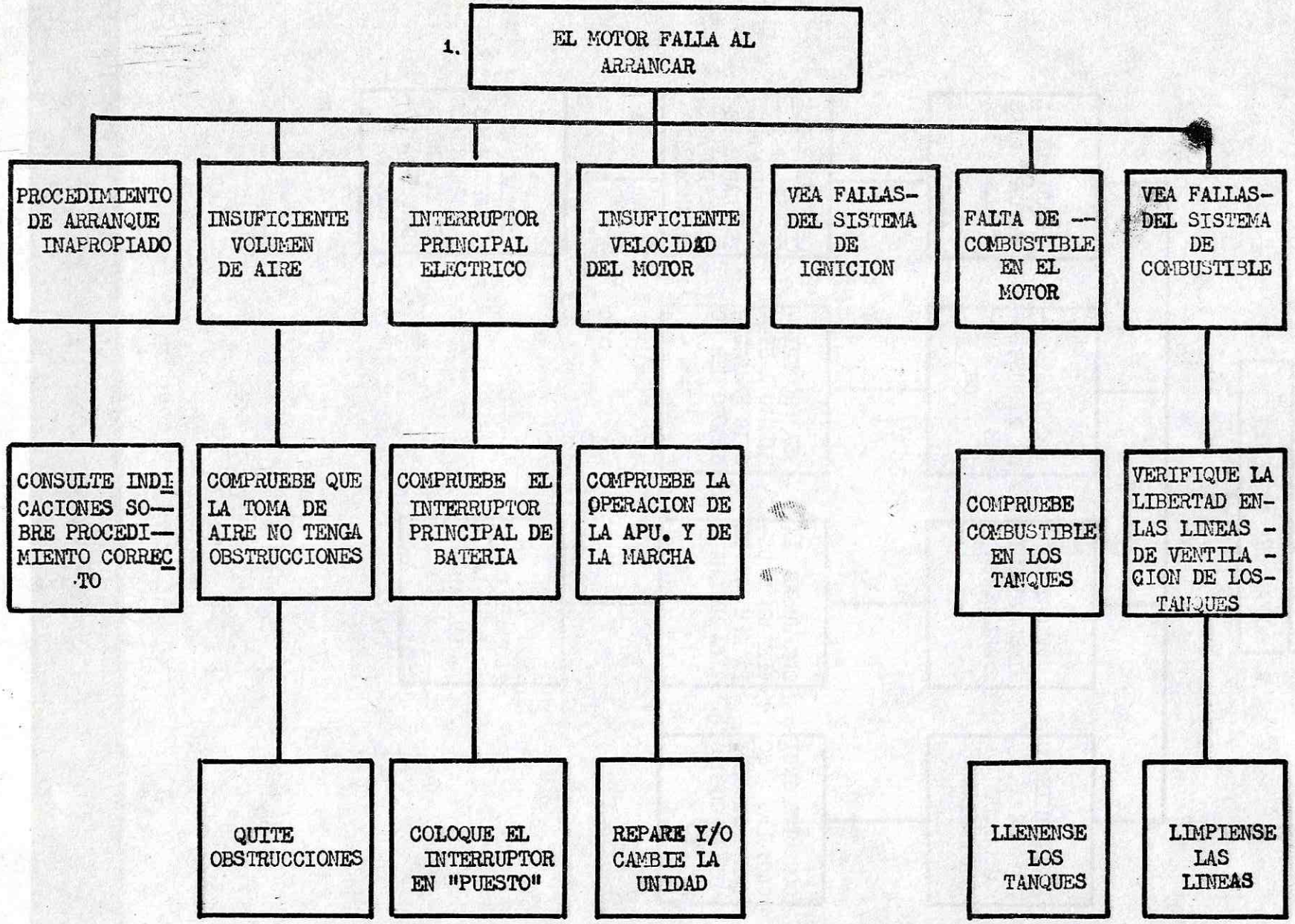
14.- Pulsación del motor

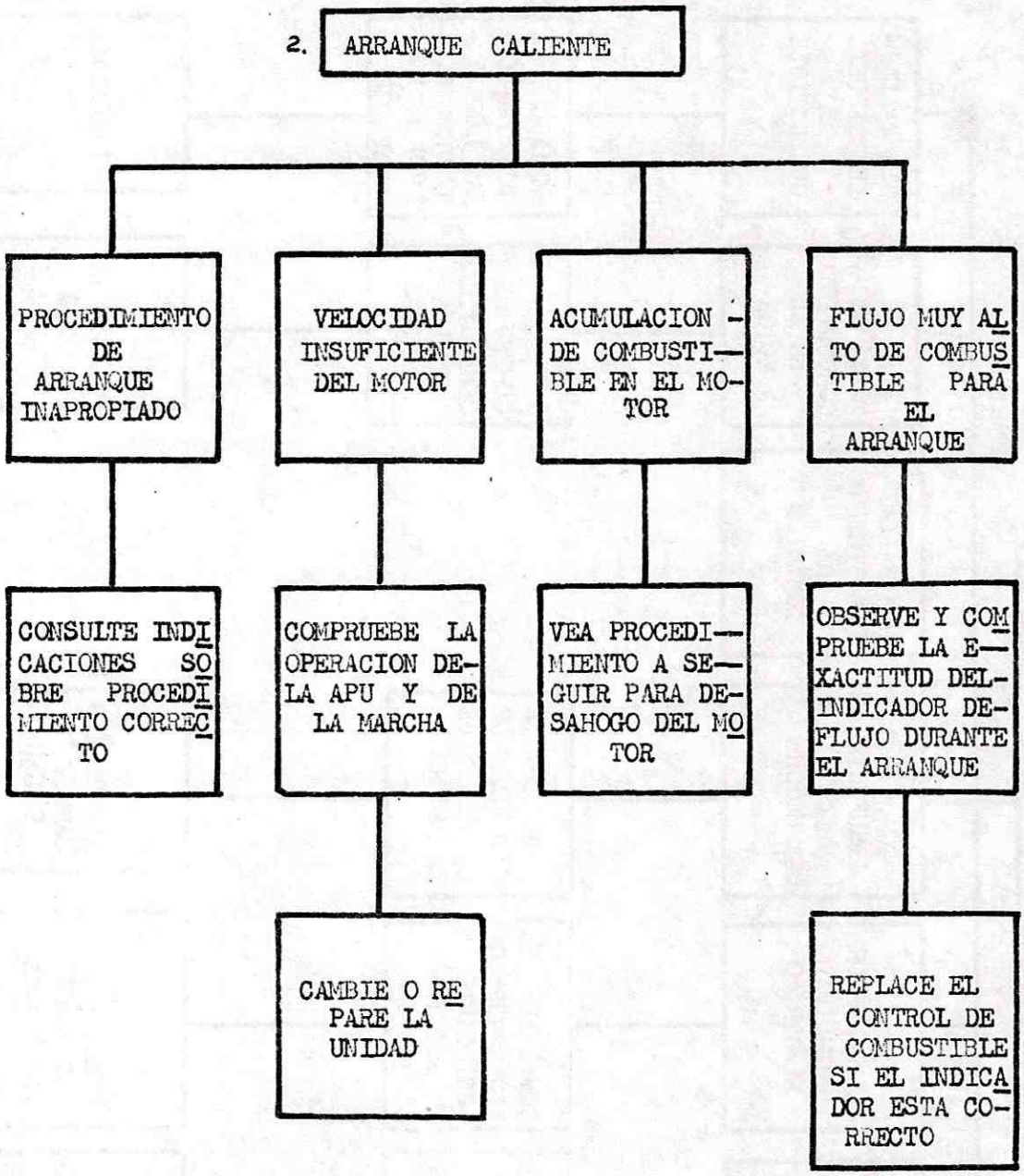
15.- Aceleración erratica

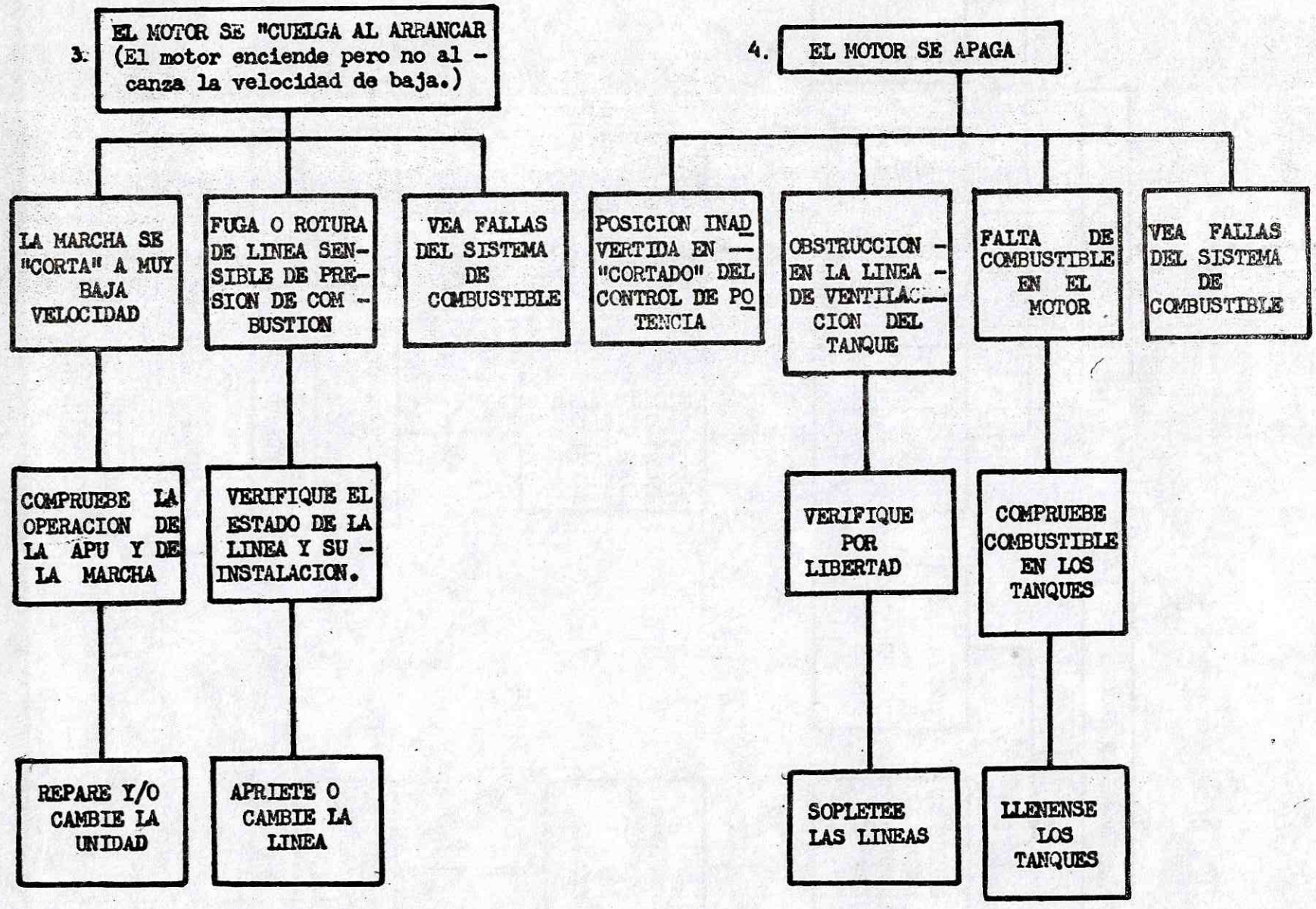
16.- Fluctuación en la temperatura de escape

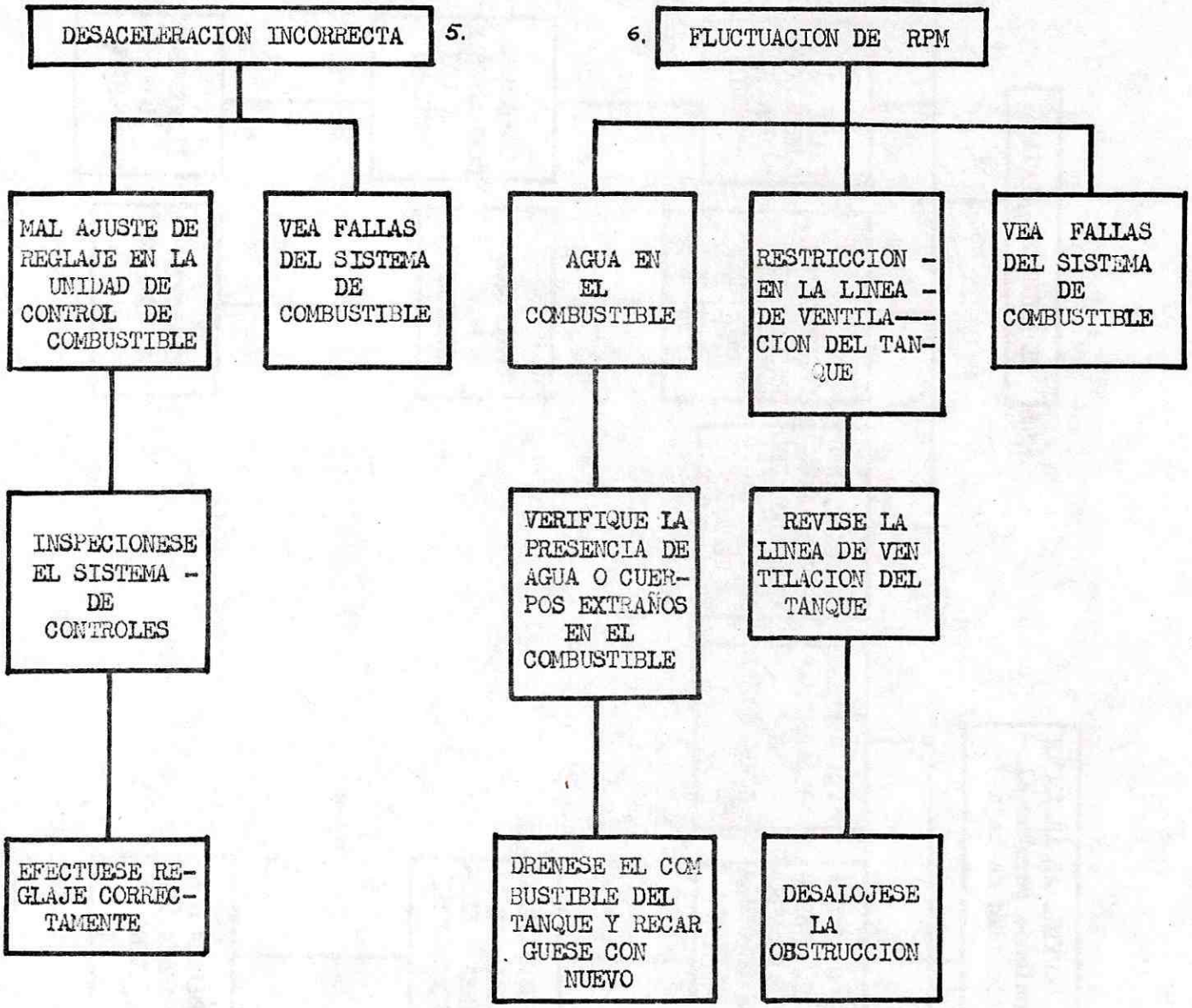
17.- Funcionamiento irregular con aumento de altitud

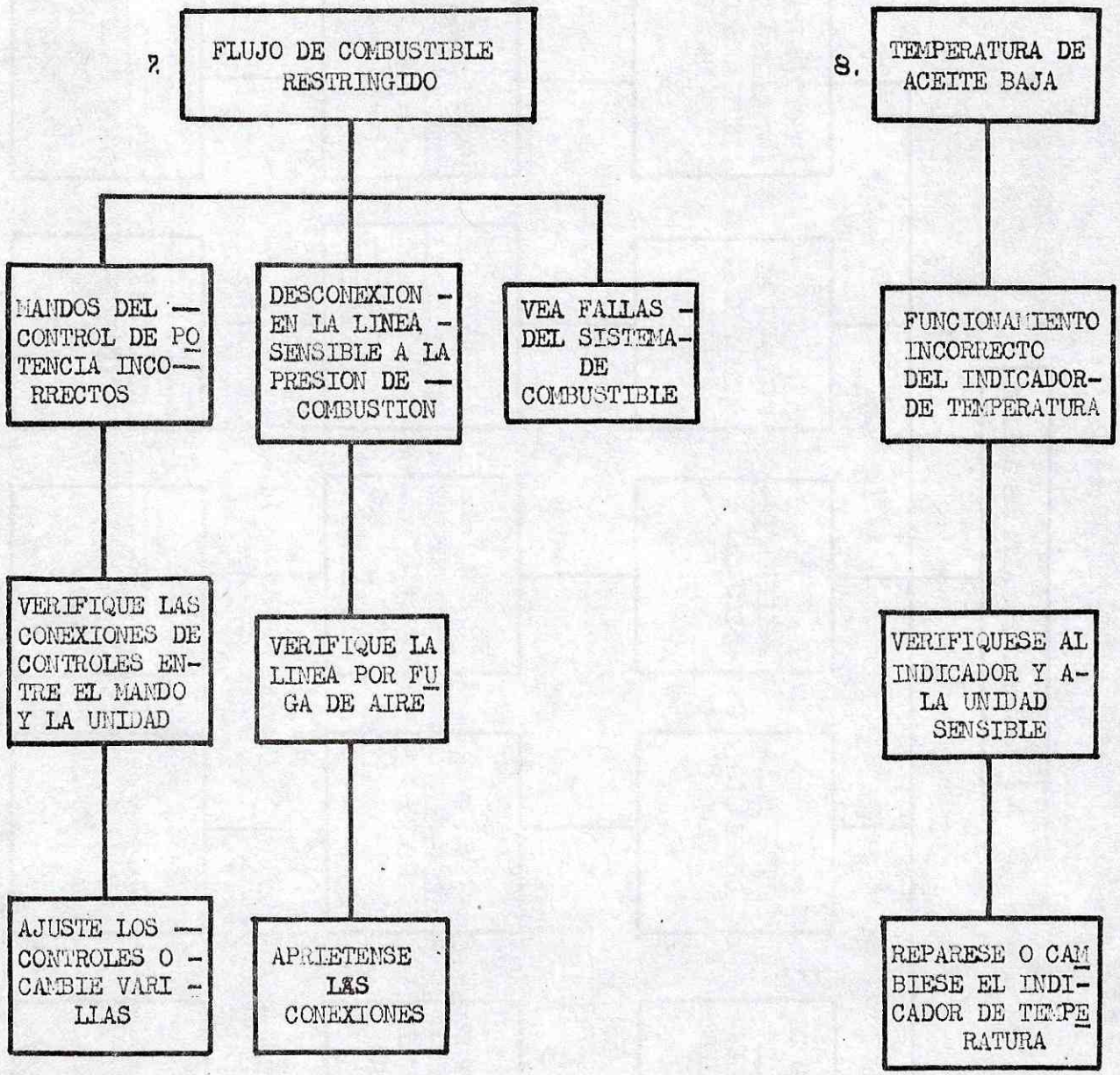
18.- El motor no detiene su funcionamiento


1. EL MOTOR FALLA AL ARRANCAR
PROCEDIMIENTO DE ARRANQUE INAPROPIADO
INSUFICIENTE VOLUMEN DE AIRE
INTERRUPTOR PRINCIPAL ELECTRICO
INSUFICIENTE VELOCIDAD DEL MOTOR
VEA FALLAS-DEL SISTEMA DE IGNICION
FALTA DE -- COMBUSTIBLE EN EL MOTOR
VEA FALLAS-DEL SISTEMA DE COMBUSTIBLE
CONSULTE INDICACIONES SOBRE PROCEDIMIENTO CORRECTO
COMPRUEBE QUE LA TOMA DE AIRE NO TENGA OBSTRUCCIONES
COMPRUEBE EL INTERRUPTOR PRINCIPAL DE BATERIA
COMPRUEBE LA OPERACION DE LA APU. Y DE LA MARCHA
COMPRUEBE COMBUSTIBLE EN LOS TANQUES
VERIFIQUE LA LIBERTAD EN-LAS LINEAS - DE VENTILA - CION DE LOS-TANQUES
QUITE OBSTRUCCIONES
COLOQUE EL INTERRUPTOR EN "PUESTO"
REPARE Y/O CAMBIE LA UNIDAD
LLENENSE LOS TANQUES
LIMPIENSE LAS LINEAS


2. ARRANQUE CALIENTE
PROCEDIMIENTO DE ARRANQUE INAPROPIADO
VELOCIDAD INSUFICIENTE DEL MOTOR
ACUMULACION DE COMBUSTIBLE EN EL MOTOR
FLUJO MUY ALTO DE COMBUSTIBLE PARA EL ARRANQUE
CONSULTE INDICACIONES SOBRE PROCEDIMIENTO CORRECTO
COMPRUEBE LA OPERACION DE LA APU Y DE LA MARCHA
VEA PROCEDIMIENTO A SEGUIR PARA DESAHOGO DEL MOTOR
OBSERVE Y COMPRUEBE LA EXACTITUD DEL INDICADOR DE FLUJO DURANTE EL ARRANQUE
CAMBIE O REPARE LA UNIDAD
REPLACE EL CONTROL DE COMBUSTIBLE SI EL INDICADOR ESTA CORRECTO

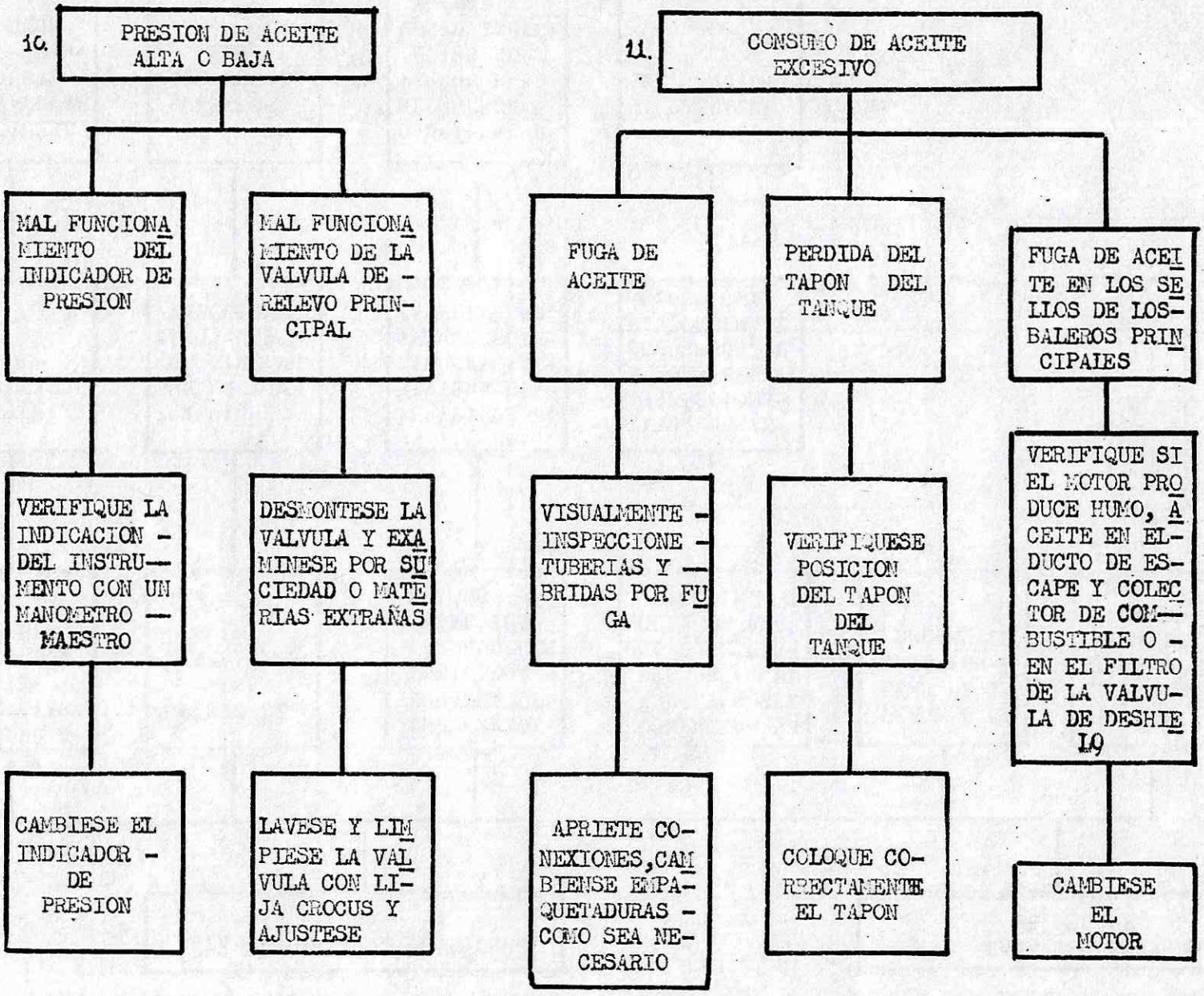

3. EL MOTOR SE "CUELGA AL ARRANCAR (El motor enciende pero no al - canza la velocidad de baja.)
LA MARCHA SE "CORTA" A MUY BAJA VELOCIDAD
FUGA O ROTURA DE LINEA SEN- SIBLE DE PRE- SION DE COM - BUSTION
VEA FALLAS DEL SISTEMA DE COMBUSTIBLE
COMPRUEBE LA OPERACION DE LA APU Y DE LA MARCHA
VERIFIQUE EL ESTADO DE LA LINEA Y SU - INSTALACION.
REPARE Y/O CAMBIE LA UNIDAD
APRIETE O CAMBIE LA LINEA
4. EL MOTOR SE APAGA
POSICION INAD VERTIDA EN — "CORTADO" DEL CONTROL DE PO TENCIA
OBSTRUCCION - EN LA LINEA - DE VENTILAC— CION DEL TANQUE
FALTA DE COMBUSTIBLE EN EL MOTOR
VEA FALLAS DEL SISTEMA DE COMBUSTIBLE
VERIFIQUE POR LIBERTAD
COMPRUEBE COMBUSTIBLE EN LOS TANQUES
SOPLETEE LAS LINEAS
LLENENSE LOS TANQUES


5. DESACELERACION INCORRECTA
MAL AJUSTE DE REGLAJE EN LA UNIDAD DE CONTROL DE COMBUSTIBLE
VEA FALLAS DEL SISTEMA DE COMBUSTIBLE
INSPECIONESE EL SISTEMA - DE CONTROLES
EFECTUESE REGLAJE CORRECTAMENTE
6. FLUCTUACION DE RPM
AGUA EN EL COMBUSTIBLE
RESTRICCION - EN LA LINEA - DE VENTILA—— CION DEL TANQUE
VEA FALLAS DEL SISTEMA DE COMBUSTIBLE
VERIFIQUE LA PRESENCIA DE AGUA O CUERPOS EXTRAÑOS EN EL COMBUSTIBLE
REVISE LA LINEA DE VENTILACION DEL TANQUE
DRENESE EL COMBUSTIBLE DEL TANQUE Y RECARGUESE CON NUEVO
DESALOJESE LA OBSTRUCCION

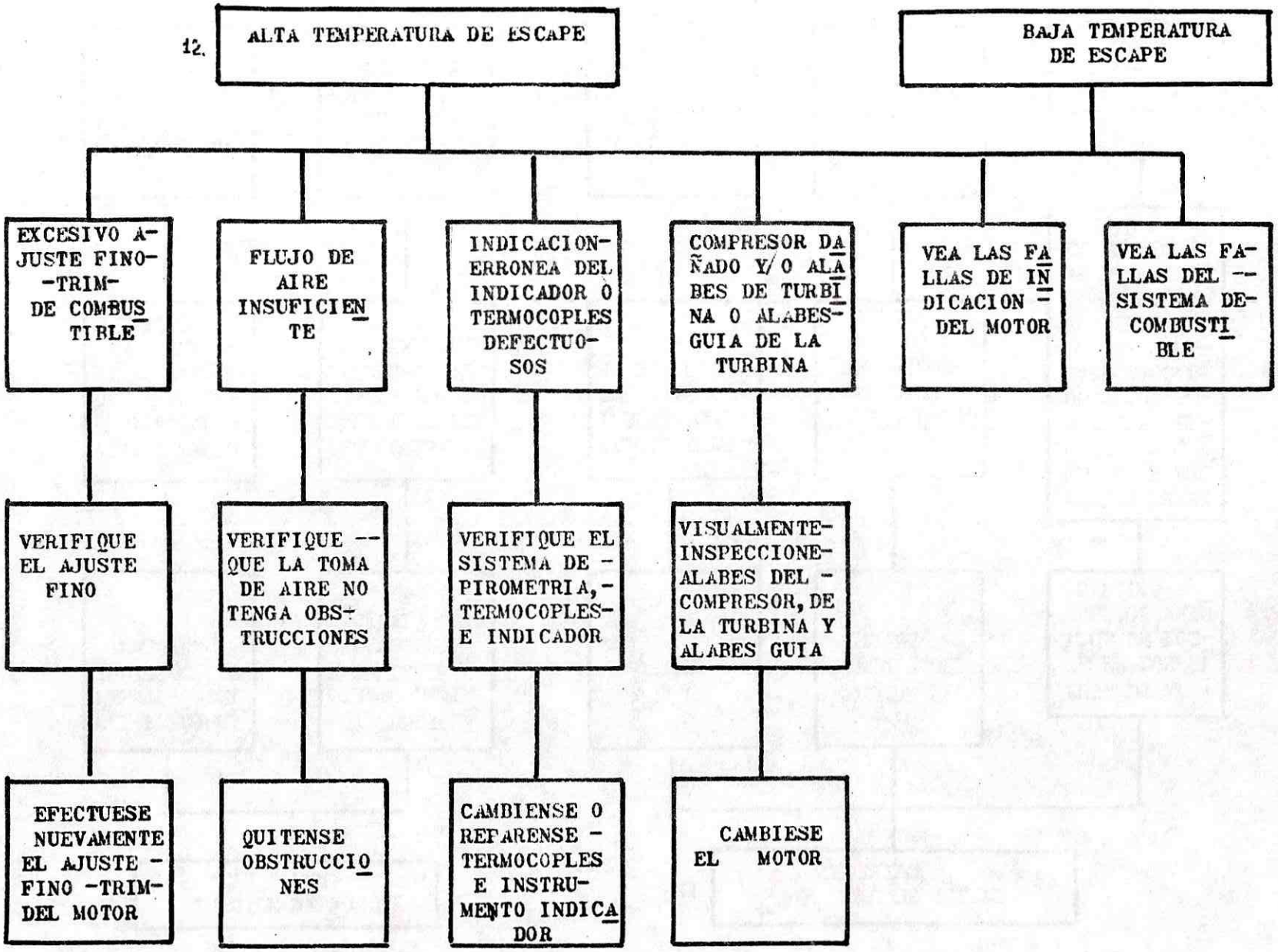

7.
FLUJO DE COMBUSTIBLE RESTRINGIDO
MANDOS DEL CONTROL DE POTENCIA INCORRECTOS
DESCONEXION EN LA LINEA SENSIBLE A LA PRESION DE COMBUSTION
VEA FALLAS DEL SISTEMA DE COMBUSTIBLE
VERIFIQUE LAS CONEXIONES DE CONTROLES ENTRE EL MANDO Y LA UNIDAD
VERIFIQUE LA LINEA POR FUGA DE AIRE
AJUSTE LOS CONTROLES O CAMBIE VARILLAS
APRIETENSE LAS CONEXIONES
8.
TEMPERATURA DE ACEITE BAJA
FUNCIONAMIENTO INCORRECTO DEL INDICADOR DE TEMPERATURA
VERIFIQUESE AL INDICADOR Y A LA UNIDAD SENSIBLE
REPARESE O CAMBIESE EL INDICADOR DE TEMPERATURA

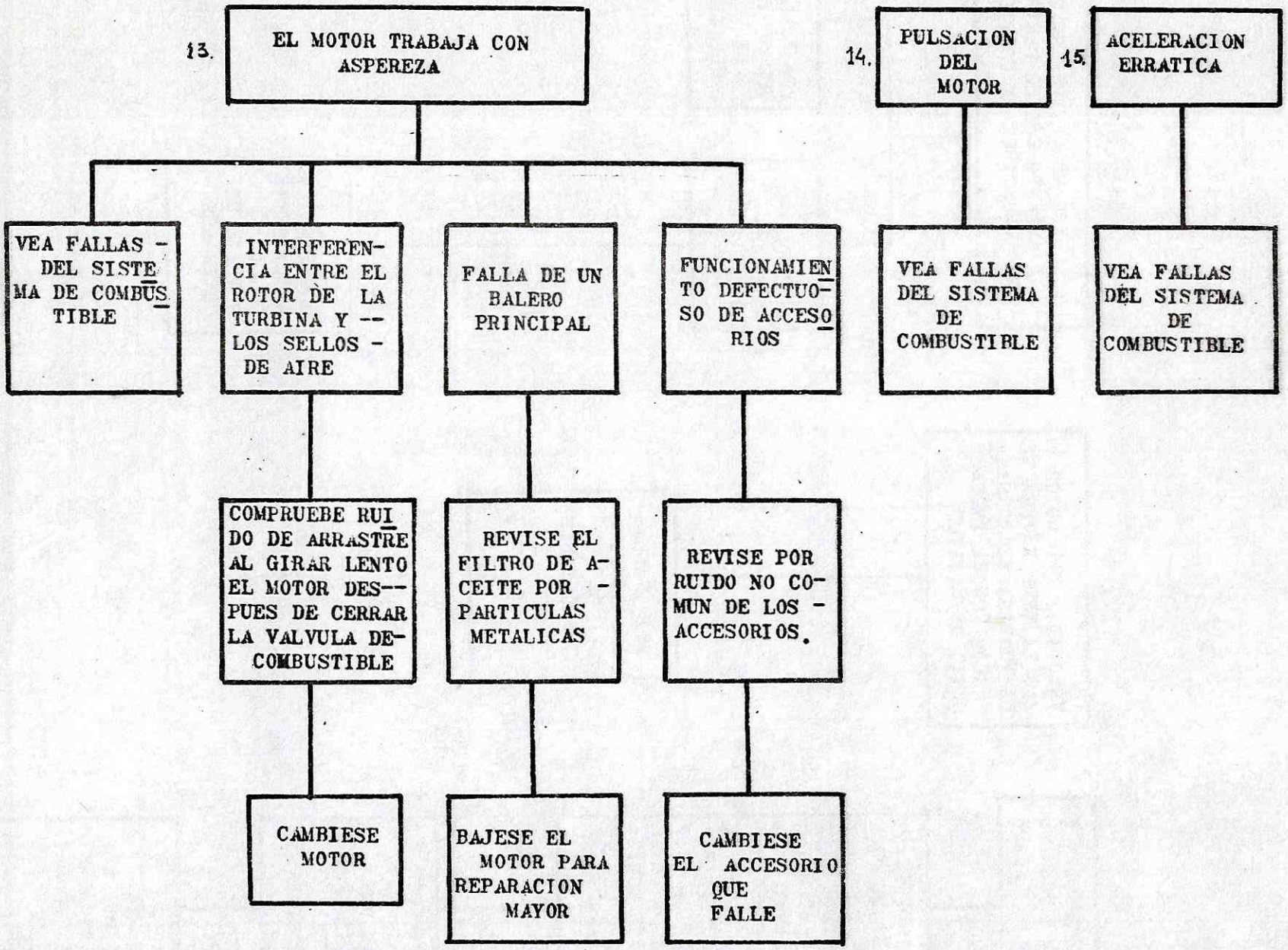
9. TEMPERATURA ALTA DE ACEITE

- CANTIDAD DE ACEITE EN EL TANQUE — INSUFICIENTE
  - VERIFIQUE EL NIVEL DE ACEITE EN EL TANQUE
    - LLENE EL TANQUE
- FILTRO DE ACEITE BLOQUEADO
  - QUITESE Y REVISESE EL FILTRO
    - LAVESE O CAMBIESE
- FALLA DE BALERO (S)
  - INVESTIGUESE PRESENCIA DE METAL EN EL ACEITE Y LOS FILTROS
    - CAMBIESE EL MOTOR
- FALLA DE LA BOMBA DE ACEITE
  - COMPRUEBE EL TRABAJO DE LA BOMBA CON UN MANOMETRO — MAESTRO
    - REPARESE O CAMBIESE LA BOMBA
- FUNCIONAMIENTO INCORRECTO DEL INDICADOR DE TEMPERATURA
  - VERIFIQUESE AL INDICADOR Y A LA UNIDAD SENSIBLE
    - REPARESE O CAMBIESE EL INDICADOR DE TEMPERATURA


10.
PRESION DE ACEITE ALTA O BAJA
MAL FUNCIONAMIENTO DEL INDICADOR DE PRESION
MAL FUNCIONAMIENTO DE LA VALVULA DE RELEVO PRINCIPAL
VERIFIQUE LA INDICACION DEL INSTRUMENTO CON UN MANOMETRO MAESTRO
DESMONTESE LA VALVULA Y EXAMINESE POR SUCIEDAD O MATERIAS EXTRAÑAS
CAMBIESE EL INDICADOR DE PRESION
LAVESE Y LIMPIESE LA VALVULA CON LIJA CROCUS Y AJUSTESE
11.
CONSUMO DE ACEITE EXCESIVO
FUGA DE ACEITE
PERDIDA DEL TAPON DEL TANQUE
FUGA DE ACEITE EN LOS SELLOS DE LOS BALEROS PRINCIPALES
VISUALMENTE INSPECCIONE TUBERIAS Y BRIDAS POR FUGA
VERIFIQUESE POSICION DEL TAPON DEL TANQUE
VERIFIQUE SI EL MOTOR PRODUCE HUMO, ACEITE EN EL DUCTO DE ESCAPE Y COLECTOR DE COMBUSTIBLE O EN EL FILTRO DE LA VALVULA DE DESHIELO
APRIETE CONEXIONES, CAMBIENSE EMPAQUETADURAS COMO SEA NECESARIO
COLOQUE CORRECTAMENTE EL TAPON
CAMBIESE EL MOTOR

12.


ALTA TEMPERATURA DE ESCAPE
BAJA TEMPERATURA DE ESCAPE
EXCESIVO AJUSTE FINO -TRIM- DE COMBUSTIBLE
FLUJO DE AIRE INSUFICIENTE
INDICACION ERRONEA DEL INDICADOR O TERMOCOPLES DEFECTUOSOS
COMPRESOR DAÑADO Y/O ALABES DE TURBINA O ALABES GUIA DE LA TURBINA
VEA LAS FALLAS DE INDICACION DEL MOTOR
VEA LAS FALLAS DEL SISTEMA DE COMBUSTIBLE
VERIFIQUE EL AJUSTE FINO
VERIFIQUE QUE LA TOMA DE AIRE NO TENGA OBSTRUCCIONES
VERIFIQUE EL SISTEMA DE PIROMETRIA, TERMOCOPLES E INDICADOR
VISUALMENTE INSPECCIONE ALABES DEL COMPRESOR, DE LA TURBINA Y ALABES GUIA
EFECTUESE NUEVAMENTE EL AJUSTE FINO -TRIM- DEL MOTOR
QUITENSE OBSTRUCCIONES
CAMBIENSE O REPARENSE TERMOCOPLES E INSTRUMENTO INDICADOR
CAMBIESE EL MOTOR


13.
EL MOTOR TRABAJA CON ASPEREZA
VEA FALLAS DEL SISTEMA DE COMBUSTIBLE
INTERFERENCIA ENTRE EL ROTOR DE LA TURBINA Y LOS SELLOS DE AIRE
FALLA DE UN BALERO PRINCIPAL
FUNCIONAMIENTO DEFECTUOSO DE ACCESORIOS
COMPRUEBE RUIDO DE ARRASTRE AL GIRAR LENTO EL MOTOR DESPUES DE CERRAR LA VALVULA DE COMBUSTIBLE
REVISE EL FILTRO DE ACEITE POR PARTICULAS METALICAS
REVISE POR RUIDO NO COMUN DE LOS ACCESORIOS.
CAMBIESE MOTOR
BAJESE EL MOTOR PARA REPARACION MAYOR
CAMBIESE EL ACCESORIO QUE FALLE
14.
PULSACION DEL MOTOR
VEA FALLAS DEL SISTEMA DE COMBUSTIBLE
15.
ACELERACION ERRATICA
VEA FALLAS DEL SISTEMA DE COMBUSTIBLE

16.

FLUCTUACION EN LA TEMPERATURA DE ESCAPE

EL PROBLEMA NO ES DEL CONTROL DE COMBUSTIBLE SI LA TEMPERATURA FLUCTUA A RPM CONSTANTES, FLUJO DE COMBUSTIBLE, ALTITUD, VELOCIDAD Y POTENCIA SELECCIONADA CONSTANTES

VERIFIQUE TODAS LAS UNIDADES DEL SISTEMA DE PIROMETRIA

REPARENSE O CAMBIENSE LAS UNIDADES DEFECTUOSAS

17.

VELOCIDAD DEL MOTOR Y/O LA TEMPERATURA DE LA TURBINA SE TORNA A NORMAL CON EL INCREMENTO DE ALTITUD

VEA FALLAS DEL SISTEMA DE COMBUSTIBLE

18.

EL MOTOR NO DETIENE SU FUNCIONAMIENTO CON EL CONTROL DE COMBUSTIBLE EN CORTADO.

CONTROL MAL REGLADO

VEA FALLAS DEL SISTEMA DE COMBUSTIBLE

AJUSTESE CORRECTAMENTE EL REGLAJE DE CONTROLES

PRUEBA EN TIERRA Y FALLAS DEL MOTOR ROLLS ROYCE DART

Introducción.- El fabricante de los motores DART, ordena que al ser instalado en un avión un motor nuevo o reparado, cambiarlo de posición en el mismo avión o instalar en el avión un motor que se hubiera quitado de otro avión, se efectúe la PRUEBA DE PRESION DE POTENCIA EN TIERRA -GPCP Ground Power Check Pressure-. Los valores que se obtengan en esta prueba, deben ser anotados en la bitácora del motor y anotados en la cabina del avión, ya que todos los ajustes de potencia que haya el piloto y las pruebas posteriores de potencia que se hagan, serán comparando los valores obtenidos en la corrida u operación, contra los fijados en la PRUEBA DE PRESION DE POTENCIA EN TIERRA -GPCP-.

Básicamente, existen dos tipos de corrida en tierra de estos motores, el primero para comprobar el funcionamiento en sí del motor y sus sistemas mientras el segundo tipo, se efectúa para verificar los sistemas de servicio al avión. En este capítulo se describirá el procedimiento para efectuar la prueba del motor para aceptarlo como correcto para su operación o rechazarlo hasta que sean corregidas las anomalías encontradas. Igualmente las fallas que se presenten en la prueba, el procedimiento para localizarlas y corregirlas, queda incluído aquí mismo.

PRUEBAS DEL MOTOR.

La prueba del motor debe efectuarse cuando exista una de las condiciones siguientes:

1) Cuando sea ordenado por el manual del fabricante
2) cuando exista reporte del piloto indicando mal funcionamiento o sea necesario precisarlo
3) después de que se ajusten las carreras de los controles o se haya cambiando alguna unidad del motor.
4) después de cambio de la hélice.

La prueba debe efectuarse según el caso con o sin inyección de agua-metanol, debiendo verificar en ella:

1) RPM máximas -15000 +50
2) TGT temperatura de gases en la turbina y presión de torsión a máximas RPM
3) RPM de entrada y de corte de la inyección de agua-metanol -cuando se use- y
4) presión de torsión con la inyección de agua-metanol.

Cualquier ajuste que sea necesario hacer en el motor, será mínimo, ya que los motores nuevos o reparados se encuentran ajustados en el banco de pruebas. Estos valores se encuentran gragados en la placa de características del motor -remachada al lado izquierdo del mismo-.

PRUEBA DE POTENCIA.

La presión del torquímetro indicada a RPM de despegue se usa para valorizar la potencia de motor de acuerdo con los valores fijados en su propia placa -DATA PLATE-. Debido a que las pruebas se efectúan en condiciones atmosféricas distintas, el ajuste fino -trim- de combustible debe efectuarse computando -fuel datum- con la temperatura ambiente y altitud de el lugar en que se realice la prueba. Generalmente este motor pierde aproximadamente 6PSI de presión de torsión por cada 1000 pies que sobre el nivel del mar tenga el lugar de la prueba y la temperatura de los gases en la turbina TGT deben tener en la operación del motor un máximo menor en 5°C a la temperatura máxima grabada en la placa del motor. En estos motores los valores grabados son diferentes de un motor a otro del mismo tipo y serie, por lo que es muy importante comprobar en la placa -DATA PLATE- los correspondientes al motor que se trate.

PROCEDIMIENTO.

1) Obtengase por computación los valores de corrección a la GPCP -Prueba de presión de potencia en tierra- o prueba de potencia en tierra con inyección de agua-metanol- con relación a la presión y temperatura ambiente.
2) Compruebese que todos los interruptores eléctricos que no se requieran durante la prueba, estén en -- "cortado"
3) Efectúe la prueba de potencia en - tierra a máxima potencia -1500RPM-
4) Si las TGT -temperatura de gases-- en la turbina- son satisfactorias- esperando el tiempo necesario para la estabilización de la presión -- del torquímetro -con temperatura - de aceite entre los 65 y 75°C- y - compruebe la presión del torquímetro. El tiempo necesario para que- se estabilice esta presión no es - menor a 1-1/2 minutos y con muy bajas temperaturas se prolonga hasta los 4 minutos.
5) Compruebe la presión obtenida en - el torquímetro con la señal en la- GPCP. Si la presión observada se - reduce dentro de los valores dados en el manual de mantenimiento, el- motor se considera correcto en lo- que respecta a su potencia
6) Si la caída de presión fuera mayor de los límites permitidos, deben - efectuarse las siguientes pruebas- antes de rechazar al motor.

a.- verificar si el tacómetro tiene - indicaciones con variación máxima de 50 RPM
b.- instálese un manómetro de tubo de Bourdon en la línea de presión -- del torquímetro.
c.- compruebese que la pirometría -indicación de TGT- está dentro de - los 5°C de variación permitidos y
d.- efectúe una nueva corrida de prueba del motor
e.- si los resultados continuan siendo insatisfactorios, trate de reajustar los controles del motor para obtener la presión de torsión- satisfactoria.

NOTA. El servicio de limpieza del compresor -Carboblast- a veces puede dar resultados satisfacto- - rios para evitar el cambio del- motor, al restaurar la presión- de torsión necesaria.

FALLAS DEL MOTOR EN LA CORRIDA EN TIERRA.

DE RPM.

Debido a que la temperatura del aceite afecta al funcionamiento de la unidad de control de la hélice -PCU-, la máxima temperatura debe verificarse - que sea entre los 65 y 75°C.

SINTOMA Y CAUSA PROBABLE	INVESTIGAR	CORRECCION
1.- RPM MAXIMAS INCORRECTAS -con temp. de aceite correcta-		
TACOMETRO DEFECTUOSO	USANDO PROBADOR MAESTRO VERIFICAR EL SISTEMA DE INDICACION	CAMBIAR EL GENERA-- DOR Y/O EL INSTRU-- MENTO
REGLAJE DE MANDOS DEL MOTOR INCORRECTO	VERIFIQUE REGLAJE	
SI LA DIFERENCIA DE RPM ES EXCESIVA, VERIFIQUE- LAS CARACTERISTICAS DE- LA PCU Y DE LA HELICE		CAMBIAR LA PCU Y/O LA HELICE

SINTOMA Y CAUSA PROBABLE	INVESTIGAR	CORRECCION
2.- FLUCTUACION DE RPM CON CAIDA DE TGT Y PRESION DEL TORQUIMETRO		
FALLA EN EL SUMINISTRO DE COMBUSTIBLE DEL AVION		
AIRE EN EL SISTEMA DE COMBUSTIBLE		PURGUESE EL SISTEMA DE COMBUSTIBLE
SISTEMA DE DESHIELO DEL FILTRO DE COMBUSTIBLE DEFECTUOSO	VERIFIQUE EL SISTEMA	SI EL SUMINISTRO ELECTRICO A LA UNIDAD ES- SATISFACTORIO CAMBIE- LA VALVULA DE COMPUERTA.- SI LA VALVULA SE PEGO EN ABIERTO, CAMBIESE Y PURGUESE EL - SISTEMA
COMBUSTIBLE CONTAMINADO	EXAMINESE UNA MUESTRA DE COMBUSTIBLE	LOCALICESE EL LUGAR - DE CONTAMINACION, CAMBIESE EL FILTRO Y PURGUESE EL SISTEMA
APAGADO PARCIAL DEL MOTOR	VERIFIQUE LA UNIDAD DE CONTROL DEL SISTEMA ANTI-HIELO	
JUNTA DE MONTAJE DE LA UNIDAD DE CONTROL DE - COMBUSTIBLE FLOJA	VERIFIQUE EL APRIETE DE LAS TUERCAS DE MONTAJE DE LA FCU	SI SE LOCALIZAN TUERCAS FLOJAS APRIETENSE AL PAR-TORSION -- REQUERIDO
3.- RPM MINIMAS CONSTANTES INCORRECTAS		
AJUSTE INCORRECTO DE PCU		REAJUSTESE PCU COMO SEA REQUERIDO
4.- RPM MINIMAS INCORRECTAS		
AJUSTE INCORRECTO DE CONTROLES	COMPRUEBESE REGLAJE DE CONTROLES DEL MOTOR Y- VERIFIQUESE SISTEMA DE SINCRONIZACION Y AJUSTE FINO DE COMBUSTIBLE	REAJUSTESE COMO SEA NECESARIO
SI LOS CONTROLES TIENEN REGLAJE CORRECTO, INVESTIGUE EL FLUJO DE COM-- BUSTIBLE	VERIFIQUESE LA PRESION DE COMBUSTIBLE EN LOS- INYECTORES	SI LA PRESION ESTA FUERA DE LIMITES - CAMBIESE LA FCU

SINTOMA Y CAUSA PROBABLE	INVESTIGAR	CORRECCION
SI LAS RPM SON BAJAS, PUEDE DEBERSE A ENCENDIDO INCOMPLETO	CON EL CONTROL DE POTENCIA RECOGIDO TOTALMENTE, ABRA RAPIDAMENTE UNA PULGADA PARA OBTENER ENCENDIDO COMPLETO, REDUZCA INMEDIATAMENTE LA POTENCIA PARA REDUCIR ABAJO DE 6500 LAS RPM. SI CON EL CONTROL RECOGIDO CONTINUA LA FALLA, INVESTIGUE LOS INYECTORES	CUIDADOSAMENTE REMUEVASE EL CARBON DEPOSITADO, REAJUSTE LOS CONTROLES Y COMPRUEBE LA PRESION DE COMBUSTIBLE EN LOS INYECTORES

FALLAS DE TEMPERATURA -TGT-

Antes de investigar cualquier reporte de temperatura en máxima potencia, debe comprobarse que las RPM máximas son correctas. Es importante también verificar que el ajuste fino de combustible -trim- se ha efectuado correctamente de acuerdo con la temperatura ambiente y altitud del lugar.

La presión del torquímetro se dá como correcta cuando la disminución de ella está dentro de los límites permitidos en la prueba de potencia.

Cuando se usa la inyección de agua-metanol para restaurar la potencia del motor, las TGT deben mantenerse dentro de los límites permitidos, sin excederse del máximo.

SINTOMA	CAUSA PROBABLE	INVESTIGAR	CORREGIR
TGT BAJAS A 15000RPM			
CON PRESION DEL TORQUIMETRO CORRECTA	LECTURA BAJA DE TGT		
CON PRESION DE TORQUIMETRO BAJA	FLUJO INSUFICIENTE DE COMBUSTIBLE, DEBIDO A: MAL FUNCIONAMIENTO DEL GOBERNADOR DE LA BOMBA O DESPLOME DEL COMPRESOR	LENTAMENTE CIERRE EL CONTROL DE POTENCIA DE TOTALMENTE ABIERTO Y OBSERVE POR AUMENTO DE TGT	SI LA TEMPERATURA AUMENTA, VERIFIQUE EL REGLAJE DEL GOBERNADOR, SI EL GOBERNADOR ES CORRECTO, CAMBIE LA BOMBA
	CONTROLES DEL MOTOR MAL REGLADOS	VERIFIQUE REGLAJE DE CONTROLES Y VERIFIQUE SISTEMAS DE SINCRONIZACION Y AJUSTE FINO DE COMBUSTIBLE	CORRIJA COMO SEA NECESARIO EFECTUE CORRIDA DEL MOTOR EN TIERRA Y REAJUSTESE SI ES NECESARIO.

SINTOMA	CAUSA PROBABLE	INVESTIGAR	CORREGIR
	SUMINISTRO DE COMBUSTIBLE DEL AVION	INVESTIGUESE OBSTRUCCION EN EL SUMINISTRO	
	ENCENDIDO INCOMPLETO -BAJAS TGT Y PRESIONES DEL TORQUIMETRO- EN TODAS LAS VELOCIDADES DEL MOTOR	CIERRE EL CONTROL DE POTENCIA TOTALMENTE, ABRA RAPIDAMENTE UNA PULGADA PARA ASEGURAR EL ENCENDIDO TOTAL Y CIERRE TOTALMENTE EL CONTROL DE POTENCIA PARA REDUCIR LAS RPM ABAJO DE 6500	
		SI CONTINUA LA FALLA INVESTIGUE -- LOS INYECTORES	REMUEVA LOS DEPOSITOS DE CARBON
		SI EL CONTROL DE POTENCIA NO CIERRA TOTALMENTE - VERIFIQUE REGLAJE DE MANDOS Y - VERIFIQUESE SISTEMAS DE SINCRONIZACION Y AJUSTE FINO DE COMBUSTIBLE	SI SE ENCUENTRA FUERA DE LIMITES CAMBIESE - FCU
	SISTEMA DE CALEFACCION AL FILTRO DE COMBUSTIBLE DEFECTUOSO -TGT Y PRESION DE TORQUIMETRO BAJAS EN TODAS LAS POTENCIAS DEL MOTOR-	COMPRUEBE EL SISTEMA	SI EL SUMINISTRO DE ENERGIA ELECTRICA ES CORRECTO CAMBIE LA VALVULA DE AIRE CALIENTE. SI LA VALVULA SE PEGO EN ABIERTO, CAMBIESE Y PURGUESE EL SISTEMA DE COMBUSTIBLE
TGT ALTAS A 15000RPM			
CON PRESION DEL TORQUIMETRO CORRECTA O- BAJA	LECTURA DE TGT - ALTAS	COMPRUEBE SISTEMA DE PIROMETRIA	
	MOTOR DEFECTUOSO	VERIFIQUESE PRESION DE POTENCIA	CORRIJASE Y PRUEBESE EN TIERRA Y REAJUSTE LO NECESARIO
CON PRESION DE TORQUIMETRO ALTA	FLUJO DE COMBUSTIBLE EXCESIVO POR MAL REGLAJE DE CONTROLES	VERIFIQUESE REGLAJE, SINCRONIZACION Y AJUSTE FINO	

FALLAS DE PRESION DEL TORQUIMETRO.

La indicación de presión del torquímetro sirve para determinar defectos en el motor durante el vuelo sean por indicación incorrecta de temperatura de gases en la turbina -TGT- o un excesivo valor en el ajuste fino -trim- de combustible. No debe tomarse esta indicación como señal principal de un defecto, ya que la baja indicación puede deberse a un error de baja indicación por defecto del trasmisor.

Al interpretar las lecturas del indicador de torsión, una variación de 30 PSI del valor principal, se considera aceptable y una fluctuación constante de la presión indicada, es generalmente síntoma de defecto en el trasmisor de presión. Esto último puede ser confirmado variando la posición del control de potencia a otra posición donde la fluctuación debe ser eliminada momentáneamente.

La forma correcta de comprobar la exactitud de la indicación de presión del torquímetro, es interconectando en tierra un manómetro -de tubo de Bourdon- a la línea del trasmisor.

Cuando se haya perfilado un motor por baja presión del torquímetro, deben examinarse los filtros de aceite del motor. Si al comprobar la presión del torquímetro, ésta se encuentra satisfactoria, deberá correrse nuevamente el motor y re-examinarse los filtros de aceite, antes de darlo como aceptable para servicio.

SINTOMA Y CAUSA PROBABLE	INVESTIGAR	CORREGIR
POTENCIA DE DESPEGUE CON BAJA PRESION DEL TORQUIMETRO -SIN INYECCION DE AGUA METANOL-		SI LA PRESION DEL TORQUIMETRO SE REGISTRA CORRECTA, CAMBIE EL TRASMISOR Y/O EL INSTRUMENTO. SI EL TORQUE ES ABAJO DEL LIMITE PERMISIBLE, VERIFIQUE EL TACOMETRO Y SISTEMA DE PIROMETRIA RESPECTIVAMENTE.
FALLA DE INDICACION	INTERCONECTE MANOMETRO DE TUBO DE BOURDON	
DAÑO INTERNO O DETEREORACION DEL MOTOR	DESE SERVICIO DE LIMPIEZA DE CAMPO AL COMPRESOR	
POTENCIA DE DESPEGUE CON BAJA PRESION DEL TORQUIMETRO CON FLUCTUACION DE RPM	VEASE EN LA PARTE RELATIVA A FALLAS DE RPM.	
POTENCIA DE DESPEGUE CON BAJA INDICACION DEL TORQUIMETRO CON RPM ESTACIONARIAS Y BAJAS TGT	VEASE EN LA PARTE RELATIVA A FALLAS DE TGT.	
BAJA INDICACION DE TORQUIMETRO CON POTENCIA DE DESPEGUE E INYECCION DE AGUA		

SINTOMA Y CAUSA PROBABLE	INVESTIGAR	CORREGIR
INSUFICIENTE SUMINISTRO DE CORRIENTE ALTERNA O FALLA DE VALVULAS DE INYECCION DE AGUA-METANOL	SI NO HAY INDICACION EN LA LUZ DE ADVERTENCIA, VERIFIQUENSE LAS BOMBAS O EL SUMINISTRO DE COMBUSTIBLE. SI LA LUZ ENCIENDE, INVESTIGUE VALVULA ELECTRICA DE INYECCION DE AGUA-METANOL.	CONSULTESE EL MANUAL DEL AVION
SISTEMA DE INDICACION DE TORQUIMETRO	COMPRUEBESE LA PRESION INTERCONECTANDO UN MANOMETRO DE TUBO DE BOURDON EN LA LINEA DEL TRASMISOR	CAMBIESE EL TRASMISOR Y/O EL INSTRUMENTO INDICADOR Y REAJUSTE LA PRESION DE INYECCION DE AGUA-METANOL COMO SE NECESITE
REGLAJE INCORRECTO DE MANDOS DEL MOTOR	VERIFIQUESE EL REGLAJE DE CONTROLES Y VERIFIQUE SISTEMA DE SINCRONIZACION Y AJUSTE FINO DE COMBUSTIBLE	
UNIDAD DE INYECCION DE AGUA-METANOL DEFECTUOSA	REMUEVA EL FILTRO DE ESTA UNIDAD	LAVESE O REEMPLACE EL FILTRO, Y VERIFIQUE EL FILTRO DE ACEITE PRINCIPAL. SI EL FILTRO DE AGUA-METANOL ES CORRECTO, CAMBIESE LA UNIDAD DE INYECCION DE AGUA-METANOL.
LA PRESION DEL TORQUIMETRO CAE ABAJO DE 50PSI CON ALTAS TGT -CON PERFILAMIENTO AUTOMATICO DE LA HELICE-.		
DAÑO INTERNO DEL MOTOR	GIRE A MANO EL MOTOR COMPROBANDO SU LIBERTAD REVISANDO FILTROS	DEBERA CAMBIARSE EL MOTOR SI LA REVISION RESULTA INSATISFACTORIA
IGUAL QUE EL ANTERIOR PERO CON BAJAS TGT PERDIDA DEL FLUJO DE COMBUSTIBLE	INVESTIGUE IMPULSO Y TRABAJO DE LA BOMBA Y FUNCIONAMIENTO DE LA FCU	CAMBIESE LA BOMBA O EL MOTOR SI NO HAY IMPULSO A LA BOMBA.
	VERIFIQUE SISTEMA ANTIHIELO DE FILTRO DE COMBUSTIBLE	SI EL SUMINISTRO ELECTRICO A LA UNIDAD ES CORRECTO,

SINTOMA Y CAUSA PROBABLE	INVESTIGAR	CORREGIR
		CAMBIE LA VALVULA Y - SI LA VALVULA SE PEGO EN ABIERTO, CAMBIESE Y PURGUESE EL SISTEMA
	INVESTIGUE EL SUMINISTRO DE CORRIENTE ALTERNA Y POR TAPONES - DE AIRE	PURGUESE EL SISTEMA DE COMBUSTIBLE
APAGON DEL MOTOR	INVESTIGUE UNIDAD DE - CONTROL ANTI-HIELO Y - VERIFIQUESE EL SISTEMA	

FUNCIONAMIENTO IRREGULAR DEL MOTOR.

SINTOMA Y CAUSA PROBABLE	INVESTIGAR	CORREGIR
FUNCIONAMIENTO IRREGULAR DEL MOTOR.	CONFIRMESE LA LIBERTAD DE GIRO DEL MOTOR	
	EXAMINENSE LOS FILTROS DE ACEITE Y ALABES DEL COMPRESOR. EXAMINESE LA TURBINA DE BAJA Y CONJUNTO - DE ESCAPE EN BUSCA DE DAÑOS Y ROTURAS	CAMBIESE EL MOTOR SI LA REVISION NO RESULTA SATISFACTORIA.
	EXAMINENSE LAS CAMARAS DE COMBUSTION Y MANDOS DE LA PCU Y FCU POR ROTURAS	
	REMUEVASE UNA CAMARA DE - COMBUSTION Y EXAMINESE LA TURBINA DE ALTA	
	EXAMINESE EL MOTOR EN GENERAL POR ROTURAS	SI DOS O MAS COMPONENTES DE (a) A (c) PRESENTAN ROTURAS DEBE - CAMBIARSE EL MOTOR. - SI SOLO ES UNO EL ROTO, DEBE CAMBIARSE EL COMPONENTE Y REEXAMINAR CAMARAS DE COMBUSTION, VARILLAS DE CONTROL DE LA PCU Y FCU Y LOS COMPONENTES DE (a) A (c) DESPUES DE 10 HORAS DE VUELO.
	a) LAS CAJAS DE CONEXIONES, SUS MONTAJES Y CONEXIONES CUANDO SE REPORTE FLUCTUACION DE - TGT O SEAN EXCESIVAS O MUY BAJAS.	

SINTOMA Y CAUSA PROBABLE	INVESTIGAR	CORREGIR
	b) CUBIERTAS DE CALOR DE LA CAJA DE DESCARGAS.....	-ver nota-
	c) BRIDA DE MONTAJE DE LA BOMBA DE PERFILAMIENTO	
	d) ELEMENTOS DETECTORES DE INCENDIO	SI EXISTEN SEÑAS DE ROTURAS EN UN ELEMENTO DETECTOR, CAMBIELO. SI SE PRESENTA LA MISMA FALLA EN EL MISMO LUGAR DURANTE LAS SIGUIENTES 20 HORAS DE OPERACION DEL MOTOR, SIN RAZON APARENTE, CAMBIESE EL MOTOR
NOTA.- LAS ROTURAS RADIALES EN LOS ORIFICIOS DE PERNOS DE LA CUBIERTA AISLANTE DEL CALOR O LAS QUE SEAN TAMBIEN RADIALES EN LOS ORIFICIOS DE ENCENDIDO, HACIA LA ORILLA INTERIOR DE LA BRIDA DE MONTAJE SON ACEPTABLES EN AMBOS CASOS		
HELICE DEFECTUOSA, DAÑADA O FUERA DE HUELLA	REVISE LA HELICE, SI OBSERVA DAÑOS SERIOS, VERIFIQUESE EFECTUANDO REVISION POR IMPACTO	CAMBIESE LA HELICE SI LOS DAÑOS ESTAN FUERA DE LIMITE CAMBIESE EL MOTOR SI LOS DAÑOS Y EL RESULTADO DE LA REVISION POR IMPACTO RESULTA INSATISFACTORIA
MONTAJES DEL DAÑADOS	CORRASE EL MOTOR CON LA CAJA DE ACCESORIOS DESCONECTADA -No se tendrán RPM-	SI LA VIBRACION NO CESA, RECTIFIQUE LOS MONTAJES.
CAJA DE ACCESORIOS Y/O ACCESORIOS DEFECTUOSOS		REFIERASE AL MANUAL DEL AVION
RUIDO CHIRRIANTE AL ARRANCAR O PARAR EL MOTOR		
DAÑOS INTERNOS ARRASTRE EN LOS SELLOS DE LA TURBINA	INVESTIGUE TODO LO ANTERIOR SIENDO CORRECTA LA REVISION DE FILTROS, CORRASE EL MOTOR EN POTENCIA DE CRUCERO 10 MINUTOS, VERIFIQUE LIBERTAD DEL MOTOR AL GIRAR EN BAJA.-	SI SE CORRIGE EL ARRASTRE Y LA NUEVA REVISION DE FILTROS ES SATISFACTORIA, EL MOTOR ES ACEPTADO PARA OPERACION.

FALLAS DEL SISTEMA DE ACEITE.

El nivel de aceite del motor debe verificarse dentro de los 10 y 30 minutos después de parado el motor, sea que proceda de vuelo o se haya corrido en tierra, procurando hasta donde sea posible, a igual temperatura hasta donde sea posible. Este procedimiento permite libertad a las expansiones del carter y drenaje del sistema de aceite.

Si el consumo de aceite excede de 0.28 litros por hora, debe revisarse por fugas haciendo las pruebas descritas en las tablas.

Debe recordarse que cuando la hélice se perfila, se afecta al nivel de aceite indicado.

La varilla medidora del tanque tiene en su extremo un pequeño orificio que sirve para indicar cuando el nivel de aceite ha bajado hasta ese extremo.

Cuando se encuentra que se ha perdido mas aceite que el que puede indicar la varilla, debe agregarse aceite en cantidades medidas hasta encontrar la indicación de la varilla, para poder calcular la cantidad de aceite total que perdió el motor.

Cuando se sospecha una fuga interna de aceite, debe removerse el tapón de drene del compresor para desalojar el aceite que ahí se hubiera acumulado; también debe examinarse la salida del aire caliente del calentador de combustible en busca de muestras de la fuga de aceite.

En caso de que la fuga de aceite fuera en la entrada de aire, aparte de drenar el que se encontrara en el compresor, debe efectuarse el servicio de limpieza de éste. En caso de que el motor hubiera trabajado cierto tiempo con una fuga de aceite en la admisión puede sufrir tal deterioro, que no responderá a la limpieza.

SINTOMA Y CAUSA PROBABLE	INVESTIGAR	CORREGIR
PERDIDA COMPLETA DE LA PRESION DE ACEITE		
SISTEMA DE INDICACION DEFECTUOSO	COMPRUEBE INDICACIO DEL SISTEMA	CAMBIAR TRANSMISOR Y/O INDICADOR
FALLA INTERNA DEL MOTOR	GIRESE A MANO EL MOTOR PARA COMPROBAR LIBERTAD DE ROTACION REVISENSE FILTROS	SI LA PRUEBA NO ES SATISFACTORIA, CAMBIESE EL MOTOR. SI LA PRUEBA RESULTA SATISFACTORIA, PONGASE EL NIVEL CORRECTO DE ACEITE Y CORRA EL MOTOR EN TIERRA
FLUCTUACION EN LA PRESION O PRESION INSUFICIENTE		
FUGA DE ACEITE	VERIFIQUESE EL NIVEL. SI EL CONSUMO EXCEDE A 0.28 lt/hr INVESTIGUE COMO SE INDICA AL FINAL	
SISTEMA DE INDICACION DEFECTUOSO	VERIFIQUE EL SISTEMA	CAMBIESE TRASMISOR INDICADOR O LUZ DE ADVERTENCIA

SINTOMA Y CAUSA PROBABLE	INVESTIGAR	CORREGIR
FALLA INTERNA DEL MOTOR	GIRESE A MANO EL - MOTOR E INVESTIGUE REVISAR FILTROS.	CAMBIESE EL MOTOR SI LA PRUEBA RESULTA INSATISFACTORIA
VALVULA DE RELEVO DEFECTUOSA		CAMBIESE O COMPRUEBESE DESMONTANDO LA INSTALADA. SI NO ENCUENTRA CAUSA PROBABLE, VERIFIQUE NIVEL Y CORRA MOTOR.
INDICACION DE TEMPERATURA DE ACEITE ERRATICA SISTEMA DE INDICACION DEFECTUOSO	VERIFIQUE, CAMBIANDO INDICADOR Y/O BULBO	
RADIADOR CON PASAJES OBSTRUIDOS	EXAMINESE AL RADIADOR CUIDADOSAMENTE	DEBE CAMBIARSE EL RADIADOR SI TIENE OBSTRUIDO MAS DEL 5% DE AREA DE ENFRIAMIENTO
DAÑOS INTERNOS DEL MOTOR	GIRE A MANO EL MOTOR COMPROBANDO POR LIBERTAD DE ROTACION EXAMINENSE FILTROS	CAMBIESE EL MOTOR SI LA PRUEBA RESULTA INSATISFACTORIA
VALVULA DE ENFRIAMIENTO DEL RADIADOR PEGADA EN ABIERTO	REMUEVA LA VALVULA Y VERIFIQUE	LIMPIESE Y AJUSTESE COMO SE REQUIERA
BAJA TEMPERATURA DE ACEITE		
SISTEMA DE INDICACION DEFECTUOSO	COMPRUEBE CAMBIANDO INDICADOR Y/O BULBO DE TEMPERATURA	
CONSUMO MAYOR AL PERMITIDO FUGA EXTERNA	REVISE CUIDADOSAMENTE AL MOTOR, INCLUYENDO CONJUNTO DE - HELICE	CORRIJA LA FUGA, REPONGA EL- ACEITE FALTANTE Y CORRA EN - TIERRA. SI SE ENCUENTRA BAJO EL NIVEL Y SE LOCALIZA FUGA- EN LA ADMISION, PROCEDA COMO SE INDICA AL PRINCIPIO DE LA TABLA.
FUGA INTERNA	SI EL CONSUMO CONTINUA EXCESIVO, DEBE- TRATARSE DE FUGA INTERNA. VEA LAS NOTAS GENERALES DE LA TABLA GIRE EL MOTOR A MANO POR LIBERTAD	CAMBIESE EL MOTOR SI LA - PRUEBA RESULTA INSATISFACTORIA.

SINTOMA Y CAUSA PROBABLE	INVESTIGAR	CORREGIR
	HAGA MINUCIOSA INVESTIGACION DEL CONSUMO EN LA SIG. COMPROBACION	CAMBIESE EL MOTOR SI EL CONSUMO ES MAYOR A 0.56 LTS. POR HORA
FALLAS DEL SISTEMA DE ARRANQUE.		
SINTOMA Y CAUSA PROBABLE	INVESTIGAR	CORREGIR
AL OPRIMIR EL BOTON DE ARRANQUE EL MOTOR GIRA		
FALLA DEL SUMINISTRO ELECTRICO O MARCHA DEFECTUOSA	VERIFIQUE EL CORRECTO VOLTAJE DEL INSTRUMENTO DEL AVION.	SI EL SUMINISTRO ELECTRICO ES CORRECTO, CAMBIAR LA MARCHA.
LA MARCHA GIRA, PERO EL MOTOR NO		
DAÑO INTERNO DEL MOTOR.	VERIFIQUE EL GIRO DE LA HELICE EN AMBOS SENTIDOS	CAMBIESE EL MOTOR SI SE LOCALIZA RUIDO NO COMUN
ROTURA DE LA FLECHA DE ENSAMBLE DE LA MARCHA	COMPRUEBE ESTADO DEL EMBRAGUE	CAMBIE CONJUNTO DE EMBRAGUE
ALTAS TGT DURANTE EL ARRANQUE O NECESIDAD DE ABRIR LA VALVULA DE COMBUSTIBLE DURANTE EL ARRANQUE		
BAJA VELOCIDAD DEL MOTOR POR: 1.- BAJO SUMINISTRO ELECTRICO o	VERIFIQUE SUMINISTRO	COMPRUEBE EL MINIMO REQUERIDO PARA EL ARRANQUE
2.- CONJUNTO DE EMBRAGUE DEFECTUOSO	DESMONTE MARCHA Y EMBRAGUE Y REVISE A ESTE POR DAÑOS VERIFIQUE EL ADAPTADOR ENTRE EL EJE DE IMPULSO Y EL EMBRAGUE	SI DUDA DEL EMBRAGUE, CAMBIELO. REVISE EL FILTRO DE PRESION DE ACEITE.
3.- MARCHA DEFECTUOSA		SI EL SUMINISTRO DE CORRIENTE ES SUFICIENTE, CAMBIE LA MARCHA
FLUJO EXCESIVO DE COMBUSTIBLE EN BAJA POTENCIA	VERIFIQUE REGLAJE DE MANDOS, SISTEMA DE AJUSTE FINO DE COMBUSTIBLE. SI CONTINUA, COMPRUEBE PRESION DE INYECCION.	SI ESTA FUERA DE LIMITES, CAMBIAR LA FCU.

SINTOMA Y CAUSA PROBABLE	INVESTIGAR	CORREGIR
FALLA DEL MOTOR PARA ALCANZAR SU VELOCIDAD EN BAJA.		
FALLA DEL SISTEMA DE IGNI-	COMPRUEBE OPERACION DEL SISTEMA	EFECTUE LOS CAMBIOS NECESARIOS
FALLA DE LA F.C.U.	COMPRUEBESE PRESION DE LA BOMBA DE COMBUSTIBLE DURANTE EL PROCESO DE ARRANQUE	SI LA PRESION ES MENOR A - 150 PSI DEBERA CAMBIAR LA - FCU
AIRE EN EL SISTEMA DE COMBUSTIBLE		PURGUESE SISTEMA DE COMBUSTIBLE
IGUAL QUE LO ANTERIOR, O NECESIDAD DE MOVER EL CONTROL DE COMBUSTIBLE.		
ENCENDIDO DEL MOTOR INCOMPLETO O FLUJO DE COMBUSTIBLE EN BAJA INSUFICIENTE	CON EL ACELERADOR CERRADO TOTALMENTE, -- ABRIRLO RAPIDAMENTE- UNA PULGADA PARA OBTENER EL ENCENDIDO - COMPLETO, REDUZCASE EL ACELERADOR SIN -- QUE DEBAN CAER LAS - RPM de 6,500	
	SI LA PRUEBA ANTE- - RIOR ES CORRECTA, REVISE LOS INYECTORES	REMUEVA EL CARBON ACUMULADO EN LOS INYECTORES
	SI LOS INYECTORES - ESTAN CORRECTOS, - COMPRUEBE LA PRESION DE COMBUSTIBLE QUE - RECIBEN	SI LA PRESION NO ES CORRECTA, DEBERA CAMBIARSE LA -- FCU

JET ENGINES

ENGLISH INFORMATION

1. - Basically, a reaction engine is a mechanical device which produces thrust by displacing rearward a mass of matter such as a hot gas.

2. - The axial flow is a flow of air that enters a compressor in a line parallel with the axle of the wheel and is discharged in the same straight line.

3. - The bladed disc is a wheel that has fins set in its outer edge about the circumference.

4. - The buckets in a jet engine are the curved fins or blades attached to the outer edge of the turbine wheel.

5. - The burner consists of an inner can in which the fuel air mixture is burned, and an outer can for conducting cooling air.

6. - A flow of air that enters a compressor wheel about the center and leaves the wheel at its rim or edge making a 90^{o} change of direction is called centrifugal flow.

7. - A mechanical device used for increasing the pressure of air is named compressor.

8. - The compressor housing is a metal case that fits closely about the rotating compressor.

9. - The exhaust cone is the area of the turbojet engine beginning after of the turbine wheel, it consists of an inner and an outer case that forms the exhaust nozzle.

10. - The difuser is a special pipe, also called a duct that receives air from a compressor and reduces the air velocity and increases its static pressure.

11.- The exhaust cone struts are the flat longitudinal fins installed in the exhaust cone to straighten the swirling flow of exhaust gases.

12.- The explosive burning is a very rapid uncontrolled burning that produces a sudden expansion of the hot gases.

13.- The flame arrester screen is a metal protector with holes to admit air into the engine while protecting the flame of combustion from being blown out the rear of the engine from the combustion chamber.

14.- A kind of spark plug used to start the burning in a jet engine is the device called igniter.

15.- The nozzle diaphragm is a circular, stationary, vaned, wheel like device used to direct the expanding combustion gases of a reaction engine through the vanes of a turbine wheel.

16.- The progressive burning is a controlled burning of a fuel mixture that produces a gradual rise in volume of the expanding gases.

17.- A reaction engine similar to the ramjet is the pulse jet, with vanes or shutters in the intake instead of a flame arrester.

18.- The shutters open and close rapidly, providing power in short bursts or pulses as the combustion chamber is opened and closed at the front.

19.- Air that is driven into the opening of an engine by the forward movement of an aircraft is denoted as ram air.

20.- The ram-jet is a reaction engine consisting only of a specially, shaped tube with a fire arresting screen, fuel nozzles at the front, and a igniter in the body where combustion takes place.

21.- The reaction engine is an engine that produces thrust or power by the force of expanding gases that are exhausted to the rear, driving the engine forward.

22.- The rotor blades are the curved flow blades or fins that are attached to a rotating axial compressor wheel.

23.- The shutters are metal plates that open and close to regulate the passage of air.

24.- The curved stationary blades are the stator blades, they're attached to the inside of the compressor housing, extending between the rotor blades of an axial flow, compressor.

25.- The area of a turbojet engine that extends from the compressor to the exhaust cone is called the turbine section.

26.- The turbine section contains the combustion chambers and the turbine, this section is also called the hot section.

27.- Turbine wheel or disk that is fitted with blades or fins that will cause the wheel to rotate if a flow of gas or fluid is passed rapidly through them.

28.- The turbojet engine is a kind of reaction engine that uses a turbine wheel to drive the compressor used for drawing in more air for combustion.

29.- The reaction engine in the form of the turbojet engine, has reached a stage of development that satisfies these demands.

30.- The turbojet engine uses a compressor to take in a large weight of air.

31.- One well known engine is the J-33, takes in about 290, 000 pounds of air per hour.

32.- The weight of air is accelerated by the addition of the heat energy of burning fuel and is discharged from the jet nozzle shaped exhaust pipe.

33.- Under these circumstances, it is the discharge of the heated air mass

rearward that produces the action.

34.- The resultant reaction of this machine is called thrust and accelerates the engine in the opposite direction.

35.- There are many different models and variations of reaction engines, divided into two categories and several types for discussion.

36.- One category contains all those engines that are dependent upon the oxygen in the air and are called the air breathing engines.

37.- The other category contain those engines which are capable of operation outside the earth's atmosphere and are called the rocket engines.

38.- The turbojet engine is so named because of the turbine wheel in the engine that is driven at high speed by the hot exhaust gases.

39.- Turbojet engines use the power from the exhaust turbine wheel to drive a compressor and the engine accessories.

40.- The design of this compressor wheel divides the turbojet engines into two major groups.

41.- The centrifugal flow turbojet engine is the unit that compresses the air for combustion by utilizing one large vane type wheel.

42.- The air is drawning at the center of the wheel axially, and leaves the wheel at the circumference or rim with increased velocity.

43.- The velocity of the air is changed to pressure in the diffuser and directed rearward into the combustion chambers which are called "cans" or burners.

44.- Hot gases cause to spin and drive the compressor, thus compressing more atmosphere and causing more displacement at higher speeds.

45.- Ram effect at higher air speeds increases oyerall efficiency.

46.- An axial-flow turbojet engine is the unit where the compression event is accomplished by use of rows of rotating and stationary wheels with curved blades to carry the air.

47.- Air that is drawn in at the front of the compressor is forced rearward into a smaller area along a line parallel to the axis of the rotor.

48.- The compressor is made up of a number of wheels with bladed discs shaped much like a propeller.

49. Each wheel makes half of one stage of compression, the other half is formed by blades discs attached to the inside of the compressor housing.

50.- It is, these stationary blades that keep the air moving straight back through the engine.

51.- The rotating blades are called rotor blades and the stationary ones are called stator blades or just stators.

52.- On leaving the multistage compressor, the action of the air is the same as in the centrifugal flow engine.

53.- Hot exhaust gas from combustion is directed through a nozzle diaphragm and on to the blades of the turbine wheel.

54.- These blades are called buckets and the wheel may be called the bucket wheel the centrifugal flow jet engine has basically four main assemblies, they are: accesory drive assembly, compressor assembly, turbine assembly, and exhaust cone assembly.

55.- The engine accesory section is found at the front of the engine ahead of the compressor.

56. - The compressor section is located between the accesory drive assy and the turbine secc. then comes the hot section that is properly called the turbine section.

57. - After turbine section, is located the exhaust cone, as the gases leave the turbine wheel, they have a swirling action much like the corks crewing action caused by a propeller.

58. - In the tail or exhaust cone are found the exhaust cone struts, those flat struts straighten out the flow of gas so it leaves the engine in a smooth manner.

59. - Turbojet engines are much simpler in construction, have fewer rotating parts, and generally are easier to maintain and service than reciprocating engines.

60. - Their ability to produce greater speeds at higher altitudes also gives them an advantage in military use.

BIBLIOGRAFIA

TITULO	AUTOR	EDITORIAL
Vuelo	H. Guyford S. y J. Haggerty	Time Life
Motores de Aviación	Arnoldo Lucius	Editorial Hobby
Airplane Structural Analisis and Design	Ernest E. Sechler Louis G. Dunn	Dover Publications Inc.
Aeronáutica Moderna	Neil D. Van Sickle	Uteha
Manual de Automóviles y Vehículos Motorizados	Ministerio del Ejercito y la Fuerza Aérea de los EE. UU. de A.	CECSA
Manual de Grupos Motopropulsores Aeronáuticos. Manual Técnico No. 107.		Ministerio de Comercio de los Estados Unidos.
The Aircraft Engine and its Operation		Pratt and Whitney Aircraft
Motores de Combustión-Interna	Edward F. Obert	CECSA
Traducción de "Le Moteur a Explosions"	Ing. Angel S. Calvo M.	Escuela Superior de Ingeniería Mecánica y Eléctrica.
Transportes	Tomo 14	Enciclopedia Salvat
Texto Tesis para la Asignatura de Ingeniería Térmica II	Ing. Cruz Alcantara S.	ESIME
Las Bujías del Motor Alternativo en la Aviación.		Centro Internacional de Adiestramiento de Aviación Civil.
Motores I		C I A A C
Formación de Hielo en los Carburadores		C I A A C
Combustibles		C I A A C
Instrumentos de Aviación		C I A A C
Curso de Motores Ilustrado		