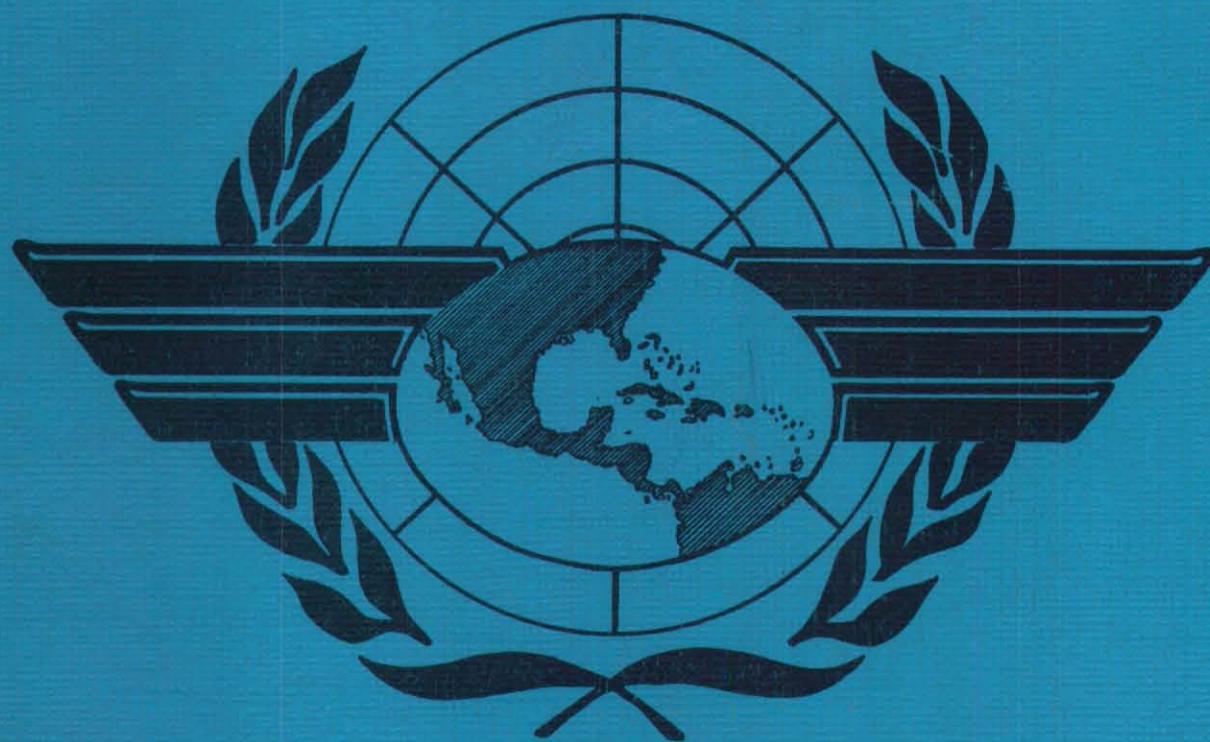


SECRETARIA DE COMUNICACIONES Y TRANSPORTES

DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL

CENTRO INTERNACIONAL DE ADiestramiento

DE AVIACION CIVIL



II

II-12 AERONAVES Y MOTORES GENERALIDADES

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

FASE GENERAL DE AERONAVES Y MOTORES

PROLOGO.

El presente libro corresponde al conocimiento general sobre Aeronaves y Motores, que se pretende inculcar a los estudiantes de los Cursos Regulares del C. I. A. A. C.

Su presentación generalizada reside en la idea de mostrar al estudiante un panorama básico de los componentes de las aeronaves.

Por lo anterior, el lector no debe esperar encontrar respuestas específicas en este libro, pero sí logrará una visión suficiente de los componentes de una aeronave actual.

Este libro consta de 7 Capítulos y 114 páginas.

FASE GENERAL DE AERONAVES Y MOTORES.

I N D I C E .

CAPITULO I.

Nociones de Aeronaves y Motores.	7.1.1
Clasificación.	1.1
Globo libre	1.2
Globo cautivo.	1.2
Dirigible rígido.	1.2
Dirigible semi-rígido.	1.2
Dirigible no rígido.	1.3
Planeador	1.3
Ornitóptero	1.3
Autogiro.	1.3
Helicóptero.	1.3
Aeroplano o avión.	1.3
Por el número y posición de alas.	1.4
Por el tipo, número y posición de motores.	1.4
Por el tipo de tren de aterrizaje.	1.4
Por la forma en que despegan y aterrizan.	1.5
Por el tipo de cabina.	1.5
Monoplano	1.5
Ala parasol.	1.5
Ala alta.	1.5
Ala media.	1.5
Ala baja.	1.5
Ala de gaviota.	1.6
Ala de gaviota invertida.	1.6
Biplano.	1.6
Escalonamiento positivo.	1.6
Escalonamiento negativo.	1.6
Sesquiplano.	1.6
Triplano.	1.6
Multiplano.	1.6
Por el tipo de motores.	1.7
Motor recíproco.	1.7
Motor a reacción.	1.7
Motor turbohélice.	1.7
Por el número de motores.	1.7
Monomotor.	1.7
Bimotor.	1.7
Trimotor.	1.7
Multimotor.	1.7
Por la posición de los motores.	1.8
Motor tractor.	1.8
Motor propulsor.	1.8
Motor en tandem.	1.8
Por el tipo de tren de aterrizaje.	1.8
Tren de aterrizaje convencional.	1.9
Tren de aterrizaje fijo.	1.9

Tren de aterrizaje retractable.	1.9
Tren de aterrizaje triciclo.	1.9
Por la forma de despegue y aterrizaje.	1.9
Aeroplano terrestre.	1.9
Stol.	1.9
VTOL.	1.9
Hidroavión.	1.9
Bote volador.	1.9
Anfibio.	1.9
Grupos en que se divide el avión para su estudio.	1.9
Grupo sustendador.	1.11
Nomenclatura de las partes que se pueden encontrar en las alas.	1.11
Ala.	1.13
Borde de ataque.	1.13
Borde de salida.	1.13
Empotre.	1.13
Punta.	1.13
Extrados.	1.13
Intrados.	1.13
Alerón.	1.13
Compensador.	1.13
Aletas hipersustendadoras -FLAPS-	1.13
Ranura.	1.13
Spoiler.	1.13
Aleta del borde de ataque.	1.13
Grupo de empenaje.	1.13
Controles de vuelo.	1.14
Controles de mando de superficies primarias de vuelo.	1.15
Los alerones.	1.16
Timón de dirección.	1.16
Fuselaje.	1.16
Construcción compuesta.	1.19
Construcción monocoque.	1.19
Construcción semi-monocoque.	1.19
Tren de aterrizaje.	1.19
Dimensiones principales de las aeronaves.	1.21
Nomenclatura general.	1.22
	1.24

CAPÍTULO II.

2.- Grupo motopropulsor.	2.1
Introducción, definiciones y principios.	2.1
Ciclo de trabajo del motor reciproco.	2.3
Generalidades.	2.3
Funcionamiento.	2.3
Tiempo de admisión.	2.3
Tiempo de compresión.	2.4
Evento de encendido.	2.4
Tiempo de explosión.	2.5
Tiempo de escape.	2.5
Diferencias entre el ciclo teórico y el ciclo de trabajo del motor.	2.6
Indicador de Watt.	2.6
Combustión de la mezcla.	2.8
	2.9

Preignición.	2.10
Detonación.	2.11
Clasificación de los motores.	2.13
Numeración de los cilindros.	2.15
Partes principales del motor y sus funciones.	2.16
Cilindros y pistones.	2.16
Bielas maestras y bieletas.	2.17
Cigüeñales.	2.18
Cajas de potencia-carteres-	2.19
Términos técnicos usados en el estudio de motores.	2.20
Desplazamiento o cilindrada.	2.20
Relación de compresión.	2.21
Caballo de potencia.	2.21
Potencia nominal.	2.21
Potencia de despegue.	2.21
Potencia indicada.	2.22
Potencia al freno.	2.22
Altitud crítica.	2.22
Eficiencia mecánica.	2.22
Eficiencia volumétrica.	2.22
Eficiencia térmica.	2.22

CAPITULO III.

Sistemas de aceite y lubricación.	3.1
Sistemas de Lubricación.	3.2
Sistema Colector Húmedo.	3.3
Sistema Colector Seco.	3.4
Sistema de Enfriamiento.	3.7

CAPITULO IV.

Sistemas de Combustible y Carburación.	4.1
Sistema de Alimentación por Gravedad.	4.2
Sistema de Alimentación por Presión.	4.3
Tanques de Combustible.	4.3
Bombas auxiliares.	4.4
Selectoras de Combustible.	4.4
Filtros de Combustible.	4.4
Válvulas de Cierre de Emergencia.	4.4
Bombas de Motor.	4.4
Sistema de Alimentación Cruzada.	4.5
Carburadores de Flotador.	4.5
Sistema de Combustible Típico.	4.6
Carburadores de Inyección.	4.7

CAPITULO V.

Sistemas Eléctricos.	5.1
Sistema Eléctrico del Avión.	5.1
Sistema Generador Batería.	5.1
Sistema de Encendido.	5.3
Sistema de Ignición.	5.4

Inversores.	5.4
Plantas Externas.	5.4
Pares termoeléctricos.	5.5
CAPITULO VI.	
Teoría de la Hélice.	6.1
Generalidades.	6.1
Fuente de potencia.	6.1
Descripción básica de la hélice.	6.1
Borde de Ataque.	6.1
Borde de salida.	6.2
Dorso.	6.2
Cara.	6.2
Cuerda.	6.2
Raíz.	6.2
Estaciones.	6.2
Angulo.	6.2
Recorrido.	6.2
Paso bajo.	6.2
Perfilamiento.	6.2
Paso efectivo.	6.3
Paso geométrico.	6.3
Resbalamiento.	6.3
Fuerzas que actúan sobre una hélice.	6.3
Empuje.	6.3
Fuerza centrífuga.	6.3
Fuerza de torsión.	6.3
Esfuerzos a que están sujetas las hélices.	6.3
Esfuerzos de Flexión.	6.3
Esfuerzos de torsión.	6.5
Clasificación de las hélices.	6.5
Hélice de paso fijo.	6.5
Hélice de paso ajustable en tierra.	6.5
Hélice de velocidad constante y su gobernador.	6.5
Funcionamiento del gobernador.	6.6
Operación de la hélice de velocidad constante.	6.6
La hélice hidromática.	6.7
Generalidades.	
Funcionamiento de la hélice hidromática.	6.8
Operación de perfilamiento y desperfilamiento.	
Perfilamiento de emergencia.	6.12
Perfilamiento de práctica.	6.12
Desperfilamiento.	6.12
La hélice Beech Modelo 278.	6.12
Descripción general.	6.12
Conjunto del gobernador.	6.13
Operación.	6.15
La Hélice Hartzell perfilable HAC-82XG-2B	6.15
Funcionamiento.	6.16
Perfilamiento.	6.16
Instrucciones de operación.	6.18

Procedimiento de Perfilamiento.	6.21
Instrucciones de Servicio.	6.21
Cuidado de la Hélice.	6.21
Inspección Diaria.	6.21

CAPITULO VII.

Instrumentos.	7.1
Uso de los Instrumentos en Aviación.	7.1
Características de diseño.	7.1
Instrumentos de Motor.	7.3
Tacómetro.	7.3
Indicador de Presión de Admisión.	7.4
Manómetro de Aceite.	7.4
Manómetro de Gasolina.	7.4
Termómetro de Cabeza de Cilindros.	7.4
Termómetro de Aire al Carburador.	7.6
Termómetro de Aceite.	7.6
Analizador de Gases de Escape.	7.6
Instrumentos de Vuelo.	7.6
Altimetro.	7.6
Velocímetros.	7.8
Indicador de Velocidad Vertical.	7.9
Horizonte Artificial.	7.9
Indicador de Virajes e Inclinación.	7.9
Instrumentos de Navegación.	7.11
Brújula.	7.11
Giro Direccional.	7.11
Instrumentos Varios.	7.11
Manómetro de succión.	
Indicador de Nivel de Combustible.	7.11
Amperímetro y Voltímetro.	7.12

CRA/eve'

CENTRO INTERNACIONAL DE ADiestramiento
DE AVIACIÓN CIVIL.
Secretaría de Comunicaciones y Transportes.

México, D.F.

AERONAVES Y MOTORES.

FASE GENERAL.

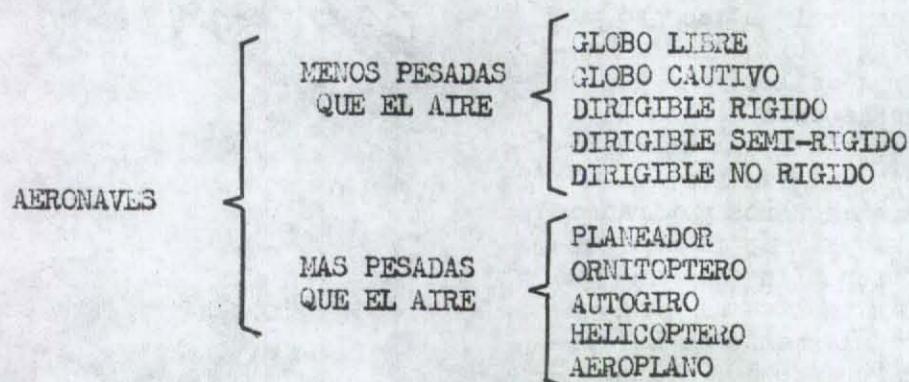
CAPITULO I. NOCIONES DE AERONAVES Y MOTORES.

Clasificación.

Una de las conquistas del hombre en este siglo, es sin duda la Aviación. El progreso de esta industria se ha mostrado no solo por la producción cuantitativa y cualitativa de aeronaves, sino por la innumerable aplicación — práctica que de ellas se hace.

La Organización de las Naciones Unidas, ha tratado de uniformar y — reglamentar todos los conceptos, procedimientos y disposiciones relativas a — la Aviación Civil bajo la directiva de la OACI (Organización Internacional de Aviación Civil) de la que México es país miembro.

La OACI tratando de uniformar el criterio aeronáutico por el sin número de clasificaciones, ha optado por hacer una clasificación general de las aeronaves como se presenta a continuación :



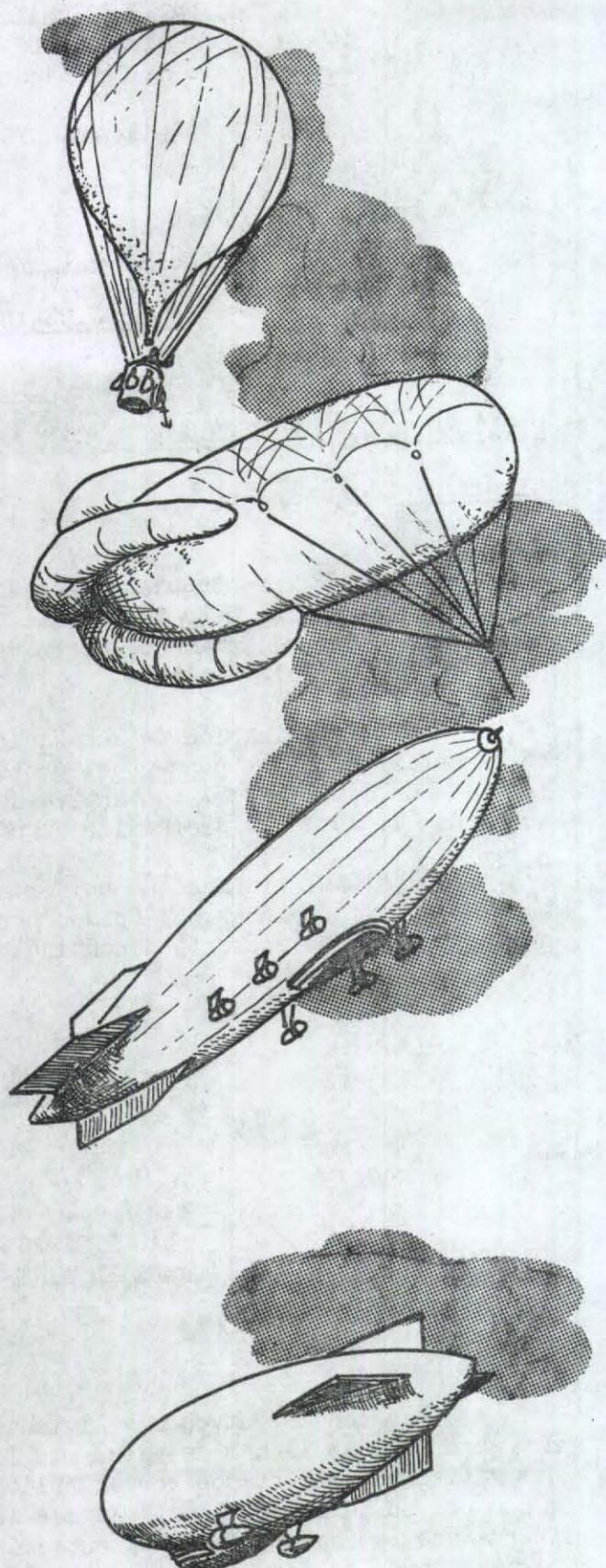
En las aeronaves más livianas que el aire, la sustentación se obtiene usando celdas llenas de gases más ligeros que el aire. De estos gases los más comúnmente usados son el hélio y el hidrógeno, siendo el último peligroso por su inflamabilidad. En las aeronaves más pesadas que el aire, la fuerza que las hace volar —sustentación— se obtiene por el flujo de aire que pasa a través de formas aero dinámicas —alas—.

GLOBO LIBRE -free balloon- Esta nave es de forma más o menos esférica y se deja en libertad para ser llevada de un punto a otro por las corrientes de aire de la atmósfera. El control de ascenso y descenso se obtiene mediante la descarga de lastre o gas. Este fué el primer vehículo usado por el hombre para volar.

GLOBO CAUTIVO -captive balloon- Nave con forma de salchicha, sujetada a tierra por medio de cables. Este tipo de nave fué muy usado durante las dos últimas guerras para formar barreras aéreas para impedir la aproximación de aviones enemigos a lugares de importancia militar o civil.

DIRIGIBLE RIGIDO -rigid dirigible- A diferencia de los globos, el dirigible es una nave con planta moto-propulsora y timones que hacen controlable su vuelo y no solo llevado por el viento. El control de ascenso y descenso se obtiene mediante la descarga de lastre o gas. Es el más resistente de los dirigibles por tener una estructura interior rígida formada por mamparos, largueros y tirantes metálicos. El más famoso fué el Graff Zeppelin -alemán- que dio varias vueltas al mundo y volaba regularmente de Europa a América cuando los aviones aun no lo hacían.

DIRIGIBLE SEMI-RIGIDO -semi rigid dirigible- Esta nave tiene una estructura menos completa que la anterior, formada por una quilla al frente y la estructura corre hasta la parte posterior.



DIRIGIBLE NO RIGIDO -non rigid dirigible- Esta nave conserva su forma solo — por las celdas internas que contienen al gas y su cubierta exterior.

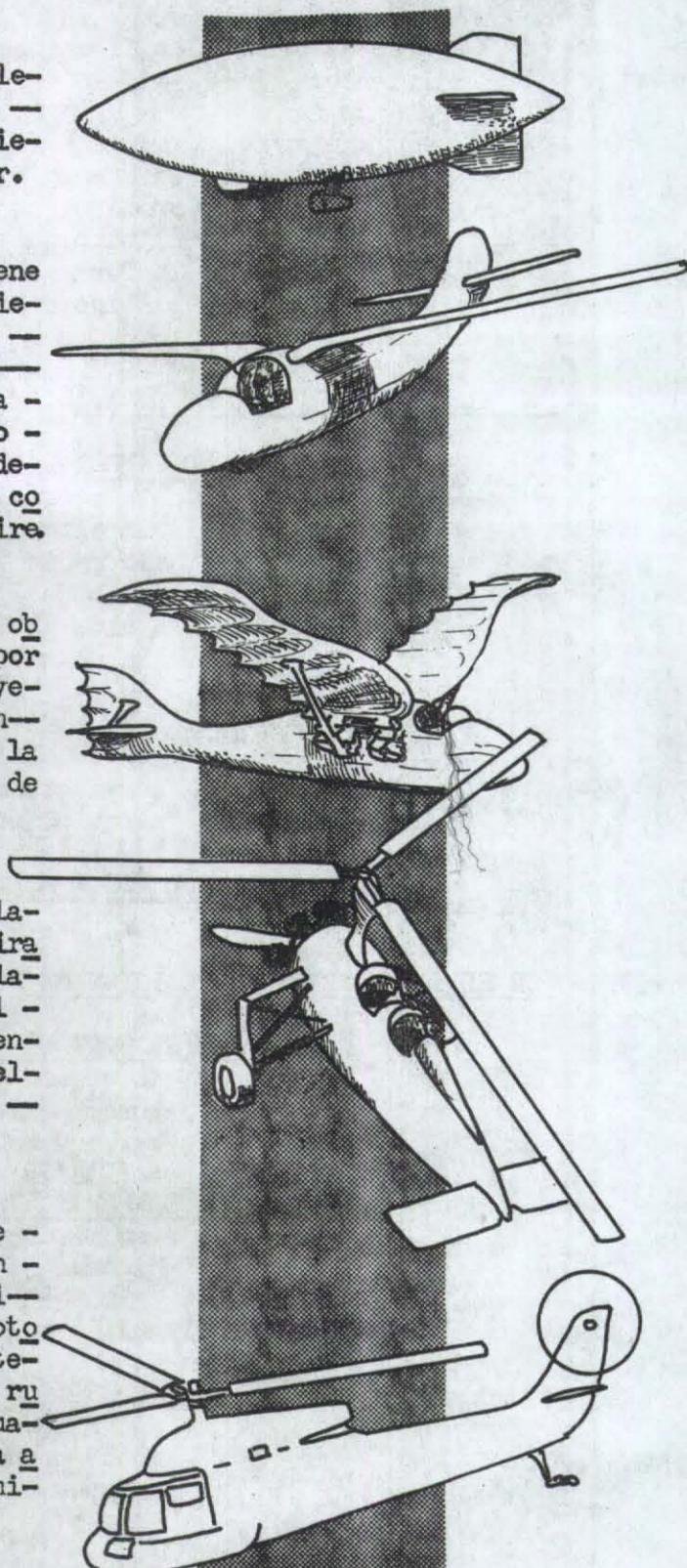
PLANEADOR - glider- Aeronave que no tiene planta moto-propulsora y que obtiene la sustentación por medio del flujo del aire al pasar por sus alas, cuando es lanzado desde una parte alta o remolcado por aire o tierra. La duración de su vuelo depende del aprovechamiento de las corrientes calientes y frias del aire.

ORNITOPTERO -ornithopter- Aeronave que obtiene la fuerza de sustentación por movimiento de sus alas. Se incluye este tipo debido a que existen investigadores que siguen probando la eficiencia del vuelo imitando el de las aves.

AUTOGIRO - autogiro- Nave que obtiene la sustentación por medio de alas giratorias. Su inventor fue Juan de la Cierva -español- Esta equipado el autogiro con motor y hélice convencional que por tracción produce el flujo de aire que hace mover las alas giratorias.

HELICOPTERO -helicopter- Es la nave que obtiene la fuerza de sustentación por medio de alas giratorias movidas directamente por el motor -rotors- Fué desarrollado el helicóptero por Igor Sikorsky -fabricante ruso radicado en EE.UU.- En la actualidad es usado profusamente en la aviación civil y militar por la universalidad de operación.

AEROPLANO O AVION -aeroplane- Es la nave que obtiene su fuerza de sustentación por medio del flujo de aire que pasa por formas aerodinámicas fijas y — que es producido por la tracción de una planta moto propulsora instalada en la misma nave.



A parte de otras clasificaciones, la general de los aeroplanos es la siguiente:

- a.- por su número y posición de alas
- b.- por su tipo, número y posición de motores
- c.- por el tipo de tren de aterrizaje
- d.- por la forma en que despegan y aterrizan
- e.- por el tipo de cabina

a.- POR EL NUMERO Y POSICION DE ALAS.

1.- MONOPLANOS

- ala parasol
- ala alta
- ala media
- ala baja
- ala de gaviota
- ala de gaviota invertida

2.- BIPLANOS

- con escalonamiento positivo
- con escalonamiento negativo
- sesquiplanos

3.- TRIPLANOS y MULTIPLANOS.

b.- POR EL TIPO, NUMERO Y POSICION DE MOTORES.

1.- POR EL TIPO DE MOTOR.

- de pistón
- turbo-hélice
- turbo-reactores -jet-

2.- POR EL NUMERO DE MOTORES

- monomotor
- bimotor
- trimotor
- multimotor

3.- POR LA POSICION DEL MOTOR

- motor tractor
- motor propulsor
- motores en tandem

c.- POR EL TIPO DE TREN DE ATERRIZAJE.

- tren convencional
- tren fijo
- tren retractil
- tren triciclo

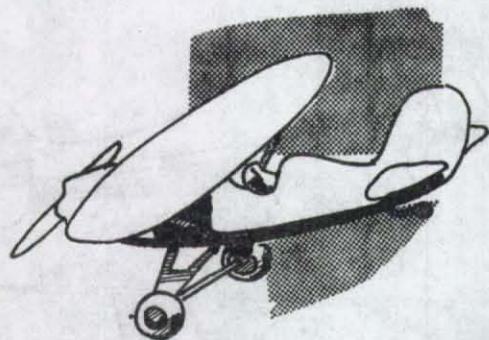
d.- POR LA FORMA EN QUE DESPEGAN Y ATERRIZAN.

- 1.- Aeroplano terrestre
 - STOL. Despegue y aterrizaje corto.
 - VTOL. Despegue y aterrizaje vertical.
- 2.- Hidro-aviones
 - Bote volador
 - De flotador sencillo
 - De flotador doble
- 3.- Anfibios.

e.- POR EL TIPO DE CABINA.

- 1.- Cabina abierta
- 2.- Cabina convertible
- 3.- Cabina cerrada.

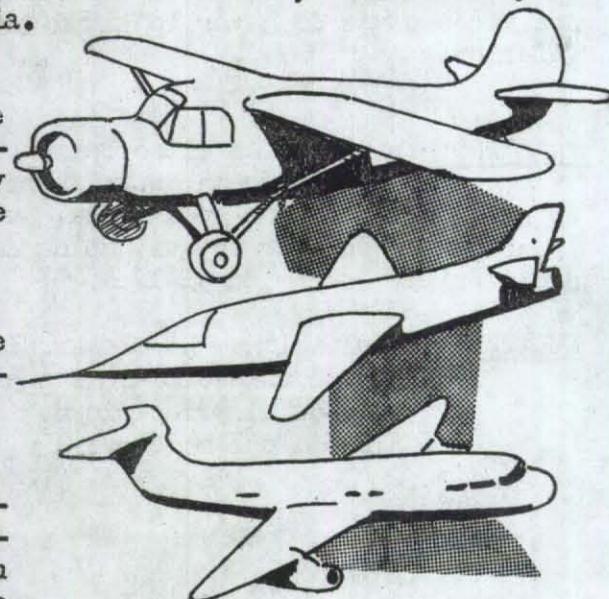
Para facilitar su identificación, a continuación se ilustran los tipos de aviones que se han enumerado antes.



1.- MONOPLANO -monoplane- Es el aeroplano que tiene solamente una ala, sea fabricada en secciones o de una sola pieza.

ALA PARASOL -parasol wing- El aeroplano ilustrado a la izquierda, es un monoplano con ala parasol, lleva el ala separada y sobre el fuselaje. Tiene buenas características de estabilidad, visibilidad y acrobacia.

ALA ALTA -high wing- Es el aeroplano que tiene el ala ensamblada en la parte superior del fuselaje. Ha sido muy efectivo y es popular en construcción de aviones ligeros.



ALA MEDIA -mid wing- Es el aeroplano que lleva el ala empotrada en la parte media del fuselaje.

ALA BAJA -low wing- Es el aeroplano que lleva empotrada el ala en la parte baja del fuselaje. Es muy común su empleo por la resistencia estructural ob-



ALA DE GAVIOTA -gull wing- se llama así a las alas de los monoplanos que tienen ángulo diedro en la sección del empotre - que dan el aspecto de las alas de la gaviota- en vuelo.



ALA DE GAVIOTA INVERTIDA -inverted gull wing- como se ve en la figura inferior de la izquierda, se llama así a las alas de monoplanos que tienen ángulo diedro negativo en la sección de empotre, que — dan el aspecto de las alas de gaviota invertida.

2.- BIPLANOS -biplane- Es el aeroplano que tiene dos alas, ya sean estas fabricadas en secciones o de una sola pieza.

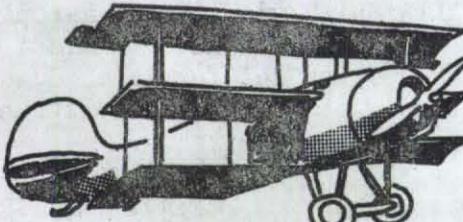
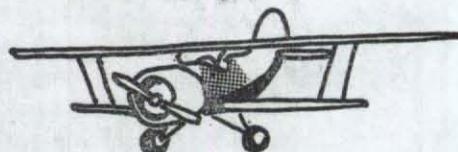
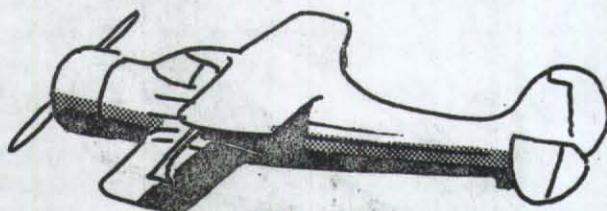
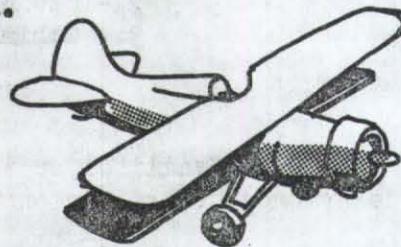
ESCALONAMIENTO POSITIVO -positive stagger- lo tienen los biplanos que tienen el ala superior más adelante que la inferior. Por lo general es el tipo más común de construcción empleado en biplanos.

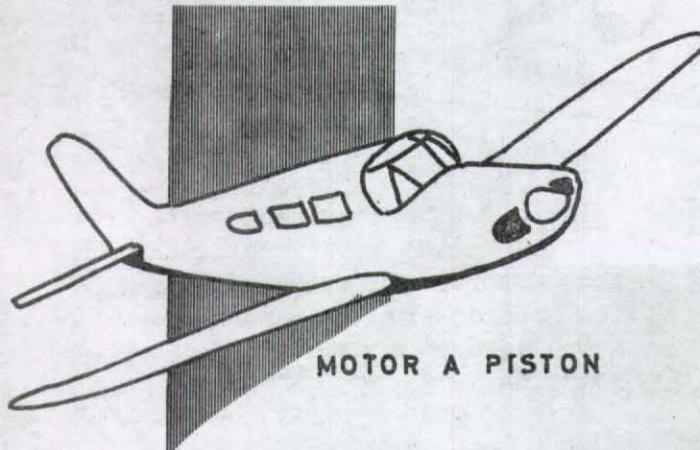
ESCALONAMIENTO NEGATIVO -negative stagger- Se encuentra en el biplano cuya ala superior está colocada más atrás que la inferior.

SESQUIPLANO -sesquiplane- es el biplano, - en el que el ala superior es - dos veces o más de mayor longitud que la inferior.

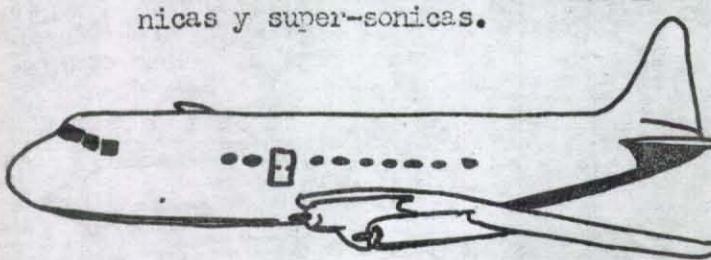
TRIPLANO -triplane- es el aeroplano con tres alas, sean estas fabricadas en secciones o de una sola pieza. Su construcción fué popular en aviones de combate de la Primer Guerra Mundial.

MULTIPLANO -multiplane- Es el aeroplano que tiene más de tres alas, construidas de una sola pieza o en secciones. Se fabricaron esta clase de aviones al principio de la aviación, desechándose por la ineeficiencia del modelo.



b.- POR EL TIPO DE MOTORES.

Las aeronaves con motores turbo-reactores -turbinas de gas- funcionan comprimiendo aire al que se ecrega turbosina -kerosene- en las cámaras de combustión y que después de quemarse descarga y hace girar a la turbina que impulsa al compresor por medio de una flecha. El empuje para moverse en el aire se obtiene por la descarga de gases a gran velocidad. Estos aviones desarrollan velocidades sub-sonicas, sonicas y super-sonicas.

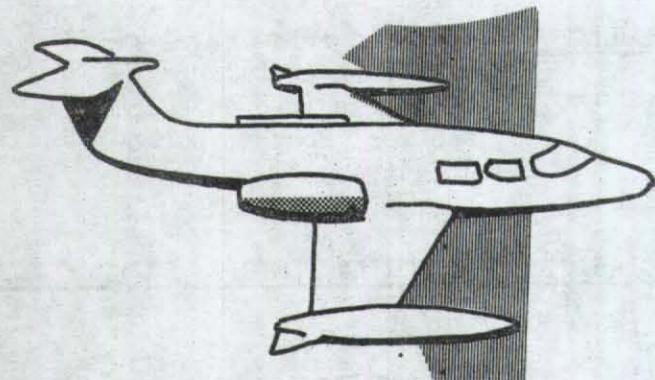


MOTORES TURBO HELICE

POR EL NÚMERO DE MOTORES.

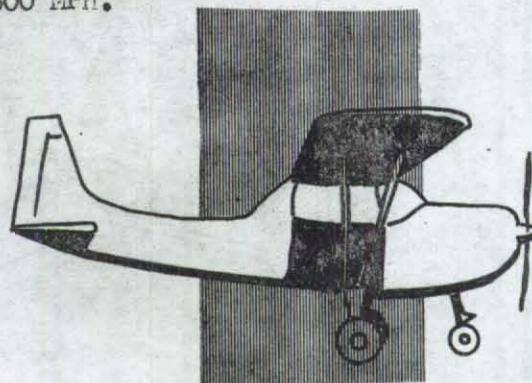
MONOMOTOR -single engined- es la aeronave que es impulsada por un solo motor, de cualquiera de los tipos mencionados antes.

Las aeronaves con motores a pistón -recíprocos- tienen motores con número variable de cilindros, donde se quema una mezcla de aire y gasolina. Los pistones que reciben impulso dentro de los cilindros hacen girar al cigüeñal que a su vez hace girar a la hélice que impulsa a la nave a velocidades no mayores de 600 MPH.

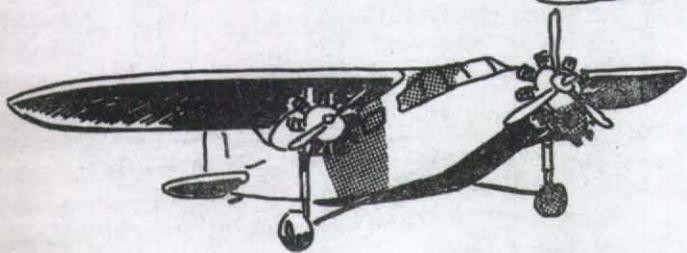
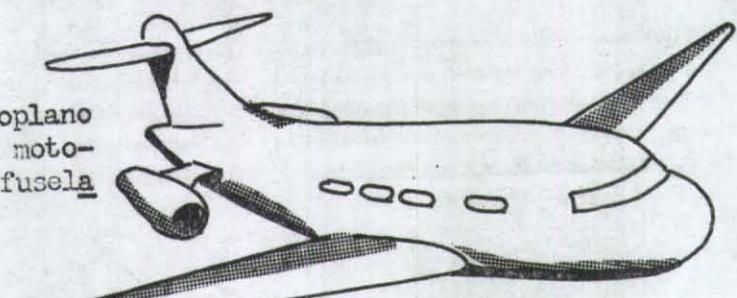


MOTORES TURBO REACTORES

Las aeronaves de este tipo tienen turbinas de gas que hacen girar a la hélice por medio de mecanismos reductores. Esta aeronave tiene su velocidad limitada por la eficiencia de la hélice a no mayor de 600 MPH.

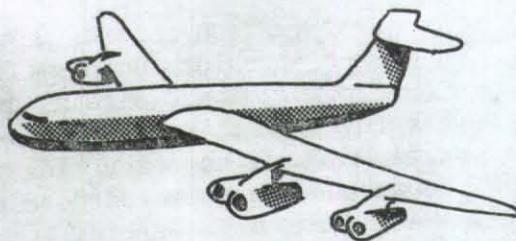


BIMOTOR -twin engined- es el aeroplano que tiene instalados dos motores, ya sea en las alas o en el fuselaje.

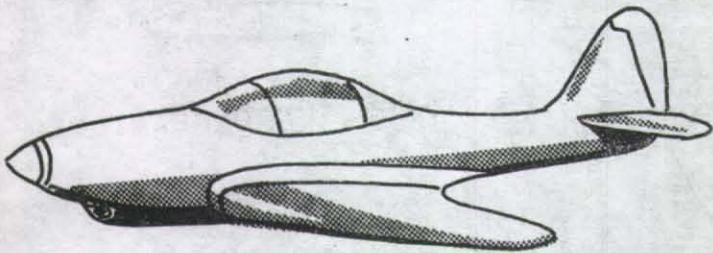


MULTIMOTOR -multiengined- es el avión que tiene instalados cuatro o más motores sean estos reciprocos o turbo-reactores.

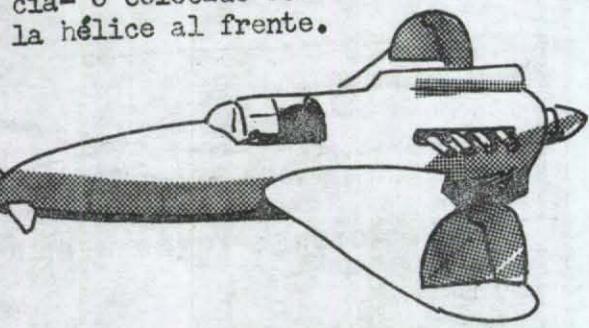
TRIMOTOR -three engined- es el aeroplano que tiene instalados tres motores. En aviones antiguos, los motores eran reciprocos y en la actualidad se encuentran de turbo-reacción.



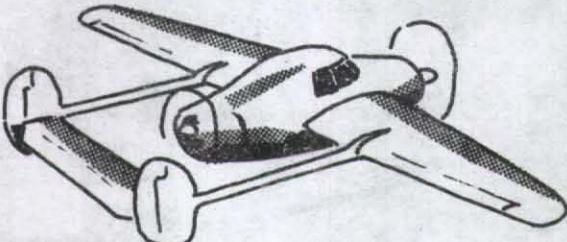
CLASIFICACION POR LA POSICION DE LOS MOTORES.



MOTOR TRACTOR - tractor engine- es cuando va instalado en la nariz del avión -dónde se ha comprobado que rinde mayor eficiencia- o colocado sobre las alas con la hélice al frente.

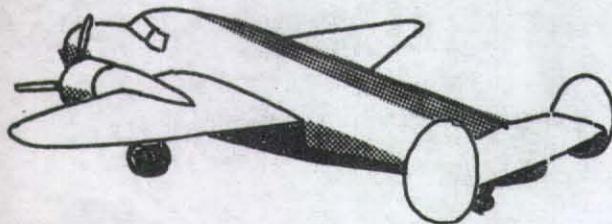


MOTOR PROPULSOR - pusher engine- Es el que va instalado en la parte posterior de las alas o del fuselaje, que produce empuje hacia adelante.

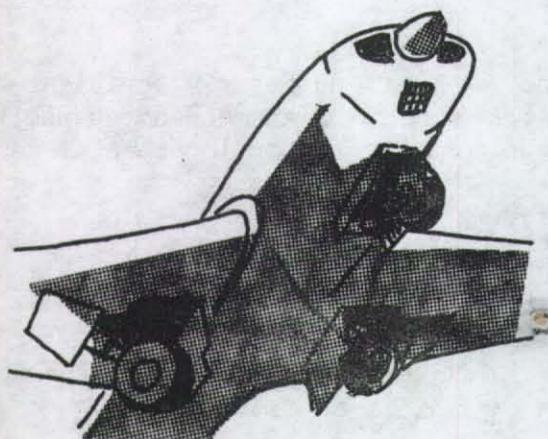


MOTORES EN TANDEM -tandem engines- son los que van instalados por pares en línea longitudinal -uno tractor y otro impulsor-. El término tandem se emplea también para designar colocación de asientos cuando queda colocado uno tras de otro.

c.- POR EL TIPO DE TREM DE ATERRIZAJE.

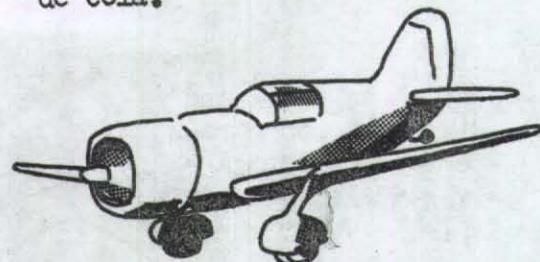


TREN DE ATERRIZAJE FIJO -fixed landing gear- es el tipo de tren de aterrizaje - que no cambia de posición con respecto al avión.

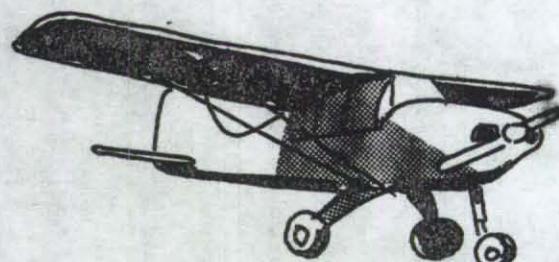


TREN DE ATERRIZAJE TRICICLO -tricycle - landing gear- este tipo se caracte riza por llevar apoyo en la nariz del fuselaje. En la mayoría de los modelos esta rueda de nariz es c rientable y carece de mecanismo de freno.

TREN DE ATERRIZAJE CONVENCIONAL -con ventional landing gear- es el más común de todos los tipos. Lleva el tren principal y en la cola o parte posterior del fuselaje el patín o apoyo de cola.



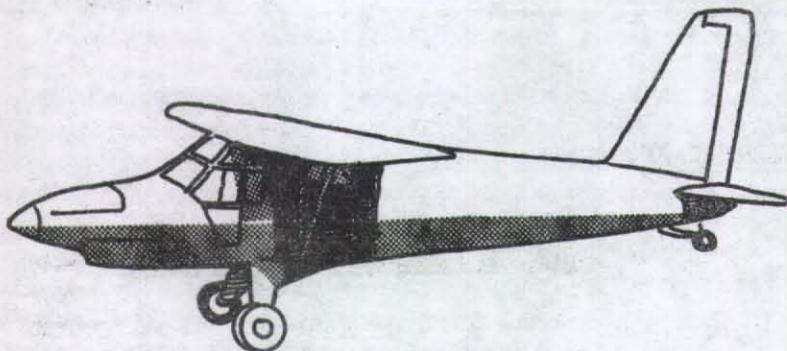
TREN DE ATERRIZAJE RETRACTABLE -retractable landing gear- es el tipo de tren de aterrizaje que puede plegarse y quedar oculto dentro del fuselaje, alas o barquillas. Teniendo la ventaja de evitar resistencia al avance. El sistema de retracción puede ser de operación hidráulica, eléctrica, neumática o mecánica operada manualmente.



d.- FORMA DE DESPEGUE Y ATERRIZAJE.

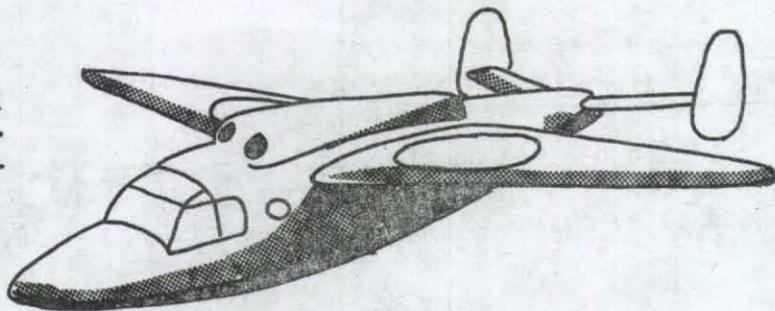


AEROPLANO TERRESTRE -land plane- es el tipo de avión fabricado para poder despegar y aterrizar sobre tierra. Este es el tipo más popular, porque puede llevar más peso útil con un radio de acción mayor.



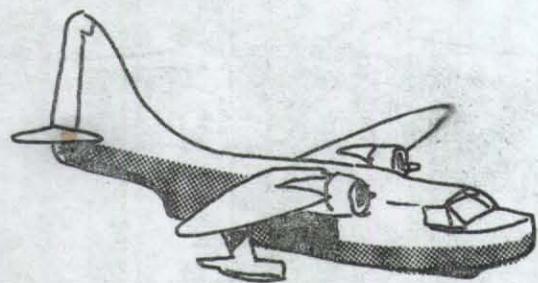
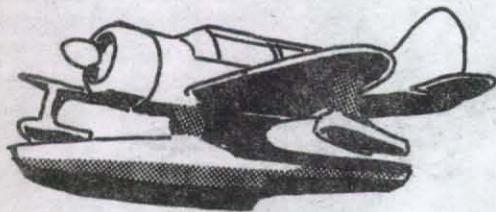
STOL -short take-off and landing- aviones para despegues y aterrizajes cortos.

VTOL -vertical take-off and landing- aviones para despegues y aterrizajes verticales.



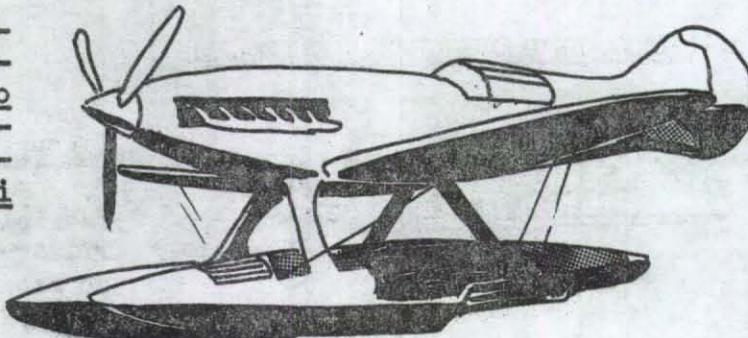
HIDROAVION -sea plane- es el tipo de aeroplano que puede despegar y acuatizar sobre agua -sea en el mar o lagos-. Aunque se ha abandonado su uso, este tipo de aeronave es difícil que desaparezca por lo especial de su aplicación.

BOTE VOLADOR -flying boat- es el aeroplano que lleva pasaje o carga dentro del fuselaje que a la vez hace de casco, y sirve de flotador cuando se posa sobre el agua.



HIDROAVION de flotador sencillo -single float sea plane- es el aeroplano que lleva un flotador -pontón- acoplado al fuselaje para acuatizar. Este tipo de avión casi está en desuso por la poca estabilidad cuando está sobre el agua.

HIDROAVION de flotador doble -double float sea plane- es el aeroplano que en vez de un flotador usa dos para posarse en el agua. Es el más popular de los hidroaviones por su estabilidad sobre el agua.



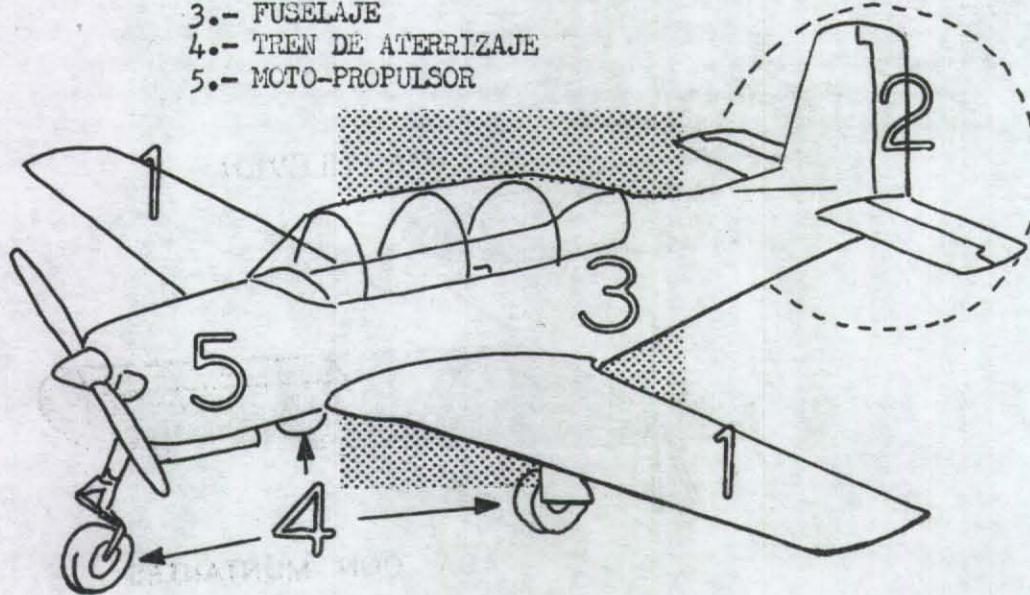
ANFIBIO -amphibian- es el aeroplano que puede despegar y aterrizar sobre tierra, y amarillizar. Por su doble rendimiento es el más práctico de los hidroaviones.



GRUPOS EN QUE SE DIVIDE EL AVION PARA SU ESTUDIO.

Para el estudio de los componentes del avión, se considera a este dividido en los siguientes grupos:

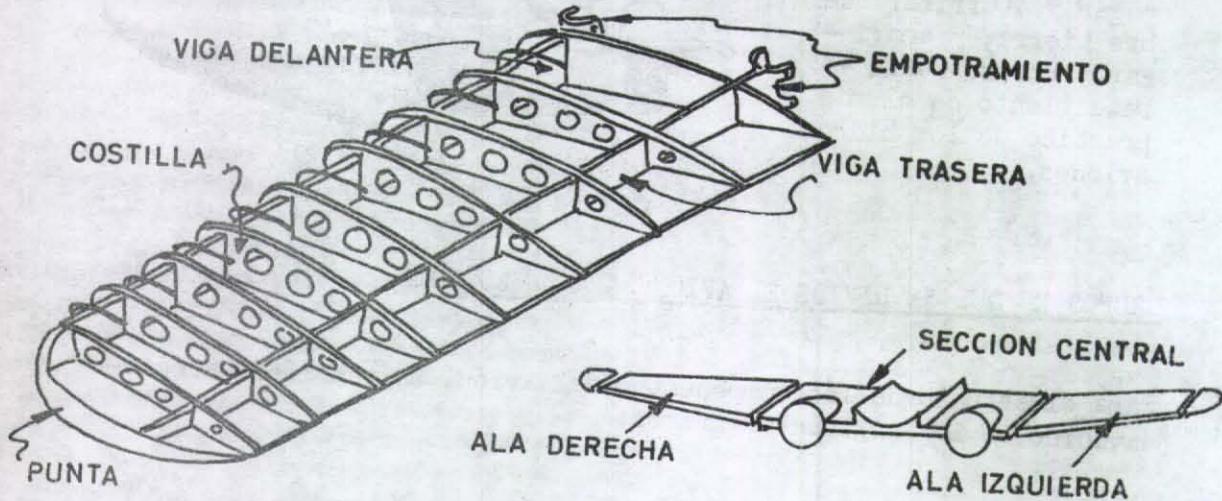
- 1.- SUSTENTADOR
- 2.- EMPENAJE
- 3.- FUSELAJE
- 4.- TREM DE ATERRIZAJE
- 5.- MOTO-PROPIULSOR



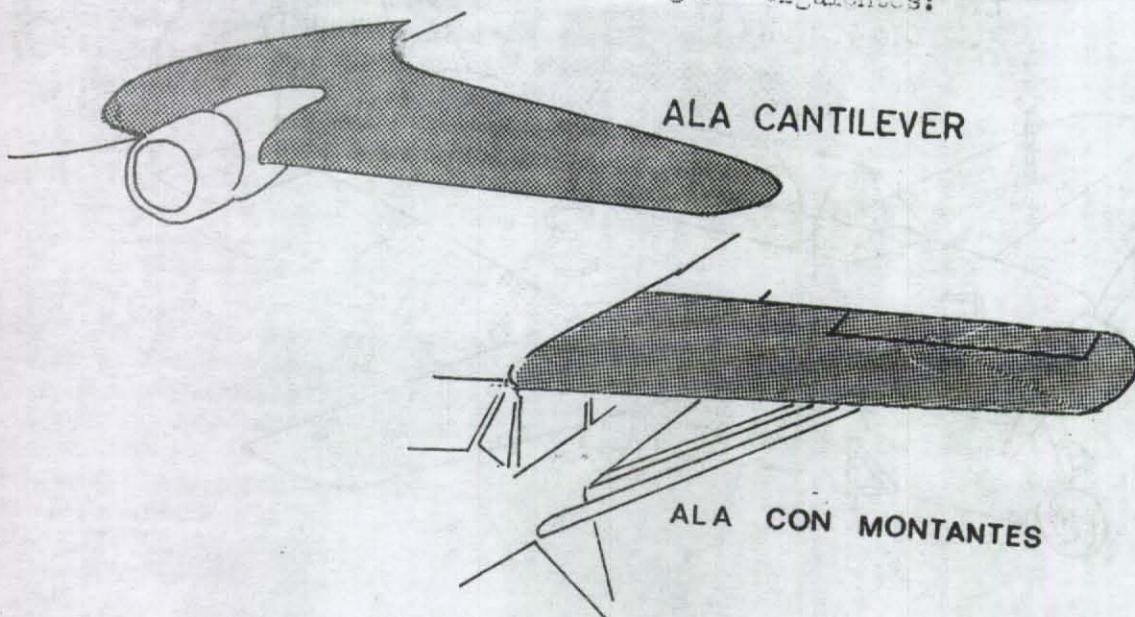
GRUPO SUSTENTADOR -1- Este grupo está formado por las alas, de las cuales se obtiene el 80% de la sustentación aproximadamente. - Este porcentaje puede aumentarse con el auxilio de superficies hipersustentadoras llamadas aletas -flaps-.

La forma estructural del ala queda formada por la vigas -generalmente dos- que corren longitudinalmente en el ala y la forma del perfil se la dan las costillas que se montan perpendicularmente sobre las vigas; quedando el -

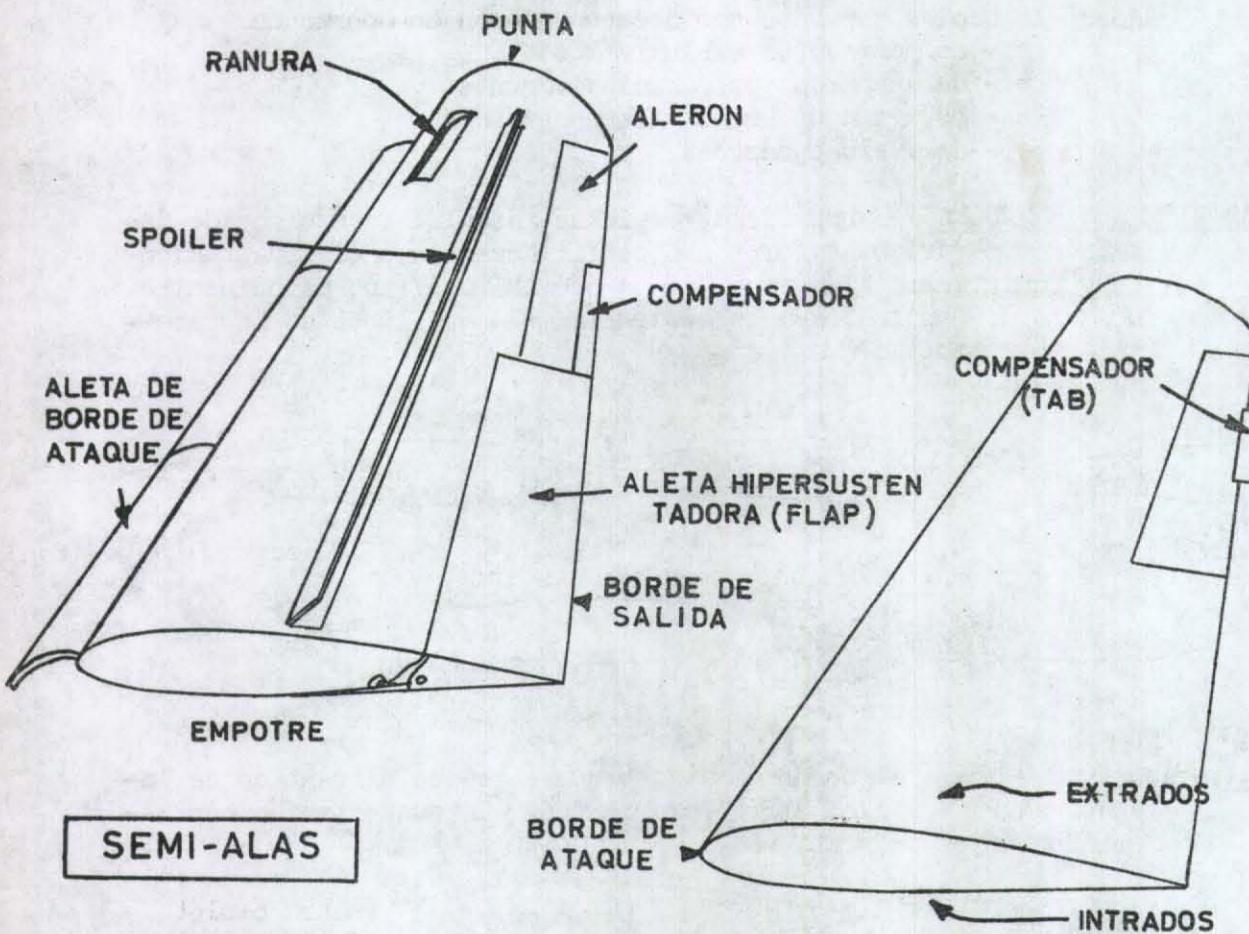
conjunto cubierto por la piel -sea de tela, madera o metal-. El ala puede - construida de una pieza o en varias secciones, según el diseño.



Las alas que carecen de miembros estructurales externos -montantes- se denominan CANTILEVER, como se ilustra en las figuras siguientes:



Las alas en su interior llevan los órganos necesarios para mover a los alerones, flaps y compensadores -si los lleva-, puede alojar a los tanques de combustible y bombas, así como soportar los motores del avión y trenes de aterrizaje y el alojamiento de estos -barquillas-. Los luces de aterrizaje y de posición también se encuentran en ellas.

NOMENCLATURA DE LAS PARTES QUE SE PUEDEN ENCONTRAR EN LAS ALAS.

ALA.- Superficie que produce sustentación por efecto del paso del aire a través de su forma aerodinámica -llamada perfil-.

BORDE DE ATAQUE.- Curvatura frontal del perfil aerodinámico. Es la parte donde choca el viento relativo.

BORDE DE SALIDA.- Extremo posterior del perfil que termina en forma aguda.

EMPOTRE.- Extremo interior del ala donde se sujeta el ala.

PUNTA.- Extremo exterior del ala que cierra la forma aerodinámica del ala.

EXTRADOS.- Es la superficie superior del perfil, llamada también trasdos.

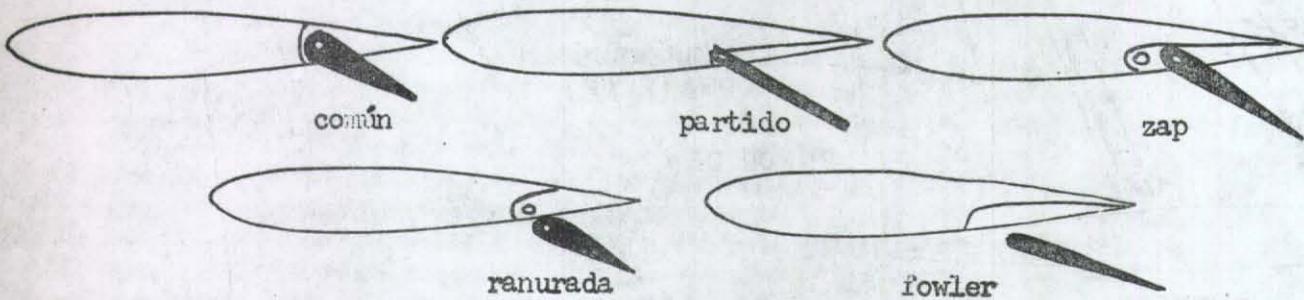
INTRADOS.- Es la superficie inferior del perfil.

ALERON.- Superficies de control primarias que gobiernan los movimientos del avión sobre el eje longitudinal. Cada semi-ala lleva uno y tienen movimiento alterno controlado desde la cabina.

COMPENSADOR.- Superficie secundaria de control que ayuda a la operación de los alerones. Existen fijos y móviles. Los móviles son controlados desde la cabina y pueden ser de acuerdo con su operación

- a.- compensadores exclusivamente
- b.- de ayuda de vuelo exclusivamente
- c.- de ayuda de vuelo y compensación
- d.- de vuelo y servos.

ALETAS HIPERSUSTENTADORAS.- Superficies móviles instaladas en el borde de salida que varían la forma del perfil aumentando el levantamiento y resistencia al avance lográndose así un freno aerodinámico. De acuerdo con la forma en que varían el perfil son de los siguientes tipos:



RANURA.- Abertura cercana al borde de ataque que corre en el sentido de la envergadura del ala. Sirve para mantener la sustentación con grandes ángulos de ataque.



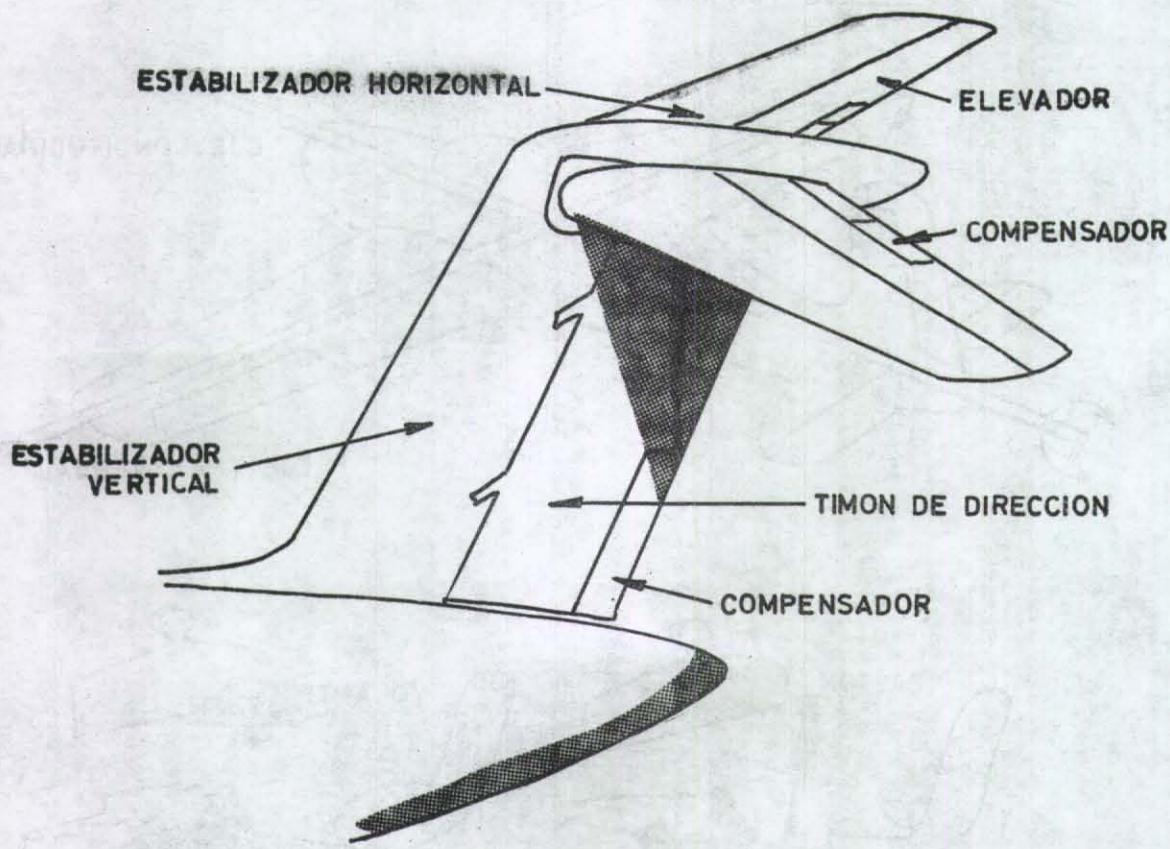
SPOILER.- Inutilizador- Aleta sobre el extrados del ala cuya función es disminuir la sustentación.

ALETA DE BORDE DE ATAQUE.- slat - Son aletas móviles o fijas colocadas en el borde de ataque, que aumentan la curvatura del perfil y con ello el coeficiente de sustentación del ala.

GRUPO DE EMPENAJE.

Empotrado en la cola ó extremo posterior del fuselaje se encuentra el grupo de empenaje, formado por un plano vertical y otro horizontal.

El plano vertical fijo -estabilizador vertical- soporta al timón de dirección que gobierna los movimientos del avión sobre el eje vertical mientras que el plano horizontal -estabilizador horizontal- soporta al timón de profundidad o elevador que gobierna los movimientos del avión sobre el eje transversal.



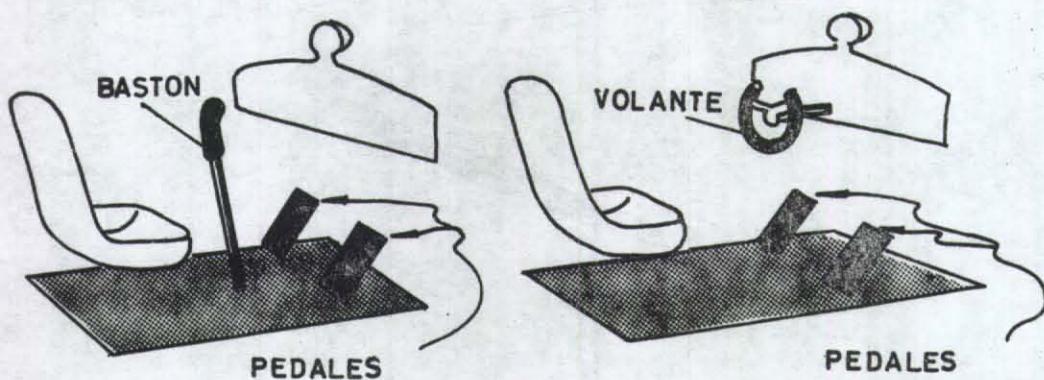
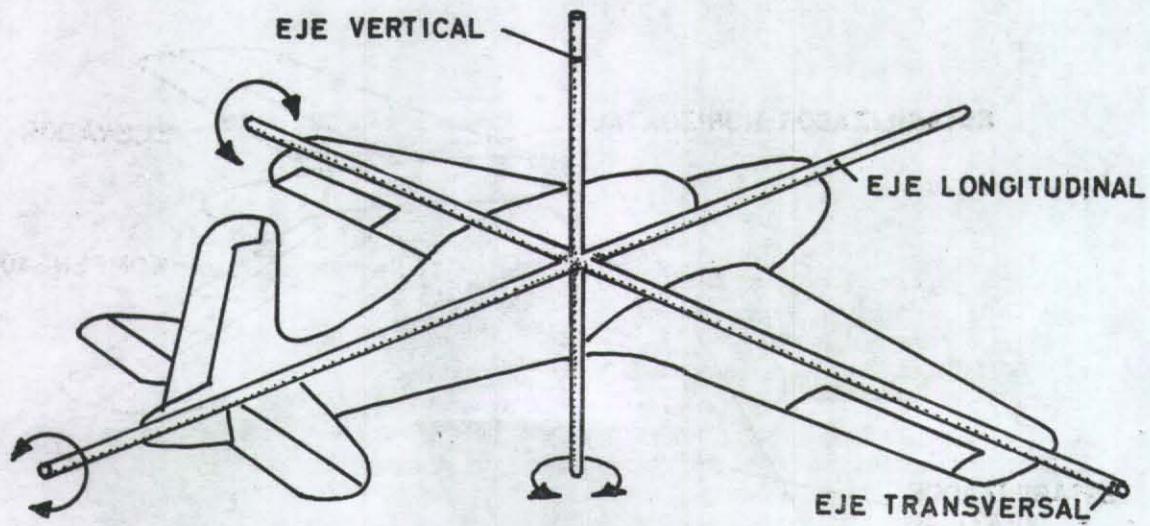
La construcción de los estabilizadores es similar a la de las alas - ya que lleva viga y costillas, y la construcción de timón de dirección, elevador y ailerones -superficies primarias- es también similar.

Tanto el timón de dirección como el elevador pueden llevar aletas -- compensadoras de los tipos ya descritos anteriormente.

CONTROLES DE VUELO.

Tanto en el grupo sustentador como en el empenaje, se encuentran las superficies primarias de vuelo que además de ayudar al levantamiento del avión y darle estabilidad direccional, permiten al piloto tener el gobierno efectivo de la actitud del avión. Estas superficies primarias están constituidas por -- los ailerones, el timón de dirección y el elevador o timón de profundidad.

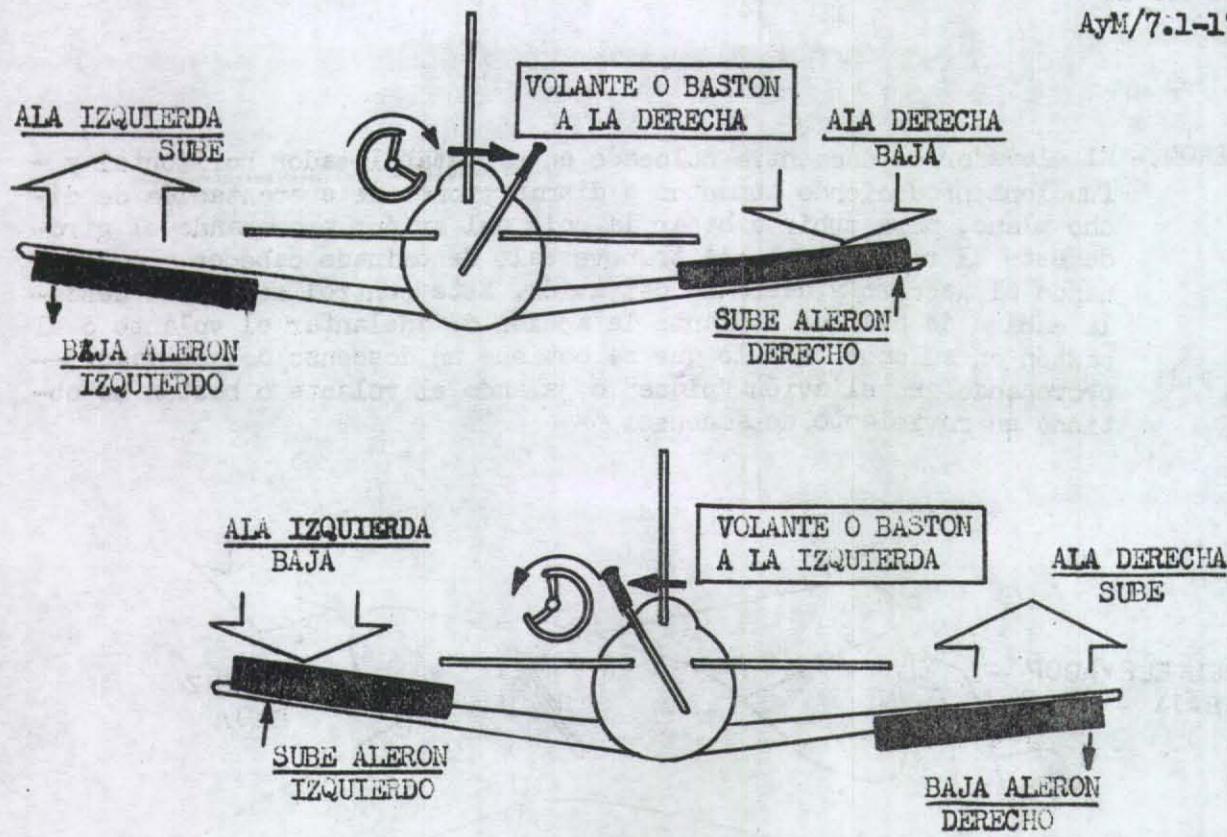
En la siguiente figura se ilustran los tres ejes sobre los cuales -- puede girar el avión, además la ilustración esquemática de los controles de -- las superficies primarias en la cabina de pilotos.



CONTROLES DE MANDO DE SUPERFICIES PRIMARIAS DE VUELO.

LOS ALERONES provocan reacciones aerodinámicas contrarias en cada ala, haciendo que el avión tenga un giro al rededor de su eje longitudinal -movimiento denominado alabeo-. Este movimiento es provocado desde la cabina moviendo el volante en el sentido de giro de las manecillas del reloj haciendo así subir al alerón derecho y bajar al izquierdo; el movimiento contrario del volante corresponderá a un movimiento inverso en los alerones. En cierto tipo de aviones el volante se encuentra reemplazado por un bastón el cual al ser inclinado a la izquierda o a la derecha reproduce los movimientos indicados.

La acción de alabeo es ocasionada por reacciones aerodinámicas -es decir, cuando en un ala se mueve el alerón hacia arriba en la otra se mueve hacia abajo; el alerón hacia arriba produce una -

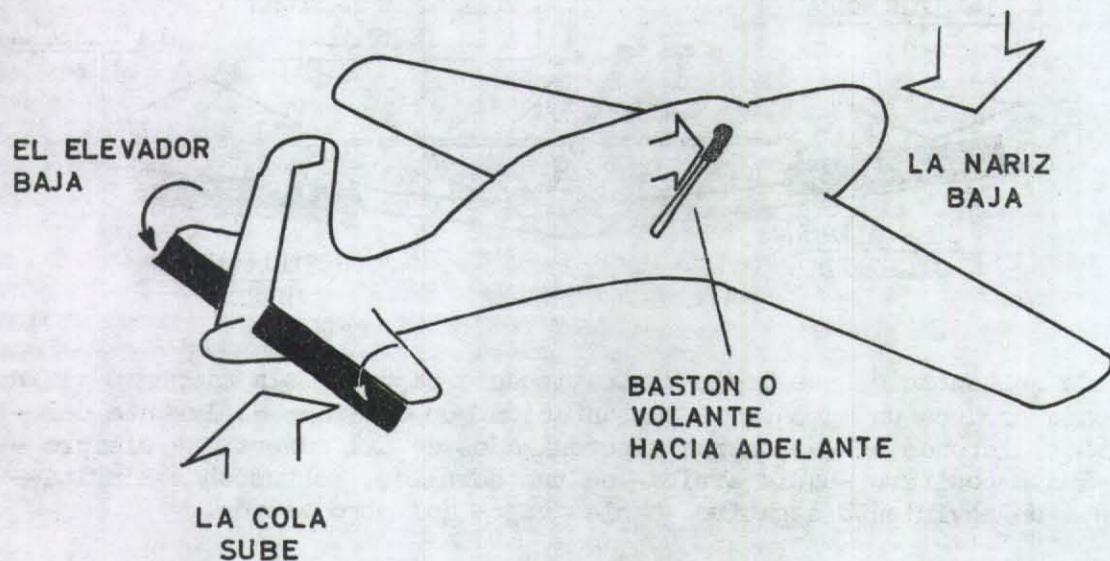


pérdida de sustentación que lógicamente tiende a bajar el ala mientras al ir hacia abajo produce un aumento de sustentación que ocasiona el levante del ala. Ambos ailerones se encuentran sincronizados de tal manera que siempre al movimiento positivo -hacia arriba- de uno de ellos, corresponde simultáneamente a un movimiento negativo -hacia abajo- del otro ailerón.

TIMON DE DIRECCION..- Es el plano móvil colocado en el estabilizador vertical que al ser accionado crea por reacción aerodinámica un momento que mueve al rededor de su eje vertical, efectuando así el cambio de rumbo del avión. Es gobernado desde la cabina mediante los pedales accionados por el piloto. Al oprimir el pedal derecho el timón se mueve a la derecha ocasionando que el empenaje se desvie en sentido contrario, con lo que se obtiene el giro a la derecha del avión. Este giro se denomina guifada. Si se acciona el pedal izquierdo el avión tendrá una guifada a la izquierda.



ALERON.— El elevador se encuentra colocado en el estabilizador horizontal y — funciona produciendo aumentos o disminuciones de sustentación de dicho plano, para subir o bajar la cola del avión; provocando el giro de este al rededor del eje transversal, denominado cabeceo y ocasionalmente el ascenso y descenso del avión. Este control es movido desde la cabina de pilotos mediante la acción de adelantar el volante o el bastón en su caso, con lo que se obtiene un descenso del elevador — provocando que el avión "pique" o jalando el volante o bastón se obtiene un movimiento de ascenso.



Cada una de las superficies de control mencionadas, recibe el nombre de **superficie primaria**. Como lógicamente el aumento de velocidad del avión y la amplitud de giro en cualquiera de los ejes mencionados va a ocasionar un esfuerzo correspondiente en los mandos, se utilizan — superficies de control secundarias —compensadores— que tienen los objetivos de :

- a.- compensar las tendencias del avión a no volar recto y nivelado,— por variaciones en el peso y balance, carga o vientos que afecten la trayectoria del avión.
- b.- obligar al avión a tomar una actitud diferente a la de vuelo recto y nivelado para que el piloto sea ayudado especialmente durante despegue, ascenso, descenso y aterrizaje.
- c.- Servir como ayuda de vuelo automática para disminuir el esfuerzo del piloto al obligar al avión a un cambio de actitud momentánea como por ejemplo al efectuar virajes.

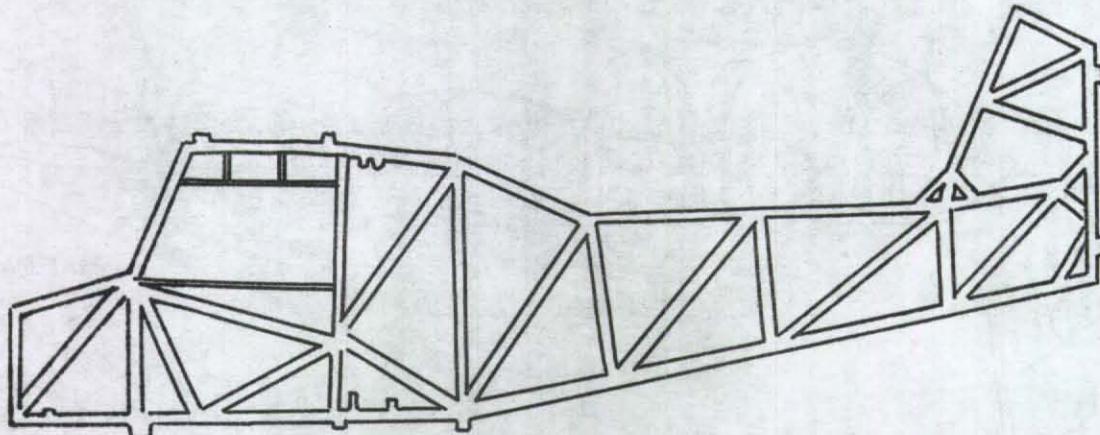
Los mandos de los compensadores en la cabina son volantes, perillas o manijas- independientes de los mandos de las superficies primarias.

El movimiento de las superficies de control corresponde a una acción del piloto sobre el mando respectivo, misma que se transmite al plano, ya sea por medios mecánicos con la intervención de cables y poleas, tubos de torsión, varillas - de empuje; medios hidráulicos o eléctricos.

3.- FUSELAJE. - En el avión, la principal unidad estructural es el fuselaje, - ya que las demás unidades son directamente soportados por él.- En la construcción de fuselajes son comunes tres tipos de fa- bricación:

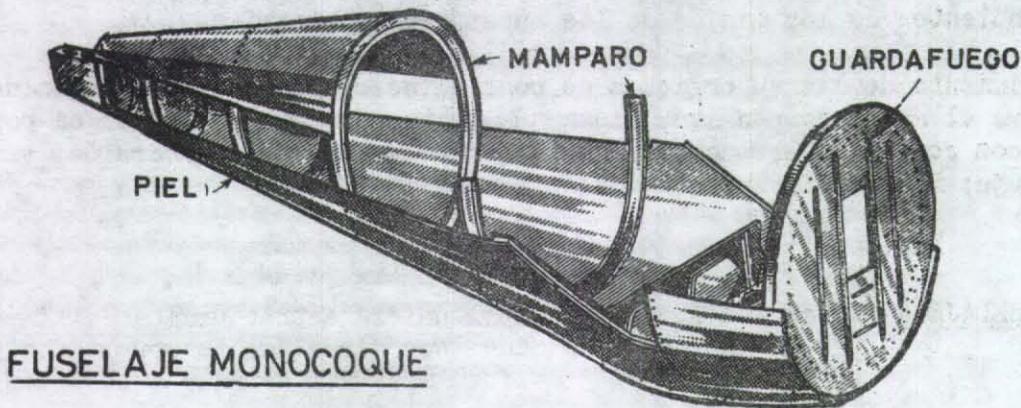
- 1.- Construcción compuesta o armada
- 2.- Construcción monocoque y
- 3.- Construcción semi-monocoque.

CONSTRUCCION COMPUESTA. - Este tipo de fuselaje es construido formando una arma dura de acero tubular, en la cual son colocados los tubos en - forma triangular, formando una estructura semi-aerodinámica. - Después esta construcción lleva formas de madera para fuselar- la y se cubre con tela o aluminio. Esta construcción es común en aviones pequeños por su economía.



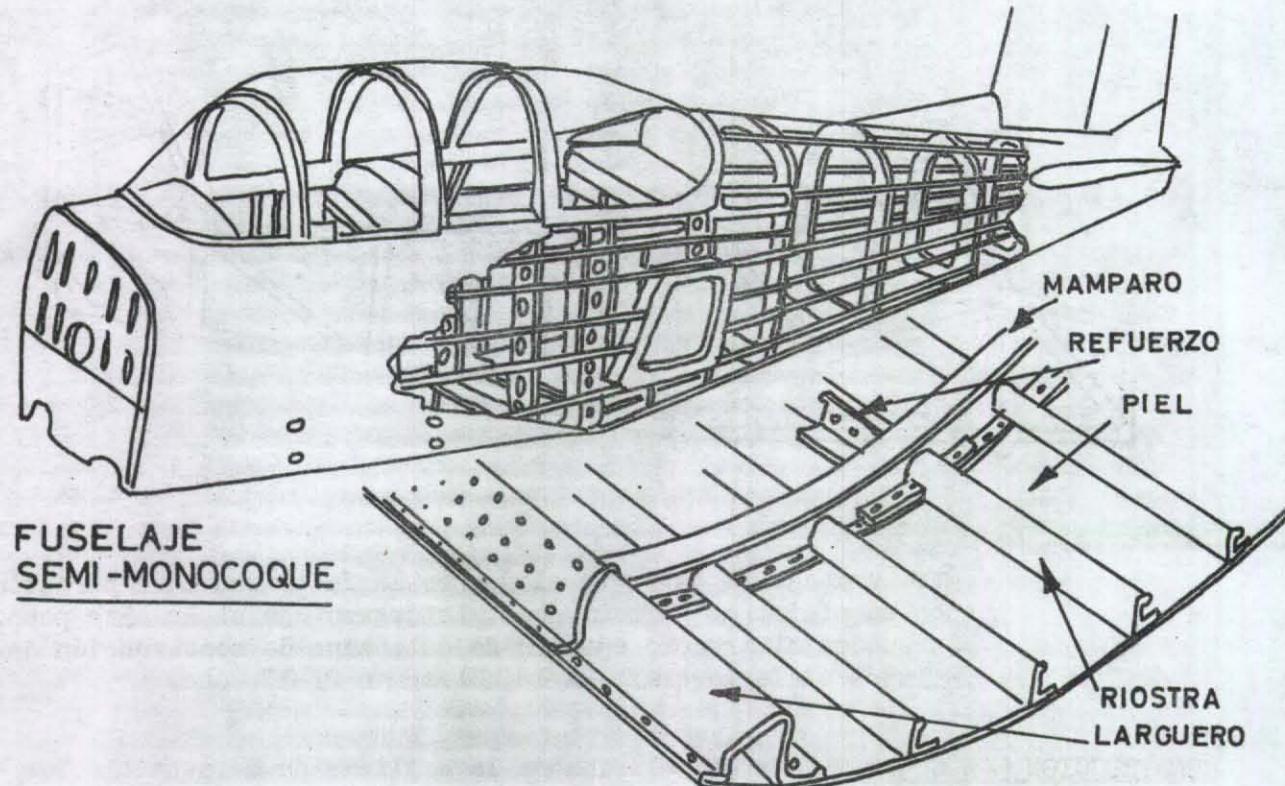
Otra ventaja de estos fuselajes es la facilidad de reparación - con un mínimo de herramientas. La desventaja es su alto peso. - Se pueden citar como ejemplo de este tipo de construcción de fuselajes el Taylorcraft PA-18, Stearman PT-17, etc.

CONSTRUCCION MONOCOQUE. - Para dar claridad a la explicación de este tipo de — construcción de fuselaje, se puede comparar con la forma del — cascarón de un huevo de ave. Consiste en la construcción de un- casco sin refuerzo interior.



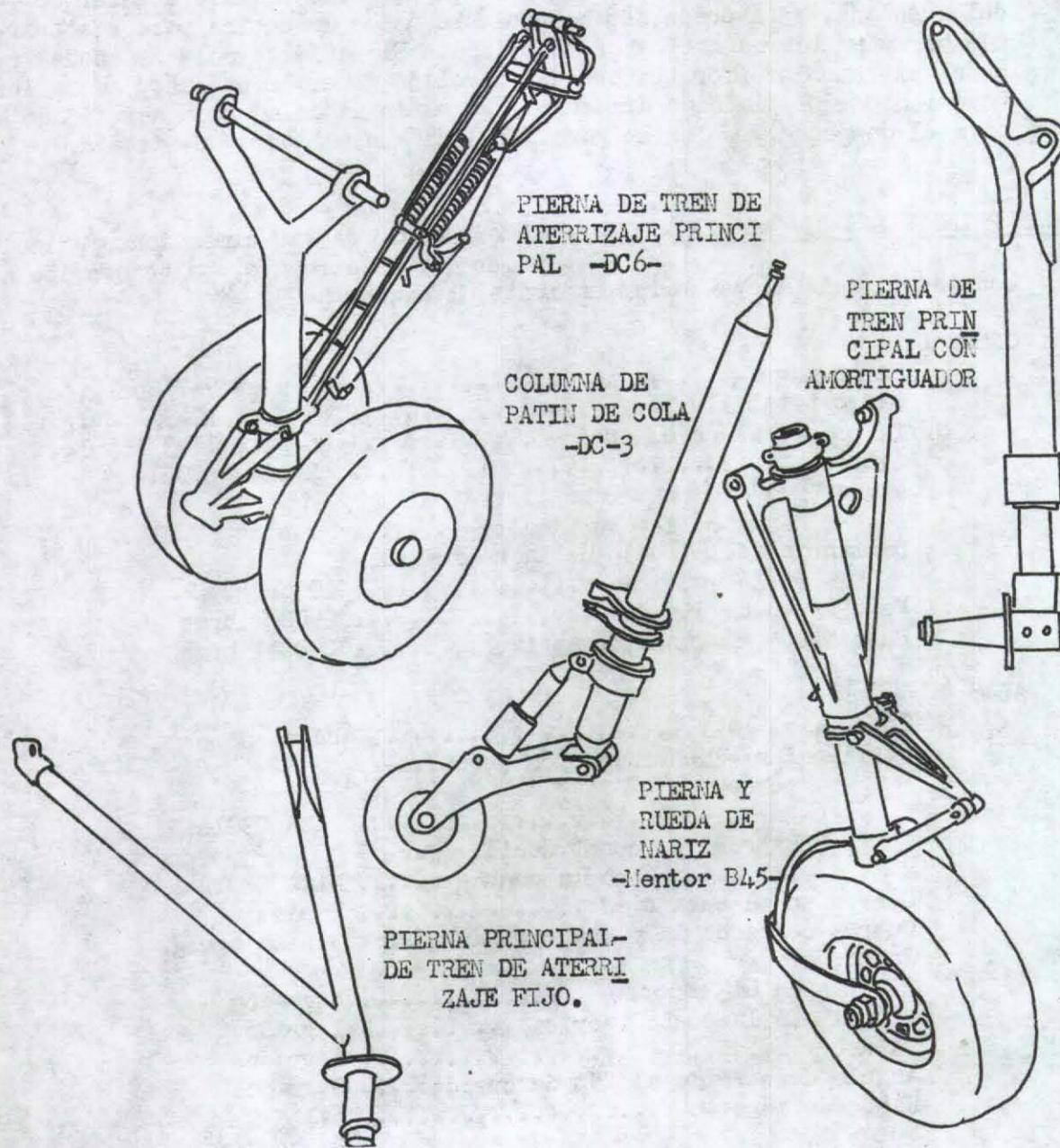
Aún se encuentran varios tipos de aviones con construcción de fuselaje de este tipo, como el Cessna 170 y el Luscombe..

CONSTRUCCION SEMI-MONOCOQUE.- Es el tipo de construcción semi-monocoque el más usado para aviones pesados que requieren de una construcción robusta sin disminución de carga útil. Todos los transportes públicos -DC8, DC9, Boeing 727, etc.- están construidos en este tipo de fuselaje como lo están también infinidad de aviones de transporte privado e instrucción.



Esta construcción es una combinación de la armada y la mono-coque, en que los mamparos están intercomunicados con largueros, cuadernas y riostras. Lográndose así una perfecta transmisión de esfuerzos.

4.- TREN DE ATERRIZAJE..- Es la parte del avión sobre la que descansa cuando está en tierra -o sobre agua-. Si el avión es terrestre esta compuesta de una estructura -pierna- y las ruedas. Si es hidro-avión tendrá flotadores y si es anfibio tendrá ruedas y flotadores.-



El tren de aterrizaje puede ser fijo o retráctil. También pueden clasificarse como convencional -cuando tiene patín de cola- o triciclo- cuando tiene rueda de nariz. Las piernas del tren de aterrizaje generalmente llevan incorporado un amortiguador oleo-neumático y el sistema de frenos opera las unidades en cada rueda del tren principal. Como ejemplo de aviones con tren de aterrizaje fijo están el Cessna 172 y el Taylorcraft PA-18 siendo el primero triciclo y el segundo de tren convencional. Como ejemplo de aviones con trenes de aterrizaje retráctil- están el Douglas DC-3 y el Mentor B-45 de los cuales el primero tiene tren convencional y el segundo triciclo.

La rueda de nariz se encuentra en la parte delantera inferior del fuselaje, esta puede ser controlable desde la cabina para efectuar maniobras en tierra con mayor facilidad. El patín de cola se encuentra en el extremo inferior trasero del fuselaje generalmente acoplado a los movimientos del timón de dirección; el patín de cola puede ser fijado para el despegue y soltarse para facilidad en maniobras de tierra.

DIMENSIONES PRINCIPALES DE LAS AERONAVES. - Como ejemplo de las dimensiones principales de una aeronave, se transcribe a continuación la lista correspondiente al Mentor B-45.

GENERAL.

Envergadura.....	32 pies 9-7/8pulg.
Largo total	25 pies 11-3/16pulg.
Largo -total en el suelo-	25 pies 11-3/16pulg.
Altura	9 pies 7pulg.
Altura -rueda de nariz en tierra, palas de la hélice verticales-	9 pies 7pulg.
Distancia de la punta de la hélice al suelo -guarda-	10 pulg.
Peso bruto de diseño.....	2900 libras
Peso bruto máximo alternativo	2900 libras

ALAS

Tipo	baja
Perfil alar -identificación de curva- tura-	
Empotre	NACA 23016.5
Extremo de construcción -per- fil teórico en la punta-	NACA 23012
Cuerda en el encastre	7 pies
Cuerda cerca de la punta -punta teórica	3 pies 6pulg.
Incidencia	
En el empotre	4 grados
En la punta teórica	1 grado
Diedro	6 grados
Angulo de barrido al 25% de cuerda	0 grados
Razón de aspecto	6.1

ESTABILIZADOR

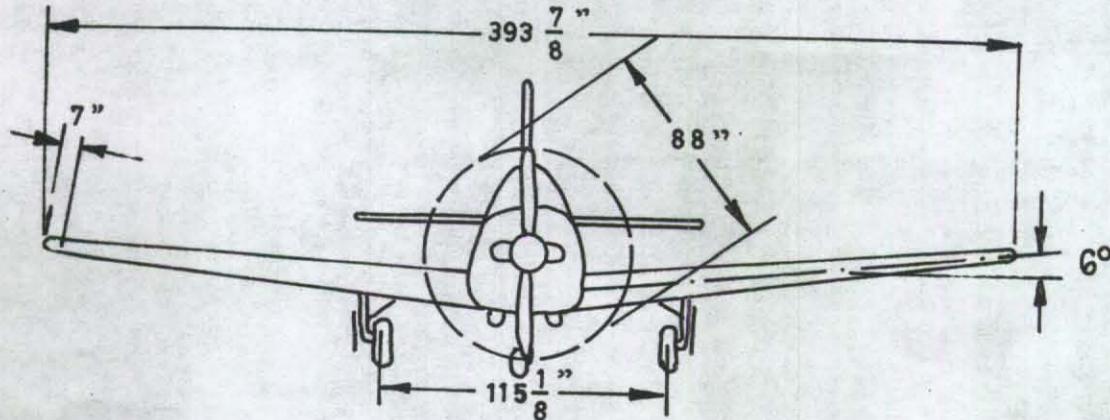
Envergadura	12 pies 2-1/8pulg.
Cuerda máxima	43.181 pulg.
Incidencia	-2 grados
Diedro	0 grados

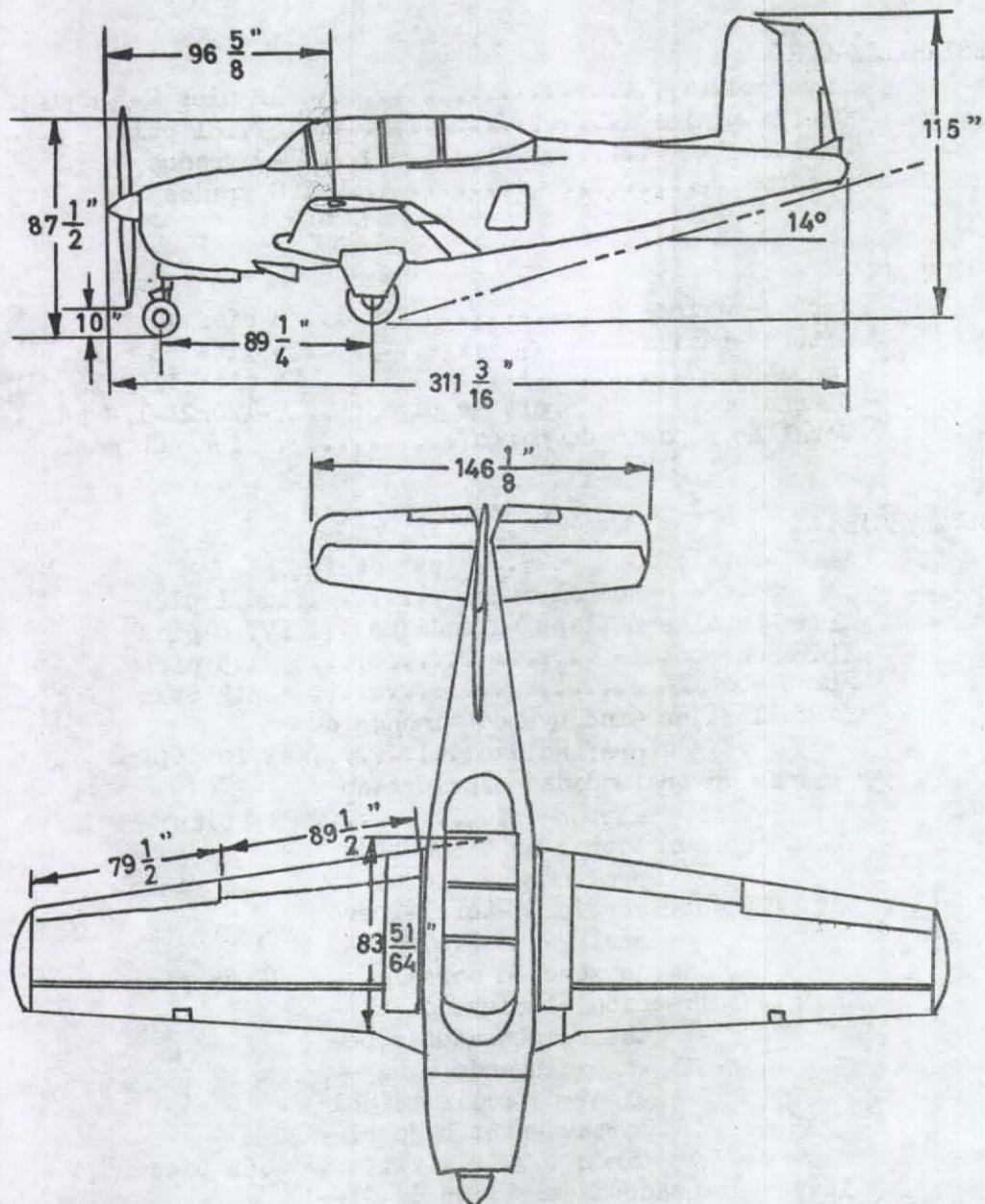
FUSELAJE

Ancho -máximo-	3 pies 10 pulg.
Altura -máxima-	5 pies 3 pulg.
Longitud	25 pies 11-3/16 pulg.
Dimensiones de la puerta-equipaje-..	19-1/8x21-1/8 pulg.
Total de espacio de carga	7 pies cúbicos

SUPERFICIES

Alas -total, flaps y 29.2 pies ² de fu- selaje, menos alerones	166.1 pies ²
Alas -total con flaps extendidos ...	177.6 pies ²
Alerones -total-	11.5 pies ²
Flaps -total-	23.3 pies ²
Estabilizador -incluyendo timones de profundidad	37.25 pies ²
Timones de profundidad -incluyendo aleras-	15 pies ²
Aletas compensadoras de timones de profundidad -total- ..	2.4 pies ²
Estabilizador vertical -total-, pero excluyendo 1.07 pies ² de sección dorsal	10.39 pies ²
Timón de dirección -incluyendo ale- tas compensadoras, pe- ro excluyendo 0.44 — pies ² de saliente del cortavientos bajo el timón	6.54 pies ²
Aleta compensadora del timón de di- rección	0.68 pies ²





HOMENCLATURA GENERAL. - Como resumen se ilustran a continuación dos tipos diferentes de aeronaves con la nomenclatura de sus partes principales.

1.- Alerón.

2.- Tubo de pitot.- Consiste en la instalación de dos conductos dentro de una almazon que sobresale del ala. Estos conductos toman muestras de presión de aire de impacto y presión estática -la que pasa al rededor del tubo de pitot- esta diferencia de presión es usada para hacer funcionar al velocímetro, altímetro e indicador de ascenso y descenso.

3.- Ala.

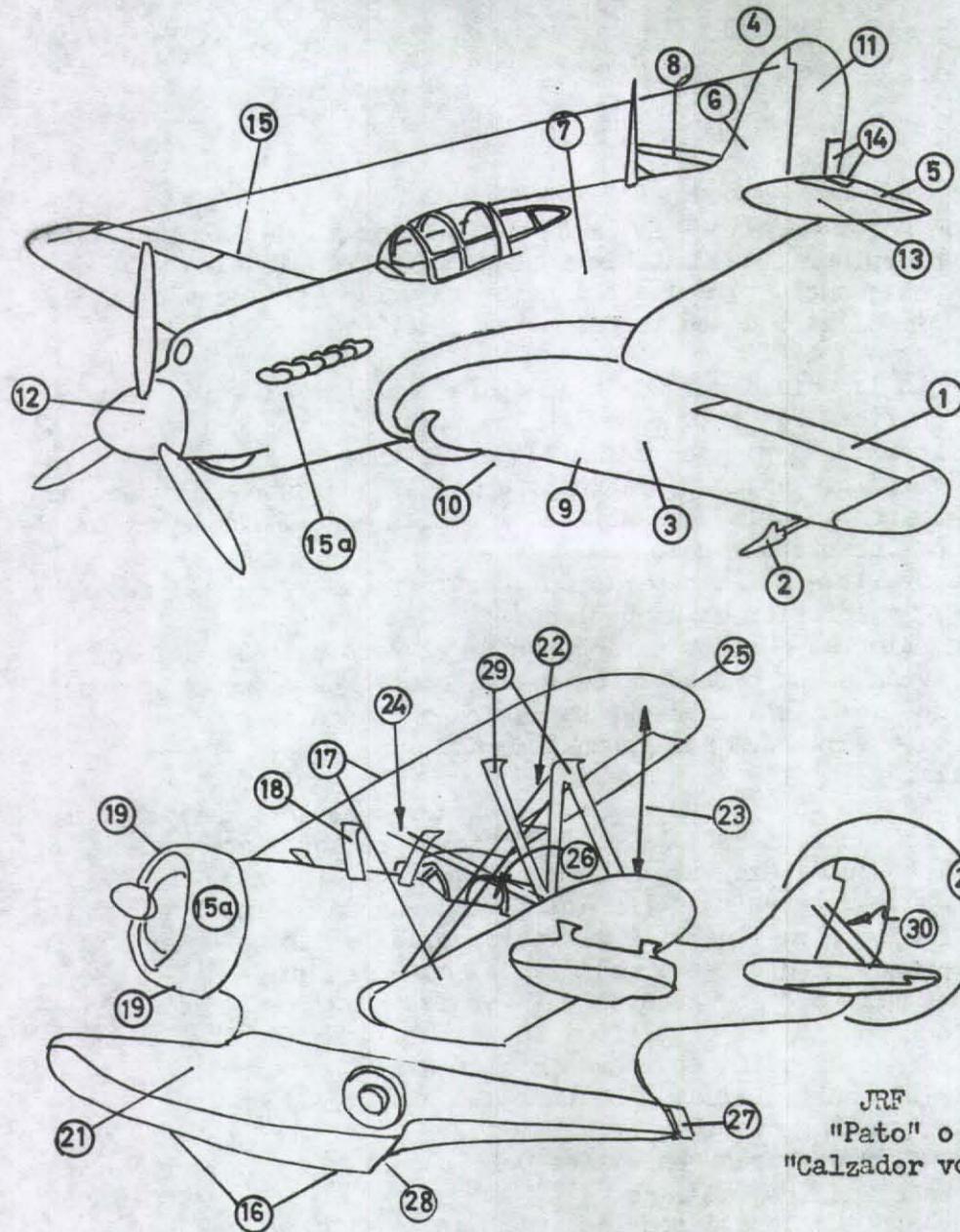
4.- Empenaje.

5.- Elevador

6.- Estabilizador vertical.

7.- Fuselaje.

8.- Bisagras para permite el movimiento de superficies móviles.



9.- Borde de ataque.

10.- Tren de aterrizaje.

11.- Timón de dirección.

12.- Hélice.- La sección de las palas es similar a la de las alas; por lo que al girar el aire relativo al pasar por ellas produce una diferencia de presión actuando sobre la parte delantera de esta, haciendo que se mueva hacia adelante jalando al avión en el mismo sentido. La hélice que se encuentra en la parte delantera del avión es conocida como hélice tractora, mientras la que se encuentra en la parte trasera es identificada como hélice propulsora.

13.- Estabilizador horizontal.

14.- Compensadores.

15.- Borde de salida.

15a.- Planta moto-propulsora.- Es el motor el encargado de hacer girar a la hélice para dar velocidad al avión y permitir su vuelo. En la primer figura se ilustra un avión con motor Allison V-1710 mientras en la segunda se ilustra un motor Wright R-1820 de nueve cilindros.

16.- La quilla es la parte estructural que da resistencia al flotador.

17.- Alas.

18.- Montantes del ala central.- Son usados para sujetar el ala superior con el fuselaje. Este tipo de montante siempre se usa cuando el ala

- 19.- **Cubierta de motor -cowling-** Es la capota o cubierta de la planta moto-propulsora; desmontable y usada para reducir el efecto de resistencia parásita del motor en vuelo, así como para dirigir el aire de enfriamiento al motor.
- 20.- **Empenaje.**
- 21.- **Flotador.**- Es la unidad cerrada usada para soportar al avión cuando a cuatiza. Nótese que en la ilustración se muestra el tren de aterrizaje plegado en el mismo flotador.
- 22.- **Tirantes de vuelo.**- Usados para soportar el ala durante el vuelo, contrarestando la tendencia de las alas a doblarse hacia arriba durante el vuelo.
- 23.- **Espacio Interalar.**- Es la separación que existe entre el ala superior y la inferior de un biplano.
- 24.- **Tirantes de tierra.**- Usados para soportar el peso del ala cuando el avión no se encuentra en vuelo, contrarestando la tendencia de las alas a doblarse hacia abajo cuando el avión aterriza o se encuentra posado en tierra.
- 25.- **Punta de ala.**
- 26.- **Cabina.**-Cabina de tipo convertible, por poderse abrir o cerrar; así como desmontarse. La cabina abierta es aquella en que el piloto queda expuesto a la acción de los elementos.
- 27.- **Timón de agua.**- Este es usado en los flotadores de hidroaviones y anfibios para facilitar el gobierno de la dirección del avión cuando este se está moviendo sobre el agua.
- 28.- El piso en el flotador o casco de un hidroavión o un anfibio es la descontinuidad en el fondo para romper la succión producida cuando el avión se mueve en el agua. El piso rompe la succión que trataría de retener al avión pegado a la superficie del agua.
- 29.- Los montantes interalares son usados para soportar y mantener la distancia entre las alas.
- 30.- Los montantes del empenaje son los que los que refuerzan al estabilizador horizontal uniéndolo al vertical o al fuselaje -ya que los hay de vuelo y de tierra- dando rigidez a la instalación.

CAPITULO 2.- GRUPO MOTOPROPULSOR.

INTRODUCCION, DEFINICIONES Y PRINCIPIOS.

Se ha dado el nombre genérico de motor a toda máquina capaz de transformar energía de cualquier tipo - sea química, neumática, hidráulica, eléctrica o térmica- en trabajo mecánico.

Como hasta la fecha los motores térmicos son los que más se emplean en la impulsión de vehículos destinados al transporte humano, sea este transporte terrestre, marítimo o aéreo, se enfocará este capítulo precisamente a los motores térmicos.

El motor térmico es el que basándose en la liberación de energía mediante la combustión de un combustible -sea líquido, sólido o gaseoso- transformará mecánicamente esta energía en trabajo. La combustión puede ser dentro o fuera del cilindro de trabajo, lo que origina la división de estos motores en motores de combustión externa o de combustión interna.

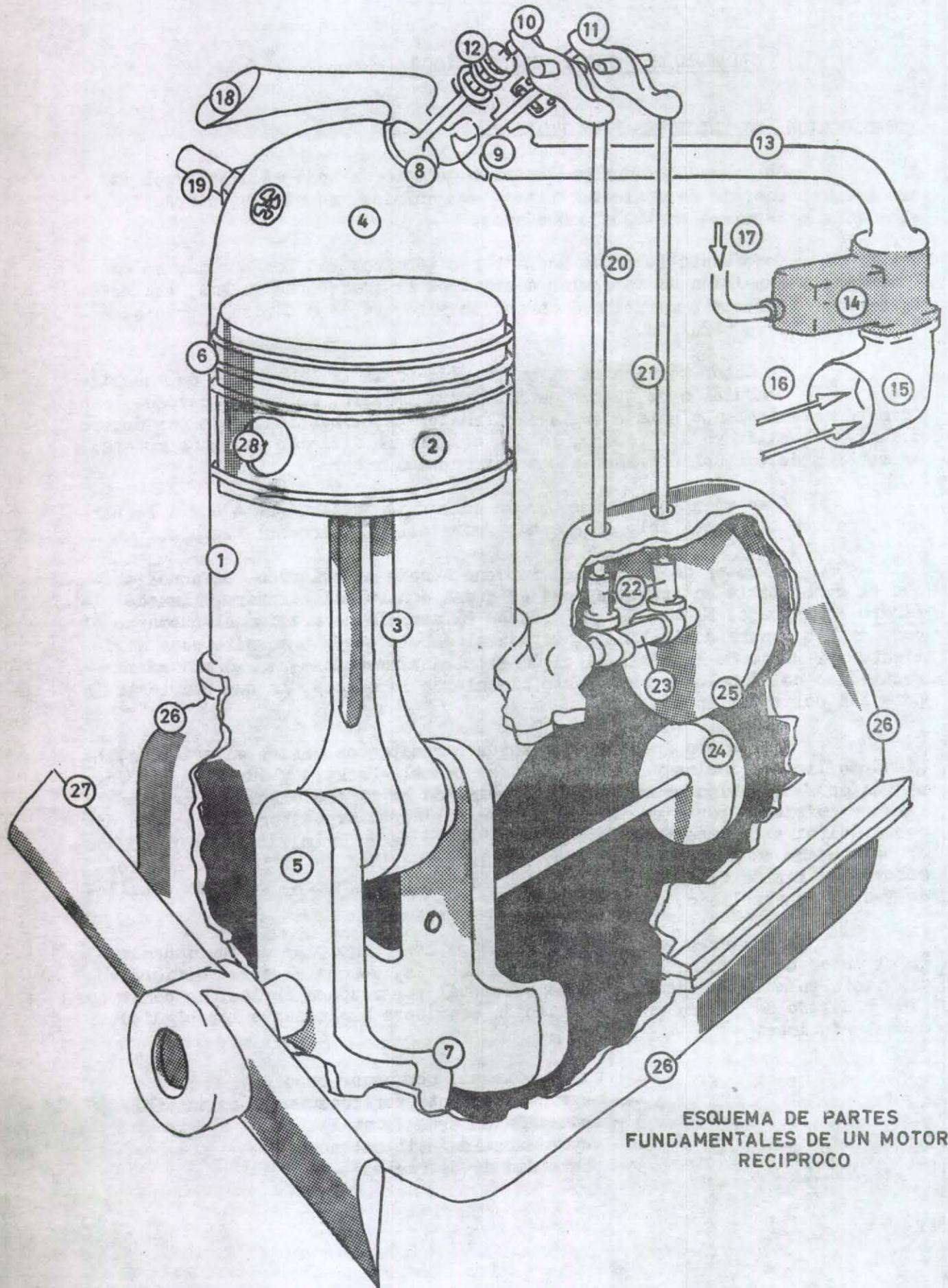
Como ejemplo de un motor de combustión externa se tiene a la caldera, en que el combustible es quemado fuera del cilindro del trabajo.

El motor de combustión interna -usado en aviación- es aquel en que el combustible en forma gaseosa se quema dentro del cilindro, llamado cilindro de trabajo. El empuje que produce el aumento de presión al quemarse el combustible dentro del cilindro, empuja al émbolo que a su vez transmite este movimiento por medio de la biela al cigüeñal; transformándose así el movimiento rectilíneo del émbolo en movimiento circular a la hélice, la que convierte la potencia del motor en tracción.

Muchos son los tipos de motores reciprocos usados en aviación, habiéndose llegado inclusive a usar motores Diesel -Packard y Junkers-, la ingeniería de fabricación de motores para aviación ha fijado el uso de metales ligeros y enfriados por aire, colocando los cilindros expuestos a la acción directa del aire de impacto para lograrlo. El sistema de enfriamiento por líquido ha quedado en desuso en aviación. En la actualidad se ha logrado que los motores de pistón tengan un peso de 1.2 libras -544 gramos- por cada caballo de fuerza desarrollado.

En general se puede decir que en los principios de funcionamiento el motor de aviación es similar al automotriz, aunque el aéreo difiere ampliamente en muchos aspectos del de automóvil por razones obvias. La construcción y diseño de los motores de aviación considera básicamente las siguientes características:

- 1.- mayor potencia por menor peso
- 2.- mayor rendimiento por consumo de combustible
- 3.- reducción de área frontal
- 4.- mayor duración útil del motor y
- 5.- seguridad de operación.



NOMENCLATURA DEL ESQUEMA DE PARTES-FUNDAMENTALES DE UN MOTOR RECIPROCO

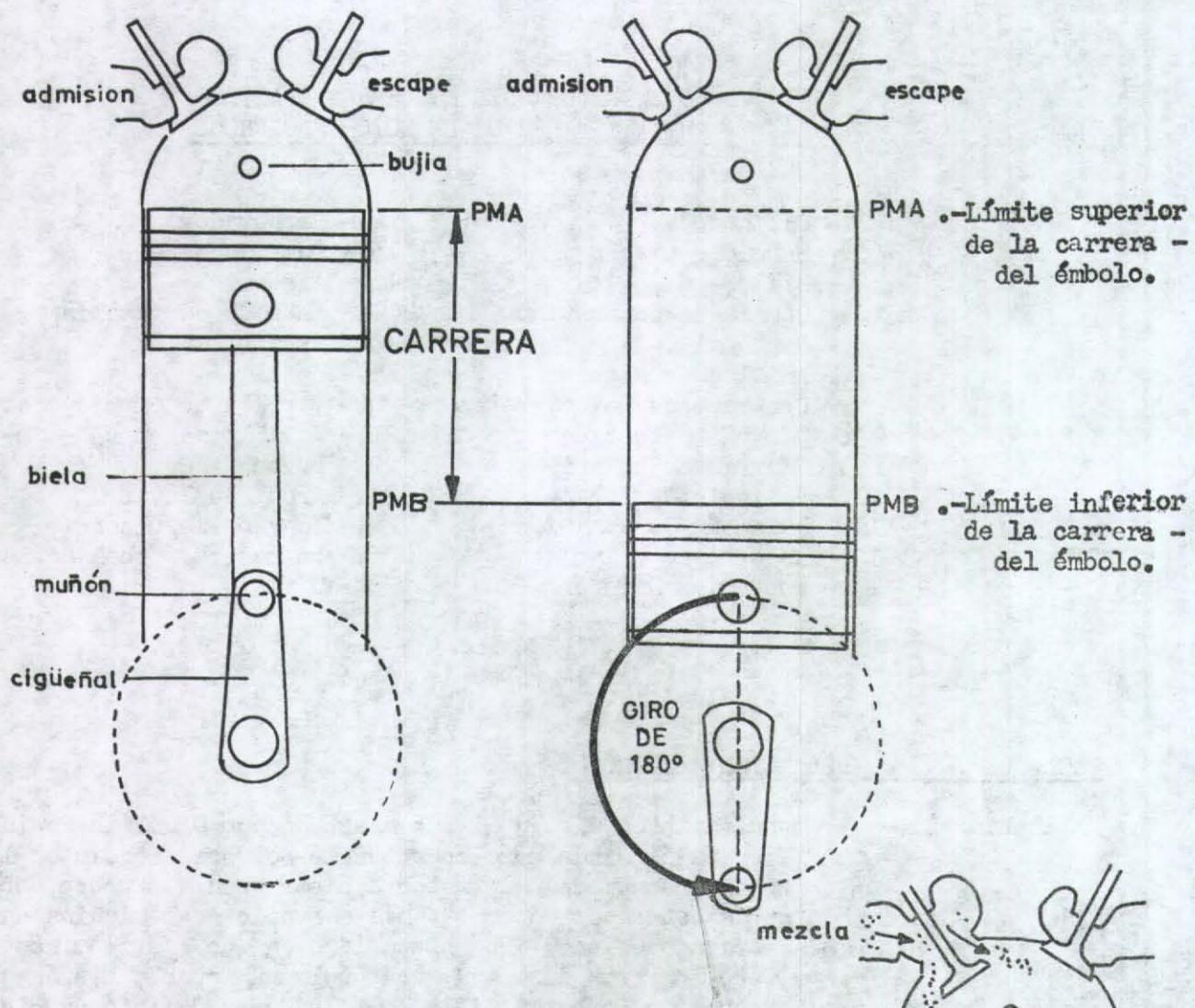
- | | |
|----------------------------------|--------------------------------|
| 1.- Cilindro | 14.- Carburador |
| 2.- Embolo o pistón | 15.- Toma de aire |
| 3.- Biela | 16.- Aire |
| 4.- Cámara de combustión | 17.- Entrada de gasolina |
| 5.- Cigüeñal | 18.- Escape |
| 6.- Anillos de pistón | 19.- Bujía |
| 7.- Contrapesos del cigüeñal | 20.- Varilla de empuje-escape- |
| 8.- Válvula de escape | 21.- Varilla de empuje-adm- |
| 9.- Válvula de admisión | 22.- Buzos |
| 10.- Balancín de escape | 23.- Arbol de levas |
| 11.- Balancín de admisión | 24.- Engrane impulsor |
| 12.- Resorte de válvula | 25.- Engrane de árbol de levas |
| 13.- Ducto de admisión de mezcla | 26.- Carter |
| | 27.- Hélice |
| | 28.- Perno de pistón |

CICLO DE TRABAJO DEL MOTOR RECIPROCO.

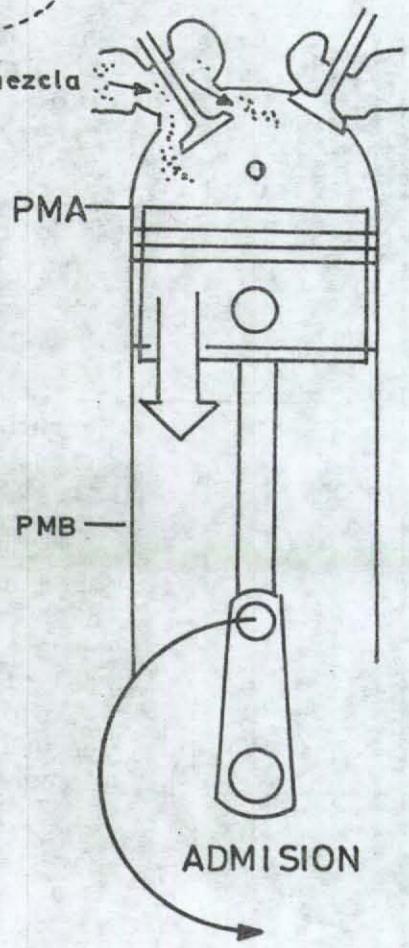
GENERALIDADES.- El motor a pistón elemental fué diseñado por Dionisio Papin en 1687 - trabajó usando como combustible polvora, Lenoir en 1860 hizo trabajar un modelo de motor a pistón con gas pobre, pero - ninguno de estos dos motores tenía definido como máquina un ciclo de trabajo eficaz.- Fué hasta 1876 en que los alemanes Lan gen y Otto lograron diseñar y construir un motor a pistón que -uso gas pobre como combustible, en el que se definió un ciclo- de trabajo dentro del cilindro -admisión, compresión, explosión y escape-. Este modelo fué perfeccionado por Otto y en honor a él el ciclo de trabajo -base del funcionamiento de todos los motores de pistón- se denomina Ciclo Otto -o de cuatro - tiempos.

FUNCIONAMIENTO.- El motor de cuatro tiempos necesita un giro de dos vueltas del cigüeñal -720°- para completar un ciclo de trabajo, el émbolo- tiene dentro del cilindro un movimiento alternativo de la parte superior -punto muerto alto- a la parte inferior -punto muerto inferior- que corresponden a 180° de giro del cigüeñal.

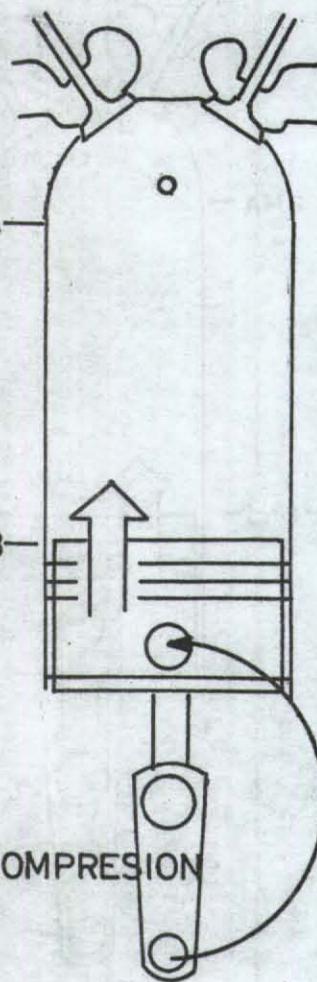
Al recorrido del émbolo del punto muerto alto o superior -PMA- al punto muerto inferior o bajo -PMB- se le llama "carrera" y -cada tiempo del ciclo teóricamente corresponde a 180° de giro- del cigüeñal. Nótese que para producir un tiempo de trabajo -explosión- son necesarios los otros tres tiempos o carreras - en que el émbolo es actuado por el cigüeñal, aprovechando el -impulso recibido en el tiempo motor o de explosión.



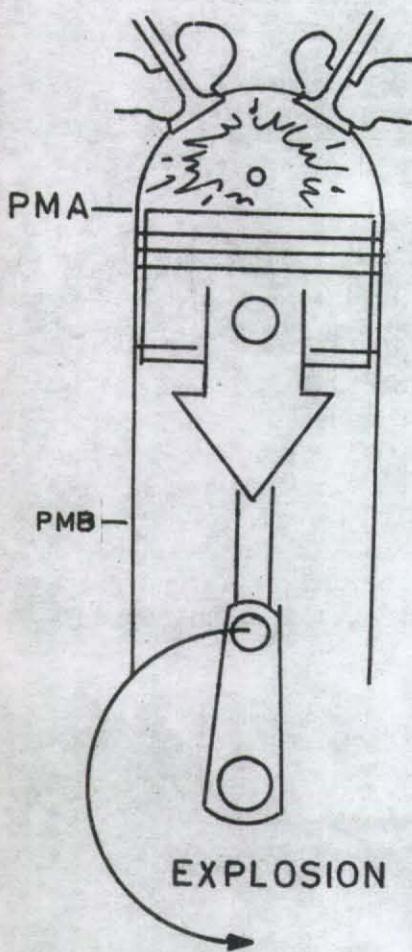
TIEMPO DE ADMISSION.— Para explicar el ciclo de cuatro tiempos se considera el tiempo de admisión como el inicio de trabajo del motor.— La válvula de admisión se ha abierto mientras el émbolo inicia su carrera del PMA al PMB, es tando la válvula de escape cerrada. El movimiento descendente del émbolo provoca una presión negativa dentro del cilindro, que al estar abierta la válvula de admisión succiona mezcla combustible del carburador — mezcla de aire y gasolina —. Al llegar el émbolo al PMB se cierra la válvula de admisión terminando el tiempo con un giro de 180° del cigüeñal y durante el cual la válvula de escape permaneció cerrada.



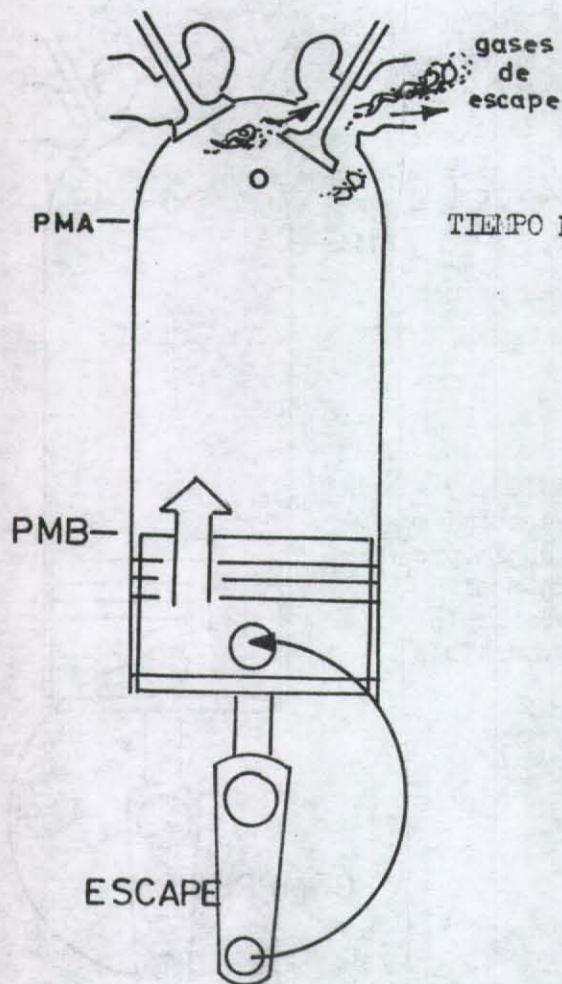
TIEMPO DE COMPRESSION.— El émbolo ahora inicia su carrera ascendente del PMB al PMA con ambas válvulas cerradas. Resultando la mezcla comprimida al ir subiendo el émbolo. Este tiempo termina al llegar el émbolo al PMA — con un giro total de 360° del cigüeñal, completando así su primer vuelta.



EVENTO DE ENCENDIDO.— En la carrera de COMPRESSION, y — pocos grados antes de que esta — termine, se enciende la bujía pro — duciendo una chispa de intensi — dad suficiente que provoca la in — lamación de la mezcla combustible ya comprimida.



TIEMPO DE EXPLOSION.— Este tiempo es llamado también **TIEMPO DE FUERZA** o **TIEMPO MOTOR**. Estando el émbolo en el PMA con ambas válvulas cerradas y la mezcla ya encendida por la bujía, se produce en el interior del cilindro un gran incremento de temperatura y presión por la expansión de la mezcla en combustión. Esta alta presión se ejerce tanto en el cilindro como sobre el émbolo, resultando el émbolo empujado con fuerza hacia abajo. El movimiento rectilíneo del émbolo es transmitido por la biela al cigüeñal transformándose así en movimiento circular. Teóricamente el tiempo termina al llegar el émbolo al PMB, cuando el cigüeñal ha completado un giro de 540° .



TIEMPO DE ESCAPE.— Para iniciar un nuevo ciclo, habrá que desalojar la mezcla quemada del cilindro. Estando el émbolo en el PIB, se abre la válvula de escape y el émbolo inicia su movimiento hacia el PMA forzando a los gases de escape a salir — por la lumbrera desalojando del cilindro los gases quemados. El tiempo de escape terminando al cerrarse la válvula estando el émbolo en el PMA y ha — biendo recorrido el cigüeñal 720° .

En el dibujo de la pagina 1-20 se — muestran los elementos mecánicos que — intervienen para sincronizar los movimientos del cigüeñal con los de las — válvulas y obtener la apertura y cierre de ellas en el momento necesario.

DIFERENCIAS ENTRE EL CICLO TEÓRICO Y EL CICLO DE TRABAJO DEL MOTOR.

Ha quedado explicado el ciclo de cuatro tiempos que se puede decir ilustra el funcionamiento TEÓRICO de un motor. En la realidad los tiempos de un motor no tienen duración de 180° de giro del cigüeñal cada uno, sino que cada tiempo variará según la apertura y cierre de las válvulas.

Con objeto de obtener un llenado más completo del cilindro con mezcla combustible, así como de desalojar en su totalidad los gases quemados del interior del cilindro y obtener con esto una mayor potencia del motor, se hace que la válvula de admisión abra antes del PMA y cierre después del PMB y que la de escape abra antes del PIB y cierre después del PMA.

Para ilustrar lo dicho antes, se muestran dos diagramas; uno del ciclo teórico y el otro del motor Pratt & Whitney R-1830 que ha tenido un empleo — profuso en transportes aéreos.

Aym/7-2-7

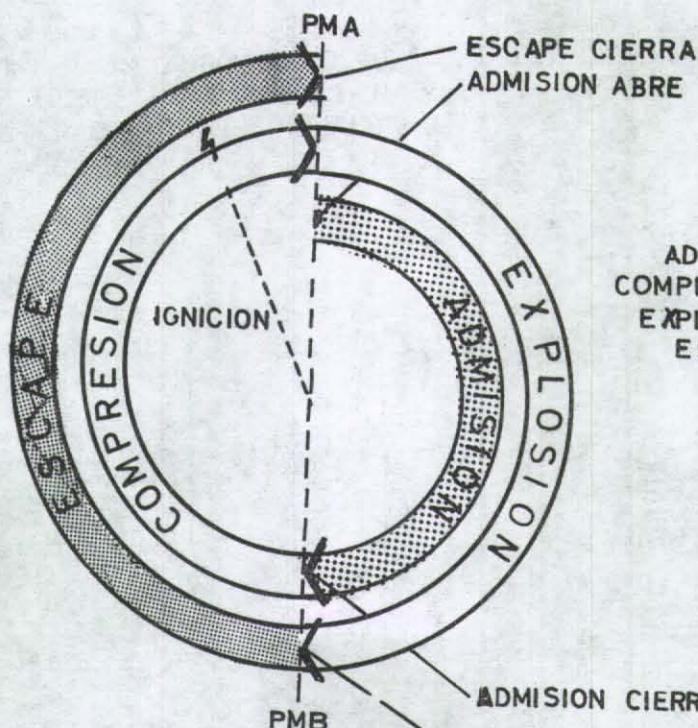


DIAGRAMA DEL CICLO TEORICO

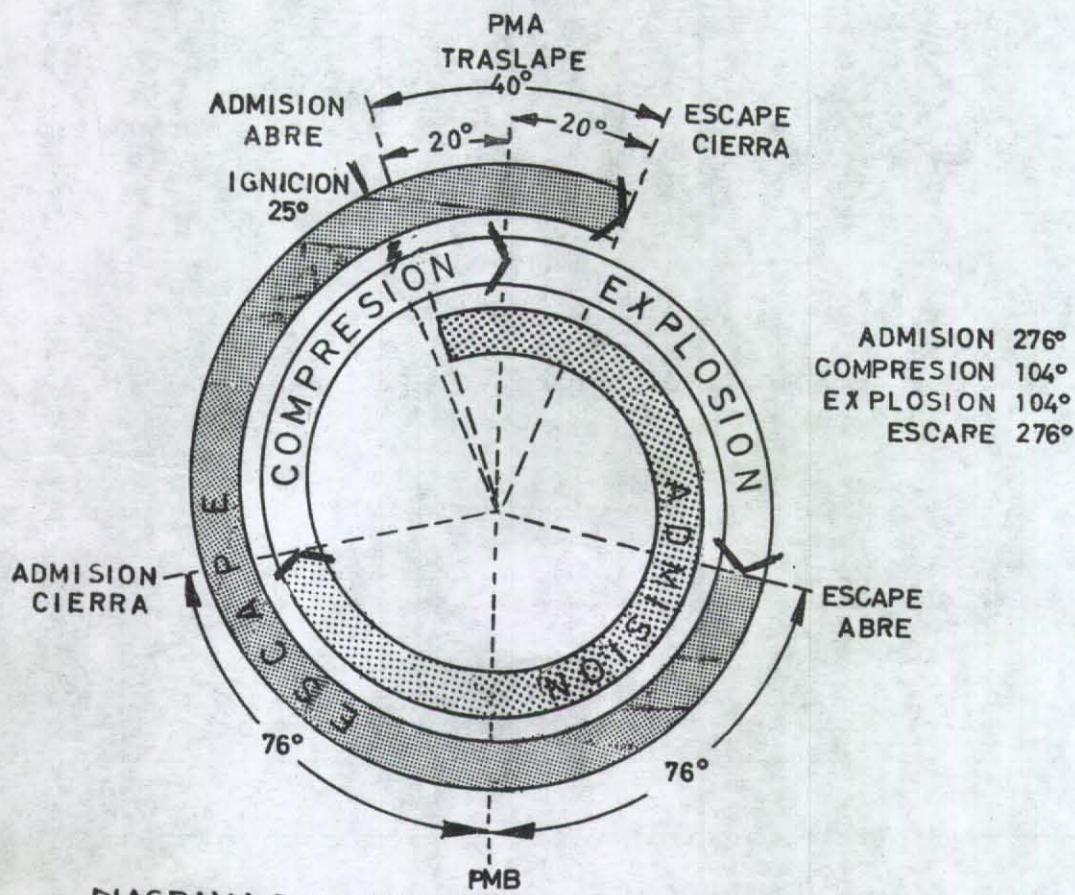
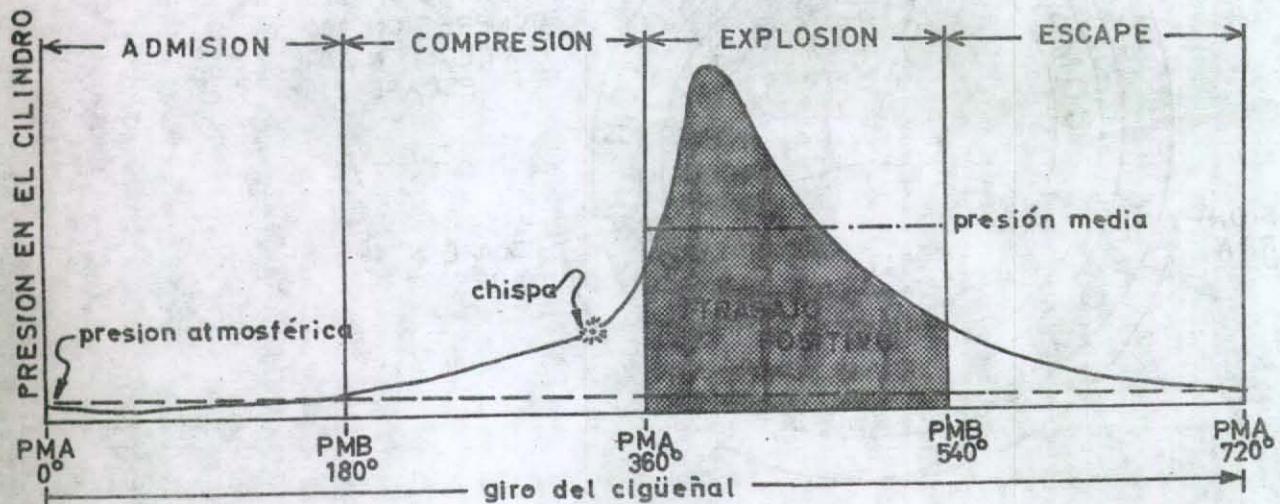
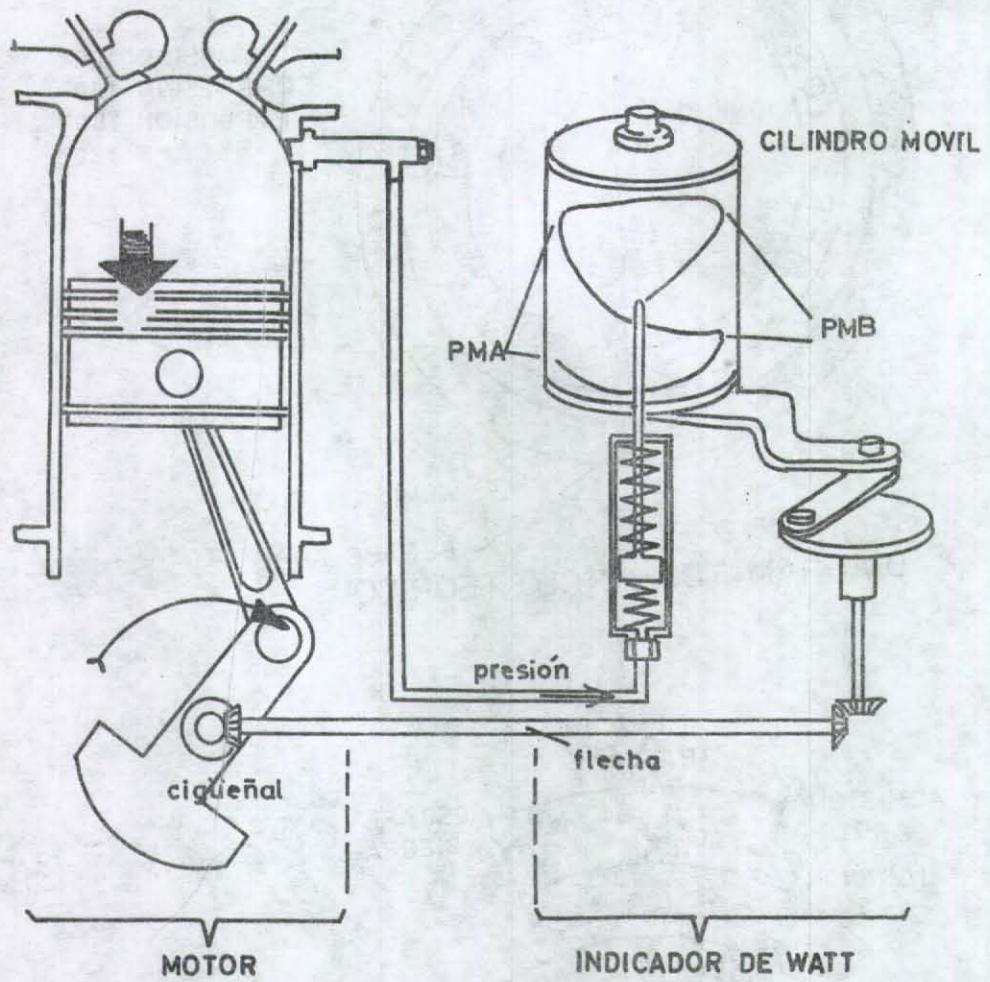


DIAGRAMA DEL CICLO DE TRABAJO R-1830

EL INDICADOR DE WATT

CONSTA DE UN CILINDRO MOVIL IMPULSADO Y SINCRO-
NIZADO AL CIGÜEÑAL QUE REGISTRA EN UNA GRAFI-
CA LA VARIACION DE PRESIONES EN EL INTERIOR -
DEL CILINDRO.



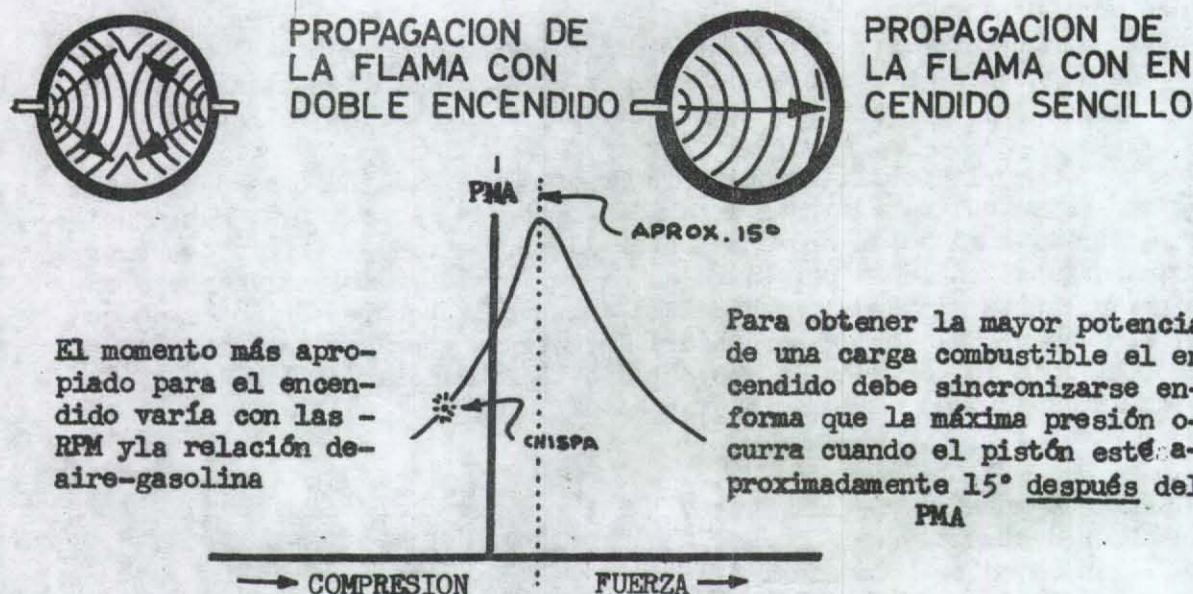
GRAFICA DE PRESIONES DENTRO DEL CILINDRO OBTENIDA
CON EL INDICADOR DE WATT.

Observando la gráfica obtenida con el indicador de Watt se deducen factores de mucha importancia, tales como la presión media ejercida sobre el pistón a través de toda la carrera de potencia. Esta presión es conocida como PRESIÓN MEDIA EFECTIVA, y es usada en el cálculo de la potencia indicada de un motor; de importancia secundaria es la presión máxima desarrollada dentro del cilindro. La presión dentro del cilindro máxima es de aproximadamente 370 psi mientras al final de la carrera de compresión es de 100 psi.

COMBUSTION DE LA MEZCLA.— Generalmente se cree que el encendido de la mezcla dentro del cilindro es en forma explosiva. Pero la combustión de la mezcla en el tiempo de explosión es en realidad una rápida combustión en dos frentes partiendo de cada bujía al centro de cámara de combustión. Estos frentes de llamas avanzan hacia el centro con una velocidad de 35 m/seg, 114.80 ft/seg. al iniciarse la combustión, aumentando hasta un máximo de 150 m/seg, 492 ft/seg, cuando el evento está por finalizar.

La velocidad de los dos frentes de llamas varía con la naturaleza del vapor -riqueza o pobreza de mezcla-, temperatura inicial de la carga, grado anti-detonante del combustible y otros factores tales como grado de turbulencia de la mezcla, forma de la cámara de combustión, grado de presión de entrada al cilindro y características de enfriamiento del cilindro.

Partiendo de la mezcla dentro del cilindro no se quema en forma instantánea sino que la combustión es progresiva, existe un intervalo de tiempo antes de que alcance su máxima temperatura y presión de combustión. Por esta razón se dispone que la ignición ocurra poco antes del PMA al finalizar la carrera de compresión.



En muchos casos el número de grados de avance del encendido es variable de tal manera que debe ajustarse a las diferentes condiciones existentes en los cilindros, como por ejemplo durante el funcionamiento en marcha.

lenta o con el acelerador totalmente abierto. Bajo condiciones ideales la velocidad de combustión debe ser tal que la máxima presión debida a la expansión de los gases o del calor de la combustión alcance su máximo precisamente después de que el pistón ha dejado el PMA para que continúe forzando al pistón hacia abajo, durante la mayor parte de la carrera y terminar de expandirse al término de la misma.

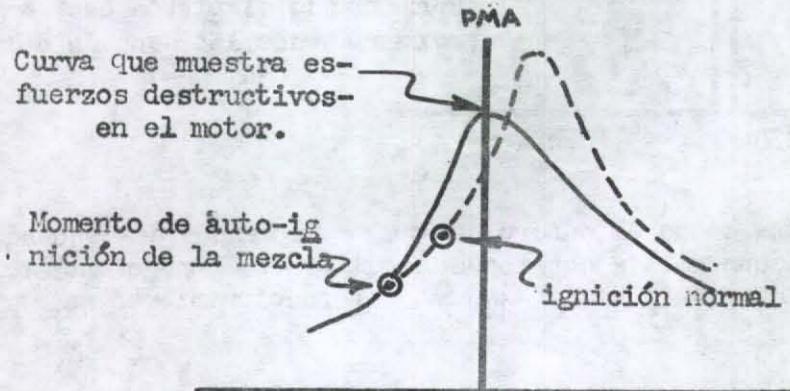
Teóricamente, los hidrocarburos se queman con suficiente oxígeno, los únicos productos de la combustión serán agua y óxido de carbono. Sin embargo, realmente esto no ocurre. Cuando se analizan los productos de la combustión, se encuentra siempre agua y también presentes el venenoso monóxido de carbono junto con el menos dañino óxido de carbono. Los químicos dan dos razones para su presencia: la presencia de compuestos que no son propiamente hidrocarburos y que el proceso de la combustión nunca llega a tener ocasión de completarse totalmente.

La mezcla perfecta de combustible-aire para la combustión es de relación 0.067 que corresponde en PESO a una mezcla de 14.9 partes de aire por una de gasolina. Esta combinación es conocida como MEZCLA ESTEQUIOMETRICA.

Con esta mezcla todo combustible y todo oxígeno del aire serán aprovechados completamente en el proceso de la combustión. Sin embargo, realmente la combustión completa nunca se efectúa, ya que no produce ni la mayor potencia ni la mayor economía del motor.

PREIGNICION.— En el diseño de los motores, para obtención de mayores potencias se aumentó la relación de compresión. Esto no solo ocasionó problemas como la efectividad de los asientos de válvulas y sellado de los anillos del pistón; insuficientes para evitar fugas en altas compresiones; esfuerzos y temperaturas en los componentes del motor, sino que: también requirió de los consiguientes perfeccionamientos en los combustibles usados, ya que a mayores presiones y temperaturas los combustibles ordinarios fallan.

Como la mezcla combustible se quema en el cilindro por calentamiento, y su límite de trabajo está establecido por la temperatura, habrá un límite superior al cual no se podrá calentar la mezcla en la carrera de compresión sin que esta se encienda por si sola. Si la mezcla en los cilindros o solo en uno de ellos se enciende por si misma durante la compresión antes de que el pistón alcance el PMA, se desperdiciará la energía y se someterá a grandes esfuerzos a las bielas, cigüeñal y apoyos de este, funcionando el motor "aspero" o con manifestaciones de los síntomas de DETONACION.



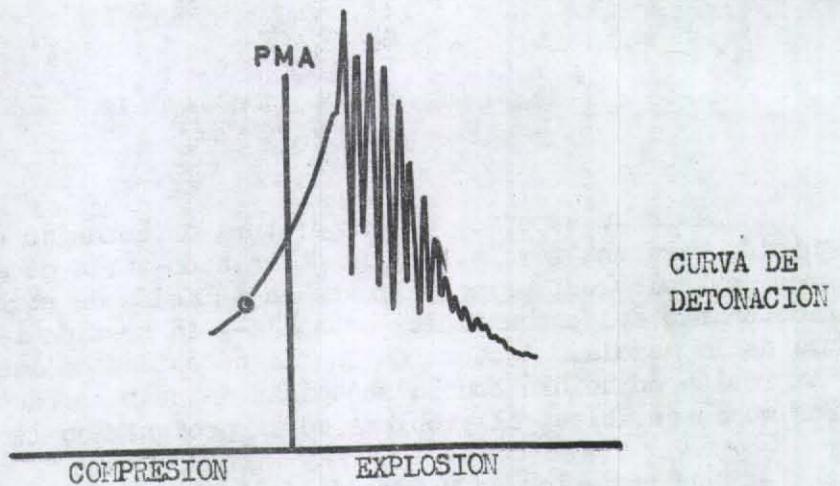
El límite superior de temperatura es conocido como temperatura de pre-ignición para una mezcla. Así la detonación varía de acuerdo con ciertos factores controlables; principalmente la relación de combustible-aire, el grado antidentalante del combustible -octanaje-, la presión de admisión y la temperatura de la mezcla. A causa de que la necesidad de incrementar la relación de compresión coincidió con la necesidad de usar combustibles con más hidrocarburos menos estables, el problema de la preignición llegó a ser crítico

Muchos de los esfuerzos en rediseñar motores fueron dirigidos a lograr una refrigeración más efectiva de todo el motor, también se prestó mucha atención en lograr una rápida transferencia del calor de las paredes — del cilindro hacia la cabeza del pistón, para evitar puntos calientes en la cámara de combustión. Mientras más efectivo sea el enfriamiento del motor resulta también una mayor pérdida de energía. Los diseñadores tienen el problema de lograr motores que trabajen más calientes y que usen una mezcla combustible que soporte mayores compresiones sin que falle por PREIGNICION o por detonación.

DETONACION.— Sin detenerse a consideraciones extremas, el diseño de motores — se dirige a mantener una mezcla combustible de máxima potencia cuando es necesario el máximo rendimiento del motor, y hacer el cambio a máxima economía cuando es necesario conservar combustible. Así el motor y las características del combustible previenen el uso de relaciones de mezcla que — sean restringidas. En altas potencias, el alto número de RPM tiende a aumentar considerablemente la temperatura de la carga sobre-comprimida; y agregando a esto la alta presión en el múltiple de admisión multiplicada por la relación de compresión del cilindro, se eleva aún más la temperatura de la carga; iniciándose el proceso de combustión en condiciones de muy alta temperatura — de la mezcla combustible-aire.

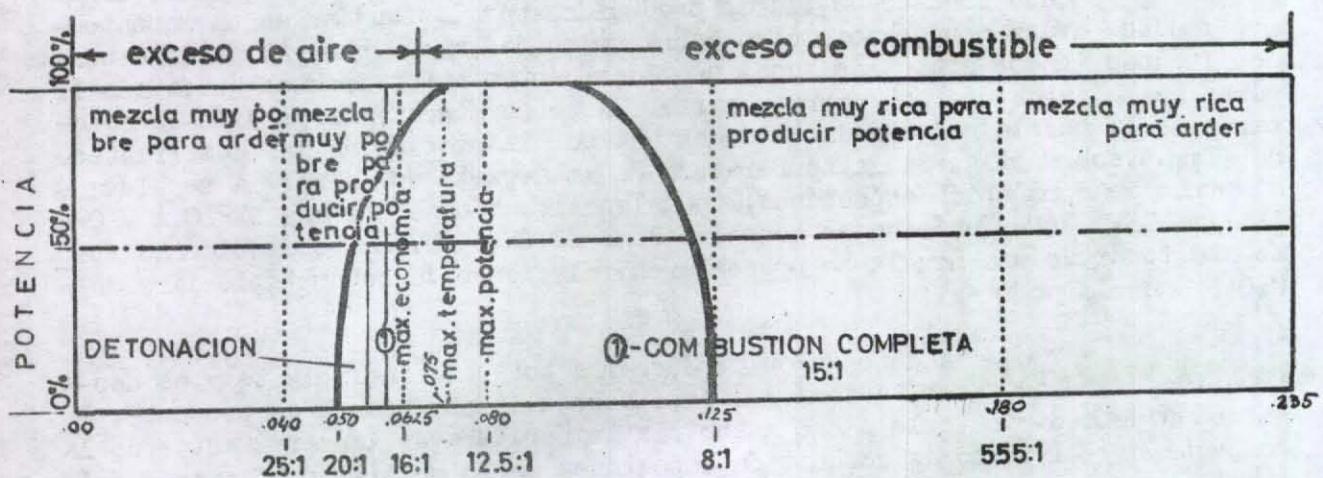
En un momento dado, durante la combustión en el interior del cilindro, los dos frentes de llamas producidos por las bujías en el momento — pre-fijado, avanzan uno hacia otro a una velocidad measurable. Atrás de estos dos frentes igneos están los gases quemados, entre ambos frentes queda aún la parte de la carga que está por quemarse. La temperatura y la presión de esta parte de la mezcla no quemada es aumentada por la presión de los dos frentes de llamas sobre ella. Si la temperatura de esta parte de la mezcla se eleva — al punto de combustión espontánea, toda la carga aún no quemada EXPLOTA VIOLENTAMENTE. Este fenómeno es conocido como DETONACION. La tendencia más fuerte a detonar de una mezcla se presenta en relaciones de combustible-aire de — 0.055 —mezcla pobre—.

Como la detonación produce una potencia ineficiente y es destructiva, algunas veces, automáticamente debe evitarse cuando se presente. Como se puede deducir de lo dicho antes, la temperatura de la carga antes de la combustión y el punto de combustión espontánea de la mezcla son factores críticos para que se presente la detonación. El combustible no varía en los depósitos, pero la relación de combustible-aire puede ser afectada por la temperatura de la carga antes de la combustión y la temperatura de combustión espontánea que tenga el combustible ya iniciada la combustión. Esto afectará el rango de temperaturas y presiones de la carga no quemada, en relación al tiempo necesario para que la llama llegue a quemar totalmente la mezcla.



Un exceso de combustible en la mezcla requerida, suprime la detonación al reducir la temperatura de la carga antes de la combustión y particularmente en mezclas mas ricas de la proporción 0.080 -combustible-aire- bajando la velocidad de combustión de la carga. El exceso de aire -mezcla pobre- mas bajo de 0.050 actuará en forma similar sobre la combustión, pero al usarse provocará operación inestable del motor; arriba del régimen de crucero y cuando la carga tenga una temperatura próxima al punto crítico, la relación de combustible-aire debe enriquecerse para obtener cargas deseables y proteger al motor.

También el carburador tiene dispositivos sensibles, capaces de variar la relación de la mezcla cuando se demanda mayor potencia o se varía el régimen de trabajo. La atención del piloto debe dirigirse continuamente a obtener -- principalmente una mayor eficiencia de trabajo en el motor. El carburador responde a cambios de potencia y temperaturas en áreas vecinas, pero no puede responder ante factores como: temperatura de cabeza de cilindros, avance de la chispa o factores de sobre-alimentación. Estos factores deben ser considerados por el tripulante, así como tener presentes a los demás accesorios del motor para hacer sus ajustes correctamente.



CURVA DE POTENCIA EN RELACION A LA VARIACION DE LA MEZCLA AIRE-COMBUSTIBLE

CLASIFICACION DE LOS MOTORES.

Los motores de aviación de tipo reciproco pueden clasificarse según:

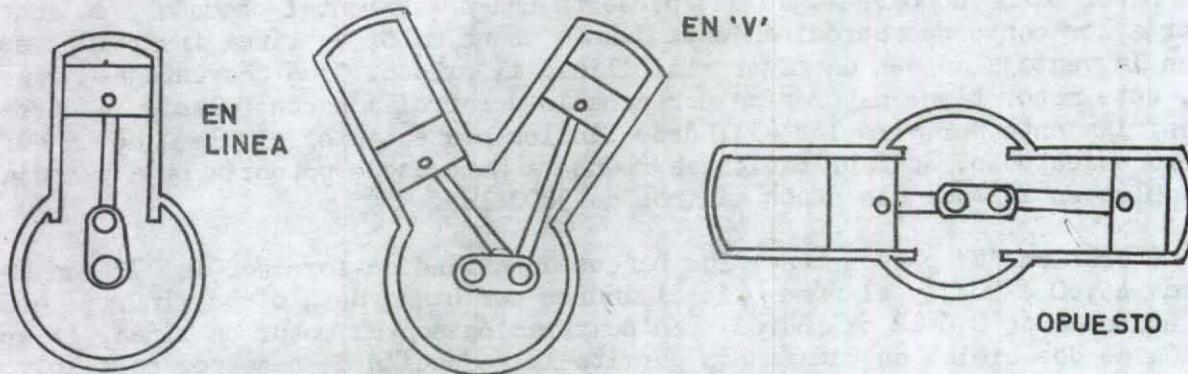
- 1.- su sistema de enfriamiento
- 2.- su sistema de lubricación
- 3.- su sistema de encendido y
- 4.- por la posición de los cilindros.

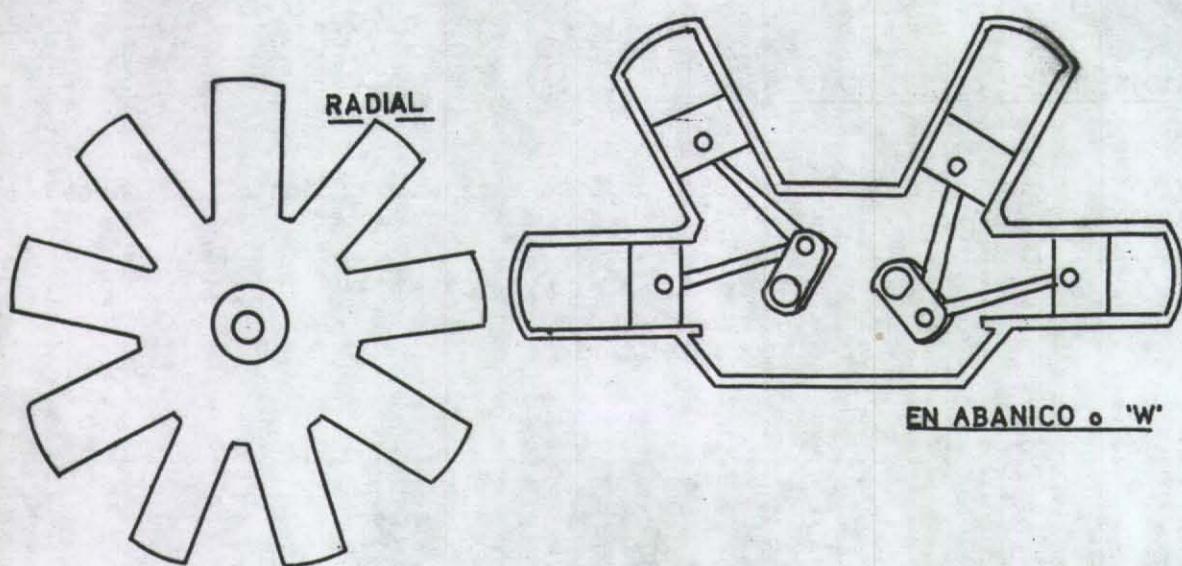
Por sus sistemas de enfriamiento pueden ser enfriados por líquido -como en el caso del motor Allison V-1710 y Rolls Royce V-1610- o enfriados por aire como los Pratt & Whitney R-2800, R-1830, R-985, y los Wright R-1820, R-2600, Jacobs R-755 etc.

Por sus sistemas de lubricación los motores pueden clasificarse en motores de colector seco -cuando cuentan con tanque de aceite- y de colector húmedo - cuando el aceite queda almacenado en el mismo motor.

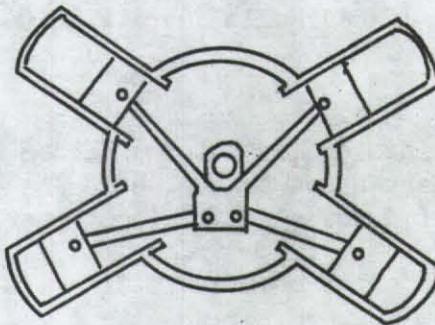
Por su sistema de encendido los motores de aviación son de doble encendido, — generalmente por magneto, y puede ser de alta ó baja tensión.

Por la posición de los cilindros con respecto al cigüeñal pueden clasificarse en línea L -o línea invertida-, en V -o en V invertida-, opuestos O que pueden ser horizontales o verticales cuando estos motores se instalan en helicópteros, radiales R de una y doble estrella; y otros menos comunes como los en- abanico y en equis ilustrados a continuación.





doble o simple estrella
cada estrella de 5,7 ó 9
cilindros.



EN EQUIS

El motor en línea generalmente tiene un número par de cilindros -4, 6 u 8-. Su cigüeñal puede quedar colocado arriba o abajo de los cilindros, según sea en línea invertida o en línea normal.

Este motor tiene como ventajas que presenta una área frontal pequeña y se adapta mejor a los contornos aerodinámicos. Cuando es un motor en línea invertido, este ofrece la ventaja de que da mayor visibilidad al piloto. Como desventajas principales, este motor tiene mayor peso por caballo desarrollado con relación a otros; en el enfriamiento por aire los cilindros finales presentan el problema de un enfriamiento defectuoso. Su fabricación se reduce a motores de potencia baja y media que se emplea en aviones con pesos máximos de 3000 lbs.

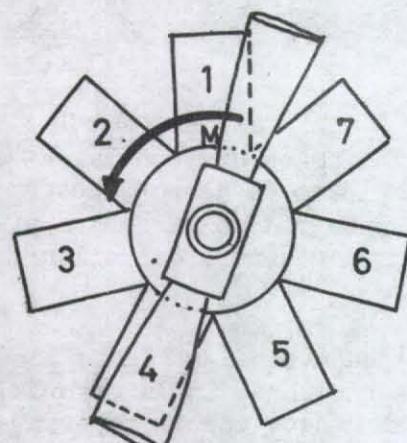
Los motores en "V" pueden tener los bancos de cilindros formando la "V" con ángulos de 45, 60 ó 90°, y el número de cilindros por banco de 4 o 6 cilindros que hacen un total de 8 ó 12 cilindros. En comparación con el motor en línea, la articulación de dos bielas en cada muñón permite la reducción de peso por caballo y ofrece relativamente poco resistencia al avance del avión. Se adapta fácilmente a los contornos aerodinámicos y con respecto a los últimos cilindros presenta también el problema de su enfriamiento deficiente.

El motor en abanico es en realidad la unión de dos motores ya que tiene doble cigüeñal cada uno con dos bancos de cilindros. El motor en equis esta formado por cuatro grupos de cilindros dos a cada lado del cigüeñal, lo que permite una reducción de peso por caballo con respecto al motor en "W".

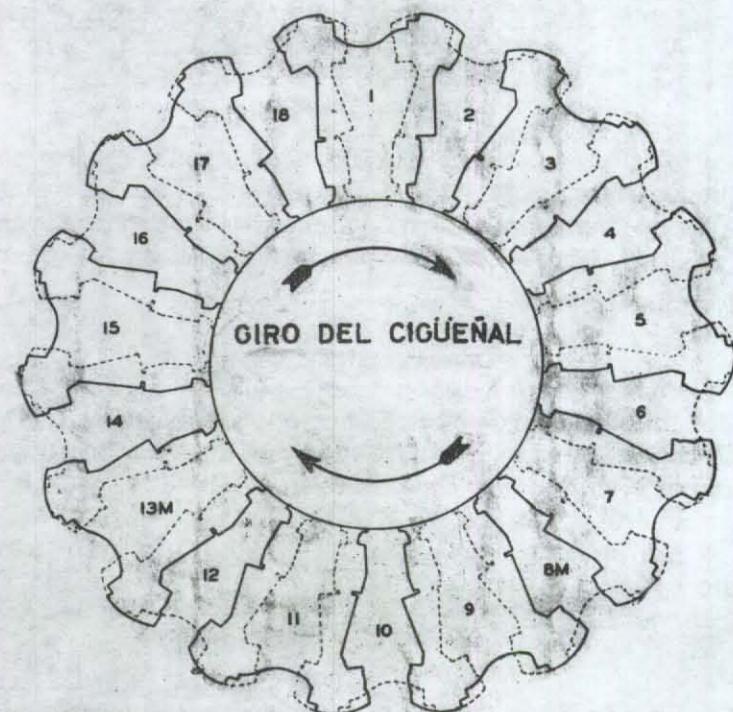
El motor opuesto es aquel en que los cilindros quedan colocados unos frente a otros en el motor. Se identifican estos motores por tener la letra "O" en su clasificación, como el caso del motor Continental O-300 instalado en el Cessna 172. La literal "O" nos indica un motor opuesto y la cifra 300 nos dice el desplazamiento en pulgadas cúbicas -cilindrada- del mismo.

El motor radial es aquel en que los cilindros van instalados circularmente al rededor del cigüeñal. Para su identificación se usa la letra "R", como en el caso del motor del DC3 que es el R-1830. Estos motores se pueden encontrar -construidos de una y doble estrella, siendo cada estrella siempre formada por un numero impar de cilindros. Los motores radiales mas comunes son de 7, 9, -14 y 18 cilindros.

NUMERACION DE LOS CILINDROS. - Para muchos efectos es necesario conocer la numeración de los cilindros en cada motor. Desafortunadamente los diversos fabricantes de motores númeran sus cilindros en forma bien distinta aún en el caso de motores con el mismo número y distribución de cilindros. Solamente en el caso de los motores radiales si existe la posibilidad de identificarlos sea cual fuera el número de cilindros y fabricante del motor. En estos motores el cilindro número uno es el que se encuentra colocado verticalmente en la parte superior del motor -señalando como las manecillas del reloj las 12- cuando se trata de un motor de doble estrella este cilindro queda en la estrella trasera que es de los cilindros nones, correspondiendo la frontal o delantera a los cilindros pares. La numeración de ellos partiendo del número uno, será según queden colocados a la izquierda de el -viendo de frente al motor.



MOTOR VISTO DE FRENTE

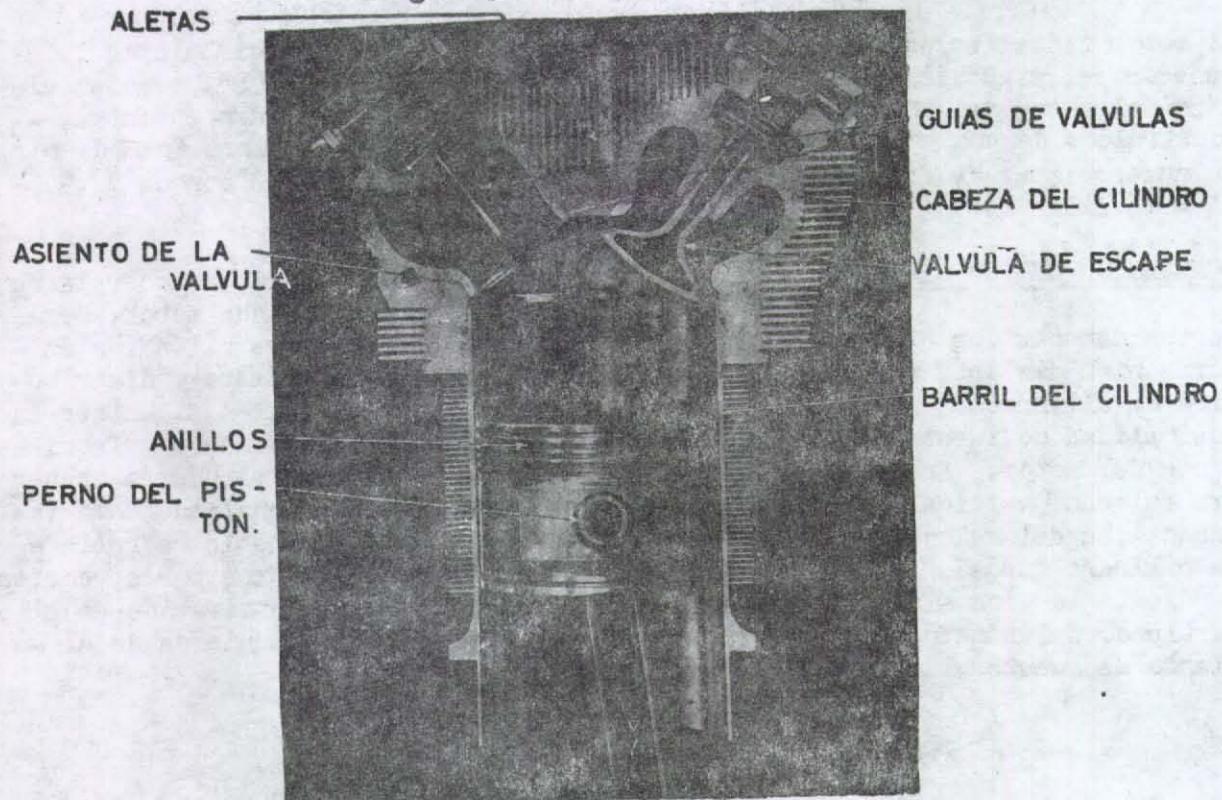


MOTOR VISTO DE ATRAS

LA LINEA PUNTEADA SEÑALA LOS CILINDROS DE LA ESTRELLA DELANTERA.

PARTES PRINCIPALES DEL MOTOR Y SUS FUNCIONES.

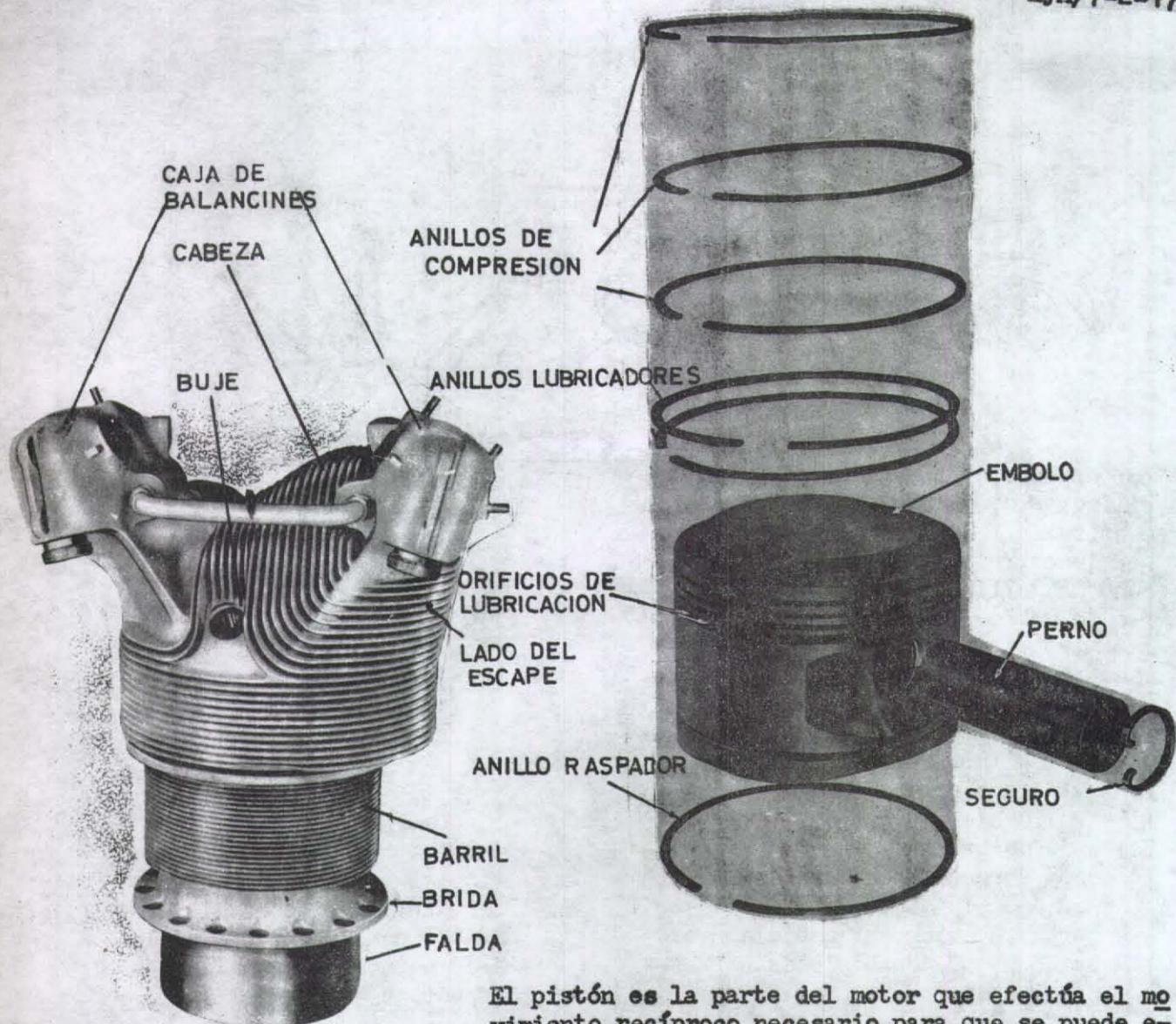
CILINDROS Y PISTONES.- El cilindro es la parte del motor en donde se efectúa la transformación de energía calorífica en trabajo mecánico y por lo tanto su fabricación debe ser de gran precisión y materiales de calidad.



El cilindro consiste en dos partes principales que son la cabeza -fabricada de aluminio- y el barril o cuerpo -fabricado de acero-. Estas dos partes son maquinadas con aletas que forman parte integral de la cabeza y del cilindro para disipar mas rápidamente el calor generado dentro del cilindro.

En la parte superior del cilindro se encuentran instaladas las válvulas -de admisión y escape-, sus guías, balancines y pernos. En la mayoría de los cilindros se puede reconocer la localización del escape por el mayor número de aletas de enfriamiento. Las válvulas en sí no son iguales en el mismo motor, ya que la de admisión es más delgada en su vástago que la de escape. — También, para mejor disipación del calor, la válvula de escape es hueca y lleva en su interior sales de sodio. Los fabricantes advierten que estas válvulas no deben tratar de abrirse o cortarse debido a la explosión que ocurre al mezclarse la sal de sodio con el aire.

En la parte trasera del cilindro se sujetan dos tubos, que son el de admisión y de escape de gases quemados.

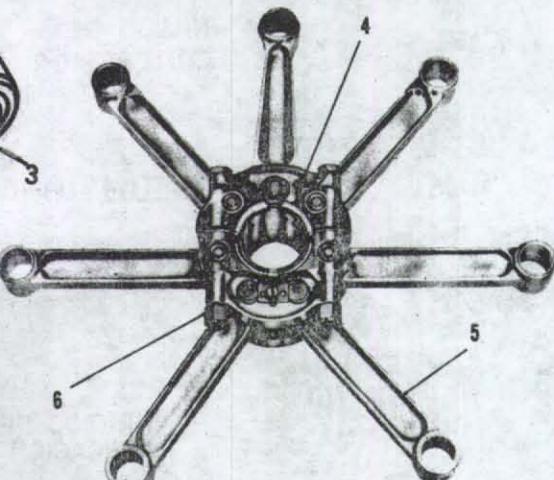
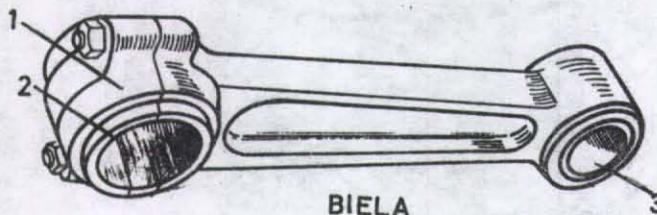


El pistón es la parte del motor que efectúa el movimiento recíproco necesario para que se puede efectuar el ciclo de trabajo. Son fabricados de aluminio, con ranuras para recibir los anillos -la función de los anillos es hacer un cierre hermético de la cámara de combustión y son construidos de hierro dulce-. El perno —del pistón —construido de acero- es la parte que une al pistón con la biela y realizar así el trabajo mecánico del cilindro.

Cada cilindro lleva dos bujes para insertar las bujías, dos cajas de balancín —uno para la válvula de escape y otro para la de admisión, y queda sujeto al carter por medio de birlos y tuercas por la brida.

BIELAS MAESTRAS Y BIELETAS.— La bielas transmiten el empuje del pistón al cigüeñal y en su trabajo combinado, transformar el movimiento recíproco del pistón en movimiento circular en el cigüeñal y que se tránsmitido a la hélice. Deben de ser de una construcción lo suficientemente resistente para soportar todos los esfuerzos a que se somete y al mismo tiempo ser ligeras como para conservar un bajo peso por caballo desarrollado.

Las siguientes figuras muestran una biela como la usada en motores de cilindros opuestos y el línea, y una biela maestra con las bieletas como las usadas en todos los motores radiales. La biela maestra es construida de dos piezas y las bieletas quedan sujetas a ella por medio de pernos, y girarán simultáneamente.



La biela maestra ilustrada corresponde a un motor radial de siete cilindros dispuestos en un solo banco o estrella. Comúnmente al cilindro — que le corresponde la biela maestra se denomina cilindro maestro. Los motores de doble estrella tienen dos bielas maestras y también dos cilindros maestros en cada banco o estrella.

- 1.- Tapa de la biela.-Permite su sujeción al muñón del cigüeñal.
- 2.- Metal anti-fricción -cojinete- entre la biela y el cigüeñal.
- 3.- Buje de bronce para evitar fricción directa entre la biela y el perno del pistón.
- 4.- Parte superior de la biela maestra con sus dos bieletas correspondientes.

BIELA MAESTRA

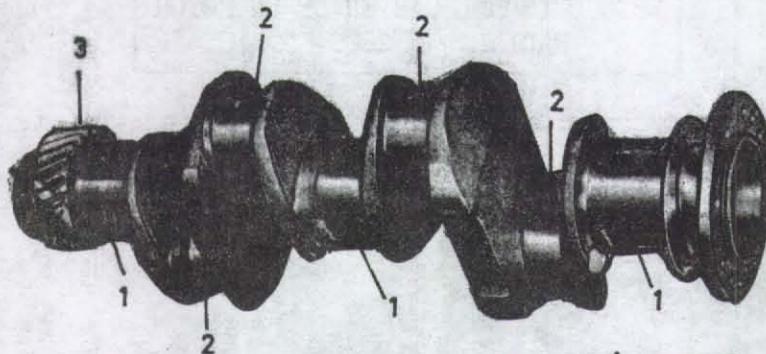
5.- Bieleta.

6.- Parte inferior de la biela maestra con sus cuatro bieletas y pernos que unen las dos partes de la biela.

CIGÜEÑALES. - El cigüeñal es la parte estructural del motor que soporta mayores esfuerzos. Transforma por acción de pistones y bielas el movimiento recíproco de estos en movimiento circular que trasmite a la hélice. Son construidos de acero de alta resistencia, y son huecos para reducirles peso y permitir la circulación del aceite por su interior.

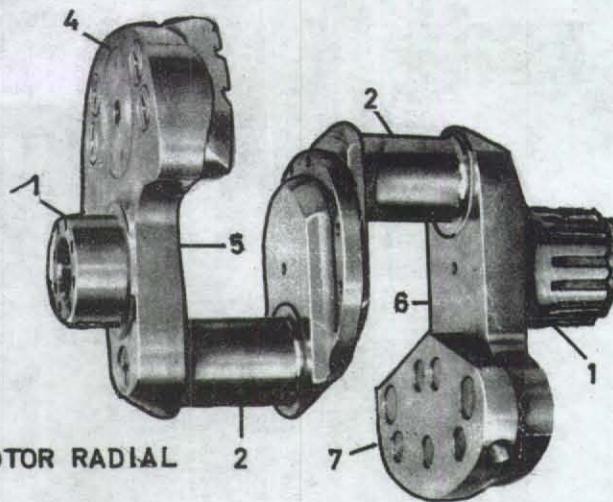
El cigüeñal de una o más partes, según el tipo de fabricación. Cuando el cigüeñal no es desarmable como en el caso del de algunos motores radiales, la biela maestra debe ser desarmable; y si el cigüeñal es desarmable la biela maestra puede ser de una sola pieza.

En la primer figura se ilustra el cigüeñal de un motor con cilindros o puestos -6 cilindros- en el que se marcan con el número 1 los apoyos del cigüeñal, con los números 2 los muñones para el montaje de las bielas y el número 3 señala al engrane impulsor del árbol de levas.



CIGÜEÑAL DE UN MOTOR OPUESTO

El cigüeñal de motor radial con el número 4 señala el contrapeso trasero, con el 5 el brazo trasero, con el 6 el brazo deantero y con el 7 el contrapeso delantero.



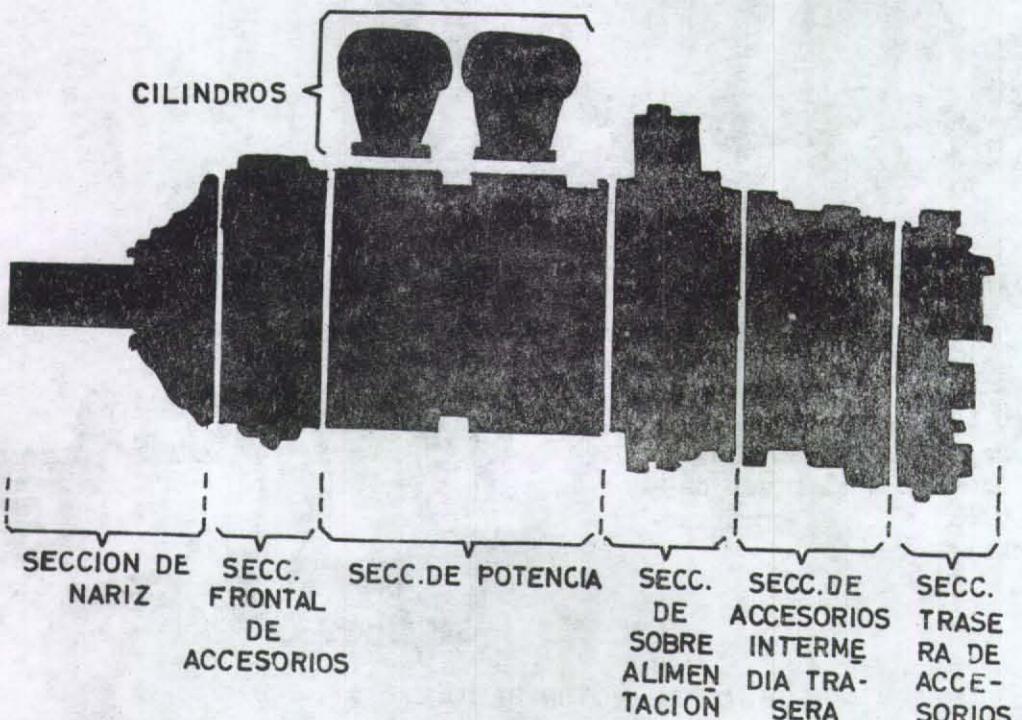
Los contrapesos del cigüeñal tienen por objeto absorver las vibraciones que este sufra en su trabajo al mismo tiempo que equilibrar el peso y los esfuerzos de los conjuntos de bielas maestras y bieletas.

CAJAS DE POTENCIA. Carter.

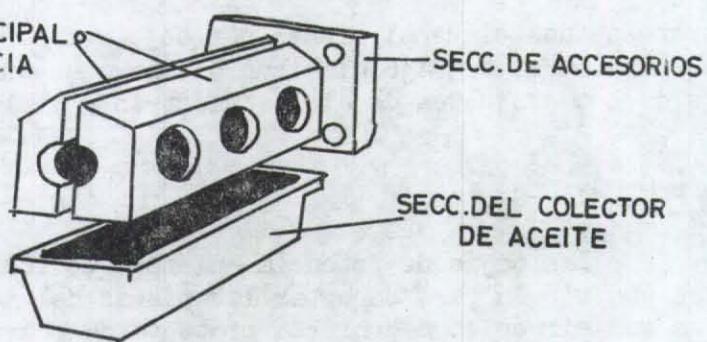
Las cajas de potencia -partes que forman el carter- son las partes que sirven para soportar las piezas del motor fijas o móviles y que a la vez sirven como cubierta protecta de polvo y forman un reseptáculo cerrado para mantener el aceite sin contaminación. Debe suponerse que a la vez que esta sección del carter es ligera de peso, debe ser lo suficientemente resistente para soportar al cigüeñal con los esfuerzos que sufre y soporta en su trabajo, a los cilindros, el jalón de la hélice así como transmitir este jalón al fuselaje y arrastrar al avión. Generalmente las secciones del carter se construyen de aluminio, de acero y de aleaciones de magnesio.

Según cada tipo de motor las partes y forma del carter variará. Como ilustración se muestra a continuación el número de partes en que se divide el carter de un motor radial de alta potencia. Y en el siguiente dibujo se ilustran las partes que forman el carter de un motor de cilindros opuestos de baja potencia.

SECCIONES DEL CARTER DE UN MOTOR
RADIAL. -R 2800-



SECCIONES DEL CARTER
DE UN MOTOR
OPUESTO.



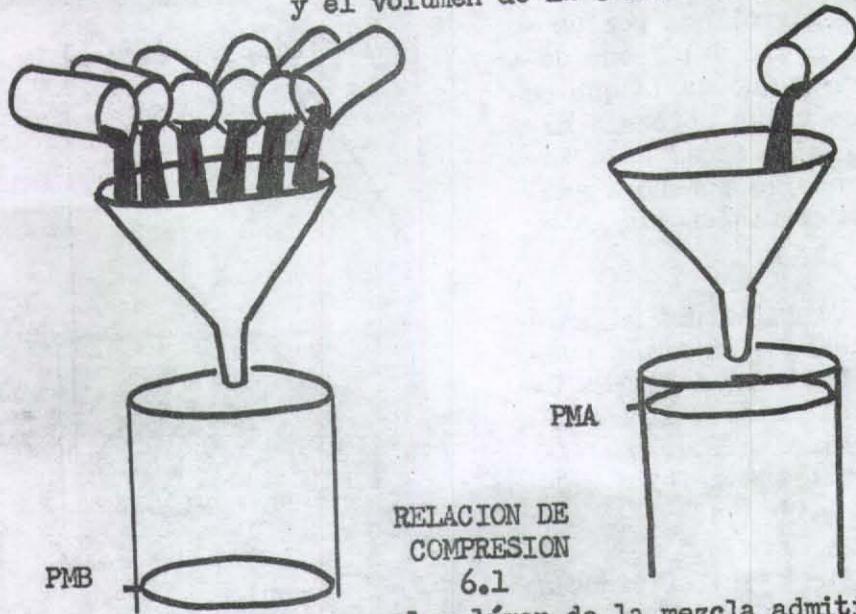
Generalmente en la sección de nariz del cárter se encuentran los engranajes de reducción a la hélice y donde pasa el eje de la hélice; la sección principal o de potencia es dentro de la cual queda el cigüeñal y sobre la que se montan los cilindros; la sección de inducción o difusora de sobre-alimentación es por donde se suministra la mezcla combustible a los tubos de admisión para llevarla a los cilindros y la sección de accesorios es donde se encuentran las flechas y engranajes para hacer trabajar a los accesorios -magnetos, bombas, carburador, generador, marcha, etc.

TERMINOS TECNICOS USADOS EN EL ESTUDIO DE MOTORES.

DESPLAZAMIENTO O CILINDRADA es el volumen total desplazado por todos los cilindros de un motor en su carrera del PMA al PMB. Así el motor Pratt & Whitney R1830 es un motor radial con desplazamiento de 1830 pulgadas cúbicas -usado en el DC3- y el motor Continental O-470 es un motor de cilindros opuestos con un desplazamiento de 470 pulgadas cúbicas.

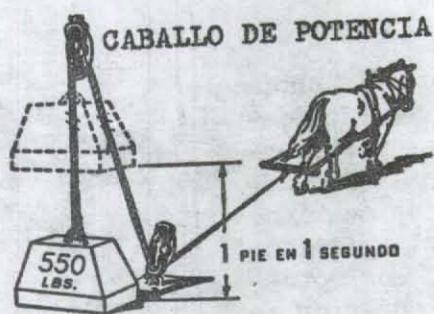
Generalmente la clasificación de los motores de aviación es indicando aparte de su caballaje, el desplazamiento o cilindrada en pulgadas cúbicas que tiene.

RELACION DE COMPRESSION..- Es la relación entre el volumen total del cilindro y el volumen de la cámara de combustión.



O sea las veces que el volumen de la mezcla admitida, es comprimida en la cámara de combustión.

CABALLO DE POTENCIA..- H.P. Es el término empleado para indicar la potencia de los motores. Teóricamente es la energía requerida para levantar un peso de 550 libras a la altura de 1 pie en un segundo.



POTENCIA NOMINAL..- (METO) Es la potencia especificada por el fabricante de un motor a un número dado de revoluciones, altitud determinada y en una operación sin límite de tiempo sin que sufra daño el motor. La potencia de despegue el motor R-1830 es de 1200HP, mientras la nominal METO- es de 1050HP hasta una altura de 8000 pies sobre el nivel del mar, con 2550 RPM y con 41 pulgadas de mercurio de presión en el múltiple de admisión.

POTENCIA DE DESPEGUE..- (TOHP) Es la potencia absoluta que puede desarrollar un motor. Esta potencia siempre es limitada a un tiempo que varía de uno a cinco minutos, según las especificaciones del fabricante en cada motor en particular.

POTENCIA INDICADA. (IHP) Es la suma teórica de trabajo realizado, calculado por la presión registrada oportunamente en un indicador de diagrama -Indicador de Watt- La fuerza que actúa sobre el pistón- durante la carrera de compresión y trabajo es lo mismo.

POTENCIA AL FRENO. (BHP) La potencia desarrollada por un motor y medida por medio del Freno de Prony -dinamómetro- y que es la que se entrega a la hélice es la potencia al freno de un motor. Y es igual a la Potencia indicada menos la potencia que pierde el motor por resistencias internas.

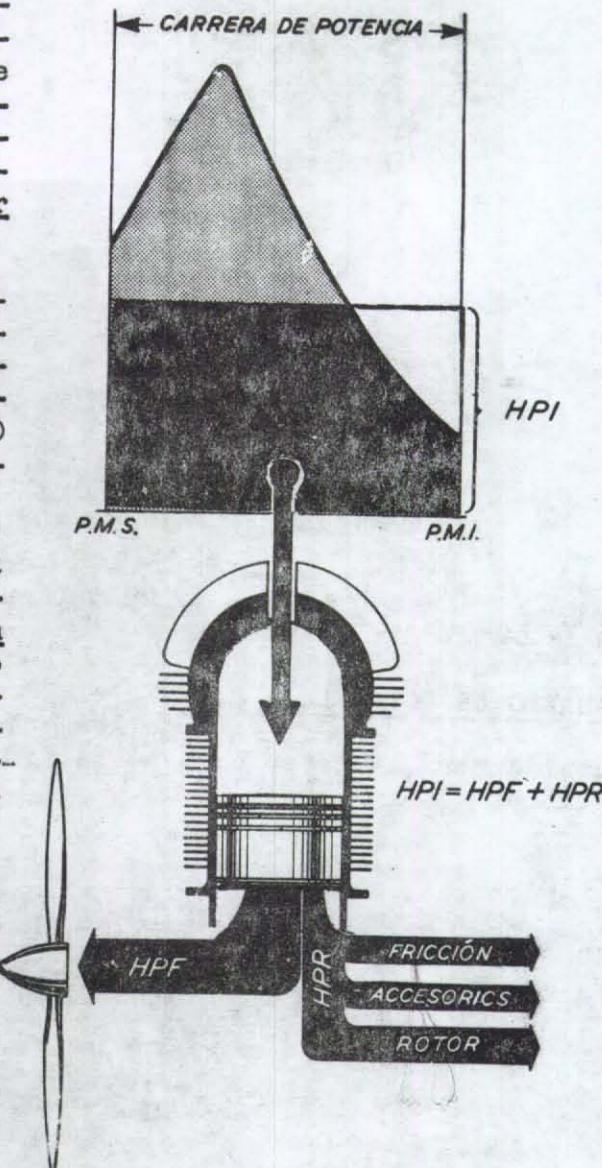
ALTITUD CRITICA. - Es la altura máxima en que un avión puede mantener la potencia nominal -METO- Como se mencionó del motor R-1830 tiene una potencia nominal hasta los 8000 pies que fijan la altitud crítica del avión DC-3 en esos 8000pies.

EFICIENCIA MECANICA. - Es la eficiencia de un motor en relación con los caballos de fuerza indicados o potencia desarrollada dentro de los cilindros y los caballos de fuerza al freno o potencia del eje de la hélice. La eficiencia mecánica de los motores de aviación es aproximadamente del 90 por ciento.

EFICIENCIA VOLUMETRICA. - La eficiencia volumétrica de un motor es la relación que existe entre el volumen de mezcla realmente admitido por un motor y el desplazamiento del mismo. En general esta eficiencia es menor a la unidad en los motores no sobrealimentados, y superior a la unidad en los que cuenta con sobrealimentador.

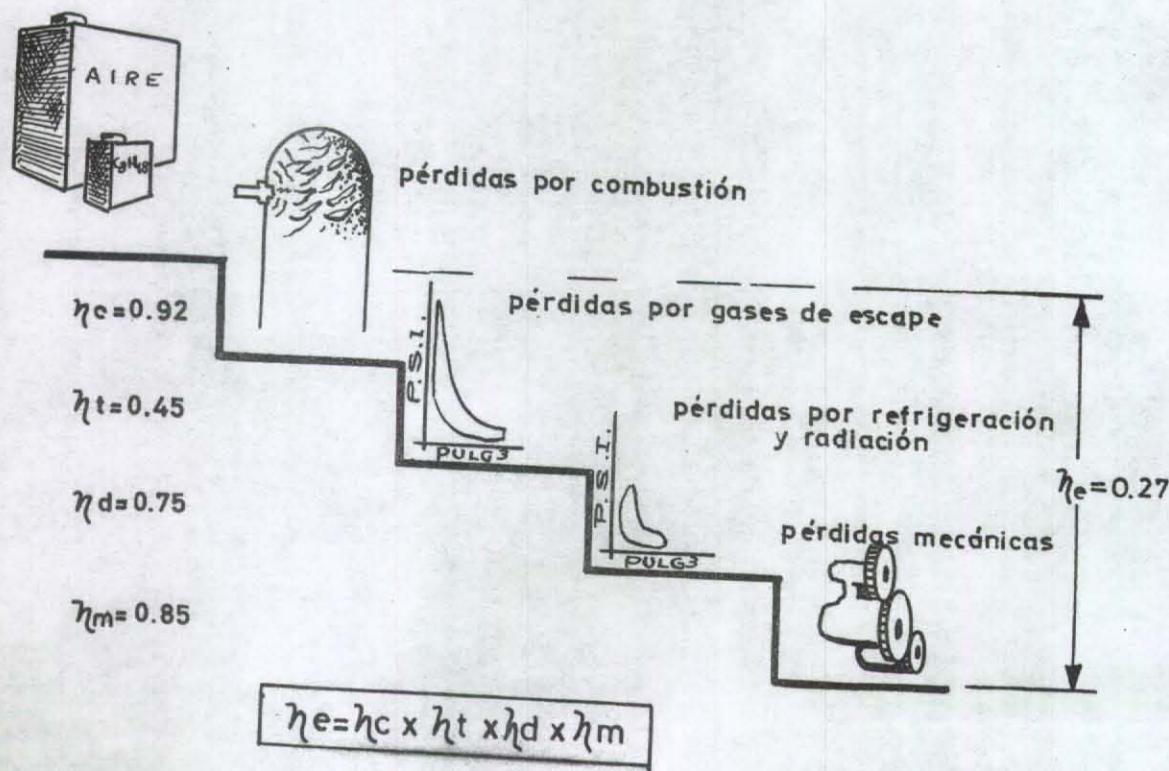
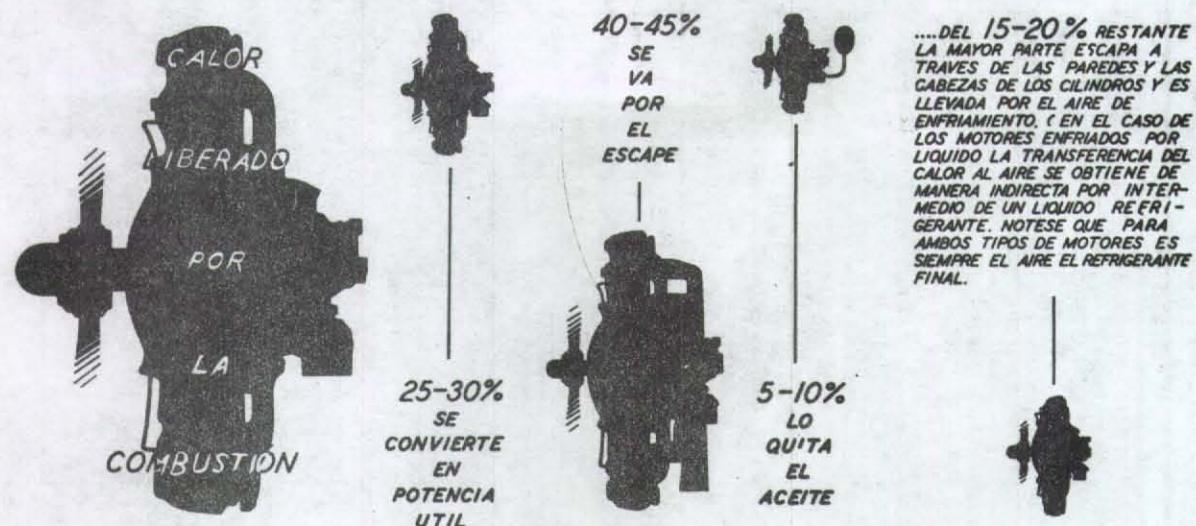
EFICIENCIA ECONOMICA. - Es la relación que existe entre la energía aprovechada en trabajo útil y la energía suministrada al motor por medio del combustible. Los motores de aviación generalmente tienen una eficiencia entre el 25 y el 30 %.

Una libra de combustible mezclada con 15 de aire desarrollan 20000BTU, de las cuales el motor hace una distribución en la for



ma siguiente:

LLEVADO EN EL ACEITE	de 1000 a 2000btu
CALOR IRRADIADO	de 3000 a 4000btu
APROVECHADO EN TRABAJO	de 5000 a 6000btu
PERDIDA POR EL ESCAPE	de 8000 a 9000btu



CAPITULO 3

3. Sistemas de Aceite y Lubricación.

El aceite lubricante en un motor cumple diversos objetivos, el principal de los cuales es el de reemplazar el rozamiento directo entre partes con movimiento reciproco, por el rozamiento fluido de las moléculas del propio lubricante.

Si se observa al microscópico una superficie aparentemente pulida y lisa, se notará una serie de crestas y valles; al entrar en contacto con otra superficie y existiendo movimiento relativo entre ellas, las irregularidades de ambas superficies tienden a engranarse, ocasionando fricción con pérdida de potencia, generación de calor y desgaste de los metales en contacto. Esta fricción depende de factores tales como la velocidad del movimiento, tipo de material, presión de operación y tipo de movimiento.

El aceite, usado como lubricante en los motores de aviación, es forzado entre las dos superficies con movimiento relativo impidiendo su contacto directo. Para cumplir este objetivo, el aceite debe ser lo suficientemente fluido para que sea fácil su introducción entre piezas con tolerancias estrechas y, al mismo tiempo, tener el cuerpo o viscosidad necesarios para que las cargas de trabajo no lo expulsen de entre las superficies que debe separar.

Con el término "viscosidad", se conoce la mayor o menor capacidad que tiene un aceite para fluir, medida en un aparato denominado viscosímetro. El operador del avión debe tener especial cuidado en verificar que la especificación de la viscosidad del aceite corresponda a la indicada por el fabricante -dada en números S.A.E.-, ya que el uso de una viscosidad mayor o menor que la correcta va a provocar daños por calentamiento, falta de lubricación y un consumo excesivo de aceite.

Otro factor que incide directamente en la eficiencia de la lubricación es el "índice de viscosidad", conociéndose como tal a la variación en viscosidad que sufre un aceite ante los cambios de temperatura, siendo aceites de índice de viscosidad alto aquellos que son alterados en grado mínimo. Como normalmente no se especifica el índice de viscosidad de cada aceite en particular, el operador debe usar la marca indicada por el fabricante, además de la viscosidad especificada.

Como se ha mencionado, la viscosidad del aceite no es constante a diversas temperaturas, por lo que es imperativo que se opere un motor a bajas potencias y R.P.M., hasta que el aceite se haya calentado a su temperatura de operación normal.

En los motores alternativos, normalmente las tolerancias de funcionamiento de sus diferentes piezas son mayores que las usadas en motores de automóvil o industriales, ya que éstas deben compensar las diferencias de dilatación de los distintos metales de que está construido el motor; además debe recordarse que por diseño y por el uso de potencias mayores, estos motores funcionan más calientes.

Como el piloto cuenta con instrumentos que le indican la temperatura y presión de aceite de su motor, puede verificar continuamente la eficiencia de la lubricación, ya que temperaturas bajas y altas presiones serán indicativo de falla de lubricación por aceite demasiado grueso. Por el contrario, temperaturas excesivamente altas, acompañadas de presiones anormalmente bajas, son indicio de que el aceite se encuentra adelgazado por temperatura, ocasionando lubricación defectuosa y alto consumo de aceite que, en condiciones extremas, puede incidir en deterioro definitivo del motor.

En adición de sus funciones como lubricante, el aceite se aprovecha como un refrigerante y, en algunos casos, como líquido hidráulico para mover en forma económica ciertos componentes del propio motor.

Por la necesidad de incrementar la potencia y disminuir simultáneamente el peso de los motores de aviación, se eliminó el sistema de enfriamiento por líquido reemplazándolo por enfriamiento a base del aire ambiente. Esto trajo como consecuencia que muchas piezas internas del motor, al no estar expuestas directamente al flujo de aire, carecían de una refrigeración eficiente. Se diseñó entonces un sistema de enfriamiento adicional, a base de aceite, mediante el cual éste es calentado al pasar por las diferentes piezas internas para luego enfriarse externamente por elementos adecuados, ejerciendo las veces de un permutador de calor.

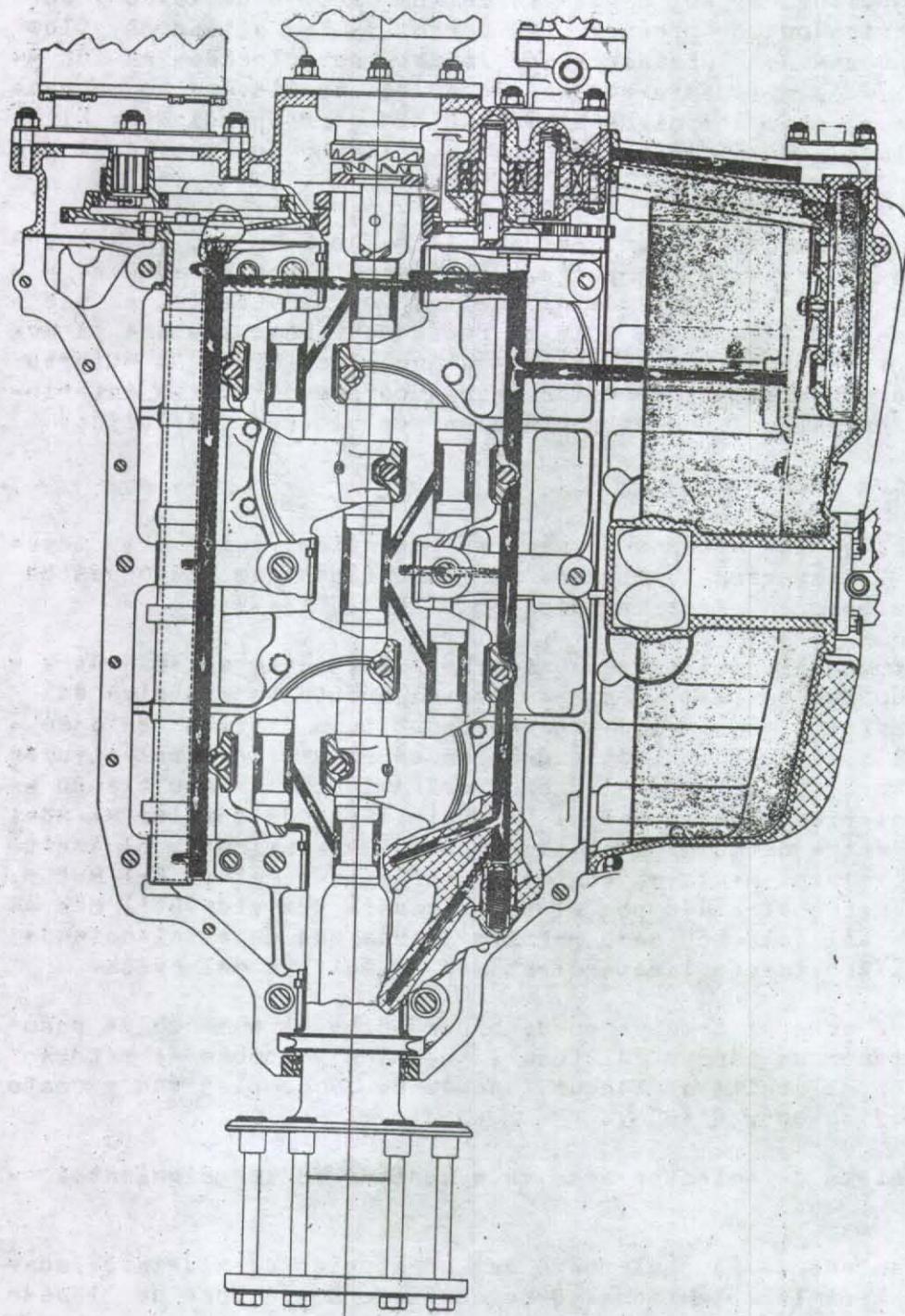
El aceite de lubricación se usa además para mover diferentes componentes tales como el cambio de paso de las hélices hidromáticas, cambio de velocidad de compresores de motor, avance de la chispa de encendido y mecanismos automáticos de control de temperatura del mismo aceite.

Normalmente los aceites lubricantes usados en aviación son de origen mineral, excepto aquellos usados en los motores a chorro modernos, que son de base sintética. Los aceites de origen mineral, usados en los motores alternativos, constituyen productos de la refinación del petróleo; los diferentes métodos de fabricación hacen que dos aceites con exactamente las mismas especificaciones, pero de fabricantes distintos, sufran alteraciones diferentes durante su uso. Por esto es por lo que se insiste en que se debe utilizar única y exclusivamente el aceite especificado para un tipo de avión en particular. Los aceites de origen animal, y algunos de origen vegetal, tienen características de lubricación mucho más eficientes que los de origen mineral, sin embargo no son empleados en la aviación, debido a que sufren alteraciones químicas por acción de los cambios de temperatura, además de oxidarse rápidamente y formar ácidos que son dañinos para el motor.

Sistemas de lubricación.

Algunos motores contienen dentro de sí el aceite para su lubricación, en cambio otros necesitan de recipientes especiales para el efecto. Lo anterior ocasiona que se clasifique a los sistemas de lubricación como sistemas de colector húmedo y sistemas de colector seco. En los motores de colector húmedo éste último se encuentra localizado en la parte inferior --

AyM/7-3-3



SISTEMA DE COLECTOR HUMEDO. MOTOR 0-290.

del motor; existe una bomba de succión y presión, normalmente del tipo de engranes y mandada a través de una conexión con el cigüeñal, la cual extrae el aceite del colector, le imparte una presión determinada, calibrada por el ajuste de una válvula reguladora y luego lo distribuye a través de diferentes conductos de lubricación hacia las partes móviles del motor. Mediante este sistema, todos los descansos y bujes tanto de los engranes de la sección de accesorios, del cigüeñal, de los árboles de levas y de las bielas son lubricados por presión. Las partes de los cilindros y los anillos de los pistones son lubricados por inyectores colocados en los codos del cigüeñal, o simplemente por salpicado del aceite que se encuentra fluyendo entre el codo del cigüeñal y la biela correspondiente. El aceite que ya ha lubricado al motor retorna al colector por acción de gravedad.

Estos sistemas de lubricación se encuentran limitados a su uso en motores de escasa potencia ya que, por una parte, no existe la posibilidad de efectuar un enfriamiento eficiente de el aceite. Por otra parte, el uso de un colector húmedo obliga a que sólo se pueda usar este sistema en motores con cilindros verticales u opuestos, ya que si se usara en motores radiales, éstos permanentemente tendrían inundados sus cilindros inferiores, con los consiguientes daños estructurales por bloqueo hidráulico.

Sistemas de colector seco.

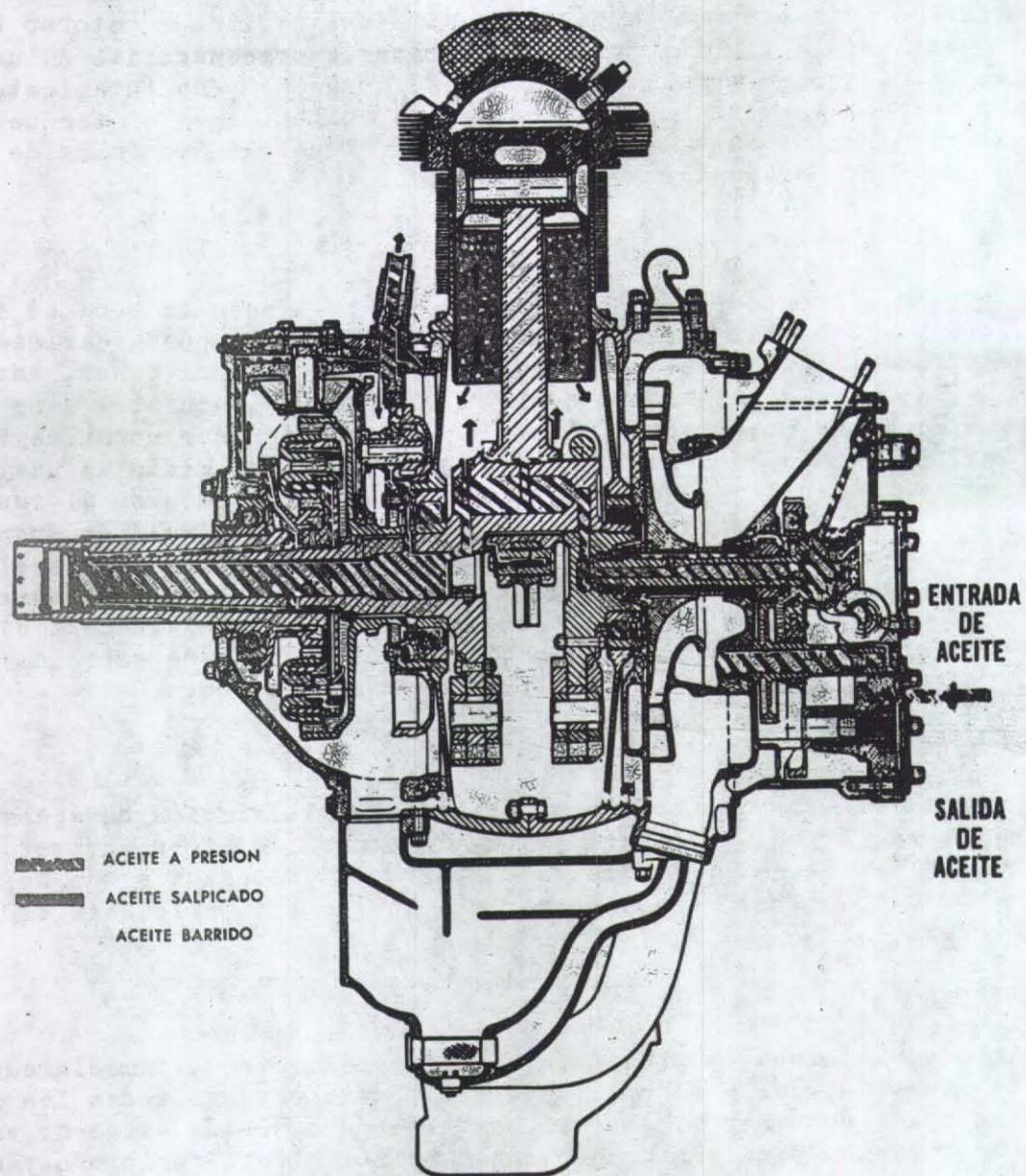
Este sistema se usa en los motores de mayores potencias, tales como motores radiales, en "V" invertidos, algunos de los horizontalmente opuestos y ciertos tipos de motores experimentales como los en W y H.

Se caracterizan porque el recipiente abastecedor de aceite se encuentra en un punto alejado del motor. El hecho de que el aceite se extraiga del motor para almacenarse en un tanque externo constituye ciertas ventajas tales como: Posibilidad de instalación del tanque en una zona relativamente alejada del motor, facilitando el diseño del avión, al mismo tiempo que disminuyendo el riesgo de incendio. La posibilidad de enfriar el aceite en su trayecto entre el motor y el tanque de almacenamiento. El aceite no se encuentra permanentemente en contacto con la temperatura del motor, por lo que al ser menos afectado por el calor tendrá una vida útil más prolongada. El uso del colector seco permite además que la eficiencia de la lubricación sea totalmente independiente de la actitud del avión.

Como desventajas de este sistema se puede hacer notar el aumento de peso que significa el tener un tanque adicional, tuberías y bombas de retorno para poder regresar el aceite al tanque, además de la complejidad y costo superior que significa este diseño.

Normalmente un sistema de colector seco va a constar de los siguientes elementos:

Tanque de almacenamiento.- El cual puede ser construido de aluminio, acero inoxidable o materiales plásticos. Debe contar con una boca de llenado con la correspondiente regla medidora de cantidad y en algunos casos un



SISTEMA DE COLECTOR SECO.

elemento transmisor de cantidad de aceite, el cual estará mandando una señal a un instrumento indicador en la cabina de pilotos, un ducto de alimentación hacia el motor y de retorno del mismo, deflectores internos necesarios para eliminación de burbujas de aire del aceite de retorno hacia el tanque, utilizados también para los casos en que se necesite dilución de aceite y para que durante los períodos de arranque y calentamiento del motor, sólo sea una pequeña cantidad de aceite contenida en el tanque la que se caliente rápidamente, disminuyendo así el peligro de falla de lubricación por falta de adelgazamiento térmico.

Tubería de alimentación.

Estos ductos de alimentación al motor normalmente tienen su boca de salida situada a un nivel tal que siempre van a dejar una pequeña cavidad en el tanque de aceite, destinada a sedimentación. En algunos casos, esta tubería de salida para alimentación normal del motor se encuentra a un nivel tal que deja una cantidad adicional de aceite sin usar normalmente, la cual será utilizada en casos de emergencia para, por medio de una bomba especial, perfilar las hélices hidromáticas. Ya sea adosada al tanque o en el punto más bajo de este ducto se encuentra una válvula de drene, para permitir la extracción de humedad, además de una válvula para el vaciado del tanque. En el punto en que el ducto de alimentación atraviesa el tapafuego del motor, se encuentra una válvula de corte, la cual sirve para interrumpir el flujo de aceite hacia el motor en casos especiales tales como incendio o paro del motor por fallas del mismo.

Bombas de Motor.

Son del tipo de engranes o lóbulos, instaladas en la sección de acceso arios e impulsadas por el motor del avión. Tienen el objeto de proporcionar la presión necesaria al aceite, no importa la velocidad a que se encuentre girando el motor, para asegurar una lubricación eficiente de todas sus partes.

Filtro Principal.

Se encuentra en la línea de presión, ya dentro del motor e inmediatamente después de la salida de la bomba. Tiene por objeto retener todas las impurezas que pueda contener el aceite, con el objeto de que éstas no vayan a servir de abrasivo para partes que están en movimiento recíproco y obtener los diferentes conductos de lubricación. Normalmente estos filtros cuentan con una válvula de derivación, que puede estar instalada en el elemento filtrador mismo o en sus inmediaciones, y que tiene por objeto evitar que por obturación del filtro, quede el motor sin lubricación.

Válvula de retención.- Esta es una válvula unidireccional que se encuentra normalmente a continuación del filtro, cierra por la acción de un resorte calibrado a una presión tal que normalmente se encuentra cerrada cuando el motor se encuentra detenido, pero una vez que ha empezado a funcionar la bomba de presión, se abre ofreciendo una resistencia mínima al flujo del aceite. Tiene como objeto evitar la inundación del motor por -

el aceite proveniente de el tanque, ya que éste se encuentra a un nivel - superior con respecto al motor para asegurar una alimentación eficiente - hacia la bomba de presión.

Válvula reguladora de presión.

Debido a que las bombas principales de motor son del tipo de capacidad -- constante, el volumen y por lo tanto la presión de éstas depende de las - revoluciones a que se encuentren girando o, lo que es lo mismo, de las -- revoluciones a que gire el motor; debido a lo anterior es necesario inter calar una válvula reguladora de presión con el objeto de establecer una - presión controlada y constante de lubricación. Estas válvulas reguladoras trabajan estableciendo un ducto de derivación hacia la entrada de la bom- ba principal, permitiendo el alivio del exceso de presión.

Ductos de lubricación.

A continuación de la válvula reguladora se encuentra una serie de múlti- ples de distribución y ductos de lubricación los cuales conducen el acei- te a las diferentes secciones del motor.

Sistemas de barrido.

Una vez que el aceite ha lubricado las diferentes secciones del motor, -- cae por gravedad a su parte inferior, siendo recibido por una serie de -- colectores, de los cuales a su vez se recoge el aceite por medio de bom- bas de barrido similares a las de presión, que serán las encargadas de -- extraer este aceite y dirigirlo hacia el tanque. Estas bombas de barrido tienen en conjunto una capacidad mayor que la bomba principal de presión, con el objeto de asegurar que no haya acumulación de aceite en el inte- rior del motor.

SISTEMA DE ENFRIAMIENTO

En la linea de retorno al tanque se encuentra intercalado un radiador de aceite, el cual está constituido por una serie de tubos expuestos al flu- jo de aire de impacto por su parte interior y bañados por el aceite por - su parte externa, constituyendo de tal manera un permutador de calor. - - Adosada al radiador de aceite se encuentra una válvula reguladora de tem- peratura, sensible a la temperatura con que el aceite sale del radiador - al tanque; según la temperatura que sienta esta válvula va a seleccionar unos conductos internos de ella misma para permitir un máximo enfriamien to del aceite a través del radiador si se encuentra muy caliente o deri- vando el aceite directamente hacia el tanque si éste no necesita refrige- ración, permitiendo así la regulación de temperatura con que el aceite va a volver nuevamente a entrar el motor.

Indicadores de temperatura.

En el ducto de presión de aceite, después de la válvula reguladora de -- presión se encuentra un bulbo de temperatura que manda una señal hacia -

la cabina de pilotos, la cual es transformada en una indicación visual -- por medio del instrumento respectivo. Este instrumento da al piloto una - indicación de la temperatura con que el aceite está entrando a lubricar - su motor o, en otras palabras, le da una referencia de su viscosidad.

Instrumento indicador de presión.

Se toma una muestra de la presión de entrada de aceite al motor, después de la válvula reguladora de presión y es conducida a la cabina de pilo- - tos al indicador correspondiente.

De los datos obtenidos de temperatura y presión de aceite, el piloto - - prácticamente puede deducir el estado de funcionamiento de su motor, como también efectuar las correcciones necesarias u operación del motor para - evitar su deterioro y lograr un mejor rendimiento del mismo.

SISTEMAS DE COMBUSTIBLE Y CARBURACION.

Se llama combustible a toda substancia que al combinarse con el oxígeno produce energía calórica. En realidad todos los elementos químicos de la naturaleza ó sus combinaciones constituyen combustibles; la diferencia entre unos y otros es la temperatura necesaria para que se produzca la combustión.

Según su estado físico a la temperatura ambiente, los combustibles pueden clasificarse en: sólidos, líquidos y gaseosos. De éstos sólo se usan en aviación a los combustibles líquidos, ya que los sólidos son de difícil almacenamiento y distribución; al igual que los gaseosos, que tienen la dificultad adicional de ser extremadamente peligrosos, pues no se puede detectar visualmente su fuga.

Los combustibles que más se usan en aviación son normalmente producto de la destilación del petróleo, además hay ciertos combustibles que sólo se usan para fines especiales, un ejemplo es el alcohol metílico.

La gasolina de aviación debe tener ciertas características tales como homogeneidad, valor antidetonante, volatilidad, resistencia a la oxidación y pureza. De estos requisitos el principal es el valor antidetonante, que se define como la mayor o menor resistencia del combustible a ser inflamado, en presencia de oxígeno y por la acción combinada de temperatura y presión. Como las gasolinas naturales no tienen gran poder antidetonante, se les agrega una serie de aditivos con el fin de incrementar esta cualidad, siendo el principal de ellos el tetraétilato de plomo, substancia altamente corrosiva y venenosa.

La calidad antidetonante se reconoce por un número llamado índice octano o sencillamente octanaje, el cual es específico para cada motor en particular. Así tenemos, por ejemplo, una gasolina de 100-130 octanos significa que tiene una capacidad antidetonante que fluctúa entre 100 y 130 según las condiciones de mezcla con que funcione el motor.

Se llama mezcla combustible a aquella constituida por un material combustible y oxígeno, que al ser expuesta a la temperatura y presión adecuadas arde combinándose químicamente. Para que pueda efectuarse la reacción química será necesario que ambos componentes se encuentren en proporciones exactas; si hay exceso de alguno de ellos, la combustión será mas lenta y con un desarrollo menor de calor. Si este exceso es llevado fuera de ciertos límites, la combustión es imposible. Cuando se tiene una mezcla de catorce partes de aire por una de gasolina, en peso, se quema todo el oxígeno y todo el combustible, esta proporción de aire combustible recibe el nombre de mezcla ideal, que produce la temperatura y potencia máximas. Cualquier aumento en la cantidad de combustible, hasta llegar a una relación aire-combustible de 12:1, provoca un descenso en la potencia del motor y una acción de enfriamiento. El aumento de aire sobre la mezcla ideal produce los mismos efectos que el enriquecimiento de la mezcla por el aumento de gasolina. El efecto refrigerante que se obtiene con el uso de las mezclas ricas, se utiliza para evitar que el motor sufra deterioro por altas temperaturas, cuando opera a potencias máximas.

SISTEMAS DE COMBUSTIBLE.

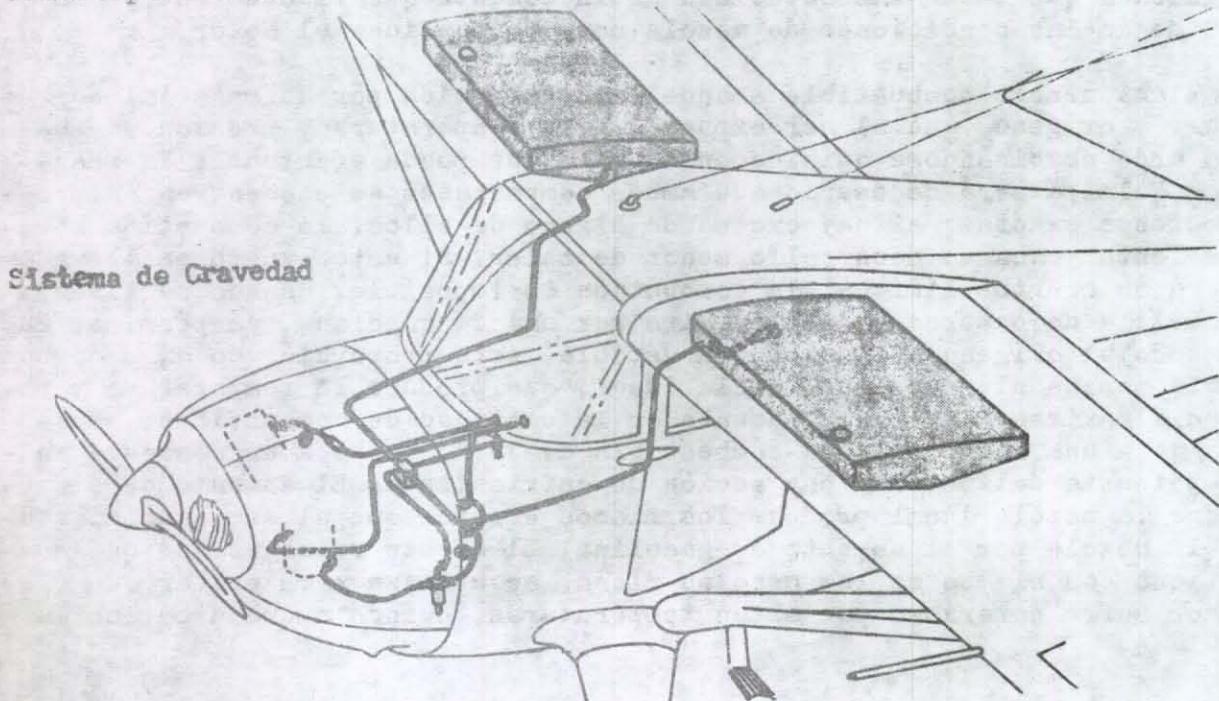
El sistema de combustible en un avión tiene por objeto almacenar, distribuir y dosificar el combustible usado en sus motores. Estos sistemas, según el medio por el cual se produce la alimentación, se clasifican en sistemas de alimentación por gravedad y sistemas de alimentación por presión.

SISTEMA DE ALIMENTACION POR GRAVEDAD.

Este tipo de alimentación es el más sencillo, utilizado por aviones pequeños con motores de poca potencia; aprovechan para su funcionamiento la diferencia de presión creada por la altura del tanque de combustible sobre el carburador. Esta altura debe ser de 20", o superior para obtener una presión de aproximadamente de 1.5 p.s.i. o mayor. Por deducción se comprenderá que el tanque de combustible, que normalmente se encuentra alojado en las alas del avión, hace que el sistema de alimentación por gravedad pueda ser utilizado sólo en aquellos aparatos de ala alta.

Los componentes principales de estos sistemas son: un tanque de combustible, normalmente metálico, dotado de su correspondiente boca de llenado y boca de salida, tubería de ventilación y elementos indicadores de cantidad de combustible, tubería de alimentación hacia el motor, con válvula de cierre y filtro. En la parte inferior de cada tanque y de la tubería de alimentación se encuentra válvulas de purga, con el objeto de drenar el agua e impurezas que contenga la gasolina.

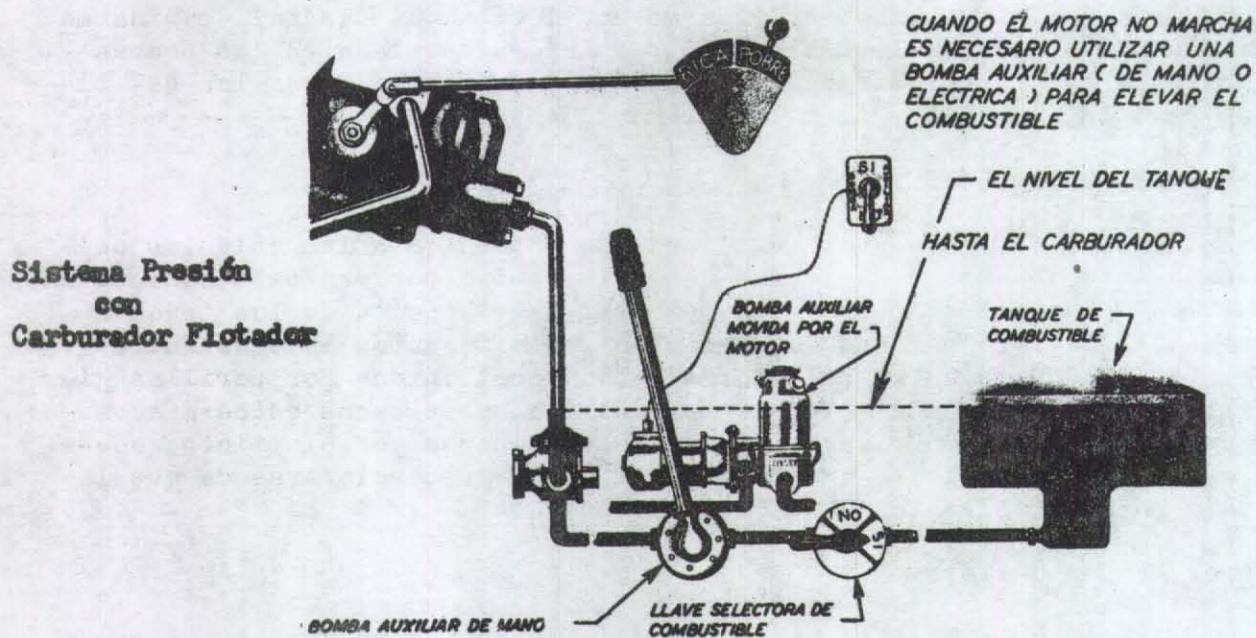
Este sistema de alimentación tiene ciertas ventajas, siendo la principal la simplicidad del mismo. Además como las presiones causadas por la diferencia de nivel son mínimas, el sistema no necesita ser de gran resistencia. Tiene el inconveniente de sólo permitir flujos limitados de gasolina, debido a la baja presión de operación, además de que esta presión es afectada por la actitud del avión.



SISTEMAS DE ALIMENTACION POR PRESION.

El desarrollo de motores de gran potencia y los factores de diseño de los aviones modernos obligaron al uso de sistemas de combustible alimentados por presión. En efecto, en la mayor parte de los aviones modernos es necesario el uso de una o varias bombas de presión para obligar al combustible a fluir desde el tanque de almacenamiento hacia el motor, - no importa que éste se encuentre a un nivel inferior o a gran distancia de el carburador.

Los diversos componentes del sistema de combustible del tipo de presión están constituidos por los siguientes elementos principales.



Tanques de Combustible.

Se les construye de aluminio, acero inoxidable o hule sintético y se encuentran colocados normalmente en las alas del avión. Según el tipo de construcción estos tanques son clasificados como de tipo integral o tipo removible.

Los removibles están constituidos por un recipiente completamente independiente de la estructura donde va alojado y pueden ser quitados del avión para ser reparados o recibir el servicio adecuado.

Los tanques integrales están constituidos por la propia estructura de la ala y, desde luego, no pueden ser retirados de su alojamiento, este tipo de tanques tiene la ventaja de no alterar en gran grado el diseño de la ala donde van alojados, como desventaja se puede indicar la necesidad de sellar perfectamente todas las juntas, con el objeto de evitar fugas. Como los aviones modernos tienen la tendencia de usar alas flexibles, para evitar la concentración de esfuerzos durante el vuelo, se ha

eliminado en gran parte el uso de estos tanques integrales por las dificultades en mantenerlos estancos.

Los tanques contienen las correspondientes bocas de llenado en la parte superior, para ser cargados por gravedad y en la parte inferior para el llenado por presión; además de lo anterior existen las tomas de alimentación y las de ventilación. Llevan también conexiones de drenaje y alojamiento para los elementos medidores de cantidad de combustible.

Bombas Auxiliares.

Estas bombas, normalmente accionadas por motores eléctricos, pueden ser del tipo centrífugo o de paletas, sumergidas o externas al tanque, teniendo por objeto levantar una presión positiva de alimentación a las bombas de motor. Las bombas auxiliares son accionadas desde la cabina mediante un interruptor eléctrico y su presión es regulada en las bombas centrífugas por la velocidad del motor que las impulsa y, en las del tipo de paletas, por una válvula reguladora de presión.

Selectoras de Combustible.

A continuación de las bombas auxiliares se encuentra a las válvulas selectoras de combustible, mandadas desde la cabina por medios mecánicos o eléctricos y que tienen por objeto permitir la selección de los tanques de combustible para el abastecimiento de los diferentes motores del avión. Los mandos de estas selectoras están constituidos por perillas giratorias o actuadores del tipo de palanca; en ambos casos estos mandos deben tener indicación visual de la selección hecha por el piloto, además de una señal auditiva que permita al operador cerciorarse de que la válvula ha sido seleccionada correctamente.

Filtros de Combustible.

Estos filtros son elementos destinados a atrapar las impurezas que pueda contener el combustible, para evitar que éstas lleguen al carburador y obstruyan los ductos del mismo. Hay diferentes tipos de elementos filtradores, entre los que cabe mencionar los filtros de malla, Aire-Maze y mi crónicos.

Válvulas de cierre en Emergencia.

Destinadas a cortar el flujo de combustible en caso de incendio de motor o cuando éste haya sido perjudicado, se encuentran instaladas en el tapa-fuego de cada uno de los motores y son similares a las de combustible. Se accionan mediante cables o mecanismos eléctricos desde la cabina de pilotos, en conjunto con las válvulas de cierre de emergencia de los diferentes fluidos que alimentan al motor.

Bombas de Motor.

Pueden ser del tipo de paletas, lóbulos o en casos excepcionales de en-

granes. Están mandadas por el propio motor del avión, a través de sus engranes de accesorios; por lo anterior estas bombas tienen su capacidad en volumen y presión dependiente de la velocidad de giro del motor del avión y necesitan de una válvula reguladora para mantener una presión constante de alimentación al carburador respectivo.

Normalmente también se encuentra en el interior de esta bomba una válvula de derivación destinada a permitir el paso de combustible hacia el motor si la bomba del mismo está inoperativa, como cuando se está levantando -- presión con las bombas auxiliares para arrancar los motores.

Sistema de Alimentación Cruzada.

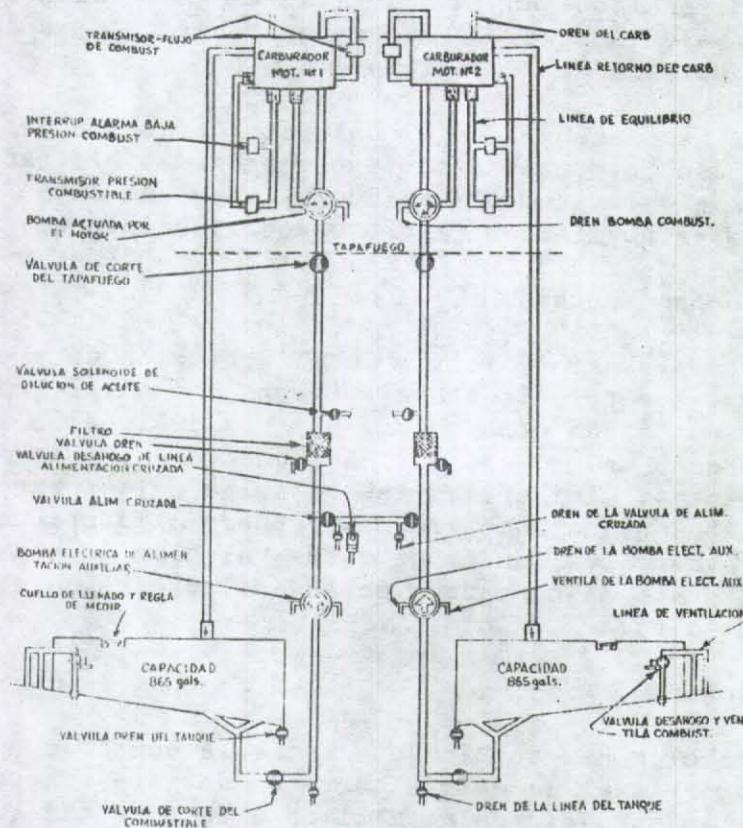
Este sistema tiene por objeto permitir la alimentación de presión de gasolina hacia un motor, cuando éste tenga su bomba principal inoperativa, mediante la bomba principal de otro motor. Hay una derivación después de la bomba principal de cada motor, que se interconecta a través de válvulas de alimentación cruzada, similares a las válvulas selectoras que permite el que con la presión de una bomba de motor pueda alimentarse a los motores restantes del avión. Los mandos de estas válvulas de alimentación cruzada se encuentran junto a los mandos de las selectoras de combustible en el pedestal de controles del piloto.

Carburadores de Flotador.

El carburador es el elemento destinado a medir la cantidad de combustible necesaria para proporcionar la mezcla correcta de aire-combustible en el motor, no importa las condiciones de altitud o de potencia que se le esté exigiendo en un momento determinado. También los carburadores permiten al piloto seleccionar la potencia necesaria para las distintas operaciones, como también, dentro de un rango limitado, incrementar la riqueza de la mezcla en circunstancias especiales, como son potencia máxima, ascenso y descenso.

Los carburadores de flotador, que normalmente trabaja con presiones de entrada de 1 1/2 a 6 p.s.i., constan de una cámara regulada en su nivel, de nominada cámara de nivel constante y que hace las veces de reguladora de presión, una válvula de corte del paso de combustible y control manual de mezcla, un mecanismo dosificador de combustible y un mecanismo atomizador de combustible. El elemento medidor de combustible está dividido en dos sistemas secundarios que son el sistema de baja y el de alta.

SISTEMA DE COMBUSTIBLE TIPICO.



El sistema de baja funciona desde las mínimas revoluciones del motor hasta más o menos 1,100 R.P.M. El piloto no tiene acción ninguna sobre la riqueza de la mezcla dentro de este rango, ya que el carburador está calibrado para proporcionar la cantidad de combustible necesaria a la cantidad de aire que está fluyendo por el carburador a las RPM indicadas. El sistema de alta provee la cantidad de combustible necesaria al funcionamiento del motor desde 1,100 rpm hacia arriba. Este es el sistema principal de abastecimiento de combustible hacia el motor, puede ser modificado dentro de cierto rango en la relación aire-combustible mediante el uso del control manual de mezcla, desde la cabina de pilotos, que constituye una restricción variable y, por lo tanto, produce un flujo variable de combustible para una cantidad fija de aire de entrada al carburador. Algunos carburadores contienen además un paso adicional de combustible, controlado por una válvula denominada economizador, la cual es accionada automáticamente cuando el acelerador es avanzado más allá de las r.p.m. correspondientes a crucero, con lo que se obtiene un enriquecimiento adicional de la mezcla para evitar sobrecalentamiento durante los rangos de operación a altas potencias. Debido a que cuando se mueve el acelerador el flujo de aire se incrementa en forma casi instantánea, mientras que el flujo correspondiente de gasolina va a tardar cierto lapso de tiempo en incrementar su velocidad, en aceleraciones bruscas el carburador va a presentar la tendencia a empobrecerse momentáneamente, este empobrecimiento momentáneo puede ser tal, que en ciertos casos llega a pararse el motor. Para evitar lo anterior se incorpora en el sistema una bomba de aceleración, mandada por el mismo acelerador, la cual tiene por objeto inyectar una cantidad adicional de combustible, proporcional al empobrecimiento producido durante las aceleraciones bruscas.

Los carburadores de fletador tienen la ventaja de ser de costo reducido y relativamente sencillos, además de proporcionar una operación simple y exenta de fallas. Como desventajas se puede mencionar que sólo son capaces de alimentar motores de relativamente baja potencia, tienen gran tendencia a la formación de hielo y son afectados por la actitud de vuelo del avión.

Carburadores de Inyección.

Estos carburadores nacieron de la necesidad de obtener más potencia en los motores, hacer independiente el flujo de combustible hacia el motor de la actitud de vuelo del avión y, primordialmente, del incremento de peligro de formación de hielo en los carburadores con los vuelos a grandes altitudes.

Básicamente el carburador de inyección contiene los mismos sistemas que el carburador de fletador, pero con modificaciones que lo hacen menos sensible a la formación de hielo y a la actitud de vuelo del avión. La descarga de combustible del carburador se efectúa a una presión mucho más elevada que en los carburadores de fletador, con lo que se logra una atomización más efectiva de la gasolina y, por lo tanto, una mezcla homogénea de aire/combustible, no importa el régimen a que se encuentre operando el motor. Estas altas presiones de descarga permiten también que la nariz de descarga del carburador pueda ser colocada en zonas calientes del motor y no precisamente en la garganta del venturi, que es el área más susceptible de formación de hielo.

Para un correcto funcionamiento de este tipo de carburadores, se les debe alimentar con presiones de entrada entre 6 y 30 p.s.i., lo que obliga a que siempre sean usados con sistemas de combustible alimentados por presión.

Como la diferencia de altitud a que vuela un avión ocasiona que éste alimente sus motores con aire de densidad variable (es decir, la cantidad de oxígeno que entra al motor, con una posición fija del acelerador, depende de la altitud), si se está utilizando un carburador de fletador, el piloto tiene necesidad de efectuar correcciones con su control manual de mezcla para mantener la mezcla seleccionada. Para evitar este inconveniente se incorpora un control automático de mezcla, dispositivo sensible a la densidad del aire, que restringe el flujo de gasolina por el carburador en forma proporcional a la disminución de la cantidad de aire (y de oxígeno), ocasionada por los incrementos de altura.

CAPITULO 2

SISTEMAS ELECTRICOS.

La electricidad es una forma de energía, es decir, tiene capacidad para efectuar un trabajo. Posee una serie de ventajas sobre las otras manifestaciones de la energía, tales como la facilidad de conducción, menor posibilidad de fallas, menor peso de los componentes y facilidad de efectuar control remoto; por lo que está reemplazando a los circuitos hidráulicos, neumáticos y mecánicos, salvo en ciertas funciones específicas.

La electricidad es generada a base de la transformación de otro tipo de energía. En los aviones hay diferentes fuentes de corriente eléctrica. Así, se encuentra generadores químicos, mecánicos y térmicos. La corriente eléctrica usada en el avión con fines generales, es producida por la batería y el o los generadores de los motores. Además del sistema anterior, hay otros sistemas generadores de energía eléctrica, tales como los magnetos para el encendido de motores, pares termoeléctricos de medidores de temperatura y convertidores de corriente tales como los inversores.

SISTEMA ELECTRICO DEL AVION.

El circuito eléctrico de un avión generalmente es de 12 o 24 voltios, corriente directa, obtenida de una batería de plomo-ácido o de níquel cadmio, la cual sirve como fuente de energía auxiliar para arrancar motores. Una vez funcionando los motores del avión, los generadores movidos por ellos, toman a su cargo el consumo de corriente y al mismo tiempo, recargan la batería.

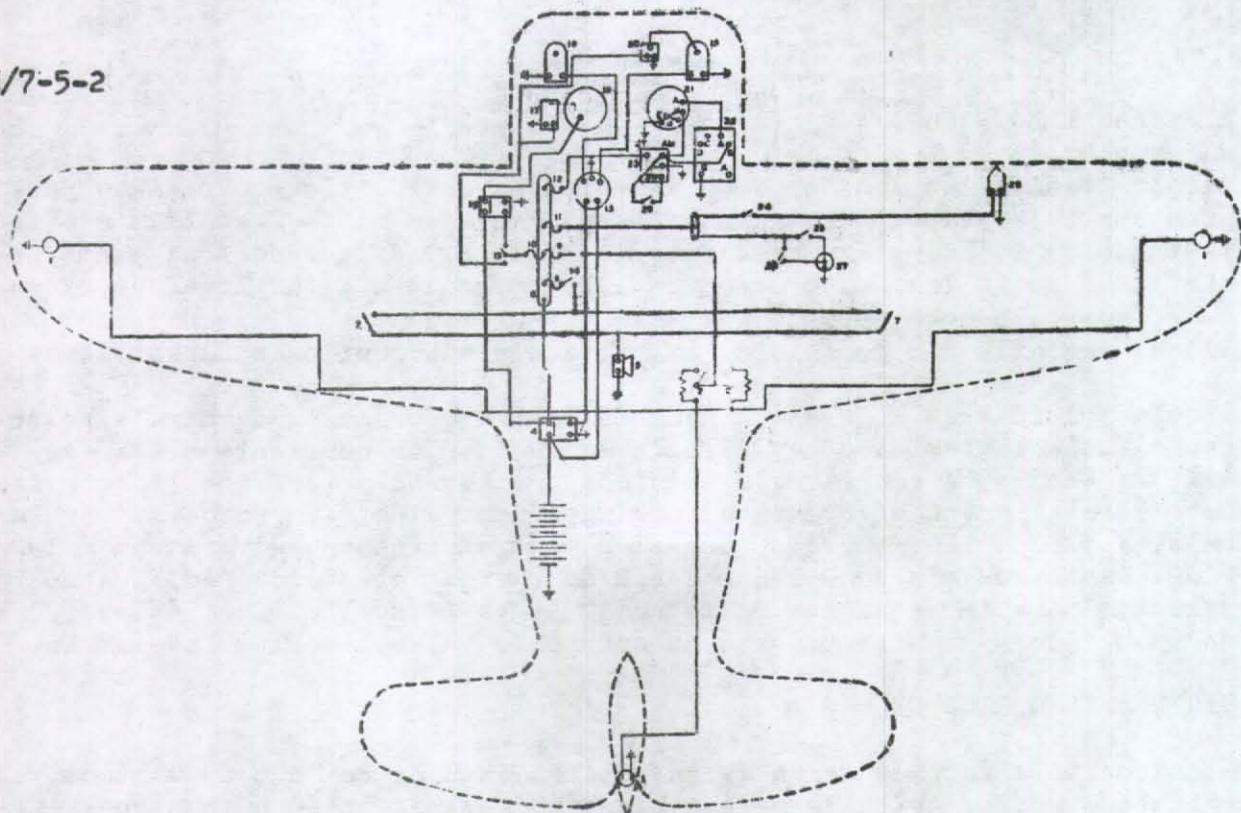
El sistema eléctrico de los aviones es del tipo de un solo alambre, es decir, la corriente llega al componente eléctrico mediante un alambre y el regreso se efectúa usando como conductor el propio fuselaje del avión.

El sistema eléctrico se divide en el sistema generador-batería, que constituye la fuente de energía y los diferentes sistemas actuadores con que cuenta el avión.

EL SISTEMA GENERADOR-BATERIA:

Este sistema contiene las dos fuentes de energía eléctrica del avión -batería y generador-, además de los elementos de control y protección necesarios, tales como regulador de voltaje, relay de corriente reversa, interruptores, protectores de sobrevoltaje e interruptores térmicos.

La batería o acumulador del avión está constituida por una serie de placas positivas y negativas, a base de plomo, sumergidas en un electrolito -de ácido sulfúrico diluido en agua destilada. La acción química del ácido sobre las placas hace que se genere una corriente entre los bornes de la batería. Como a medida que el ácido se va gastando mientras se combina con las placas, va disminuyendo su acción sobre éstas, cuando la solución del electrolito tiene su máxima densidad, -hay un máximo de acción química-, la batería está proporcionando su voltaje más alto y éste va descendiendo proporcionalmente mientras desaparece el ácido del electrolito y -



SISTEMA ELECTRICO DEL AVION.

- | | |
|-------------------------|----------------------------|
| 1.- Luces de posición. | 7.- Interruptor ignición. |
| 2.- Interruptor. | 8.- Marcha. |
| 3.- Batería. | 9.- Magneto. |
| 4.- Relevador batería. | 10.- Bobina. |
| 5.- Corneta de alarma. | 11.- Generador. |
| 6.- Interruptor marcha. | 12.- Regulador de voltaje. |

baja la densidad del mismo. Se considera que una batería tiene toda su carga cuando la densidad del electrólito es de 1.275 y que está completamente descargada cuando la densidad es de 1.225, debiendo en tal caso sacarse -- del avión y recargarse. De lo anterior se deduce que las baterías funcio--nan indefinidamente, proporcionando energía en el avión cuando tienen de--manda de corriente y luego son recargadas por el propio generador del - - avión, mientras se encuentran funcionando los motores.

Los aviones monomotores cuentan con un generador, mientras que los multi--motores pueden contar con dos o más, dependiendo de los requerimientos de corriente de sus diferentes circuitos.

El generador es un elemento accionado por el propio motor del avión, a --través de sus engranes de accesorios, que transforma la energía de movi--miento en energía eléctrica. Como la corriente producida por el generador

depende de su velocidad de giro, se intercala un regulador de voltaje para mantener a éste constante, no importa las r.p.m. a que se opere el motor. - El generador cubre normalmente todas las necesidades de corriente, además de recargar la batería; pero cuando el generador se encuentra inoperativo se corre el riesgo de que la batería trate de hacerlo funcionar como motor, con el riesgo de quemarlo, por lo que se ha hecho necesario intercalar un relay de corriente de reversa, que desconecta la batería del generador -- cuando la primera tiene un voltaje superior al segundo. El piloto puede -- desconectar o conectar manualmente el generador mediante un interruptor -- colocado en su tablero de control, que permite dejar inoperativo al generador, no importa si éste está girando.

La corriente liberada por los generadores y la batería es llevada a unas - barras de distribución y de ahí, a alimentar los diferentes circuitos.

El avión puede contar con una serie de circuitos, independientes entre sí, para operar trenes de aterrizaje retractables, frenos aerodinámicos -- - flaps-, luces de aterrizaje y navegación, luces de iluminación de cabina, equipo de radio y radar, luces de alarma y luces de operación y ciertos - instrumentos.

Cada uno de los circuitos es accionado por interruptores colocados en el - tablero del piloto y cuentan con protecciones tales como fusibles e interruptores térmicos.

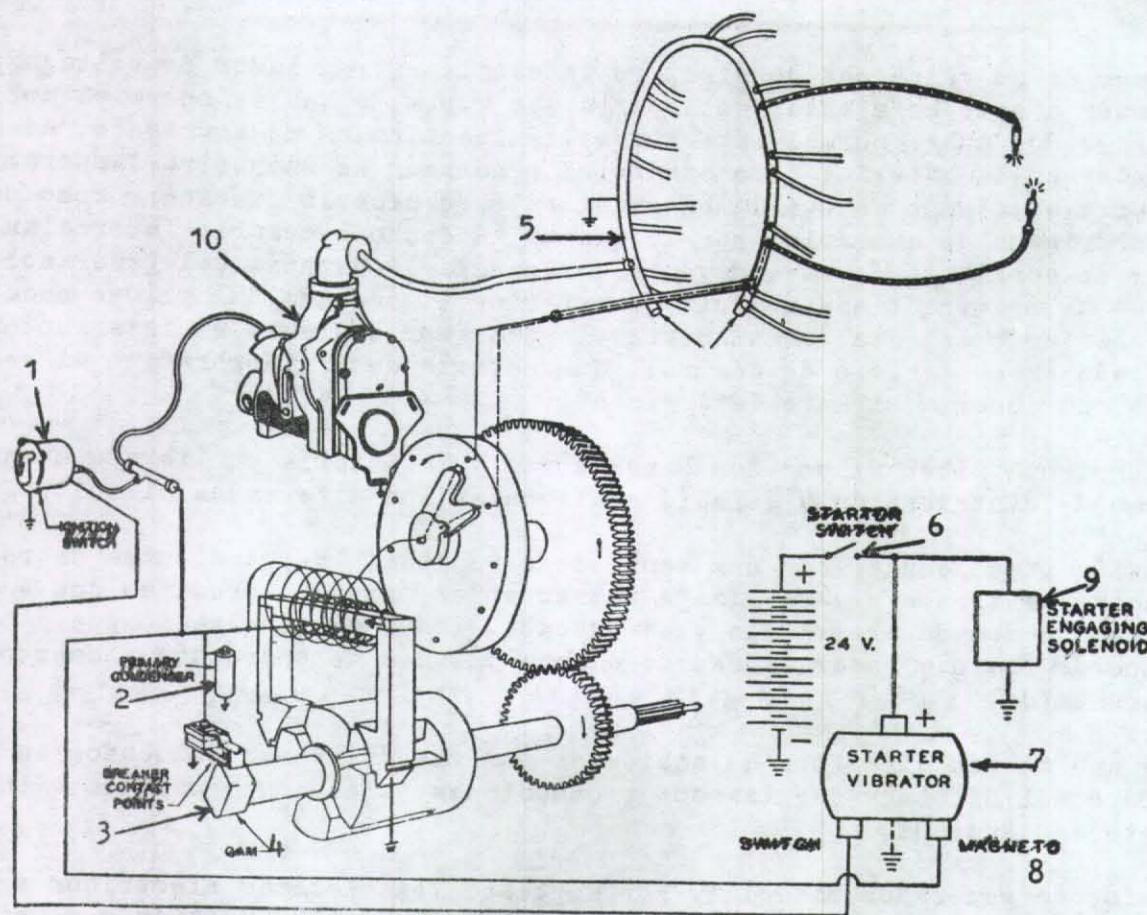
El sistema generador-batería y por supuesto los sistemas eléctricos del -- avión, normalmente proporcionan potenciales de 12 o 24 voltios y el piloto cuenta con los instrumentos para verificar tanto el potencial como la intensidad de corriente, pidiendo así controlar el funcionamiento de todo su sistema eléctrico.

SISTEMA DE ENCENDIDO.

Los motores del avión usan fuentes completamente independientes del sistema eléctrico normal, para el encendido de sus bujías. Este encendido es -- doble, es decir, se cuenta con doble juego de bujías para cada motor, energizadas por dos magnetos, controlables desde la cabina, de tal manera que la falla de un magneto permite todavía la operación en emergencia de cada motor.

Cada magneto constituye un generador de corriente que, a través de un -- transformador y un distribuidor, es llevada por conductores especialmente aislados a las bujías del motor, en el orden de encendido correcto.

Como los magnetos son independientes del sistema eléctrico del avión, es -- extremadamente peligroso girar a mano las hélices, sin antes verificar que los magnetos se encuentren inoperativos. De no hacerlo así, se corre el -- riesgo de que arranque el motor, causando daños al operador o a la misma - aeronave.



SISTEMA DE IGNICION

- | | |
|-----------------------------|------------------------------|
| 1. Interruptor de ignición. | 6. Interruptor de la marcha. |
| 2. Condensador. | 7. Vibrador. |
| 3. Platinos. | 8. Selector de magneto. |
| 4. Leva. | 9. Solenoide. |
| 5. Arnes. | 10. Magneto. |

INVERSORES.

Como la corriente suministrada por la batería y los generadores es directa y de bajo voltaje, para la operación de equipos de radio y radar, como de ciertos instrumentos que emplean alterna, se usa corriente de 400 ciclos por segundo, generada por inversores, movidos a su vez por la corriente directa normal del avión.

PLANTAS EXTERNAS.

Con el fin de evitar el uso de la batería del avión para arrancar motores y para energizar el sistema eléctrico del avión mientras éste se encuentra en tierra, debe emplearse una planta externa para abastecer de corriente, previa verificación de que el potencial eléctrico de la planta sea igual que el de la aeronave a la cual se va conectar.

PARES TERMOELECTRICOS.

En ciertos casos especiales, se aprovecha la capacidad de producir corriente que tiene la unión de dos metales de diferente naturaleza cuando es calentada. Esta unión de metales disímiles, que constituye un verdadero generador térmico, es empleada especialmente para medir altas temperaturas - cabeza de cilindros-y en mecanismos de alarma de incendio.

CAPITULO 6.

HELICES Y GOBERNADORES.

1. TEORIA DE LA HELICE.

1.1 GENERALIDADES.

La hélice de aviación usualmente consta de dos o más palas, y un núcleo central por medio del cual se fijan las palas al eje del motor. El objeto de la hélice es impulsar el avión a través del aire. Esto lo hace por medio del empuje obtenido por la acción de las palas que giran en el aire.

Una pala de hélice es esencialmente de la misma forma que un ala de avión, aunque es más pequeña y además gira. Las palas tienen un ángulo que va aumentando gradualmente de la punta hacia la raíz, de tal manera que cada sección de la pala describirá una espiral con el ángulo más efectivo.

Tres fuerzas actúan sobre la pala, empuje, torsión y fuerza centrífuga. Las tres tienen un importante efecto de acuerdo con el diseño de la pala. Una pala de hélice es más efectiva a un ángulo de ataque con el cual el empuje es mayor que la fuerza de torsión (resistencia del aire) presente. La dirección del viento relativo de la hélice varía con las diferentes velocidades del avión por lo tanto, los ángulos de las palas deben variarse para obtener el máximo de eficiencia.

Estos principios fundamentales se comprenderán mejor más adelante.

1.- Fuente de Potencia.

La potencia necesaria para hacer girar la hélice es proporcionada por el motor. La hélice está fijada directamente al cigüeñal en motores de poca potencia; pero en motores de alta potencia, está fijada al árbol de la hélice el cual por lo regular es engranado al cigüeñal a través del sistema de reducción. En cualquier caso, el motor hace girar a la hélice a gran velocidad y ésta a su vez, transforma la fuerza rotativa del motor en fuerza de propulsión o empuje que es necesaria para transportar el avión por el aire.

1.2 DESCRIPCION BASICA DE LA HELICE.

La Fig. 1 es una sección transversal de una pala de hélice. Note que se parece mucho a la sección transversal de un ala.

1.- El borde de ataque.

Es siempre el filo o extremo frontal de un aeroforme o una pala.

2.- El borde de salida.

Es siempre el borde trasero de un aeroforme o en este caso de la pala de la hélice.

3.- Dorso.

Es el lado convexo de la pala, y es la parte que se vé enfrente de la hélice.

4.- La cara de la pala.

Es el lado plano o casi plano y es la parte que se vé desde atrás de la hélice.

5.- Cuerda de la pala.

Es la línea imaginaria que va del borde de ataque al borde de salida.

6.- La raíz de la pala.

Es la porción de la misma que se encuentra cerca de la ceja. - Esta parte es gruesa para dar mayor resistencia. Cilíndrica para poderla ajustar al cople, - pero esta sección cilíndrica contribuye poco o nada al empuje de la hélice. - En un intento de obtener más empuje, algunas hélices se diseñaron de tal manera que hasta la raíz tiene forma aeroforme. En otros diseños esta forma se consigue con una manga adicional, que es de lámina y que dà la ventaja de mejor enfriamiento para el motor.

En la misma ilustración, enseña la punta, el centro del núcleo y la ceja de la pala. La ceja de la pala o base es la parte que ajusta en el núcleo o cople.

7.- Estaciones de la pala.

Las estaciones de la pala son distancias designadas a lo largo de la pala, medidas del centro del núcleo hacia la punta en pulgadas. Fig. 2.

Esta determinación de estaciones en las palas, provee un medio conveniente para discutir el rendimiento de la pala, localizar marcas, encontrar el punto apropiado para medir el ángulo de la pala y para localizar las áreas de pintura antideslumbrante.

8.- Ángulo de la pala.

Técnicamente, el ángulo de la pala es definido como el ángulo formado entre la cara o cuerda de una sección y el plano de rotación de la hélice. La fig. 3 representa una hélice de cuatro palas, pero solamente se ven dos completas para simplificar la presentación. En ella se enseña el ángulo de la pala, el plano de rotación, la cara de la pala, el eje longitudinal y la nariz del motor. Note que el plano de rotación es perpendicular al eje del cigüeñal.

9.- Recorrido de la hélice.

Se llama recorrido, al plano que describen las puntas de las palas al girar la hélice. Si las palas de una misma hélice describen diferente plano, se dice que la hélice está fuera de recorrido.

10.- Paso bajo.

Se llama al menor ángulo de paso que se obtiene de una hélice dada, para obtener el máximo rendimiento del motor durante el despegue.

11.- Perfilamiento.

Es la operación de girar las palas de una hélice hacia una posición en la cual quedan paralelas con la dirección del viento.

12.- Paso efectivo.

Es la distancia que realmente avanza en el aire, una pala de la hélice durante una revolución. Paso no significa lo mismo que "ángulo de pala" pero los dos términos se usan comúnmente para designar lo mismo porque se encuentran íntimamente relacionados. El paso efectivo siempre es menor que el paso geométrico.

13.- Paso Geométrico.

Es la distancia que una pala de la hélice avanzaría en un medio sólido, durante una revolución.

14.- Resbalamiento.

Es definido como la diferencia entre el paso geométrico y el paso efectivo de una hélice.

1.3 FUERZAS QUE ACTUAN SOBRE UNA HELICE.

Las fuerzas que actúan sobre una hélice en vuelo son:

1.- Empuje.

Es la componente de la fuerza total del aire que es paralela a la dirección del avance. Cada pala de una hélice, puede ser considerada como una construcción cantiliver que está soportada en el núcleo. El empuje ~~trag~~ por consecuencia esfuerzos de doblamiento de la hélice.

2.- Fuerza Centrífuga .

La fuerza centrífuga es causada por la rotación de la hélice y que tiende a arrojar la pala fuera del centro del núcleo, produce esfuerzos de tensión.

3.- Fuerza de torsión.

Las fuerzas de torsión son causadas por el hecho de que las fuerzas de aire resultante no van sobre el eje neutral de la hélice, producen esfuerzos torsionales. Estas fuerzas se ilustran en la Fig. 4.

4.- Esfuerzos a que están sujetas las hélices en altas velocidades.

La fig. 5 ilustra tres tipos generales de esfuerzos a que están sujetas las hélices. Estos esfuerzos son: esfuerzos de flexión, esfuerzos de tensión, y esfuerzos de torsión, explicados en detalle como sigue:

Esfuerzos de Flexión.- Se inducen por las fuerzas de empuje. Estos esfuerzos tienden a doblar las palas hacia adelante cuando el avión se mueve en el aire impulsado por la hélice. Los esfuerzos de flexión también son causados -



Fig. 1.

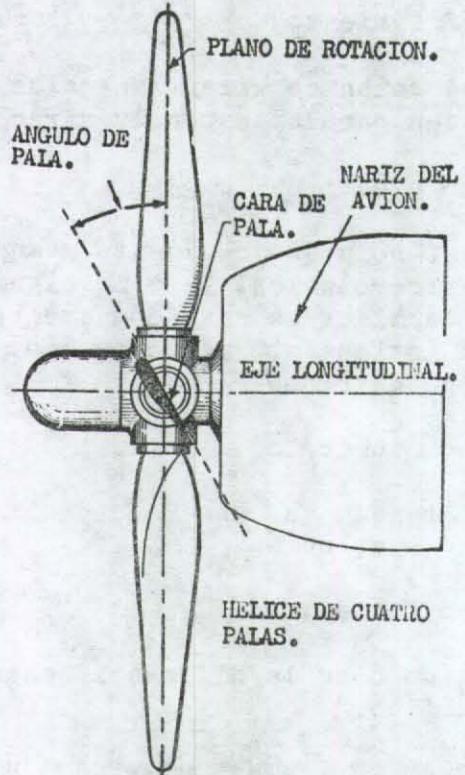
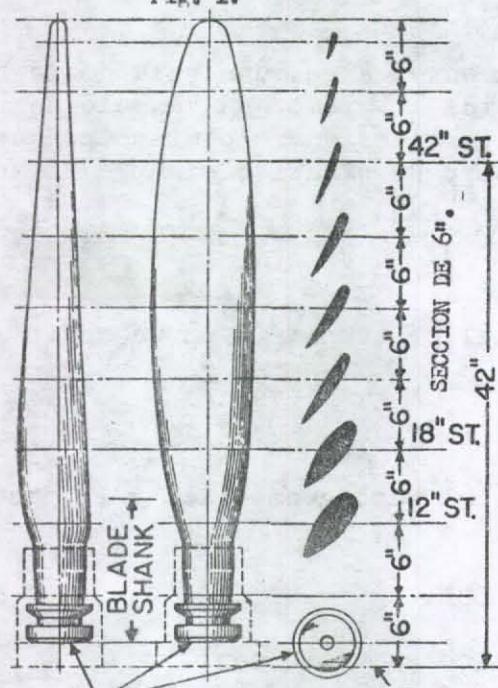


Fig. 3

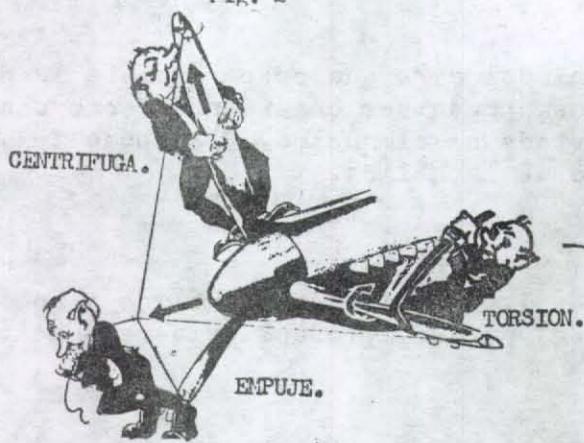


Fig. 4



Fig. 6

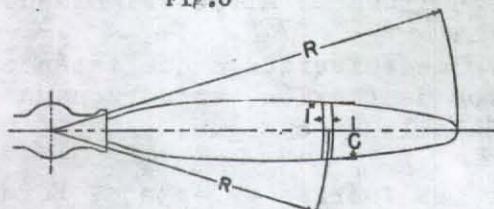
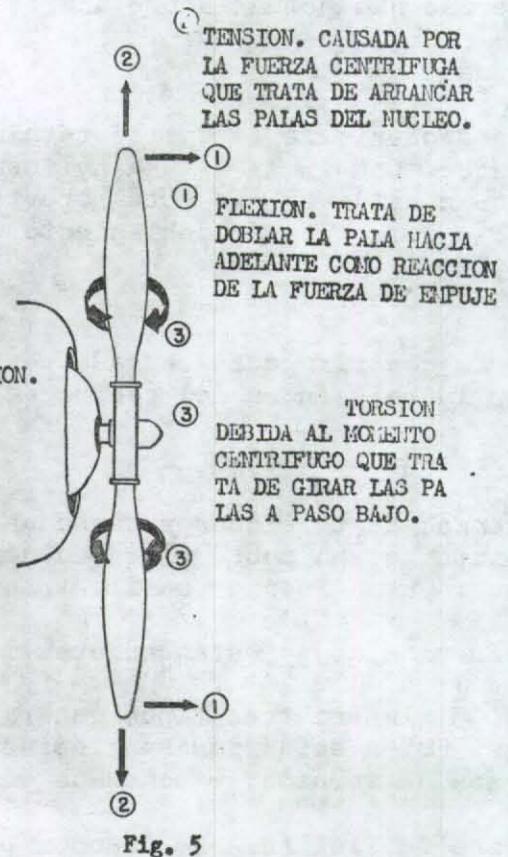


Fig. 7



por otros factores tales como, la resistencia del aire, pero estos son de muy poca importancia en comparación con los causados por la fuerza de empuje.

Los esfuerzos de tensión. - Son causados por la fuerza centrífuga. Estos -- siempre tienden a arrojar las palas fuera del centro del núcleo. El cople-6 núcleo resiste esta tendencia por lo tanto las palas se "estiran" ligera-mente.

Los esfuerzos de torsión. - Se producen en las palas al girar por efecto de dos momentos torsionales. Uno de estos esfuerzos es causado por la reacción del aire sobre las palas y se llama Momento de Torsión Aerodinámico. El otro esfuerzo es causado por la fuerza centrífuga, tiende a mover a las pa-las hacia ángulos menores. En algunos mecanismos de control de hélice. Es-te momento de torsión centrífugo se emplea, para mover a las palas hacia abajo para obtener mayor eficiencia en vuelo, utilizando así una fuerza na-tural para hacer trabajo.

CLASIFICACION DE LAS HELICES.

1.- Hélice de paso fijo.

Es aquella que no se le puede variar el ángulo de sus palas y este viene dado de fábrica según el motor en que vaya a ser utilizada. Son fabricadas de madera, aleación de aluminio y material fenólico.

2.- Hélices de paso ajustable en tierra.

Son aquellas formadas por un núcleo, abrazaderas y dos palas.

El ángulo de estas palas puede ser ajustado en tierra, aflojando las abra-zaderas y cambiando el ángulo de ambas palas en la misma cantidad de gra-dos y apretando nuevamente las abrazaderas.

Para despegues en pistas cortas se debe ajustar el ángulo de las palas a un valor mínimo de tal manera que a potencia desarrollada por el motor sea la suficiente para levantar el avión en ese tramo, aunque la velocidad de crucero sea menor.

Para despegues en pistas largas, el ángulo de las palas debe ser ajustado a un valor mayor, obteniendo con esto, menos potencia para despegue pero mayor velocidad durante la velocidad de crucero.

LA HELICE DE VELOCIDAD CONSTANTE Y SU GOBERNADOR.

La hélice de velocidad constante, también conocida como la hélice de contrapesos, es el tipo usado en los motores Jacobs R-755 del avión AT-17, co-mo también en motores R-985 de los aviones C-45. Esta hélice tiene gran -- ventaja de poder variar el ángulo de las palas, durante el vuelo, por me-dio de mandos desde la cabina. Esta ventaja hace posible obtener mayor eficiencia del motor, puesto que durante el despegue, cuando se necesita más-potencia se colocan las palas en paso bajo y durante el crucero, poniendo-las palas en paso alto, la hélice logra más eficiencia avanzando más rápi-damente a través del aire.

Esta hélice consiste de dos palas, conjunto de núcleo, pistón cilindro y contrapesos y un gobernador que forma parte de los accesorios del motor durante su operación, la presión de aceite mandada por el gobernador y la fuerza centrífuga de las palas hace que las palas se muevan a paso bajo.

Por el otro lado, la falta de este aceite con la acción de la fuerza centrífuga de los contrapesos hace que la hélice entre en paso alto. Para mantener unas revoluciones escogidas durante el vuelo, el gobernador está trabajando el flujo para mantener el ángulo de las palas que dà las revoluciones escogidas por el piloto. Por esto se llama este tipo de hélice, Hélice de velocidad constante.

FUNCIONAMIENTO DEL GOBERNADOR.

El gobernador es la unidad que controla las revoluciones de la hélice por medio de presión de aceite, que actúa haciendo cambiar el ángulo de las palas de la hélice. Este consiste en una bomba de aceite instalada en el gobernador mismo además de una válvula piloto que controla la dirección de flujo del aceite y un sistema de brazo o polea que opera contra un sistema de contrapesos dentro del gobernador que, operando la válvula piloto, permite aceite bajo presión entrar a la hélice en la parte trasera del pistón haciendo que la hélice vaya a paso bajo. Recolocando la posición de la válvula piloto, cierra el flujo de presión de aceite permitiendo que el aceite dentro de la hélice drene al motor y la fuerza centrífuga de los contrapesos de las palas hará que la hélice vaya a paso alto.

Para entender mejor lo que ocurre en la hélice durante el vuelo, tomaremos el caso que el avión esté volando a una velocidad determinada, con los controles del acelerador dando 20" Hg. y los de la hélice ajustados para que den 1800 r.p.m. Si repentinamente el avión encuentra una corriente liviana ascendente, las revoluciones caerán ligeramente. Al caer estas revoluciones y antes de que el piloto se diera cuenta, los contrapesos dentro del gobernador se moverían para cerrarse. Esta condición conocida como BAJA VELOCIDAD causaría que la válvula piloto se moviera hacia abajo permitiendo que el aceite a presión mandada por la bomba del gobernador, pase a la parte trasera del pistón moviendo hacia afuera y mandando las palas a un paso más bajo, lo cual ocasionará un aumento de revoluciones.

Si estas revoluciones pasan de las que fueron ajustadas por el piloto, -condición de sobrevelocidad- los contrapesos del gobernador abren haciendo que la válvula piloto se mueva hacia arriba, cerrando el flujo de aceite al pistón de la hélice. Esto hará que el aceite dentro del pistón sea drenado al motor y por la acción centrífuga de los contrapesos de las palas y hará que la hélice vaya a un paso más alto, disminuyendo de revoluciones.

Cuando el motor está exactamente a las rpm, requeridas por el gobernador, condición conocida como EN VELOCIDAD, la reacción centrífuga de los contrapesos está equilibrada con el resorte de velocidad del gobernador y la válvula piloto no deja pasar ni drenar aceite de la hélice. En esta condición el ángulo de las palas no cambiará. Se debe notar en este momento que el ajuste de las rpm. se hace moviendo el mando del gobernador dentro de la cabina, variando así la cantidad de compresión sobre el resorte de velocidad dentro del gobernador.

OPERACION DE LA HELICE DE VELOCIDAD CONSTANTE.

La hélice de velocidad constante es muy útil y muy valiosa siempre que se opere correctamente. Cuando el piloto entra a la cabina de un avión que tiene es

tiene este tipo de hélice, antes de poner en marcha los motores, debe asegurarse que el mando del gobernador está en posición de paso alto -mando hacia atrás-. Esto se hace para poner la válvula piloto del gobernador en tal posición que no permite el paso de aceite a la hélice. Si no fuese así - o el mando de hélice en paso bajo- todo el aceite de lubricación del motor pasaría a llenar el pistón de la hélice con el resultado de que el motor se dañaría por falta de lubricación adecuada. Una vez que se haya puesto en marcha el motor y se nota que el indicador de aceite está marcando su presión correcta, el mando de el gobernador se puede mover a paso bajo, correctamente. Es muy importante notar que toda prueba del motor en tierra, con este tipo de hélice, se hace con la hélice en posición de paso bajo.

Cuando se hace la prueba de la hélice y el gobernador, en tierra, con la hélice en paso bajo, se mueve el acelerador hacia adelante hasta llegar a 1500 rpm. Ahora se mueve la palanca del gobernador hasta llegar al tope de paso alto. Se notará que las revoluciones hayan caido a aproximadamente 120 rpm. con un ligero aumento de presión del múltiple de admisión. Sin tocar el acelerador, se mueve el mando del gobernador hasta el tope de paso bajo y se debe notar que las revoluciones regresan a su punto anterior o sea 1500 rpm. y que haya un pequeño descenso de presión del múltiple de admisión.

Después de haber despegado el avión con toda su potencia -el gobernador en paso bajo- se hace el ascenso según los cuadros de potencia de los motores. Después se ajustan los motores a la posición de crucero. Es importante notar que cada vez que se hace una reducción de potencia, durante el vuelo, se reduce con el acelerador primero -aproximadamente 2" Hg.- y después con el gobernador -aproximadamente 100 rpm-; y así hasta obtener la potencia deseada.

Cuando se va a parar el motor después de haber aterrizado y regresado a la plataforma, siempre se debe parar el motor equipado con este tipo de hélice en paso alto al arrancar el motor y evitar que se oxide el pistón de la hélice ya que el cilindro en paso bajo está hacia afuera mientras que en paso alto está hacia adentro, cubriendo el pistón.

LA HELICE HIDROMATICA.

Generalidades.

La hélice hidromática perfilable es aquella en que se le pueden poner las palas en un ángulo tan alto que llegan a quedar en linea con la dirección de vuelo. Esta posición de las palas, o aspas, es conocida como perfilado porque no ofrece nada de resistencia al aire. Esto es una ventaja muy importante porque, si fallase el motor durante el vuelo, la hélice que no se perfila, ofrece una resistencia tan grande que pondría en peligro el vuelo.

La hélice hidromática es muy usada en aviones grandes tales como el DC-3, DC-4, C-46, B-25 y muchos aviones más. Esta hélice tiene la ventaja sobre otras de que ofrece mayor alcance al ángulo de las palas, elimina la necesidad de lubricación externa y elimina la necesidad de contrapesos.

Las palas de esta hélice -fig. 8- son operadas por medio de aceite a presión -fig. 9 y 10-. Para mover las palas hacia paso bajo, se utiliza presión de aceite del motor y la acción de la fuerza centrífuga de la pala. Para mover las palas hacia paso alto, se utiliza solamente aceite del motor a una presión elevada, por la acción del gobernador. El gobernador, está montado sobre la sección de nariz del motor y es la unidad que controla las revoluciones del motor haciendo cambiar el ángulo de las palas. Este gobernador es muy similar al gobernador usado en hélices de velocidad constante. La única diferencia entre estos dos gobernadores es que el gobernador usado en hélices de velocidad constante. La única diferencia entre estos dos gobernadores es que el gobernador usado en hélices hidromáticas, tiene una conexión especial para hacer que se profile la hélice.

Funcionamiento de hélice hidromática.

Con la ayuda de la figura 13 y los conocimientos que se tienen sobre el funcionamiento del gobernador, fácilmente se puede apreciar las diferentes actitudes de la hélice durante velocidad constante -EN VELOCIDAD-. La figura muestra la condición de SOBRE VELOCIDAD que es cuando se necesita más presión de aceite del gobernador. Con esta misma figura podremos imaginar las condiciones de BAJA VELOCIDAD que existen en el gobernador y como actuará la hélice en estas condiciones.

Operación de perfilamiento y desperfilamiento.

La figura 11 muestra la instalación del sistema de perfilamiento, muy similar al sistema usado en el avión DC-3 o DC-4. La ilustración muestra la instalación para un motor solamente, los otros motores son idénticos en instalación.

Para perfilar la hélice, se aprieta el interruptor -a- y la corriente eléctrica es establecida entre la batería -c-, la bobina de retención -b- y el relay -d-. Mientras que el circuito se mantiene cerrado, la bobina de retención -b- mantiene el botón en la posición de oprimido. Al cerrar el relay de la bomba -d- se establece un circuito eléctrico para que opere el motor -e- de la bomba. La bomba recoge el aceite del tanque -f-, impulsa presión y la proporciona a la válvula de paso del gobernador -fig. 12-26-. Esta válvula actúa a más o menos 150 libras.

Al pasar el aceite por la válvula de paso -12-26- del gobernador desconecta la acción del gobernador y pasa a través de los conductos 18 y 19. Corre por la válvula de distribución y sale por el orificio -17- a la cámara del pistón -16-. El pistón de la cúpula de la hélice se mueve hacia adelante por la presión de aceite auxiliar. El movimiento del pistón por medio de las levas -4-5- se convierte en movimiento circular que hace girar las palas hacia paso alto, hasta llegar a posición perfilado. La presión de aceite del gobernador sigue aumentando hasta alcanzar una presión de 400 a 500 libras y en este punto, abre el interruptor automático -15 H-, que corta toda la energía eléctrica.

Para sacar la hélice de posición perfilada, se oprime el switch -15 A- y se sostiene con la mano. Esto hace que la presión de aceite del gobernador sobre pase las 500 libras sin que el interruptor automático -15 H- pueda cortar el circuito eléctrico. Como el pistón de la hélice ya se encuentra hacia adelante, la presión aumentada dentro de la válvula distribuidora tiene que mover la válvula distribuidora, abriendo el orificio -33- y pase el aceite

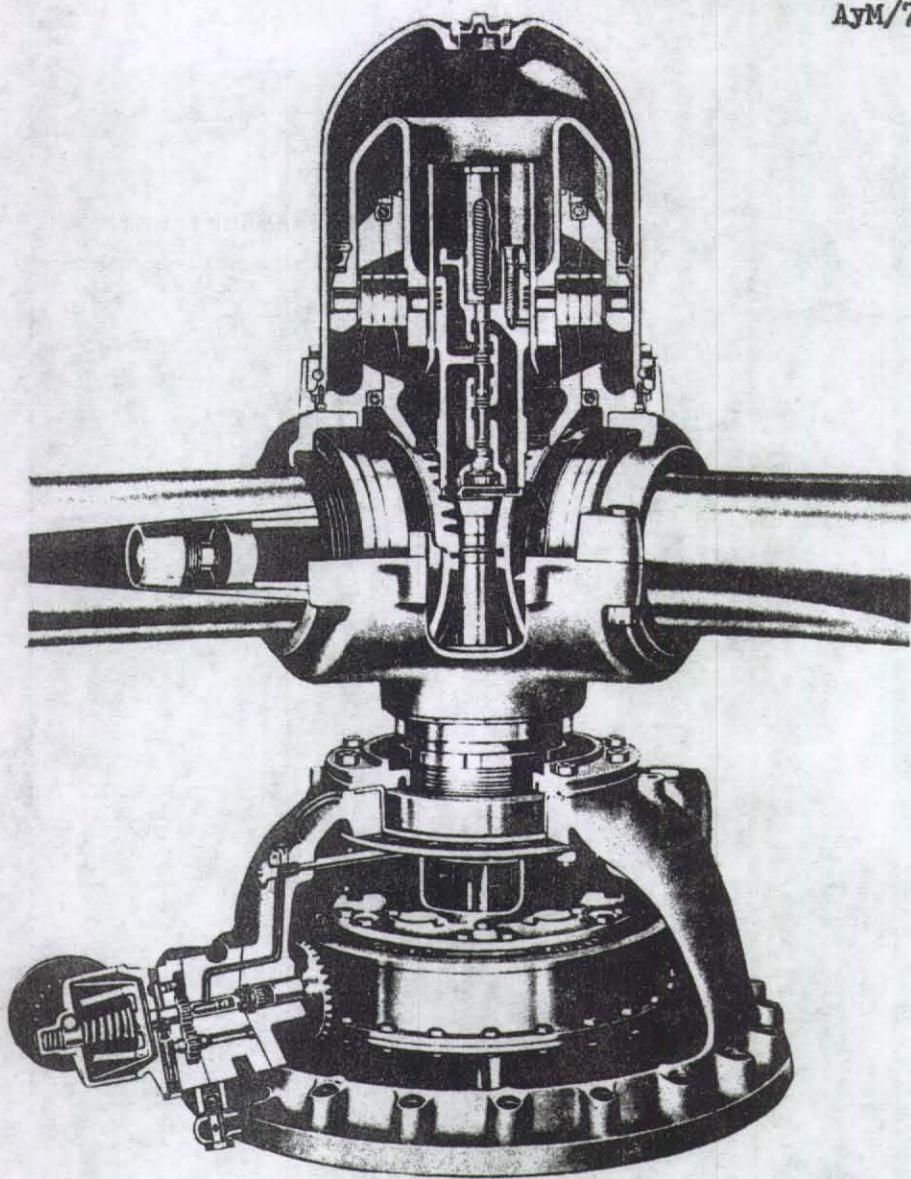


Fig. 8 .- La Hélice Hidromática.

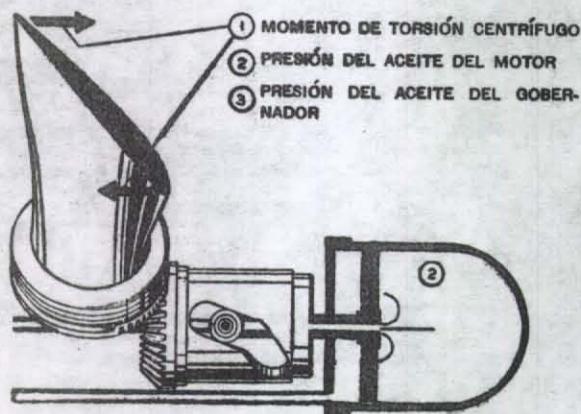


Fig. 9 .- Principio de funcionamiento.

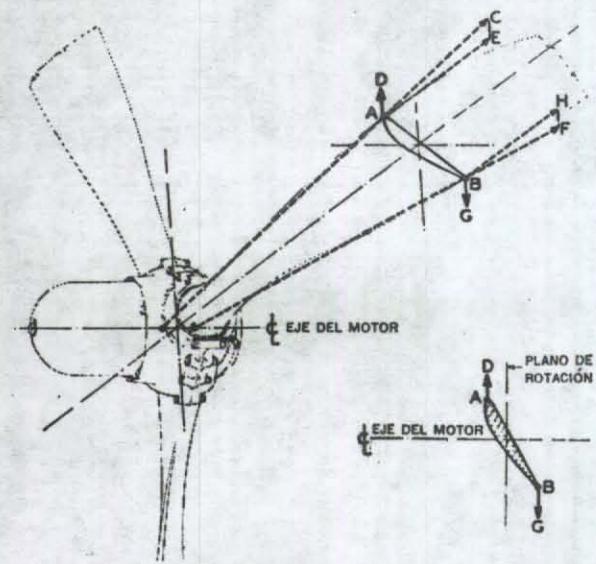


Fig. 10.-Momento de torsión.

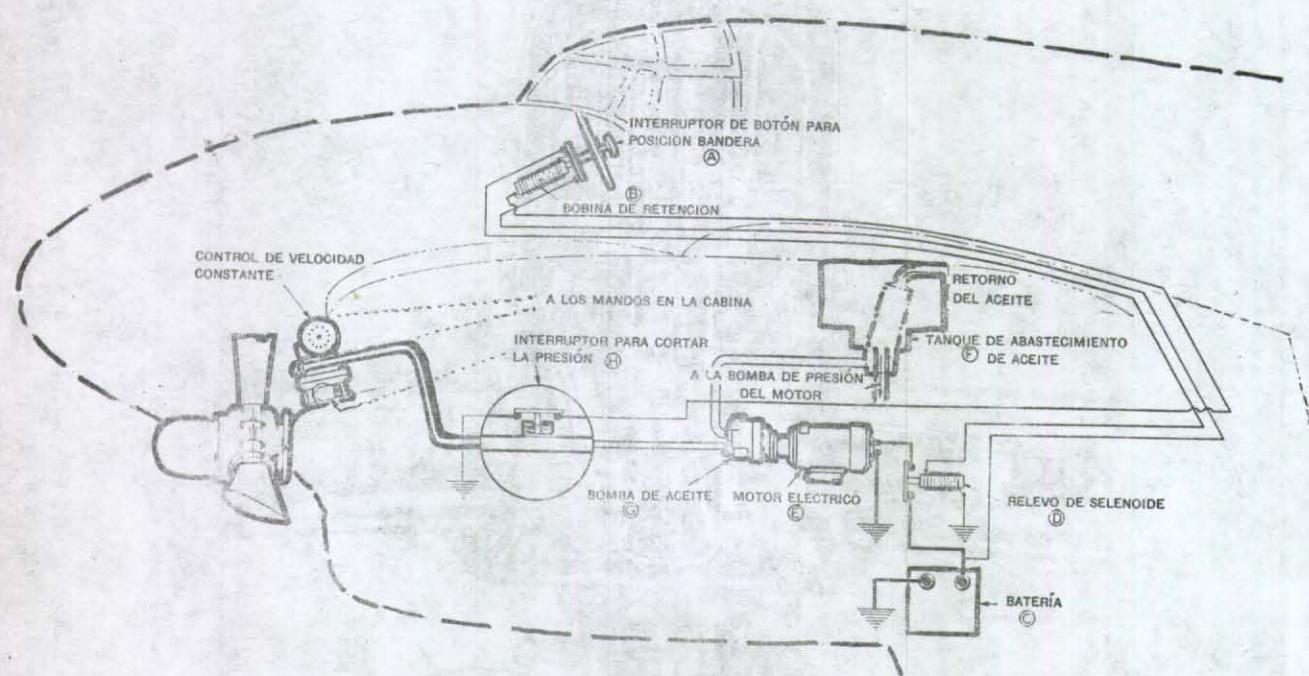


Fig. 11.- Sistema de perfilamiento.

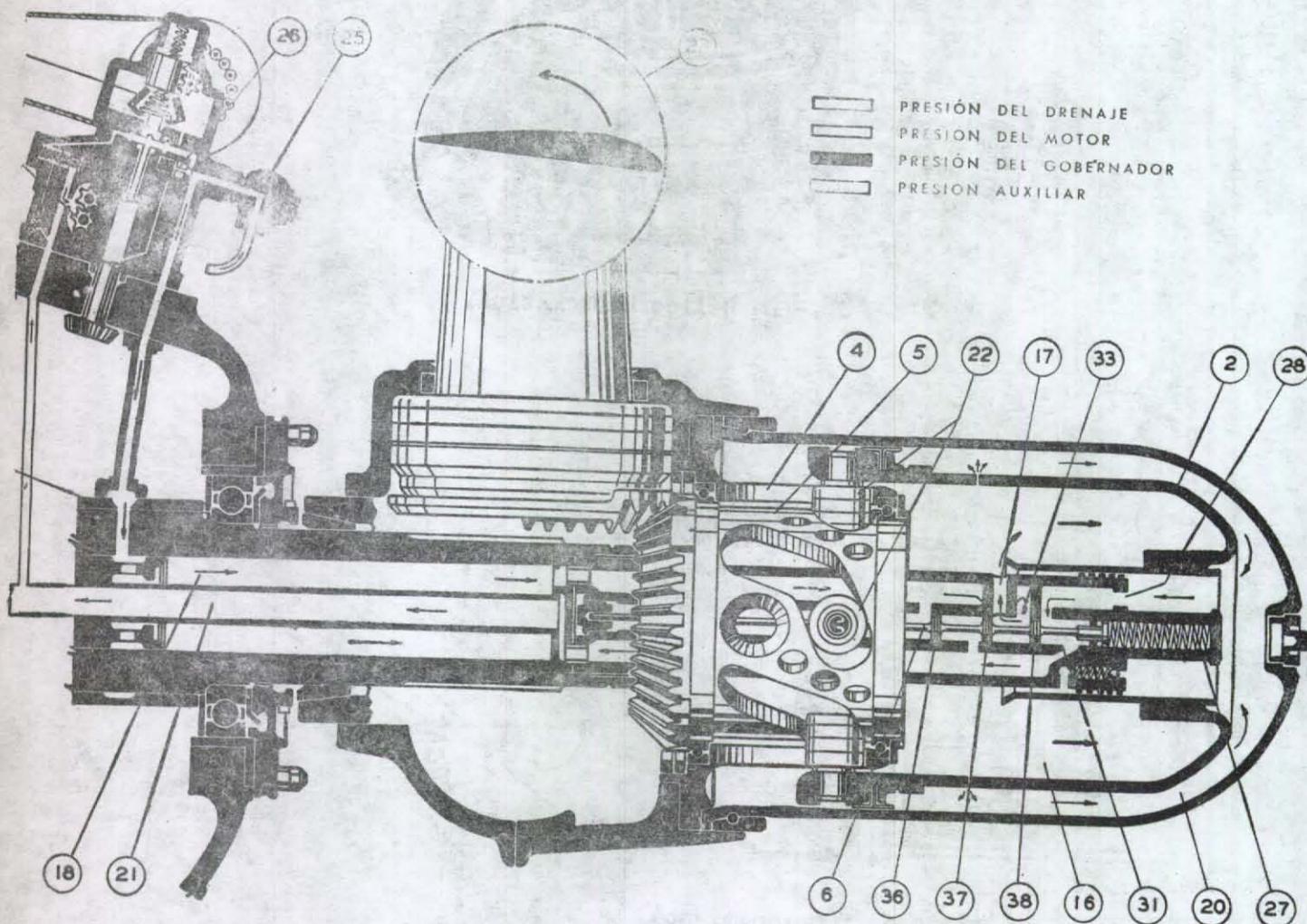


Fig. 12.- Perfilamiento de la Hélice.

DIAGRAMA ESQUEMATICO DEL FUNCIONAMIENTO—CONDICIONES SOBRE-VELOCIDAD

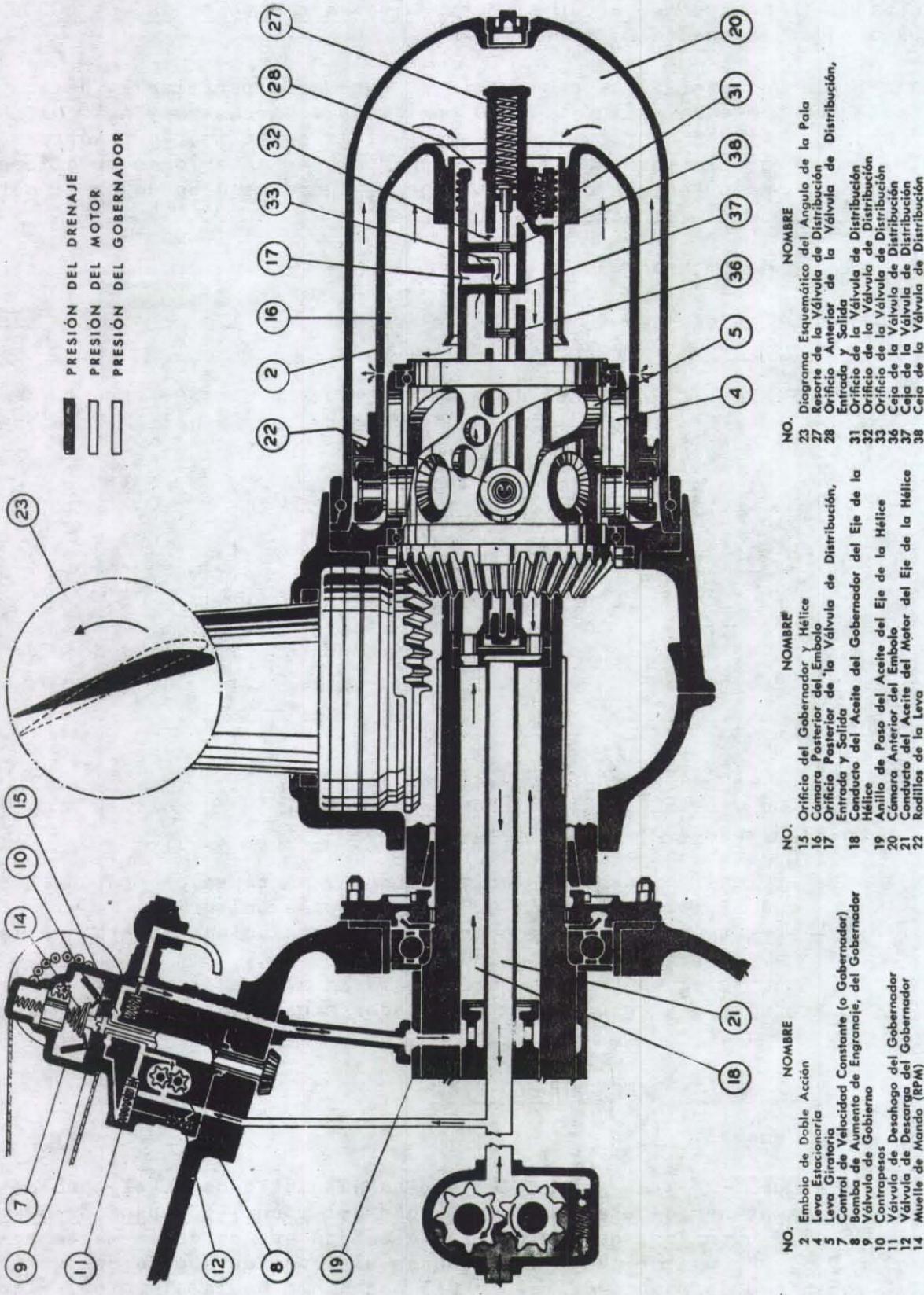


Fig.13 .- Diagrama del funcionamiento de la hélice.

te al lado opuesto del pistón. Esta presión hace que el pistón sea movido hacia atrás haciendo así cambiar el ángulo de las palas hacia posición de paso bajo. Ya cuando se ve que el motor alcanza una velocidad de 800 rpm. en paso bajo, se suelta el botón (15-A).

Cuando falla un motor durante el vuelo es necesario perfilar la hélice -- del motor dañado para evitar peligro por excesivo arrastre y así continuar con seguridad al aeropuerto. También se perfila la hélice en prácticas de vuelo. Cada procedimiento usado en las condiciones anteriores es diferente y en casos de prácticas de perfilamiento, nunca se debe dejar el motor parado por más de 15 minutos.

Perfilamiento de emergencia:

- 1.- Apriete el botón de perfilamiento.
- 2.- Cierre el acelerador.
- 3.- Corte la mezcla .
- 4.- Ponga la válvula selectora de combustible en Off.
- 5.- Dejar el switch de ignición ON hasta que la hélice deje de girar. Despues póngalo en Off.

Perfilamiento de práctica:

- 1.- Cierre el acelerador.
- 2.- Mueva el control de mezcla a posición cortado.
- 3.- Ponga la selectora de combustible en Off.
- 4.- Apriete el botón de perfilamiento.
- 5.- Dejar el switch de ignición ON hasta que la hélice deje de girar. Despues póngalo en Off.

Desperfilamiento:

- 1.- Switch de encendido ON.
- 2.- Ponga el mando de hélice en PASO ALTO.
- 3.- Selectora de combustible On.
- 4.- Control de mezcla AUTO-RICH.
- 5.- Apriete el botón de perfilamiento y mantengalo apretado hasta que el motor llegue a 800 rpm; después soltarlo.
- 6.- Permita que el motor opere a esas revoluciones hasta que las temperaturas se normalicen.
- 7.- Ajuste el control de mezcla para la altura de vuelo.
- 8.- Ajuste el acelerador y gobernador sincronizando con los demás motores.

LA HELICE BEECH MODELO 278.

Descripción General.

La hélice modelo 278 y su gobernador varian automáticamente el paso de la hélice para mantener constante la velocidad del motor. Los ajustes que el piloto de al gobernador, determinan la velocidad que se desea mantener en el motor y el gobernador controla entonces el flujo de aceite del motor hacia el mecanismo de cambio de paso o del mecanismo hacia el motor. El paso-

de la hélice se controla por medio de dos fuerzas; presión de aceite del motor aumentada por el gobernador para mandar a la hélice hacia paso alto y el momento de torsión entrifuga de las palas para mandar hacia paso bajo.

La hélice fig. 14 está diseñada para montarse en cigüeñales del tipo de flange.

El cople de la hélice soporta a las palas y aloja al mecanismo de cambio de paso. Un conjunto de vástago y pistón se mueve en el centro del cople que es perfectamente liso y actúa como un cilindro estacionario. El vástago del pistón tiene en su extremo delantero un yugo que mueve dos pernos actuadores. Estos pernos actuadores se interconectan por medio de un yugo circular de dos mitades que ajusta alrededor del cilindro estacionario. En los lados del yugo circular van colocados los bloques actuadores libres para girar alrededor de un perno. Como estos bloques ajustan perfectamente en unas ranuras que tienen en su ceja las palas, el movimiento axial del pistón hace que se mueva el conjunto de los pernos actuadores, los que a su vez transmiten un movimiento rotativo a las palas de la hélice para cambiar su paso.

Las palas, que son de aluminio enroscan con una manga de acero que sirve de ceja para el apoyo de la pala. En el cople se tiene una tuerca con un conjunto de cojinete de bolas.

Para dar mejor eficiencia aerodinámica a la hélice, ésta tiene Spinner que además contribuye a mejor enfriamiento del motor. El Spinner que cubre a la hélice va apoyado en dos mamparos, el delantero y el trasero los que a su vez van fijos en el cople.

El mamparo delantero ayuda al alineamiento del Spinner y el trasero además de cerrar el conjunto, proporciona la fijación adecuada. En el mamparo trasero se encuentran unos pernos que se utilizan para balancear a la hélice.

Conjunto del Gobernador.

El gobernador fig. 15 que es movido por el motor, selecciona el paso de aceite hacia la hélice de acuerdo con el ajuste que se le dé desde la cabina, trabaja por medio de contrapesos centrífugos que actúan una válvula piloto y contra la tensión de un resorte, el "resorte de velocidad". Para variar la tensión del resorte de velocidad se mueve el mando de la hélice en la cabina y por conexión mecánica, por medio de un eje flexible mueve a su vez la palanca del gobernador que está conectada a un sinfín actuador que da o quita tensión al resorte de velocidad.

La cabeza del gobernador tiene un resorte de torsión que tiene por objeto mandar a la palanca del gobernador a la posición de máximas revoluciones en el caso de que se desconecte el sistema de mando, lo cual permitirá al motor desarrollar toda su potencia en el caso necesario.

El gobernador tiene además otro dispositivo de seguridad que se llama dispositivo de paso alto positivo. Este consiste en un vástago que levantará a la válvula piloto sin importar la fuerza centrífuga de los contrapesos con solo mover el mando de la hélice más allá de su tope de paso alto. Si en vuelo el motor falla, esta innovación permite al piloto colocar a la hélice en una positiva posición de paso alto para disminuir la resistencia de la hélice y aumentar la distancia de planeo del avión.

AyM/7-6-14

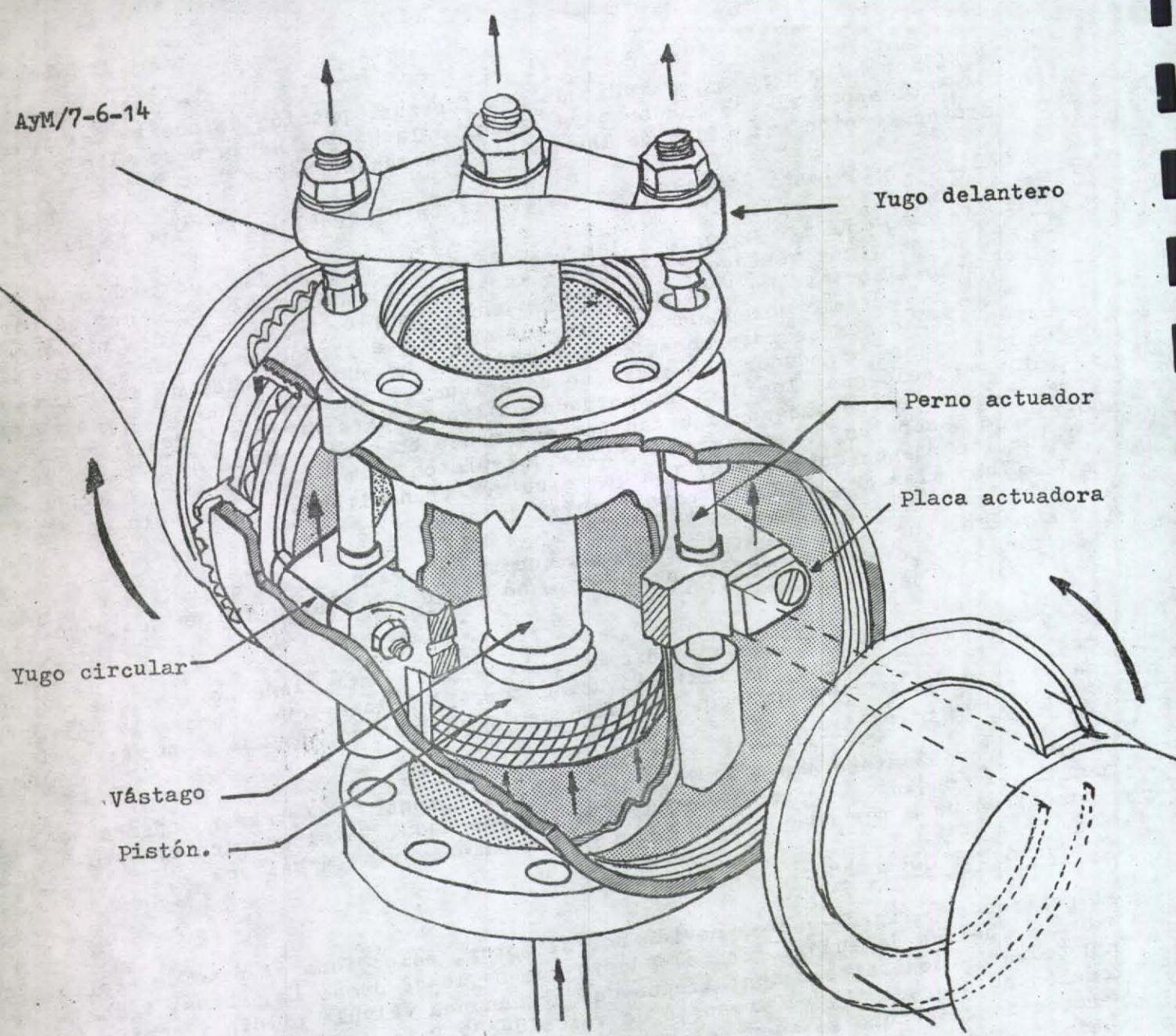
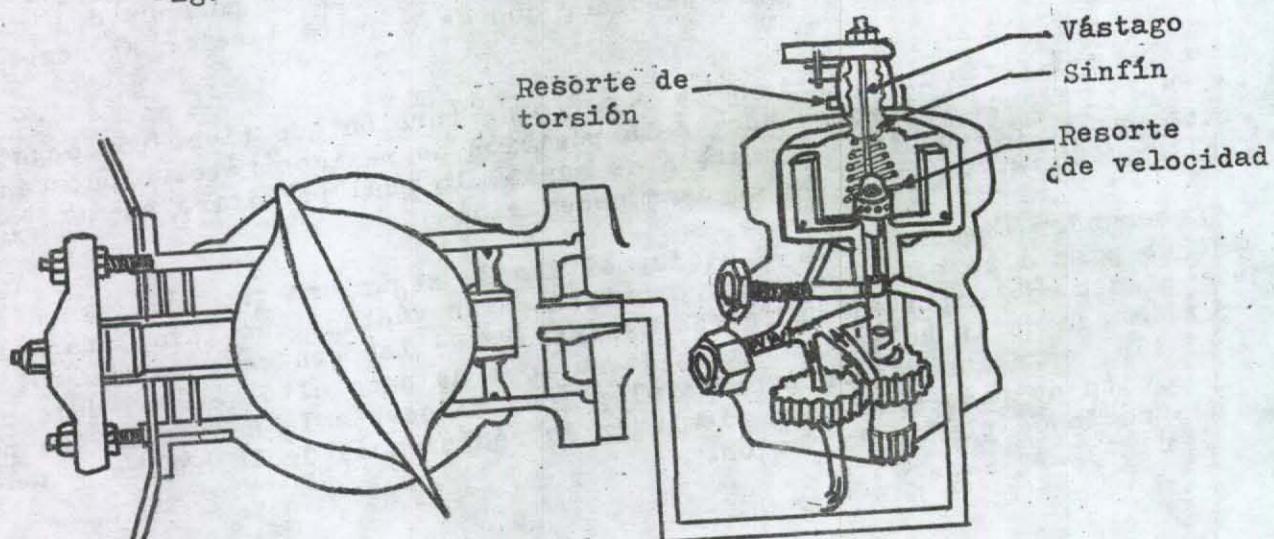


Fig. 14 La Hélice Beech Modelo 278



Operación.

Partiendo de la situación de EN VELOCIDAD que se ve en la Fig. 14, se puede observar que si las revoluciones aumenta, los contrapesos del gobernador, venciendo la presión del resorte de velocidad, moverán a la válvula-piloto hacia arriba para mandar aceite al pistón de la hélice y si las revoluciones disminuyen, el resorte de velocidad hará bajar a la válvula piloto para que salga el aceite de la hélice hacia el motor y la torsión -- centrífuga de las palas hará que éstas se vayan a un paso más bajo.

La prueba de operación de esta hélice se hace durante el pre-vuelo, a 2000 r.p.m. con paso bajo -INCREASE R.P.M.- Se mueve el mando hacia paso alto y se ve que bajo 600 rpm., después se manda la palanca nuevamente a paso bajo y deberá recuperar hasta llegar a 2000 r.p.m.

Al arrancar o parar el motor se tiene este tipo de hélice, el mando deberá tenerse en la posición de INCREASE R.P.M. o sea todo hacia adelante.

LA HELICE HARTZEL PERFILEABLE HAC-82XG-2B.Descripción.

Todas las hélices de estas series son similares en diseño básico y tienen muchas partes iguales. Entre unas y otras difieren desde el punto de vista de peso y de resistencia solamente.

Los últimos diseños son más pesados y más fuertes que la original, consecuentemente, se pueden usar en motores más grandes y con palas de mayor diámetro.

Las hélices de velocidad constante y la perfilable, son muy similares. La perfilable tiene un radio de acción mayor en su paso y tiene además un resorte bastante fuerte que se ha incorporado para perfilar las palas.

El núcleo básico y la retención de las palas es la misma en todos los modelos. Las palas se montan en el núcleo-cruceta para el ajuste de los ángulos de las mismas. La fuerza centrífuga de las palas, que es como de 25 toneladas, se transmite al núcleo-cruceta a través de abrazaderas y cojinetes de bolas. El empuje de la hélice y el torque del motor se transmiten de las palas al núcleo por medio de un buje que se encuentra en el -- hueco de la pala y se proyecta dentro del núcleo.

La hélice de este tipo -Fig. 16- con contrapesos en las abrazaderas de las palas, utiliza fuerza centrífuga originada por los contrapesos para aumentar el ángulo de las palas. La fuerza centrífuga debida a la rotación de la hélice, tiende a mover los contrapesos hacia el plano de rotación, por lo tanto a aumentar el ángulo de las palas.

Para poder controlar el paso de las palas, un elemento hidráulico de pistón-cilindro va montado en la parte frontal del núcleo-cruceta. El cilindro que es móvil, va unido a las abrazaderas de las palas por medio de una varilla de conexión. El cilindro es actuado en su movimiento hacia adelante por medio de la presión de aceite proporcionada por el gobernador, lo cual vence la oposición creada por los contrapesos y por el resorte de la hélice.

Funcionamiento.

Cuando la hélice trabaja en el régimen de velocidad constante, los contrapesos del gobernador y la presión del resorte de velocidad son los que controlan los cambios de ángulo de las palas. Cuando el motor aumenta de r.p.m. los contrapesos del gobernador se abrirán y el aceite de la hélice drena al motor, lo que permite que se muevan las palas a un ángulo mayor.

Cuando por alguna circunstancia disminuye de r.p.m. los contrapesos del gobernador se cierran, la válvula piloto baja y la presión del gobernador se manda a la hélice para que moviéndose el cilindro hacia afuera el ángulo de las palas disminuye.

Nótese que el ajuste de r.p.m. se hace con la selección de compresión del resorte de velocidad del gobernador. Y lo único que se mueve manualmente desde la cabina es el conjunto del sinfín que comprime o descomprime el resorte de velocidad.

Perfilamiento.

La hélice que tiene perfilamiento, tiene como se ha dicho un conjunto de resorte que ayuda a los contrapesos de la hélice a aumentar el ángulo de las palas -Fig. 2 -.

El perfilamiento se lleva a cabo relevando la presión del gobernador, lo que permitirá que los contrapesos y el resorte de la hélice manden la misma hacia perfilamiento. Esto se hace cuando se jala el control del gobernador completamente hacia atrás hasta el límite de su carrera, lo cual opera la válvula piloto hacia arriba del gobernador permitiendo que se drene el aceite de la hélice hacia el motor. El tiempo necesario para perfilar despende del diámetro del pasaje de aceite de la hélice al motor y de la fuerza ejercida por el resorte y los contrapesos. Entre mayor sea el diámetro de los pasajes y mayor fuerza la del resorte, más rápido será el perfilamiento. Por lo regular se tarda de 3 a 10 segundos - esta acción.

La habilidad de desperfilar las palas o reestablecer un paso normal en el mismo tiempo, no se considera importante para bimotores ligeros.

La posibilidad de perfilar equivocadamente el motor bueno en una emergencia, es remota, puesto que la acción equivocada será aparente en un tiempo en el que se puede corregir todavía sin peligro. Además no es necesario re-arrancar el motor muerto para poder aterrizar, puesto que el avión, como el Piper Apache, puede aterrizar fácilmente con un solo motor.

El desperfilamiento se logra recolocando el mando de la hélice en una posición de régimen normal y arrancando el motor. Tan pronto como el motor gira, el gobernador principia a desperfilar la hélice y en cuanto da principio el giro de las palas por la acción del viento, se aumenta la velocidad de desperfilamiento. Para facilitar el arranque del motor en vuelo, el ángulo de perfilamiento se ha puesto entre 80 y 85 grados, permitiendo con esto que el aire ayude a la marcha del motor. En general, el arranque y el desperfilamiento se hace en algunos segundos.

VISTAS ESQUEMATICAS DE LA HELICE HARTZELL.

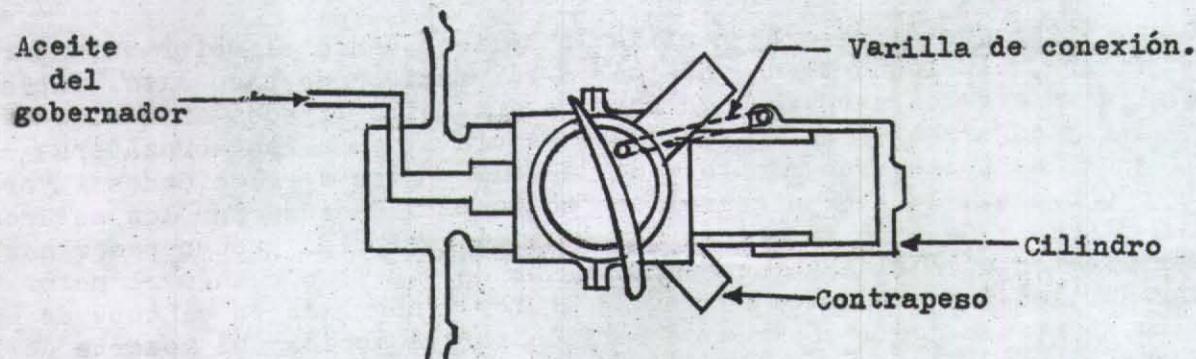


Fig. 16.

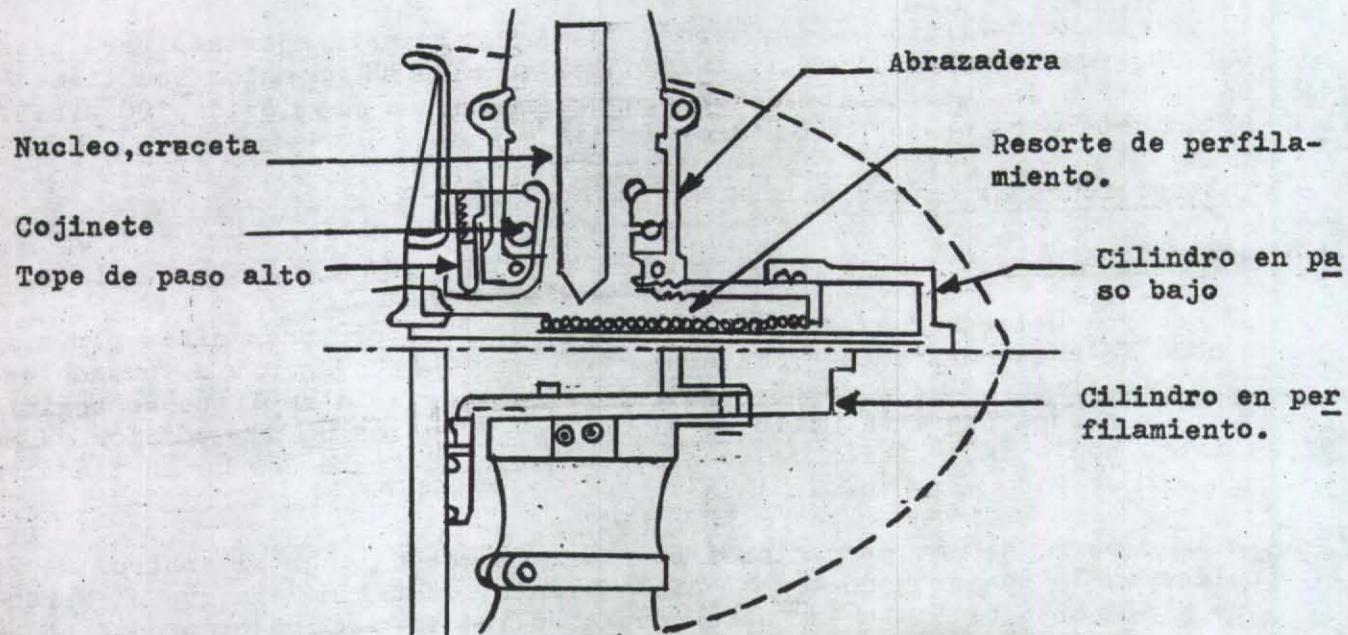


Fig. 17.

Se tienen sistemas especiales para desperfilar que son opcionales en estos aviones. Estos sistemas se ponen cuando se nota que el arranque es difícil o para fines de instrucción. Consiste el sistema en un acumulador de aceite conectado al gobernador a través de una válvula.

Para evitar que el resorte perfore la hélice cuando el motor está parado en tierra, el diseño tiene unos topes automáticos de paso alto. Estos consisten en seguros cargados con resorte que están fijados al núcleo de la hélice y engarzan en una placa que va atornillada a las abrazaderas móviles de las palas. Tan pronto como la hélice gira a velocidades mayores de 600 r.p.m., la fuerza centrífuga actúa para desengarzar los seguros de las placas y de esta manera se permite que las palas puedan pasar hasta el perfilamiento en el caso necesario. A bajas r.p.m. o cuando el motor está parado, los resortes empujan a los seguros y engarzan en el tope de paso alto, evitando que la hélice se perfore por la acción del resorte de la misma.

Este método de perfilamiento tiene la gran ventaja de que la hélice se perfore si la presión del gobernador baja a cero por cualquier razón. Como el gobernador obtiene el aceite del sistema de lubricación del motor se deduce que si el motor está sin aceite, o que la presión falle debido a rotura de cualquier parte del motor, la hélice se perfore automáticamente. Esta acción puede evitar al motor un daño mayor en el caso de que el piloto no se haya dado cuenta de la falla.

Gobernador.

El gobernador -Fig.18- es Woodward y generalmente está ajustado para producir una presión de 275 p.s.i. cuando está montado en un motor que tiene una presión de lubricación de 60 p.s.i. Siendo una presión de 190 p.s.i. suficiente para operar una hélice de dos palas.

Instrucciones de Operación.

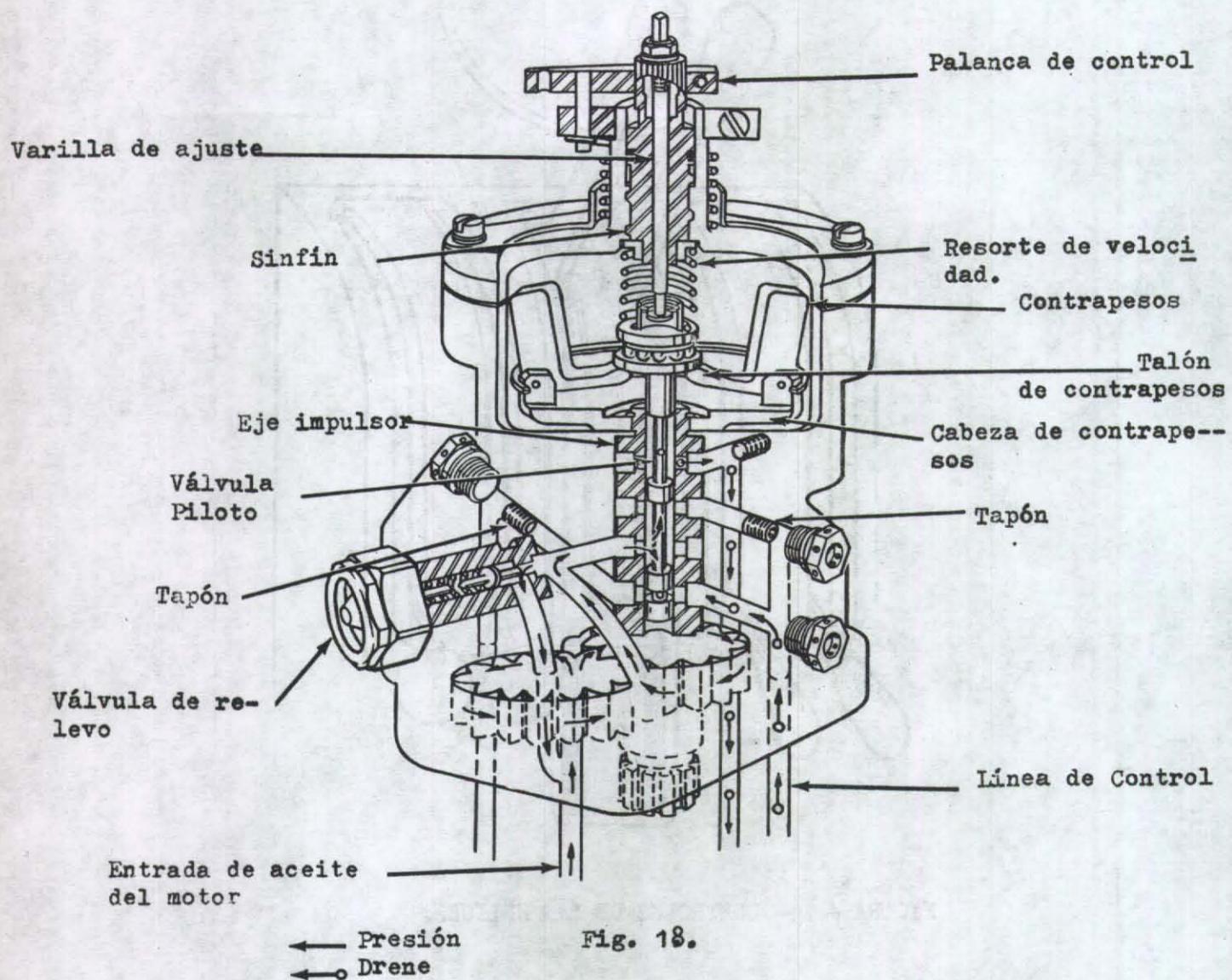
Control normal.

El control del gobernador está arreglado para proporcionar altas r.p.m. cuando se encuentra todo hacia adelante -Fig.19- y bajas r.p.m. cuando está hacia atrás. El gobernador controlará sobre cierta amplitud de régimes que pueden cubrirse moviendo el control a través de una porción de su carrera hasta su posición de totalmente hacia adelante cuando se tiene el acelerador todo abierto.

En la mayoría de las operaciones en tierra se debe tener el control de la hélice en la posición de todo hacia adelante, de tal manera que el arranque y el corte del motor se hace con la hélice en paso bajo, aunque no hay razón para que no se use cualquier otra posición.

Durante el calentamiento del motor, se debe dar una inspección de operación al gobernador y a la hélice.

El despegue debe hacerse con el control de la hélice todo hacia adelante para obtener las revoluciones de despegue.



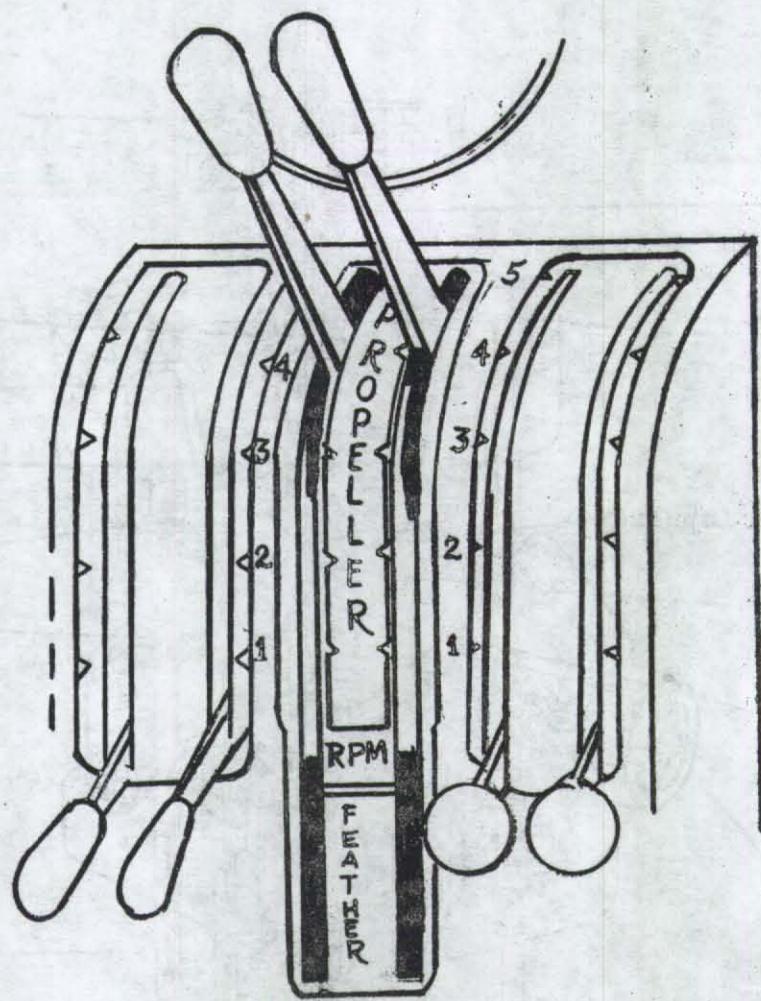


FIGURA # 19- CONTROLES DE LAS HELICES.-

Durante el aterrizaje el control de la hélice debe estar todo hacia adelante de tal manera que la hélice actuará como un freno y además estará en una posición en la que se pueda despegar inmediatamente.

Procedimiento de perfilamiento.

Después de que se instala la hélice, se perfila varias veces para purgar el aire del sistema. Durante cada pre-vuelo debe perfilarse parcialmente pero la acción se para cuando se pierden 500 r.p.m.

El perfilamiento en tierra se logra reduciendo las r.p.m. con el acelerador hasta 1000-1500 y jalando el mando de la hélice todo hacia atrás contra su tope. No profile cuando se esté operando a alta presión de admisión. El desperfilamiento se logra devolviendo el control de la hélice a su posición normal cuando el motor está trabajando.

El desperfilamiento en vuelo se hace arrancando el motor con el control de la hélice en la posición de régimen bajo de revoluciones, en la mitad de su carrera entre ambas posiciones normales. El motor debe seguir trabajando en bajas revoluciones hasta que tenga la temperatura necesaria para dar más potencia.

Instrucciones de servicio.

Cuidado de la Hélice.

Evite trabajar el motor donde la hélice pueda levantar piedras pequeñas o arenas que pueden dañar las superficies de las palas. Cuando se arranque o se despegue en una pista de grava, hay que permitir que el avión aumente su velocidad antes de abrir el acelerador totalmente.

Las melladuras del borde de ataque de las palas, se limarán y pulirán para evitar roturas.

Las partes de acero se protegen de manera que no se oxiden, ya sea pintándolas con aluminio o cadminizándolas.

Inspección diaria.

Inspeccione las palas, spinner y partes visibles del núcleo por roturas o cualquier otro daño.

Inspeccione por fugas de grasa o de aceite.

CAPITULO 7.
INSTRUMENTOS.

En el tablero de un avión moderno existen gran cantidad de instrumentos - de diferentes formas y tamaños, que ofrecen un aspecto alarmante al novato que puede sentir desaliento al pensar que ha de aprender el funcionamiento de cada uno de los aparatos de esa misteriosa colección. En realidad la situación no es tan grave como parece, pues por una parte los aviones actuales tienen dos o mas motores y cada uno requiere de un juego de instrumentos por separado y por otra parte un avión de adiestramiento requiere solo unos cuantos instrumentos relativamente sencillos. Cuando llega la necesidad de usar otros, la familiaridad con su uso se adquiere automáticamente.

Uso de los Instrumentos en Aviación.

Generalidades.- Las limitaciones del cuerpo humano hacen imposible al piloto abarcar con solamente sus sentidos, todas las condiciones climáticas y todos los dispositivos mecánicos que tienen que ver con el vuelo del avión. Los instrumentos de aviación le dan una gran ayuda indicando estas condiciones y así como las reacciones de los muchos mecanismos que hay. - Las carátulas de los diferentes instrumentos localizados frente a él en la mejor forma le registran en todo momento variaciones en temperaturas - presión, velocidad, altitud, dirección, deriva y actitud; así como la condición mecánica del motor. Aún cuando el piloto pueda tener la referencia de la tierra, puede con los instrumentos mantener el vuelo, en forma correcta.

Estos instrumentos están formados por tres elementos:

- a) Elemento sensitivo
- b) Elemento transmisor
- c) Elemento indicador.

Y de acuerdo con la ubicación de ellos reciben el nombre de instrumentos de indicación remota ó instrumentos de indicación directa e instrumentos de indicación indirecta.

Características de Diseño.

Aunque hay muchos tipos de instrumentos, la demanda de la aviación moderna hace necesario que todo instrumento llene ciertos requisitos:

- a) Los instrumentos deben ser livianos, puesto que el peso excesivo en el avión baja su velocidad y eficiencia.
- b) Deben ser pequeños, porque el espacio destinado para ellos es muy limitado.
- c) Todo instrumento debe ser fácilmente legible. Para facilitar la lectura de noche se les aplica pintura luminosa. Algunos instrumentos tienen un foco de 3 volts en su interior. Otras carátulas de instrumentos tienen aplicada una pintura que resplandece al exponerse a la luz fluorescente.

- d) Todos los instrumentos deben estar perfectamente balanceados y deben indicar con exactitud sin tomar en consideración sus posiciones ni los efectos de las fuerzas centrífugas que se encuentran en vuelo.
- e) El diseño de los instrumentos les permite funcionar con exactitud solamente cuando están expuestos a alguna vibración, puesto que durante el vuelo siempre existe esta, no obstante que los tableros de instrumentos tienen amortiguación hasta cierto punto.
- f) La proximidad de los otros instrumentos en el panel, hace necesario que cada instrumento sea inmune a los efectos de los campos magnéticos. Cuando dentro de algún instrumento se origina alguna forma de magnetismo normal, las cajas de estos serán de material especial que impida que el magnetismo se transmita a los demás.
- g) Cada mecanismo de instrumento debe ser encerrado en un recipiente a prueba de polvo y agua. Debe ser resistente lo más posible a la corrosión. Las cajas son por lo regular de material fenólico. Cuando el instrumento pesa más de 5 libras se usa caja de aluminio. Las tapas o cubiertas se hacen impermeables por medio de empaques de hule.
- h) Algunos de los instrumentos tienen compensación de cambios de temperatura con el objeto de que marquen correctamente desde los -35°C a 60°C . La temperatura normal se considera de 15°C .
- i) Con excepción de los instrumentos giroscópicos y las unidades del piloto automático, que son mecanismos relativamente grandes, las carátulas de todos los instrumentos son de cualquiera de estas dos medidas $1\frac{7}{8}$ y $2\frac{3}{4}$ ".
- j) Cualquier instrumento de avión debe dar por lo menos 1000 horas de servicio satisfactorio entre períodos de servicio mayor. Para asegurar la perfección mecánica de los instrumentos, se les hacen pruebas muy estrictas y se tiene el cuidado que el mantenimiento sea el indicado.

Para hacer un estudio de los instrumentos se acostumbra primeramente dividirlos en grupos o clases. En este curso se consideran cuatro grupos:

Instrumentos del motor.

Instrumentos de vuelo.

Instrumentos de navegación.

Instrumentos varios.

Entre los instrumentos del motor se encuentran: el tacómetro, manómetro de presión de admisión, manómetro de aceite, manómetro de combustible, termómetro de cabezas de cilindros, termómetros de aire al carburador, termómetro de aceite y el analizador de gases de escape.

En el grupo de instrumentos de vuelo están: el altímetro, velocímetro, indicador de velocidad vertical, horizonte artificial y el indicador de virajes.

Los instrumentos de navegación son: la brújula o compás y el giro direccional.

Entre los instrumentos varios quedan considerados todos aquellos que no entran en ninguno de los grupos anteriores, tales como: el manómetro de succión, termómetro de cabina, indicador de nivel de combustible, amperímetros y voltímetros.

Naturalmente no todos los aviones tienen todos los instrumentos nombrados sino que la cantidad de instrumentos va en relación con el tamaño del avión, su función y sus necesidades. Así por ejemplo, los pequeños aviones de entrenamiento primario solamente tienen los instrumentos mínimos para su operación. Cualquier avión pequeño debe contar por lo menos con VELOCÍMETRO, ALTIMETRO, BRUJULA, TACOMETRO, MANOMETRO DE ACEITE Y TERMOMETRO DE ACEITE

Con el objeto de que el estudiante piloto tenga por lo menos un conocimiento básico de los principios de funcionamiento de cada uno de los instrumentos más comunes, se describirá cada uno de ellos a continuación:

Instrumento de Motor.

Tacómetro.

El tacómetro es el instrumento que sirve para indicar el número de revoluciones por minuto que dà al cigüeñal del motor.

Los tacómetros pueden ser de conexión mecánica con el motor por medio de un eje flexible -chicote- o pueden estar conectados eléctricamente por medio de cables.

Un tipo de tacómetro de conexión mecánica es el centrífugo. Su funcionamiento depende de la fuerza centrífuga, cuya intensidad varía con la velocidad de rotación. Este mecanismo es el más sencillo. Consta principalmente de dos pesas que fijadas a un eje, actúan contra un resorte. Cuando giran a mayor velocidad tenderán a separarse y al mismo tiempo comprimirán el resorte. Cuando giran a menor velocidad la fuerza centrífuga disminuye y el resorte hará que se acerquen hacia el centro de rotación. Estos movimientos de las pesas se transmiten a la aguja indicadora por medio de palancas y articulaciones mecánicas.

Otro tipo de conexión mecánica con el motor es el de arrastre magnético, -en el cual, al recibir el movimiento a través del eje flexible se mueve un rotor de imán. Este rotor gira dentro de un tambor y el tambor está en la misma flecha de la aguja indicadora. Al girar el rotor dentro del tambor, -trata de impulsarlo. Mientras más fuerte sea el giro del rotor, con más fuerza se impulsará al tambor, al cual no lo deja girar libremente una espiral de resorte.

Hay otro más de conexión mecánica, el cronométrico, que al recibir también el impulso del eje flexible, se mueve su mecanismo que es muy parecido al de un reloj, puesto que tiene cuerda y escape. Entre más rápidamente gire el motor, más cuerda se le dará, más rápido escapará y la aguja marcará más revoluciones por minuto.

Todos los tacómetros de conexión mecánica tienen su uso limitado a aviones ligeros monomotores, donde la cabina esté cerca del motor, por la razón de que un eje flexible demasiado largo está más expuesto a fallar.

Los tacómetros de conexión eléctrica -Fig. No. 1- son más modernos y exactos. También hay varios tipos de ellos: el tacómetro de generador -voltímetro C.A., el tacómetro de generador- voltímetro CD, y el tacómetro Autosyn.

En los tacómetros tipos generador-voltímetro siempre hay dos unidades: - un generador pequeño actuado por el cigüeñal y un indicador de r.p.m. - que es propiamente un voltímetro que registra la corriente del generador. Es natural que entre más rápidamente gira un generador, más corriente saldrá de él, y por lo tanto más revoluciones se indicarán en la carátula.

El tacómetro tipo autosyn consta también de un transmisor y un receptor. El transmisor es impulsado por el motor y el indicador registrará las r.p.m. a que está girando el cigüeñal. Este sistema es el más moderno y un poco más complicado que los anteriores.

Indicador de presión de admisión.

Este indicador -Fig. No. 2.- se usa cuando el motor tiene hélice de paso-variable o cuando es sobrealimentado y registra en todo tiempo la presión absoluta a que la mezcla de combustible y aire está siendo forzada dentro de los cilindros. El tipo más común trabaja por medio de unos fueles metálicos que se expandirán y contraerán con la acción de la presión que hay en la sección difusora del motor. El movimiento de los fueles se transmite por medio de palancas y engranes a una aguja indicadora. La carátula está graduada en pulgadas de mercurio y como es un indicador de presión absoluta, cuando el motor se encuentra parado, estará registrando la presión atmosférica del lugar.

Manómetro de aceite -Fig. No. 3.- y manómetro de combustible -Fig. No. 4.-

Estos instrumentos trabajan por lo regular con el principio de tubo de Bourdon. Se trata de un tubo curvado con un extremo cerrado y un extremo abierto fijo. Por el extremo abierto penetra el líquido cuya presión se desea medir y como el extremo cerrado tiene libertad para moverse, el tubo transmite determinado movimiento a la aguja indicadora a través de una palanca, sector de engrane y piñón. Las carátulas están graduadas en libras por pulgada cuadrada.

Termómetro de cabezas de cilindros.

En motores relativamente grandes, es de especial importancia conocer en todo momento la temperatura a que están trabajando las cabezas de los cilindros. Para ésto se usa el termómetro de cabezas -Fig. No. 5.- que trabaja con el principio del par termoeléctrico. El par en este caso lo for-

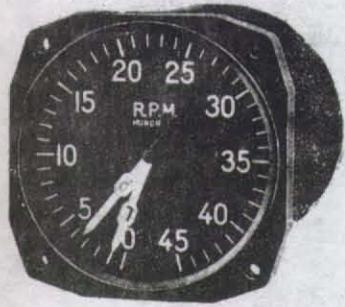


Fig. 1

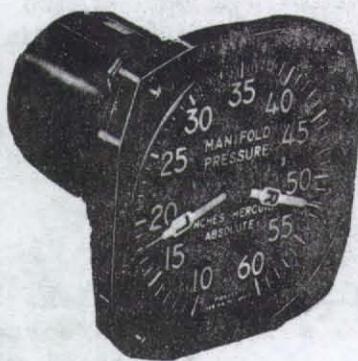


Fig. 2

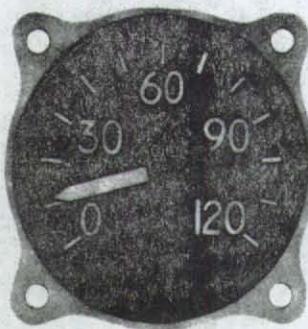


Fig. 3

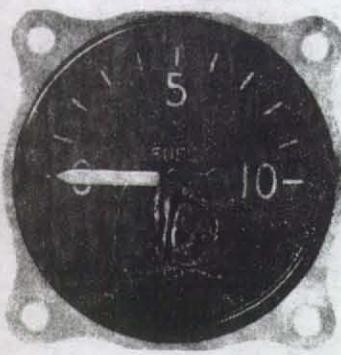


Fig. 4



Fig. 5



Fig. 6

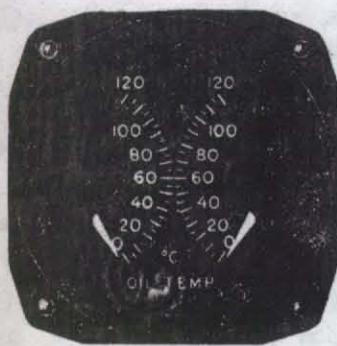


Fig. 7



Fig. 8



Fig. 9



Fig. 10

man dos alambres de diferente metal unidos en sus extremos. Al exponerse uno de los extremos al calor del motor -punto caliente-, se genera un voltaje muy bajo. En el otro extremo del par -punto frio- se coloca un indicador de ese bajo voltaje, solo que está marcada su carátula en grados de temperatura.

El instrumento registra en todo momento la temperatura del punto caliente.

Termómetro de aire al carburador.

Este termómetro que trabaja por resistencia eléctrica, le indica al piloto a qué temperatura está entrando el aire al carburador -Fig. No. 6-. Es un instrumento muy importante puesto que indica al piloto la posibilidad de formación de hielo en el carburador.

Termómetro aceite.

Este indicador, en los aviones pequeños registra la temperatura del aceite que sirve de referencia de la temperatura de operación del motor, puesto que en la mayoría de estos aviones, el motor es de colector húmedo y por lo tanto el mismo motor sirve de depósito de aceite. En los motores más grandes, solamente indica la temperatura a la que el aceite está siendo suministrado al motor -Fig. No. 7-

Analizador de gases de escape.

Este instrumento le indica al piloto la calidad de la mezcla que está usando. Su funcionamiento es por resistencias eléctricas.

Instrumentos de vuelo.

Altimetro.

El altímetro -Fig. No. 8- es un instrumento de vuelo muy importante porque indica la altitud del aeroplano en todo momento.

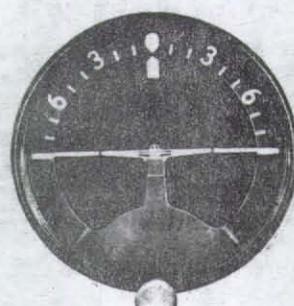
Es esencialmente un barómetro aneroide que mide la presión atmosférica y la indica en unidades de longitud (metros o pies). Se basa su funcionamiento en que la presión varía inversamente con la altitud. Sería un instrumento perfecto si la presión atmosférica permaneciese constante a los diferentes niveles de la atmósfera, pero no sucede así.

El mecanismo del instrumento contiene una cápsula aneroide que está herméticamente cerrada. Es flexible y en su interior hay un vacío parcial. Al variar la presión atmosférica con los cambios de altitud, la cápsula se expande o contrae, activando tres manecillas que giran sobre un eje central que atraviesa la carátula del instrumento. El movimiento de expansión es muy pequeño y tiene que ampliarse lo suficiente por medio de un engrane multiplicador. La manecilla más larga indica cientos de pies, la mediana indica miles y la más corta indica decenas de miles. La escala generalmente está subdividida en marcas que indican veintenas de pies.

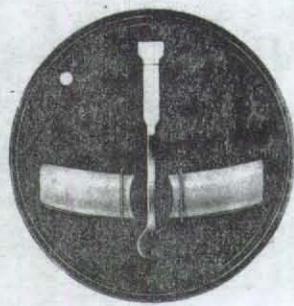
En el frente del altímetro, a un lado de la carátula, aparece una ventanilla que tiene una escala barométrica. Sirve para que el piloto haga



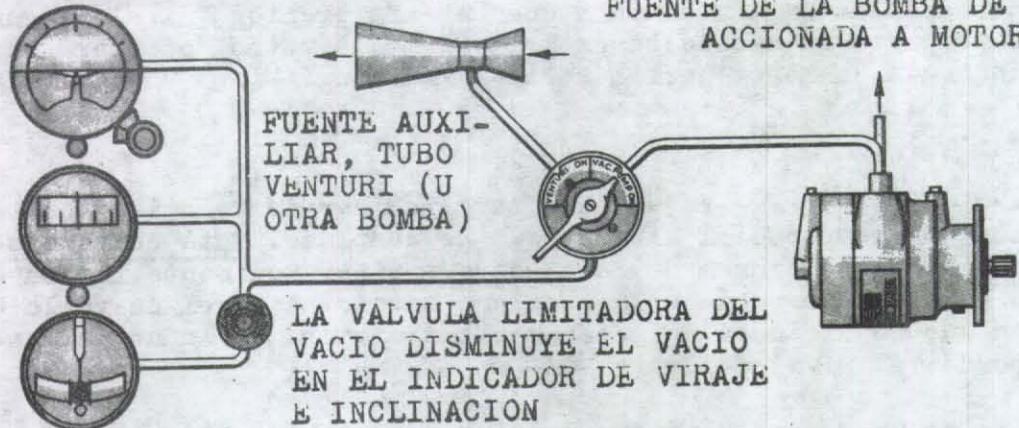
11



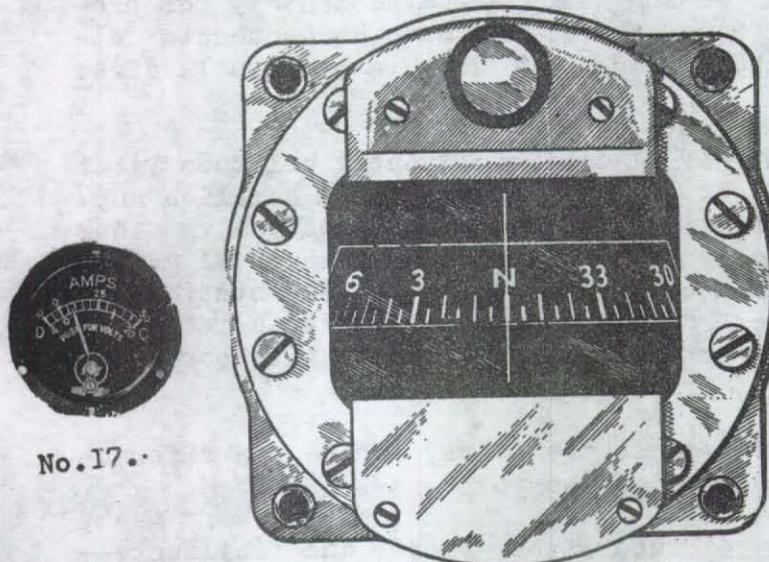
12



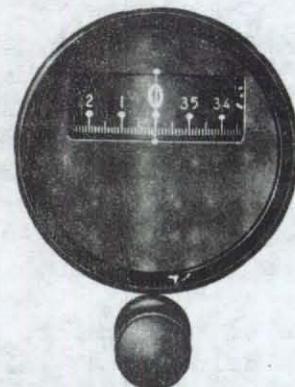
13



14



15



16

correcciones por variaciones de presión, a fin de que el instrumento dé una lectura que se aproxime o sea igual a la altitud real del aeroplano. En los altímetros de baja calidad no existe esta escala barométrica.

El altímetro puede dar indicaciones muy erróneas.

Cuando la temperatura del aire dentro del cual se desplaza el aeroplano sea inferior a la temperatura que en la atmósfera tipo corresponde al mismo nivel, la altitud indicada será mayor que la altitud verdadera.

Cuando la temperatura ambiente sea superior a la standard sucederá lo contrario.

Yendo de una región de alta presión a una de baja presión, si al llegar a ésta no se reajusta la escala barométrica del altímetro, sucederá que la altitud indicada es mayor que la altitud verdadera.

Yendo de una región de baja presión a una de alta presión, si al llegar a ésta no se reajusta la escala barométrica del altímetro, sucederá que la altitud indicada es menor que la altitud verdadera.

Velocímetro.

El velocímetro -Fig. No. 9- se utiliza para indicar la velocidad que tiene el avión con respecto al aire en que se desplaza. Está calibrado de acuerdo con las condiciones de la atmósfera tipo. Solamente indica la velocidad relativa correcta del aeroplano cuando al nivel de vuelo se encuentran las condiciones de presión y temperatura de la atmósfera tipo corresponden al nivel del mar.

El velocímetro es un manómetro diferencial muy sensible. Mide la diferencia existente entre la presión estática y la presión dinámica. Por presión estática se entiende la presión atmósferica ambiente y por presión dinámica se entiende la presión que resulta como consecuencia del impacto del aire contra una pared situada perpendicularmente a la dirección en que se mueve aquél.

La presión dinámica, que se toma por el orificio frontal del tubo Pitot -Fig. No. 10- va a dar al interior de un diafragma -caja metálica muy sensible abierta por un lado- mientras que la presión estática va a dar al exterior del diafragma pero dentro del instrumento. Cuando el avión está en vuelo, la presión dinámica es mayor que la presión estática por lo que el diafragma se expande en razón directa de la diferencia de presiones. Esta expansión se amplía primero y luego se transmite por un sistema de engranajes hasta la aguja indicadora.

Aunque el instrumento mide diferencia de presiones, indica esa diferencia en unidades de velocidad -nudos o millas por hora-.

No debe soplarse con la boca por el tubo Pitot, puesto que fácilmente -se puede ejercer una presión mayor que la que puede soportar el mecanismo.

Indicador de velocidad vertical.

El indicador de velocidad vertical -Fig. No. 11 mide el régimen de cambio de altitud, ya sea hacia arriba, o hacia abajo, en cientos de pies-- por minuto. El instrumento contiene un diafragma. El interior del diafragma está conectado libremente a la fuente de presión estática. De esta misma fuente de presión estática hay una entrada al instrumento hacia la parte exterior del diafragma, sólo que esta entrada está restringida por medio de un tubo poroso. Cuando el avión asciende o desciende, se crea una diferencia de presión, porque la presión dentro del diafragma, admitida instantáneamente está cambiando más rápidamente que la presión de afuera del diafragma, la cual es admitida a la caja más lentamente.

Si el avión asciende, la diferencia entre las presiones restringidas ---fuera del diafragma- y las presiones sin restricción -dentro del diafragma- aumentan a un régimen correspondiente al régimen de ascenso. Debido a que con un aumento de altitud la presión atmosférica disminuye, -el diafragma se contrae y la manecilla se mueve en el sector "ASCENSO" -de la carátula.

Si el avión desciende, la diferencia entre las presiones restringidas y sin restringir aumenta a un régimen correspondiente al régimen de descenso, el diafragma se expande y la manecilla se mueve en la carátula a la sección "DESCENSO".

Cuando recobra el avión el vuelo horizontal, las presiones son iguales,-el diafragma no se espande ni se contrae y la manecilla permanece en la posición neutra -cero-.

La manecilla puede ajustarse a cero por medio de un tornillo que se encuentra en la carátula.

Horizonte Artificial.

El horizonte terrestre es la referencia que usa instintivamente el piloto en vuelo. Al estar el horizonte terrestre fuera de visibilidad, el horizonte artificial proporciona una referencia constante del horizonte terrestre. El avión miniatura y la barra horizontal del indicador, dan al piloto una simulación de lo que normalmente se ve en vuelo. Con el uso del horizonte artificial el piloto puede medir la magnitud del ángulo de viraje al ejecutar vueltas y también mantener el ángulo apropiado de planeo durante la aproximación al efectuar un aterrizaje por instrumentos.

El instrumento -Fig. No. 12- trabaja por medio de un giróscopo montado -universalmente. El rotor giroscópico gira por efecto de un chorro de aire que entra del exterior, al extraer por otro lado el aire existente --dentro del instrumento por medio de una bomba de vacío.

Indicador de viraje e inclinación -Fig. No. 13-

Como lo expresa su nombre, incorpora dos instrumentos en uno. Uno de ellos es el inclinómetro que consiste de una esfera de ágata libre de rotor dentro de un tubo de vidrio curvado. El tubo está lleno de líquido y sus extremos cerrados. El líquido amortigua los movimientos de la esfera. Durante el vuelo recto, la esfera es atraída solamente por la gravedad y como la parte más baja del tubo es la central, en vuelo nivelado la esfera

ra ocupará la posición central. En un viraje, la fuerza centrífuga tiene a hacer rodar la bola hacia afuera del viraje, mientras que la gravedad tiende a llevarla hacia el punto más bajo. En un viraje correcto la resultante de estas dos fuerzas pasa por el centro del tubo, haciendo que la esfera permanezca en el centro.

Si se hace un viraje derrapado, es decir, con inclinación insuficiente, la esfera se va hacia el extremo alto del tubo. Por el contrario, si se hace con resbalamiento, es decir, con inclinación excesiva, la esfera se va al extremo más bajo del tubo.

El indicador de viraje señala cuando el aeroplano vuela recto, cuando se aparta de la recta y a qué régimen se aparta de ella. Si el viraje se efectúa lentamente, la aguja se desplaza a una corta distancia. La inclinación de la aguja será tanto mayor cuanto más rápidamente se vire. Así que el instrumento no solamente indica hacia donde es el viraje sino también a la velocidad a la que éste se hace.

Consiste de un giróscopo accionado por la corriente de aire de una tobera. El aire es sacado de la caja por una bomba de vacío que va acoplada al motor del aeroplano -Fig. No. 14-. El eje del giróscopo está apoyado sobre un anillo cardán que a su vez se encuentra montado sobre pivotes-frontal y posterior-. Este anillo puede girar alrededor de un eje paralelo al eje longitudinal del aeroplano. Sobre el anillo se encuentra montada una placa que se tiende a mantener en una posición por medio de un resorte. Este resorte sirve para calibrar la sensibilidad del instrumento. En la parte inferior de la placa hay un eje que hace mover a una horquilla. Como la horquilla está montada en el mismo eje de la aguja, cualquier movimiento de aquella hará que se mueva ésta, en el sentido en que se hace el viraje.

El giróscopo gira a una velocidad aproximada de 9000 r.p.m. Este instrumento utiliza principalmente la propiedad de la precesión.

-La precesión giroscópica es la acción o fuerza resultante que experimenta un giróscopo por efecto de una fuerza aplicada que tiende a cambiar el plano de rotación del rotor. La reacción tomará lugar a 90° del punto de aplicación de la fuerza contados en el sentido de rotación del rotor. Puede decirse que la precesión es el movimiento resultante entre la fuerza aplicada y la rigidez del giróscopo-.

Cuando el avión vira, la rigidez del giróscopo tiende a conservarlo en su mismo plano de rotación que tenía cuando el avión se encontraba en vuelo recto. Durante el viraje se produce una fuerza que tiende a hacer girar el giróscopo alrededor de un eje vertical. Esta acción hace que el giróscopo, debido a la característica de precesión incline su eje de rotación. Esta inclinación es contrarrestada por el resorte de sensibilidad en parte. Al inclinarse el anillo cardán del rotor junto con su placa, se causará la inclinación de la aguja.

Tan pronto como el aeroplano cesa de girar, el giróscopo no tendrá precesión y el resorte hará retroceder al conjunto a su posición central. Hay topes que limitan la precesión a 45° .

Instrumentos de Navegación.Brújula o compás.

El compás magnético -Fig. No. 15- es un instrumento que contiene un elemento, que dentro de sus limitaciones de error, siempre se orienta al norte indicando la dirección del avión en que va montado.

Consiste de un par de barras magnéticas paralelas montadas sobre un flotador, alrededor de la cual está marcada la rosa de los vientos. Todo el conjunto va suspendido en un punto, de tal modo que tiene libertad de girar horizontalmente. Las dos barras magnéticas tienden a orientarse con las líneas de fuerza del magnetismo terrestre, con un polo sur apuntando al polo Norte magnético.

Las graduaciones del compás se leen contra una línea de férula colocada en el frente del instrumento, de tal modo que pueden apreciarse las pequeñas diferencias en la dirección del rumbo.

El líquido que tiene la brújula, amortigua los movimientos bruscos del flotador y además disminuye la fricción del pivote central.

Giro Direccional.

El uso más común del giro direccional -Fig. No. 16- es para mantener un rumbo o dirección determinado. También se usa para registrar la magnitud de los virajes.

El instrumento consiste de una tarjeta azimutal graduada de 0° a 360° y está estabilizada por un giroscopio que gira sobre un eje horizontal. Una línea de férula cruza la tarjeta graduada y sirve como referencia para las lecturas de rumbo.

En el caso de este instrumento, se puede colocar la tarjeta en cualquier rumbo deseado y por efecto de la rigidez giroscópica de su rotor, se mantendrá en esa posición sin importar los movimientos del avión -Dentro de ciertos límites-. Al variar la dirección del avión, inmediatamente se registrará en este instrumento dicha variación.

Instrumentos Varios.Manómetro de succión.

Este marca la succión a que están trabajando los instrumentos giroscópicos.

Indicador de nivel de combustible.

Estos instrumentos pueden ser de varios tipos: mecánicos, de arrastre magnético o eléctrico, indican la cantidad de combustible que hay en los tanques; un tipo muy particular, el del avión Stearman, se llama de nivel visual.

AyM/7-7-12

Amperímetro y Voltímetro. Fig. No. 18.

Estos dos instrumentos le indican al piloto cuando su fuente de energía eléctrica trabaja correctamente. El amperímetro registra la corriente - que está suministrando al generador y el voltímetro indica el voltaje - que el mismo generador está suministrando.

