

SECRETARIA DE COMUNICACIONES Y TRANSPORTES

DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL
CENTRO INTERNACIONAL DE ADIESTRAMIENTO
DE AVIACION CIVIL



MEXICO, D. F.

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

A E R O D I N A M I C A B A S I C A

Í N T R O D U C C I O N

La presente obra relativa a Aerodinámica, trata esta materia en forma completamente simple y aún a veces descriptiva.

Sin embargo, llena su propósito dado que está destinada al primer contacto que tienen con dicha materia los estudiantes de las diferentes ramas de aeronáutica en el CIAAC.

La obra se encuentra acompañada al final de cada capítulo de una serie de preguntas, con el propósito de que el alumno verifique los conocimientos obtenidos, por lo que no se incluyen las respuestas.

A U T O R :
ING. AURELIO MUÑIZ VAZQUEZ

I N D I C E

CAPITULO		PAGINA
1	MECANICA DE FLUIDOS	1
2	FUERZAS Y MOMENTOS QUE ACTUAN QUE ACTUAN SOBRE UN AVION	5
3	ORGANOS DE MANDO	22
4	SISTEMAS HIPERSUSTENTADORES	28
5	DESPLOMES Y BARRENAS	33
6	ESTABILIDAD	40
7	MANIOBRAS	45

CAPITULO 1

MECANICA DE FLUIDOS

ELEMENTOS DE LA AERODINAMICA.

La aerodinámica es la parte de la Física que trata los efectos producidos por la acción del aire (atmósfera) sobre un cuerpo ().

ATMOSFERA.

Es la capa gaseosa que envuelve a la tierra y que se compone de una mezcla de Nitrógeno, Oxígeno y Gases Raros en una proporción constante de 78,21 y 1% y como elementos variables el Bióxido de Carbono y Humedad.

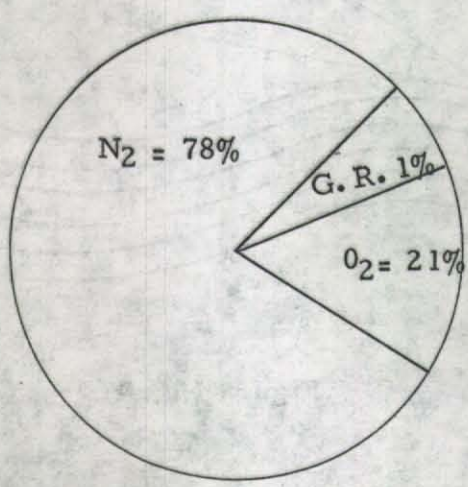


Figura No. 1

Para su estudio, la atmósfera se divide en varias capas en las que se considera como factor principal la variación de la temperatura.

De las capas de la atmósfera la más importante es la tropósfera ya que en ella se realiza la mayor parte de los vuelos y debido a la concentración de hu

medad también la mayor parte de los fenómenos meteorológicos.

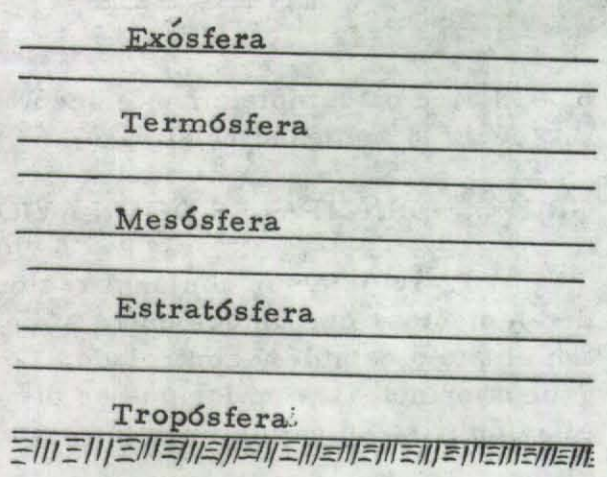


Figura No. 2

ATMOSFERA ESTANDAR:

Ya que la atmósfera real está en un constante cambio no se puede considerar un mismo valor para una determinada situación, lo que ha hecho necesario establecer una serie de valores fijos para una altitud determinada.

A estas condiciones ideales de atmósfera, se le llama Atmósfera Estándar, con los siguientes valores.

1. - La temperatura al nivel del mar (N.M.M.) es de 15°C y tiene un gradiente de 0.0065° c/mto. *2° c / 304.8 mt. (1000 ft)*
2. - La aceleración por gravedad tiene un valor de 9,0665 m/seg².
3. - La presión al N.M.M. es de -

76 cm Hg ó 1013.25 mb sin decre-
cer proporcionalmente con la alti-
tud.

4. - El peso específico del aire es de -
1.2255 kg/m³ al N.M.M. a 15°C y
76 cm Hg.

5. - El valor de la densidad del aire al-
nivel del mar es de 0.12497 aproxi-
madamente $\frac{1}{8} \frac{\text{Kg masa.}}{\text{m}^3} \frac{\text{U.T.M.}}{\text{m}^3}$ X

6. - El aire es completamente seco, es -
decir la humedad relativa 0%.

GRUPOS PRINCIPALES DE UN AVION.

El avión es un conjunto racional
de elementos, que unidos entre sí permi-
ten el vuelo estable y controlado. Los -
grupos principales en los que se divide-
el avión para su estudio son los siguien-
tes:

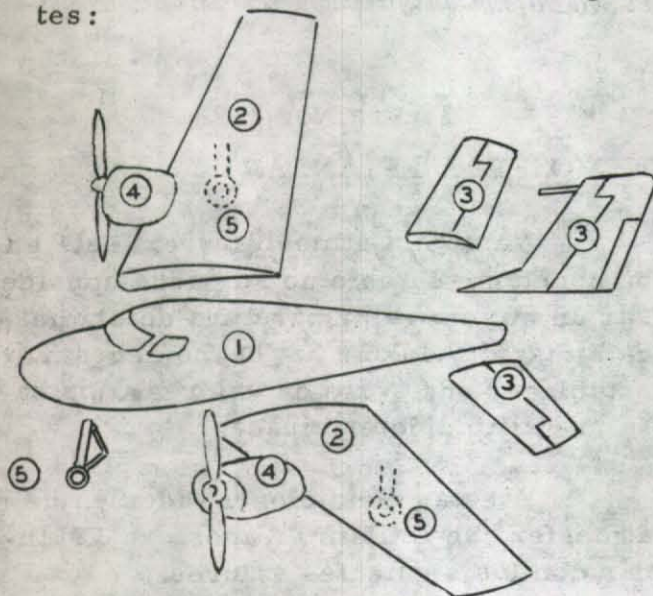


Figura No. 3

1. - GRUPO FUSELAJE
2. - GRUPO ALAS
3. - GRUPO EMPENAJE
4. - GRUPO MOTOPROPULSOR

5. - GRUPO TREN DE ATERRIZAJE.

FLUJO.

Es el movimiento de un fluido -
(líquido ó gas).

FLUJO LAMINAR.

Cuando un fluido tiene un movi-
miento continuo y uniforme, en el que -
las partículas siguen trayectorias para-
lelas entre sí, debido a que los cambios
de dirección son poco pronunciados se -
llama Flujo Laminar.

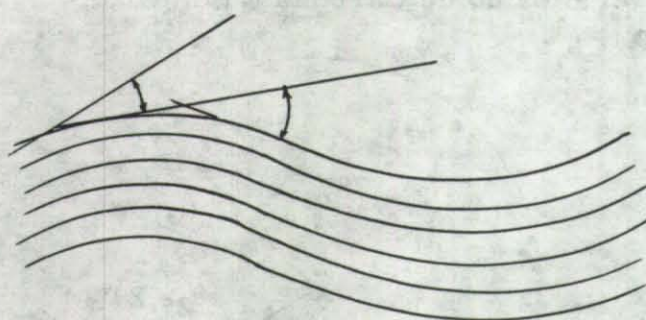


Figura No. 4

LINEA DE CORRIENTE.

La trayectoria seguida por una -
partícula de un fluido se conoce como lí-
nea de corriente ó Filete Fluido.

FLUJO TURBULENTO.

Si el flujo tiene que seguir una -
trayectoria con cambios de dirección -
muy marcados, las líneas de corriente

no pueden seguir esta trayectoria, desorganizándose y formándose remolinos o turbulencias. A este flujo desorganizado se le conoce como flujo turbulento.

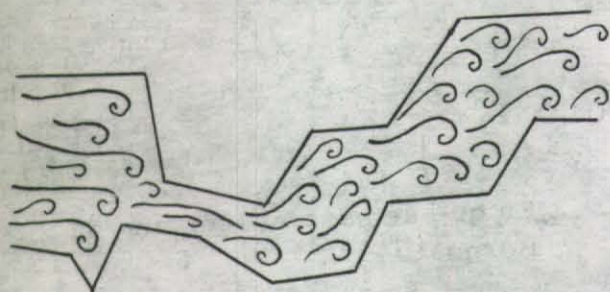


Figura No. 5

TEOREMA DE BERNOULLI.

Bernoulli determinó que para un flujo laminar.

$$p + q = \text{CONSTANTE } \delta$$

$$p + \frac{1}{2} \rho v^2 = \text{CONSTANTE}$$

p = Presión Estática.

q = Presión Dinámica.

por lo que, si se tiene un tubo en el que la sección transversal esté disminuyendo y dentro de él se tiene un flujo en movimiento:

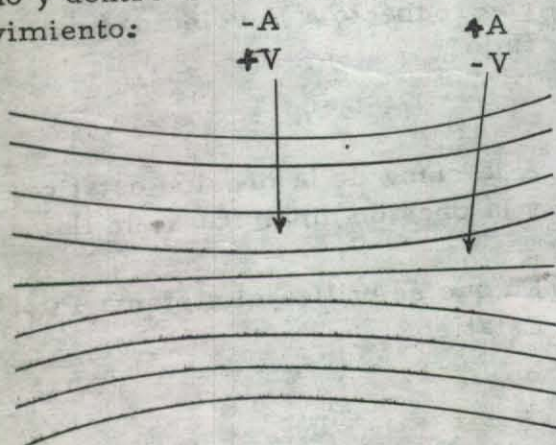


Figura No. 6

- La velocidad del flujo se está incrementando.
- La presión dinámica se está incrementando.
- La presión estática está disminuyendo.
- La suma de la presión estática y la presión dinámica permanece constante.

PRESION ESTATICA.

Por presión estática se entiende como la presión "quieta" de la atmósfera. De manera que cuando el aire está en reposo el valor de la presión estática es igual a la presión atmosférica y conforme el aire va tomando velocidad la presión estática va disminuyendo.

PRESION DINAMICA. Presión Total

También se conoce como presión de impacto debido a que es la presión - por el choque de las partículas del fluido; depende de la densidad y la velocidad del mismo.

TUBO DE VENTURI.

El tubo de Venturi es un tubo de sección variable en el que se indica la variación de la presión estática al estar variando la sección del tubo.

Si en la sección "A" del tubo se tiene un gasto de fluido determinado a una velocidad específica, en la sección "B" que es más reducida, se debe tener mayor velocidad para mantener el mismo gasto, lo que hace que el fluido tenga menor presión estática en esa sección.

SISTEMA PITOT - ESTATICO.

Este sistema sirve para medir -

la velocidad del flujo por medio de diferencia de presiones.

En una forma paralela del flujo se mide la presión total (H) y perpendicular al mismo flujo se mide la presión

estática (p), dándonos la diferencia de estas dos presiones la presión dinámica (q).

Por medio de la presión dinámica se obtiene la velocidad del flujo.

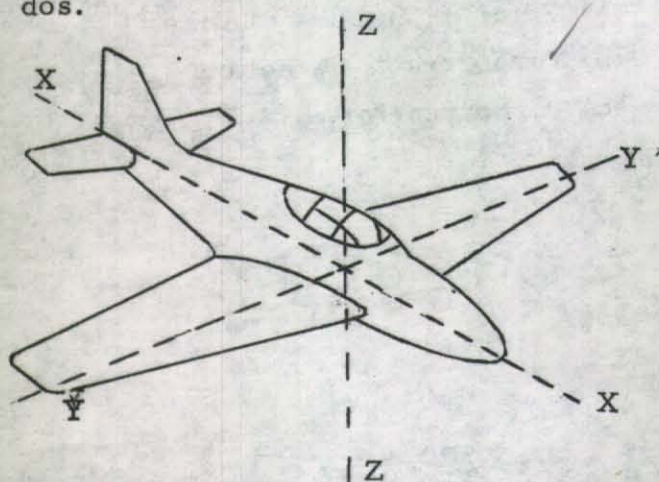
CUESTIONARIO CAPITULO 1

1. - ¿Qué es la Aerodinámica?
2. - ¿Qué es la atmósfera?
3. - ¿De las capas de la atmósfera cuál es la más importante para la Aerodinámica?
4. - ¿De qué sustancias se compone el aire de la atmósfera?
5. - ¿Cuáles son los grupos principales en los que se puede dividir un avión para su estudio?
6. - ¿Qué se entiende por "línea de corriente"?
7. - ¿Cuál es la diferencia entre "flujo laminar" y flujo turbulento?
8. - ¿En qué se basa el teorema de Bernoulli?
9. - ¿Qué se conoce como presión estática?
10. - ¿De qué otra forma se conoce a la presión Dinámica?
11. - ¿Para qué sirve el tubo Venturi?
12. - ¿Cómo varía la presión dinámica con respecto a la velocidad del flujo?
13. - ¿Cómo varía la presión estática con respecto a la velocidad del flujo?
14. - ¿A la suma de la presión estática y la presión dinámica se le llama?
15. - ¿En que se utiliza el sistema Pitot Estático?

CAPITULO 2

FUERZAS Y MOMENTOS QUE ACTUAN SOBRE UN AVION

Un avión es un cuerpo tridimensional que se mueve en el espacio alrededor de tres ejes: Lateral, Longitudinal y Vertical. Por tanto posee tres grados de libertad, siendo conveniente en el estudio de la aerodinámica del avión, el análisis de sus movimientos alrededor de cada uno de los ejes mencionados.



X-X EJE LONGITUDINAL

Y-Y EJE TRANSVERSAL

Z-Z EJE VERTICAL

Figura No. 7

FUERZAS QUE ACTUAN SOBRE EL AVION.

Las resultantes de las diferentes fuerzas que actúan sobre una aeronave, en vuelo recto y nivelado son:

- W. Peso
- T. Tracción
- L. Levantamiento
- D. Resistencia al Avance.

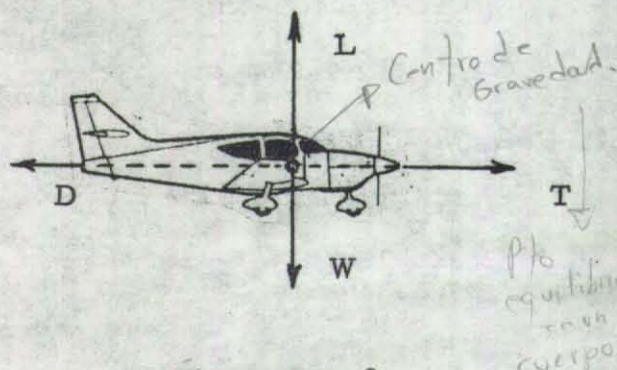


Figura No. 8

PESO.

El peso (W) del avión se refiere a su peso total. Peso es la fuerza activa a la que está sujeto un cuerpo, debido a la atracción terrestre.

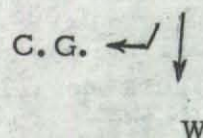


Figura No. 9

El peso siempre actúa en dirección hacia el centro de la tierra. Debido al gran radio de la esfera terrestre el peso de un cuerpo se considera vertical para cualquier plano que se encuentra sobre la superficie terrestre.

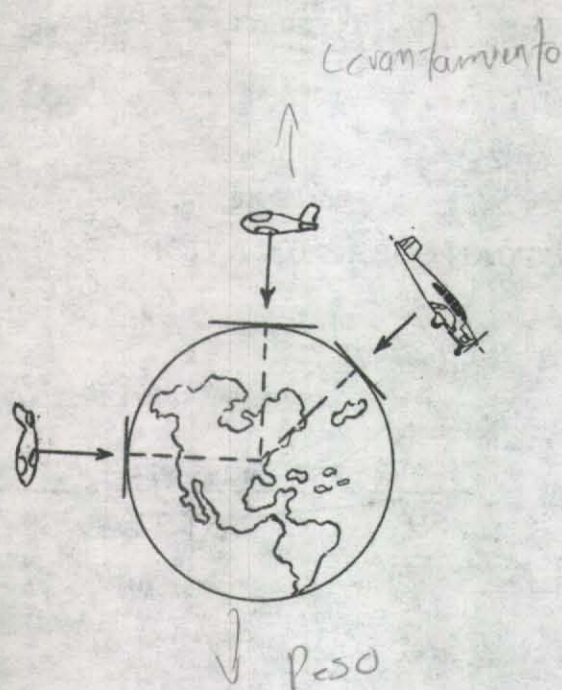


Figura No. 10

TRACCION.

La tracción es la fuerza necesaria sobre el avión para que pueda desplazarse dentro del aire venciendo la resistencia al avance la velocidad requerida.

La fuerza de tracción se obtiene por la energía proporcionada por una planta motriz que puede ser, principalmente.

- a) Motor de émbolo y hélice.
- b) Turborreactor y hélice.
- c) Turborreactor.

CENTRO DE GRAVEDAD.

Centro de gravedad de un cuerpo, es el punto en donde se considera concentrado su peso.

Si el cuerpo libremente se cuelga de su centro de gravedad podrá adoptar cualquier posición Figura No. 11 pero si se cuelga de un punto que no sea su centro de gravedad, girará alrededor del punto de sujeción hasta lograr que el centro de gravedad quede abajo y sobre la línea vertical que pasa por el punto de sujeción Figura No. 11

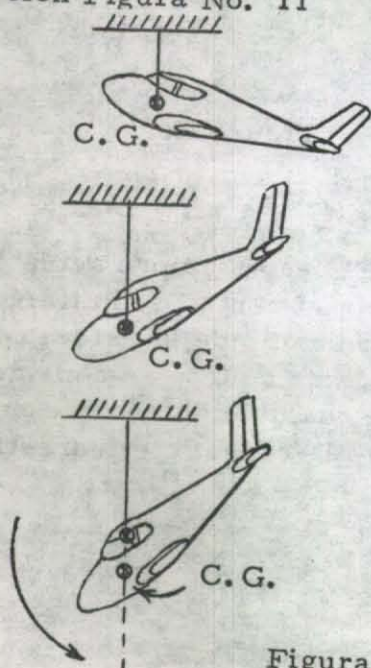
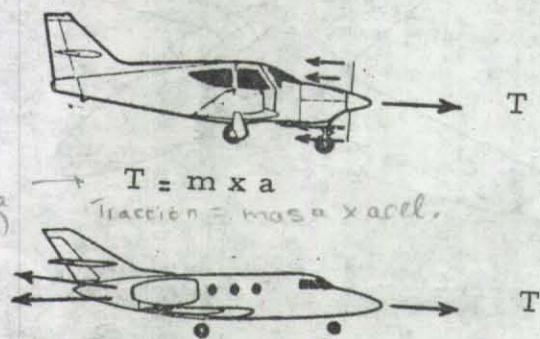


Figura No. 11



$$T = m \times a$$

$$\text{Tracción} = \text{masa} \times \text{acel.}$$

$$T = m \times a$$

Figura No. 12

En los tres casos, la tracción es $T = m \cdot a$, esto es, igual al producto de la masa de aire por la aceleración de ésta.

Ya sea para avión de motor-hélice ó de turborreactor, es posible conocer el valor de la tracción, en cualquier situación, a través de los valores de los elementos citados.

La tracción es la reacción que se obtiene al soplo de la hélice de los aviones provistos de estos medios y

por la reacción de la salida de gases calientes de los motores de combustión - continúa (turborreactor) ó bien por una componente del propio peso del avión, - que actúa paralelamente a la trayectoria, en los planeadores (glider) ó en aviones en condiciones de planeo, en que no existe otra fuerza que proporcione la tracción necesaria para hacer posible el - vuelo.

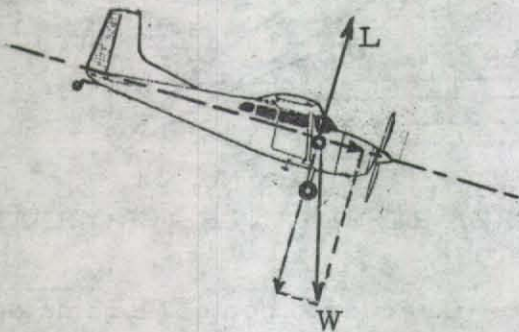


Figura No. 13

LEVANTAMIENTO.

El levantamiento es la fuerza aerodinámica originada en las alas. Por ser muy pequeño el levantamiento producido por el fuselaje y empenaje se desprecia su valor.

El levantamiento es una de las dos fuerzas en que se descompone la fuerza resultante total aerodinámica. La otra componente es la resistencia al avance del ala. Figura No. 14

Vr. - Viento relativo.

R. - Resultante total aerodinámico.

L. - Levantamiento.

Da. - Resistencia al avance del ala.

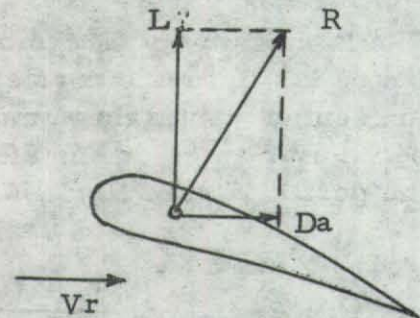


Figura No. 14

ORIGEN DEL LEVANTAMIENTO.

La fuerza que hace posible el vuelo, llamada levantamiento ó sustentación, se debe a la diferencia de presiones que actúa sobre las alas del avión, producida por su movimiento en el seno del aire.

Para conocer y analizar el origen del levantamiento se necesitan las siguientes definiciones.

PERFIL ALAR.

El perfil alar es una sección transversal del ala diseñada para obtener las mejores características aerodinámicas Figura No. 15

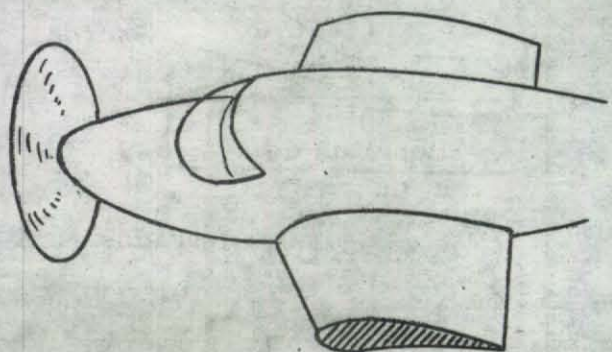


Figura No. 15

VIENTO RELATIVO.

Es la magnitud y dirección de la velocidad de las líneas de corriente del aire, con sentido contrario al movimiento del perfil alar antes de ser afectadas por dicho perfil. Figura No. 16

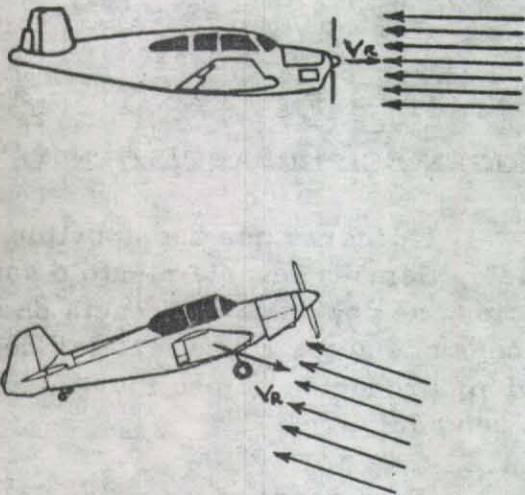


Figura No. 16

CUERDA GEOMETRICA.

Es la línea recta que une el punto delantero del borde de ataque con el punto trasero del borde de salida de un perfil alar. Figura No. 17

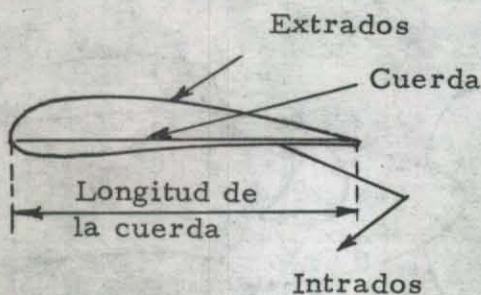


Figura No. 17

ANGULO DE ATAQUE.

Angulo de ataque es el ángulo formado por la línea de la cuerda geométrica y la dirección del viento relativo. Figura No. 18

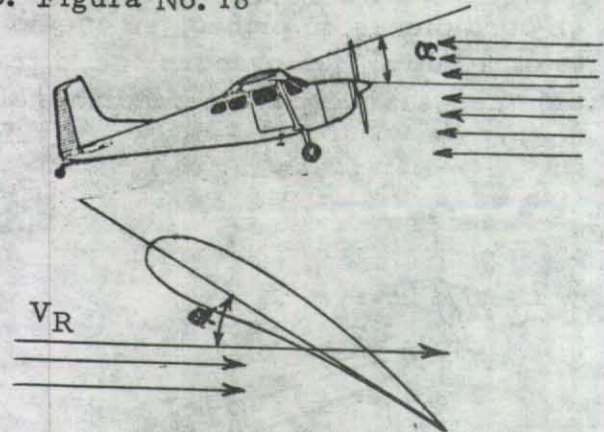


Figura No. 18

FUERZA RESULTANTE AERODINAMICA.

De acuerdo con el teorema de Bernoulli y el principio de continuidad, en una zona de un filete fluido donde existe menor presión las partículas tienen mayor velocidad; así si los filetes de aire tienen mayor velocidad sobre el extrados y menor bajo el intrados, aparecerá una depresión sobre el primero y una sobrepresión sobre el segundo, resultando una diferencia de presión que origina la fuerza hacia arriba y hacia atrás que es la llamada resultante aerodinámica. Figura No. 19

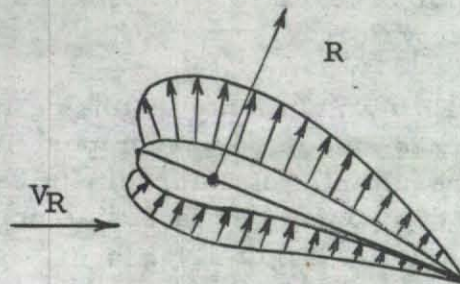


Figura No. 19

La fuerza resultante aerodinámica es la suma vectorial de todas las fuerzas aerodinámicas producidas alrededor de un perfil alar que se mueve dentro del aire, debidas a la disminución de presión que obra sobre la combadura superior (trasdós) del perfil alar, y la sobrepresión obrante sobre la combadura inferior (intradós), Figura No. 20

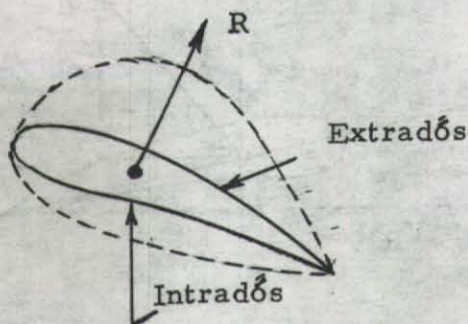


Figura No. 20

Aproximadamente cerca del 75% del levantamiento se debe a la depresión en la combadura superior y el 25% restante a la sobrepresión en la combadura inferior.

CENTRO DE PRESION. (C.P.)

Centro de presión es el punto donde se considera aplicada la fuerza resultante aerodinámica. Su situación es la intersección de la fuerza resultante aerodinámica con la cuerda geométrica. Figura No. 21

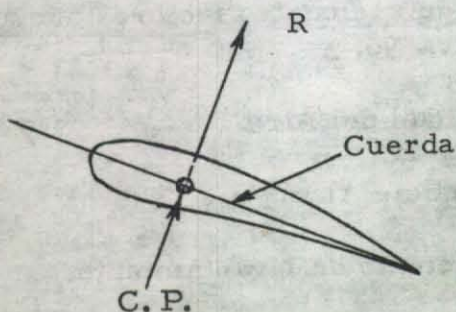


Figura No. 21

VARIACION DE LA FUERZA RESULTANTE AERODINAMICA.

La magnitud, sentido y punto de aplicación (centro de presión) de la fuerza resultante aerodinámica, varía de acuerdo con la densidad atmosférica, velocidad, ángulo de ataque y superficie alar.

En las diferentes condiciones de vuelo, para cada velocidad existe cierto ángulo de ataque, pero considerando en cierto momento constante el ángulo de ataque, la fuerza resultante aerodinámica variará de la siguiente forma:

Para ángulos de ataque pequeños, la resultante es relativamente pequeña, con dirección hacia arriba y hacia atrás de la vertical. El centro de presión está bastante atrás del borde de ataque. Figura No. 22

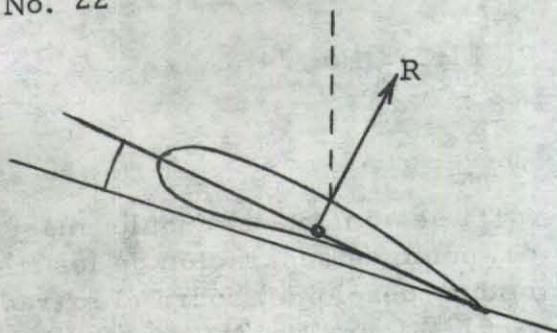


Figura No. 22

Para ángulos de ataque medios la resultante es mayor, cambiando su dirección volviéndose más vertical y su centro de presión se ha movido hacia el borde de ataque. Figura No. 23

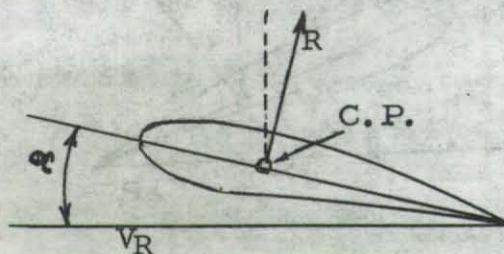


Figura No. 23

Para ángulos de ataque grandes, (antes del ángulo de desplome) la resultante es mayor aún, su dirección hacia atrás de la vertical, moviéndose su centro de presión hacia adelante, de un 20 a 30 por ciento de la cuerda a partir del borde de ataque Figura No. 24

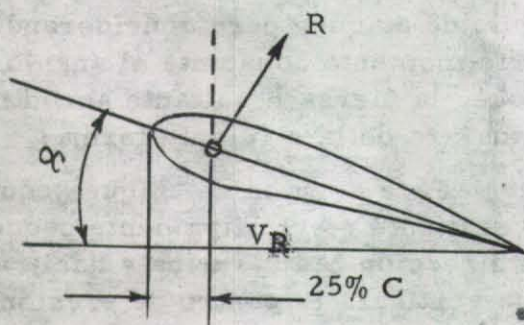


Figura No. 24

Si se aumenta el ángulo más allá del punto de separación de los filetes fluidos (desplome) sobre el extradós del perfil, Figura No. 25 la resultante decrece en magnitud, el ángulo formado con la vertical aumenta y el centro de presión se corre bruscamente hacia atrás.

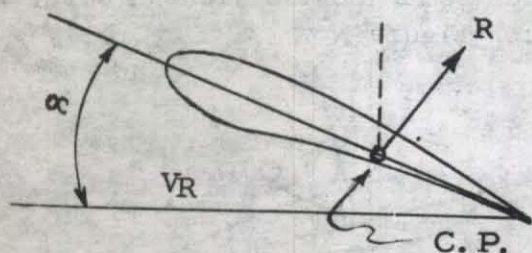


Figura No. 25

DEFINICION DE LEVANTAMIENTO.

El levantamiento es la componente de la fuerza resultante Aerodinámica perpendicular a la dirección del viento relativo.

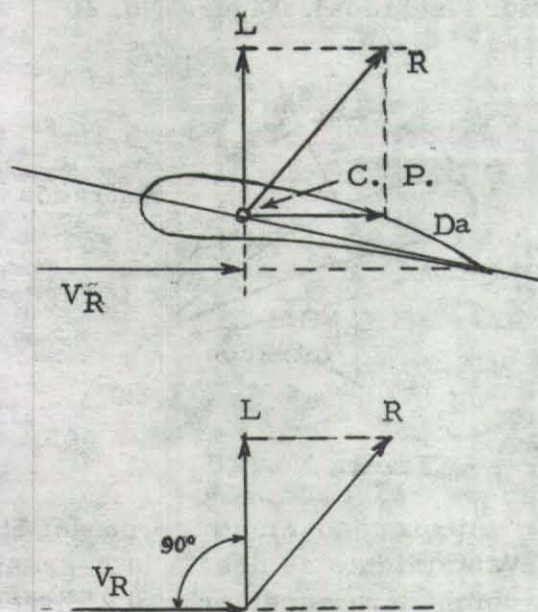


Figura No. 26

FACTORES DEL LEVANTAMIENTO.

El levantamiento está dado por la expresión $L = \frac{1}{2} \rho C_L S V^2$. Su valor depende directamente del valor de cada uno de sus cuatro factores anotados: Figura No. 27

ρ = Densidad del Aire.

S = Superficie Alar.

C_L = Coeficiente de levantamiento.

V = Velocidad del avión.

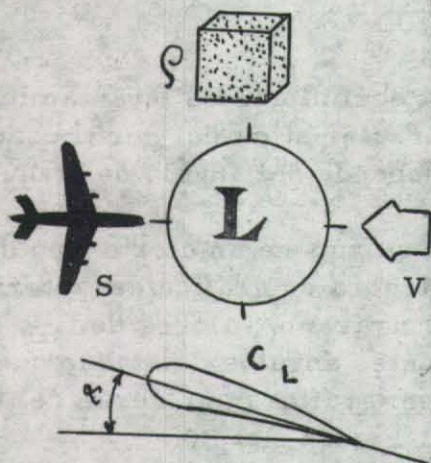


Figura No. 27

DENSIDAD DEL AIRE. (ρ)

La densidad del aire es la masa de aire ocupada por la unidad de volumen $\rho = \frac{\text{Masa}}{\text{Volumen}}$

En el sistema MKS sus unidades son $\frac{\text{UTM}}{\text{M}^3}$ (UTM = unidades técnicas de masa)

En el sistema FPS sus unidades son:

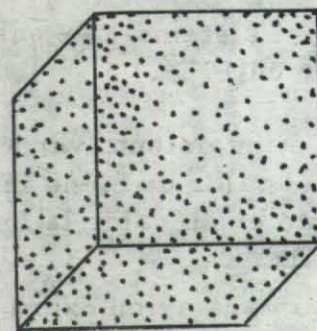
$$\rho = \frac{\text{SLUG}}{\text{PIE}^3}$$

La masa específica varía con la altitud y con la temperatura, disminuyendo siempre con el incremento de cualquiera de los dos factores

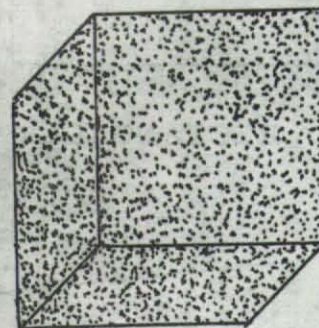
La masa específica varía inversamente a la altitud.

A mayor altitud menor masa específica.

A menor altitud mayor masa específica. Figura No. 28



MAYOR ALTITUD
MENOR DENSIDAD



MENOR ALTITUD
MAYOR DENSIDAD

Figura No. 28

Al Nivel del mar

Al Nivel Valle de Mex.

$$\rho = 0.125 \frac{\text{UTM}}{\text{M}^3}$$

$$\rho = 0.100 \frac{\text{UTM}}{\text{M}^3}$$

$$\left(\frac{1}{8} \text{ aproximadamente} \right) \left(\frac{1}{10} \right)$$

S. - SUPERFICIE ALAR.

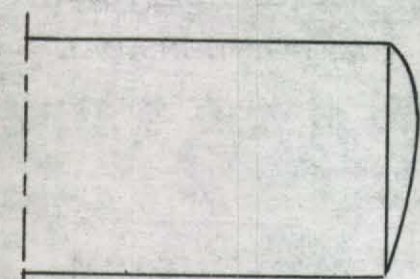
La superficie alar es la proyección del ala sobre un plano horizontal, estando el avión en posición de vuelo también horizontal.

En el sistema MKS sus unidades se expresan en (M^2 .)

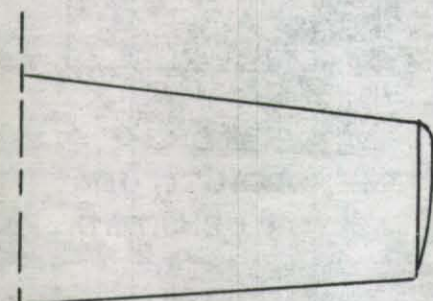
En el sistema FPS sus unidades se expresan en (PIE^2) .

El levantamiento varía directamente con el valor de S , no influyendo directamente en su valor la forma en planta del ala.

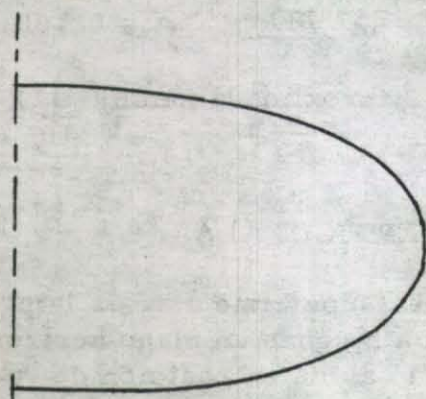
Para cada avión habrá un valor determinado y constante de la superficie alar (S).



ALA RECTANGULAR



ALA CONICA



ALA ELIPTICA

Figura No. 29

C_L . - COEFICIENTE DE LEVANTAMIENTO.

El coeficiente de levantamiento es una característica del perfil usado en el ala y depende del ángulo de ataque.

Si se supone un cierto tipo de perfil, este tendrá su gráfica característica para encontrar sus valores de C_L , para los diferentes ángulos de ataque que se consideren; gráficas que serán del tipo siguiente; Figura No. 30

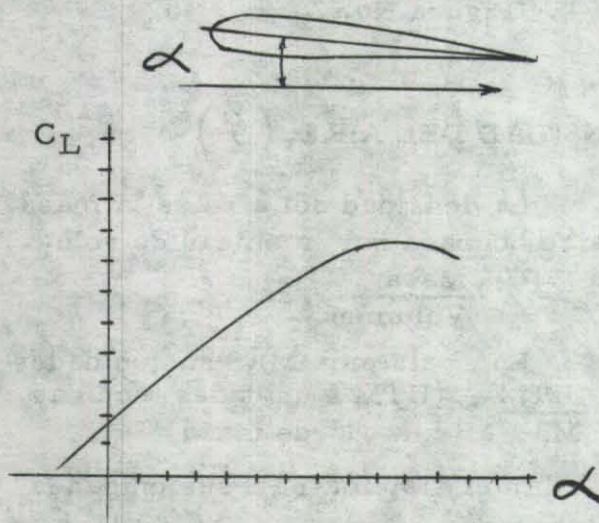


Figura No. 30

C_{LMAX} . - COEFICIENTE DE LEVANTAMIENTO MAXIMO.

El coeficiente de levantamiento aumenta proporcionalmente al ángulo de ataque. A medida que el ángulo aumenta, el coeficiente de levantamiento aumenta también hasta llegar a un ángulo en que dicho coeficiente alcanza su valor máximo.

El levantamiento máximo del perfil en función del ángulo de ataque, se tendrá cuando se alcanza el ángulo que-

proporciona el coeficiente máximo de sustentación. Figura No. 31

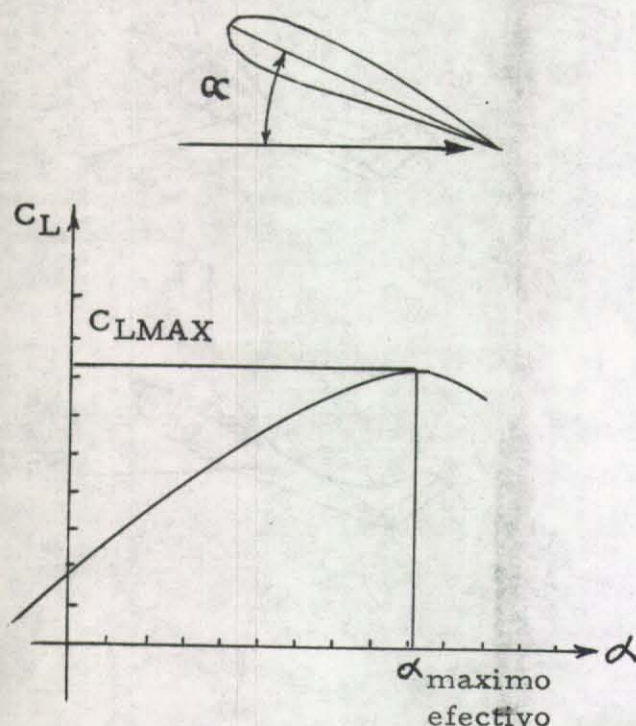


Figura No. 31

V. - VELOCIDAD.

La velocidad considerada es la velocidad relativa del avión.

En el sistema MKS se expresa en (m/seg.)

En el sistema FPS se expresa en (Pie/seg.)

De acuerdo con el principio del movimiento relativo, es equivalente considerar para ciertos propósitos, que el avión se desplace en una masa de aire inmóvil con una velocidad relativa V_a , ó bien se considere fijo dentro de una masa fluida que se desplaza con una velocidad que se considera es la relativa V_R . Figura No. 32



Figura No. 32

El levantamiento varía con el cuadrado de la velocidad es decir que si la velocidad se duplica, el levantamiento aumenta cuatro veces, si la velocidad se triplica, el levantamiento aumenta nueve veces, etc., es decir para velocidades bajas, crece según una Ley Parabólica; Figura No. 33

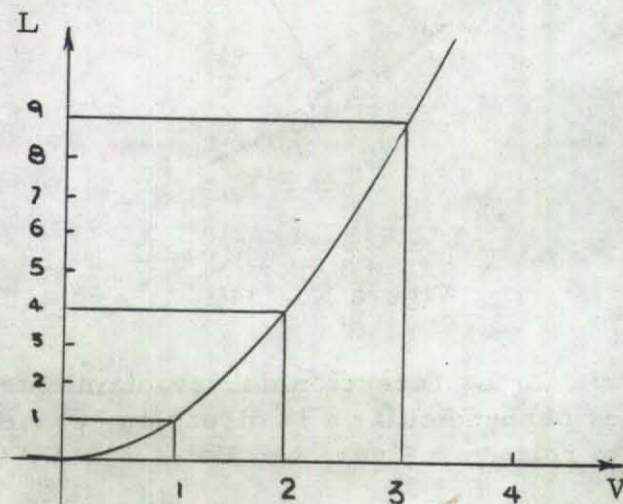
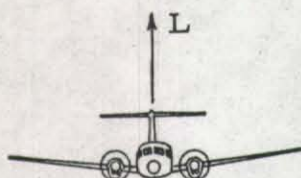
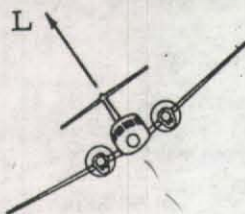


Figura No. 33

DIRECCION DEL LEVANTAMIENTO.

La Fuerza de levantamiento siem
pre está contenida en Plano Longitudinal
del avión. Figura No. 34



no exceder de
→ banco → 30° x seg. — 180° — en un min.
→ aluceo → mov. aerodinámica

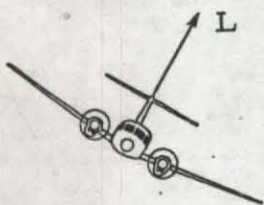


Figura No. 34

La Dirección del levantamiento
es perpendicular a la dirección del vien
to relativo. Figura No. 35

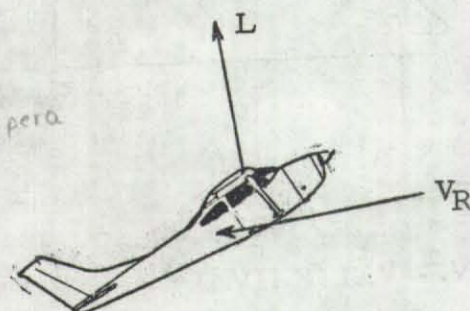
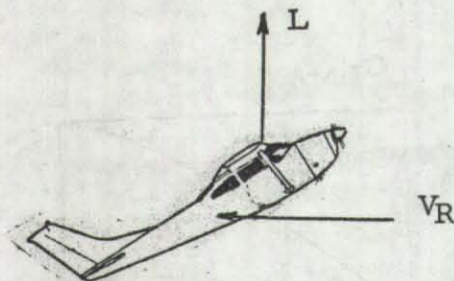
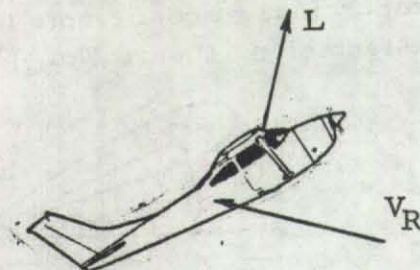


Figura No. 35

Por lo tanto, el levantamiento -
actúa en cualquier dirección, indepen-
diente de la posición del horizonte, ya-
que el avión al efectuar diversas manio-
bras puede tomar direcciones de vuelo
inclinadas, paralelas ó perpendiculares
al horizonte.

Al efectuarse un viraje completo
en un plano vertical (rizo ó loop) la sus-
tentación ó levantamiento variará su di-
rección en cada instante de la maniobra.
Figura No. 36

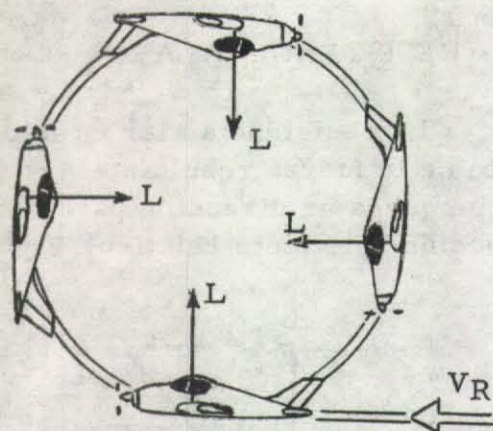


Figura No. 36

Al empezar la maniobra, el levantamiento es vertical hacia arriba; al estar el avión ascendiendo verticalmente, el levantamiento es horizontal; estando el aparato a la mitad de la maniobra el levantamiento es vertical hacia abajo, ya que el avión está invertido; al estar descendiendo verticalmente con respecto al suelo, la sustentación será una fuerza horizontal, y al terminar la maniobra y volar horizontalmente el avión, el levantamiento vuelve a ser una fuerza vertical hacia arriba. Figura No.37

En la maniobra anterior se presenta momentáneamente las condiciones totales de ascenso vertical, vuelo invertido y picada.

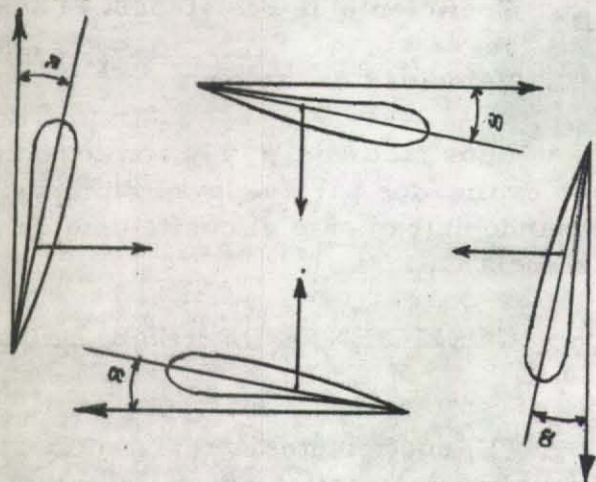


Figura No. 37

Cuando el avión vuela recto y nivelado, el levantamiento es una fuerza vertical hacia arriba. Figura No. 38

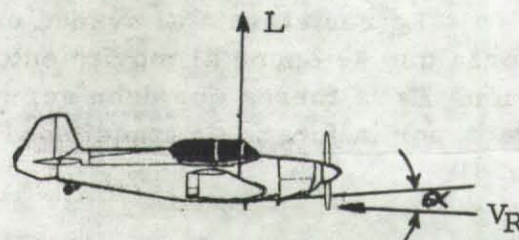


Figura No. 38

ANGULO DE DESPLOME O DE PERDIDA DE LEVANTAMIENTO.

El ángulo de desplome ó de pérdida de levantamiento es el ángulo de ataque para el cual se obtiene el valor máximo del coeficiente de levantamiento, punto en el que las corrientes de aire empiezan a desprenderse de la cara superior del ala, presentándose una zona turbulenta en el borde de salida.

Para ángulos de ataque mayores del ángulo de pérdida de levantamiento, el coeficiente de sustentación disminuye rápidamente. Esta disminución del levantamiento origina lo que se conoce como desplome (stall). Figura No.39

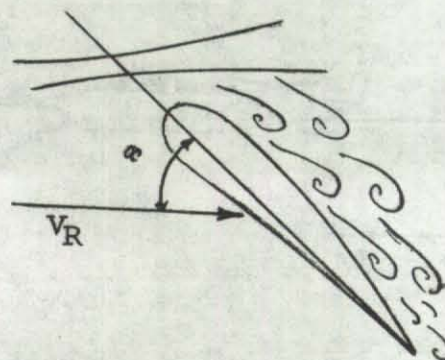


Figura No. 39

RESISTENCIA AL AVANCE.

La resistencia al avance es la fuerza que se opone al movimiento del avión. Es la fuerza que debe ser equilibrada por la fuerza de tracción. Figura No. 40

equilibra el levanta. el peso.

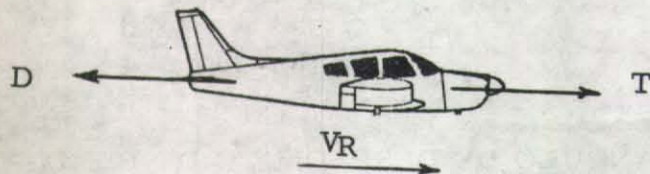


Figura No. 40

Si $T = D$, el avión vuela a velocidad constante.

D, la resistencia al avance total de un avión, está formada por cuatro clases de resistencias parciales;

$$D = D_a + D_p + D_i + D_f.$$

D_a = Resistencia Alar.

D_p = Resistencia parásita.

D_i = Resistencia inducida.

D_f = Resistencia de rozamiento.

Figura No. 41

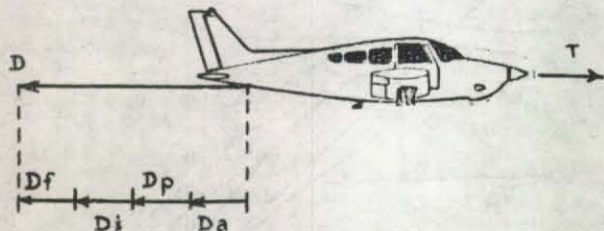


Figura No. 41

Da. - RESISTENCIA ALAR.

La resistencia alar es la componente de la fuerza resultante Aerodinámica que queda en dirección paralela a la dirección del viento relativo. Figura No. 42

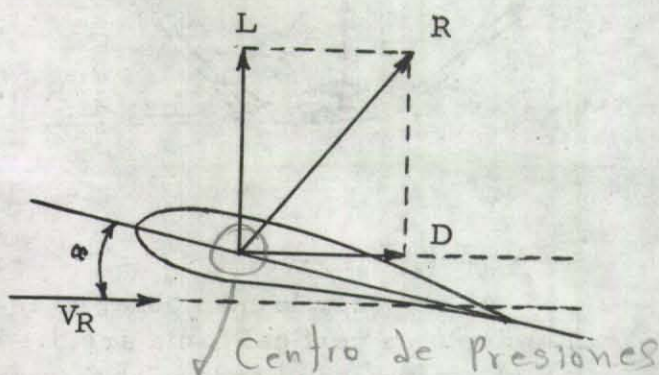


Figura No. 42

FACTORES DE LA RESISTENCIA ALAR.

La resistencia alar está dada por la expresión $D_a = \frac{1}{2} \rho C_D S V^2$

Por lo que al igual que el levantamiento su valor depende directamente del valor de los factores anotados.

ρ = Densidad del aire.

S = Superficie alar.

C_D = Coeficiente de resistencia al avance: alar

V = Velocidad del avión.

Los factores ρ y V son los mismos explicados para el levantamiento, variando únicamente el coeficiente de resistencia C_D .

* C_D - COEFICIENTE DE RESISTENCIA ALAR.

El coeficiente de resistencia alar, al igual que el coeficiente de levantamiento, varía con respecto al ángulo de ata-

que y es una característica del tipo de perfil usado en el ala.

Cada tipo de perfil, tendrá su gráfica característica para encontrar sus valores de C_D para los diferentes ángulos de ataque que se consideren. Las gráficas son del siguiente tipo; Figura No. 43.

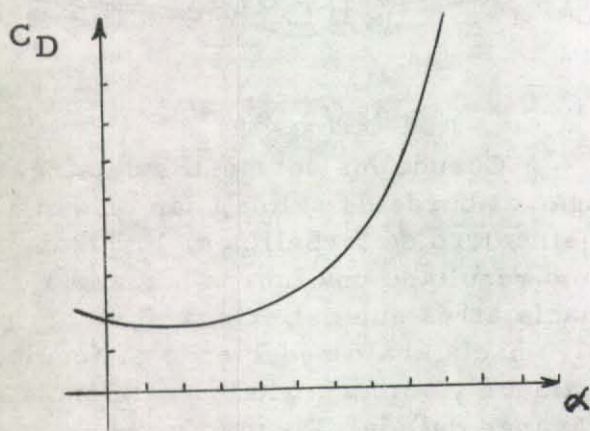


Figura No. 43

D_p - RESISTENCIA PARASITA.

Resistencia Parásita es la fuerza que oponen todas aquellas partes exteriores del avión que no contribuyen a proporcionar levantamiento.

La resistencia parásita es debida al área frontal del fuselaje, empenajes, tren de aterrizaje, antenas, montantes, tirantes, etc. Figura No. 44

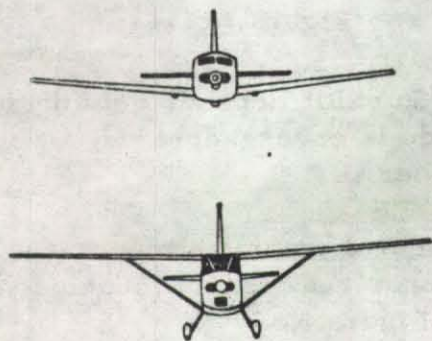


Figura No. 44

FACTORES DE LA RESISTENCIA PARASITA.

Los factores de la Resistencia Parásita son semejantes a los de la resistencia alar, considerándose independientes del ángulo de ataque.

Aproximadamente $D_p = 1.28 \frac{1}{2} \rho a V^2$

$D_p = 0.64 \rho a V^2$

1.28 = factor de corrección.

ρ = Densidad del aire.

a = Área placa plana equivalente.

V = Velocidad relativa del avión.

Los factores ρ y V son los mismos considerados anteriormente.

a. - PLACA PLANA EQUIVALENTE.

Todas las partes exteriores del avión que se oponen al avance tienen cierto corte ó perfil de modo que ofrezcan la mínima resistencia. (forma currentilínea ó aeroforme).

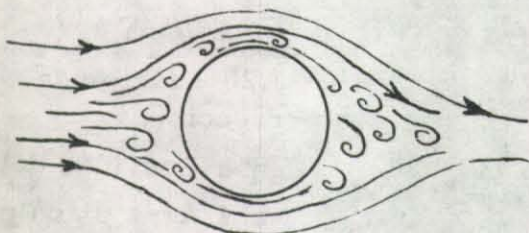
Para la aplicación de la fórmula, cada una de estas áreas frontales hay que referirla ó convertirla a una área plana que sea equivalente en su resistencia.

La placa plana equivalente de la resistencia parásita total del avión es la suma de todas las áreas de las placas equivalentes en su resistencia, de cada una de las determinadas partes del avión.

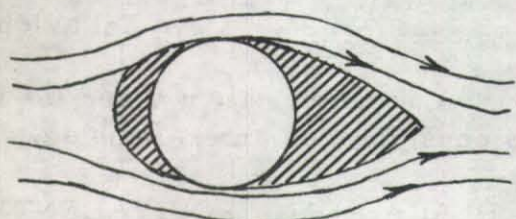
Los cuerpos perfectamente diseñados aerodinámicamente, serán los que

tengan los mínimos valores de sus placas planas equivalentes. Figura No. 45

El fuselado es la forma aerodinámica lograda en las partes exteriores del avión para reducir su área frontal equivalente, y por lo tanto reducir su resistencia parásita. Figura No. 45



CUERPO NO FUSELADO



CUERPO FUSELADO

Figura No. 45

Di. - RESISTENCIA INDUCIDA.

La resistencia inducida es la resistencia al avance que se produce en la punta de las alas de todos los aviones, debida a la turbulencia ó torbellinos que se forma en las mismas, por efecto de la diferencia de presiones creada sobre las alas. (Depende también del alargamiento ó razón de aspecto del ala).

Al desplazarse el ala en el aire, la presión estática del aire en la parte superior del ala es menor de la que obra en la parte inferior. Figura No. 46

Teniendo más presión abajo, el aire se desplaza por la punta del ala a la zona de menor presión formando un vórtice ó remolino.

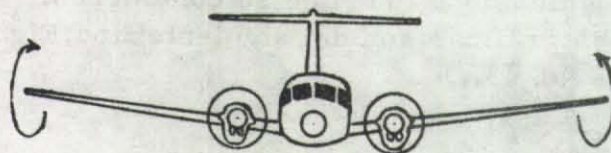
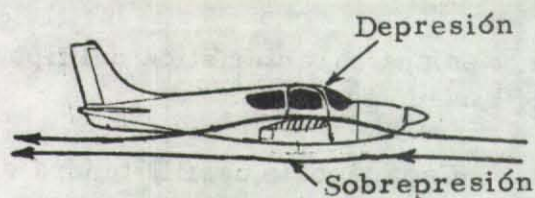


Figura No. 46

Cuando las corrientes de aire llegan al borde de salida, dan origen a un sinúmero de torbellinos, lo que da como resultado una fuerza hacia abajo y hacia atrás que deflexiona el viento relativo hacia abajo reduciendo el ángulo de ataque y aumentando la resistencia al avance del ala. Figura No. 47

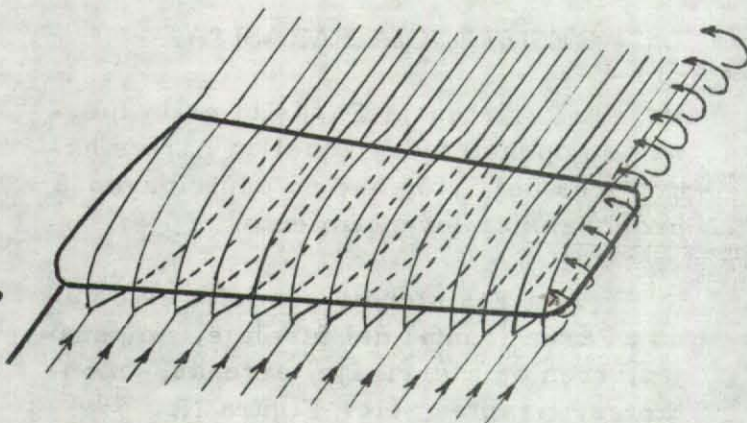


Figura No. 47

Su valor depende del ángulo de ataque de la envergadura del ala y del tipo de perfil.

Por ejemplo, a mayor envergadura menor resistencia inducida y viceversa. Figura No. 48

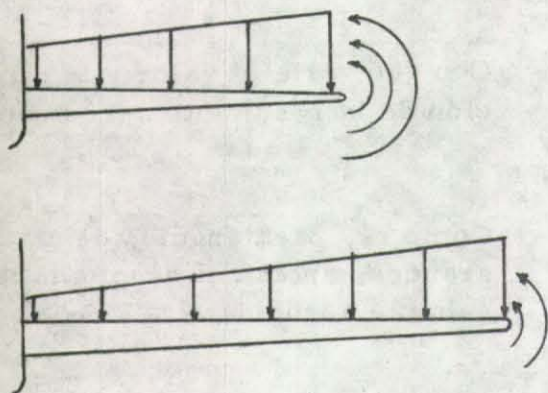


Figura No. 48

Ya que la envergadura no varía, para disminuir la resistencia inducida, se colocan en las puntas de las alas de ciertos aviones, tanques de combustible de forma fuselada, ó bien diseños en la parte inferior del ala, para formar una concavidad cerca de la punta.

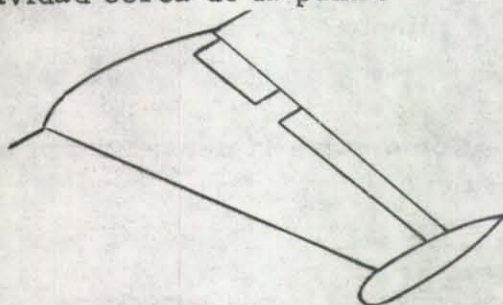


Figura No. 49

Df. - RESISTENCIA DE ROZAMIENTO.

La resistencia de rozamiento se debe a la viscosidad *del aire principalmente. (*Viscosidad: Se llama viscosidad al rozamiento interno que presentan

los fluidos al desplazarse, creando por lo tanto una resistencia al movimiento de dicho fluido).

Al desplazarse el avión dentro del fluido, el aire en contacto directo con su superficie forma una película ó capa, llamada capa límite ó superficial.

Esta capa se adhiere a la superficie reduciendo su velocidad ejerciendo una acción de frenado lo que determina la resistencia al avance por rozamiento superficial. Figura No. 50



Figura No. 50

Esta resistencia aumenta con la rugosidad ó aspereza de la superficie, suciedad sobre la misma, mal unión ó remachado. Figura No. 51



Figura No. 51

CUESTIONARIO CAPITULO 2

1. - ¿En vuelo recto y nivelado, qué fuerzas actúan sobre el avión?
2. - ¿Qué es el centro de gravedad de un cuerpo?
3. - ¿Qué sucede si el cuerpo se cuelga libremente de su centro de gravedad?
4. - ¿Qué grupo da la tracción requerida por el avión?
5. - ¿Qué es la tracción?
6. - ¿Qué es el levantamiento?
7. - Sobre la cuerda aerodinámica el levantamiento es:
8. - La dirección de la cuerda geométrica y la del viento relativo forman:
9. - ¿Cómo es la velocidad en una zona de mayor presión de un filete fluido?
10. - El punto donde se considera aplicada la resultante aerodinámica se llama:
11. - ¿Con qué varía el valor y la dirección de la resultante aerodinámica?
12. - ¿Cómo es, para ángulos de ataque grandes, antes del desplome la resultante aerodinámica?
13. - ¿Qué valor tiene, para ángulos medios la resultante aerodinámica?
14. - ¿Qué dirección tiene el levantamiento?
15. - ¿Cuál es la expresión del levantamiento?
16. - ¿Cómo varía la densidad con la altitud?
17. - ¿Cuál es la superficie alar considerada para el levantamiento?
18. - ¿De qué depende el levantamiento?
19. - ¿Cuándo se obtiene el levantamiento máximo de perfil?
20. - ¿La velocidad en el sistema MKS se expresa en?

21. - ¿Cuánto se aumenta el levantamiento si la velocidad se duplica?
22. - ¿Al efectuar un rizo qué dirección toma el levantamiento?
23. - ¿En vuelo recto y nivelado qué dirección tiene el levantamiento?
24. - ¿Para ángulos de ataque mayores al ángulo de pérdida el C_L ?
25. - ¿Qué es la resistencia al avance?
26. - ¿La resistencia al avance está equilibrada por?
27. - ¿La resistencia total al avance está compuesta por?
28. - ¿De qué depende la resistencia alar?
29. - ¿Con qué varía el valor de C_D ?
30. - ¿A qué se debe la resistencia parásita?
31. - ¿Qué es la placa plana equivalente?
32. - ¿Para qué es la forma fuselada de una parte parásita?
33. - ¿En dónde se produce la resistencia inducida?
34. - ¿Aviones de gran envergadura presentan mayor ó menor resistencia inducida.?
35. - ¿A qué se debe la resistencia de rozamiento?
36. - ¿Cómo aumenta la resistencia de rozamiento?

CAPITULO 3

ORGANOS DE MANDO

Los órganos de mando son los elementos de un avión, que operados por el piloto transmiten su acción a las superficies de control para producir los movimientos del avión alrededor de sus tres ejes.

TIPO CONVENCIONAL.

El tipo convencional de órganos de mando de un avión consta de un bastón y unos pedales:

BASTON.

Con el bastón se controlan los alerones y el timón de profundidad ó elevadores.

Con movimiento hacia adelante, el timón de profundidad baja. El avión pica ó baja la nariz. Figura No. 52 su cediendo lo contrario si el movimiento del bastón es hacia atrás. Figura No. 53

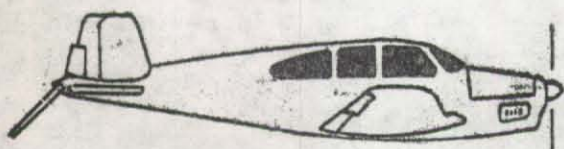


Figura No. 52

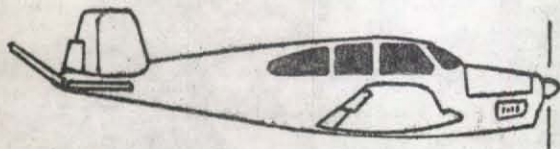


Figura No. 53

Con movimiento hacia la izquierda, el alerón del ala izquierda sube y el del ala derecha baja. El avión se inclina a la izquierda. Figura No. 54, incliniéndose a la derecha cuando el movimiento del bastón sea hacia la derecha.



Figura No. 54

En algunos tipos de aviones, el bastón tiene su volante de control para los alerones exclusivamente.

PEDALES.

Los pedales controlan el timón direccional. Presionando el pedal izquierdo, el timón direccional, gira hacia la izquierda. El avión tiende a girar a la izquierda sobre un plano horizontal. Sucediendo lo contrario si se presiona el pedal derecho. Figura No. 55

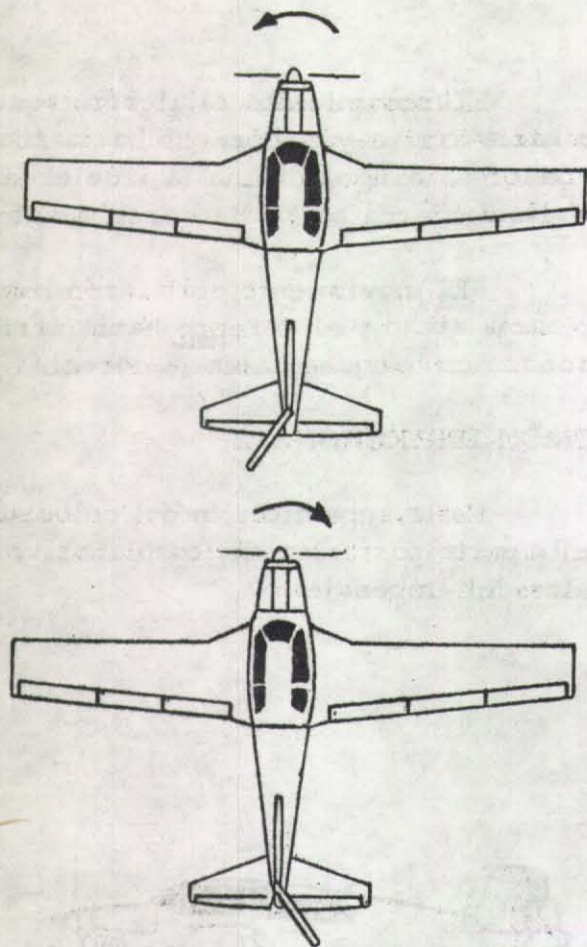


Figura No. 55

SUPERFICIES DE CONTROL.

Son superficies móviles que forman parte del ala y del empenaje. Por efectos aerodinámicos, producen momentos que provocan los movimientos alrededor de los tres ejes del avión. Fig. 56

TIMON DE PROFUNDIDAD.

Así se llama a las superficies de control colocadas en la parte posterior del estabilizador horizontal del empenaje. Figura No. 57

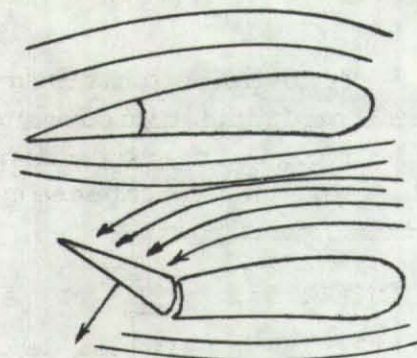


Figura No. 56

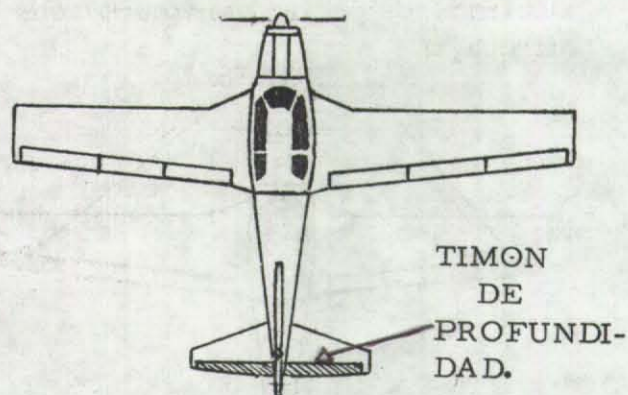


Figura No. 57

El efecto aerodinámico producido por el movimiento del timón de profundidad, provoca el movimiento alrededor del eje transversal denominado comúnmente "cabeceo". Figura No. 57

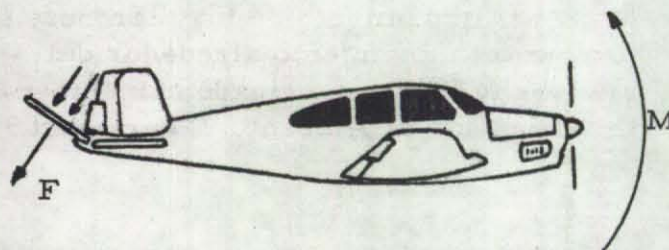


Figura No. 58

El movimiento hacia arriba del timón de profundidad produce un cabeceo positivo, ó ascenso de la nariz. Hacia abajo produce un cabeceo negativo ó descenso de la nariz.

ALERONES.

Son las superficies de control colocadas en los extremos del borde de salida del ala, uno en el lado izquierdo y otro en el derecho, con movimientos alternos, es decir cuando uno sube el otro baja.



Figura No. 59

El efecto aerodinámico producido por el movimiento de los alerones, provoca el movimiento alrededor del eje longitudinal denominado comúnmente "Banqueo" ó "Alabeo". Figura No.60

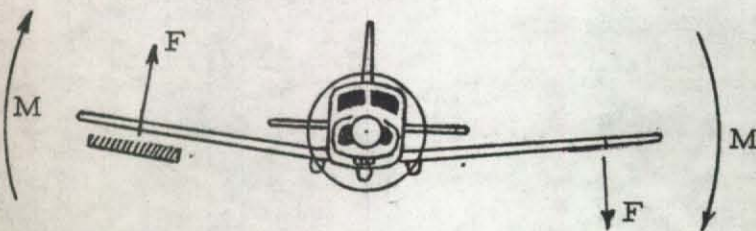


Figura No. 60

El movimiento del alerón izquierdo hacia arriba y el derecho hacia abajo produce un banqueo hacia la izquierda: - el ala izquierda baja y la derecha sube.

El movimiento del alerón izquierdo hacia abajo y el derecho hacia arriba produce un banqueo hacia la derecha.

TIMON DIRECCIONAL.

Es la superficie móvil colocada en la parte posterior de los planos verticales del empenaje.



Figura No. 61

El efecto aerodinámico producido por el movimiento del timón direccional, provoca el movimiento alrededor del eje vertical denominado comúnmente "Guiñada". Figura No. 62

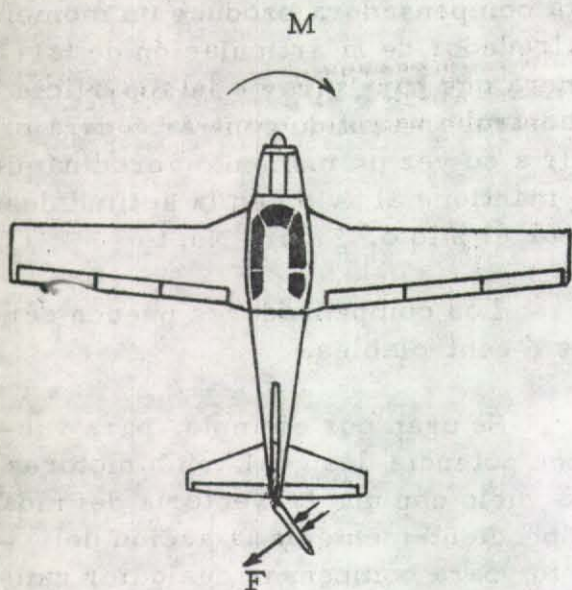


Figura No. 62

El movimiento hacia la derecha del timón direccional produce una guiñada hacia la derecha. Hacia la izquierda produce una guiñada hacia la izquierda.

Las superficies de control pueden ser accionadas:

- a) Directa o mecánicamente. Figura No. 63
- b) Ayudadas por aletas compensadoras por efecto aerodinámico. Figura 64.
- c) Ayudadas por medio hidráulico. - Figura No. 65

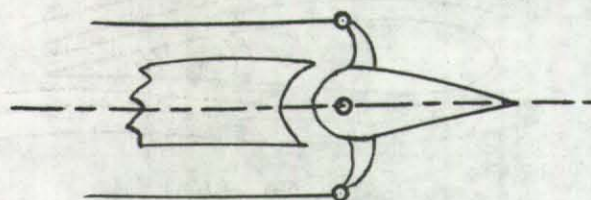


Figura No. 63

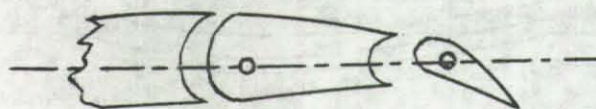


Figura No. 64

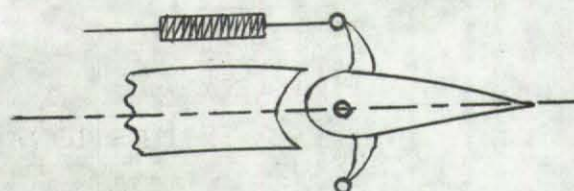


Figura No. 65

El sistema para mover las superficies de control, está diseñado para que con pequeño esfuerzo por parte del piloto se produzcan las acciones necesarias para el movimiento del avión.

ALETAS COMPENSADORAS.

También llamadas compensadores, son pequeñas superficies regulables que se fijan al borde de salida de las superficies de control. Figura No. 66



Figura No. 66

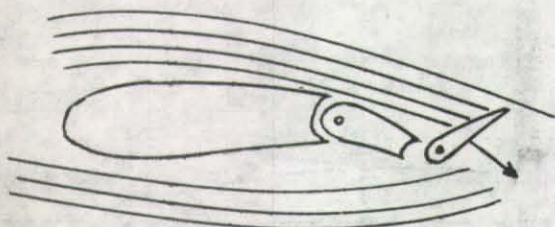


Figura No. 67

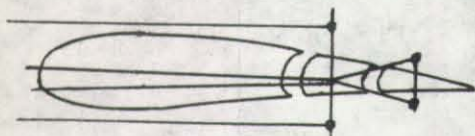


Figura No. 68

La carga aerodinámica sobre la aleta compensadora produce un momento alrededor de la articulación de tal -- manera que hace girar a la superficie -- de control en sentido contrario para pro-- ducir a su vez un momento aerodinámico que mantiene al avión en la actitud desea da por el piloto. Figura No. 67

Los compensadores pueden ser -- fijos ó controlables.

Se usan por ejèmplo, para vue-- lo con potencia desigual, en bimotores, para vuelo con una trayectoria definida independientemente de la acción del -- viento, para compensar cualquier cam-- bio de balanceo del avión por consumo -- de combustible ó reacomodo de pasaje-- ros. Figura No. 68

CUESTIONARIO CAPITULO 3

1. - ¿Qué se requiere hacer para produ-- cir el movimiento del avión alre-- dedor de sus tres ejes?
2. - ¿Con qué se operan las superficies de control?.
3. - ¿En qué consiste el tipo convencio-- nal de órganos de mando?
4. - ¿Con qué se controlan los alerones y el timón de profundidad?
5. - ¿El avión baja la nariz si el bastón?
6. - ¿Si el bastón se mueve hacia atrás, el avión?.
7. - ¿Moviendo el bastón a la izquierda, cómo se mueven los alerones?
8. - ¿Moviendo el bastón a la izquierda, cómo se mueve el avión?
9. - ¿Con qué se acciona el timón direc-- cional?

10. - ¿Presionando el pedal izquierdo - el timón gira hacia?
11. - ¿Qué son las superficies de control?
12. - ¿La acción de las superficies de control se genera por?
13. - ¿La superficie de control colocada atrás del estabilizador horizontal se llama?
14. - ¿Las superficies de control colocadas en los extremos del borde de salida de las alas, se llaman?
15. - ¿La superficie de control colocada atrás del estabilizador vertical se llama?
16. - ¿Cuáles son los sistemas usados para accionar las superficies de control?
17. - Diga usted que son las aletas compensadoras. Describa usted su acción.

CAPITULO 4

SISTEMAS HIPERSUSTENTADORES

Para ciertas condiciones de vuelo, es necesario variar el levantamiento así como la resistencia al avance del avión. Por ejemplo en el despegue, ascenso, descenso y aterrizaje; por esto, a los aviones modernos se les ha dotado de dispositivos para lograr el aumento del coeficiente de levantamiento y de resistencia al avance.

Los dispositivos más usados como sistemas hipersustentadores son las aletas de ala (Flaps) y las ranuras (Slots).

ALETAS DE ALA (FLAPS).

Son dispositivos colocados en el borde de salida del ala que tiene un movimiento simultáneo hacia abajo, incrementando de esta forma la combadura de dicha ala.

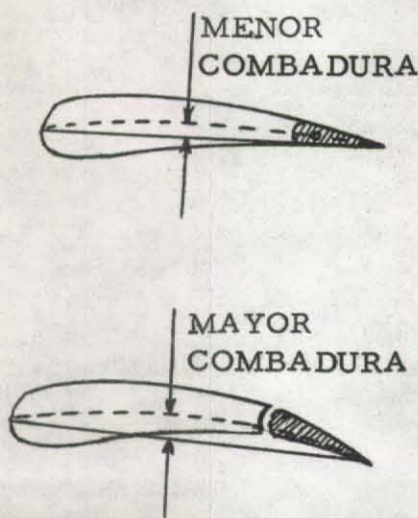


Figura No. 69

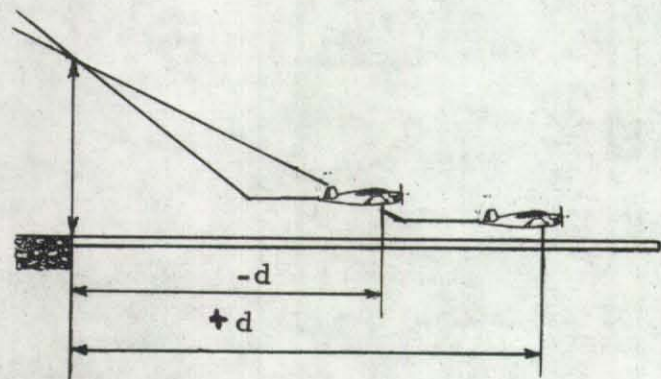


Figura No. 70

Con el uso de aletas, se obtiene un aumento de levantamiento, y de resistencia al avance, lográndose un freno aerodinámico.

Los efectos anotados permiten a su vez efectuar descensos más pronunciados para el aterrizaje sin aumento de velocidad, ventaja de gran conveniencia al entrar en campos con obstáculos en sus cabeceras. Figura No. 70.

Las aletas posteriores (Flaps), se colocan en el borde de salida de las alas, girando hacia abajo, ó corriendo se hacia atrás y girando siendo las más usuales las siguientes: Figura No.71.

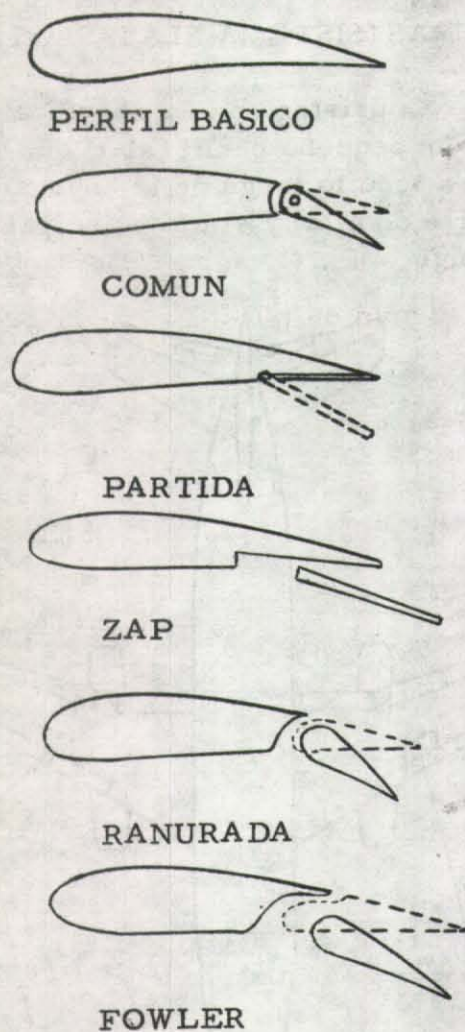


Figura No. 71

De acuerdo con el tipo usado, el coeficiente de levantamiento aumenta - un porcentaje sobre el del perfil básico, al hacer uso de las aletas. Figura No. 72.

Debido a que con el uso de aletas, el coeficiente de levantamiento - máximo se obtiene a un ángulo de ataque menor, existe la tendencia al aterrizaje sobre el tren principal ó en "dos puntos".

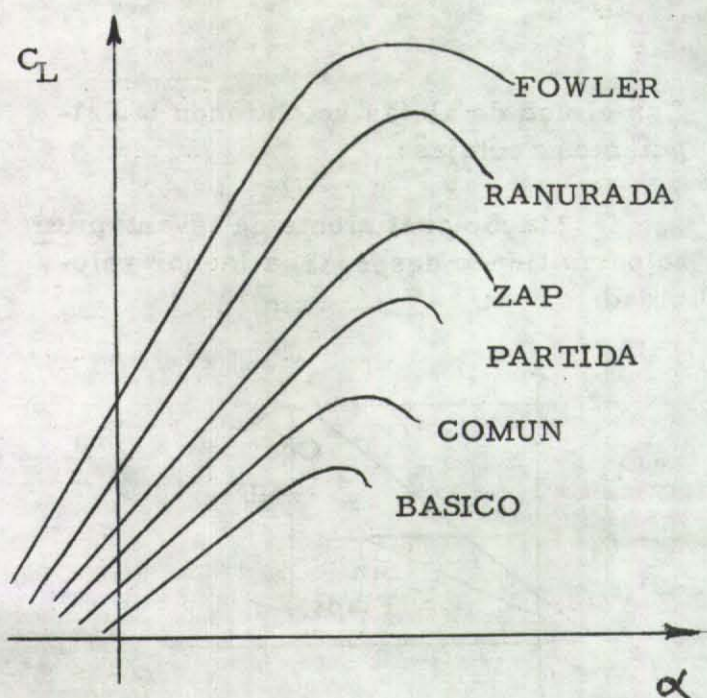
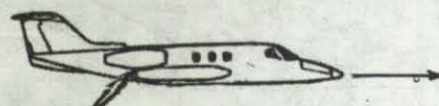


Figura No. 72

Para evitar momentos inconvenientes de picada, las aletas deben operarse disminuyendo la velocidad del avión con respecto a la de crucero normal, de acuerdo con las especificaciones y técnicas de vuelo de cada tipo de avión. Figura No. 73



MAYOR VELOCIDAD
SIN FLAPS.



MENOR VELOCIDAD
CON FLAPS

Figura No. 73

Con el uso de aletas se obtienen las siguientes ventajas:

Mayor coeficiente de levantamiento permitiendo despegar a menor velocidad.

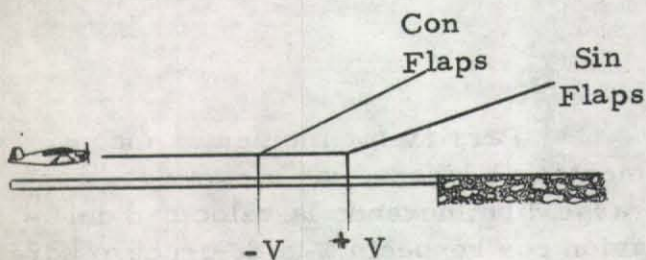
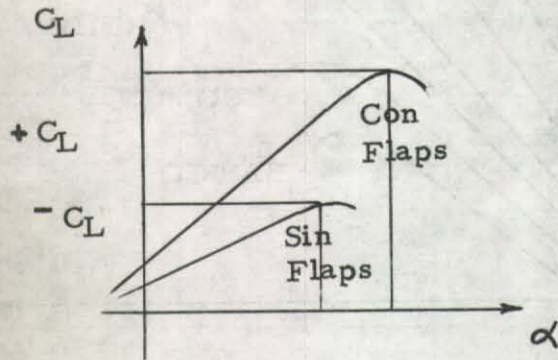


Figura No. 74

Mayor resistencia al avance, lográndose una carrera más corta en el terreno para detener el avión. Figura No. 75.

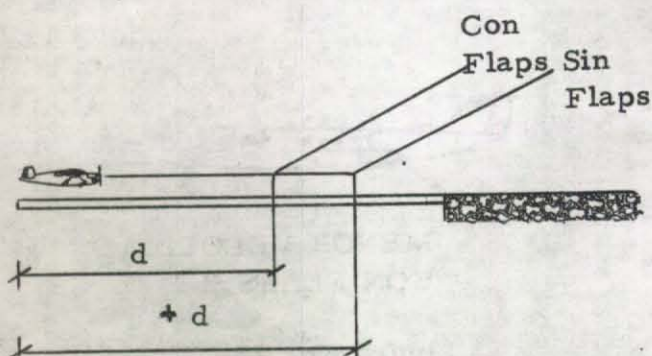


Figura No. 75

RANURAS (SISTEMA SLAT-SLOT).

Consisten en una abertura (Slot) entre un pequeño perfil (slat) que se prolonga a todo lo largo de la envergadura - (ó parte de ella) y el ala principal. Figura No. 76

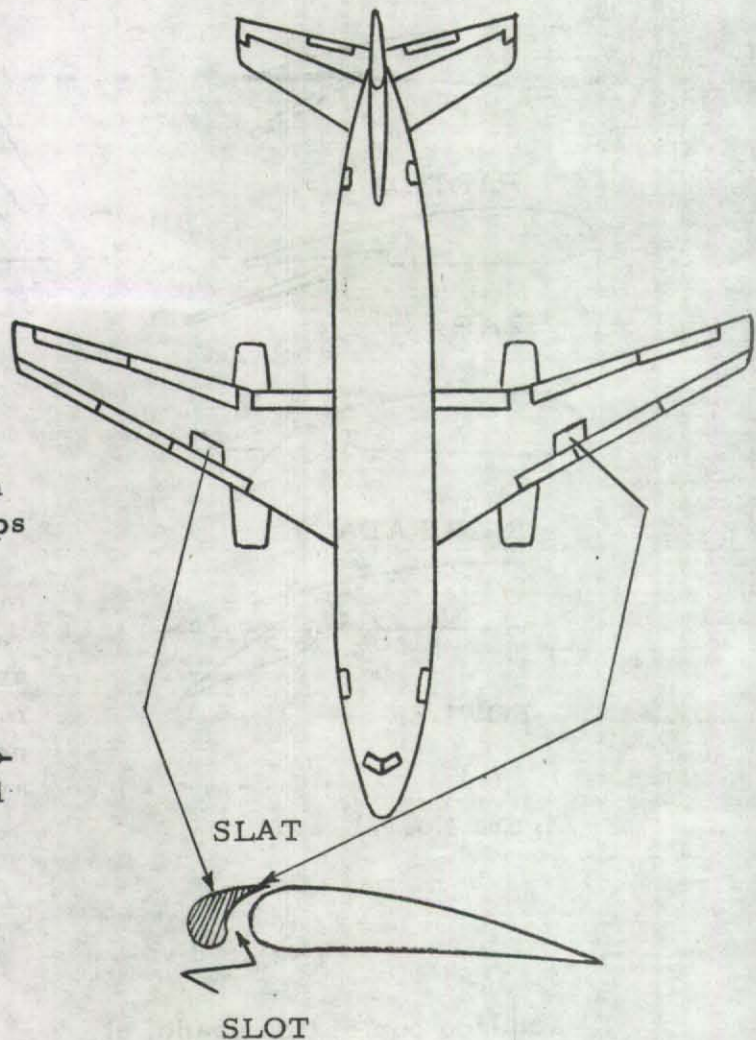
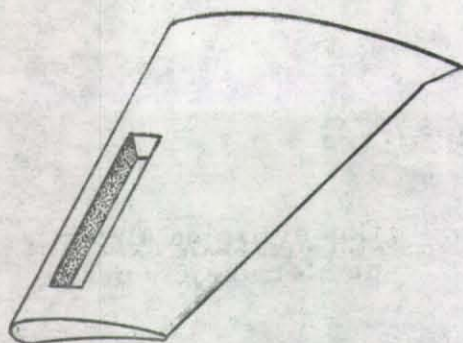
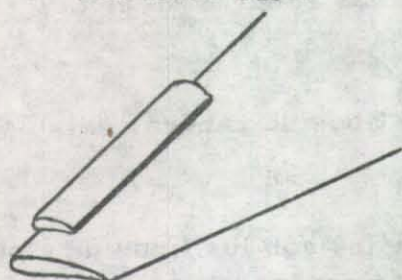


Figura No. 76

Existen ranuras fijas y ranuras móviles. La ranura fija es aquella que ya está implícita en la construcción del ala y cualquiera que sea la actitud que el avión tome, siempre permanecerá dicha ranura. Figura No. 77.



RANURA FIJA



RANURA MOVIL

Figura No. 77

La ranura móvil, se forma al desplazarse automáticamente hacia adelante una aleta que forma el borde de ataque, de manera que a ángulos de ataque bajos, la aleta es empujada contra el ala cerrando la ranura. A ángulos de ataque altos, se produce un efecto de succión sobre el ala, lo que obliga a desplazarse a la aleta hacia adelante abriendo la ranura.

Su funcionamiento se basa en la distribución de presiones sobre el borde de ataque, en función del ángulo de ataque.

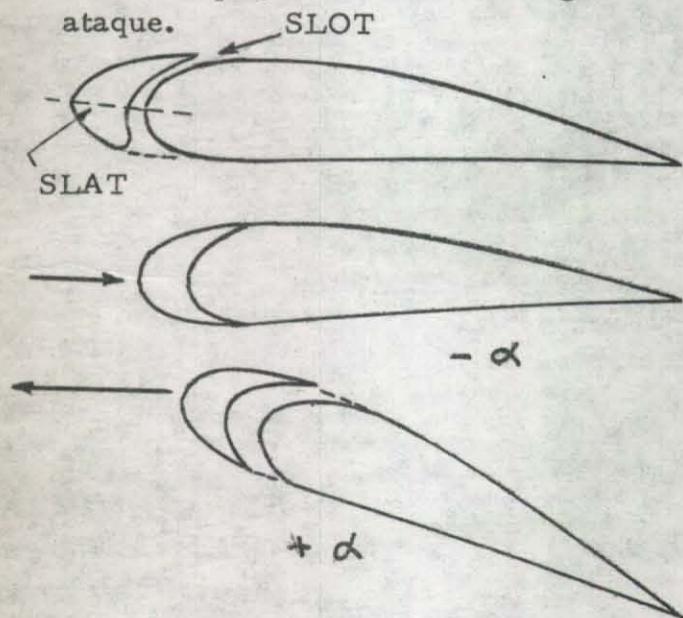
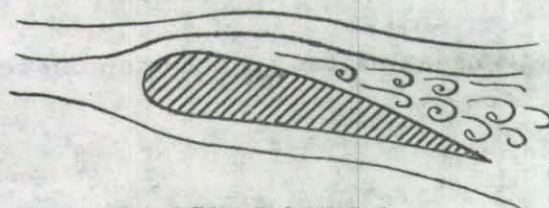
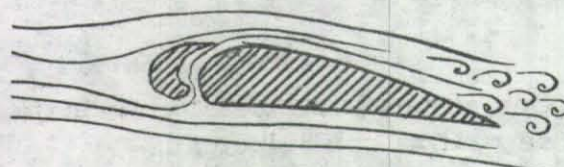


Figura No. 78

Las ranuras permiten que a grandes ángulos de ataque el flujo de aire pase por ella a gran velocidad evitando el despegue de los filetes de aire y logrando un aumento de C_L . Retardando también de esta forma la presencia del desplome.



SIN RANURA



CON RANURA

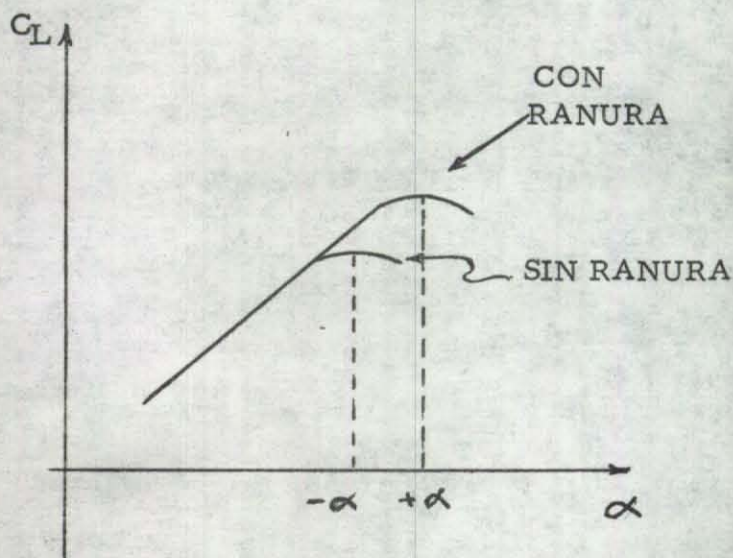


Figura No. 79

CUESTIONARIO CAPITULO 4

1. - ¿Para qué sirven los sistemas hipersustentadores de un avión?
2. - ¿Qué efecto producen las aletas sobre el perfil?
3. - ¿Con las aletas se obtienen descensos?
4. - ¿Con el uso de las aletas, y con respecto al perfil básico, el C_L ?
5. - ¿Con el uso de aletas el aterrizaje se realiza con velocidad?
6. - ¿Con el uso de aletas las carreras de aterrizaje y despegue son:
8. - ¿Con las ranuras se evita?
9. - ¿Qué tipos de ranuras existen?
10. - ¿Cuáles son los tipos de aletas más usados?
11. - ¿Cuál aleta es más efectiva?
12. - ¿Cuál aleta es menos efectiva?
13. - ¿Qué es el sistema SLAT-SLOT en un ala?

CAPITULO 5

DESPLOMES Y BARRENAS

Los accidentes atribuidos a desplome y barrenas han creado un mal entendido acerca de tales maniobras. Los desplomes y barrenas son reacciones normales del avión al uso de los controles por el piloto. Un avión por sí mismo evitará esas maniobras, ó si es forzado a hacerlas podrá recobrase sólo. Los desplomes y barrenas no intencionales suceden solo cuando un avión es mal operado y forzado a violar sus tendencias normales.

Cuando las alas del avión pierden su fuerza sustentadora, el avión entra en desplome, los controles pierden eficiencia, la nariz se inclina hacia abajo y el avión cae rápidamente. Si el avión gira durante el descenso, el desplome se convierte en barrena.

CAUSAS DE DESPLOMES.

La pérdida de sustentación que produce un desplome es causada por un ángulo de ataque excesivo, ó por una velocidad verdadera inferior a la mínima de sustentación; para la mayoría de los aviones el ángulo de ataque efectivo máximo es aproximadamente de 20° . Si el piloto hace que el ala sobrepase dicho ángulo, el área de baja presión sobre el ala que produce la mayor parte de la fuerza sustentadora, se destruirá por las turbulencias y el avión al perder mucha de su fuerza sustentadora, entrará en desplome. Figura No. 80

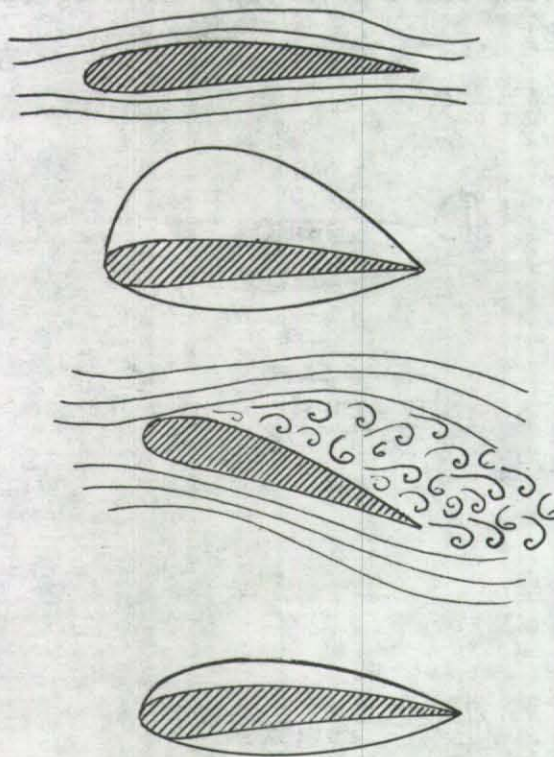


Figura No. 80

O sea que la pérdida de sustentación en las aeronaves puede ser causada por:

1. - Baja velocidad a igual ángulo de ataque.
2. - Angulo de ataque excesivo a igual velocidad.

Si el ángulo de ataque se mantiene constante y la velocidad disminuye, la fuerza de levantamiento también disminuye, llegando a una condición tal que el peso de la aeronave no es equilibrado por el levantamiento, entrando la aeronave al desplome.

En vuelo recto y nivelado $L = W$
 $= \frac{1}{2} \rho C_L S V^2$; L varía con V^2 , a ma-
 yor velocidad mayor levantamiento y vi-
 ceversa, como se muestra en la figura
 No. 81

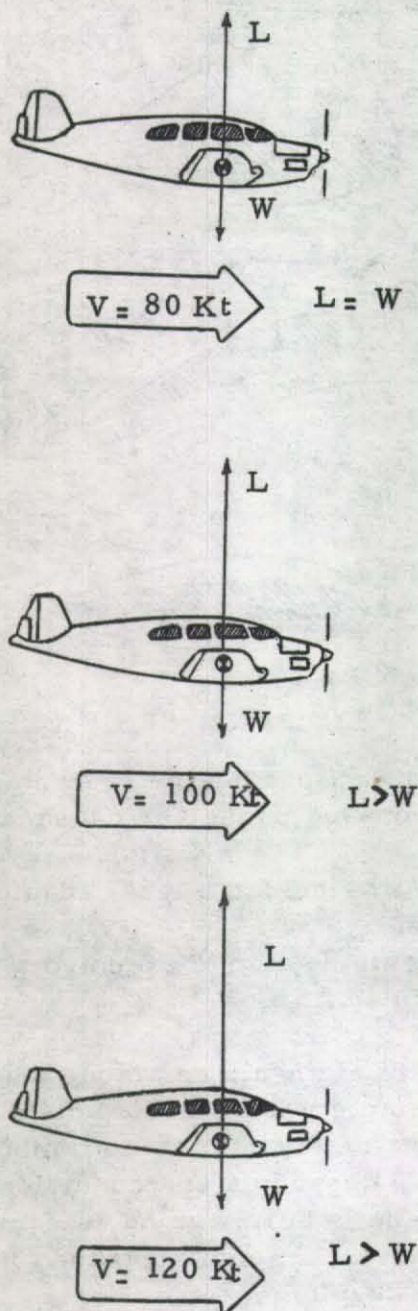
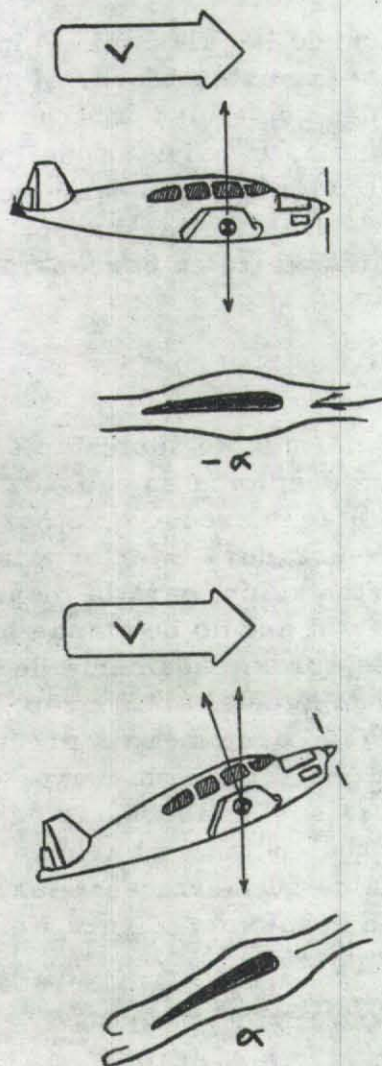


Figura No. 81

Si la velocidad se mantiene cons-
 tante y el ángulo de ataque se aumenta, -
 el levantamiento seguirá aumentando has-
 ta llegar al límite del ángulo de ataque -
 máximo; a un mayor ángulo de ataque, el
 levantamiento en lugar de seguir aumen-
 tando, disminuye y la aeronave entrará
 en desplome.

En vuelo recto y nivelado $L = W$
 $= \frac{1}{2} \rho C_L S V^2$; L varía con C_L (que de-
 pende del ángulo de ataque) así; antes del
 ángulo de ataque máximo si el C_L aumen-
 ta, aumenta el levantamiento, sucedien-
 do lo contrario si el C_L disminuye, co-
 mo se muestra en la figura No. 82



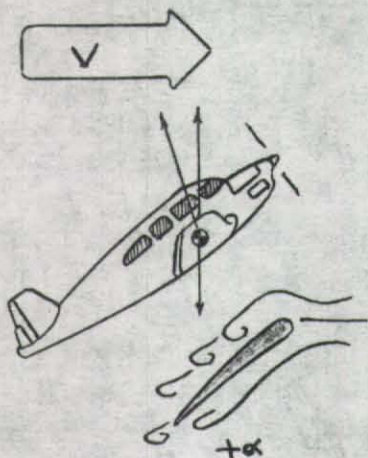


Figura No. 82

DIAGNOSTICO DEL DESPLOME.

Un ángulo de ataque excesivo y una velocidad inferior a la mínima de desplome son las causas de los desplomes. Muchos aviones están ahora equipados con dispositivos de alarma de desplome que avisan al piloto la proximidad de un desplome. En aviones que no están equipados con este dispositivo, el instrumento más confiable con que se puede contar para detectar un desplome es el velocímetro. Excepto en casos de desplome causados por altos factores de carga debidos a vueltas cerradas y subidas abruptas, hay una relación definida entre la velocidad del aire y las condiciones de desplome. En efecto, cualquier buen piloto que vuele un avión con el cual no esté familiarizado, ascen-

derá a una altura suficiente y aprenderá las características de desplome del avión, en relación con la velocidad del aire indicada. El proceso es exactamente como se muestra en la Figura No. 83 que ilustra el mecanismo de un desplome.

En el momento en que sucede el desplome (etapa 3), el piloto notará la velocidad de aire indicada. Esto le dará la velocidad exacta a la cual el avión se desplomará, cuando se aproxime para un aterrizaje. Es también una cifra básica de la cual se pueden computar las velocidades más eficientes para ascensos y planeo.

Durante los desplomes de prácticas, si se cierra el acelerador completamente, el motor pudiera pararse, para evitar esto, solo se debe cerrar parcialmente.

Los desplomes no intencionales suceden más frecuentemente cuando se está girando. Esto se debe a que el avión entrará en desplome a una velocidad mayor al dar una vuelta que en vuelo recto.

Estos desplomes pueden no dar ningún aviso y frecuentemente se convierten en barrenas.

Cuando un avión banquea en un giro, la dirección de la sustentación no es vertical hacia arriba, sino inclinada hacia la horizontal. Así, la fuerza sustentadora desarrollada por las alas jala al avión hacia un lado, así como hacia arriba. Si el avión debe mantener su altitud durante el giro, la porción de la sustentación hacia arriba debe ser adecuada para soportar el peso del avión. Conse-

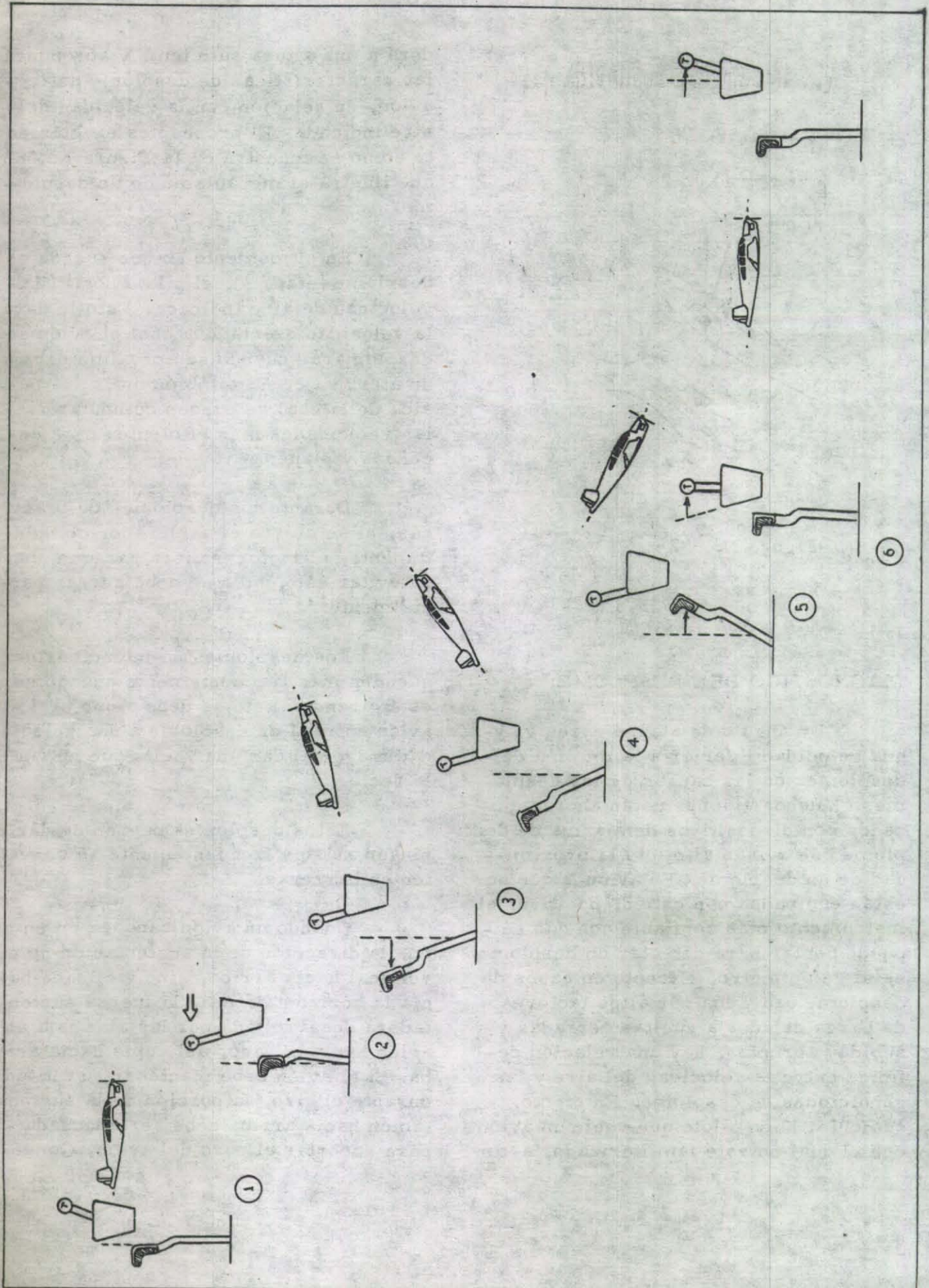


Figura No. 83

cuentemente, en un giro la sustentación total desarrollada por el ala debe ser mayor que la cantidad requerida para vuelo recto.

La porción de la sustentación total que jala el avión hacia un lado (con referencia al suelo), fuerza el avión a seguir una trayectoria circular. Al hacerlo, opone la fuerza centrífuga.

Obviamente, la velocidad mínima requerida para la sustentación para mantener la altitud en vuelo recto, no es suficiente para proporcionar la sustentación en un giro. La sustentación extra para el giro debe ser proporcionada por un aumento en la velocidad. Mientras más fuerte sea el banqueo, mayor

debe ser la velocidad. Esta relación es conocida y permite conocer la velocidad aproximada necesaria para evitar el desplome en un ángulo determinado de banqueo.

Un método para conocer la velocidad de desplome aproximada, para cualquier avión en un giro, está dado por la siguiente tabla. Seleccione el número en la columna 2, correspondiente al ángulo de banqueo de la columna 1. Multiplicando ese número por la velocidad normal de desplome del avión, se obtiene la velocidad aproximada de desplome en la vuelta. La columna 3 muestra los resultados de la computación para un avión con velocidad normal de desplome de 50 m. p. h.

ANGULO DE BANQUEO - (grados)	FACTOR DE MULTIPLICACION	RESULTADO BASADO EN VELOCIDAD NORMAL DE DESPLOME DE 50 M. P. H.
20	1.03	52
30	1.07	54
40	1.14	57
50	1.25	62
60	1.41	71
70	1.71	85
80	2.40	120

Se debe notar que la velocidad de desplome aumenta rápidamente a medida que el ángulo de banqueo se acerca a la vertical. A 90°, la sustentación de las alas actúa horizontalmente y no hay sustentación vertical para mantener la altura en un giro, excepto momentáneamente.

La tabla anterior muestra el principio de las velocidades de desplome aumentadas en los giros, pero no es

completamente confiable como guía, debido a que los pilotos muy pocas veces se dan cuenta del ángulo exacto de banqueo. Además, los deslizamientos, derrapes, condiciones de vientos fuertes y un manejo abrupto de los controles, producirán desplome aún a una velocidad por encima de la calculada. El piloto debe entonces suplir el conocimiento obtenido por la tabla, "sintiendo" su avión: la actitud de la nariz, el sonido del motor, la manera de responder de

los controles y especialmente la cantidad de presión ejercida en el control del elevador.

RECUPERACION DE DESPLOME.

La prevención de un desplome, ó la recuperación, puede hacerse siempre dejando de aplicar presión hacia atrás en el control del elevador, ó moviendo el bastón ligeramente hacia adelante. La adición de potencia también servirá. En un giro, un desplome puede ser impedido nivelando las alas, cuando ocurra un desplome a baja altitud, un piloto debe evitar su reacción normal de jalar el control del elevador. Debe reducir el ángulo de ataque y aumentar la potencia inmediatamente. Desafortunadamente, generalmente los desplomes inadvertidos ocurren a altitudes muy bajas para recobrarse.

Además de los desplomes a alta velocidad, los desplomes normales, los progresivos y los de vueltas, se deben mencionar otros tipos de desplome.

Cuando un avión es compensado con cola pesada, antes del aterrizaje,

una súbita aplicación de potencia producirá una fuerte corriente de aire que ejercerá una presión hacia abajo sobre el elevador. En algunos aviones esta presión producirá un cambio brusco en su actitud, aumentando el ángulo de ataque lo suficientemente como para producir un desplome inmediato. Para prevenir el desplome, se debe mover el control hacia adelante al aplicar la potencia.

Se debe tener un cuidado especial al manejar los flaps. Cuando están bajados, y cambian la forma del ala de tal modo que aumenta la sustentación y se reduce la velocidad a la que el avión entra en desplome. Consecuentemente, el avión podrá volar con seguridad a velocidades menores que las requeridas de otro modo. Cuando los flaps se han subido, el avión tiende a hundirse, debido a la pérdida de la sustentación adicional. Para contrarestar esto, el piloto subirá la nariz jalando el control del elevador y aumentando el ángulo de ataque. Este proceso es satisfactorio si el avión está volando a una velocidad por encima de la de desplome, pero si la velocidad es crítica en el momento de subir los flaps, este movimiento produce un desplome inmediato.

CUESTIONARIO CAPITULO 5

1. - ¿A qué se debe la pérdida de sustentación?
2. - ¿Cómo varía la sustentación cuando se mantiene constante el ángulo de ataque, y se disminuye la velocidad?
3. - ¿Qué sucede con el levantamiento si se mantiene la velocidad constante y se disminuye el ángulo de ataque?
4. - ¿Al sobrepasar el ala el ángulo de ataque máximo efectivo, la turbulencia hace que:

5. - ¿Cuando un avión pierde su fuerza sustentadora qué sucede?
6. - ¿Si el avión gira durante el desplome, éste se convierte en?
7. - ¿Los desplomes no intencionales ocurren más a menudo durante la ejecución de qué maniobra?
8. - ¿En un banqueo, mientras mayor sea el ángulo de banqueo, qué sucede con la componente vertical de la sustentación?
9. - ¿Para que la componente vertical de la sustentación permanezca constante es necesario que la sustentación?
10. - ¿Para un mismo avión, sin variar la altitud, la velocidad de desplome?
11. - ¿Cuánto vale a 90 grados, la componente vertical de la sustentación?
12. - ¿Qué se debe hacer al entrar en un desplome?

CAPITULO 6

ESTABILIDAD

La estabilidad es la propiedad - de un cuerpo de regresar por sus propios medios a su condición de equilibrio, después de haber sido alterado de dicha condición.

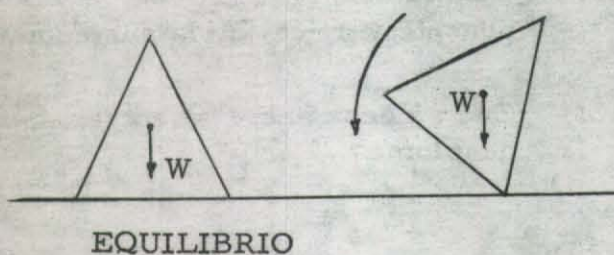
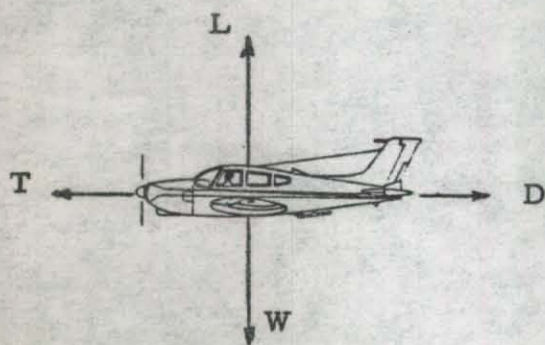


Figura No. 84

Un cuerpo está en equilibrio - cuando todas las fuerzas y momentos - que actúan sobre él se neutralizan unas a otras. Es decir estará en equilibrio, - cuando la suma total de las fuerzas sean cero y la suma de los momentos de las - fuerzas con respecto a un centro sea cero.



$$T - D = 0$$

$$L - W = 0$$

Figura No. 85

EQUILIBRIO.

Existen tres clases de equilibrio:

EQUILIBRIO ESTABLE:

Cuando al apartar a un cuerpo - de su posición de equilibrio se originan fuerzas ó momentos que lo regresan a - su posición original. El equilibrio estable es la estabilidad. Figura No. 86.



Figura No. 86

EQUILIBRIO INESTABLE:

Cuando al apartar a un cuerpo - de su posición de equilibrio se originan fuerzas ó momentos que lo separan aún más de su posición original. Figura - No. 87.

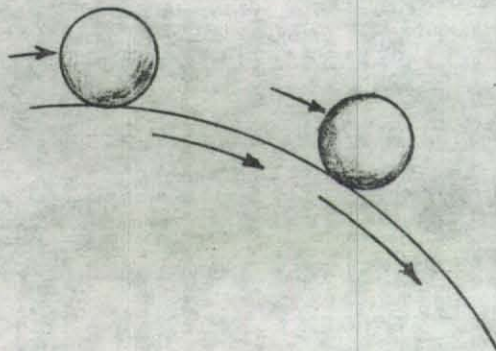


Figura No. 87

EQUILIBRIO INDIFERENTE:

Cuando al apartar al cuerpo de su posición de equilibrio no se producen fuerzas ó momentos que lo regresen ó lo alejen de su posición original, sino que se queda en la posición a la que se movió.

La estabilidad se puede lograr de dos maneras, dependiendo de la forma de regresar a su estado de equilibrio.

A estas dos formas se les llama: estabilidad estática y estabilidad dinámica.

ESTABILIDAD ESTATICA.

Un avión es estáticamente estable, si en cualquier desplazamiento de su posición de equilibrio, manteniendo fijos los controles, se producen fuerzas ó momentos que tienden a llevarlo a su posición original en un solo movimiento.

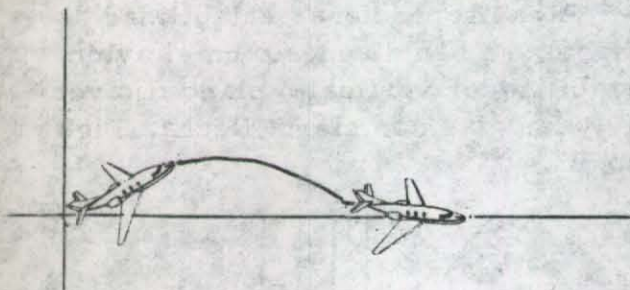


Figura No. 88

ESTABILIDAD DINAMICA.

Un avión es dinámicamente estable, cuando al apartarse de su posición de equilibrio por alguna causa cualquiera, sin mover sus mandos, aparecen

fuerzas ó momentos que lo regresen a la posición original con una oscilación decreciente ó amortiguada. Figura No. 89.

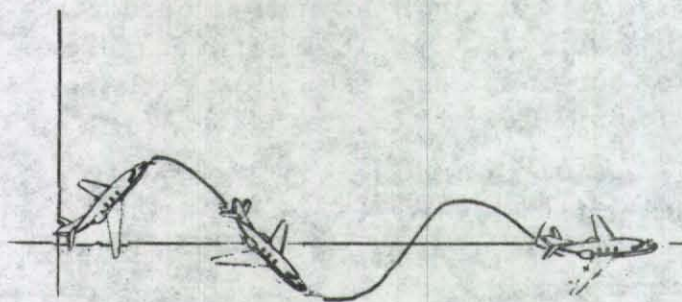


Figura No. 89

Un avión excesivamente estable resultará poco maniobrable, oponiéndose a cambiar la dirección del vuelo, es decir tendrá mayor resistencia a la acción de los mandos y por el contrario, para que un avión sea maniobrable necesita ser muy inestable.

Por ejemplo un avión acrobático necesita ser inestable, para poder ser maniobrable.

ESTABILIDAD DE UN AVION.

Existen tres diferentes estabilidades sobre un avión.

ESTABILIDAD LONGITUDINAL.

Es la que presenta el avión alrededor de su eje transversal. Figura 90.



Figura No. 90

Un avión tiene estabilidad longitudinal, cuando después de ser apartado de su trayectoria horizontal, se origina un momento que tiende a volverlo a su ruta original, girando alrededor de su eje transversal. El principal factor que afecta esta estabilidad es la posición del centro de gravedad.

Una ala aislada, generalmente no es estable, por lo que en un avión se coloca otra pequeña ala detrás de la principal llamada estabilizador horizontal, ó plano fijo horizontal. Figura No. 91.

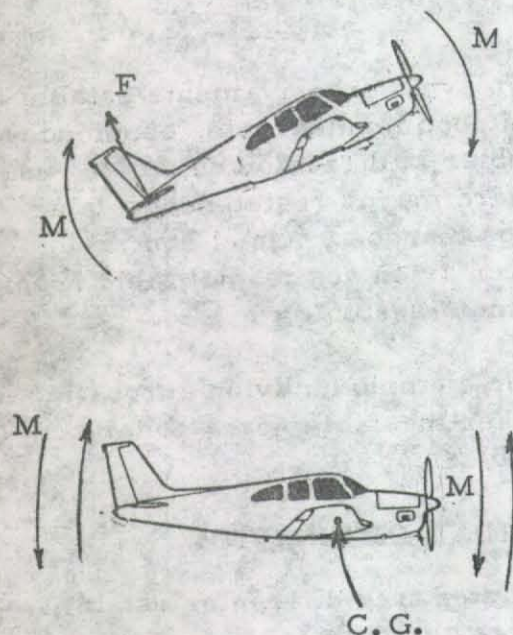


Figura No. 91

ESTABILIDAD DIRECCIONAL.

Es la que presenta el avión alrededor de su eje vertical. Figura No. 92.

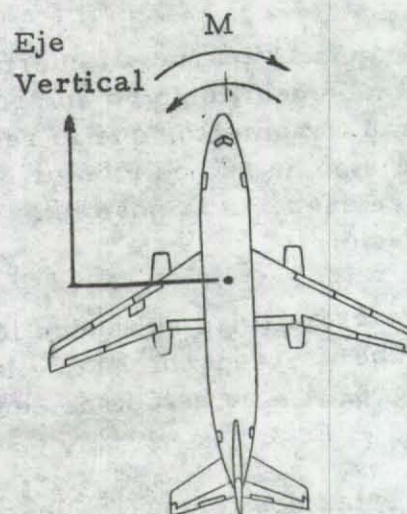


Figura No. 92

Un avión tiene estabilidad direccional, cuando después de ser apartado de su trayectoria, se origina un momento que tiende a volverlo a su posición original, girando alrededor de su eje vertical.

Para proporcionar estabilidad direccional, se han dispuesto en el avión el estabilizador vertical ó plano fijo vertical y las alas con cierta flecha. Figura No. 93.

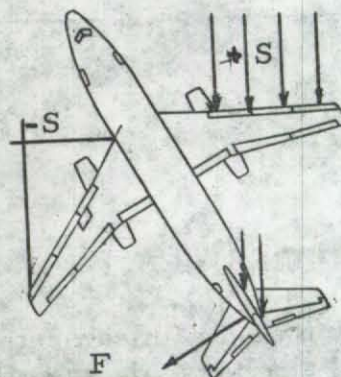


Figura No. 93

ESTABILIDAD LATERAL.

Es la que presenta el avión alrededor de su eje longitudinal. Figura No. 94

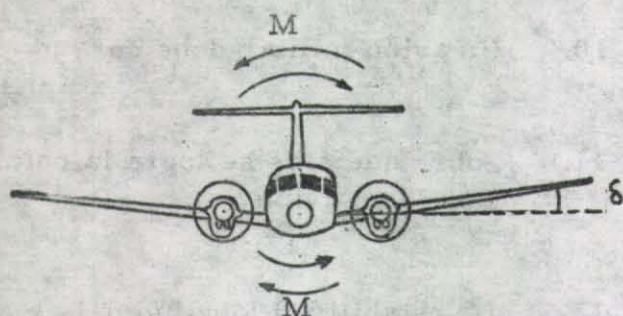


Figura No. 94

Un avión tiene estabilidad lateral, cuando después de ser apartado de su posición original, se origina un momento que tiende a volverlo a esa posición haciéndolo girar alrededor de su eje longitudinal. Para proporcionar estabilidad lateral existen dos estabilizadores; el horizontal y el vertical, y el ángulo diedro.

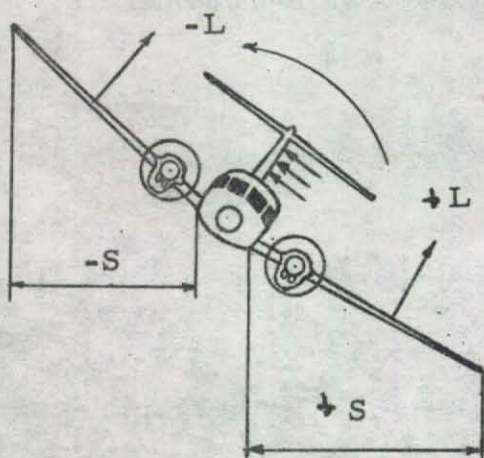


Figura No. 95

ANGULO DIEDRO (δ)

Es el ángulo formado entre el plano longitudinal de las alas y el plano transversal del avión. Figura No. 96

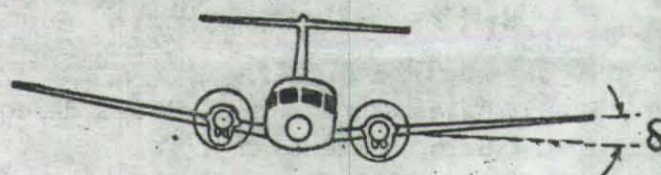


Figura No. 96

CUESTIONARIO CAPITULO 6

1. - ¿ A la propiedad de un cuerpo de -
regresar a su condición estable -
después de alterar su equilibrio, -
se le llama?
2. - ¿Cuándo un cuerpo logra el equili--
brio?
3. - ¿Cuáles son las tres clases de equi-
librio existentes?
4. - Definir el equilibrio Estable.
5. - Definir el equilibrio Inestable.
6. - Definir el equilibrio Indiferente:
7. - Definir estabilidad Estática:
8. - Definir estabilidad Dinámica:
9. - Un avión excesivamente estable re-
sulta:
10. - ¿Un avión militar debe ser?
11. - ¿Sobre qué ejes se logra la estabili-
dad de un avión?
12. - ¿La estabilidad longitudinal es con
respecto al eje?
13. - ¿La Estabilidad direccional es con
respecto al eje?
14. - ¿La estabilidad lateral es con res-
pecto al eje?
15. - ¿Qué es el ángulo diedro?
16. - ¿Qué es el flechado del ala?

CAPITULO 7

MANIOBRAS

PLANEEO.

Durante el vuelo en planeo, se considera que no existe fuerza de tracción, por lo que únicamente existen tres fuerzas, el levantamiento, el peso y la resistencia al avance. Figura No. 97.

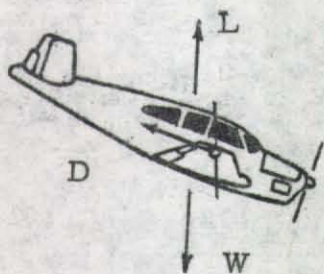


Figura No. 97

L = Levantamiento
W = Peso
D = Resistencia al avance

(φ) ANGULO DE PLANEEO.

Es el ángulo formado por una horizontal y la trayectoria descrita por el avión.

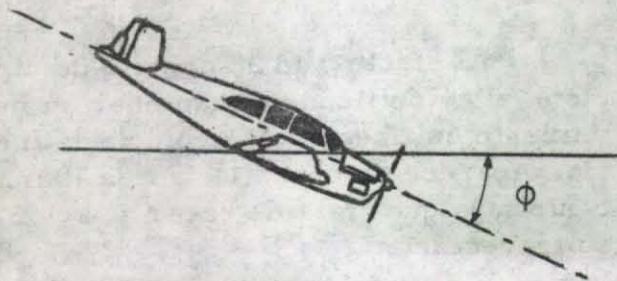


Figura No. 98

(d) DISTANCIA DE PLANEEO.

Es la longitud de una línea horizontal desde el punto en que una aeronave empieza su planeo hasta el punto en que lo termina. Figura No. 99.

d = Distancia de Planeo

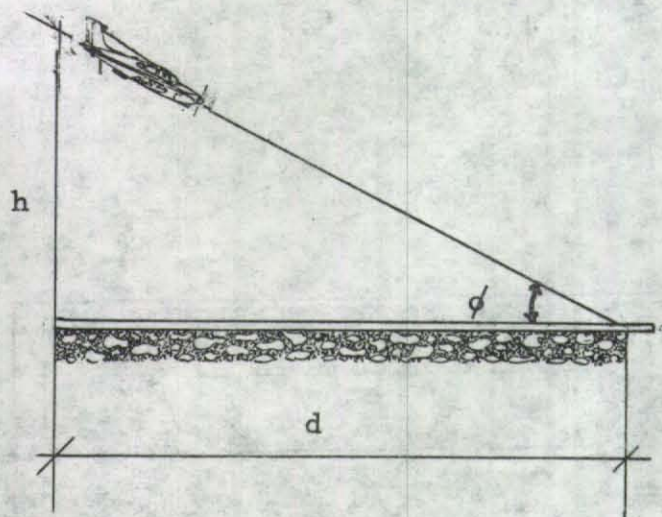


Figura No. 99

La distancia de planeo, es directamente proporcional a la altura en que se empieza el planeo e inversamente proporcional al ángulo de planeo.

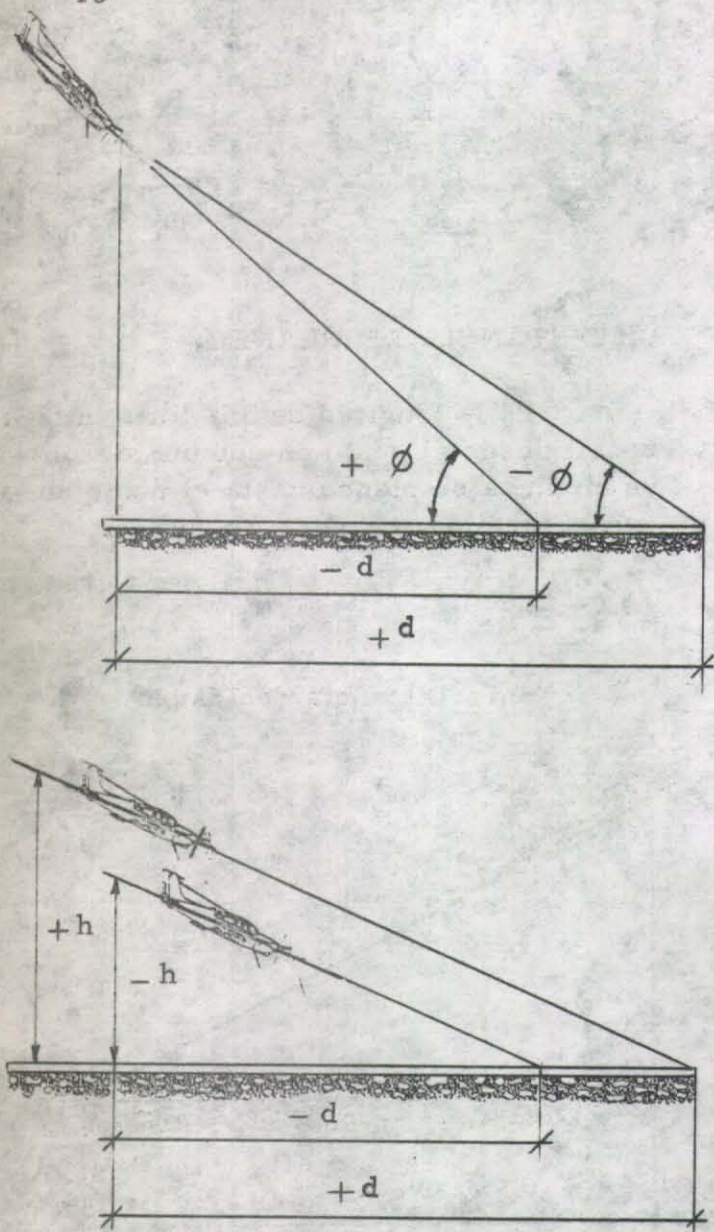


Figura No. 100

El ángulo de planeo para cierta velocidad depende de las características aerodinámicas del avión.

El ángulo de planeo depende inversamente de la fineza ó rendimiento aerodinámico del avión, esto es, inverso de la relación $\frac{L}{D}$ total.

La velocidad de planeo depende, además del ángulo de planeo, de las características del avión y de la densidad

del aire.

La velocidad de planeo disminuye a medida que el avión desciende, ya que la densidad del aire aumenta. Figura No. 101.

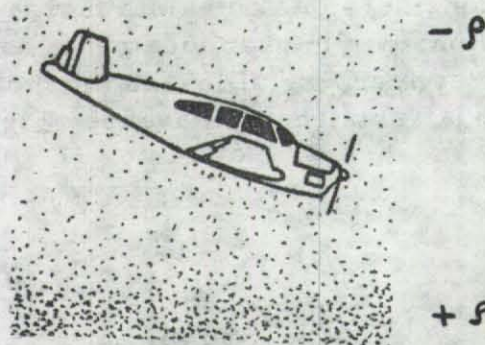


Figura No. 101

En la práctica, para tener un ángulo de ataque fijo (constante), se - mantiene una cierta velocidad indicada durante el descenso en planeo.

Para cada tipo de avión y cada peso total que lleve, habrá una determinada velocidad, para cada ángulo de planeo. La mayor distancia de planeo desde una altura determinada sobre el terreno será dada por el menor ángulo de planeo que corresponda a cierta velocidad.

VIRAJE.

Al efectuarse un cambio de dirección, el avión tiende a mantener su movimiento en línea recta debido a la inercia. Aparece entonces la fuerza llamada centrífuga que trata de sacar al avión de su trayectoria.

En el viraje equilibrado aparece

la reacción a la fuerza centrífuga, llamada centrípeta, la cual pone en equilibrio al sistema.

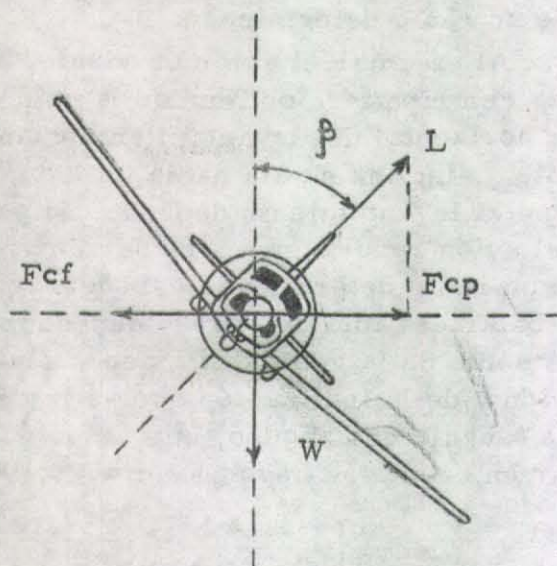


Figura No. 102

La fuerza centrípeta se obtiene inclinando hacia abajo el ala del lado hacia el que se desea producir el viraje. Figura No. 103.

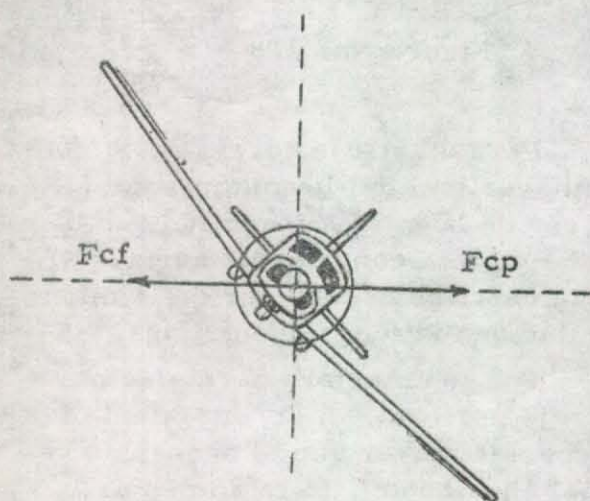


Figura No. 103

Un viraje es perfecto, cuando la fuerza centrípeta iguala a la centrífuga.

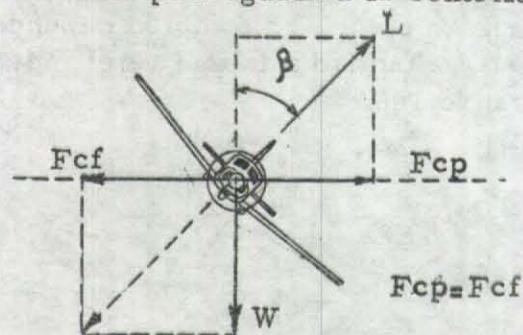
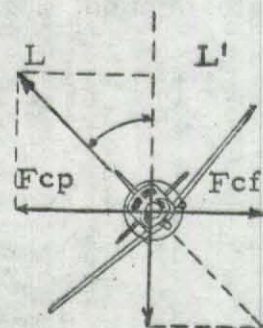


Figura No. 104

La fuerza centrípeta es una componente de las fuerzas de levantamiento.

Por consecuencia en un viraje - existirán las fuerzas: Levantamiento - (descompuesta en dos componentes, una horizontal y otra vertical), peso, tracción, resistencia al avance y fuerza centrífuga. Figura No. 105



$$\begin{aligned} L' &= W \\ Fcp &= Fcf \end{aligned}$$

Figura No. 105

La fuerza centrípeta necesaria - para desviar la trayectoria recta y convertirla en circular, también depende - rá de la velocidad a la que va el móvil. Figura No.106.

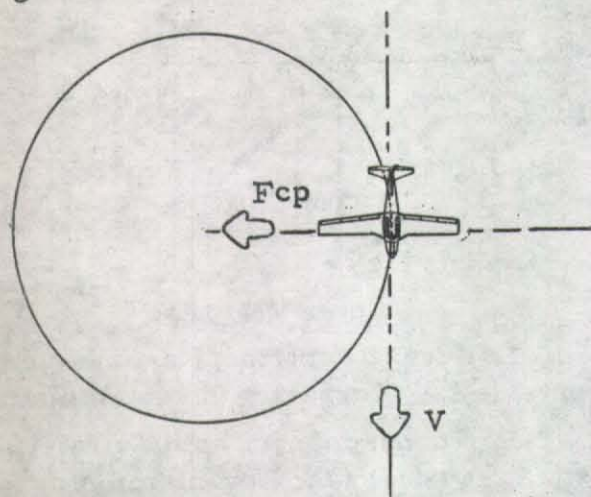


Figura No. 106

Mientras mayor sea la velocidad, mayor tendrá que ser la fuerza centrípeta, para producir un movimiento circular de un radio determinado. Figura No. 107.

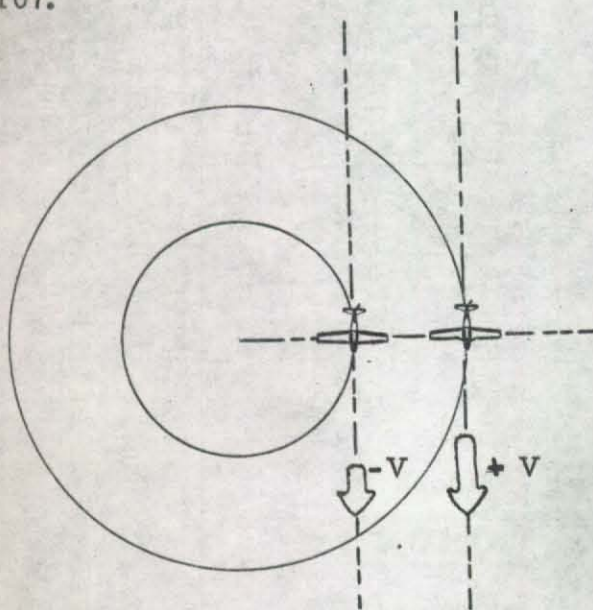


Figura No. 107

Mientras mayor sea la masa del avión, mayor deberá ser la fuerza centrípeta, para producir un movimiento circular de un radio determinado.

Al efectuar el avión un viraje, la fuerza centrípeta se obtiene de la componente horizontal del levantamiento cuando éste inclina su ala hacia un lado, - y como el levantamiento depende del peso del avión resulta que para dar un viraje de un radio determinado, sin derrapar ó resbalar el radio del viraje dependerá únicamente de la velocidad a que vuela - el avión y de la inclinación que se le dé al ala (ángulo de banqueo), sin tener que tomar en cuenta su peso. Figura No.108.

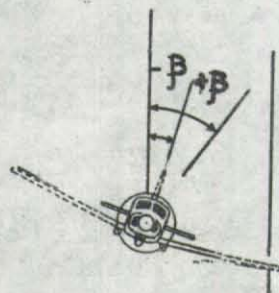


Figura No. 108

Para un viraje correcto, la componente vertical del levantamiento (L') debe ser de la misma magnitud que el peso del avión, la componente horizontal - (fuerza centrípeta) debe ser de la misma magnitud que la fuerza centrífuga.

Por lo anterior, para efectuar - un viraje perfecto, el levantamiento total debe ser mayor que el necesario para vuelo horizontal. Para aumentar la sustentación será necesario aumentar el ángulo de ataque del ala, si se mantiene constante la velocidad, ó aumentar la velocidad sin variar el ángulo de ataque. En ambos casos será necesario aumentar la potencia del motor, ya que la resistencia al avance aumenta.

A mayor velocidad del avión, para un mismo ángulo de banqueo, el radio del viraje (R) deberá de ser mayor. Figura No. 109

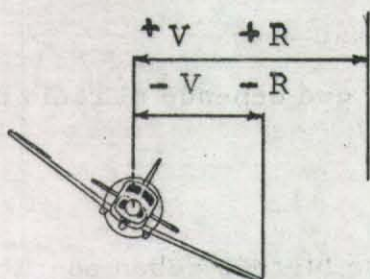


Figura No. 109

Para reducir el radio del viraje (R), a una cierta velocidad, tendrá que aumentarse el ángulo de banqueo. Figura No. 110.

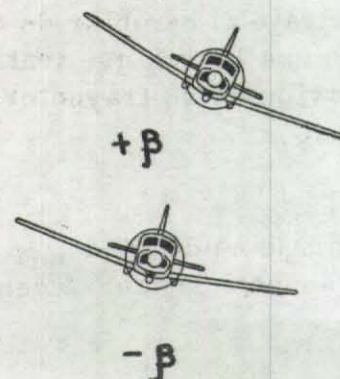


Figura No. 110

CUESTIONARIO CAPITULO 7

1. - ¿Qué fuerzas existen durante el vuelo en planeo?
2. - El ángulo formado por una horizontal y la trayectoria del avión se llama.
3. - La longitud de una línea horizontal desde el punto en que una aeronave inicia su planeo hasta que lo termina se conoce como:
4. - La distancia de planeo es directamente proporcional a la:
5. - La distancia de planeo es inversamente proporcional al
6. - ¿Dé qué depende el ángulo de planeo?
7. - ¿De qué depende la velocidad de descenso del avión?
8. - ¿Por qué la velocidad de planeo disminuye a medida que el avión desciende?

9. - ¿Por qué si se efectúa un cambio de dirección, el avión tiende a mantener su movimiento original?
10. - En un viraje al cambiar de dirección aparece una fuerza que trata de sacar al avión de su trayectoria, que se llama.
11. - En el viraje equilibrado, la fuerza que se opone a la fuerza centrífuga es:
12. - ¿Cómo se obtiene la fuerza centrípeta?
13. - La fuerza centrípeta es una componente del:
14. - Las fuerzas que existen en un viraje son:
15. - Mientras mayor es la velocidad, para producir un movimiento circular de radio determinado, la fuerza centrípeta deberá ser:
16. - ¿De qué depende el radio de viraje?
17. - ¿Qué fuerzas deben equilibrarse en un viraje correcto?
18. - A mayor velocidad del avión, para un mismo ángulo de banqueo, el radio de viraje debe ser:
19. - ¿Para reducir el radio de viraje, a una cierta velocidad qué debe hacerse?

ATMOSFERA STANDARD. - SISTEMA METRICO

H	t	T	p		γ	ρ	c	η	ν	p/p_0	ρ/ρ_0	$\sqrt{e/e_0}$
m	°C	°K	mm Hg	mbar	kg/m ³	kg sec ² /m ⁴	m/sec	kg sec/m ² x 10 ⁻⁹	m ² /sec x 10 ⁻⁶			
-1000	21,50	294,50	854,58	1139,38	1,3476	0,1374	344,8	1857,50	13,52	1,1244	1,0996	1,0486
- 800	18,25	291,25	806,16	1074,79	1,2884	0,1311	342,6	1841,28	14,08	1,0807	1,0489	1,0242
- 400	17,60	290,60	796,78	1062,25	1,2733	0,1298	342,2	1838,00	14,16	1,0484	1,0390	1,0193
- 300	16,98	289,98	787,44	1049,83	1,2612	0,1286	341,8	1833,75	14,26	1,0361	1,0291	1,0144
- 200	16,30	289,30	778,20	1037,51	1,2492	0,1274	341,6	1831,80	14,38	1,0240	1,0193	1,0096
- 100	15,68	288,68	769,08	1025,33	1,2373	0,1262	341,1	1828,28	14,49	1,0119	1,0096	1,0048
0	15,00	288,00	760,00	1013,25	1,2255	0,12497	340,7	1825,00	14,60	1,0000	1,0000	1,0000
100	14,38	287,38	751,03	1001,29	1,2137	0,12377	340,3	1821,75	14,72	0,9882	0,9904	0,9952
200	13,70	286,70	742,12	989,41	1,2021	0,12258	339,9	1818,50	14,84	0,9765	0,9809	0,9904
300	13,05	286,05	733,35	977,72	1,1905	0,12141	339,8	1815,28	14,95	0,9649	0,9715	0,9857
400	12,40	285,40	724,62	966,08	1,1791	0,12023	339,1	1812,00	15,07	0,9534	0,9621	0,9809
500	11,75	284,75	715,99	954,58	1,1677	0,11907	338,7	1808,75	15,19	0,9421	0,9528	0,9761
600	11,10	284,10	707,45	943,19	1,1564	0,11792	338,4	1805,50	15,31	0,9308	0,9436	0,9714
700	10,45	283,45	698,98	931,90	1,1452	0,11678	338,0	1802,28	15,43	0,9197	0,9345	0,9667
800	9,80	282,80	690,60	920,72	1,1340	0,11564	337,6	1799,00	15,56	0,9087	0,9254	0,9620
900	9,15	282,15	682,30	909,66	1,1230	0,11451	337,2	1795,75	15,70	0,8977	0,9163	0,9572
1000	8,50	281,50	674,09	898,71	1,1120	0,11340	336,8	1792,50	15,81	0,8870	0,9074	0,9526
1500	5,25	278,25	634,18	845,50	1,0584	0,10794	334,9	1776,25	16,46	0,8345	0,8637	0,9294
2000	2,00	275,00	596,23	794,91	1,0068	0,10267	332,9	1760,00	17,14	0,7845	0,8216	0,9064
2500	- 1,25	271,75	560,11	746,75	0,9572	0,09761	330,9	1743,75	17,86	0,7370	0,7811	0,8838
3000	- 4,50	268,50	525,79	701,00	0,9094	0,09274	328,9	1727,50	18,63	0,6918	0,7420	0,8614
3500	- 7,75	265,25	493,19	657,53	0,8634	0,08805	326,9	1711,25	19,43	0,6490	0,7046	0,8384
4000	- 11,00	262,00	462,26	615,30	0,8193	0,08355	324,9	1695,00	20,29	0,6082	0,6686	0,8177
4500	- 14,25	258,75	432,90	577,15	0,7770	0,07923	322,9	1678,75	21,06	0,5696	0,6340	0,7963
5000	- 17,50	255,50	405,09	540,08	0,7363	0,07508	320,9	1662,50	22,14	0,5330	0,6008	0,7751
6000	- 24,00	249,00	353,77	471,65	0,6598	0,06728	316,8	1630,0	24,23	0,4655	0,5384	0,7329
7000	- 30,50	242,50	307,87	410,46	0,5896	0,06012	312,6	1597,5	26,57	0,4051	0,4810	0,6935
8000	- 37,00	236,00	266,89	355,82	0,5252	0,05356	309,0	1565,0	29,22	0,3512	0,4289	0,6546
9000	- 43,50	229,50	230,45	307,24	0,4664	0,04756	304,1	1532,5	32,22	0,3032	0,3806	0,6169
10000	- 50,00	223,00	198,16	264,19	0,4127	0,04208	299,8	1500,0	35,65	0,2606	0,3367	0,5803
10769	- 55,00	218,00	175,91	234,53	0,3747	0,03820	296,4	1475,0	38,61	0,2314	0,3058	0,5530
11000	- 55,00	218,00	169,66	226,19	0,3614	0,03689	296,4	1475,0	39,98	0,2232	0,2932	0,5415
12000	- 55,00	218,00	145,05	193,38	0,3090	0,03151	296,4	1475,0	46,81	0,1909	0,2521	0,5021
13000	- 55,00	218,00	124,01	165,33	0,2642	0,02694	296,4	1475,0	54,75	0,1632	0,2159	0,4642
14000	- 55,00	218,00	106,02	141,35	0,2259	0,02303	296,4	1475,0	64,05	0,1395	0,1843	0,4293
15000	- 55,00	218,00	90,65	120,86	0,1931	0,01989	296,4	1475,0	74,91	0,1193	0,1576	0,3970
16000	- 55,00	218,00	77,48	103,30	0,1651	0,01683	296,4	1475,0	87,64	0,10200	0,1347	0,3670
17000	- 55,00	218,00	66,26	88,34	0,1412	0,01439	296,4	1475,0	102,50	0,08720	0,1181	0,3393
18000	- 55,00	218,00	56,95	75,53	0,1207	0,01230	296,4	1475,0	119,92	0,07484	0,09848	0,3138
19000	- 55,00	218,00	48,43	64,57	0,1032	0,01052	296,4	1475,0	140,21	0,06372	0,08418	0,2901
20000	- 55,00	218,00	41,41	55,21	0,0883	0,00900	296,4	1475,0	163,89	0,05449	0,07198	0,2683

ATMOSFERA STANDARD. - SISTEMA INGLES

Altitude, ft/1000	Absolute pressure, psf	Tem- perature, °F	Density ratio, $\sigma = \frac{\rho}{\rho_0}$	Mass density, ρ , slug/cu ft	$\frac{1}{\sqrt{\sigma}}$	Viscosity, μ $\mu \times 10^6$, slug/ft-sec	Kinematic viscosity reciprocal, $\frac{1}{\nu}$, sec/sq ft	Speed-of- sound ratio a/a_0 ($a_0 =$ 1120 fps)
0	2116.4	59.0	1.0000	0.002 378	1.0000	373	6380	1.000
1	2041.3	55.4	0.9710	0.002 309	1.0148	371	6220	0.997
2	1967.8	51.9	0.9428	0.002 242	1.0290	369	6080	0.993
3	1896.3	48.3	0.9151	0.002 176	1.0454	367	5930	0.990
4	1827.7	44.7	0.8881	0.002 112	1.0611	365	5790	0.986
5	1760.5	41.2	0.8616	0.002 049	1.0773	363	5640	0.983
6	1696.2	37.6	0.8358	0.001 988	1.0938	361	5510	0.979
7	1633.2	34.0	0.8106	0.001 928	1.1107	359	5370	0.976
8	1571.7	30.5	0.7859	0.001 869	1.1280	357	5240	0.972
9	1512.3	26.9	0.7619	0.001 812	1.1456	355	5100	0.968
10	1455.7	23.3	0.7384	0.001 756	1.1637	352	4990	0.965
11	1399.8	19.8	0.7154	0.001 702	1.1822	350	4860	0.962
12	1346.0	16.2	0.6931	0.001 648	1.2012	348	4740	0.959
13	1293.7	12.6	0.6712	0.001 596	1.2206	346	4610	0.954
14	1242.8	9.1	0.6499	0.001 545	1.2404	344	4490	0.950
15	1194.0	5.5	0.6291	0.001 496	1.2608	342	4370	0.947
16	1146.6	1.9	0.6088	0.001 448	1.2816	340	4260	0.943
17	1100.6	-1.6	0.5891	0.001 401	1.3029	338	4150	0.940
18	1056.7	-5.2	0.5698	0.001 355	1.3247	335	4040	0.936
19	1013.6	-8.8	0.5509	0.001 311	1.3473	333	3940	0.932
20	972.0	-12.3	0.5327	0.001 267	1.3701	331	3830	0.929
21	932.2	-15.9	0.5148	0.001 225	1.3937	329	3720	0.925
22	893.3	-19.5	0.4974	0.001 183	1.4179	327	3620	0.921
23	855.9	-23.0	0.4805	0.001 143	1.4426	325	3520	0.917
24	819.8	-26.6	0.4640	0.001 103	1.4681	323	3410	0.914
25	785.1	-30.2	0.4480	0.001 065	1.4940	321	3320	0.910
26	751.2	-33.7	0.4323	0.001 028	1.5209	318	3230	0.906
27	718.0	-37.3	0.4171	0.000 992	1.5484	316	3140	0.903
28	687.5	-40.9	0.4023	0.000 957	1.5766	314	3050	0.899
29	657.1	-44.4	0.3879	0.000 922	1.6056	312	2960	0.895
30	628.1	-48.0	0.3740	0.000 889	1.6352	310	2870	0.891
31	599.8	-51.6	0.3603	0.000 857	1.6659	308	2780	0.887
32	572.9	-55.1	0.3472	0.000 826	1.6971	306	2700	0.883
33	546.8	-58.7	0.3343	0.000 795	1.7295	303	2620	0.879
34	522.0	-62.2	0.3218	0.000 765	1.7628	301	2540	0.875
35	498.0	-65.8	0.3098	0.000 736	1.7966	299	2460	0.871
36	474.6	-69.0	0.2962	0.000 704	1.8374	298	2360	0.870
37	452.0	-69.0	0.2824	0.000 671	1.8818	298	2260	0.870
38	431.5	-69.0	0.2692	0.000 640	1.9273	298	2150	0.870
39	411.0	-69.0	0.2566	0.000 610	1.9738	298	2050	0.870
40	391.9	-69.0	0.2447	0.000 582	2.0215	298	1950	0.870
41	373.5	-69.0	0.2332	0.000 554	2.0707	298	1860	0.870
42	356.5	-69.0	0.2224	0.000 529	2.1207	298	1780	0.870
43	339.5	-69.0	0.2120	0.000 504	2.1719	298	1690	0.870
44	324.0	-69.0	0.2021	0.000 481	2.2244	298	1610	0.870
45	308.4	-69.0	0.1926	0.000 459	2.2785	298	1540	0.870
46	294.2	-69.0	0.1837	0.000 437	2.3332	298	1470	0.870
47	280.8	-69.0	0.1751	0.000 417	2.3893	298	1400	0.870
48	267.4	-69.0	0.1669	0.000 397	2.4478	298	1330	0.870
49	255.3	-69.0	0.1591	0.000 379	2.5071	298	1270	0.870
50	243.8	-69.0	0.1517	0.000 361	2.5676	298	1210	0.870
55	191.5	-69.0	0.1195	0.000 284	2.8928	298	950	0.870
60	150.8	-69.0	0.0941	0.000 224	3.2590	298	750	0.870
70	93.5	-69.0	0.0584	0.000 130	4.138	298	470	0.870
80	58.0	-69.0	0.0362	0.000 086	5.256	298	290	0.870
90	36.0	-69.0	0.0225	0.000 053	6.666	298	180	0.870
100	22.3	-69.0	0.0139	0.000 033	8.482	298	110	0.870