

cuerpo y medida de conferencias.

Aire,

Aerodinamica,

Aviacion.

Capítulo. I. *versales, a la derecha*
El aire. *versales, negras, al centro*

(1)

La presión que el viento ejerce sobre los cuerpos que se oponen a su libre paso ha sido seguramente la primera manifestación que ha revelado al hombre la existencia del aire. A pesar de los fenómenos tan notables a que dan lugar ^{sus} ~~la~~ demás propiedades ~~del~~ ~~aire~~ ~~químicas~~ físicas y químicas ~~del~~ ~~aire~~, como son la ^{la coloración del cielo,} transmisión de los sonidos, la respiración, la combustión, ~~la~~ y tantos otros que han debido impresionar los sentidos del hombre desde su aparición sobre la Tierra, la inteligencia humana hubiera desconocido por mucho tiempo la presencia del ~~el~~ cuerpo sutil e invisible que nos rodea, tan distinto en apariencia de la primera idea de materia que nos proporcionan los demás cuerpos de la naturaleza, si sus propiedades aerodinámicas no se hubieran

mostrado ante los ojos de los primeros hombres, agitando las ramas
 de los árboles, ^o elevando torbellinos de polvo, ^{y encrespadas olas,} a sus oídos
 impresionándoles en el rumor de la trisa ^{con} o ~~el~~ ^{ruído del vendaval} ~~pasado de la~~
~~borrasca~~ ^{dando a} y al tacto ~~asotando~~ sus carnes ~~en~~ la sensación
~~de~~ ^{arotándolos con la violencia} ~~o~~ ~~en el empuje~~ del huracán.
 fría o cálida del viento suave

Posteriores observaciones, experiencias y estudios fueron
 demostrando que ~~aque~~ ~~cuerpo~~ el aire poseía, además de
 sus propiedades dinámicas, ~~esta~~ la de su compresibilidad
 y expansibilidad. — en lo cual se diferenciaba del agua y
 demás líquidos, cuyo volumen no varía apreciablemente aunque
 se les comprima —, la de su ~~dilatabi~~ gran dilatabilidad por
 efecto de la temperatura, la de ~~su~~ permitir la combustión de ~~los~~
 algunas ^{instancias} ~~cuerpos~~ dentro de él, y, por último, la de tener peso
 como todos los demás cuerpos, lo que se demostró en la célebre

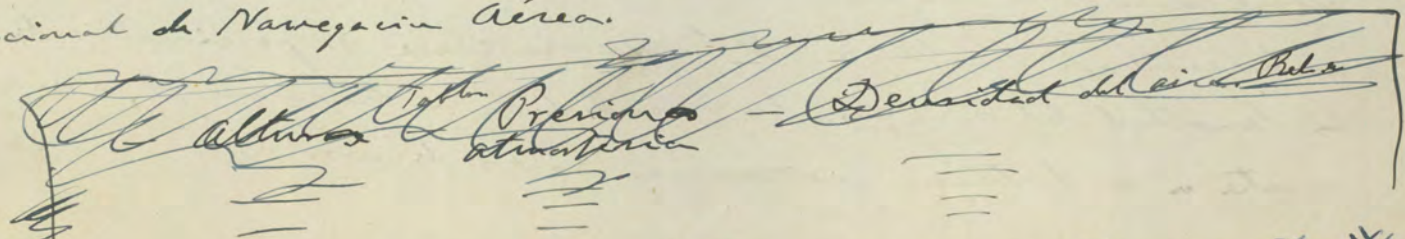
experiencia de Torricelli inventor del barómetro, y viscosidad o sea cohesion entre sus moléculas.

Como resultado de todo ello se ha llegado a saber que el aire al nivel del mar y a ~~cero grados de temperatura~~ (~~centígrados~~) la temperatura del hielo fundente pesa ~~para~~ aproximadamente un kilo y cuarto (1.293 gramos) por metro cúbico; que, a este nivel, el peso de todo el aire que hay hasta el límite de la atmósfera ejerce una presión de unas 10 toneladas por metro cuadrado (10333 Kgs) como término medio, lo que equivale a una columna de mercurio de 76 centímetros de altura, a una de agua de 10 ms. y tercio, ó a una de aire (de densidad constante) de 8 kilómetros. Si a una masa de aire se le duplica la presión su volumen se reduce a la mitad, y, recíprocamente, si se aumenta el volumen que ocupa hasta duplicarlo su presión también se hace la mitad; en general, los volúmenes son inversamente proporcionales a las presiones (a igualdad de tempe-

ratura) lo que se conoce con el nombre de ^{caliente} Ley de Mariotte ⁽⁴⁾ Gay-Lussac.
Si se ~~incrementa~~ ^{caliente} la ~~temperatura~~ de una masa de aire, su volumen
ó su presión, ó el producto de ambos, crecen en la misma proporción
que la temperatura absoluta, que está expresada por el número de
grados centígrados aumentados en 273, (Ley de Gay-Lussac).

De esta variación del volumen con la presión y la temperatura
se deduce que la densidad ^{de una masa de} ~~del~~ aire ha de ir decreciendo cuanto
a mayor altura esté, puesto que la presión sería menor al tener
menos masa de aire gravitando sobre ella. Si la temperatura fuese
constante e igual a la del hielo fundente a todas las alturas,
tanto la presión como la densidad se reducirían a la mitad
por cada cinco kilómetros y medio que se ascendiera (5.540 ms.)
pero como la temperatura ^{varía} ~~decrece~~ con la altura, esta ley no puede
considerarse como exacta y sería necesario conocer la temperatura
de cada cota para establecerla. ⁽¹⁾ Siendo esta ^{variable} ~~imposible~~, se ha su-

puesto que, ~~como término medio~~, la temperatura al nivel del
mar es de 15°C . y que decrece $6,5$ por cada mil metros
de altura hasta los 11.000 ms., ^{o sea en la región atmosférica conocida con el nombre de "troposfera",} quedando constante a $56,5$
^{es que es la zona llamada "estratosfera",} bajo cero para alturas mayores, lo que corresponde con bastante
aproximación al término medio de las temperaturas que se
registran en ~~los países de la zona templada,~~ ^{los países de la zona templada,} ~~en Europa y Asia,~~ y, en
esta hipótesis, se ha calculado ^{siguiendo} la Tabla I de la atmósfera
media, ^{tipo} (o "standard" ^{adoptada} ~~admitida~~ ^{para los cálculos de alturas}
por los servicios técnicos de Aeronáutica de España, Francia,
Italia, Inglaterra, Bélgica y E.E.U.U.) y últimamente por la Comisión Inter-
nacional de Navegación Aérea.



La viscosidad del aire determina un cierto arrastre ~~XX~~

Químicamente, el aire es una mezcla de un gas activo, el oxígeno, elemento indispensable para la combustión y para toda manifestación de vida, diluido en otros gases inertes de los que el nitrógeno representa la mayor parte. La ~~re~~^{re} ~~lución~~^{lución} ~~para~~^{en} en que estos dos cuerpos entran en el aire es de tres kilos y cuarto de nitrógeno ^(3,254) por cada kilo de oxígeno, o sea 232 gramos de oxígeno por cada kilo de aire, cifras que se conservan casi constantes en todas las alturas prácticamente interesantes a la Aeronautica.

Al mismo tiempo que se han ^{ido} determinado las propiedades físicas y químicas del aire, se han presentado también varias hipótesis para explicar su constitución íntima, que se pueden reducir a los tres mas importantes: de la continuidad, molecular y cinética.

La primera supone que el aire está formado por una ma-

y elástica,
 teria tenuísima continua, divisible hasta el infinito sin
 dejar de ser homogénea, y con tendencia a dilatarse ^{indefiniidamente}, tanto ^{presente} ~~mas~~
 por cuanto mayor es su temperatura. Esta hipótesis ~~es~~
^{explicación aceptable en} ~~incompatible~~ la mayor parte de los fenómenos físicos del
 aire, como son ~~la~~ viscosidad, la propagación de los sonidos,
 por ondas sonoras, las fuerzas aerodinámicas y aerostáticas
 etc., ~~pero~~ ^y ~~que~~ se utiliza para los cálculos de la aerodiná-
 mica ~~por~~ por su mayor facilidad de adaptación al aná-
 lisis matemático, pero es incompatible con otros fenómenos
 por lo cual, desde muy antiguo, se ha sustituido por la hipó-
 tesis molecular. En esta se admite que la materia que cons-
 tituye el aire ~~no~~ forma un todo continuo sino que, como ~~lo~~
~~de~~ todos los cuerpos de la naturaleza, es un conjunto de pequenitas
 elementos materiales, llamados moléculas, ^{separados} ~~distintos~~ unos de otros
 en el espacio vacío y sometidos a dos fuerzas: una ^{la} atractiva

de la gravitacion universal y otra repulsiva producida por el calor. En el aire, como en los demás gases, predominaría la repulsiva, lo que explicaria su expansibilidad, suponiéndose que los moléculas de un gas en estado de equilibrio, ~~ocuparian~~ ^{seguirían} ~~tambien posiciones fijas de equilibrio~~ entre su fuerza expansion ^{quedarían} y la ~~presión~~ ^{presión} reaccion del depósito en que está contenido, ~~ocuparian~~ ^{seguirían} tambien ^{en} posiciones fijas de equilibrio dentro ~~de la vasija~~ ^{del gas} del espacio ocupado por el gas.

Por último, para sustituir, o mas bien para completar, la teoria molecular ha aparecido la teoria cinética que devuelve a satisfaccion todos los fenómenos de la física de los gases al mismo tiempo que ha recibido brillante comprobacion por el cálculo y por la observacion directa.

Segun la teoria cinética, los moléculas de un gas, lejos de estar en reposo en sus posiciones de equilibrio, se mantienen conti-

nuamente ~~o~~ animados de movimientos en todas ^{las} direcciones
 y con todas las velocidades, chocando unos con otros infinidad de
 veces por segundos; el aire, segun esta hipotesis, no seria mas
 que un enjambre de moléculas en "movimiento absolutamente
irregular" ~~desordenado~~; las atracciones gravitatorias entre molécula y molécula
~~desordenadas~~; dados la pequenía de sus masas y las distancias que las separan,
 son despreciables, y, por lo tanto, la posición de cada molécula
 en un momento dado, su dirección y su velocidad no dependen
 mas que del azar, y su computación entre de nuevo en el cálculo
 de Probabilidades, pero este cálculo, cuando opera en grandes
 números, proporciona resultados tan rigidos y exactos, practica-
 mente, como los basados en leyes no fortuitos. De este modo, esta infi-
 nidad de ^{(moleculares, por el hecho de ser} movimientos ^{irregulares} absolutamente desordenados, ~~por una gran~~
~~razón~~, permite deducir reglas perfectamente definidas a los que se
 sujetan los fenomenos físicos del aire.

muchos y distintos.
Por ~~discrepancia de procedimientos basados en varios fenómenos~~
~~física~~ basados en observaciones y medidas de muy diversa
índole se ha podido calcular el número de moléculas de
aire que, a la presión media del nivel del mar y temperatura
del hielo fundente, ocupan un volumen de 22,4 litros. Este
número, llamado de Avogadro, es de ~~620.000~~ 620.000 trillones, y
es igual para todos los gases a igualdad de presión y de tem-
peratura; o sea que, en estas condiciones, hay en cada ~~centímetro~~
^(o de otro cualquier gas) ~~cúbico de aire~~ milímetro cúbico de aire 27.500 billones de
moléculas.

Una vez conocido el número de moléculas, se deduce inmedia-
tamente la masa de cada una, puesto que nos es sabido el peso
del aire, y, como también se conoce la presión que este mismo
aire ejerce sobre las paredes del depósito en que esté contenido,
(presión que no es otra cosa que el resultado del grandísimo
número de choques, ~~o bombardamientos~~ de las moléculas del

aire contra las paredes del recipiente) puede deducirse el valor de la velocidad media de estas moleculas, necesaria para que el ~~bombardo~~ continuo bombardeo molecular origine la presión que ejerce el aire sobre las superficies que limitan su tendencia a la expansion.

~~Las moleculas actúan como pequenísimas esferas perfectamente~~
~~elasticas~~ ^{Se cree que} Las moleculas de cada cuerpo químicos ~~deben ser~~ ^{son} idénticas entre si y sus tamaños no deben ser muy diferentes de un cuerpo a otro, pero, siendo igual su número, ~~el~~ ^{su} peso debe guardar la misma relación que ~~el peso mole~~ la densidad del gas a que pertenescan. ~~Segun que pertenescan sean de cuerpos~~
~~monoatomicos~~ Las moleculas de cuerpos monoatomicos (como el argon, neon, kriptón, helio, Na) se comportan en sus choques como pequenísimas esferas, las de los cuerpos biatomicos (nitrogeno, oxígeno, ~~hidrogeno~~ ^{Na}) como "halteres" o pares de esferas casi tangentes, y las poliatomicas ~~que están con~~ de los cuerpos compuestos (vapor de agua, ácido carbónico,

El.) actúan como grupos de tantos esferitos como átomos componen la molécula, ^(tres en los cuerpos citados) y siempre ~~se comportan~~ como si fueran perfectamente elásticas y lisas.

^{En} cada millón de moléculas de aire hay, por término medio, 780.000 de nitrógeno, 210.000 de oxígeno, 9.500 de argón, ~~500 de~~ 400 de ácido carbónico, 28 de cripton, 15 de xenón, 12 de neón y 5 de helio, además de una ~~cantidad~~ número variable de moléculas de vapor de agua que depende del grado de humedad del aire, y que puede llegar, si está saturado, a 6000 ~~a~~ si la temperatura es de 0°C ., a 40.000 si es de 30°C ., y a mas ~~si~~ para temperaturas superiores.

~~Para dar idea de las magnitudes moleculares presentamos~~
Los datos siguientes pueden dar idea de las magnitudes moleculares.

El diámetro de las moléculas del aire es, de un tercio de millonésima de milímetro aproximadamente y caten ~~se~~

~~milímetros cúbicos~~ 40 trillones de ellas en un milímetro cúbico, aunque ya hemos dicho que, ~~para~~ a la presión media del nivel del mar y a 0° de temperatura, el número de moléculas de aire que hay en este volumen es de 27.500 billones, o sea casi ¹⁵⁰⁰ ~~2000~~ veces menos de las que caben.

Si se pusiesen en fila todos las moléculas que hay en un milímetro cúbico de aire ^{ocuparian} ~~formarían~~ una línea de 9000 kilómetros de longitud, y si se dispusieran en igual forma todas las que caben en ^{el milímetro cúbico} ~~este mismo volumen~~ la línea resultante podría dar 330 vueltas a la Tierra.

La distancia media ~~que~~ a que están separados las moléculas del aire, a ~~la~~ la presión y temperatura dichas, es de $\frac{1}{3}$ millonésimos de milímetro, o sea de unos ¹² ~~10~~ veces su diámetro. (fig: 1^o)

Ya se ha dicho que estos moléculas están animados de velocidades que pueden variar sin límite, pero la media de todos estos ^{determinados, cuyo cuadrado es,} ~~fig:~~ ^{los} ~~proporcional~~ a la velocidad alcanza un cierto valor ~~fig:~~ ^{determinado} ~~proporcional~~ a la

(14)

temperatura absoluta del aire. Esta ^{eficaz o cuadrática} velocidad media es diferente ~~para las moléculas~~ según el peso de las moléculas que se consideren, y puesto que, dando igual presión por sus choques contra las paredes, las moléculas más pesadas deberán tener menor velocidad media que las más ligeras. Para la temperatura del hielo fundente, las moléculas del nitrógeno del aire tienen una velocidad media de 453 ms. por segundo, y las del oxígeno 425. # 

En virtud de estas enormes velocidades, cada molécula de aire choca con los demás próximamente 5000 millones de veces por segundo, recorriendo, como término medio, ~~400~~ rectos de 100 millovesímetros de milímetros entre choque y choque, o sea 300 veces su diámetro.

~~Sobre los cuerpos sum los cuerpos sumergidos en el aire expone~~
~~masenta sobre una superficie, la presión correspondiente a 3870 trillones~~
~~de choques por segundo, en cada m~~

Sobre la sup. Contra cada milímetro cuadrado de la superficie de un cuerpo, sumergido en el aire, chocan cada segundo 3870 trillones

de moléculas, si está en reposo, ~~and~~ al nivel del mar y a 0° de temperatura, cuyo barómetro es la causa de la llamada presión atmosférica. Si el cuerpo estuviere en movimiento, ~~este número~~ ~~presión a mayor~~ este número crecería en la parte que recibe el viento de la marcha y decrecería en la opuesta creando la presión aerodinámica, y ~~si~~ como el aire que ~~choca contra el cuerpo~~ ^{bata} la parte baja del cuerpo ~~es es mas densa tiene~~ es mas densa que el mas alto, el número de moléculas que chocan de abajo a arriba será ^{algo} mayor que el de las que chocan de arriba a abajo, lo que origina una fuerza hacia arriba que es la presión aerostática.

Vemos en esto una diferencia radical entre la teoría molecular que podríamos llamar estática y la cinética; en aquella todas estas presiones son determinadas y ejercen un empuje constante, pero en esta, el empuje en cada momento depende del número

de choques que se ~~efectúan~~ están efectuando y este número depende solamente del azar. Si pudiéramos analizar lo que ocurre en un punto de la superficie de un cuerpo ~~asumiera~~ con un microscopio que aumentara enormemente el espacio y el tiempo, veríamos que en un momento dado llegaría una molécula y chocaría en la superficie, al cabo de algunos instantes, con completa irregularidad, llegaría otra o varias simultáneamente y la superficie iría sufriendo estos choques aislados, ~~sea~~ unos veces mas violentos, otros mas suaves, unos veces mas frecuentes, otros mas distanciados, sin estar aparentemente sometidos a regla ninguna, ~~pero a medida que se considera~~ caso análogo al de las pequetísimas partículas de polvo sumergidas en un líquido que, vistos con ^{un} ~~el~~ microscopio, aparecen agitándose de acá para allá en movimientos incesantes y desordenados, producidos por ^{los} ~~el~~ choques de las moléculas cuyos ~~desorden~~ efectos aislados se hacen notar por los pequeños movimientos del cuerpo que los recibe. Este fenómeno, llamado movimiento Browniano, es la plena confirmación experimental

y directa de la teoría molecular cinética.

(17)

Si se consideran en conjunto muchos choques moleculares, va desapareciendo la irregularidad ~~aparece~~ de sus efectos hasta que la probabilidad de que predominen en uno u otro sentido va disminuyendo en arreglo a la ley de los grandes números. Así, para una esferita de minúsculo tamaño como es cada uno de los granitos de polvo agitados por el movimiento browniano, la probabilidad el ser lanzada por un empuje irregular de las moléculas es un suceso tan probable que a ~~to~~ cada instante se está repitiendo, ^{aunque} en cambio, también podría ocurrir que, casualmente, todas durante un segundo un hombre no recibiera en su cuerpo ninguna molécula de aire viniendo de arriba a abajo, lo que bastaría para lanzarle a 400 metros de altura en un gigantesco movimiento browniano, ^{tiene tan escasa probabilidad que} ~~este extraño acontecimiento~~ solo debe ocurrir, como término medio, una vez cada espacio de tiempo que representado en siglos tendría 164 cuatrillones de cifras, es decir, que escrito ^{este} número de siglos con cifras que ocupen un milímetro cuadrado cada una, cubiría 300000 veces la superficie de la tierra. (3) #

Por lo tanto, al afirmar que el número de moléculas de aire en cada milímetro cúbico es de 27.500 billones y que el número de choques por segundos y por milímetro cuadrado es de 3890 trillones, se indican solamente los valores medios, pero el aire puede disponer que en un momento, ~~dado~~ o en un segundo dado, se reúnan mas o menos moléculas, u ocurran mas o menos choques que los que corresponden al término medio; la densidad, ~~y~~ la presión atmosférica, ~~no~~ ^{y la temperatura} son valores constantes sino que sufren continuamente fluctuaciones rapidísimas, de amplitud casi ilimitada, pues la densidad puede, teóricamente, variar desde cero (espacio sin moléculas) hasta ^{1500 veces la normal} ~~la del aire líquido~~ ^{veces la del agua} (moléculas en contacto) y la presión ^{y la temperatura} podría alcanzar valores ^{prácticamente infinitos} ~~inmensos~~ ~~si se supiera~~ que la velocidad de las moléculas ~~que chocan~~ ^{consideradas} es la mas grande que el mundo físico permite, pero la amplitud probable de las fluctuaciones es tan pequeña, y la rapidez con que se producen las variaciones es tan enorme para las cantidades de aire que pueden impresionar nuestros sentidos, que aquellos valores medios pueden considerarse como constantes. La fluctuación media de la densidad de un milímetro cúbico de aire es de inferior a media cien millonésima (4).

Las moléculas de aire, al chocar con la superficie de un cuerpo sólido, rebotan sufriendo una perturbación en su dirección y velocidad, perturbando a su vez a las innumerables moléculas con quienes van tropezando despues del choque, las cuales transmiten la influencia que la presión o el movimiento del cuerpo ha ejercido en ellas por medio de estos choques, a otras moléculas del aire, a otros cuerpos próximos (lo que explica la viscosidad ^{viscosidad}) o a el mismo. Tambien las moléculas biatómicas y poli-atómicas, toman en cada choque distintos movimientos de rotación que complican aun mas la ley de sus movimientos, pues la energía de cada choque se reparte en rechazar a las moléculas y en hacerles girar, lo que no ocurre con los mono-atómicos porque, comportándose estos como esferas perfectamente elásticas y lisas, no pueden comunicarse movimientos de rotación.

Además de las perturbaciones que el movimiento de un sólido dentro del (18
aire ~~del aire~~ produce en los movimientos de sus moléculas, perturbaciones que son
el fundamento de la aerodinámica y que estudiaremos en los capítulos siguientes,
la masa aérea está sometida a otros de los cuales ~~son~~ las mas importantes son:
los ~~ondas~~ ondulaciones, la convección y los turbellinos.

Siempre ^{en un punto de} que en una masa de aire se produce una perturbación que altera
el régimen de velocidad media de sus moléculas, ~~esta~~ las primeras moléculas que
reciben el impulso extraordinario ^{varían} ~~aumentan~~ de velocidad y, al chocar con los
siguientes comportándose como cuerpos perfectamente elásticos, cambian de veloci-
dades, propagándose de este modo la perturbación en todas direcciones alrededor
del punto origen, con una velocidad algo menor de la media de las moléculas porque
estas se mueven en todas direcciones y no solamente en sentido radial. Esto origina la
formación de una superficie esférica con centro en el punto origen de la perturba-
ción, en que el régimen molecular está alterado, y el radio de esta superficie esférica
crece con una velocidad de 340 ms. por segundo en el aire al nivel del mar y a
0°. Si la causa de la perturbación es un cuerpo oscilante, cada oscilación crea
una superficie análoga en que el aire está mas comprimido o menos segun el sen-
tido de aquella, que es lo que constituye las ondulaciones aéreas, u ondas sonoras
por ser las trasmisoras del sonido. Si el cuerpo oscila repetidamente, producirán
de él una serie de ondas sonoras, una por cada oscilación, distanciadas a una cantidad
constante igual a 340 ms. divididos por el número de oscilaciones por segundo. # →

Estas ondulaciones, al llegar a la superficie de un sólido, perturbando también las moléculas de este, las cuales transmiten la misma perturbación al aire, formándose otras ondulaciones reflejadas por aquella superficie. La intensidad de las ondulaciones aéreas se pierde continuamente, no solo por el aumento de extensión sino por la viscosidad del aire que se opone a la desigualdad de régimen molecular entre dos ~~masas en contacto~~ porciones de él que estén en contacto.

X La convección se produce cuando hay una parte de aire dilatada por el calor u otra causa, que esté situada ^{o al mismo nivel que} debajo de otra más densa; en este caso no hay equilibrio entre las presiones que hemos llamado aerostáticas y se origina un movimiento ascensional de la masa dilatada, y uno de descenso y convergente de las masas más ~~pesas~~ densas para ocupar el espacio que tienen la otra. Este fenómeno es uno de los más importantes en la Meteorología y especialmente en la Aerología.

? Por último, por una causa cualquiera puede originarse un movimiento de giro de una masa de aire alrededor de un eje, y este giro se transmite por viscosidad a las masas circundantes, creándose un torbellino que, según su extensión, intensidad y posición, recibe diferentes nombres como, ciclón, tromba, tornado, revolvino, etc. En los torbellinos el aire está dilatado por efecto de la fuerza centrífuga que es tanto más enérgica cuanto más próximo al eje.

(fig. 2.a)

Teóricamente, en un torbellino, la velocidad del aire es inversamente proporcional a su distancia al eje, de modo que el producto de esta distancia por la velocidad es constante y se llama circulación; Por lo tanto, la extensión del torbellino debe ser ilimitada en longitud, o sea en el sentido del eje si no hay obstáculos a su propagación, y en anchura, o sea en el sentido del radio, aunque la velocidad del aire va siendo, como se ha dicho, cada vez menor a medida que este nos leja del eje, ~~(fig. 2.a)~~ pero en la práctica la circulación decrece en las proximidades del eje. (fig. 2.b) llamándose esta parte núcleo y el resto en que la circulación es constante no campo del torbellino. Si el núcleo tiene una parte central en reposo, esta se llama eje. (fig. 2.c)

El torbellino puede ser de eje vertical u horizontal, y de todos modos este eje no puede estar limitado en la atmósfera libre, si el torbellino ha llegado a su régimen constante de completa formación, y solamente puede tener límite cuando se apoya en tierra o en algún obstáculo, o

cuando obedece a una causa local y está en período de propagación o de desaparición. Dos remolinos ^{del mismo sentido,} en presencia, ^{giran alrededor de un punto} ~~se atraen si el aire con~~ ~~intermedio en igual sentido de rotación,~~ ~~se mueve en igual sentido,~~ ~~o sea cuando los dos torbellinos~~ ~~son del mismo sentido~~ ~~y si son de sentido~~ ~~opuesto, se repelen~~ ~~trasladan juntos.~~ (figs. 3 y 4). En general, cada torbellino trata de seguir el movimiento ~~general~~ ^{del} del aire alrededor del otro.

Puede ocurrir que el eje del torbellino se cierre sobre sí mismo, y entonces se forma un anillo-torbellino. (fig. 5) En estos se considera como lado positivo aquel hacia el cual marcha el aire por dentro del anillo, y negativo ~~hacia~~

el contrario, marchando por la atmósfera, una vez formados, con el lado positivo por delante.

A y B (fig. 6).

Cuando dos anillos-torbellinos van uno a continuación del otro, ~~el giro~~ ^{el giro} ~~de las masas de aire que los rodean según la dirección de sus velocidades, origina un fenómeno curioso.~~ ^{llamado juego de los anillos-torbellinos,} que consiste en que, el que va delante, ~~se~~ retraza en marcha y se ensancha, mientras el de atrás acelera su movimiento y disminuye de tamaño hasta pasar por dentro del otro y adelantarlo, repitiéndose indefinidamente el paso del que está ^{dentro del} detrás por el que va delante. ~~(fig. 7 y 8)~~

Los anillos-torbellinos se ^{producen} ~~forman~~ frecuentemente en los bocos de fuego haciéndose visibles por el humo que los forma. Los torbellinos se forman generalmente en las superficies de unión de los cuerpos de aire de distinta velocidad, como se ve en la ^{figura 7}.

~~El caso que forma un anillo torbellino puede tener además un movimiento a lo largo del eje formando. Los torbellinos pueden formarse ~~en~~ ^{alrededor de} movimientos de convección, lo cual ocurre generalmente en la atmósfera por la influencia de la rotación terrestre, dando lugar a fenómenos más complejos, pues ^{la rotación} ~~la~~ ^{figura} del torbellino se combina con la traslación del aire debida a la convección (fig. 8).~~

Con la descripción anterior acerca de la constitución íntima del aire y sus perturbaciones, se comprende la extraordinaria complicación del estudio fundamental y teórico de la Ciencia Aerodinámica, aún en formación, y que apenas ha comenzado a salir de su primitiva condición experimental y empírica.

~~Movimiento de Aceleración~~

Capítulo II.

Un cuerpo que se mueve dentro del aire experimenta una cierta resistencia que se opone al movimiento. Esta resistencia no puede confundirse con la ~~fuera de inercia~~ fuera de inercia que nace en todo cuerpo que pasa del estado de reposo al de movimiento, y que tambien se opone a él, porque la resistencia del aire es tanto mayor cuanto mayor es la velocidad y la superficie que el cuerpo móvil presenta al viento, y depende de la forma exterior del cuerpo y es independiente del peso que tenga, mientras que la fuerza de inercia no depende de la velocidad del cuerpo sino del ~~est~~ de la rapidez de crecimiento de esta velocidad, o sea de la aceleración, tampoco depende de la superficie ni de la forma del cuerpo y en cambio es directamente proporcional a su peso.

Análogo fenómeno se presenta cuando un cuerpo fijo

está sometido a la acción del viento, o sea del aire en movimiento. En este caso, en el que no puede producirse ninguna fuerza de inercia en el cuerpo, éste experimenta una acción del viento, que trata de arrastrarlo en su dirección, exactamente igual a la resistencia del aire que sufriría si se moviera con la misma ~~del viento dentro del aire~~ ~~en~~ velocidad del viento, y en sentido contrario, dentro del aire en calma; es decir, que la acción del aire sobre un cuerpo depende solamente de la velocidad relativa del aire con ~~respecto~~ el cuerpo, siendo indiferente que ~~se~~ el cuerpo esté fijo y sometido al viento, o que el aire esté en calma y el cuerpo se mueva, o, finalmente, que el cuerpo y el aire estén en movimiento, siempre que sea la misma la velocidad relativa entre el cuerpo y el aire.

Este principio de equivalencia mecánica de movimientos relativos iguales es evidente pues basta suponer que el observador del fenómeno se mueva con el cuerpo o con el aire para que

considerar
 haya que ~~suponer~~ como fijo a aquél o a éste, debiendo neces-
 sariamente ~~siguiera~~ ^{obtenerse} en ambas suposiciones la misma acción
 del aire sobre el cuerpo, puesto que se trata de mediciones del
 mismo fenómeno; pero, si en la práctica se mide la resistencia
 que ~~opone~~ ^{supre} un cuerpo ^{al} moverse, dentro de la atmósfera en calma,
 con una cierta velocidad, y ~~la~~ el empuje que el mismo cuerpo
 recibe cuando está sometido a la acción de un viento de igual
 velocidad, se nota generalmente una pequeña diferencia entre
 ambas medidas. Esto no es debido, de ninguna manera, a que
 sea inexacto el principio anterior, sino a que el aire en movi-
 mientos, o sea el viento, no es en la práctica idéntico en su
 constitución a una masa de aire en calma apreciada por un
 observador en movimiento, pues el primero, a consecuencia de
 su rozamiento con el suelo, ~~está así~~ no tiene un movimiento
 uniforme sino que está agitado por pequeños remolinos y ondu-
 laciones que se transmiten por la masa del aire hasta grandes

alturas y que ejercen una cierta influencia en la acción sobre los cuerpos que encuentran a su paso, influencia que no existe en el caso de estar el aire en calma y el cuerpo en movimiento.

Como, de todos modos, esta discrepancia entre ambos fenómenos es prácticamente despreciable ~~a las alturas~~ y solo sea raras veces citada para desvirtuar una prueba práctica contrario al principio de la relatividad de movimientos que alguna vez se ha tratado de presentar, en lo sucesivo consideraremos ~~el caso de~~ cuerpos móviles en el aire, o cuerpos fijos en el viento, indistintamente y según la comodidad que una u otra hipótesis presente para cada caso.

~~Si una masa~~ Cuando una masa de aire encuentra a un cuerpo en su movimiento, las moléculas de aquél deberán repararse, después de chocar con él, o con otros ^{influenciados por él,} ~~que ya lo habrían~~ ^{pasado al rededor} ~~hecho~~, para ~~abrirse~~ ^{cerrarse} una vez más, cerrándose una vez

pasado este, en virtud de la presión atmosférica que impide
quede permanentemente dentro del aire ningún espacio vacío
ni á presión inferior á la del aire ambiente.

Si al cesar ~~las~~ ^{(supuesto desprovisto de} ~~movimiento~~ ^{viscosidad)} ~~de la~~ ^{sin cambiar bruscamente de dirección,} ~~masa de~~ ^{el} ~~aire,~~ ^{al pasar el}
~~cuerpo sólido,~~ lo hace ~~de~~ ^{de} manera que no se originen remolinos
dentro de ella, sus moléculas acabarían por recuperar exactamente
el régimen que tenían antes del paso del cuerpo, y podrían
elegirse dos secciones transversales ~~de~~ en la masa de aire, ~~sufi-~~
~~cientemente~~ ^{suficientemente} separadas una anterior y otra posterior al cuerpo
~~sólido,~~ y suficientemente separadas de él, cuyo régimen mole-
cular sea el mismo sin que se note en ellos la presencia del
cuerpo. ~~mucho~~ Si esto se verifica es señal de que el cuerpo
^{en cuestión} ~~no~~ ^{acción} ~~ha recibido ninguna acción resistente a su movimiento~~
por parte del aire, puesto que, si hubiera nacido alguna fuerza
en el cuerpo, ~~el~~ ~~aire~~ ~~también~~ ~~que~~ ~~está~~ ~~en~~ ~~movimiento,~~ ~~esta~~ ~~fuerza~~
~~actuando sobre un~~ ~~cuerpo~~ ~~movil~~ ~~habría~~ ~~producido~~ ~~un~~ trabajo, ~~o sea~~

~~una energía que no puede nacer ni destruirse, sino tomar a~~
~~expensas de la del aire~~, esta hubiera originado una reacción
 correspondiente en la masa de aire ~~que~~ ^y, estando ^{esta} en movimiento,
 hubiera ~~causado~~ dado lugar a un trabajo, o sea una energía,
 que iría creciendo a medida que se prolongaba la acción del viento
 sobre el cuerpo, y como esta energía no puede nacer ni destruirse
 sino ~~solo transformarse~~ a expensas de la que ya contenían
 la masa del aire, sería imposible que en ella existieran dos
 secciones, una anterior ~~de~~ y otra posterior al paso del cuerpo, que
 tuvieran idéntico régimen, y por lo tanto idéntica cantidad de energía
 puesto que en una de ellas, en la posterior, debe notarse la dismi-
 nución de energía necesaria para engendrar el trabajo representado
 por la reacción del cuerpo, del mismo modo que, aqua abajo de un
 molino se puede notar ~~siempre~~ en la corriente la ~~disminución~~ energía
 absorbida por ~~la~~ ^{el movimiento} acción de la rueda hidráulica.

Si, por el contrario, el paso del viento por el cuerpo origina

movimientos bucos en la masa del aire que dan lugar a la produccion de remolinos, estos remolinos, una vez ~~originales~~ ^(siempre nuesta sin viscosidad) engendrados, no pueden desaparecer en la masa aérea, y representan una cantidad de energia que tiene que nacer necesariamente a expensas del trabajo del choque del aire contra el cuerpo, trabajo que exige la presencia de una fuerza actuando sobre el cuerpo. Es decir que, teóricamente y suponiéndose que se trate de un gas perfecto ~~como en los~~ ^{desprovisto de} viscosidad, ~~el caso~~ ^{se puede afirmar} que si un cuerpo, por grande que ~~viscosidad~~ sea, se mueve en el aire con cualquier velocidad, ~~pero estando~~ no ~~producirá~~ sufrirá ninguna resistencia si su forma es tal que permita la separación y el cierre de ~~las moléculas~~ la masa aérea sin cambio brusco de dirección que origine remolinos dentro de ella. Este principio es llamado paradoja de d'Alembert.

Este caso no es realizable en la práctica pues el aire no es un gas perfecto como se supone en ^{lo dicho anteriormente,} ~~los cálculos aerodinámicos~~, por lo cual todos los cuerpos presentan resistencia a

de él
 su movimiento dentro ~~del~~ ^{de él} ~~aire~~, aunque esta resistencia se puede
 reducir a límites pequesimísimos con tal de que la forma exterior
 del cuerpo sea, como se ha dicho, la que permita el paso de la
 masa aérea sin ^{cambios bruscos de dirección} ~~origina remolinos~~ en ella, o sea presentando
 una proa y una popa afiladas unidas por una superficie
 continua que marque la dirección de la corriente del ~~la~~ ^{la} ~~masa~~ ^{masa} ~~aire~~
 en contacto con ella, forma que se llama fuselada o currenti-
línea. ^(fig. 9.) La resistencia que aún ~~es~~ ^{hay} en los cuerpos de esta forma
~~se debe a~~ ^{se debe a} ~~presentar~~ al aire es debida a que siempre
 se produce un rozamiento superficial entre aire y cuerpo (o con
 la capa de aire en contacto con él)
~~que da lugar~~ ^{por la viscosidad} que, aunque en pequeño grado,
 tiene aquel fluido, ^{acompañada generalmente de} ~~que produce inevitablemente~~ la producción de mi-
 núsculos remolinos dentro de su masa.

X Si el cuerpo en cuestión no tiene la forma fuselada, ^(fig 10) al
 perderse el contacto de los ~~moleculas~~ ^{moleculas} filetes aéreos (lla-
 mándose filete a la trayectoria media de cada molécula del fluido)

o líneas de corriente, con la superficie del cuerpo se originan los remolinos, que se prolongarían indefinidamente en un gas perfecto, aunque en el aire ~~se~~ llegan a desaparecer por ^{el} protamamiento _{debido a su viscosidad,} pero que siempre representan absorción de trabajo y resistencia ~~de~~ aumento de la resistencia del aire sobre el cuerpo.

Una vez explicados ^{ligeramente} el mecanismo del fenómeno fundamental de la Aerodinámica, o sea de la resistencia del aire sobre los cuerpos en movimiento, veremos el modo de calcular los elementos de esta fuerza, o sea su intensidad, su dirección y su punto de aplicación, en cada uno de los casos que se puedan presentar, y comenzaremos por el caso mas sencillo, o sea el de ~~un~~ plano circular ~~que~~ la resistencia del aire al movimiento de un plano circular ~~que es~~ normal a su dirección, ^{ver cuando} para el caso del movimiento de un sólido en general, el estudio mas detallado de los fenómenos aerodinámicos.

Es evidente que la resistencia que el aire opone al movimiento de este plano ^(fig. 11) será tanto mayor cuanto mas

grande sea el número de choques moléculas de aire que chocan contra él por unidad de tiempo, y mayor sea la violencia de estos choques.

~~El número de choques estará determinado 1.º por la densidad del ~~plano~~ aire~~

Si en una unidad de tiempo, por ejemplo, en un segundo, el plano avanza desde la posición P a la P' , tendrá que haber chocado, en ese tiempo, con todas las moléculas comprendidas dentro del espacio barrido por el plano, o sea el ^{prisma} cilindro PP' . El número de estos ^{choques} ~~moléculas~~ ^{el número de moléculas n} ~~la densidad del~~ sera tanto mayor: 1.º cuanto mayor sea ^{que haya por unidad de volumen n} ~~aire~~, 2.º cuanto mayor sea el ^{prisma} ~~área~~ ^{área S} del plano, ~~que es~~ ^{que es} la base del ^{prisma} ~~cilindro~~ barrido, y 3.º cuanto mayor sea la altura del ^{prisma} ~~cilindro~~, que es el camino recorrido por el plano en la unidad de tiempo, o sea su velocidad v . La violencia de

cada choque será tanto mayor: 1.º cuanto mayor sea la velocidad del plano $\underline{v}$, y 2.º cuanto mayor sea la masa de cada molécula $\underline{m}$.

Si llamamos κ (kappa) al coeficiente de proporcionalidad ~~entre~~ entre la resistencia del aire $\underline{R}$ y las magnitudes anteriores, ~~se tendrá~~ o sea coeficiente de resistencia ~~se tendrá~~ se tendrá:

$$R = \kappa n s v m = \kappa n m s v^2$$

pero el producto del número ⁿ de moléculas de aire que hay por unidad de volumen, por la masa ^m de cada una, es igual a la cantidad de masa de aire por unidad de volumen, que es lo que se llama densidad másica del aire, y se obtiene dividiendo la densidad en peso $\underline{D}$ (que es el peso por unidad de volumen, ^{o peso específico}) ~~por~~ por la aceleración de la gravedad $\underline{g}$, de lo que resulta:

$$R = \kappa \frac{D}{g} s v^2 ..$$

(31)

Esta fórmula, deducida por primera vez por Newton y que corresponde con bastante aproximación a lo obtenido experimentalmente, ~~resueltos~~ para las velocidades inferiores a la de propagación del sonido (unos 340 ms. por segundo), nos indica que la resistencia del aire ^{sobre un plano normal,} es proporcional a la densidad, ^{de aquél} a la superficie del plano ~~que~~ móvil, al cuadrado de la velocidad, e inversamente proporcional al valor de la aceleración de la gravedad en el lugar donde se ejecute la experiencia. El coeficiente de proporcionalidad para el caso del plano que estamos considerando, tiene un ^{aproximado} valor de 0,6, independiente de las unidades empleadas (kilogramos, libras, metros, millas, horas, segundos, &c.) con tal que se emplee el mismo sistema en la medida de los distintos

magnitudes que entran en la fórmula; así pues (32)
un plano que tenga un g metro cuadrado de superficie,
que marche a un metro por segundos de velocidad dentro
de una atmósfera de un kilogramo por metro cúbico de
^{peso específico} ~~velocidad~~ y en un sitio en que la aceleración de la gravedad
sea de 10 metros por segundos^{por segundo}, recibiría una resistencia
del aire R igual a $0,6/10$ kilogramos, o sea 60 gramos.

En virtud de esta propiedad del coeficiente κ , de
ser independiente del sistema de unidades empleados, re-
cibe el nombre de coeficiente absoluto.

Como el valor de la aceleración de la gravedad g varía
muy poco de un punto a otro de la superficie terrestre,
se le puede suponer constante e igual a 9,8 metros por
segundos^{por segundo}, que es el valor que tiene en Madrid. También
podemos suponer que ~~el valor de la~~ la densidad del

aire es la correspondiente al nivel del mar y a ~~15~~ 15 grados de temperatura, que es de 1225 gramos por metro cúbico, y la fórmula se convertiría en:

$$R = \pi \frac{1225}{9,8} s v^2 = \frac{\pi}{8} s v^2 = K s v^2$$

llamando K al coeficiente que resulta de acumular al anterior coeficiente π , como constantes, el valor de la densidad del aire al nivel del mar y a 15°, y el de la aceleración media de la gravedad, tomados ambos en unidades métricas (kilogramos, metros y segundos).

El empleo de este ^{valor} ~~coeficiente~~ K, que se llama ^{coeficiente} métrico, simplifica los cálculos aerodinámicos en la mayoría de los casos, puesto que basta multiplicarle por la superficie del ~~cuerpo~~ plano móvil, en metros cuadrados, y por el cuadrado de la velocidad, en metros por segundos, para obtener la

resistencia en kilos. Por esta razón es el ^{que} ~~Volumenmente~~
~~emplearemos~~
~~empleado en España principalmente en España y Francia,~~
 aunque tiene los inconvenientes de necesitar corrección cuando
 la densidad del aire considerada sea distinta de la del
 nivel del mar, ^{y 15° de temperatura,} ~~ya sea~~ el de obligar al empleo de las
 unidades del sistema métrico.

El coeficiente métrico de resistencia del aire correspondiente
 a un plano ~~circular~~ normal a su movimiento, al nivel del
 mar y a 15° C. de temperatura, será $k = \frac{9,6}{8} = 0,075$; ahora
 bien, aunque hasta ahora hemos supuesto que este coeficiente
^{siguiendo la hipótesis de Newton,} ~~era constante en todos los casos~~ ^{pues varía algo} esto no es exacto ~~pues~~
 con la velocidad, la forma y el tamaño del plano, lo que podremos explicar estudiando más
~~primeramente la influencia del plano sobre el régimen molecular del fluido~~ ~~aire sobre que actúa.~~
~~provisional a la del ruido, ya que esta cosa hasta el~~
~~como veremos más detenidamente en los capítulos siguientes.~~
~~punto que para los cálculos de la balística exterior se hace~~
 Supongamos primero un movimiento muy lento del aire chocando contra el plano.
~~necesario para probar la ley de proporcionalidad al cuadrado~~

X

Las ~~filas~~ ^{Las} moléculas del aire se separan antes de chocar con el plano, y a partir de un cierto punto, rodeándolo por los bordes mas proximales, al mismo tiempo que queda unida al plano por su parte anterior, una proa fluida que se forma automáticamente, y constituida por aire a mayor presión que la ambiente agitado por pequeños remolinos interiores que el rozamiento ~~de~~ la corriente de aire que pasa en contacto de ella, provoca. Detrás del plano se ~~forman~~ ^{también} una popa fluida, constituida ^{por una} ~~forma igualmente~~ ~~trastorno de juntas~~ ~~las moléculas de aire agitado~~ ~~masa de aire que sigue unida al plano acompañándole en su movimiento y a menor presión que el resto del aire ambiente, adoptando el conjunto de la proa y de la popa una forma carentilínea que envuelve al plano y al rededor de la cual pasan las líneas de corriente que vuelven a unirse en la terminación de la popa~~ ~~los que dan lugar a una serie de remolinos que se prolongan~~ ~~en este régimen estable, que solo se produce a pequeñas velocidades o en~~ ~~en un régimen laminar~~ ~~formando la estela de forma muy~~ fluidos muy viscosos, la velocidad de sus diferentes capas varía suavemente desde

2
cero, en contacto con el plano, hasta la general de la masa fluida a distancia mas o menos grande segun el grado de viscosidad. Teóricamente solo a una distancia infinita la velocidad del fluido no estaria ~~influenciada~~ influida por la presencia del plano, por lo cual aquella se llama velocidad en el infinito. El reparto de ^{presión} sobre la cara anterior del plano es creciente desde el borde hasta el centro, y análogamente están repartidos las depresiones sobre la cara posterior (fig. 13) el régimen turbulento en

Aumentando la velocidad llega el momento en que la viscosidad no es suficiente para mantener la continuidad de ~~circulación~~ ~~flujo~~ movimientos entre las diversas capas del fluido y comienzan a producirse torbellinos en los bordes del plano por encontrarse allí en presencia ~~sucesos~~ de la masa de aire en reposo detras del plano, y protegida por él, con la corriente general que lo rodea. ^(fig. 14) Estos torbellinos ^(fig. 14) se propagan arrastrados por la corriente, formando una zona de turbulencias detras del plano que constituye su estela, de forma y extensión

X variadas segun la velocidad relativa del viento, el tamaño
 del plano y su figura. En ella, ~~algunos veces~~, los remolinos
 no son constantes sino que ^{se desprenden de los bordes,} ~~se separan~~ en forma perió-
 dica debida a la elasticidad del aire y a las interacciones
 entre la masa aérea que corre por los bordes y la agitación
 que constituye la estela, ^{permanencia, quizás al flameo de las banderas por el viento} ~~Esta parte, en contacto con el plano~~
~~para su parte posterior, se halla a una posición inferior a~~
~~la anterior, resultando de la suma de estas dos diferencias~~
~~la posición, anterior y posterior al plano, la fuerza que~~
~~representa la resistencia ^{media} del aire.~~ # →

X La distribución de las presiones anteriores y posteriores
~~posteriores, del plano, es de la forma indicada en la figura~~
~~creciente desde los bordes hasta el punto más separado de~~
~~ellos, y es en forma aproximadamente elíptica, es decir~~

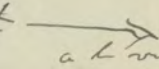
por una constante que es una.

En un vórtice de ~~velocidad~~ ^{revolución} creciente, Los ~~turbellinos~~ tienden a ~~formarse en~~ aparecer en forma de anillos-turbellinos según la línea del contorno del plano y desprendiéndose al mismo tiempo de todo él, pero esta disposición no es estable y pronto se forman en dirección oblicua desprendiéndose antes de un borde que del opuesto, ~~(fig. 15)~~ ^(fig. 15) constituyendo un solo turbellino irregular anillado en helice (fig. 15)

La ~~distribución~~ de las presiones, ~~medias anteriores, y deprimidas, medias posteriores,~~ del plano es de la forma indicada en la figura 17., o sea, aumentando ~~após~~ ^{después} el primer ligeramente de los bordes al centro, y presentando ~~la segunda~~ sus máximos en las proximidades del borde y un mínimo en el centro. Esta distribución es ~~aproximadamente~~ constante en su forma general para cualquier velocidad dentro del régimen de turbulencia, o sea vórtices, se empiezan turbellinos, pero para muy pequeñas velocidades en el aire, o en fluidos muy viscosos, el régimen puede ser laminar, o sea que la ~~presión~~ y la

~~Tanto en el regimen laminar como en el turbulento, la resistencia que el aire ofrece al plano normal a su movimiento está debida a la compresión que la acción que el aire comprimido contenido en la proa fluida ejerce sobre la cara anterior del plano, incrementada en la succión que la parte ensarecida de la popa o estela~~

En el regimen turbulento, la distribución de las presiones anteriores(+) y depresiones medias posteriores(-) en el plano, es de la forma indicada en la figura 16, o sea, aumentando las primeras ligeramente desde los bordes al centro y presentando las últimas sus máximos en las proximidades del borde y un mínimo en el centro. Esta distribución es aproximadamente constante en su forma general para cualquier velocidad dentro del regimen de turbulencias.

La resistencia que el aire ofrece al movimiento del plano normal, tanto en el regimen laminar como en el turbulento, es debida ~~a la compresión~~ ^{que el} al empuje ~~del~~ aire comprimido contenido en la proa fluida ejerce sobre su parte delantera, incrementada en la succión que la parte ensarecida de la popa o estela # 

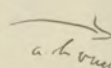
hace actuar sobre la cara posterior. En el régimen laminar estas presiones y depresiones solo nacen del arrastre que ~~la~~ el flotamiento viscoso de la corriente del aire ejerce sobre la popa y la proa fluidas, flotamiento que es proporcional, no al cuadrado de la velocidad sino a la raíz cuadrada de su cubo, o sea la potencia tres medios ($v^{3/2}$), ~~como veremos mas adelante~~ ⁽⁵⁾ ~~como veremos mas adelante~~, y si llamamos K' al verdadero coeficiente de proporcionalidad para este régimen, igualando la resistencia del aire que daría con ~~de~~ la obtenida suponiéndola proporcional al cuadrado de la velocidad, tendríamos que verificarse: $K' v^{3/2} = K v^2$.. luego: ~~$K = \frac{K'}{v}$~~

$$K = \frac{K'}{v}$$

por lo que resulta que el valor del coeficiente K de resistencia (supuesta proporcional al cuadrado de la velocidad) aumenta cuando disminuye la velocidad dentro del régimen laminar.

En el régimen turbulento, la principal causa de la resistencia del aire es la formación de torbellinos en la estela, y su efecto es proporcional a la cantidad de movimientos (producto de la masa

por la velocidad) del aire perturbado, por unidad de tiempo; (38)
y como la masa por unidad de tiempo es también proporcional
a la velocidad, resulta la resistencia creada por los trabajos
proporcional al cuadrado de esta velocidad; y por lo tanto, ~~constante~~,
dentro de este régimen, el valor del coeficiente de resistencia K.
~~para cualquier velocidad resulta aproximadamente constante, pero~~
~~el efecto del frotamiento viscoso puede considerarse como despreciable~~
~~comparado con el de las turbulencias, aunque con tendencia~~
a decrecer al aumentar la velocidad por el efecto del frotamiento viscoso entre los diferentes capas del aire en contacto y animados de distintas velocidades.

Si la velocidad no crece mucho, el aire se comporta como un fluido incompresible pues las presiones desarrolladas apenas hacen variar su densidad, pero al aproximarse a la velocidad de propagación del sonido en el aire (340 metros por segundo) la compresibilidad del aire se manifiesta # 

También varía el coeficiente K aumentando ~~con~~ cuando aumenta la extensión del plano, pareciendo que, para ~~las velocidades en~~ el régimen turbulento en velocidades comprendidas entre 5 y 50 metros por segundo, tiende hacia un límite igual a 0,08, casi alcanzado desde el área de un metro cuadrado en adelante. (fig^a 18)

El valor de K también aumenta algo para planos normales que no tengan forma circular, sobre todo si su superficie está muy repertida con figura de fondeo muy extensos, como las superficies enrejadas, o a ^{en los que} claro y liso ~~normal~~ se llega a un máximo aproximadamente igual a vez y media el valor de K para el plano cuadrado cuando los huecos ocupan la mitad del área total. Esto es explicable pues, aunque en la proximidad de los bordes la presión del aire no puede ser tan intensa como lejos de ellos, por la facilidad con que pueden escapar lateralmente los filetes fluidos (lo que se conoce con el nombre de pérdidas marginales) en cambio los torbellinos originados en los bordes crean un aumento en la depresión posterior tanto mayor cuanto mas longitud tenga la longitud del contorno, o perímetro, en relación a la superficie total. Por esta razón, de entre todos los planos de igual área, el circular es el de menor resistencia al aire (o sea de menor valor de K) por ser el que tiene menor extensión en su contorno. En la figura 19 ~~se~~ se indican gráficamente los valores del coeficiente métrico de resistencia K para diferentes formas y tamaños del plano normal. El plano circular normal al viento presenta aproximadamente el uno ~~por~~ ^{por} ciento menos de resistencia que el cuadrado de igual área.

Por último, ya hemos dicho que el valor de K señalado corresponde a la densidad del aire al nivel del mar y a 15° de temperatura; si el aire tuviera otra densidad distinta habría que corregir el valor de K proporcionalmente a ella.

La dirección en que actúa la resistencia del aire sobre el plano que consideramos es normal al mismo, o sea, en este caso, paralela y contraria a la dirección ~~del~~ ^{del}

de su movimiento; y su punto de aplicación está proxímanamente en el centro de gravedad de la superficie. Sin embargo, hay que tener presente que, ~~la~~ ~~torbellino~~ en el régimen turbulento, los torbellinos que continuamente nacen en los bordes del plano y son arrastrados por el viento relativo, no se originan simultáneamente en todo el contorno, por lo cual las reacciones del aire sobre el plano no son simétricas ni constantes, dando lugar ^{la formación} ~~al desplazamiento~~ de cada ~~vórtice~~ torbellino a una fuerza transversal hacia el borde ^{opuesto a donde está formado.} ~~la donde se ha desplazado.~~ De aquí resulta que la reacción del aire oscila periódicamente a un lado y a otro de la dirección normal al plano. (fig. 20)

Dos planos paralelos, normales al viento, ofrecen una resistencia total menor que la suma de las resistencias que tendrían si recibieran el viento separadamente, dependiendo esta disminución de la resistencia de la separación que haya entre ellos. Si la distancia es menor que la extensión que ocupa cada torbellino de la que origina la primera placa (fig 21 a), ~~parte~~ del viento giratorio del torbellino actúa sobre la segunda placa por su cara posterior y esta recibe un empuje R' en sentido contrario al viento, que disminuye notablemente la resistencia del conjunto. En cambio, si la distancia es mayor, el viento actúa sobre la segunda placa por su cara anterior y produce un empuje R' en su mismo sentido, que se suma al R que sufre la primera. (fig. 21 b)

En la fig. 22 están indicados gráficamente los valores del coeficiente de resistencia K para cada una de las placas y para su conjunto, según su separación, y según la

forma que tienen (A circular de 30 cms. de diámetro, B rectangular de 20×40 cms., y C enrejada de igual área total ~~a proporción de 11 a 37~~ ~~los experimentos de~~ ~~los~~ ~~varios~~ con 54 % de área libre), siendo la velocidad de 10 mts. por segundo y contándose como superficie opuesta al viento en el conjunto, la de una sola placa. De las experiencias efectuadas se deduce que la resistencia sufrida por la placa delantera apenas resulta influida por la presencia de la placa posterior, que ésta resulta siempre protegida por la placa delantera, tanto mas cuanto mas próxima a ella está, anulándose su resistencia para una distancia entre placas que depende del tamaño, forma y velocidad siendo tanto menor cuanto menor sea la superficie, mayor el contorno y menor la velocidad, y que la resistencia ~~del~~ total del conjunto tiene un valor mínimo para una cierta separación que varía de igual forma y es algo menor que la correspondiente a la anulación de la resistencia en la ~~completa~~ placa posterior, correspondiente al máximo del empuje hacia adelante sufrida por esta placa.

LABORATORIO AERODINÁMICO

Gráfico de maniobra

Izquierda Atrás	A fondo	
	Mandando	
	Central	
Derecha Adelante	Mandando	
	A fondo	

Signos convencionales

- Mando longitudinal de la palanca de mano.
 - - - - - Mando lateral de la palanca de mano.
 Mando de la palanca de pedales.

- * Motor en marcha
- < Aumentar gases
- > Reducir gases
- Motor parado

- ↗ Subir
- ↘ Bajar
- ↗ Despegar
- ↘ Aterrizar

- ↗ Posición longitudinal.
- ↘ Posición transversal.
- ↗ Viraje a la derecha.
- ↘ Viraje a la izquierda.

Capítulo III.

(40)

21

§ La resistencia que el aire opone al movimiento de un plano oblicuo, ^(Fig 23) fue estudiada teóricamente también por Newton, por consideraciones análogas a las presentadas para el caso del plano normal, deduciéndose del mismo modo que ~~la resistencia~~ esta resistencia ha de ser proporcional a la ~~superficie del plano~~ densidad del aire $\frac{D}{\gamma}$, a la superficie del plano $\frac{S}{\gamma}$, al cuadrado de la velocidad $\frac{v^2}{\gamma}$ e inversamente a la aceleración de la gravedad g . En cuanto a la influencia de la inclinación del plano con relación a la dirección de su movimiento se hizo el siguiente razonamiento: puesto que la ~~velocidad~~ resistencia del aire ha de ser proporcional ~~to~~ al número de moléculas que choquen con el plano y a la violencia de cada choque, resultará que, a igualdad de las

demás circunstancias, el número de moléculas que chocan por unidad de tiempo será el de las comprendidas en el espacio ^{idéntico} ~~prismático~~ PP' barrido ~~en~~ por el plano en este tiempo, cuyo volumen es igual, como se ve fácilmente, al área de la sección recta del ^{prisma} ~~cilindro~~ multiplicada por el camino recorrido, ~~es~~ que es la velocidad v ; pero la sección recta es igual al producto del área del plano S por el seno del ángulo de su inclinación en relación al movimiento ϵ (iota). La violencia de cada choque será proporcional, ~~no solamente a la velocidad~~ a igualdad de masa molecular, no solamente a la velocidad v , sino también al seno del ángulo del plano con la dirección de su movimiento ~~el~~, puesto que, cuanto mas oblicuo se presente, el efecto de cada choque será menor por la menor desviación que sufrirá cada molécula del aire al chocar contra su superficie.

De este modo, y empleando la notación, ya citada en el capítulo anterior, del coeficiente métrico de proporcionalidad k , se representó la resistencia del aire por la fórmula:

$$R = ksv^2 \sin i \times \sin i \quad R = ksv^2 \sin i \times v \sin i = ksv^3 \sin^2 i..$$

que es la célebre fórmula newtoniana del seno cuadrado. La dirección de esta fuerza es normal al plano, supuesto este sin espesor.

Esta fórmula fue tenida como cierta hasta fines del siglo pasado, y empleada en los cálculos aerodinámicos que se hacían para tratar de resolver el problema del vuelo mecánico, ~~obteniéndose valores tan pequeños para la resistencia del aire R , dadas una deduciéndose por~~ ella que, para levantar un cierto peso con una superficie ~~moviéndose~~ inclinada moviéndose en el aire, se hacía necesario animarla de una velocidad tan exageradamente grande que el problema de la aviación resultaba punto menos que científicamente imposible y hasta el vuelo de las

aves ~~resultaba~~ aparecía como inexplicable por la sola acción de la ~~resistencia~~ reacción del aire al movimiento de las alas.

~~Esta fórmula~~ Esta fórmula retrajo a los inventores de dedicarse a la resolución del problema de la aviación, pues los que la conocían creían en la imposibilidad del vuelo mecánico y solo se atrevían a intentarlo los que ^{ignoraban} ~~desconocían~~ los rudimentos de la ciencia aerodinámica conocida en aquel tiempo. Después de esta época, las experiencias, ~~hechas~~ cada vez más numerosas y con mayor precisión, hechas para medir la resistencia del aire al movimiento de superficies oblicuas, demostraron la falsedad de la fórmula del seno cuadrado que daba valores para la resistencia del aire muy inferiores a la realidad.

La causa del error de esta fórmula es que el fenómeno del choque molecular sobre la superficie del plano incli-

nado es mucho mas complejo que lo que se ha supuesto (44)
en ella, pues ^{el termino medio de} las moléculas que chocan contra el plano, no lo hacen
con el ángulo que este forma con la dirección de su movimiento,
llamado ángulo de incidencia o de ataque, sino con otro
mayor, puesto que, en vez de escapar todos los moléculas por
el borde posterior del plano, como habría que suponer en
este caso, unas escapan por el anterior ~~retrocediendo~~
y otras por el posterior, produciéndose una masa fluida
adherida al plano, análogamente a la citada para el
plano normal aunque asimétrica en este caso. (~~Fig. 24~~)

La fórmula de Newton sería ^{exacta} ~~aplicable~~ si los molé-
culas del aire estuvieran tan separadas unas de otras que
fuera despreciable el efecto de los choques entre ellas,
como ocurriría en los gases en estado radiante, pero es
inutilizable para el caso general de la aerodinámica.

No es posible representar por una fórmula la exacta
 expresión de la resistencia del aire ~~para~~ sobre un plano
~~para~~ cualquier inclinación de este; gráficamente se obtienen
 las curvas ~~representadas~~ dibujadas en la figura 24, tomando a partir
 de un punto O líneas (vectores) de longituds, con arreglo a
 la escala que se elija, iguales a los valores de K ~~para~~
~~que haya que multiplicar el área del plano y~~
 corregidos por la influencia de la inclinación, o sea los valores
 que multiplicados por el ~~cuadrado~~ ^(supuesto rectangular) área del plano ~~(supuesto~~
~~de diferentes alargamientos)~~
~~circulares~~ ^{yy} por el cuadrado de la velocidad, den el ~~de~~ valor de
 la resistencia del aire, y trazando cada uno de estos vectores
 en la dirección en que actúa la ^{reacción} ~~resistencia~~ del viento suponiéndose
 que ~~el movimiento~~ ^{este actúa} ~~se efectúa~~ ^{este tiene} en la dirección de la
 línea $O-Kx$ y que el plano forma con ella ~~de~~ ángulos de θ

ataque variables desde 0° a 90° .

En la figura ~~se han~~ están trazadas las curvas correspondientes a planos rectangulares de alargamientos ~~iguales~~ 9, 3, 2, 1, $\frac{1}{3}$ y $\frac{1}{6}$ (líneas nueve rayos punto, tres rayos punto, dos rayos punto, raya punto, raya tres puntos y raya seis puntos) representando estos números la relación entre el lado del rectángulo transversal al movimiento y el lado inclinado hacia el viento, así pues los rectángulos de alargamientos 3 y $\frac{1}{3}$ son iguales, de ^{lado mayor} ~~anchura~~ tres veces ^{el menor} ~~la altura~~, pero el primero recibe el viento ~~horizontalmente inclinado~~ ~~teóricamente~~ con su lado menor inclinado, y el segundo con el ~~lado mayor~~ y el mayor transversal a él, y el segundo al contrario.

~~Figura sencilla desde 0° a 90°~~

Como se ve en la figura, la resistencia varia de distinta manera segun la forma del plano inclinado. El de forma cuadrada (alargamiento 1) da una resistencia que crece aproximadamente como el ángulo de ataque hasta los 37° , ~~después~~ en que alcanza un valor máximo, superior casi en el 50 % al del plano normal; después decrece hasta los 45° y ya continua constante para ángulos mayores. Los planos alargados en el sentido de su inclinación, ~~de $\frac{1}{3}$ a $\frac{1}{6}$ de su altura~~ (alargamientos $\frac{1}{3}$ y $\frac{1}{6}$) presentan tambien un máximo análogo pero menos acusado, que en el plano cuadrado y correspondiendo a ángulos de ataque mayores, y en los planos cuyo lado mas corto es el inclinado (alargamientos 2, 3 y 9 de la figura) ofrecen la mayor resistencia cuando son normales al viento, o sea para ángulo de ataque de 90° , aunque siempre se acusa algo en la curva una inflexión, que converge al máximo ya citado, para ángulos menores de 30° . Tambien se ha trazado en la figura la curva ^{de puntos} que se obtendría si la ley del seno cuadrado fuera exacta, que, como se ve, difiere notablemente de las obtenidas experimentalmente.

Se deduce de la figura 24 que, para ángulos de ataque inferiores a 12° , la resistencia del plano inclinado crece casi proporcionalmente al ángulo y tanto mas rapidamente cuanto mayor es el alargamiento. Si llamamos n al alargamiento, R a la resistencia obtenida por el plano inclinado, R' la que se presenta normal

y e (iota) el ángulo de ataque medido en grados, se puede establecer la siguiente fórmula aproximada: $R = R' (0,032 + 0,005 n) e$.

Teóricamente, para 0° de ángulo de ataque, o sea moviéndose el plano de canto, no debería producirse resistencia del aire; pero, en la práctica no ocurre así pues siempre el plano material ha de tener un espesor, aunque pequeño, y además actúa el rozamiento o fricción del aire sobre ~~la superficie~~ ambas caras del plano, cuyo fenómeno se verifica de la siguiente manera. Durante el movimiento, ~~del plano en el aire, o del viento que actúa sobre él~~, permanece adherida al plano una delgadísima capa de aire sobre la cual rozan ^{moléculas} las ~~capas~~ inmediatas a las que comunican su movimiento. Hasta una cierta distancia en que la influencia de este arrastre por rozamiento desaparece. La capa de aire que comprende todas las moléculas arrastradas por la superficie del plano, ^{y cuyo espesor en milímetros es aproximadamente igual a $\sqrt{10/v}$ (siendo v la velocidad en metros por segundo)}, o del cuerpo en movimiento, se llama capa superficial, y como esta acción de arrastre está causada por la viscosidad del aire, la resistencia que engendra se llama resistencia de viscosidad, y es independiente del estado de pulimento de la superficie del plano puesto que, de todos modos, el rozamiento se hace entre capas de aire por quedar fijos al cuerpo las moléculas más inmediatas.

Además, el rozamiento no se limita a arrastrar ^{capas} las ~~moléculas~~ de aire, sino que también engendra en ellos pequeños torbellinos, que vienen a incrementar la resistencia al ~~movimiento~~ ^{alguna} movimiento con una nueva, llamada resistencia de densidad, y sobre esta si ejercen influencia las rugosidades de la superficie de contacto.

La resistencia de viscosidad ~~es~~ es proporcional a la potencia $3/2$ de la velocidad, como ya se dijo, y la de densidad lo es a su cuadrado, pudiendo darse como aproximada la fórmula siguiente que da el valor de la resistencia total de rozamiento R_{ψ} (R sub psi) en función de la dimensión x del plano, ^{en metros} en sentido del movimiento, de su dimensión y transversal a él, y de la velocidad v en metros por segundo:

$$R_{\psi} = 0,00032 \times v^{0,93} y^{1,86} x$$

El valor que da esta fórmula es el correspondiente a una cara del plano, y de ella se

deduce que una superficie plana de un metro cuadrado, sometida a un viento tangencial de un metro por segundo de velocidad, sufre una ~~una~~ fuerza de rozamiento del aire igual a un tercio de gramo aproximadamente, o sea ^{unas} 250 veces menor que la acción de igual viento normal a ella. Para velocidades muy pequeñas, la resistencia de fricción desaparece y solo se experimenta una reacción proporcional a la velocidad, debida a la separación de las capas del aire.

La intensidad ~~del~~ efecto, es despreciable en la mayoría de los casos cuando se trata de planos inclinados, ^(de rozamiento) y únicamente hay que tenerlo en cuenta porque, en virtud de él, la dirección de la ~~reacción del viento sobre un plano inclinado~~ ^{resistencia del} viento no resulta perpendicular al ~~el~~ ^{plano} sino inclinada ~~hacia el sentido~~ en el sentido del viento con un ángulo tanto mayor cuanto menor sea el ~~ang~~ de ataque, llegando a hacerse paralelo al plano cuando el ángulo de ataque es cero.

No pueden darse reglas fijas que marquen la inclinación de la resistencia ~~de~~ al viento de un plano inclinado, con relación a él, porque depende de su espesor material y es imposible efectuar experiencias con planos ideales infinitamente delgados, pero puede suponerse aproximadamente que para ángulos de ataque mayores de 20° la resistencia del plano delgado al viento es perpendicular a él, y, para ángulos inferiores, se inclina continuamente hasta abatirse en el plano cuando este recibe al viento por su borde, con ángulo cero.

seuillamente por la mayor facilidad ^{en el primer caso,} que encuentran las moléculas del aire para escapar lateralmente, sin actuar sobre el plano.

La posición del punto de aplicación de la resistencia ^{o centro de presión,} del aire, ~~también~~ depende del ángulo de ataque pues, estando a 90° en el centro de gravedad (plano normal), va avanzando hacia el borde ~~de ad~~ delantero (borde de ataque) a medida que disminuye el ángulo, llegando a estar en el mismo borde para ángulo cero. # Si sobre una ~~línea~~ recta as (fig. 26) que represente el corte del plano en el sentido del movimiento ^{$R, R', R'', \dots$} trazamos líneas que ~~representen~~ correspondan a las ~~dist~~ fuerzas de la resistencia del aire para los distintos ángulos de ataque, ~~(fig. 26)~~ cada una de ellas a partir de un punto de aplicación, se obtendrá un haz de vectores ~~que envolverán~~ $R, R', R'', \dots$, que envolverán a una curva ^{$m, m', m'', \dots$} ~~$R, R', R'', \dots$~~ , a la que todos ellos son tangentes;

En la figura 25 están trazadas las curvas que describiría el centro de presión de un plano que variara de inclinación desde 0° a 90° elevando su borde de ataque sin variar el de salida, suponiendo los alargamientos distintos 6, 3, 1 (cuadrado) y $\frac{1}{3}$, y en ellas se mide la posición del centro de presión por su distancia al borde de ataque en relación con la distancia total del borde de ataque al de salida, número que representamos por la letra griega ψ (psi).

los puntos en que cada recta R toca a la curva se llama metacentro y la ~~esta~~ curva recibe el nombre de curva metacéntrica. (50)
Si ~~si~~ supusiéramos que el plano se movía en todas las direcciones (fig. 27)
posibles y trazáramos sobre él todas las curvas metacéntricas, ~~estas formarían una superficie~~ el conjunto de estas formará la superficie metacéntrica. Esta, así como todas las curvas metacéntricas que la constituyen, es tangente al plano en sus bordes, y a la normal al plano en su centro de gravedad.

La resistencia R del plano inclinado ^{as} ~~en su movimiento~~ (fig. 28), al viento que recibe, ~~que suponemos horizontal,~~ ~~ca el aire~~ puede considerarse descompuesta en dos componentes una R_x paralela y del ^{mismo sentido} ~~dirección contrario~~ al movimiento, y otra R_z perpendicular a la anterior; ~~estas dos fuerzas~~
Suponiendo que el movimiento es horizontal, la fuerza R_x se llama resistencia al avance, y la R_z (que será vertical, y ascendente si el borde de ataque ^a del plano está

mas elevado que el opuesto ⁵ o sea de salida) se llama sus-
tentación. En el caso de que el plano tenga además una

~~la~~ inclinacion transversal con relacion al ^{viento} ~~movimiento~~,
existirá una tercera componente R_y llamada componente
lateral. (fig. ²⁹ ~~30~~) La relacion R_z/R_x , entre la sustentacion y la resis-
tencia al avance, varia segun el ángulo de ataque y la forma del plano, como representa la fig 30,
~~figura~~ ~~presentando~~ ~~un~~ ~~maximo~~ ~~entre~~ ~~5°~~ ~~y~~ ~~7°~~, mas marcado para el alargamiento 3.

~~El~~ ~~fenomeno~~ ~~de~~ ~~la~~ ~~reaccion~~ ~~del~~ ~~aire~~ ~~sobre~~ ~~el~~ ~~plano~~
(fig. ~~30~~ 31)
~~se~~ ~~realiza~~ de modo analogo al del plano
normal, o sea creándose una proa fluida que acompaña
al plano en su movimiento y divide a los filamentos de aire
en dos regiones: una de las que pasan sobre el plano y
otra de las que pasan bajo él. Al cerrarse tras el plano
la masa de aire, se originan analogos remolinos y turbulencias,
tanto mas violentos cuanto mayor es ~~en~~ el ángulo de ataque
del plano, dando lugar a una estela que en este caso es

algo descendente, así como la dirección general de la masa
 aérea después de pasar el plano. Para pequeños ángulos de ataque
 9 pequeña velocidad, el régimen puede ser laminar, sin producir turbulencias (Fig. 32)
~~Este movimiento descendente~~
 El descenso del aire ambiente que el

B movimiento del plano original, es máximo para ángulos de
 ataque próximos a 30° y nulo para 0° y 90° , o sea que es
 tanto mayor cuanto mayor es la sustentación originada
Rz. Su existencia es mas marcada en las proximidades
 del borde de salida porque afecta a menor masa de aire,
 pero como se va extendiendo a mayor cantidad de aire
 ambiente a medida que se aleja el plano, acaba por hacerse
 imperceptible.

Como el plano provoca con su movimiento una depresión
 del aire tras su cara superior y una sobrepresión debajo
 de él (siempre le suprimemos moviéndole horizontalmente
 y con su borde de ataque mas elevado que el de salida), el

aire que pasa por encima encuentra facilidad en movimientos por la atracción de aquella depresión, mientras que el que pasa por debajo lo encuentra dificultado por la sobrepresión inferior; esto da lugar a que la velocidad de aquella región del aire sea mayor que la de esta, lo que viene a ser análogo a suponer que la masa del aire, además del movimiento general de traslación que tenga con relación al plano móvil, gira alrededor del mismo plano (con relación a un eje transversal a su movimiento) en el sentido marcado por las flechas, o sea de abajo a arriba por delante del plano, ~~fig 33~~ como se ve en la figura 33.

Este giro, ^{como ya se ha dicho,} ~~que se~~ llama circulación, constituye un torbellino de eje ~~horizontal~~ horizontal y transversal, y como sabemos que un movimiento de esta clase no puede

~~14~~

(54)
quedar limitado dentro de la masa aerea, se prolonga
necesariamente por ambos costados del plano extendiendo
la accion de la estela lateralmente y confundiendose con
ella por el centro, hasta desaparecer por difundirse en
demasiada masa de aire por efectos de la fuerza centrifuga
desarrollada. ~~fig. 33~~ (fig. 34) ~~y depositados~~

~~184~~

desarrollada * fig. 33 (fig. 34)
~~La ley de repentinamiento repentinamiento de las~~
~~ambas caras~~
~~de sentido lateral del plano inclinado, es también el eje~~
~~eje medio, pero irregular como se ve en la figura 35.~~
~~En el sentido~~
~~transversal, pero es el longitudinal afecta una forma~~
~~simétrica por la designación que se da a las pilas~~
~~próximas al borde de ataque~~
~~perforadas que se definen~~
~~por el, solo cambiando brevemente la dirección y~~
~~retrocediendo~~
~~fig. 36.~~
~~Los dos bordes de salida~~ # $\rightarrow$ a la vuelta

Para el cálculo de los tres componentes de la resistencia R del aire, y principalmente para los dos mas importantes:

La repartición de sobrepresiones y depresiones en ambas caras de un plano inclinado es sumamente irregular, ~~ya que~~ ~~no es~~ y varia según el ángulo de ataque, como puede verse en las figuras 35 y 36, en que están representados tomando, en líneas normales al plano, hacia abajo las sobrepresiones de la cara inferior, y hacia arriba las depresiones de la cara superior. El plano es rectangular, de alargamiento 6, y con ángulo de ataque de 5° y 10° .

Se ve que en los extremos del borde de ataque es donde se producen las máximas depresiones, y, en su centro, las máximas ~~y~~ sobrepresiones, y que aquellas son superiores en intensidad a estas. Para mayores ángulos va disminuyendo la diferencia hasta aproximarse a la repartición indicada para el plano normal, en los grandes ángulos de ataque.

resistencia al avance $\underline{R_x}$ y sustentación $\underline{R_z}$, se emplean las mismas fórmulas ya establecidos, pero dando al coeficiente de proporcionalidad empleado, métrico o absoluto, el valor que, multiplicado por las otras magnitudes, dé el de la componente respectiva, y en este caso se afecta al ~~signo~~^{símbolo} del coeficiente, de un subíndice que indique la componente a que se refiere. Así se tienen las fórmulas:

$$R_x = \cancel{k} k_x s v^2 = x_x \frac{D}{g} s v^2$$

$$R_z = k_z s v^2 = x_z \frac{D}{g} s v^2$$

En la figura 24, los valores de $\underline{k_x}$ y $\underline{k_z}$ son los puntos que, sobre los dos ejes perpendiculares trazados, corresponden a los ~~puntos~~ de la curva que representa los valores de $\underline{k}$ para cada ángulo de ataque del plano móvil.

En el capítulo anterior hemos visto como un plano inclinado, ~~cuyo~~ ~~borde~~ que se mueve horizontalmente en dirección de su borde mas elevado, ~~por~~ recibe una acción del aire ambiente inclinada hacia atras y hacia arriba, que trata de oponerse a su movimiento y al mismo tiempo de elevar al plano ~~en~~ ~~la~~ ~~movil~~ en la atmosfera. Este fenómeno es el de mayor importancia en la aerodinámica puesto que permite la resolución del problema de la locomoción aérea de un cuerpo mas pesado que el aire.

Para que su utilización sea la mas eficaz, es necesario que la ~~la~~ componente vertical de la fuerza del aire, o sea la sustentación producida por el movimiento de la super-

ficie inclinada sea la mayor posible, y que, en cambio, la ~~fuera horizontal~~ componente horizontal que hay que vencer para moverla, o sea la resistencia al avance, sea la menor.

Ya hemos visto el modo de calcular cual es la cantidad de estas dos fuerzas, para una velocidad y una superficie dadas, y para cada ángulo de inclinación, cuando se trata de un plano, pero ocurre pensar si existieran otras superficies, no planas, que den, a igualdad de las demás condiciones, mayor sustentación, o menor resistencia al avance, ~~o ambas cualidades a la vez~~, que el plano, o que posean ambas cualidades a la vez.

La experiencia ^{primero,} ~~primera,~~ y recientemente también el cálculo, han permitido determinar ~~las~~ formas

de superficies llamadas sustentadoras por sus buenas cualidades para producir un ^{gran} resque vertical en su movimiento, que no son diferentes de la adoptada por la Naturaleza en las alas de los ~~animales voladores~~ aves.

Estas superficies sustentadoras, o alas, tienen diferentes formas y dimensiones, segun sus características aerodinámicas, pero todas cumplen las condiciones generales de ser alargadas en el sentido transversal a su movimiento ^(fig. 37), de que la curvatura de su perfil es convexa hacia arriba y más acentuada en la parte de delante. Aunque se llaman "superficies" por ser sus dimensiones de longitud (envergadura o cruzamen) y anchura (profundidad) mucho mayores que su altura

(espesor), tratándose de cuerpos materiales siempre tienen que tener estas tres dimensiones, por pequeño que sea el espesor, y este debe tener su máximo cerca del borde de ataque disminuyendo suavemente hasta terminar en el borde de salida que ha de ser lo mas afilado posible.

Como vemos, estas son las condiciones necesarias para que la forma de estas alas sea currentilínea y los filetes del aire pasen lamando sus caras superior e inferior sin separarse de ellas ni originar remolinos que aumentan inutilmente la resistencia al avance.

En el caso del plano inclinado, el ángulo de ataque quedaba perfectamente determinado, pues trazando por la dirección del movimiento un plano ^{teórico} normal al ^(ideal)

movil, la ^{recta} interseccion de ambos formaria en aquella direccion el angulo de ataque, cualquiera que fuera la posicion del plano; pero en el caso de una superficie sustentadora curva, la interseccion ya no es una recta sino una curva que constituye el perfil del ala, y se hace necesario convenir en adoptar una cierta linea de este perfil para referir a ella el angulo de ataque de la superficie con relacion a la direccion de su movimiento.

Para esto

Se han propuestos, y se emplean, diferentes ~~soluciones~~

rectas de las que se pueden suponer trazadas en el perfil:
 la ^(fig 38) que une el borde de salida con el punto mas alejado
 del borde de ataque, la so que, partiendo del borde de salida
^{sa} ~~repe~~ marca la direccion de movimiento en que el ala no produce sustentacion, y la tt' tangente inferior al ala en dos de sus

~~Los~~ puntos. La primera tiene la ventaja de que en los perfiles
 simétricos, o de poca curvatura media, representa mejor que
 ninguna el ángulo ~~del perfil~~ de la línea media en la
 dirección de la marcha; la segunda hace que las intenta-
 ciones obtenidas sean mas proporcionales a los ángulos de
 ataque pero es imposible de determinar directamente
 en el ala; y la tercera, aunque no tiene las ventajas de
 las anteriores, es la usada generalmente por obtenerse
 inmediatamente con solo apoyar una regla en la parte

~~superficie inferior~~ cara inferior del ala.
 Como área de una superficie sustentadora se toma generalmente la de una pro-
 yección sobre un plano tangente a su cara inferior.
 Una vez elegida la recta necesaria para referir a

ella los ángulos de ataque, y como no es posible expresar
 por medio de formulas sencillas las características aerodi-
 námicas del ala, se recurre ~~a~~ para ellos a proce-

diagramas gráficos que, de un solo golpe de vista, dan idea clara de las principales cualidades de cada superficie sustentadora.

Varios procedimientos se siguen para ello: 1º polar ^{sustentaciones y resistencias, o simplemente polar (fig. 39),} de ~~coeficientes~~, que consiste en, como se ha dicho para el plano, trazar, con relación a un eje o.kx, que represente la dirección del movimiento, y a partir de su origen o considerado como polo, rectas que representen en magnitud y dirección las fuerzas de la reacción del aire sobre el ala a diferentes inclinaciones de ella y suponiéndose que su superficie y su velocidad son iguales a la unidad. Estas rectas, o vectores, representarían, por lo tanto, los valores correspondientes al coeficiente métrico k que multiplicado ^{el área de,} por la superficie sustentadora ~~es~~ en metros cuadrados, y por el cuadrado de la velocidad en metros por segundos, daría el valor de la

resistencia total del aire en kilos.

Uniendo los ^{puntos} extremos de estos vectores ^(en los cuales se marca el número de grados de ángulo de ataque a que corresponden), por una línea continua y ~~trazando~~ señalando en ella los ^{grados de los} ~~ángulos~~ ángulos de ataque a que corresponden sus puntos, tendremos la "polar" ~~de coeficiente~~ del ala.

Como también se dijo para el caso del plano, si se traza ~~el~~ por el origen O el eje $O-K_z$ perpendicular al que representa la dirección del movimiento, cada punto de la polar corresponderá ~~a uno sobre el eje~~ por coordenadas rectangulares ^{otros dos en} a ~~dos~~ ^{los} ejes trazados, uno en el K_x y otro en el K_z , y las distancias de estos al origen O representarán los valores de estos coeficientes que, multiplicados también por la superficie y el cuadrado de la velocidad (sv^2), darán las componentes horizontal

(64)
(resistencia al avance R_x) y vertical (sustentación R_z).

Uno de los datos mas interesantes de un ala es la relacion entre su sustentación y su resistencia al avance para cualquier angulo, o sea el valor $R_z/R_x = k_z/k_x$ (puesto que la superficie y la velocidad son constantes para ambos terminos de la fraccion) que nos indicará cuantos kilos de sustentación dará el ala cuando supe un kilo de resistencia al avance dentro del viento, ~~el~~ valor que se llama coeficiente aerodinámico del ala, y representamos por la letra griega β (beta). Este dato puede ser deducido directamente de la polar pues basta para ello medir el angulo que el vector correspondiente al punto de ella que se considere, forma con el eje ~~la~~ $0-k_x$, y la tangente trigonométrica de este angulo será el coeficiente

niento aerodinámico correspondiente al ~~aquel punto~~ ángulo de ataque del ala representado por el punto de la polar que hemos elegido.

Para facilitar la determinación del rendimiento se traza una ~~escala~~ recta graduada ^{β} paralela al eje K_x , ^{o al K_z} ~~o al K_z~~ ~~o dos rectas las dos~~, y en ellas se marcan los valores de las tangentes de los ángulos que forma el vector con el eje K_x . De este modo basta con trazar el vector del punto de la polar que corresponda al ángulo de ataque que se considere, prolongarlo hasta que corte a la recta graduada y el número en que lo corte será el rendimiento buscado. Esta ~~polar de coeficientes~~ polar permite determinar también con la mayor facilidad, los ángulos de ataque para los cuales el ala no da sustentación, ^{presenta} ~~tiene~~ la mínima resis-

tencia al avance, alcanza el máximo rendimiento aerodinámico y produce la máxima sustentación, siempre a igualdad de velocidad. El primero es, evidentemente, el (1) correspondiente al punto en que la curva polar corta al eje Kx ; el segundo (2) es el más próximo al eje Kz , o sea el que tiene tangente ~~vertical~~ paralela a él; el tercero (3) es aquel cuyo vector forma el mayor ángulo con el eje Kx , o sea el punto de la curva ~~que~~ en que ^{la recta} ~~el vector~~ trazada desde el origen O es tangente a ella; y el cuarto (4) el más distante al eje Kx , o sea el que tiene tangente paralela a él.

Para las alas de gran rendimiento aerodinámico, la polar resulta demasiado próxima al eje Kz y es difícil en ella medir con precisión los rendimientos y los valores

los coeficientes de resistencia al avance y de sustentación, K_x y K_z .
También hay que tener en cuenta que la graduación de las
escalas de tangentes para la medida de rendimientos ha
de hacerse 5 veces mayor que la natural de las tangentes de los ver-
daderos ángulos que se deducen de la figura.

2º: Polar de reacciones sobre el ala. Considerando el

~~ala~~ ^{ala} fija con relación a ~~a~~ un eje ^{que} ~~que~~ representa la ^{cuerda o} ~~tangente~~
recta tangente al ~~ala~~ ^{ala} por su cara inferior, o la recta que
se haya elegido para la medición de los ángulos de ataque,
y trazando por un punto ~~o~~ el origen O de este eje ~~recta~~ los
vectores que representen, como en el caso anterior, los valores
de la resistencia del aire a diferentes inclinaciones del
viento relativo que recibe el ala en su movimiento, se
obtiene la polar que indica las fuerzas que nacen en el
ala en las diversas posiciones en que se puede mover.

Esta polar puede deducirse de la anterior con solo
 variar ~~en~~ la inclinación de sus vectores aumentando el
 ángulo que forman con el eje Kx en un ángulo igual al
 de ataque a que corresponde cada uno, y, naturalmente, si
 el ángulo de ataque es negativo habrá que "~~disminuir~~
~~negativamente~~", o sea disminuir aquel ángulo en una
 cantidad igual al valor absoluto de este.

Sobre los ejes ~~en~~ rectangulares Kx y Ky se
 obtienen los valores de los coeficientes que, multiplicados
 por la superficie y el cuadrado de la velocidad, dan las
 reacciones tangenciales y normales al ala, con relación
 a la recta ~~origen~~ ^{elegida como origen de los} de referencia, ~~para~~ ^{los} ángulos de ataque.

Esta polar no tiene tantas aplicaciones como la

anterior para el vuelo en aeroplano con motor, pero es ^{para el cálculo de la resistencia mecánica de las alas y} útil en algunos otros problemas ~~del vuelo~~ aeronáuticos de aparatos mas pesados que el aire ~~que se estudiaran~~ que estudiaremos en otros ~~trabajos~~ capitulos.

3º Gráfico metacéntrico. ^{análogamente a lo que} ~~Segun~~ se dijo en el caso ^{origen tt (fig. 42),}

X del plano inclinado, trazando una recta ^{que represente} la que, para un ala ^{as} ~~de~~ considerada, sirve de referencia a los ángulos de ataque, que generalmente será la tangente en dos puntos de su cara inferior, y, a partir de ella, y por los puntos de aplicación correspondientes, se trazarán rectas que representen en magnitud, dirección y posición las resistencias del aire a distintos ángulos de ataque y a ~~igual~~ unidad de superficie sustentadora y de velocidad, tendremos

un haz de rectas limitadas por la recta origen y por sus extremos superiores que forman una curva continua ^{RR}~~RR~~ que llamaremos curva de fuerzas. Al mismo tiempo todos las rectas que forman el haz envuelven a ~~una~~ otra curva,  tangente a todos ellos, que es la curva metacéntrica ya citada, y si señalamos sobre la curva de fuerzas los ~~puntos~~ ~~que corresponden a ese~~ ángulos de ataque a que corresponden ~~cada~~ sus puntos, para obtener la posición y la intensidad de la reacción del aire para un ángulo de ataque dado bastará trazar por el punto correspondiente de la curva de fuerzas una ~~tangente~~ recta tangente a la metacéntrica y limitarla en la recta de origen ^{tt}, y ella representará la dirección y posición de la reacción del

aire y, por su longitud en la escala que se haya elegido, ~~la~~ el correspondiente valor de k que multiplicado por ~~el~~ el área de la superficie y el cuadrado de la velocidad ($S v^2$) dará los kilogramos que medirá esta fuerza.

Como se ve, este gráfico es análogo al anterior con la diferencia de que aquel da más directamente los esfuerzos tangenciales y la inclinación de la reacción del aire en relación al ala, y en este, en cambio, se aprecia la variación ~~del~~ de posición que tiene el centro de presiones en los diferentes ángulos de ataque, tan importante para el estudio de la estabilidad aerodinámica.

Respecto a esto último haremos la siguiente observación: se habla de puntos de aplicación de la reacción del aire y de centro de presiones, lo que puede inducir a

suponer que estas fuerzas están aplicadas a un cierto punto material o geométrico fijamente determinado en relación al ala. Sin embargo, no es así: el viento, al actuar sobre el ala origina una serie de presiones y depresiones en ella, que entre todas producen una fuerza resultante que puede representarse por una línea recta coincidente con su posición y dirección, pero, dentro de ella, no existe ningún punto especial en el cual haya que suponerse que está aplicada esta fuerza, pudiendo elegirse como punto de aplicación, para tomar a partir de él la magnitud que mide la intensidad de la fuerza, cualquiera que nos sea cómodo; por esta razón hemos elegido ^{(como centro de presión,} ~~el punto de presión,~~ para trazar el gráfico metacéntrico, ^{el punto en que cada dirección de ~~las~~}

la fuerza resultante corta a la recta $\sqrt{tt}$ tangente ~~de~~ a la cara inferior del ala. Lo mismo se podía haber ~~hecho~~ elegido el punto de tangencia con la curva metacéntrica pero esto dificultaría la apreciación de la componente normal que, por el procedimiento seguido, se hace directamente sobre el eje kn perpendicular tt .

4º Gráficos separados. Consisten en representar, ~~en~~ generalmente en coordenados rectangulares, ~~las diversas~~ y por medio de curvas, las diferentes características del ala (resistencia al avance, sustentación, rendimiento, posición del centro de presiones y ángulo de ataque) en función de una de ellos, ~~cuyos valores se toman~~ que suele ser el ángulo de ataque.

La forma que adoptan estos gráficos es, por lo regular,

la siguiente (fig. 43):

X

Se toma una recta horizontal en la que se traza la graduación de ángulos de ataque α (iota) y, sobre su origen O se traza un eje perpendicular con diferentes graduaciones para los valores de los coeficientes de sustentación k_z , resistencia al avance k_x , rendimiento aerodinámico β (beta) y posición del centro de presiones medida por la relación que haya entre su distancia al borde de ataque y la profundidad del ala, $\psi(\text{psi})$, y con arreglo a estas graduaciones se toman sobre líneas perpendiculares al eje de los ángulos de ataque, y por cada uno de sus puntos, los valores que representen las demás magnitudes, obteniéndose una curva para cada una de ellas que dan idea clara de sus tamaños y variaciones para los distintos ángulos de ataque

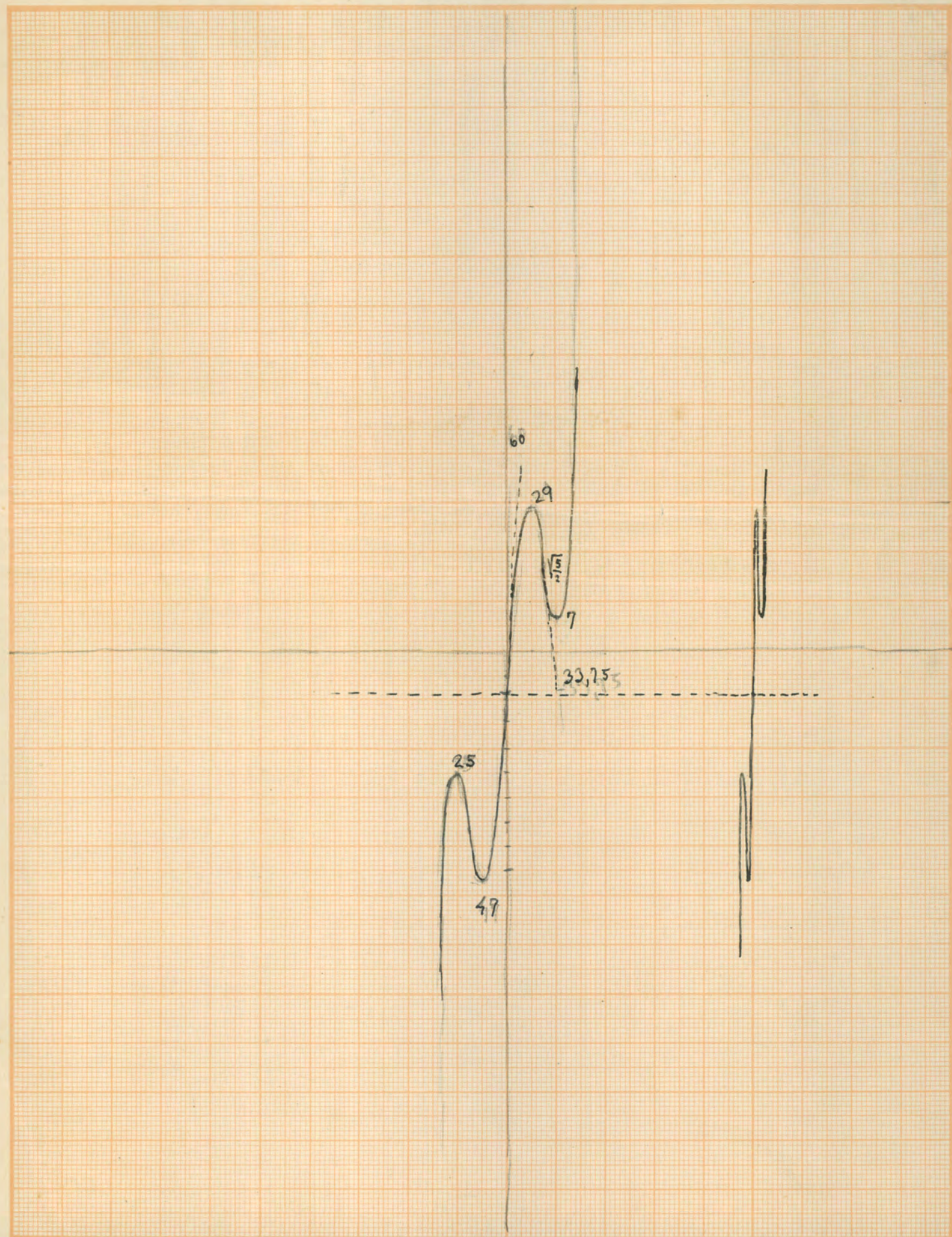
a que está sometida el ala. En algunos gráficos de esta clase ⁽⁷⁶⁾ incluye también la curva de los momentos, M, o sea de los productos de la reacción ^{sustentadora} ~~total~~ del viento K_z (suponiéndose unidad de superficie y velocidad) por la distancia ψ de esta fuerza al borde ~~del ala~~ de ataque, medida en fracción de la profundidad del ala.

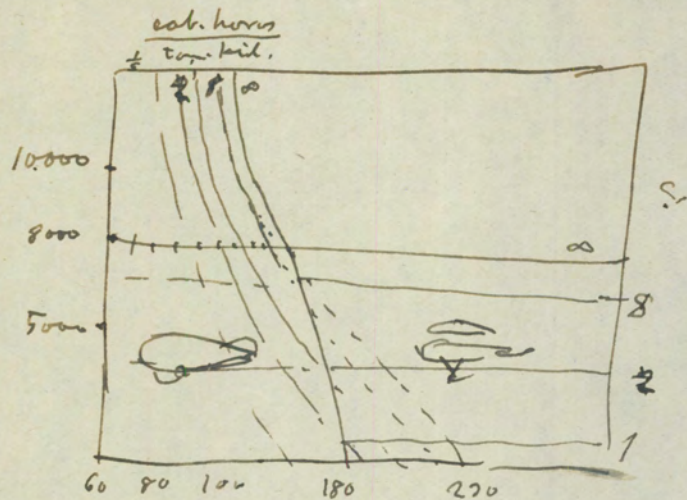
En vez de referir todos los demás valores al del ángulo de ataque, se podría elegir para esto otro cualquiera, por ejemplo el coeficiente de sustentación K_z, lo que presenta la ventaja de ~~evitar~~ dar mas determinados ~~los~~ y constantes las curvas de los otros valores por evitar en ellos la ~~in~~ pequeña indeterminación que siempre existe en la medida del ángulo de ataque, pero, en cambio tiene el inconveniente de que, a ^{algunos} ~~cada~~ valores de K_z pueden corresponder dos distintos valores de ~~los~~ coeficiente de resistencia al avance, de rendimiento aerodinámico, o de ~~ángulo~~ de posición de centro de presión, de momentos, o de ángulo de incidencia, lo cual origina confusión que no puede ocurrir si se emplea este último como referencia para todos los demás, puesto que para cada ángulo de incidencia solo corresponde un valor determinado de las demás cantidades.

$\rightarrow$ a la vez

En todos estos procedimientos griegos hemos supuesto que se emplean los coeficientes métricos $\underline{k}$ que multiplicados por la superficie $\underline{s}$ en metros cuadrados y por el cuadrado de la velocidad en metros por segundos, dan la ~~resistencia~~ reacción ^{del} ~~al~~ ^{del} ~~aire~~ ^{del} ~~en~~ ^{del} ~~kilos~~ ^{del} ~~superficie~~ ^{del} ~~de~~ ^{del} ~~la~~ ^{del} ~~densidad~~ ^{del} ~~y la presión~~ ^{del} ~~atmosférica~~ ^{del} ~~media~~ ^{del} ~~correspondiente~~ ^{del} ~~al nivel del mar y a~~ ^{del} ~~15° de temperatura,~~ ^{del} ~~según la fórmula:~~ ^{del} ~~$R = k s v^2$,~~ ^{del} ~~pero también~~ ^{del} ~~puede usarse el coeficiente absoluto $\underline{x}$~~ ^{del} ~~teniendo en cuenta la den-~~ ^{del} ~~sidad $\underline{D}$ del aire y la aceleración $\underline{g}$ de la gravedad,~~ ^{del} ~~y entonces~~ ^{del} ~~se tendría:~~ ^{del} ~~$R = x \frac{D}{g} s v^2$,~~ ^{del} ~~pero~~ ^{del} ~~siendo $\frac{D}{g} = 0,125$,~~ ^{del} ~~resulta que:~~ ^{del} ~~$k = 0,125 x$,~~ ^{del} ~~o sea:~~ ^{del} ~~$x = 8 k$.~~ ^{del} ~~También se ~~puede~~ emplea el coefi-~~ ^{del} ~~ciente absoluto,~~ ^{del} ~~que llamaremos $\underline{x}'$,~~ ^{del} ~~deducido de la fórmula:~~ ^{del} ~~$R = x' \frac{D}{2g} s v^2$,~~ ^{del} ~~cuya justificación veremos más adelante,~~ ^{del} ~~y ^{resultando:} ~~entonces~~~~ ^{del} ~~$x' = 2x = 16 k$,~~ ^{del} ~~y, para evitar tener que operar con coeficientes~~ ^{del} ~~menores que la unidad,~~ ^{del} ~~se suelen considerar estos multiplicados por 100.~~

En España y Francia se suelen emplear los coeficientes métricos $\underline{k}$, en Inglaterra y Estados Unidos los absolutos $\underline{x}$, y en Alemania e Italia los $\underline{x}'$, multiplicados por 100 en la primera de estas naciones.





$$P = 6 \cdot 10^{-5} G^{\frac{2}{3}} v^3 \text{ dir.}$$

$$P = 50 \cdot 10^{-5} G^{\frac{2}{3}} v^3 \text{ bars}$$

$$cp = \frac{v^{max} \text{ in kilometre } \times \text{ hour}}{\sqrt[3]{P \text{ watts} / 5 \text{ m}^2}} \times$$

Made Med Ben B

$> 90 > 100$
 $< 100 < 115$

$$cr = \frac{v_c \text{ k/h} \times G \text{ kgs.}}{P_c \text{ watts}}$$

1000 1500
 1500 2000

$$c.c. = \frac{\hat{G} \text{ in kgs.}}{P \text{ watts}} \sqrt{\frac{\hat{G} \text{ in kg.}}{5 \text{ in m.}}}$$

50 90
 90 130

$$cs = \frac{\sqrt{G \text{ in } / 5 \text{ in m.}}}{\hat{v} \text{ km } \times \text{ hour}}$$

0,06 0,07
 0,07 0,08

$$l = 10 (c.r.) \log \frac{\hat{G}}{G}$$

$$t = 8,7 \frac{\hat{G} \text{ in}}{\text{watts}} \left(\sqrt{\frac{\hat{G} \text{ in}}{G}} - 1 \right)$$

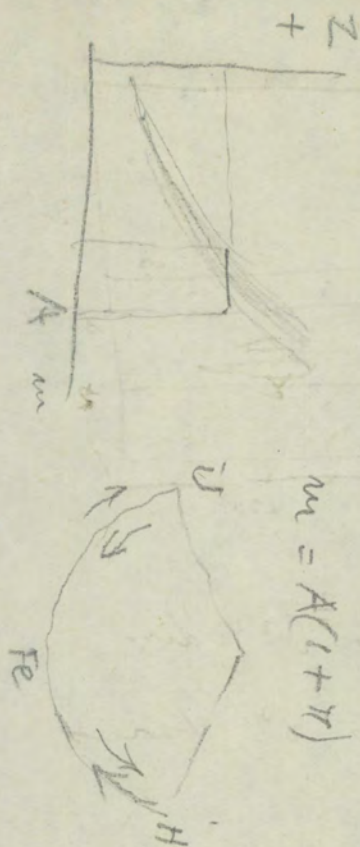
$$l = \frac{G_0 v_0}{\rho_0} \log. \text{neg.} \frac{G_0}{G_0 - v}$$

$$t = 2 \frac{G_0}{\rho_0} \left(\sqrt{\frac{G_0}{G_0 - v}} - 1 \right)$$

$$\hat{z}_{21} = \hat{z}$$

62 km. no sign made in solar atmosphere

100 km. no sign yet.



$$m = A(1 + \gamma)$$

$$Z = A - N$$

$$N = A - Z$$

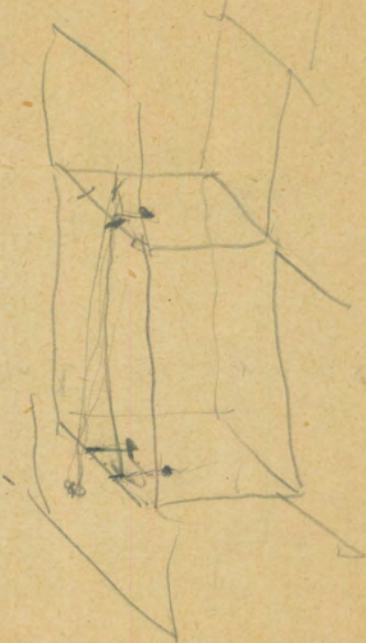
$$m = Z 1,0081 + N 1,0085$$

Zäpmt
 N
 1,0081
 1,0085
 nucleos H

more
 21
 0,002
 0,23

Element Carbon

750
 12,6
 20



M C D X C II

mille quatre cents quatre vingt
douze
quatorze cent quatre vingt
douze

un
 deux x
 trois x
 quatre x
 cinq x
~~six~~
 six x
 sept x
 huit
~~neuf~~
 neuf
 dix x
 onze
 douze
 treize
 quatorze

quinze
 seize
 dix sept
 — — —
~~vingt~~ vingt
 trente
 quarante x
 cinquante
 soixante
 soixant dix
 quatre vingt
 — — — dix
 — — — —

cent
 mille
 quatre-millions-~~se~~
 - six-cents-soixante ^{et}
 - quinze-mille-
 - ~~quatre-vingt-dix~~ cent
 quatre-vingt dix-neuf
 neuf

quatre-millions-six cents
 soixante et quinze-mille
~~neuf~~ neuf cents
 quatre-vingt dix
 neuf

1675999

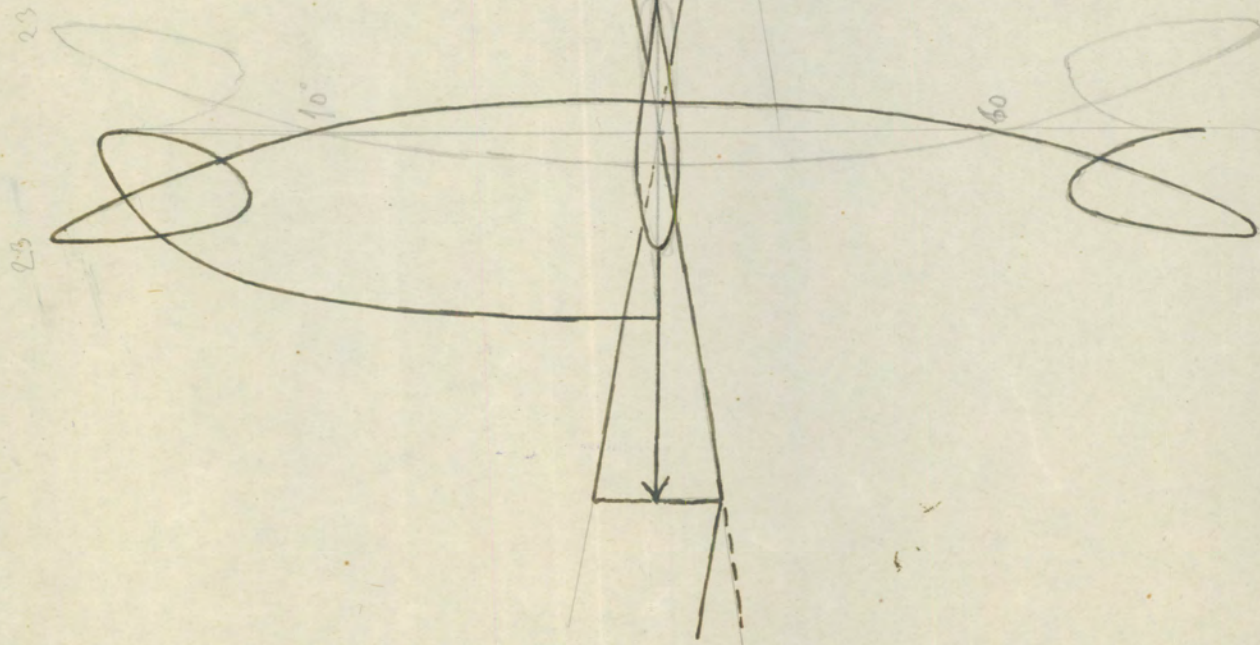
0,50 3,

100

30
60

1800

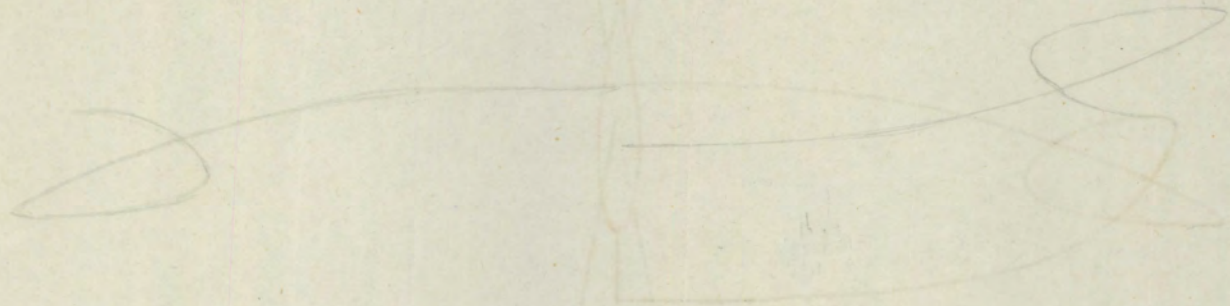
600

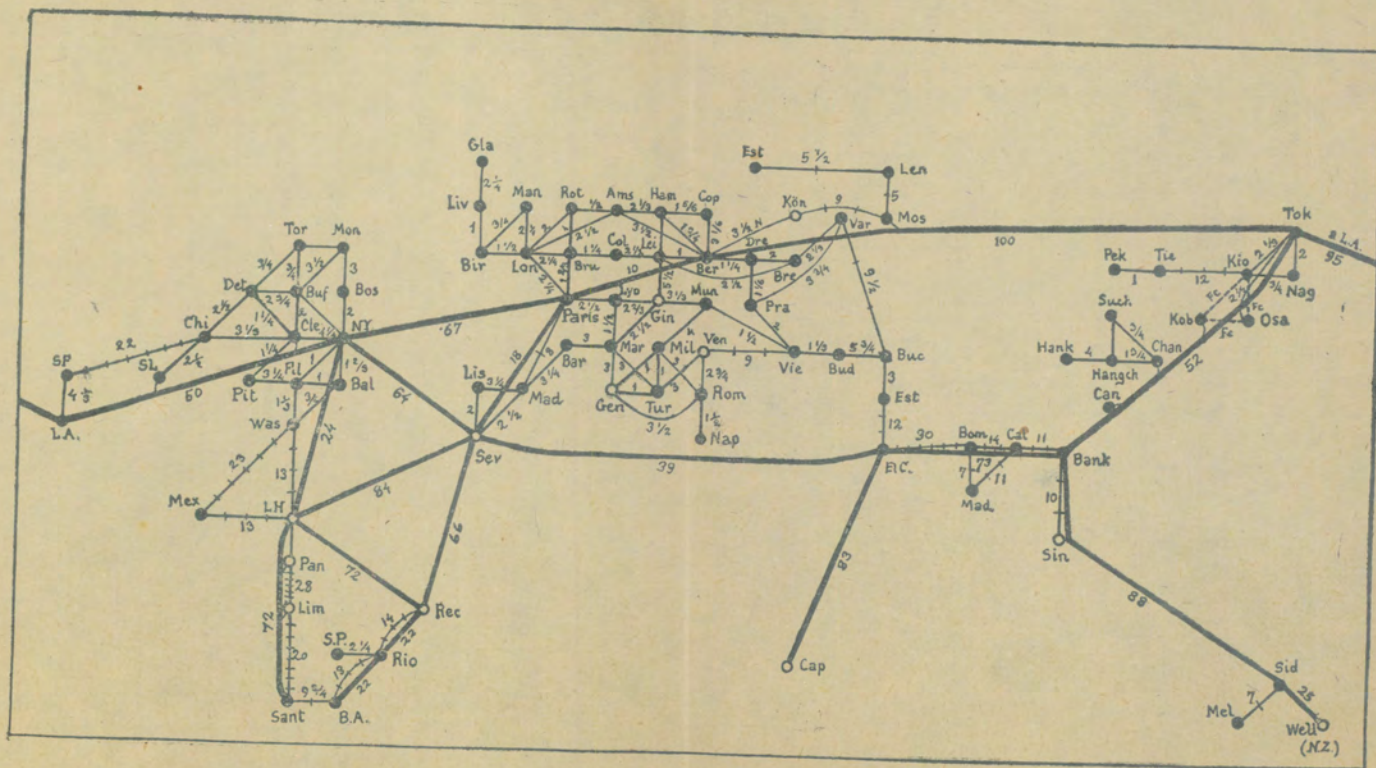


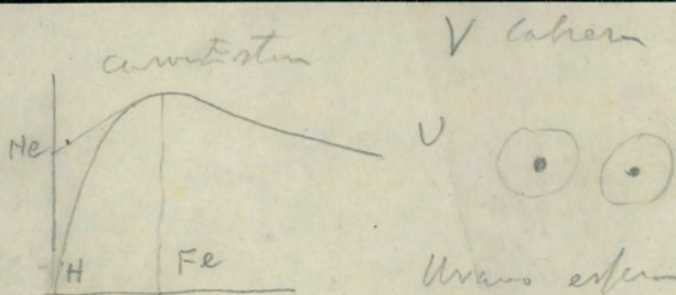
$$M L^2 T^{-2}$$

$$M \cdot L T^{-2} L$$

u_g



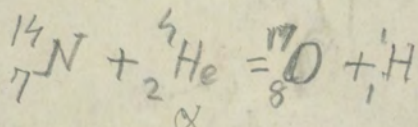




Uranio esfera 10^{-8} r. e. m.

60

imprescindible. atomo = catodo de S. P. de elect. perdizima 1 m. nucleu esfera un cen. reaccion nuclear.



$$\frac{1}{2}mv^2 = V\alpha \quad \text{longitud estrellita } 20-40 \cdot 10^6 \text{ o. c.}$$

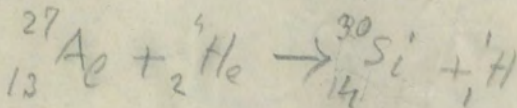
α superior energia cinetica. Estrellas enanas blancas
anaranjadas $D = 56000$

debido $\sum \alpha = \sum_0 + \sum_H$

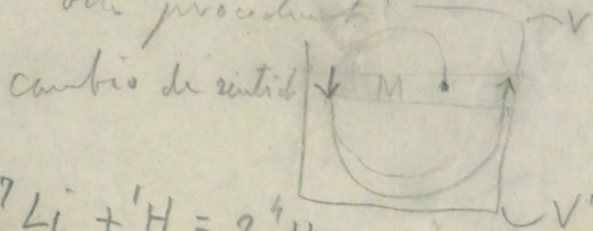
pero no es result >

$$\sum'_{N} \text{inter} + \sum'_{He} = \sum'_0$$

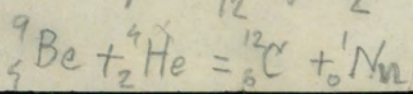
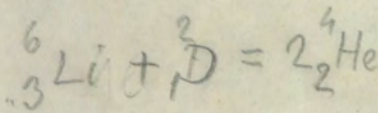
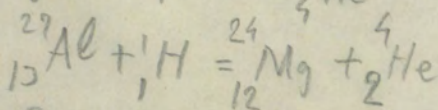
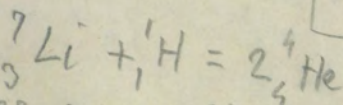
suma $\Sigma + \Sigma'$ igual



Tecnicas para acelerar particulas
otro procedimiento:



velocidad 30 millones
como si $V = 2 \cdot 10^6$ volts



Neutron esfera para romper atomo
por su tam. enge el

$^{13}_6\text{C} + \gamma$

(173)

~~III~~ Segunda Parte. 10 versales ita.

Aplicacion de la Aerodinámica a la Aviación. 16 vers.

Partes del aeroplano: ^{Célula} ~~superficie~~ sustentadora. 8 vers.

El problema de ~~mantener~~ sostener y mover en

el aire un cuerpo mas pesado que él, sin ~~otro~~ ^{otro} apoyo
ni sugesion que los del aire, que es el problema fundamental
de la Aviación, puede ser resuelto mediante la aplica-
cion de las nociones aerodinámicas contenidas en los capí-
tulos anteriores, utilizando la resistencia que el viento
opone al movimiento de un cuerpo dentro de él, del
modo que cree las fuerzas que se necesitan para conseguir
el fin propuesto dando lugar al minimum de los que
puedan perjudicarlo.

~~Las fuerzas que ejerce el aire sobre una un vehículo~~

minando su constitucion mas conveniente, antes de entrar en el funcionamiento del aeroplano.

La célula sustentadora ~~comprende~~ las es la que contiene las ~~5~~ superficies sustentadoras, planos o alas, pues

estos ~~estas~~ tres nombres designan las partes del aeroplano destinadas a crear, por su movimiento dentro del aire, una reaccion inclinada hacia arriba cuyo componente vertical equilibre al peso y le sostenga en el seno de la atmosfera.

Ya hemos estudiado las condiciones que debe reunir una superficie sustentadora para obtener buen rendimiento, o sea la mayor sustentacion a igualdad de resistencia al avance, y buena calidad sustentadora.

De estos dos cualidades, el rendimiento tiene la máxima

importancia puesto que, a igualdad de velocidad nos permiti-
 rá elevar el mayor peso con un motor dado, o emplear
 el menor motor para sostener un peso dado, o alcanzar la
 máxima velocidad con un peso y un motor dados. Otra clase
 de rendimiento tiene también importancia para las superficies
 sustentadoras de los aeroplanos, y es el rendimiento de sus-
 tentación, análogo al de propulsión k_1 que indicamos en las
 hélices, y que mide ~~la fuerza de sustentación~~ el peso que el
 aeroplano puede elevar por unidad de potencia, ~~independiente~~
~~de la~~ sin tener en cuenta la velocidad. Por último, la
 cualidad sustentadora k_2 sigue en importancia, ~~pero única~~ y
~~suavemente~~ permite la ventaja de poder ~~de~~ levantar el
~~mayor peso con mismo peso~~ con menor superficie de alas

reduciendo, por lo tanto, el peso muerto que estos representan.

De ~~de~~ todos estos cualidades nos ocuparemos detalladamente al estudiar el funcionamiento del aeroplano.

~~Un aeroplano puede tener ~~El~~~~ Un aeroplano puede tener una, dos, tres o más superficies sustentadoras, ~~(fig.)~~ recibiendo, respectivamente, el nombre de monoplano, biplano, triplano, o multiplano. En el caso de que un biplano tenga una de las alas ~~muchas~~ ^{mucho} mayor considerablemente mayor que la otra, es designado con el nombre de sesquiplano (del latín sesqui: ses y qu media).

Las alas pueden estar superpuestas, o en tandem, o en posición mixta de las dos anteriores, o ser superpuestas pero con un cierto conimiento o decalaje de una con re-

lación a la otra (fig. 101)

El máximo rendimiento lo obtiene, desde luego, el ~~no~~ monoplano, puesto que su superficie sustentadora no está influida por ninguna otra; sin embargo, ~~esta~~ ~~disposición no es siempre usada~~ ~~por~~ como ya se ha dicho, ~~ya~~ el alargamiento transversal del ala aumenta el rendimiento y conviene que la envergadura ~~sea~~ no sea inferior a 6 veces la profundidad del ala; la disposición monoplana puede conducir a envergaduras demasiado grandes que obligan a adoptar sujeciones exteriores en malas condiciones mecánicas, y que aumentan la resistencia al avance disminuyendo el rendimiento, principal ventaja de esta disposición, o a emplear un potente armazón interior al ala que obliga a aumentar demasiado el espe-

por de ella, lo cual puede tambien perjudicar el rendimiento, por lo cual, en estos casos es preferible la disposici3n biplana.

La disposici3n monoplana, que, al ser empleada por los primeros constructores parecia llegar a vencer a la biplana, fué luego casi anulada por esto al conocerse los inconvenientes que presentaba; hasta que los modernos perfiles gruesos de gran rendimiento, ensayados en los laboratorios alemanes desde el final de la guerra, han permitido la realizaci3n de grandes monoplanos con armistruento interior, de cualidades aerodinámicas ~~ex~~ excelentes que han vuelto a elevar el papel, antes deprimido, de los monoplanos.

~~La disposici3n en tan~~ En el caso de dos o varios alas, la disposici3n en tandem, desde ~~tan~~ luego, no parece recomendable por su poco rendimiento y por los grandes

desplazamientos del centro de gravedad, que origina. Esta disposición obliga a emplear mayor ángulo de ataque en el ala posterior si se quiere obtener algún rendimiento en ella, ^(como ya se dijo,) y esto es contrario a las condiciones de estabilidad longitudinal, como veremos después, además de presentar difícil estabilidad de ruta; por esta razón, la disposición en tandem, en ~~aviones~~ aeroplanos con motor, no ha pasado del terreno experimental.

~~En el caso~~ La disposición ~~mas~~ preferible para los biplanos es la de alas superpuestas, con o sin contrapeso de una sobre la otra. El mayor rendimiento se obtiene, como ya se ha dicho, corriendo algo hacia ^{delante} ~~atrás~~ la superficie superior, ^{que además presenta} ~~para~~ la ventaja ~~especial y se origina el~~ ^{de facilitar} ~~inconveniente de tapar~~ la vista del suelo al piloto.

~~el ala inferior~~, por lo cual, generalmente, ^{es la empleada} ~~se emplea la~~
~~disposición contraria, de ala inferior retrasada, que aumenta~~
~~la estabilidad, aunque disminuye algo el rendimiento.~~

Si se ~~se~~ miden separadamente las cualidades aerodinámicas de cada una de las alas superpuestas se nota que, la superior conserva casi sus cualidades como si estuviera aislada, mientras que la inferior pierde en rendimiento y en sustentación, como se dijo en el capítulo IV, por lo cual se adopta la disposición ^{sesquiplana} ~~de emplear~~ con ala inferior ~~menor~~ de menor envergadura que la superior. También podría emplearse la disposición contraria, o sea ~~sea~~ con menor ala superior, puesto que al suprimir parte de esta, se aumentaría la sustentación de la inferior, pero la anterior es

mas ventajosa por permitir un enlace entre ala y ala de mejores condiciones mecánicas por trabajar por extensión las piezas oñices exteriores que son las de mayor longitud, que en el otro caso habria que reforzar para que no supieran flexion al ser comprimidos por las puntas del ala inferior que tenderian a levantarse.

La disposicion triplana no parece presentar ~~ninguna~~ ^{mas} ventaja sobre la biplana, ~~y si varios inconvenientes se~~ ^{y tener menores variaciones de posicion en el centro de presiones} que la de disminuir la envergadura, ~~pero en cambio~~ tiene ~~no~~ varios inconvenientes como son el de disminuirse el rendimiento y la sustentacion por emplear menores superficies y el aumentar la interaccion entre ellas por su mayor proximidad, a no ser que se eleve la altura total

con lo cual se da lugar a otros inconvenientes constructivos y a que el ala inferior quede demasiado próxima al suelo, si ~~la resultante~~ el centro de gravedad ha de quedar ^{a la altura} ~~en el~~ sitio necesario para el equilibrio. Estos inconvenientes se por este varon, solo para grandes aeroplanos en que la disposicion bitlana hubiera de tener una convergencia excesiva, es recomendable el empleo de tres alas superpuestas.

~~14~~ Análogos inconvenientes a los triplanos, pero mas exagerados, presentan los multiplanos, ~~que solo~~ de los que algunos han sido experimentados pero sin éxito que aconseje su empleo en la práctica de la aviación.

En cuanto a la forma de las alas empleadas, se

(185)

he tendido principalmente a obtener el mayor rendimiento sin complicar la construcción de los mismos.

Por esto se utilizan alas de bordes rectos, bien en una sola dirección o formando un pequeño ángulo horizontal ^{en flecha}, lo que favorece la estabilidad. La profundidad, en los biplanos suele ser constante ~~para simplificar el sistema de enlace entre~~ pero en los monoplanos se suele adoptar mayor profundidad de ala en el centro; los bordes laterales suelen ser redondeados tendiendo a la elipse, sobre todo por delante, y las alas de uno y otro costado suelen estar en prolongación o formando un pequeño ángulo diédrico en ~~vertical~~ arista hacia abajo para aumentar la estabilidad, como veremos en ~~la~~ el próximo capítulo.

El ala, durante el vuelo, ^{normal} está sometida a la reacción del aire, ^{a la tracción de la hélice y} al peso del aparato; este actuando en el centro ^{la primera} y ~~aquella~~ repartida en toda su longitud aunque disminuyendo hacia los bordes laterales en forma ~~elíptica~~ ~~como~~ aproximadamente elíptica como ya se dijo. Por lo tanto, este ala tiende a doblarse por el centro elevando sus costados hacia arriba ^{y hacia atrás} y para evitarlo hay que disponer dentro de ella piezas resistentes que aguanten esta tendencia a la flexión, bien por sí mismas o por un sistema de enlace y armistramiento exterior, que, con los planos sustentadores, constituye la célula.

Las piezas resistentes ^(fig 102 y 103) que dan rigidez al ala, son los largueros, generalmente en número de dos: uno ^{anterior} ~~delante~~ o principal, y otro posterior, y constituidos por vigas

de madera (macizas o huecas), o ~~son~~ formados de chapas metálicas (de acero o duraluminio), llenas o en celosía, y de la mayor altura que permita el espesor del ala para ~~que~~ dotarlos de la mayor resistencia a la flexión vertical. Los largueros de uno y otro costado se unen entre sí o al cuerpo del aeroplano.

Uno y otro larguero están anclados en el sentido de la profundidad del ala por cortillas, que son chapas de ~~madera~~ ~~que~~ generalmente de madera contrachapada o de duraluminio, de la forma del perfil del ala, con los bordes reforzados para impedir el alabeamiento y con huecos recortados en el centro para disminuir el peso. Algunos de los cortillas son mas reforzados y se llaman principales o maestros.

Los bordes superior e inferior de todos los cortillas ^{que se unen} se unen entre sí por cintos paralelos a los largueros, que impiden la flexión de ellos.

El esqueleto del ala constituido de esta manera, aun
 X podria sufrir deformacion, por efecto de la resistencia al
 avance del ala y de la traccion del motor que forman un
par de fuerzas con tendencia a achicar hacia adtras a ambos
 largueros. Para evitarlo hay que establecer un sistema
 de tirantes para el arriostamiento horizontal interior, cons-
 tituidos por hilos de acero, o cuerdas de jiano, formando
 diagonales de los rectangulos formados por los largueros
 y los costillos principales.

Por ultimo, el borde de ataque se refuerza con un
cerquillo de madera o chapa de aluminio, y ~~en~~ el borde
 de salida con un hilo de acero o de cuerda que une todos los
~~los~~ ^{posteriores} extremos de los costillos.

cumpleo de perfiles de gran espesor), ~~se puede suprimir~~
hay que proporcionar al ala el armistamiento exterior
necesario para suplir su falta de resistencia, el cual,

- X en los monoplanos, ^(fig. 104) consiste ~~y~~ generalmente en unos tirantes
inferiores ^{de cuerda de piano,} ~~que van de~~ cable ~~de acero~~ o cinta fuselada de acero,
o ~~cuerda de piano~~ que unen algunos puntos de los largueros
con el cuerpo del aeroplano o tren de aterrizaje. Este sistema
tiene el inconveniente de que, debiendo estar estos tirantes ~~de~~
con ^{poca} ~~gran~~ inclinación respecto a los largueros, la tensión que
necesitan para impedir la flexión será muy grande y
parte de esta tensión se comunicará a los largueros comprimiéndolos
fuertemente, lo que obliga a aumentar su resistencia mecánica; y
por esto se emplean otros sistemas como el de montante, viga, tornapunta y ala volada indicados en la ^{figura 105.}
Si se trata de un biplano, pueden unirse una y
otra ala por medio de púas aproximadamente verticales

24

que resistan ~~la~~ compresión (montantes) o inclinados (tornapuntas) ^{unas y otras de sección curvilinear para disminuir la resistencia al avance.} unidos por diagonales de cuerda de piano, cables o cintos fuselados de acero, formando una verdadera viga armada, ~~Los vértices~~ tanto en el sentido de la convergadura como en el de la proporcionalidad del ala. en las distintas formas indicadas en la figura 106, y análogamente los triplones (fig. 107)

Los vértices en que se ~~unen~~ ^{unen} al extremo de cada montante, los tirantes que parten de él, coinciden con los de unión de los largueros con los costillos maestras y contienen un alojamiento ~~metal~~ de acero (racor) en el que entra la cabecera del montante y del que parten los tirantes por medio de uniones ~~de~~ ^(fig. 108) que impidan su deslizamiento. Para hacer el reglaje de los alas, dándoles la ~~cuerpo~~ posición conveniente y graduando la

25

X tension de los tirantes, ~~este~~ algunos de estos llevan tensores consistentes en ~~de~~ una pieza con doble tuerca que ~~cubre~~ ~~los~~ una por sus dos extremos ^{los} ~~los~~ tornillos unidos a los ~~extremos~~ dos partes del tirante, y que por su giro aument o disminuye la tension de este.

Por último, hay que tener en cuenta que, aunque generalmente en vuelo, la reaccion del aire es sustentadora, ~~y~~ en tierra la alas tienden a caer por su peso y que, aun en vuelo, puede darse el caso de que la reaccion sea hacia abajo, bien por efectuarse un vuelo invertido, ~~o aun en el~~ ~~o por~~ ~~disminuir~~ por supir la accion de un viento descendente ~~bueno~~ en un momento dado, o por inclinarse bruscamente hacia adelante el

aeroplanos (picar) con lo que es posible que durante algunos momentos reciba el aire la cara superior del ala. Para prevenir el cambio de sentido de los esfuerzos del ala^a en estos casos, es necesario que su armistramiento esté calculado también para ello, no limitando las condiciones de resistencia mecánica para el caso de que las alas actúen solamente como sustentadores, aunque naturalmente siempre habrá que atender mas ~~a las~~ y dar mayor resistencia a las piezas cuya misión es impedir el levantamiento de las alas, como son todos los tirantes cuya dirección es de abajo a arriba y del centro a los costados.

(194)

Capítulo décimo.

Partes del aeroplano:

Sistema estabilizador.

Las superficies sustentadoras crean, por su movimiento en el aire, la reacción vertical o sustentación que, equilibrando el peso del aeroplano, permite su ^{sostenimiento} ~~equilibrio~~ en la atmósfera, pero, para que estas superficies cumplan su misión es necesario que la posición que ocupen con relación ~~abmos~~ a la dirección de su movimiento y con relación al viento sea la debida. Deben recibir el viento relativo de la marcha ~~en el~~ por el borde de ataque, en el sentido de la profundidad del ala y formando con ella el ángulo de incidencia o ataque que proporcione la sustentación apetecida, y, además, siendo vertical la fuerza de la gra-

vedad que tiene que equilibrar, la sustentación del ala no ~~puede~~ debe estar inclinada lateralmente y, por ~~lo~~ tanto, las superficies sustentadoras deben tener sus bordes de ataque y salida horizontales, o, en general, el plano de simetría de ellas debe ser vertical. Si estas condiciones no se realizan, el equilibrio ~~de~~ entre el peso y la sustentación se destruirá.

Pero, durante el vuelo, la irregularidad de las rachas de viento, la dirección ascendente o descendente en que este algunas veces se presenta, las variaciones en el peso del aeroplano ocasionados por el consumo de combustible o arrojé de carga, o en su ~~distribución~~ posición por movimientos de los tripulantes, etc. ocasionan variaciones ~~de~~ en las fuerzas que deben equilibrarse a consecuencia de las cuales el aeroplano deja de ~~ocupar~~ mantener la posición correcta

para que este pueda continuar,,
 del vuelo, y es necesario que vuelva a ella ~~para que este~~
~~para que este~~, bien por el mando del ~~piloto~~ o bien por
 las mismas condiciones del aeroplano.
~~automáticamente~~. Lo primero tiene el inconveniente de
 exigir continuamente la atención del piloto que está
 requerida por otros muchos asuntos durante el vuelo, por
 lo cual es necesario ~~que~~ dar al aeroplano una ^{disposición} ~~forma~~
 tal que, al perder momentáneamente ~~la~~ su posición co-
 rrecta de vuelo tienda a recuperarla lo antes posible.
 Esto es lo que se consigue por medio del sistema estabi-
lizador.

La estabilidad del aeroplano. Estos sistemas de estabili-
 dad pueden ser de dos clases: o bien haciendo que la forma
 del aeroplano sea tal que, al salirse de su posición correcta
 marcan ~~fuera~~ reacciones del aire que le obliguen a volver
 a ella (estabilidad de forma), o bien por medio de mecanismos

que funcionando automáticamente producen este efecto (estabilidad automática), veamos primero que condiciones tiene que cumplir la forma de un aeroplano para ser estable.

Un aeroplano, sometido a una ~~serie de~~ conjunto de fuerzas que se equilibran, en el espacio, se comporta, con relación a las perturbaciones que se originan en ellas y que ~~no producen~~ ^{produzcan} ~~ninguna resultante~~ ~~la intensidad de las resultantes~~, como si estuviese ~~libre~~ suspendido por su centro de gravedad y libre de girar alrededor de él. Si el conjunto de las fuerzas que actúan sobre el aeroplano se modifica de modo que, destruido el equilibrio de ellas, nace una resultante de todas, esta se considerará aplicada al centro de gravedad y arrastrará al aeroplano en el sentido en que actúa. ~~For~~

~~Todo conjunto de fuerzas o sistema de fuerzas se pueda~~

~~reducir a una resultante fuerza resultante y a un par; si la~~
~~primera es sola hay equilibrio de fuerzas, y si ambas~~
~~lo es el segundo hay equilibrio de pares o de momentos~~

Como lo mas interesante para el equilibrio del aeroplano es su posicion con relacion ~~al~~ a la direccion en que recibe el viento relativo y a la vertical; y no la que ocupe el centro de gravedad en el espacio, supondremos por ahora que la perturbacion ~~no~~ originada en el conjunto de fuerzas que actuan sobre el aeroplano solo tiende a hacerlo girar alrededor de un centro de gravedad, sin que aparezca ninguna fuerza resultante que trate de arrastrarlo en su direccion.

La posicion de un aeroplano que, suspendido de su centro de gravedad, recibe el viento en una cierta direccion (ya se

HMS

ha dicho que es indiferente suponer al aeroplano fijo recibiendo al viento, o al aeroplano moviéndose en el aire en calma) queda determinada si conocemos su inclinación con relación a tres ejes perpendiculares en el espacio, que pasen por el centro de gravedad, y entre los infinitos que se puedan trazar elegiremos el que marque la dirección del viento ^{relativo, $x-x$} ((que suponemos horizontal), el vertical ^{$z-z$} y un tercero transversal y horizontal ^{$y-y$} , perpendicular a los otros dos.

En el aeroplano podemos suponer materializados los tres ~~direcciones~~ ~~En la posición correcta de vuelo, las alas del aeroplano~~ ~~recciones que marcarían estos tres ejes en la posición correcta de vuelo, y~~ ~~deben formar el ángulo de ataque conveniente con el eje~~ ~~que llamaremos longitudinal, vertical y transversal, y el problema~~ ~~mero de los ejes, el segundo debe estar situado dentro del~~ ~~se reduce a hacer siempre coincidir los ejes marcados en relación al~~ ~~plano de simetría de las alas, y el tercero debe ser para~~ ~~viento y a la vertical, con los ^{ejes perpendiculares} que suponemos fijos al aeroplano: $x'-x'$, $z'-z'$,~~ ~~lebo a la dirección de la envergadura, o dimensión transversal,~~ ~~$y'-y'$.~~

Si el primero^x y segundo^z de los ejes tirados en relación
 al viento no coinciden con los del aeroplano, pero si los últimos^y, el aeroplano tendrá un ángulo de ataque distinto del correcto pero conservará la dirección de su proa o cabera y ~~en~~ la horizontalidad de sus alas, los movimientos que podrá tomar se llaman de cabeceo (~~análogos a la arfada en los buques~~) y la estabilidad relativa a este movimiento se llama longitudinal (fig. 109)

Si son el primero^x y el tercero^y de los ejes que determinan el viento y la gravedad, los que no coinciden con los correspondientes del aeroplano, pero si los segundos^z, la dirección de la proa del aeroplano no será la correcta, aunque el ángulo de ataque y la horizontalidad de las alas lo sea. El aeroplano podrá ^{hacer giraciones,} virar a un lado y a otro ~~facilmente~~

que en los buques se llama guiñada y la estabilidad y da lugar a la estabilidad de ruta (fig. 110)

X

Si es el primero^x de los ejes marcados por el viento el único que coincide con el análogo del aeroplano, este tendrá un ángulo de ataque y su dirección correcta pero no guardará la horizontalidad de sus alas, y podrá balancearse lateralmente, lo que habrá que corregir por la estabilidad transversal; (fig. 111)

Se puede notar fácilmente que ~~los dos primeros~~ ^{en} ~~clases de estabilidad: la longitudinal y la de ruta,~~ ~~no influye la dirección de la gravedad interviene solamente la dirección del viento,~~ si prescindimos de la dirección en que actúa la gravedad, o sea la vertical, de todos modos podremos considerar la estabilidad ~~de~~ longitudinal

y la de ruta, pero no la transversal, que está directamente determinada por la posición del aeroplano con relación al horizonte, por lo tanto hay una diferencia esencial entre las dos primeras y la última pues aquellos ~~están~~ ~~determinados aerodinámicamente~~ y esta gravita pueden considerarse como aerodinámicas y esta última como gravitatoria.

Supongamos, como se ha dicho, el aeroplano en el espacio, suspendido por un centro de gravedad y recibiendo la acción de un viento horizontal, y se trata que la ~~directa~~ ~~recta~~ que en el aeroplano representa la dirección en que debe recibir el viento, coincida con la dirección real de él y vuelva a coincidir si se le repara alguna vez de esta posición. El problema es análogo al de una veleta, solo que ~~en el caso~~ estos pueden girar alrededor de un solo eje vertical y el


 aeroplano puede hacerlo alrededor de todos los que pasan por su centro de gravedad, pero, a pesar de esta diferencia, la solución es la misma: basta con darle al aeroplano las condiciones de veletera de eje horizontal (para la estabilidad longitudinal) y de veletera de eje vertical (para la estabilidad de ruta) y esto se consigue ~~situándolo por detrás~~ haciendo que, al recibir el aeroplano ~~la acción de un~~ viento oblicuo ~~al eje~~ a la línea que en él marca la dirección correcta, ~~sea la substituta de~~ la acción de este viento, ~~o el que que origina~~ pase por detrás del ~~centro de~~ punto de suspensión, o sea el centro de gravedad, para que el aeroplano gire y busque la dirección correcta.

Veamos separadamente los dos casos de estabilidad longitudinal y transversal.


 Supongamos el aeroplano en su posición correcta y some-

(204)
tido a las fuerzas de reaccion del viento, gravedad y propulsión,
en equilibrio, y que, por una perturbacion en ellos varia su
posicion encabritándose (~~elevarse~~ aumentando el angulo de ataque)
o picando (disminuyéndolo). El centro de presiones originado
por el viento ~~sobre las~~ contra las alas variará segun la forma
de ellas avanzando, generalmente, en el primer caso, y retro-
cediendo en el segundo, como ya se dijo; el desequilibrio
se acentuará y el aparato acabará por invertirse dando
la vuelta de campana, por ser inestable, o tener estabi-
lidad negativa. Para evitarlo es necesario conseguir que
el centro de presiones retroceda al encabritarse el aeroplano
y avance al picar, contrarrestando la inestabilidad propia
de las alas por medio de otras superficies colocadas en el
aeroplano que originen una reaccion ~~ascentante~~ posterior

al centro de gravedad ascendente al aumentarse el ángulo de ataque, y descendente al disminuir, lo cual queda realizado situando lo mas alto posible ~~del aeroplano~~ ^(para aumentar el efecto de un accion) que sea el aeroplano, ~~o sea~~ ^{que sea} un plano horizontal en la posición correcta de vuelo, o, en general, una superficie ~~vertical~~ de menor ángulo de ataque que las alas del aeroplano y de la mínima resistencia al avance. ^(fig. 112) Esta superficie, ~~generalmente~~ ^{generalmente} llamada plano de cola, generalmente, se une al equilibrador, e. o. timon horizontal para aumentar el efecto de mando de este y el estabilizador de aquel por la curvatura que puede representar la union de ambas superficies. Tambien, en los ~~ag~~ aeroplanos que no necesitan ~~o~~ aumentar mucho su estabilidad, se sustituye el plano de cola por el equilibrador sin que haya parte fija.

Para facilitar el manejo del aeroplano, el plano

de cola puede variar de inclinación longitudinal dándole ataque positivo o negativo, bien actuando sobre tornillos en que se fija su borde delantero, ~~o~~, cuando el aeroplano está en tierra, o, durante el vuelo, por una transmisión que puede mandar el piloto.

Generalmente, el plano de cola está fijó al ~~fin~~ a la terminación del cuerpo, o fuselaje del aeroplano por la parte superior de este, y ~~en~~ su forma es trapezoidal o semicircular con la mayor anchura hacia atrás donde se fija el eje del equilibrador. Su constitución interna ^(fig. 113) es de costillas rectas unidas a largueros o ~~cuerpo~~ a los cerquillos de los bordes, según sus dimensiones, y como, bañados por el torbellino proyectado hacia atrás por la hélice ha de tener tendencia a girar en su dirección, está arriostrado al fuselaje por su parte inferior, y al eje del

^{de dirección}
timón por la superior, por medio de cables o cuerdos de piano.

La estabilidad de ruta se ~~origina~~ consigue de modo análogo, ^(fig. 114) colocando un plano vertical longitudinalmente en la cola, que se llama, aunque impropiciamente, plano de deriva. Este también suele estar unido al eje del timón de dirección, formando con este una superficie continua que aumenta el efecto de ambos.

También, en algunos ~~aparejos~~ aeroplanos, el plano de deriva está sustituido por el mismo timón, siendo todo el móvil; y en otros es regulable pudiendo desviarse hacia uno u otro sentido para ~~evitar~~ corregir la tendencia a irse que presenta el aeroplano por no ser ~~siempre~~ perfectamente simétricos en su forma o en las fuerzas de propulsión, o por efecto del torbellino de la hélice.

La construcción es análoga a la del plano horizontal de cola y en forma triangular, trapezoidal o en arco con la máxima altura hacia atrás, en el eje del timón (fig. 115)

El plano de deriva puede ser sustituido por la forma ^(fig. 116) en flecha de las alas, que, por sí, ~~origina~~ proporciona estabilidad de ruta puesto que, si un ala de esta forma recibe el viento oblicuamente, la semiala de barlovento dará mayor resistencia por recibir el viento en dirección de su profundidad, que la opuesta en donde actúa mas oblicuamente, y además disminuido por la sombra o plantilla que ejerce el cuerpo del aeroplano, y, en virtud de este aumento de resistencia lateral, el aeroplano vira hasta ponerse ^{proa} ~~cara~~ al viento relativo. Este sistema tiene el inconveniente, además del ~~de~~ menor rendimiento y sustentación

de las alas en flecha, de que, al mismo tiempo que se aumenta la resistencia al avance del ala que recibe el viento, ~~se~~ se aumenta también su sustentación y origina la inclinación ~~del aeroplano~~ transversal del aeroplano. hacia el otro costado contrario al que debe tomar para virar correctamente hacia la dirección del viento. Además, este efecto se produce, aunque mas debilmente, en las alas rectas, por la curvatura del fuselaje, y no conviene acentuarlo demasiado dándoles la disposición en flecha.

La estabilidad transversal, de índole distinta a las anteriores es mas ^{complicada} ~~difícil~~ de realizar. Desde luego se nota que las dos estabilidades anteriores se obtienen directamente, es decir que al ~~nacer el movimiento~~ producirse ~~la~~ la separación de la posición correcta, nace simultáneamente la fuerza estabilizadora que tiende

a recuperarla. En la estabilidad transversal no ocurre generalmente así, sino que ~~el efecto~~ ^{la fuerza} estabilizadora nace como consecuencia de un movimiento producido por el desequilibrio del aeroplano que, a su vez, ha sido originado por haberse separado de su posición.

~~XX~~ Si un aeroplano en equilibrio, se inclina transversalmente, la reacción sustentadora ya no es vertical y, por lo tanto, no puede equilibrar a la gravedad, y nace una resultante lateral y descendente que hace caer al aeroplano volbalando hacia un costado. Entonces el aeroplano recibirá el viento lateral y ascendente de la caída, y es necesario que este viento cree en él una acción que le devuelva la horizontalidad y para esto basta con que, como se ha dicho en el caso anterior, haya una ~~superficie por encima~~ superficie por encima ~~del~~ de la altura del cen-

tro de gravedad cuya reaccion por el viento ~~se~~ tiende a levantar el ala mas baja, y esto se puede realizar por el mismo plano de deriva si, como ocurre generalmente, éste está situado por encima del fuselaje y mas alto que el centro de gravedad. Tambien, como en el caso anterior, se puede realizar esta estabilidad dándoles a las alas la forma de diédros ^(Fig. 117) con arista inferior, con lo cual el viento relativo ascendente actuará mas intensamente sobre el ala mas baja obligándola a levantarse hasta recuperar la horizontalidad. Como en este caso, las fuerzas estabilizadoras no son ~~directas~~ simultaneas en la perdida de posicion, sino que tienen que intervenir movimientos intermedios sujetos a los retrocesos producidos por la inercia del aeroplano, este sistema estabilizador no es tan inmediato como los anteriores sino que da lugar a oscilaciones cuya amplitud será tanto

mayor cuanto mas colgado este el aeroplano, o sea cuanto mayor ~~sea~~ ^{es} la distancia de su centro de gravedad a la superficie metacéntrica, que, para evitar estos efectos pendulares, debe quedar próxima, ~~aunque siempre por encima, de él.~~

Hay un modo de conseguir, para la estabilidad transversal, la creación de fuerzas estabilizadoras simultáneas en la separación de la posición correcta, aunque de débil intensidad, y es el siguiente.

Hemos supuesto al aeroplano en libertad de girar alrededor de cualquiera de los ejes que pasan por el centro de gravedad, pero esta libertad no es igual para todos los ejes pues el aeroplano presenta menor inercia para girar alrededor del eje mas próximo a todas las masas que contiene, como del mismo modo que es mas facil hacer

giran a un haltere, o pera de gimnasia, alrededor del eje que pasa por el centro de las dos bolas que ^{colocadas en el centro de gravedad} alrededor de otro perpendicular a él, y si a uno de estos halteres se le comunicara un impulso oblicuo y excentrico tomaria un movimiento de giro ~~que siempre tenderia a ser mas intenso~~ ~~rapido~~ ~~alrededor del eje citado~~ ~~que~~ alrededor de un eje que tenderia siempre a coincidir con el citado. Este eje, ~~que pasa~~ que es el mas proximo al conjunto de las masas es el llamado: eje principal de inercia.

Si un aeroplano tiene las masas principales que lo constituyen, altos por delante de su centro de gravedad, y bajos por detras ~~del~~ ^(fig. 118) de él, su eje principal de inercia estara ~~del~~ levantado por delante y si el ~~aeroplano~~ las alas forman diedro con arista inferior ⁽³⁾, ^{cuando hayan girado} ~~al girar~~ alrededor de este eje ^{sera mayor} ~~aumentara~~ el angulo de ataque del ala que ^{mas baja} ~~desciende~~, como se ve en la figura, ~~y terminara en la~~

~~de~~ ~~t~~, con lo cual nacera simultáneamente al movimiento, o al cambio de posición, la fuerza estabilizadora. Lo contrario ocurre si el diédro de las alas tiene la arista hacia arriba (fig 118b)

Si las masas están bajas por delante y altas por detrás el efecto será inverso, siendo estabilizador el diédro con arista superior, ~~como se ve e inevitable el inverso, como se ve en las figuras~~ ^{119 a y b.} ~~significantes. Para apreciar con facilidad~~ ~~dad si en el caso de aumento o disminución de ángulo~~

De esto se deduce que la estabilidad transversal de las alas en diédro de arista inferior, queda aumentada si el aeroplano tiene altas las masas ^{anteriores} ~~posteriores~~ al centro de gravedad y bajas las posteriores.

Hay que notar también que las ~~estabilidades se refieren~~ fuerzas estabilizadoras que consideramos son las que nacen por la diferencia de posición, y ~~ya~~ aunque se permaneciera

de giro,
 en ella, y no por la velocidad con que el aeroplano se salga de su posición correcta, que, compuesta con la del viento, modificaría el ángulo de ataque real, y produciría una reacción que generalmente se opone al movimiento (salvo en el caso de autorrotación o autogiro) pero que no trata de hacer recuperar la posición correcta una vez cesado este.

El ~~aviador~~ Capitán Ferber, una de los primeros víctimas de la aviación, y también de los primeros que estudiaron eficazmente la estabilidad de los aeroplanos, estableció la regla de que la ^{triple} estabilidad se conseguía dando al aeroplano la forma de tres V, ^(fig 120) una longitudinal, muy abierta, formada por el ala y el plano de cola, otra transversal ~~de~~ de las alas en flecha, y otra transversal del diédrico en arista inferior. Como hemos visto, efectivamente una sola superficie sustentadora en flecha, formada diédrico y con un ángulo de ataque en el centro que en los extremos realiza los tres

puede conseguirse la estabilidad por este procedimiento,

aunque no es completamente indispensable. Pueden obtenerse, por medio de él, alas en flecha, formando diedro y con mayor ángulo de ataque por delante (en el centro) que en sus extremos retrazados, que son por sí estables sin necesidad de otros superlativos, aunque a costa del rendimiento. La estabilidad de forma de un aeroplano proporciona

Fig 121 la ventaja, ya dicha, de que ~~para~~ corrige las desviaciones de posición del aeroplano con relación a la dirección del viento relativo y al horizonte sin intervención del piloto, pero, esto puede ser un inconveniente en vuelo en aire agitado, pues variando continuamente la dirección ~~relativa~~ del viento relativo, con los vachos, el aeroplano de gran estabilidad trata de adaptar su posición en cada momento a la del viento que recibe, oscilando innecesariamente de modo incómodo y hasta peligroso. También, un aeroplano muy estable se resiste al mando del piloto cuando éste trata de efectuar rápidas ~~maniotras~~ evoluciones o movimientos acrobáticos, que en ocasiones pueden ser necesarios. Por este motivo, una gran

estabilidad solo es aconsejable para aeroplanos de escuela que solo han de volar en buen tiempo y que han de ser manejados por pilotos inexpertos.

En cambio, los aviones de guerra, que han de volar en todo tiempo y evolucionar con la mayor rapidez obedeciendo instantáneamente al mando del piloto aunque llevándole a las posiciones mas contrarias a las del vuelo normal, la estabilidad debe ser nula, o sea, que el centro de presiones no debe ~~variar~~ salirse de su posición de equilibrio en ninguna de las posiciones para crear la acción estabilizadora, lo cual se llama en cuyo caso se dice que el aeroplano tiene los centros confundidos. El que el aeroplano tenga estabilidad nula o indiferente, no quiere decir ~~que~~ que sea inestable, como los antiguos aviones de tipo

(fig. 122)
canard en que, por tener delante del centro de gravedad
 las superficies de mando, su estabilidad era negativa
 y una vez ^{fuera} ~~reparada~~ de la posición correcta tendían a
 repararse mas y mas de ella si el mando del piloto
 no acudía a tiempo para recuperarla. Así como el
 exceso de estabilidad puede ser inconveniente, la
 inestabilidad o estabilidad negativa es siempre un
 grave defecto del que se debe huir.

Por los gráficos de variaciones del centro de presiones
 es fácil conocer cuando un ala o un aeroplano es estable
 o inestable: si la curva metacéntrica es cóncava hacia
 delante (fig. 123) es estable cuando la numeración de ángulos de
 ataque en ella crece alejándose ^{nivel del} del centro de gravedad
 y lo contrario si es convexa; y en el gráfico ~~presente~~ ^{y el grado de estabilidad o inestabilidad aumentará con la distancia}
 curva al nivel del centro de gravedad

de posiciones del centro de gravedad (en que el borde de ataque
 este representado ~~a la izquierda~~ y la numeración de ángulos de
 ataque crece de ~~abajo~~ ^{arriba} a ~~la derecha~~, es ~~esta~~ estable la
 superficie o aeroplano cuya curva ~~se inclina~~ ^{sube} a la derecha
 suponiéndose que el centro de gravedad está en el ala o ~~próximo~~ ^{próximo} de ella; porque si este
~~no puede disminuir la estabilidad del~~ ^{no puede disminuir la estabilidad del} por la forma de ~~la~~ ^{la} curva.
 La estabilidad de forma solo tiende a llevar al

aeroplano a recuperar la posición correcta de vuelo con
 arreglo a la dirección del viento relativo, como se ha
 explicado, pero esto en aire agitado es una causa
 de movilidad del aeroplano. Para evitar esto, y conseguir
 que el aeroplano oscile lo menos posible dentro de
 viento arrachado se recurre a la estabilidad automática.

Los dos problemas mas importantes que se han tratado
 de resolver por medio de ella son los siguientes:

1.º Al recibir el aeroplano una ráfaga de frente, en-

Hm
 cuenta bruscamente aumentada en sustentación, en virtud de esta fuerza asciende, y, al subir, disminuye el ángulo real de ataque por la composición de velocidades, obligándole el sistema de estabilidad de forma a encontrarse con lo que se aumenta el desequilibrio vertical.

Hm
 La maniobra mas conveniente en este caso seria que el aeroplano picara en el momento de recibir la racha de frente para que la sustentación permaneciera constante y el equilibrio vertical no se destruyera y esto es lo que realizan automáticamente algunos mecanismos estabilizadores que constan generalmente de una superficie ~~de~~ que recibe el viento relativo sosteniendo una ~~reacción~~ reacción por medio de un muelle resorte. Si la racha aumenta la presión del aire sobre la superficie, esta

venciendo la resistencia del resorte, retrocede y ^{acciona} ~~mueve~~, bien directamente o por intermedio de un servo-motor que puede ser de aire comprimido o eléctrico, al mando longitudinal del aeroplano haciéndolo picar.

Este sistema tiene el inconveniente de que las transmisiones no son instantáneas y el mando resulta siempre retrasado con la racha y por lo tanto contraproducente; además, si el avión pica el estabilizador tiende a picar mas y lo contrario si ~~en~~ recibe ~~racha~~ una racha de espaldas o se encabita con lo que puede llegar a la perdida de velocidad y a originarse un accidente.

Otros inventores aplican este mismo mecanismo para producir el efecto contrario, o sea para encabitar el

X avion cuando aumenta su velocidad por picar demasiado o para hacerlo picar cuando pierda velocidad por encabritamiento o racha de espaldas, con lo que unicamente se consigue aumentar el efecto de la estabilidad longitudinal de forma con todos sus inconvenientes, aunque ^{aprovechando para el vuelo la energía de las rachas del viento en la forma que se verá al estudiar el vuelo a vela, y evitando el peligro de la pérdida de velocidad.}

2.º Para resolver la estabilidad transversal del

X avion automáticamente se recurre a un péndulo transversal, o nivel de vasos comunicantes, que, al salirse de su posición por inclinación lateral del aeroplano, establece unos contactos que hacen actuar en el sentido conveniente a un motor eléctrico sobre el mando transversal recuperando el equilibrio.

Esto tiene el inconveniente de que tanto el péndulo como el nivel están sujetos a las fuerzas de inercia

por lo que la vertical que marcan no es la verdadera
algunas veces, además de perturbarse su acción con
las oscilaciones transversales que ~~anteriormente~~ puede au-
mentar en vez de corregir, por lo que también se
recurre a los estabilizadores automáticos giroscópicos
que, ~~también por medio de contactos eléctricos, un~~
~~giroscopo~~ fundados en la tendencia de los giroscopos
a mantener ~~constante~~ invariable la dirección de su
eje, hacen que uno de estos, colocado en rotación en
el aeroplano, establezca diferentes contactos eléctricos
según el ~~aeroplano~~ avión se incline a un costado o a
otro, o hacia delante o atrás, haciendo funcionar ~~de~~
un motor que obra sobre los mandos correspondientes
en el sentido conveniente. Este sistema tiene

la ventaja de poderse aplicar a todas las clases de estabilidad pero es perturbador en los virajes y evoluciones rapidas del aeroplano por lo que algunas veces se emplea en combinacion con el anterior.

De todos modos ninguno de los procedimientos de estabilizadores automaticos ha llegado a generalizarse por la ~~gran~~ complicacion que todos ellos tienen y porque los pilotos siempre confian mas en su propio mando que en ~~confiar~~ encomendar la estabilidad y el equilibrio del aeroplano a un mecanismo nada sencillo cuyo funcionamiento puede fallar ocasionando una accidente, y que, ^{en funcionamiento} ~~de todos modos~~ ~~perfectamente~~, no llegan a resolver por completo el problema en todos los casos. Solamente en los grandes aeroplanos, en que el mando prolongado puede ser ~~parte~~ fatigoso, se emplea con alguna frecuencia la estabilidad automatica.

Partes del aeroplano:

Organos de mando.

Sostenido el aeroplano establemente en la atmosfera, ^{que esté dotado} hace falta ~~dotado~~ de organos mediante los cuales pueda el piloto no solamente dirigir su movimiento en cualquiera de las direcciones del espacio, sino corregir su posición con relación a los tres ejes a que nos referimos en el capítulo anterior, ^{ayudando a} ~~esta~~ estabilidad propia ~~en fuerza~~ ~~suficiente~~, y aún llevarlo a adoptar cualquiera otra posición, fuera de las correctas del vuelo, si en algun caso fuera conveniente.

Para dirigir al aeroplano lateralmente basta con hacerlo girar alrededor del eje vertical hasta que su cabeza esté en la dirección deseada, para hacerlo subir o bajar es

necesario aumentar o disminuir la reaccion sustentadora con relacion al peso, lo cual se consigue aumentando o disminuyendo, dentro de ciertos límites, el ángulo de ataque, o sea encabritando o picando el aeroplano, lo que es un giro alrededor del eje transversal horizontal; por ~~lo~~ tanto, el mando en direccion del movimiento se puede obtener ~~por medio~~ si se consigue el mando en posicion del aeroplano con relacion a sus tres ejes, aunque no debe olvidarse que ambos son distintos y que el primero solo es un ~~un~~ efecto que, en ciertas condiciones, se origina del segundo.

Los organos de mando, ~~por lo tanto~~, ^{segun esto,} se reducirán a los necesarios para que el piloto pueda, a voluntad, hacer girar al aeroplano alrededor de ~~los~~ ^{sus} tres ejes que nos representamos trazados por un centro de gravedad.

- X longitudinal, normal y transversal, que, ~~mandos~~ durante el vuelo horizontal, ~~deben coincidir~~ ^{deben coincidir} con la dirección del viento relativo de la marcha, con la vertical y con la dirección horizontal perpendicular a los anteriores. De este modo, los ~~seis~~ ^{tres} órganos de mando serán de tres clases: mando longitudinal o de altura el que hace girar al aeroplano en el plano de los dos primeros ejes. o sea alrededor del tercero, mando de dirección el que lo orienta en el plano del primero y tercero o sea ~~de~~ ^{girando} girándolo alrededor del segundo, y mando lateral o transversal para ~~medi~~ ^{variar} en inclinación transversal en el plano de los dos últimos ejes alrededor del primero. Ya sabemos que el primero de los movimientos se llama cabeceo, encabrie-
- X

tando o picando segun que se aumente o disminuya el angulo de ataque, el segundo viraje constituye el viraje y el tercero el balanceo. Estos movimientos se pueden considerar referidos al viento relativo, ~~o~~ al horizonte o ~~a la posicio~~ al propio aeroplano, lo cual, aunque en el vuelo horizontal correcto es ~~un~~ equivalente, no lo es en los demas casos, como veremos en su lugar.

~~H~~ Para conseguir el mando longitudinal o de altura es necesario que el piloto pueda crear una fuerza de sentido que aplicada al aeroplano por fuera de su eje transversal le haga girar alrededor de este hasta ocupar la posicion deseada. Podria realizarse esto avanzando o retrocediendo el centro de gravedad mediante el movimiento longitudinal de una masa y

esto ya se realiza ~~en~~ ^{en} los grandes aeroplanos en que el equilibrio longitudinal se restablece o modifica variando la posición de los pasajeros o de los cargos que lleve el aeroplano, pero el modo mas eficaz y rápido es el de presentar a la acción del viento superficies situadas fuera del eje transversal y cuya colocación podría ser ~~arriba~~ por encima y por debajo, o por delante o por detrás de él.

X Si un plano ^{vertical} colocado de perfil sobre el aeroplano se le hace girar hasta colocarlo normal al viento, evidentemente originará una resistencia que hará encabitar al aeroplano, y lo ~~vice~~ contrario ocurrirá si el plano está por bajo ~~del~~ de él; por medio de estos dos planos, manobrables por el piloto se puede conseguir el man-

do longitudinal pero con el inconveniente de introducir una resistencia que, toda ella, se opone a la marcha del aeroplano sumándose a la resistencia al avance y disminuyendo el rendimiento aerodinámico. Por este razón no se usa este procedimiento, y en su lugar se emplea el de hacer girar ^{hacia arriba o hacia abajo,} ~~aumentando o disminuyendo~~ ~~el~~ ~~en~~ ~~un~~ ~~ángulo~~ ~~de ataque~~ a una superficie plana ^{horizontal} situada delante o detrás del centro de gravedad, que originará una reacción vertical ascendente o descendente. Las ventajas de este sistema sobre el anterior ^{son} ~~es~~ de que con una sola superficie se pueden conseguir los dos efectos, ~~y~~ ~~que~~ de que la resistencia al avance que introduce es ~~mucha~~ menor que la fuerza vertical ^{del centro de gravedad,} de mando que origina, y de que la distancia ^a ~~a~~ que se puede colocar esta superficie ~~no está~~ (o sea el brazo de palanca con que

X

actuará su fuerza) no está limitada por la altura del aeroplano o del tren de aterrizaje como en el caso anterior.

Esta superficie de mando recibe el nombre de equilibrador o timon de altura, y, puede ser, como hemos visto, anterior o posterior. Veamos las ventajas e inconvenientes de uno y otro.

X Supongamos un aeroplano, ^{en vuelo horizontal,} provisto de equilibrador anterior (fig. 126) que trata de subir; para ello tendrá que aumentar su ángulo de ataque, o sea levantar la ~~cabeza~~ proa haciendo que el equilibrador origine una reacción vertical ascendente que se producirá si se le encabite un cierto ángulo. Entonces nace la ~~reacción~~ resistencia R con su componente vertical R_z y la horizontal R_x que se sumará a la resistencia al avance general del aeroplano.

Segun un principio evidente de la Mecánica racional, podemos

siempre suponer que en un punto cualquiera de un sistema material existen aplicados dos fuerzas iguales y contrarias, sin que esta suposición modifique en nada ~~el estado del~~ las condiciones mecánicas del sistema. Así pues, podemos suponer que en el centro de gravedad g del aeroplano existen dos fuerzas $\underline{R'_2}$ y $\underline{R''_2}$ iguales y paralelas a la $\underline{R_2}$, pero una de ellas, la $\underline{R''_2}$, de sentido contrario, y el conjunto de las tres fuerzas $\underline{R_2}$, $\underline{R'_2}$ y $\underline{R''_2}$ producirá el mismo efecto que la $\underline{R_2}$ sola.

La $\underline{R_2}$ y la $\underline{R''_2}$ forman un par de fuerzas que tiende a hacer girar al aeroplano alrededor de un centro de gravedad encabitiéndolo con lo cual se aumentará el ángulo de ataque, y crecerá la sustentación y el aeroplano subirá como se desea, pero, además, la fuerza $\underline{R'_2}$ que queda es ascendente y se suma a la sustentación general del aeroplano, en el sentido

deseado aumentando la eficacia del mando. Veamos ahora lo que ocurre con el equilibrador posterior.

X En este caso, si se trata igualmente de ~~encabitar~~
 subir, ^(fig 127) para conseguir el encabitemiento del aeroplano,
 el equilibrador deberá inclinarse hacia abajo para originar una reacción descendente que baje la cola del aeroplano. La reacción R se descompondrá en los dos componentes R_x y R_z ~~la primera~~ horizontal y vertical; la primera se numerará a la resistencia al avance del aeroplano como en el caso anterior, y la segunda podrá componerse también con los dos R'_z y R''_z iguales y contrarios, que representemos aplicados al centro de gravedad, formándose el par R_z.R''_z que encabitará el aeroplano, como se desea, para aumentar su sustentación y subir, pero, la fuerza resistente R'_z, como

en este caso es descendente disminuyendo se restará de la sustentación del aeroplano disminuyendo la eficacia del mando. Por esta razón a igualdad de condiciones, el mando ~~del~~ ^{anterior} de altura del equilibrador ~~delantero~~ es más enérgico que el posterior, aunque para el mando de posición, o sea para el efecto de encabritar o picar, lo sean igualmente ambos.

A pesar del inconveniente señalados, el equilibrador posterior tiene ventajas sobre el anterior que le hacen preferible. En primer lugar, como el aeroplano tiene por detrás de su centro de gravedad más extensión que por delante, el ~~primer~~ equilibrador posterior puede colocarse fácilmente más lejos del centro de gravedad que el anterior, con lo que, aumentándose el brazo de palanca, puede disminuirse la reacción del aire sobre él conservándose el mismo

efecto, y siendo insignificante de poca consideracion el efecto contrario al ^{de altura} mando que la fuerza R'_2 origina en este caso. Ademas, segun hemos dicho en el capitulo anterior, para que el aeroplano tenga las condiciones de ~~velocidad~~ ^{convenientes} ~~necesarias~~ para su estabilidad longitudinal y de direccion, es necesario que haya por delante del centro de gravedad la menor cantidad de superficies posible, por lo que el equilibrador anterior es contrario a la estabilidad, y favorable el posterior.

Como se ha dicho tambien en el capitulo anterior, el equilibrador unas veces está aislado y actúa como plano de cola (siendo posterior) y otras veces ~~está~~ está unido a este teniendo su eje de giro en el borde posterior del plano de cola. En el caso de estar aislado suele tener su eje ~~hacia el terreno~~ distante del borde de ataque

X una cantidad un poco menor del tercio de su profundidad (fig 128) con lo cual se consigue que, actuando la reacción del aire a poca distancia del eje de giro pero siempre por detrás de él, el piloto experimente poca resistencia para mandarle sin dejar, sin embargo, de tender el equilibrador a colocarse en el lecho del viento, ~~con lo cual, el~~ y según el grado de esta tendencia, que no fatiga al piloto, puede este apreciar si el aeroplano al tacto si el aeroplano tiene o no la velocidad conveniente para conservar su sustentación y sus mandos. El equilibrador, montado de este modo, se dice que está compensado.

X También puede compensarse el equilibrador cuando está unido al plano de cola, (fig 129) haciendo que parte de su superficie sobresalga hacia delante del eje de giro y por los costados del plano fijo, debiendo evitarse igualmente que la can-

pensación ~~de~~ sea ~~excesiva~~ excesiva, sino lo suficiente para evitar la fatiga muscular del piloto dejándole la sensación del mando.

La forma del equilibrador suele ser plana, terminando en un borde de salida afilado para darle buenas condiciones de penetración aerodinámica. En los primitivos aeroplanos Wright ^(fig. 130) el equilibrador, que era ~~de~~ anterior, tenía forma plana cuando estaba en posición neutra o a la vía (o sea con ángulo de ataque nulo) pero estaba montado de tal modo que se encurvaba, tomando forma de ala, hacia arriba o hacia abajo, al ser accionado por el piloto; disposición ingeniosa que en los ~~estabiliz~~ equilibradores posteriores unidos al plano fijo, que son los de uso corriente, no tiene ya aplicación.

El máximo mando del equilibrador es cuando toma un

X ángulo de ataque de 30° . A partir de este ángulo, la componente ^{útil} R_z disminuye aumentando la ~~Ra~~ perjudicial R_x por lo cual conviene limitar su carrera hasta los 30° a un lado y otro de la horizontal.

(fig. 131)

X Los equilibradores ^{suelen estar} constituidos por una serie de costillos ^{de madera o aleación de aluminio,} ~~unidos por un larguero~~ entrelazados por abrazaderas al eje, y ^{unidos por un cerquillo por un tubo en el borde de salida y} ~~unidos por una pieza transversal o larguero~~ ^{proximo al eje,} ~~que los costillos,~~ al cual se fijan unas manguetas por arriba y por abajo en cuyos extremos, bien directamente o bien pasando por ~~una ranura~~ un arco ~~de~~ ^{de} ~~acanalado~~ ^{de} se unen los cables de mandos, de acero y generalmente dobles en cada costado para aumentar la seguridad de esta parte tan esencial en el aeroplano. La disposición en forma de arco tiene por objeto hacer constante el brazo de palanca

X con que actúa la tracción del cable. Estos se unen por el
 (mando de arriba) con eje en su extremo inferior (fig. 132),
 otro extremo a la palanca de mando, sobre la cual actúa
 el piloto directamente moviéndola con la mano de delante
 a atrás y a la inversa, produciendo en el primer movimiento
 el encabritamiento del aeroplano (picado del equilibrador pos-
 terior) y lo contrario en el segundo. Este mando ha sido casi
 universalmente empleado en todos los sistemas de aeroplanos.

X Todo lo dicho con referencia al mando de altura
 puede aplicarse al de dirección, con solo ~~se~~ sustituir
 X los conceptos de subir y bajar, por los de ir a la derecha
 X o a la izquierda, y ~~de igual modo se demostraría que se~~
~~se trata de dirigirse hacia la izquierda y el equilibra-~~
 dor por el timón de dirección, e igualmente se
 X demostraría ^{la posibilidad e inconvenientes de conseguir este mando por planos}
~~que el timón delantero antes colocado~~
 laterales presentándose normal al viento el del costado hacia donde se quiera volar

y que un timon de dirección colocado ~~pusiera~~ ^{original,} (240)
delante del aeroplano, cuando es accionado para producir
el movimiento de este hacia uno ^{de los} ~~cientos~~ costados, ~~origina una~~
^{par $R_y'' R_y$} ~~fuera~~ que hace virar al aeroplano en el sentido deseado,
y además una fuerza transversal ^{R_y'} que tiende a arrastrarlo
~~en el mismo sentido lateralmente en el mismo sentido,~~
mientras que el timon posterior, produciendo el mismo
par, crea su ~~fuera~~ reacción R_y' contraria al movimiento
que se trata de conseguir (figs. 133 y 134)

Si el aeroplano tiene muy concentradas sus masas
(o sea escaso momento de inercia), ~~presentará poca resis-~~
tencia de inercia para girar con relación a la que
experimente para iniciar un movimiento ~~o desplazamiento~~
rectilíneo, y en este caso el efecto de arrastre ~~o derrape~~
lateral, o derrape, de la reacción R_y' no será notable,
sobre todo si el brazo de palanca del timon es bas-

tante grande; pero si ocurre lo contrario, o sea si el momento de inercia del aeroplano, o resistencia de inercia al giro, es muy grande con relacion a su masa, como ocurrirá si estos están muy ~~reparados~~ separados del centro, el efecto de la reaccion R_y se hará notar y el aeroplano,

X bajo el mando del timon posterior, derrapará primero y

X despues virará en sentido contrario, dando lugar al movimiento

llamado vuelta de pera (fig. 135) a pesar de este inconveniente,

y por las mismas razones ya explicadas, el timon de

direccion posterior es preferible al anterior.

X Su forma, constitucion, montaje ^{unido} ~~con relacion~~ al

plano de deriva, o solo, y compensacion ^(figs. 136 y 137) ~~es analoga~~

son analogas a lo dicho para el equilibrador, notan-

mente hay que tener en cuenta que su posicion ^{debe ser} ~~es~~ en

en mayor extension, por encima del cuerpo del aeroplano,
 para favorecer la estabilidad transversal y que los
 cables de mando, segun el sistema universalmente empleado hoy, van a parar a una palanca horizontal de
pedales, horizontal giratoria alrededor de un centro,
 en cuyos extremos se apoyan los pies del piloto, quien
 para virar hacia un costado empuja el pedal correspondiente
 del mismo lado (fig. 138)

En algunos aeroplanos antiguos de tipo antiguo
 se ha usado para el mando de direccion la misma
palanca de mando de altura, movida lateralmente
 con la mano (Nieuport), o un volante de direccion,
 analogo al de los automoviles, montado en ella (Curtiss),
 etc., pero estos procedimientos ya han sido abandonados.

El mando transversal del aeroplano puede ser conseguido por medio de un plano vertical colocado sobre las alas y que ~~se~~ gire alrededor de un eje también vertical para producir una reacción lateral que incline al aeroplano en el sentido deseado (Barrou), pero este sistema, aunque tiene la ventaja de dar siempre mando positivo, es poco energético por su corto brazo de palanca.

Por esta razón se usa el procedimiento de aumentar el ángulo de ataque del cordado de las alas que se quiere levantar y disminuir el opuesto, bien ^{modificando} ~~procurando~~ la curvatura del ala, siendo estas flexibles, (alabeo) ^{fig. 139,} bien dotando a estos de una parte móvil en ~~la~~ la parte posterior de sus extremos ~~laleta~~ ^(alergones) que pueden girar alrededor de un eje por el cual se unen al resto del

^{alerones}
 ala fija. Estos ~~alates~~ pueden estar también compensa-
 dos por una prolongación lateral y hacia delante de su
 eje, teniendo en cuenta en ello lo ya dicho respecto a
 la compensación de los otros mandos (fig. ~~140~~ ¹⁴⁰ y 141)

Este sistema es el comúnmente empleado, a pesar
 de tener ^{varios} ~~los~~ inconvenientes: uno es que solo proporciona
 mandos positivos cuando el ángulo de ataque de las alas
 no es próximo al de máxima sustentación, pues si en estas
 condiciones se le aumenta ^{por un costado,} por el alabeo o por la inclinación
 de los ^{alerones} ~~alates~~, la sustentación de él disminuirá en vez de
 aumentar y el mando quedará indiferente o invertido;
 además, ~~empleado con ángulo de ataque grande,~~ ^{el alerón} la ~~alate~~
 que desciende origina un aumento de resistencia al avance
 (arrastre de ~~alate~~ ^{alavón}) ^{el} ^(fig. 142)
 considerable, y una disminución ~~de~~ que asciende, resultando

X de esto un por que trata de hacer virar al aeroplano hacia el lado que se quiere elevar (que es lo contrario de lo que se debe hacer para evitar el ^{resbalamiento} ~~desarreglo~~ que la inclinacion lateral del aeroplano puede ocasionar) aumentandose al mismo tiempo la velocidad relativa del ala que se trata de hacer descender por el movimiento de viraje iniciado, lo cual aumenta su sustentacion en perjuicio del mando lateral. Por ultimo, ^{los alerones} ~~las alerones~~ quiebran la regularidad de la superficie del ala, disminuyendo su rendimiento.

X Para ^{aminorar} ~~evitar~~ ~~to~~ el primero de estos inconvenientes se puede emplear el procedimiento de dejar una ranura (Handley-Page) entre el eje del ^{aleron} ~~la alerona~~ y el borde posterior del ala ^(fig. 143) ~~para~~ en forma conveniente para que, entrando por ella una corriente de aire que barre el ~~del~~ ^{aleron} dorso del ~~la alerona~~ de remolinos, aumente ~~su sustentacion~~ el

valor del ángulo de ataque que da mayor sustentación (procedimiento que también puede utilizarse en la unión del equilibrador con el plano fijo de cola) ~~y para corregir el~~

~~misma defecto~~ Para corregir el segundo de los defectos

~~o sea para evitar el arrastre,~~

~~citados,~~ se han empleado ^{alerones} ~~aleros~~ relevados con lo cual

tanto ~~de~~ que se eleva como ~~de~~ que desciende aumentan la resistencia al avance sin originar por que haga virar al aeroplano, ~~pero~~ aumentando al mismo tiempo la estabilidad propia del ala por resultar con doble curvatura, o sea formando V ~~transversal~~ ^{longitudinal}, pero con este sistema el rendimiento aerodinámico disminuye considerablemente.

Otro procedimiento consiste en dejar a ambos ^{alerones} ~~aleros~~ en libertad de ~~seguir~~ estar en el lecho del viento, actuando el mando solo en variar la inclinación relativa entre los

dos (La Cierva) elevándose uno para recibir el aire por su dorso y descendiendo ^{el} otro para ~~para~~ recibirlo por su cara inferior, pero siempre conservándose el plano medio en la dirección del viento. Este procedimiento parece reunir ~~mejores~~ ^{mayores} ventajas con el solo inconveniente de la complicación introducida en la transmisión del mando, y ha de dejar libre el movimiento del conjunto de los ^{alerones} ~~alates~~ de los dos costados.

Análoga ~~abe~~ a la del equilibrador es la constitución de los ^{alerones} ~~alates~~, y su forma es la conveniente para completar, con la parte fija, la forma del ala. En algunos aeroplanos se usan ^{alerones} ~~alates~~ planos independientes de los alos y situados entre ellos. En otros, la compensación de los alates unidos a los alos, se efectúa por un pequeño plano fijo al ^{alerón} ~~alate~~ y colocado sobre ^{el (plano compensador),} ~~este~~ cuya reacción en el viento, ayuda a (pasando por delante del eje de giro)

vencer la resistencia del ^{alero} ~~exte~~ a aumentar su ángulo de ataque.

El mando se transmite por cables unidos al extremo de las mancuetas, y que pasando por poleas, o por intermedio de palancas acodadas, por el interior del ala, se unen a la palanca de mando de modo que esta actúe sobre ellos cuando se mueva ~~hacia~~ lateralmente, ~~haci~~ tratando de hacer descender el costado del aeroplano hacia el cual se inclina, según el sistema de mando hoy universalmente empleado. ^(fig. 146) En los grandes aeroplanos el movimiento se hace por un volante en lugar de por el ~~movimi~~ giro ~~hacia~~ hacia los lados de la palanca, lo que es menos fatigoso para el piloto.

~~En algunos aeroplanos antiguos se efectuaba el mando lateral por medio de otra palanca distinta de la del longitudinal (Wright), por pedales (Nieuport) o por una palanca en que apoyaba el piloto su codo (Curtiss). Pero~~

X Si se emplea el sistema de alabes, cuyo inconveniente es la menor solidez del ala aunque proporciona la ventaja de no quebrar su superficie, el armazon de largueros y costillos debe ser deformable, para lo cual estas deben dejar juego suficiente para permitir que los largueros, o por lo menos el posterior, puedan subir o bajar girando alrededor de su union con el cuerpo del aeroplano. Los cables de arriostamiento ~~en el~~ exterior, superiores e inferiores, que sujetan a los largueros móviles, pasan por poleas o se unen a palancas acodadas que transmiten su tension a la palanca de mando. (fig. 147)

Tanto en este como en el volante, y aun en la palanca de pedales, debe evitarse el empleo del acero y del hierro por la perturbacion magnetica ^{variable segun su posicion,} que originan en

la brújula que, para estar a la vista del piloto, deberá estar en la proximidad de estos órganos, prefiriéndose para ellos la madera, el duraluminio, el latón y demás materiales no magnéticos.

En algunos aeroplanos antiguos se efectuaba el mando lateral por medio de otra palanca distinta de la empleada para el longitudinal (Wright), por pedales (Niemyort), por un ~~un~~ respaldo móvil lateralmente en que el piloto apoyaba su espalda (Curtiss), etc.

XII.

Capítulo decimo segundo.

Partes del aeroplano:Sistema motopropulsor.

Al moverse el aeroplano dentro del aire, la resistencia que este crea sobre él, y que, por su componente vertical equilibra al peso, tiene siempre una cierta componente en dirección opuesta a aquella en que el aeroplano se mueve con relación al aire, es decir, que el viento relativo ~~de la marcha~~ que al marchar recibe el aeroplano siempre tiene tendencia a arrastrarle con él, y para que esto no suceda es necesario dotar al aeroplano de una fuerza que le impulse en la dirección de su movimiento, y que sea igual y contraria a la resistencia al avance que experimenta en el aire.

Esta fuerza H de propulsión ^(fig. 148) que ha de ser igual

a la resistencia al avance del aeroplano R_x , aplicada a un cuerpo que se mueve en su direccion con la velocidad v , representará una potencia util $P_u = H v$ que habria de proporcionar un motor instalado en el aeroplano.

Ocorre pensar si no obtendriamos un ahorro de propulsion, y, por lo tanto, en potencia ~~motriz~~ del motor, haciendo que la fuerza H , en vez de ~~ser~~ actuar en la direccion del movimiento, ~~to~~ estuviese algo ~~inclinada~~ inclinada hacia arriba, puesto que de este modo ayudaria a la sustentacion del peso del aeroplano, y, efectivamente, para un cierto angulo de elevacion de la propulsion ^{H} ~~se obtiene~~ ~~que es igual~~ con relacion a la horizontal, que es igual al que forma la ~~el~~ ~~en~~ ~~que depende del peso de la potencia aerodinamica del~~ resistencia del aire R con la vertical, ~~del~~ ~~aeroplano y de la intensidad de la fuerza de propulsion dis-~~

~~permite~~, se obtiene la mínima potencia necesaria en el motor. Después veremos por qué causa no se emplea este ángulo de elevación ~~de α~~ en la propulsión de los aeroplanos.

El sistema moto-propulsor necesario para suministrar la potencia útil representada por el vuelo del aeroplano, y para ~~transformar esta~~ obtener de esta potencia una fuerza que compense la resistencia al avance, constará, por lo tanto, de dos partes: el motor y el propulsor.

El motor ha de reunir las condiciones de tener la mayor potencia máxima, o sea la mayor potencia por unidad de peso, ~~a una~~ cantidad inversa a la de su peso por caballo; pequeño consumo por unidad de trabajo

que se mide en gramos por caballo-hora; seguridad de funcionamiento; escaso volumen; ~~ten~~ y otros menos importantes.

~~En los primeros vuelos realizados, que siempre eran de corta duración, la cualidad más importante era la primera, o sea la potencia motriz, puesto que ello permitía emplear un motor lo más ligero posible que, reduciendo el peso muerto del aeroplano permitía reducir sus dimensiones, aumentar su velocidad horizontal o ascensional, o su capacidad de carga, K_a ; pero, a medida que los vuelos sin escala van siendo de mayor duración, se va dando mayor importancia a las segunda y tercera de las cualidades señaladas, o sea menor consumo~~

La potencia desarrollada por el motor multiplicada por el tiempo que esté en funcionamiento, representa un trabajo, o sea una cantidad de energía que hay que sacar de un depósito o acumulador de ella que se transporte en el aeroplano. A medida que el motor ~~va funcionando~~, ~~consume~~ funciona, va consumiendo la energía almacenada en el depósito ~~hasta agotarlo~~ en cuyo momento no pudiéndose continuar el vuelo una vez agotada.

Los acumuladores de energía representan un peso tanto mayor cuanto mayor sea la cantidad de energía almacenada así es que de modo que, dividiendo esta cantidad, expresada en Kilogrametros del trabajo que representa, por ~~su~~ ^{Kilogramos} ~~el~~ peso del acumulador, en Kilos, se obtendrá un cociente, que ~~medirá~~ representará la capacidad del acumulador por unidad de peso, y que estará medido en

metros representando una longitud que indica la altura a que el acumulador podría elevarse gastando su propia energía.

Existen distintas clases de acumuladores de energía: ~~meca~~^{elásti-}
~~cos~~^{cos} ~~meca~~ (muelles, gomas, etc.), aire comprimido, ^{caloríficos,} de fuerza viva
 (volantes), eléctricos, explosivos y combustibles. El peso
 de ellos está constituido no solo por el de la materia
 que acumula la energía sino por el depósito en que
 está contenida, que en algún caso, como en el aire compri-
 mido, es el más importante.

La capacidad ^{máxima} de cada uno de estos sistemas de acumu-
 ledores, medida en metros, como se ha dicho, es la siguiente:
 para los elásticos (caucho) 300, para ~~el aire~~ los de aire com-
 primido (a 1000 atmósferas) 7000, para los de fuerza viva ^(volantes) 5000, para
 los caloríficos (carbon a 2000° centígrados) 260000, para ^{de acero}

los eléctricos 11000 , para los explosivos (nitroglicerina) 6000, y para los combustibles (gasolina) 4.675000 . La máxima capacidad la realizan, ~~los~~ como se ve, los combustibles, y entre ellos los exencios de petróleo o gasolinas, que ~~la tienen~~ desarrollan por unidad de peso una cantidad de energía muy superior a la de los mas poderosos explosivos, lo cual se explica porque estos tienen en si todo lo necesario para el desarrollo de su energía, mientras que los combustibles, solamente en union con el oxígeno del aire es como la pueden desarrollar, necesitando la gasolina, ~~una~~ para quemarse, un peso de aire 19 veces mayor que el suyo. Como el aeroplano necesariamente ha de volar en el aire puede tomar del ambiente el peso necesario para que un combustible que se lleve

por su combustión,
a bordo desarrollo toda la energía de que es capaz. Por esta
razón y por ser los motores de combustión los que permiten
una construcción mas ligera por unidad de potencia, o sea
mayor potencia mecánica, son estos los universalmente
empleados en la Aviación.

La energía almacenada en un combustible también
puede medirse por calorías, <sup>(cantidad de calor necesario para elevar un grado la temperatura
de un litro de agua)</sup>, puesto que el calor no es
mas que una manifestación de la energía, como el tra-
? bajo, y, como cada caloría equivale a 425 Kilogrametros,
cada kilo de gasolina puede desarrollar 11000 calorías.
Este número se llama potencia calorífica del combustible
y lo designamos en nuestra notación con la letra j.

En los motores de combustión, ~~Motores de explosión,~~
que se usan en los aeroplanos, ^{de combustible} ~~la gasolina que proviene~~
(fig. 149)

el líquido combustible que proviene del depósito (gasolina,
 benzol, etc.) se vaporiza y mezcla ^{en el carburador} con ~~una~~ cantidad de aire
 proporcionada para producir la combustión completa, la
 es aspirada ^{a través de} por una válvula de admisión a,
~~mezcla es comprimida en~~ una cámara llamada de explosión,
 donde es comprimida y después,
 donde, mediante una chispa eléctrica que salta entre los
 puntos de una bujía por la corriente creada por una magneto,
 se produce ~~la combustión~~ el encendido de ^{esta} mezcla, que
 por el grado de compresión en que se encuentra y por el contacto
 íntimo a que han llegado ^{en ella} el aire y el combustible, tiene los
 caracteres de una explosión, ~~que~~ desarrollando la energía
 almacenada, en forma de calor, que al aumentar la presión
 de los gases engendrados obliga a estos a empujar un em-
bolo que cierra la cámara de explosión, el cual, moviendo
 por un cilindro, transmite su movimiento por medio de

una biela al eje acodado o cigüeñal. Disponiendo varios cilindros que actúen alternativamente sobre el mismo cigüeñal, se obtiene el movimiento ~~continuo~~ de rotación continua de este que obliga a moverse a los émbolos para aspirar y comprimir nuevos volúmenes, y para expulsar los gases quemados a la atmósfera, por la válvula de escape, una vez produciéndose la explosión de aquellos.

De este modo, la energía calorífica desarrollada por la combustión de la mezcla se transforma, por medio del motor, en energía mecánica de rotación del cigüeñal, pero, desgraciadamente, ~~no toda~~ parte de aquella se pierde por enfriamiento de las paredes de los cilindros y cámaras de explosión, otra muy importante se va a la atmósfera con los gases del escape cuya temperatura es muy

elevada, otra parte de la energía se consume en rozamiento
 de los diferentes ejes en movimientos, otra se absorbe en
 las piezas oscilantes, otra se emplea en los mecanismos
 auxiliares del motor como mando de ^{la maquinaria} válvulas, bombas
 de alimentación de combustible, de circulación de aceite
 para el engrase de los ejes, de circulación de agua
 para el enfriamiento de las paredes del motor haciéndola
 pasar por el radiador donde pierde su calor al contacto con
 la superficie de este sometida a la ventilación del viento de
 la marcha, ~~mando de~~ resultando que de los 425 kilo-
 grametros que debería proporcionar en energía útil cada
 caloría desarrollada por la combustión solo se aprovecha
 una tercera parte escasa, disipándose en pura pérdida
^{mas de} las dos terceras partes ~~aproximadamente~~ de la potencia
 energía total del combustible.

La relación entre la energía aprovechada y la total desarrollada en un motor, se llama su rendimiento térmico, y lo representamos por la letra η (eta).

Para ~~mejorar~~ obtener las mejores condiciones aerodinámicas del vuelo y con una potencia dada, así como para poder transportar el máximo de carga útil, es necesario que el peso total que represente el sistema moto-propulsor y el ~~de~~ ~~peso de combustible~~ depósito de energía (combustible) sea el mínimo y esto se conseguirá ~~si~~ por el empleo de ^{motores} ~~aeroplanos~~ de la máxima potencia máxima, ~~y~~ y de máximo rendimiento, ~~y de~~ térmico, y de combustibles de la máxima potencia calorífica. Estos últimos ya sabemos que son las esencias de petróleo y el benzol, pero aquellas condiciones suelen ser antagónicas pues el máximo rendimiento de un motor exige una disposición especial en sus piezas que

es incompatible con el minimum de peso de estos, así pues hay que elegir entre la potencia máxima y el rendimiento. Con una potencia máxima de 3 kilos por caballo hay motores que ~~se pueden~~ realizan un rendimiento representado por 180 gramos de combustible por caballo hora, en cambio, ~~con~~ los motores de ~~disminuyendo~~ potencia máxima ^{igual a} 1 kilo por caballo, el ~~rendimiento~~ ^{consumo} ~~suele~~ ^{minimo} ser de 250 gramos por caballo-hora, de lo que se deduce que ~~en~~ aquellos serán preferibles a estos cuando se hayan de realizar vuelos de mas de 29 horas de duración, sin contar con que la extrema ligereza de los piezas de un motor hace mas probables las averias en ~~los~~ el funcionamiento prolongado.

Es necesario ahora obtener, por medio de la potencia disponible, una fuerza de ~~propulsión~~ ^{tracción} que

contrarresta la resistencia al avance del aeroplano, y ya sabemos que, si la velocidad de este es v , y la potencia ~~otida~~ al freno del motor es P_f , la fuerza obtenida ~~de~~ no podrá ser superior a P_f/v . La obtención de esta fuerza es la unión del propulsor y la relación entre la propulsión H obtenida y el máximo P_f/v , o sea Hv/P_f es el rendimiento ρ (ro) del propulsor.

El modo mas económico es el de rechazar hacia atrás una cantidad del aire ambiente, ^{lo} que originará una reacción ~~en~~ hacia adelante en la superficie que le empuja que podrá ser utilizada como propulsión. Un plano normal ^{en velocidad v'} moviéndose hacia atrás empuja al aire en este sentido y recibe una reacción propulsora H gastando una potencia igual a Hv' , luego, por unidad de potencia dará una ~~propulsión~~ ^{propulsión} igual a $\frac{H}{Hv'} = \frac{1}{v'}$ que será su rendimiento, ~~de~~ $\frac{1}{v'}$, de propulsión. Si en vez de ser un plano normal, es una

lelo a la direccin de la avorcha, lo que constituye la hélice que ya hemos estudiado.

Vemos que el rendimiento de propulsi3n de ellas es inversamente proporcional a la velocidad tangencial v' lo que parece indicar ^{a igualdad de diámetro,} que es preferible el empleo de grandes hélices hélices anchas ~~severi~~ de anchos palos, moviéndose lentamente, a los de ~~anchos~~ contrarias condic-
iones, pero esto no es ~~exacto~~ ^{verdad} mas que hasta cierto punto porque, si la velocidad de rotaci3n es ~~peque~~ la pala es demasiado pequeña el ~~peso,~~ ^{de la hélice,} que es igual a su inclinaci3n con relaci3n al giro, o angulo de ataque de posici3n, tendrá que ser muy grande y la componente tan-
gencial de la resistencia que habrá de vencer el motor será demasiado grande. ~~de~~

El ~~por~~ motor necesario para en el que se imprime a la hélice el movimiento de rotaci3n, que llamamos M se mide dévise por la fórmula: ~~$M = \frac{P}{\omega}$~~ $M = \frac{2250}{\pi} \frac{P}{\omega}$

obteniendo el P por motor M en kilogrametros, si la potencia P del motor se mide en caballos y la velocidad de rotación ω (omega) en revoluciones por minuto, como se hace convenientemente. (267)

El eje inclinado hacia arriba sería mas eficaz, no solo por contribuir a la sustentación sino por el mayor rendimiento que, hemos dicho, suelen dar las hélices cuando trabajan en ~~ase~~ viento oblicuo a su eje, pero no suele emplearse porque la desigual acción del aire en las distintas posiciones de los palos al girar produciría vibraciones en ellos que pueden comprometer su resistencia.

La posición del propulsor en el aeroplano tiene que ser la necesaria para que su eje pase por el centro de gravedad de él, y de no realizarse esta condición, que pase por debajo mejor que por encima, pues de este modo, al pararse el motor el aeroplano tendría tendencia a picar evitando la pérdida de velocidad que se originaría en caso contrario.

Puede colocarse la hélice delante del motor o detrás de él, en el primer caso se llama tractora y en el segundo propulsora. La primera disposición tiene mas facil montaje en los aeroplanos por no estorbarle el cuerpo o fuselaje de él, además baria parte de las alas en el viento proyectado dando mayor sustentación y la dificultad de salida de este viento, que se ha considerado como inconveniente no lo es tanto pues, esta misma dificultad, aunque crea una contragresión en ~~de~~ las superficies del aeroplano donde choca el viento, aumenta algo ~~la~~ el esfuerzo de propulsión obtenido.

Los aeroplanos pueden ser monomotores, bimotores, trimotores o polimotores, segun el numero de ellos, con sus

correspondientes hélices, que tengan. Hasta ahora no se ^{uele} emplear la disposición de varios motores para una hélice ni de varias hélices para un motor (excepto en el primer aeroplano Wright cuyo motor movía dos hélices por transmisión de cadena) por no perder la ventaja del acoplamiento directo del núcleo de la hélice al ~~bujido~~ motor.

X Dos motores con sus hélices pueden estar montados
 X en un aeroplano, lateralmente o en tandem. La primera disposición es de mayor rendimiento pero tiene el inconveniente de quedar descentrada la propulsión en el caso de pararse un motor, tendiendo el aeroplano a virar a un costado lo que dificulta y hace peligrosa su maniobra.

X Dos hélices en tandem se accionan mutuamente, principalmente la ~~por~~ anterior sobre la posterior. Si giran en el mismo sentido, la posterior debe tener mayor ~~grasa~~ ^o ~~mas~~ ^{mayor} ~~velocidad~~ ^{velocidad} que la primera por trabajar en viento de mas velocidad y además girando en el mismo sentido, y ~~los experimentos realizados en el Laboratorio Aerodinámico de Eiffel, en Paris, han dado el resultado indicado en la figura~~

Si las hélices en tandem giran en sentido contrario, puede utilizarse igual perfil (o sea hélice simétrica) e igual ~~mas~~ ^{misma} número de revoluciones, sin pérdida importante de rendimiento con relación a otras formas y velocidades. Esto tiene la ventaja de poder seguirse utilizando uno de los motores con su hélice si el otro se para, en igualdad de condiciones, aunque perdiendo rendimiento puesto que, al

disminuir la propulsión, disminuiría la velocidad del aeroplano y la forma de la hélice (que está determinada por ella) ya no será la adecuada.

Para conseguir que una hélice pueda adaptar su forma a las diferentes velocidades que pueda tener el aeroplano, dando siempre el máximo rendimiento, se han empleado hélices de paso ~~variable~~ reglable ~~por~~ ~~el piloto~~, que tienen sus pales giratorias sobre el núcleo pudiéndose variar su ángulo de ataque por una transmisión mandada por el piloto.

~~La construcción de la hélice~~ Las hélices suelen ser de madera o metálicas. Los primeros se construyen en una serie de ^(fig. 150) chapas, o reengueros, recortados de la forma conveniente,

^{encolar}
 que se superponen como los varillos de un abanico con cerrado,
 cepillando los bordes hasta darles la superficie continua
 conveniente, la cual se determina por plantillos (chapas
 recortados con el perfil exterior de los dos conos a distintas
 distancias del eje). Alisados los superficies se ~~barnizan~~
~~o ebanizan o enden~~ entelan, barnizan o lacan, prote-
 giendo sus extremos y parte del borde de ataque por
 medio de un blindaje metálico para evitar se deteriore
 si ~~q~~ al girar recibe polvo o piedras pequeñas, agua
 o granizo.

La hélice debe quedar perfectamente equilibrada con
 relación a su eje, no solo en totalidad sino en cada una
 de las secciones, pues hay que tener en cuenta que un
 desequilibrio de 10 gramos-metro (aviso equivalente al
 producido por un peso de 10 gramos a un ~~q~~ metro del eje)

(273)
produce un desequilibrio en la fuerza centrífuga de ambos
palos, ~~igual a~~ cuando gira a 1500 revoluciones por minuto,
igual a 25 Kgs. y esta fuerza crece proporcionalmente
al desequilibrio y al cuadrado de la velocidad de giro.

La madera empleada debe ser de la mejor calidad
y resistencia, desprovista de nudos, pues la fuerza cen-
trífuga ~~en una hélice~~ de cada pala en una hélice ordi-
naria de 16 Kgs. de peso y de 1500 r.p.m. alcanza a
20 toneladas y la rotura de una pala en el aire dejaría
a la otra sacudiendo al aeroplano con ~~la fuerza de 20~~
esta fuerza girando 25 veces por segundo, lo que es
más que suficiente para destruirlo.

Las hélices metálicas, de acero, ~~aleación~~ aleaciones de
aluminio (duraluminio) o de magnesio (magnalio, elektron)
pueden tener mayor finura aerodinámica que los de

~~La altura del eje de la hélice sobre el suelo~~ El
diámetro de la hélice debe ser tal que, estando el aeronave
plano en tierra con la cola levantada en posición de
vuelo. si es tractor, o apoyada en el suelo si es propulsor,
el extremo de la hélice no pase al girar a menos de
20 centímetros del ~~terreno~~ suelo,

poner un elemento elastico (chopo de caucho), para evitar
 que la trepidacion producida por el se transmita al resto
 del aeroplano, y especialmente a las tuberías (general-
 mente de cobre) que conducen la gasolina desde los depósitos,
 los cuales deben estar provistos de uniones elasticas para
 evitar su rotura por esta causa. Los depósitos de gaso-
 lina, ^(fig. 150) de latón o aluminio, deben estar colocados próxi-
 mos al centro de gravedad del aeroplano para que al
 consumirse su contenido no se altere el equilibrio. En
 el caso de ser largos deben estar divididos interiormente
 por tabiques transversales que, ~~aunque no~~ ^{Los depósitos inferiores al} ~~no~~ ^{superiores por su peso (depósitos}
 las oscilaciones longitudinales del líquido ^{inferiores por su peso (depósitos}
^{motor envían la gasolina a presión o aspirada por una bomba y los superiores el funcionamiento del}
^{de gravedad). Siempre debe haber un depósito de gravedad (motor) y} ^{de gravedad). Siempre debe haber un depósito de gravedad (motor) y} ^{de gravedad). Siempre debe haber un depósito de gravedad (motor) y}
 En los aviones de guerra, estos depósitos pueden ser
 lanzables por el piloto en caso de incendio, y deben estar
 protegidos por una cubierta de caucho que evita se

x escape e incendie el combustible al ser perforados por un proyectil.

Las bombas que dan presión a los depósitos inferiores, o que aspiran la gasolina de ellos, están movidas por un molinete accionado por la velocidad del viento relativo.

XIII

Capítulo decimotercero.

Tren de ^{partida} lanzamiento y aterrizaje.

La sustentación necesaria para equilibrar el peso del aeroplano y permitir el vuelo, solo se obtiene cuando ^{aquel} ~~el aeroplano~~ ha adquirido la velocidad relativa con el aire capaz de originar esta sustentación; para que el aeroplano, en tierra y en reposo, pueda volar, es necesario, por ~~lo~~ tanto, que adquiera esta velocidad corriendo por el suelo bien lanzado o por efecto de un propio propulsor que es el procedimiento comunmente empleado. Hay, pues, que dotarlo de un montaje que le permita correr por tierra con la menor resistencia posible, tanto de rozamientos

como por parte del aire, para que en el menor recorrido pueda alcanzar la velocidad necesaria.

Al mismo tiempo, para que el aeroplano pueda pasar desde su velocidad de vuelo hasta el reposo en tierra en el menor espacio posible, es necesario tambien dotarle de un sistema que le permita rodar pero frenando su movimiento todo cuanto sea compatible con la seguridad del aterri-zaje.

Esta doble misi3n es la del tren de ^{partida} lanzamiento y aterri-zaje, o simplemente tren de aterri-zaje.

Para facilitar el movimiento sobre la superficie del terreno, este tren ha de estar provisto de ruedas situadas bajo el centro de gravedad y un poco por

X

delante de él, cuando el aeroplano está en su posición de mínima resistencia al avance, que será la mas favorable para ~~el vuelo~~ rodar en la pista. En efecto, al rodar sobre el ^(horizontal y compacto) ~~buen~~ terreno ^(fig. 154) que suelen constituir tener los aerodromos, el eje de las ruedas experimenta una resistencia de rodamiento que es ^{igual} ~~proporcional~~ al peso ~~que es~~ G que carga sobre él multiplicado por un cierto coeficiente de rozamiento Ψ (psi) que en este caso suele valer $1/50$; es decir, que la resistencia a rodar será 50 veces inferior al peso que carga sobre las ruedas. Como el suelo ejerce sobre las llantas una reacción ^{vertical}, (que la rueda transmite al eje) igual al peso G y de sentido contrario, esta reacción compuesta con la

resistencia horizontal al rodamiento, produce un resultante inclinada, que es la reaccion total que el suelo transmite al aeroplano por intermedio del tren de aterrizaje, reaccion ^{que} ~~de~~ deberá pasar por el centro de gravedad para no destruir el equilibrio de las demás fuerzas, pues si pasara por delante de él, el ~~av~~ aeroplano apoyaria su cola en el suelo y no tendria facilidad para rodar, y si pasara por detras originaria un par que tenderia a volcarlo hacia delante (capotar)

El equilibrio se consigue cuando el eje de las ruedas está adelantado con relacion al centro de gravedad una distancia igual a $2/\Psi$, siendo 2 la altura de este sobre aquél, o sea, en este caso, 50 veces menor que esta.

En el aterrizaje se presenta el problema inverso, puesto que será conveniente frenar todo lo posible el movimiento. Esto se podría conseguir sustituyendo el rozamiento rodando de las ruedas por el ^{rozamiento} resbalando sobre patines, para lo cual habría que levantar las ruedas (lo que complica la construcción del tren quitándole solidez y aumentando su peso), o abandonarlas al partir como en el primitivo aeroplano Wright, lo que impide partir de nuevo en los aerodromos, o frenarlos, solución ~~barriga~~ también inaceptable porque aumentando considerablemente con el frenado la resistencia horizontal del suelo, la reacción de este pasaría muy por debajo del centro de gravedad y se produciría el capotaje.

La solución de este problema, hasta ahora convenientemente aceptada, es la de aprovecharse de la diferente inclinación que tiene el aeroplano en la partida y en el aterrizaje para que partes de él frenen el movimiento en este y no lo estorben en ~~la~~ ~~parte~~ ~~a~~ ~~que~~ ~~ella~~. En la partida, ya hemos dicho, que el aeroplano debe correr con el ángulo de ataque de mínima resistencia al avance, o sea muy picado, con la cola levantada, mientras que en el aterrizaje conviene que presente la mayor resistencia al avance para que el mismo aire frena su movimiento, o sea encubitado y con la cola baja, que puede rozar en el suelo mediante una pieza llamada patin de cola. El rozamiento de este con el suelo

pena el movimiento durante el aterrizaje y no puede hacer capotar al aeroplano porque al ~~entonces~~ iniciar este ~~el~~ en inclinacion hacia delante cesaria el contacto del patin en el suelo y desapareceria la causa.

Como el terreno de partida y o de aterrizaje no siempre es liso, y esta ultima maniobra da lugar a choques con el suelo, ~~es~~ es necesario que el tren de aterrizaje este dotado de elementos elasticos que los absorban para que el aeroplano no sufra en su reglaje ni en la solidez de sus piezas.

Las condiciones que se suelen exigir al sistema elastico, o amortiguador, del tren de aterrizaje son:

a) que pueda absorber la energía desarrollada por el aeroplano cayendo verticalmente desde una altura de 50 centímetros, b) que al absorber esta energía no desarrolle reacciones superiores a 5 veces el peso del aeroplano y c) que sea lento ~~en recuperarse~~ de recuperación, o sea que no recoja bruscamente su forma, lo que produciría el rebote del aeroplano.

La energía desarrollada por el aeroplano cayendo desde 50 centímetros será igual al producto de su peso $\underline{G}$ por la altura, o sea $\underline{0,50 \times G}$ kilográmetros, si $\underline{G}$ está medido en kilogramos. Esta energía ha de ser absorbida por la deformación elástica del tren sin que esta origine una fuerza superior a $\underline{5G}$, y si suponemos que las fuerzas elásticas del tren son proporcional

les a las deformaciones $\frac{e}{2}$, empezando por cero y llegando hasta $5G$, la fuerza elástica media será $2,5G$, y el producto de esta por la deformación $\frac{e}{2}$ será el trabajo elástico desarrollado que ha de igualar a la energía de la caída del aeroplano absorbiéndola. Así tendremos

$$2,5 G e = 0,50 G \dots e = 0,20$$

luego, las condiciones señaladas exigen que si la deformación del tren es perfectamente elástica, debe tener un recorrido de 20 centímetros. Si la fuerza elástica del amortiguador fuera constante e igual a $5G$, en lugar de comenzar por cero, la deformación podría reducirse a 10 centímetros, y en la práctica ocurre el caso intermedio pues para comenzar a deformarse el tren, la tensión de sus ligaduras elásticas exige una fuerza que no llega a cinco

veces el peso pero que es bastante considerable.

~~Las partes que constituyen~~. El tren de aterrizaje debe ~~tener~~ permitir también cierta elasticidad para el movimiento lateral de los ruedas y para su orientación, porque el choque con el suelo puede algunas veces ser oblicuo, bien porque el aeroplano al llegar a él no esté horizontal, bien porque el suelo esté inclinado, o bien porque ~~se mueva~~ aquel se mueva transversalmente por deriva o ~~por desdrape~~ (con viento lateral) o por desdrape (resbalando lateralmente en el aire).

Las partes que constituyen el tren de aterrizaje (fig. 155) son las ruedas, amortiguadores, arzones y patines. Las ruedas han de ser ligeras y resistentes, con radios generalmente de acero, dobles y con mayor inclinación

X

con relación al eje los exteriores; provistos de neumáticos
 gruesos cuya elasticidad se suma a la de los amorti-
 guadores del tren. En los aeroplanos destinados a hacer
 gran velocidad, los ruedas suelen tener sus radios cu-
 biertos por una tela o chapa de aluminio a cada lado.

X

Suelen ser ~~general~~ dos, aunque en los grandes aero-
 planos algunos veces se ponen ~~sus~~ dos traves de
 aterrizaje, uno en cada costado. Algunos aeroplanos
 tienen cuatro ruedas, dos ~~que~~ en la situación ya dicha
 y otras dos delante para impedir el capotaje y permir-
 tir el frenado de ellos durante el aterrizaje, pero esto
 complica al tren aumentando su peso y resistencia al
 avance.

El eje de las ruedas puede ser común a ambas o

independiente para cada una de ellas. En ambos casos es de acero y está unido al armazon por el intermedio de los amortiguadores que le permiten su movimiento ~~de~~ ~~alto a bajo~~ vertical y algo lateral.

Los amortiguadores suelen ser ~~gomas~~ cordones de caucho (sandows) ya estirados, en los que se ata el eje al ^{armazon} ~~sopORTE~~, muelles de acero encerrados en tubos verticales y, para evitar la recuperacion rapida, X se emplea el sistema oleo, o sea cilindros llenos de aceite que un embolo hace pasar de un lado a otro originando una resistencia a la recuperacion que no impide re efectue totalmente aunque en lentitud.

El armazon está constituido por montantes y * puentes, y anclamientos destinados a resistir las fuerzas elásticas que los amortiguadores transmiten por

un intermedio al resto del aeroplano. Los materiales empleados suelen ser la madera o el duraluminio en tubos fuselados para las piezas que trabajan por compresión y los cables, cintos e hilos de acero para los tirantes.

~~Los patines~~ Generalmente los aeroplanos no ^(fig. 156) suelen llevar unos patines que el de cola, destinado a rozar contra el suelo, frenando el movimiento, y al mismo tiempo a proteger a la cola del choque con el terreno. Consiste en una palanca ^{inclinada hacia atrás,} generalmente
 X de madera, que termina en una zapaleta de acero, que es la que roza en el suelo, y montada en su unión a la parte inferior de la cola, con intermedio elástico de cordones de caucho que la permitan girar en cualquier

sentido, de modo que absorba el choque que reciba en el terreno y no lo transmite a la cola. En algunos aeroplanos, este patin está ~~unido~~ unido al mando del timon de direccion para que, por su rozamiento con el suelo al rodar, contribuya a dar direccion al aeroplano ^{en tierra}. Lo que, cuando la velocidad es escasa o sopla viento de espaldas, se consigue dificilmente, ~~en solo~~

X ~~En~~ Tambien hay en otros aeroplanos patines ^{entre} delante o ~~debajo~~ ^(fig. 157) las ruedas, fijos al armazon, destinados ^{proteger la hélice y} a rozar con el suelo cuando el choque sea muy violento o cuando el ~~aparat~~ aeroplano se incline demasiado hacia delante, frenándolos o impidiendo el cabezote, para lo cual el patin delantero termina algunos veces en una parte ensanchada o cuchera que no pueda clavarre en el suelo. Estos patines son de

dudosa eficacia y, generalmente, cuando llegan a tocar al suelo y deben cumplir su misión, ya el accidente es irremediable.

X Por último, para evitar que si vuelca o se inclina transversalmente al aeroplano, puedan tocar los extremos de las alas en el suelo y deteriorarse, van estos protegidos en algunos aeroplanos por unos semiares de madera flexible.

Borquille y sistema de enlace.

El aeroplano, ya dotado de todos los órganos necesarios para el vuelo, la partida y el aterrizaje, necesita proporcionar alojamiento al piloto y a los demás tripulantes, y además estar dotado de una estructura que enlace unos con otros los diferentes partes.

(fig. 158)
En la borquille destinada para el personal, estará el asiento del piloto, generalmente al descubierto aunque protegido del viento de la marcha, y del proyectado por la hélice ~~en la~~ si esta es tractora, por un vidrio inclinado, o placa de mica,

(parabrisas), teniendo al alcance de su mano la palanca de mando, los ~~dos~~ manecillos ~~para el mando~~ y llaves para el mando del ~~gas~~ combustible, aire, magneto del motor y de arranque, aceite y demás ~~son~~ partes accesorias del motor, así como el volante de reglaje del plano de cola, ~~Así~~ en los aeroplanos que lo permitan. Los pies del piloto estarán apoyados en ~~la~~ la palanca de pedales y el asiento deberá estar provisto de un cinturón de seguridad, fácilmente soltable en caso de accidente, que impida al piloto ser arrojado fuera de él en las maniobras bruscas y en viento muy agitado. El visor del piloto debe ~~estar~~ ~~además~~ permitirle una buena visibilidad del terreno y del ~~horizontal~~ cielo sobre todo ^{por delante} ~~ante~~ y por debajo de él para la elección del sitio de aterrizaje; un pequeño espejo

convexo situado ante su vista le permite observar el cielo por detrás de él sin tener que volver la cabeza.

Los observadores deben tener su sitio próximo al del piloto y, de todos modos, unidos a él por comunicación telefónica. Su espacio debe ser mas amplio para permitir su movimiento, y la instalación y manejo de cámaras fotográficas, aparatos radiotelegráficos, instrumentos de navegación, etc. y la observación en todos sentidos. En los aeroplanos militares, el bombardero y ametrallador han de tener su colocación con buena visibilidad, amplitud para el manejo del aparato de puntería y lanzabombos, y en un montaje para la ametralladora que permita apuntarla en elevación y dirección, en todos

las posiciones sin presentar resistencia a su movimiento.
 Para esto el sitio del ametrallador suele ser circular
 X y a su borde se adapta el montaje de la ametralladora
 que consiste en un arco ^{horizontal} por donde resbalan los ejes de
 otro semicírculo de tubo de acero en el cual está montada
 la ametralladora, compensando su peso con unos tensores
 de caucho. Este semicírculo puede variar su inclinación
 y correr por el arco a voluntad del ametrallador permiti-
 tiendo, sin esfuerzo, la puntería en cualquier dirección.

Los aeroplanos de transporte de pasajeros suelen estar
 dotados de una cabina cerrada, en los aviones para ellos,
 que los preserva de la acción del viento de la marcha y de
 los salpicaduras de grasa del motor. Su colocación debe
 estar ~~lo~~ próxima al centro de gravedad para que la des-
 igual carga de los pasajeros y sus movimientos no alteren

el equilibrio del aeroplano, y además para que las oscilaciones de este ~~sea~~ ^{les} origen ~~en~~ las menores ~~movien~~ ^{mo} lentas.

Los materiales empleados han de ser los mas ligeros, para toda clase de asientos, las paredes suelen ser de madera contrachapada o chapa de aluminio, los cristales del sistema triplex que al romperse no originan fragmentos peligrosos, y, como ya se ha dicho, en las proximidades del piloto y del observador encargado de la ~~rot~~ derrota no debe existir ninguna pieza de hierro o acero que perturbe la orientación magnética de las brújulas.

La bodega y los demás partes del aeroplano se unen por un sistema de enlace que está constituido principalmente por el cuerpo o fuselaje ~~del aeroplano~~.

que, generalmente, comprende al motor y a la borquilla
 y soporta las alas y une todos estos partes a los planos
 de cola y timones.

X En los aeroplanos ~~monomotores~~ tractores, el fuselaje
 adopta la forma mas currentilinea posible, ^(fig. 158) siendo de
 seccion rectangular, ~~triangular~~ trapezoidal, circular o eliptica,
 en disminucion hacia la cola donde acaba en arista vertical,
 que suele ser el eje del timon, o algunas veces horizontal,
 eje del equilibrador.

X Su constitucion es de largueros de madera o duraluminio
 unidos con montantes de igual material, con cuadernos de
 chapa, para darle la forma de la seccion, con jiriquillos
 longitudinales entre ellos. El armazon se recubre con
 tela barnizada como las alas, chapa de madera contrachapada
 o de aluminio, que pueda contribuir a la resistencia.

X Se ha usado, alguna vez, en los aeroplanos bimotores, dos fuselajes sosteniendo un solo plano de cola en equilibrio y dos timones de dirección. Esta disposición, llamada dos colas, no se ha generalizado por su mayor resistencia al avance y dificultades ~~pa~~ que presenta para el aterrizaje con su doble tren y dobles patines de cola.

X En los aeroplanos propulsores monomotores, el fuselaje tiene que ser sustituido por un armazón de largueros y montantes que unan los alas a la cola dejando espacio suficiente para la hélice. Esta disposición va siendo cada vez mas raramente empleada.

• Todos los piezas de enlace ~~que~~ descubiertas al viento y que se presentan normalmente a él, como son los montantes de alas y tren, etc., deben tener la forma

currentilíneas, redondeadas por delante y apiladas hacia
 atrás ^(fig. 160) con lo cual la resistencia al avance ^{puede} ~~se~~ ^{reducen} casi
 a la décima parte de la que tendrían siendo de sección
 circular o cuadrada. En los tirantes normales al

- X viento se emplea también la cinta de acero puleada,
 en sustitución de los cuerdos de piñón, o cables de acero;
- X ~~así~~ o la unión de dos cables o cuerdos de piñón, una detrás de
 la otra, unidos por una pieza de madera que dé al conjunto
 forma parecida a la currentilínea. También se ha ensayado
 adaptar a los cables de una ~~se~~ pieza de madera que forme
- X propa apilada tras él, pero ~~en~~ estos paliativos, en los
 tirantes, no son de gran eficacia porque, por no quedar
 bien orientados al viento relativo (principalmente en la
 parte perturbada por la hélice) o por entrar en vibración,

D

su resistencia al avance es poco inferior practicamente a la de los cables ~~solos~~ aislados, ~~Estos~~ que, aunque de mayor seccion que los cuerdos de piano a igualdad de resistencia mecanica, presentan sobre ellos la ^{además de su flexibilidad} ventaja ^{que} que si han sufrido oxidacion se rompen sus hilos exteriores acusando la averia, mientras que ~~en~~ los cuerdos de piano pueden estar oxidados profundamente, con peligro de romperse, sin que se note ~~desde~~ a la vista ni su superficie está sucia o pintada.

X

Para evitar la vibracion de los tirantes, se les ata en los puntos de cruce, y si hay dos en la misma linea longitudinal, se les une por una varilla. (fig. 161)

En los aeroplanos muy rápidos, es conveniente suprimir los tirantes, sobre todo los normales o casi normales al viento, y sustituirlos por montantes o piers bien fuselados que, por trabajar ^{doblemente} a extension y compresion, pueden ser en menor número, reduciendo la resistencia al

avance aunque la ~~misma~~ superficie presentada al viento sea mucho mayor.

Partes auxiliares.

Un aeroplano en vuelo necesita, además de sus piezas esenciales que ya hemos indicado, ~~y del~~ los instrumentos de navegación y del ^{motor} ~~a bordo~~ ^{como son:} ~~el~~ altímetro, brújula, indicador de velocidad, inclinómetro, indicador de pilotaje, derivómetro, ~~manómetros e indica~~ cuenta revoluciones, manómetro, indicador de nivel, ^{termómetro,} generador de energía para la calefacción, alumbrado y radiotelegrafía, ^{extintor de incendios,} ~~vehículos de oxígeno,~~ etc. Vamos a describirlos rápidamente pues su estudio detallado no es propio de estas aplicaciones de la Aerodinámica a la aviación.

(Fig. 163)

X El altímetro es un barómetro en que, conociéndose la

ley en que decrece la presión atmosférica con la altura a que se navega, tiene una graduación de alturas en la cual la aguja marca la que el aeroplano tiene en cada momento. La ^(fig. 163) brújula, en que la aguja magnética

- X marca la dirección del norte, afectada del ángulo de declinación, debe reunir la condición de ser aperiódica, esto es que separada la aguja 45° de la ~~dirección norte~~ dirección, la recupere sin oscilar. Su compensación ha de hacerse viendo a qué dirección real del aeroplano corresponde cada uno de los rumbos que marque y haciendo la tabla de corrección, y esto debe realizarse ^{en tierra pero} con el motor en marcha para que la perturbación original por la magnetos actúe como ~~en vuelo~~ durante el vuelo.

X El indicador de velocidad ^{o taquímetro (fig. 164)} consiste en un tubo de Pitot, o de Venturi que transmite la presión del viento relativo a un manómetro graduado en ~~las~~ velocidades de este.

X Para medir las inclinaciones longitudinales o transversales del aeroplano, ~~en relación al horizonte~~, se usa el inclinómetro ^(fig. 165), que no es mas que un nivel de liquido, de burbujas o de una esferita de acero que corre en un tubo curvo. La inclinación marcada es la relativa a la vertical determinada por la gravedad, o a la vertical aparente influida por la fuerza centrífuga en los virajes, o por la de inercia en los movimientos acelerados y retardados.

X El indicador de pilotaje ^(fig. 166) marca la inclinación verdadera del aeroplano en relación al horizonte, por medio de un giroscopio ~~que~~ horizontal que se mantiene en rotación bien eléctricamente o por la corriente de aire recogido por un tubo de Pitot. Si la inclinación marcada por los dos aparatos anteriores es ^{cero} ~~igual~~, el aeroplano marcha en línea recta y en posición ^{transversal} correcta, si el indicador marca inclinación y el

inclinómetro no, el aeroplano ^{sin inclinarse correctamente} ~~vira correctamente~~ y si el
aquel no marca inclinación y este sí el viraje se efectúa
con la inclinación correcta. (303)

X El derivómetro ^(fig 167) sirve para, observando la dirección
aparente en que se mueve el suelo con relación al aeroplano
deducir si se navega o no en viento lateral que origine
deriva y la cuantía de esta. Algunos aparatos de esta clase,
además de determinar la deriva permiten trazar gráficamente
el triángulo de las velocidades del viento, del aeroplano
en el aire y del aeroplano con relación al suelo que es la
que se busca; en este caso se llaman ~~de~~ navígrafos. (fig 168)

X El cuenta revoluciones ^(fig 169) indica el número de vueltas
que la hélice da por minuto, bien por fuerza centrífuga
de unos pesos giratorios dentro de él en movimiento transmitido
por el motor, o bien por un mecanismo de relojería en com-

X fijación con el de rotación del motor (Tell)

(fig. 170) para circular
 El manómetro marca la presión del aceite ~~de~~
 por las tuberías de engrase, o del
~~combustible~~ en un depósito; y el primero da idea de si

X su fluidez ~~hace disminuirse se conserva en su~~ es la conveniente y el segundo si la presión se conserva la presión necesaria para que el combustible llegue al motor o a los depósitos superiores, de gravedad o aspiración. La

X cantidad de combustible o graso disponible se marca por medio de un indicador de nivel, ^(fig. 171) mandado por un flotador. El termómetro indica la temperatura del agua de refrigeración, ~~transmitida por la dilatación de un líquido~~ ^(fig. 172)

Para los trajes de calefacción eléctrica de los tripulantes, así como para las luces de situación y faros iluminadores del aeroplano en los vuelos nocturnos, y para la radiotelegrafía, es necesario llevar un generador de energía que puede ser, o bien un acumulador eléctrico, o una dinamo accionada

X por el motor o por un molinete movido por el viento relativo de la marcha del aeroplano. ^(fig. 179) El medio mas económico en energía es el segundo pero tiene el inconveniente de que al pararse el motor cesa la corriente precisamente cuando mas falta hace el alumbrado en los vuelos nocturnos, para el aterrizaje, y el auxilio de la telegrafía sin hilos para dar cuenta del descenso. Por esta razón se prefiere el tercero que además permite una instalación mas cómoda. Se emplean algunos molinetes automáticamente regulables, cuyas palas (algunas veces son de una sola pala) aumentan o varían su ángulo de ataque segun la velocidad que toman de manera que lo hacen exceder de un cierto valor de régimen.

X Se emplean tambien instalaciones fijas y automáticas para la extinción de incendios en el momento de pro-

X

decirse que, por la dilatación de una sustancia por efecto del calor del fuego, o al quemarse en la flama ~~creada~~ producida, acciona en las válvulas de un recipiente lleno de un líquido ignífugo que se proyecta inmediatamente en el punto donde haya nacido el incendio, ^{principal} ~~principal~~ ^{de estos extintores, (fig. 174),} mente en el carburador. La instalación se aplica en los puntos donde mas probablemente pueda producirse una flama o una chispa.

Funcionamiento del aeroplano.

Descritos las formas y disposiciones de ~~cada~~
~~una~~ de las partes que constituyen el aeroplano, de modo
que ~~se~~ puedan cumplir, con la mayor eficiencia, la misión
de cada una de ellas, estudiaremos, a continuación, un
modo de actuar en ~~cada~~ los diferentes fases del vuelo.

Partida.

Como ya se ha dicho, el aeroplano necesita ^{para poder volar} ~~tenen~~, ~~en~~
~~relacion al aire~~, una cierta velocidad mínima necesaria
con relación al aire, que le proporcione una sustentación
igual a su peso; y la maniobra para que el aeroplano
alcance en tierra esta velocidad es la que constituye la

partida. Esto se puede hacer mediante fuerzas exteriores, lo que constituye el lanzamiento, o por los medios propios del aeroplano.

X El primer procedimiento se empleó en los primeros ^(fig. 175) aviones del aeroplano Wright, el cual, montado en un tren de partida que quedaba en tierra, era impulsado a correr por unos carriles por la caída de un peso que, al descender desde lo alto de un pilon, tiraba de un cable que, pasando por un sistema de poleas, iba a unirse a la parte delantera del tren de partida. Este procedimiento ya no se emplea, y únicamente para la partida de los aeroplanos en el reducido espacio de la cubierta de un buque puede ser utilizable el lanzamiento.

miento, ~~de~~ aunque empleando otra fuerza exterior de mas cómodo empleo, como la del aire comprimido.

Estudiaremos en mas detalle el caso corriente, o sea, la partida mediante la propulsión propia del aeroplano, suponiendo, en primer lugar, que se efectúa en aire en calma y en terreno horizontal.

Las fuerzas que intervienen ^{durante el rodamiento por el suelo,} en este caso son: el peso, la resistencia del aire, la reacción del suelo, la propulsión, el par motor y las fuerzas de inercia.

X El primero $\underline{G}$, es constante, vertical hacia abajo y aplicado al centro de gravedad $\underline{g}$.

La resistencia del aire $\underline{R} = k s v^2$, tiene dos componentes: sustentación $\underline{R}_2 = k_2 s v^2$, y resistencia al avance $\underline{R}_x = k_x s v^2$. Varía

creciendo en el cuadrado de la velocidad $\underline{v}$ que va tomando el aeroplano, y segun el ángulo de ataque que tenga al correr. Su direccion es ascendente y hacia atrás y su punto de aplicacion el centro de presiones, cuya posicion varia tambien con el ángulo de ataque y con el mando del equilibrador, pudiendo conseguirse, mediante éste, hacer pasar constantemente a esta fuerza por el centro de gravedad.

La reaccion del suelo, ~~es~~ $\underline{R'}$, es ascendente e igualmente inclinada hacia atrás, aplicada al eje de los ruedas y, si el tren de aterrizaje esta correctamente situado, debe pasar tambien por el centro de gravedad. Su componente vertical $\underline{R'_z}$ es igual al peso

G disminuido en la sustentación R₂, y su componente horizontal R_x es aproximadamente 50 veces menor.

X La propulsión ~~pasada~~ H, puede considerarse como aproximadamente horizontal y pasando por el centro de gravedad. Es variable con la velocidad del aeroplano, ~~siendo~~ siendo máxima (o próxima al máximo) ~~en el momento~~ ~~con velocidad~~ cuando el aeroplano está fijo, después disminuye aproximándose a la curva de puntos que representa la hipérbola de rendimiento constante, para anularse ~~para~~ al ~~hacer la velocidad~~ alcanzar la velocidad v un cierto valor ^{de los palos de la hélice en el viento que reciben} para el cual el ángulo de ataque ^{es tan pequeño} que no produce reacción axial del aire (fig. 177)

El par motor M es constante si suponemos también constantes la potencia P del motor y su número ^{ω (omega)} de

revoluciones por minuto, ~~Generalmente~~ ~~se hacen~~ durante
 el rodamiento del aeroplano en tierra. Generalmente
 tanto ~~u como~~ ~~el~~ motor, en punto fijo, da menos revo-
 luciones y menos potencia que en vuelo, porque el gran
 ángulo de ~~ex~~ ataque en que funciona la hélice le priva
 excesivamente, pero la diferencia es pequeña y podemos
 considerar el régimen del motor como constante. El por
 motor tiende a inclinarse al aeroplano en sentido contrario ^{giro} al movimiento
 de su hélice, ~~y queda compensado durante el rodamiento~~ ^{por un desigual apoyo de}
 Las fuerzas de inercia que hay que considerar en
 este caso son únicamente las correspondientes a la acelera-
 ción del movimiento ~~por~~ del aeroplano al caer por el
 suelo, que es igual a la ~~diferencia~~ resultante de las
 fuerzas que lo impulsan $H - R_x' - R_x$, de dirección
 contraria a la aceleración del movimiento, o sea horizontal
 y hacia atrás, y aplicada al centro de gravedad. El equili-
 brio dinámico del aeroplano en movimiento acelerado, quedará realizado cuando la

ambos ruedas en el suelo.

X resultante de todas las fuerzas que actúan sobre el, y que es igual y contraria a la fuerza de inercia, para por el centro de gravedad; si esto no ocurre la inercia formara un par en esta resultante que tenderá a encabritar si ^{está} para por debajo y que habrá que compensar con el equilibrador. (313)

Para que el aeroplano adquiriera lo más rápidamente posible, y en el menor camino reconocido, la velocidad necesaria para volar, es preciso que las resistencias que se oponen a su movimiento sean las mínimas de una suma mínima, así es que, desde luego hay que hacer que levante la cola lo antes posible para que deje de votar el patín de cola en el suelo y desaparezca este penado; para lo cual, al arrancar se deberá ^{empujar} tirar de la palanca de mando a fondo (~~palanca al pecho~~) para poner al equilibrador en la posición de mando máximo para picar.

Si el tren de aterrizaje no diere resistencia al rodamiento R'a, la posición más conveniente para

o a picar se gana por su camino,

al rodar,

el aeroplano sería de del ángulo de ataque que da ~~la~~ mínima resistencia al avance por parte del aire, puesto que esta sería la única fuerza opuesta al movimiento, pero, puesto que la resistencia al rodamiento R'_x depende de la carga vertical que soportan los ruedas, y esta disminuye si se aumenta la sustentación del aeroplano aumentando su ángulo de ataque, será conveniente aumentar este un poco por encima del de mínima resistencia al avance para reducir la del rodamiento, ~~sin aumentar~~ ~~un poco~~ y hacer que la suma de las dos ~~se minimice~~

$$R_x + R'_x = k_x s v^2 + \frac{1}{50} G / 50$$

$$R_x + R'_x = k_x s v^2 + G / 50 - k_z s v^2 / 50$$

sea mínima, lo que se verifica evidentemente cuando lo sea $k_x - k_z / 50$. Para ver el ángulo de ataque en que

esto ocurre, basta trazar por el origen O de la polar
aerodinámica de coeficientes del aeroplano, ^(fig. 128) una recta incli-
nada $1/50$ (o la inclinación ψ ^(por) que tenga con la vertical
la reacción del mulo sobre el eje de los ruedas) y el
ángulo de ataque correspondiente al punto P de la
polar mas próximo a la recta trazada, será el que
el aeroplano deberá tener al rodar. Se ve que este ángulo
ha de ser tanto mayor cuanto peor sea el terreno, o sea, mas grande el rodamiento.

Una vez que el aeroplano haya levantado la
cola y al alcanzar la posición deseada, se deberá
tirar de ~~enjuague~~ ^{movimiento} la palanca de mando gradualmente para
conseguir que el aeroplano continúe rodando en dicha
posición.

Al seguir el rodamiento, el movimiento del aeroplano

se irá acelerando, su velocidad v aumentando progresivamente, aunque cada vez mas lentamente, segun la ley que puede deducirse de la representacion gráfica de las variaciones en las diferentes fuerzas que intervienen.

X

Si en un sistema de ejes coordenados perpendiculares, representamos sobre el horizontal (abscisas) los valores de $\frac{1}{2}$ la velocidad v , y sobre el otro (ordenadas) los de las fuerzas horizontales que intervienen, tendremos, segun ^(fig 178) se ha dicho, la propulsión $\frac{1}{2}$ representada por la curva H ; la resistencia al avance originada por el aire, por la curva R_x que es una parábola; y la resistencia al rodamiento originada por el suelo, por la curva R'_x que es otra parábola invertida que avanza del punto ~~G/50~~ $G/50$ del eje de las fuerzas, o en general del punto

ΨG , siendo Ψ (psi), como sabemos, el coeficiente de rozamiento rodando. La suma de los dos últimos da la curva de la resistencia al avance total $R_x + R'_x$ que es una parábola.

En esta figura reconocemos ~~cuatro~~ tres puntos interesantes: el 1, intersección de la curva H con la $R_x + R'_x$, que marca la velocidad máxima que puede alcanzar el aeroplano por el motor puesto que, para ella se equilibra la fuerza de propulsión con la resistencia total al avance; el 2, intersección de la curva R'_x con el eje de las velocidades, en el que se anula la resistencia al rodamiento por ~~una~~ ~~que~~ equilibrarse el peso con la sustentación, y que corresponde a una velocidad que, alcanzada por el aeroplano rodando despegaría ~~auto~~ sin necesidad de maniobras para ello; y el 3, intersección de la curva H con el mismo

eje, en el cual se anula la propulsión de la hélice, y que marca la máxima velocidad que el aeroplano podría alcanzar aun suprimiendo todas las resistencias al avance.

X Si llamamos k'_2 al valor máximo del coeficiente de sustentación, correspondiente al punto más alto de la polar del ~~ala~~, ~~la~~ aeroplano, la velocidad ~~de~~ mínima para volar será la que haga $k'_2 s v^2 = G$, o sea $v_{\min}^* = \sqrt{\frac{G}{k'_2 s}}$. Si al alcanzar esta velocidad $v_{\min}$ rodando, por tierra, se tira bruscamente de la palanca encabritando al aeroplano hasta el ángulo de ataque correspondiente al máximo de ~~la~~ sustentación k'_2 , ~~de~~ este despegará, pero al quedar en el aire con el nuevo

ángulo de ataque recibirá una resistencia al avance $R_x = k'_x s v^3$, siendo k'_x el coeficiente de resistencia al avance correspondiente al máximo de k_z , que en general será muy grande, y la potencia necesaria para seguir volando ~~será P~~ en estas condiciones será $P'_x = k'_x s v^3$ que es posible sea superior a la del motor P reducida por el rendimiento ρ (ro) del propulsor a ρP . Si esto ocurre el motor será incapaz de seguir venciendo la resistencia al avance, la velocidad disminuirá por debajo de la mínima necesaria para el vuelo, y el aparato aeroplano vendrá a tierra.

Esta velocidad mínima de vuelo (sin tener en cuenta

potencia) es la velocidad suficiente para despegar, pero puede, como vemos, no serlo para volar.

Para evitar este accidente es necesario prolongar el rodamiento algo ~~o~~ mas para que, al tirar de la palanca y despegar, el aeroplano pueda sostenerse en el aire sin tener una posición tan encabritada que dé lugar a una resistencia al avance superior a la ~~tracción~~ propulsión que el motor pueda proporcionar.

~~En este caso se debe que la sustentación sea mayor a la resistencia al avance y que el ángulo de ataque no sea demasiado grande.~~

eje, es el ~~cond~~ se ~~anula~~ de ~~la~~ ~~proporcion~~ de la hélice
y ~~que~~ ~~max~~ la máxima velocidad que el aeroplano ~~pueda~~
~~alcanzar~~ ~~aun~~ ~~superando~~ ~~se~~ ~~todos~~ ~~los~~ ~~resistencia~~ ~~al~~
~~avance~~

X Si ~~eliminamos~~ ~~$R_{x_{max}}$~~ * Sabemos que la potencia
P del motor, multiplicada por ~~se~~ el rendimiento de la
hélice $\rho(r_0)$ equivale a la potencia útil del vuelo, que
es el producto de la resistencia al avance $R_x = k_x s v^2$
por la velocidad v , o sea que:

$$(1) \quad \rho P = k_x s v^3 \quad v = \sqrt[3]{\frac{\rho P}{k_x s}}$$

y que la sustentación $k_z s v^2$ ha de igualar al peso G :

$$(2) \quad G = k_z s v^2 \quad v = \sqrt{\frac{G}{k_z s}}$$

Si igualamos los dos valores de la velocidad v resulta:

$$\sqrt[3]{\frac{\rho P}{k_x s}} = \sqrt{\frac{G}{k_z s}} \quad \rho P = k_x s \left(\frac{G}{k_z s} \right)^{\frac{3}{2}} = \frac{k_x}{k_z^{\frac{3}{2}}} \sqrt{\frac{G^3}{s}}$$

Vemos que la mínima potencia indispensable para el vuelo, para sostener un peso G , es la que se desarrolla cuando el aeroplano vuela con un ángulo de ataque tal que ~~resulta~~ resulta mínima la fracción $\frac{k_x}{k_z^{3/2}}$, o máxima su inversa $\frac{k_z^{3/2}}{k_x}$, que es el coeficiente de calidad sustentadora del aeroplano, que representamos por la letra b .

El vuelo, en estas condiciones, se verificará ~~con la velocidad~~ con una cierta velocidad que es la de potencia mínima. Por último, dividiendo la ecuación (1) ~~q~~ ~~por la~~ por la (2), resulta: $v = \frac{\rho P}{G} \frac{k_z}{k_x}$ " pero $\frac{k_z}{k_x}$ es el rendimiento aerodinámico del aeroplano, que hemos llamado β (beta), y si damos a P el valor de la mayor potencia que pueda desarrollar el motor, obtendremos la velocidad mayor.

que el aeroplano podía alcanzar en vuelo horizontal.
~~punto en que una tangente recta trazada desde el ori-~~
~~gen es tangente a la polar, luego de q aquí deduc-~~
~~ciamos que el valor máximo de la velocidad la velo-~~
~~cidad máxima del aeroplano en vuelo sería:~~

$$\cancel{V_{max}} = \frac{P}{G} \sqrt{\frac{P}{P_{max}}}$$

Por lo tanto, pueden ocurrir varios casos: 1º
~~la potencia del motor es inferior a $\frac{P}{P_{max}} \sqrt{\frac{G^3}{S}}$ (potencia~~
~~mínima de motor mínima para el vuelo), pero~~
la potencia del motor es inferior a la necesaria para
adquirir volando la velocidad ~~de~~ mínima de vuelo, en
cuyo caso el aeroplano no puede despegar; 2º la
potencia del motor es superior a esta pero inferior a
la potencia mínima de vuelo, ~~el aeroplano~~ y el aero-

plano podrá despegar dando un salto pero no podrá continuar en el aire, o sea volar; 3º la potencia del motor es superior ~~de~~ a la de los dos anteriores, con lo que el aeroplano, encubriendo al rodar después de pasada la velocidad de potencia mínima, despegará y continuará volando; # 4º la potencia del motor es superior a la mínima de vuelo pero inferior a la necesaria para adquirir rodando la velocidad mínima de vuelo o la de vuelo de potencia mínima, en cuyos casos (que pueden presentarse rodando en mal terreno) el aeroplano no podrá despegar o podrá despegar y no podrá volar, aun teniendo potencia suficiente para el vuelo; # 5º el aeroplano alcanza rodando la velocidad 2 en que la sustentación se iguala con el peso, y despegará por si solo continuando en vuelo;

4º: la potencia del motor es superior a las dos anteriores
y a la ~~necesaria~~ correspondiente al vuelo con potencia
velocidad mínima, ~~en caso~~ caso de los aparatos con exceso
de potencia que una vez alcanzada la velocidad de des-
pegue pueden hacerlo continuando en vuelo;

y 7º: el aeroplano alcanza rodando una velocidad inferior a la anterior pero superior a la máxima de vuelo (lo que puede ocurrir rodando en muy buen terreno. cuando ~~la potencia~~ el aeroplano tiene buena penetración y poca sustentación) y en este caso el aeroplano, ~~sube~~ al despegar, sube bruscamente y pierde velocidad hasta reducirla a la del vuelo.

Durante el rodamiento, ^{el indicador de velocidad o, mejor,} la sensación del tacto del piloto sobre la palanca de mando le indicará, cuando ~~puede~~ tiene la velocidad suficiente para volar, en cuyo ~~caso~~ momento tirará bruscamente de la palanca hasta despegar, llevándola otra vez a una posición algo más picada al encontrarse en el aire para mantener el ángulo de ataque necesario para subir lo más rápidamente,

que es el mismo del vuelo a mínima potencia.

~~Pasa~~ Durante el rodamiento es necesario procurar, por medio del mando del timón ~~de~~ de dirección, (segundo algunas veces por el mando lateral) que el recorrido sea recto, corrigiendo instantáneamente cualquier intento de desviación que se inicie, pues si se le deja aumentar la desviación será mas difícil de corregir. # →

X Si el aeroplano, rodando por el suelo, llega a adquirir un movimiento de giro alrededor de un eje, la fuerza centrífuga que nacerá, aplicada a un ~~punto~~ centro de gravedad, tratará de arrastrar al aeroplano transversalmente hacia fuera del giro, arrastre que será impedido por el rozamiento lateral de las ruedas en el suelo, pero como el ~~contacto de estas~~ apoyo de estas

Hay que tener en cuenta que el mando del timon de direccion y del equilibrador actúan desde antes de arrancan a rodar el aeroplano por el efecto del viento que la hélice proyecta sobre ellos, mientras que el mando lateral solo funciona por el viento relativo de la marcha que tenga el aeroplano y es nulo o contrario si, ~~hay viento~~ durante el principio del rodamiento, hay viento de espaldas igual o superior a la velocidad que haya alcanzado el aeroplano corriendo por el suelo.

X El per motor origina, segun se ha dicho, un apoyo de un lado de los dos ruedas sobre el suelo, por lo que una de ellas tendrá mas resistencia al rodamiento que la ~~otra~~ otra, tendiendo el aeroplano a virar ~~hacia~~ al costado hacia donde el per motor trata de inclinar al aeroplano, o sea a la derecha si la hélice gira a izquierdas y reciprocamente. Esta tendencia es mas marcada en los aeroplanos provistos de tren de aterrizaje muy elástico transversalmente, porque al inclinarse hacia el costado por efecto del per motor hace que su peso gravite más sobre la rueda mas cargada.

esta por delante del centro de gravedad, nacerá de este movimiento 1.º un par que ~~de~~ tenderá a volcar al aeroplano hacia afuera y 2.º otro par que tratará de acelerar el giro iniciado por el aeroplano. El piloto tratará de corregir el giro por el mando del timon, pero puede suceder que este ~~sólo~~ solo baste, aun ~~no~~ actuando a fondo, a contrarrestar el efecto acelerador del último por citado, prolongándose indefinidamente el giro, sin que el piloto pueda corregirlo, si no para el motor y detiene al aeroplano. Este giro continuado, o muy rápido, recibe el nombre de caballito. (fig. 180)

Si el mando lateral origina un aumento de resistencia al avance en el costado del ala en que el ángulo

de ataque aumentan (o sea el que se trataría de hacer subir en el aire) puede agudizarse a la acción del timón de dirección con la del mando lateral para corregir las desviaciones rodando, o salir de un cabellito, llevando la palanca de mando hacia el mismo lado a que vira o tiende a virar el aeroplano, pues así nace en el ala de fuera una ^{arrastre de la aleta alerón,} resistencia al avance que la ~~tiene~~ ^{tiene} y un aumento de sustentación que evita el vuelco hacia afuera. # →

Si el terreno es ascendente, ^(fig 181) a la suma de las resistencias al avance habrá que agregar la componente del peso en la dirección contraria al movimiento y el gráfico de las fuerzas quedará análogo ^{a la de la fig 179} ~~al del~~ ^{fig 179} ~~caso anterior~~, con solo elevar la curva $R_x + R_x'$ en

✱ Si el terreno fuera muy blando, el rozamiento Ψ (psi) sería mas grande y la posición del aeroplano para rodar mas encabida segun ya se ~~ve~~ vio. Además hay que tener en cuenta en este caso no echar a fondo la palanca hacia delante hasta que el aeroplano haya comenzado a rodar porque, si los ruedas estan detenidas por el suelo y la cola recibe el viento de la hélice con el equilibrador en posición muy sustentadora, puede levantarse, sin avanzar el aeroplano, y capotar.

(329)
 una altura igual a la dicha componente del peso G ,
 que es igual a su producto por el seno del ángulo que α (alfa)
 forma el terreno con la horizontal $= G \sin \alpha$. lo cual
 acorta la velocidad máxima de rodamiento correspondiente
 al punto 1 pudiendo ~~desse el caso de~~ ^{ocurrir} que esta sea infe-
 rior a la velocidad mínima de vuelo, en cuyo caso será
 imposible el despegar. Lo contrario ocurre con terrenos

X descendente, ^(fig 182) en que la componente $G \sin \alpha$ se agrega
 a la propulsión, aumentando el valor de la velocidad
 X máxima de rodamiento y con ella la facilidad y ra-
 pidez para despegar, disminuyendo el tiempo empleado
 y el camino recorrido. Hay que tener en cuenta que en estos casos de
 terreno inclinado el peso que gravita sobre el terreno no es G sino su componente normal
 a la superficie del suelo $G \times \cos \alpha$, pero como la inclinación α es pequeña puede
~~Si el caso~~ Si, en lugar de en aire en calma, se
 trate de despegar con viento de frente de ~~un~~ velocidad

de $G \times \cos \alpha$, que la reacción normal al suelo no sea nula G .

velocidad $\underline{w}$, cuando el aeroplano adquiere una velocidad $\underline{v}$ en el suelo, tendrá con el aire la velocidad $\underline{v+w}$, y todo ocurrirá como en los casos anteriores siendo aplicables los mismos gráficos con solo ~~suponer~~ tener en cuenta que la velocidad en relación al suelo es $\underline{w}$ menor que la que indica el eje de velocidades. Esto facilita el ~~abstracción~~ la parte puesta que el aeroplano, al ^{inicio} ~~comienzo~~ su movimiento en el suelo, ya parte con una velocidad $\underline{w}$ relativa del aire ~~que~~ que se suma constantemente a la que vaya adquiriendo.

El tiempo empleado en rodar y el espacio recorrido se reducen rápidamente ^{si aumenta} ~~aumentando~~ la velocidad del viento, hasta reducirse a cero si esta velocidad fuera igual a la que necesita el aeroplano para

despegar ó para volar, y en este caso partirá el aeroplano verticalmente, sin rodar, desde el punto donde se le saltase. En el caso contrario, o sea de viento de espaldas, la partida se dificulta, no solamente porque la velocidad con que recibe el aire será menor que la que tiene al correr por el suelo, lo que le obligará a aumentar el tiempo en ~~despegar~~, el camino recorrido y la velocidad adquirida para despegar, sino que ~~que~~, rozando el viento de espaldas, los mandos ~~están~~ son menos enérgicos y pueden estar invertidos al avanzar si el viento fuera superior que el aire que rechara la hélice sobre los ~~mandos~~ timones, lo cual hace mas difícil el corregir los des-

X

X viaciones, que se ^{producen} ~~inician~~ con el peligro de que si se
 iniciase un movimiento de capotaje el viento de espal-
 das ayudaría a completarlo, al contrario de lo que ocurre
 con el viento de frente. Por este motivo es una mani-
 bra peligrosa, que se debe evitar, la partida con viento
 de espaldas.

X El viento lateral durante la partida ^(fig. 183) produce
 como ~~efecto~~ una doble tendencia a hacer virar al
 aeroplano por efecto de la acción directriz del plano
 de deriva, y a volcarlo lateralmente a sotavento
 por la estabilidad transversal de la alar y por la
sombra del cuerpo ~~sobre el~~ que quita sustentación en
 el ala de sotavento este costado. Este doble efecto aumenta

Desde la portada, a medida que aumenta la velocidad del aeroplano hasta un cierto momento de peligro mismo ~~se~~ a partir del cual, requiriendo aumentada la velocidad, disminuye la acción perturbadora por tenerse mano mas energica para corregirla y porque el viento relativo ~~se~~ va aproximando en su direccion al eje del aeroplano. En efecto, al marchar el aeroplano por el suelo, su velocidad $\underline{v}$ se compone en la ~~de~~ del viento $\underline{w}$ de contralo, originando una resultante $\underline{u}$ inclinada cuyo efecto para desviar y ~~volar~~ volcar al aeroplano será tanto mayor cuanto mayor sea su intensidad y su inclinación transversal. al principio la inclinación es grande pero la intensidad no lo

es tanto por actuar sobre el del viento, ~~cuando~~
~~aumenta~~ v ~~aumenta~~ u y cuando v es grande
la intensidad u tambien lo es pero su ~~angulo~~
inclinacion es pequena, disminuyendo la sombra
del cuerpo sobre el ala de sotavento; por este varon
el máximo de la accion perturbadora es para una
velocidad intermedia.

La maniobra del piloto que se vea obligado a
proteger con viento lateral (lo que es peligroso si
la ^{intensidad} ~~velocidad~~ es grande), será: 1.º al arrancar empujar
la palanca para levantar la cola, inclinándola al
lado del viento para impedir el vuelco a sotavento, y
apoyando el pie en el pedale del lado contrario para

evitar que el aeroplano se oriente al viento, (335

2.º una vez ~~se~~ obtenido el ángulo de ataque deseado
tirar de ~~enjuque~~ la palanca para mantenerlo, ~~llevarlo poco~~
~~a poco hacia el centro~~ y disminuyendo el enjuque en
el pie continuo a medida que aumenta la velocidad.
3.º si el mando lateral aumenta, la resistencia al
avance del ala cuyo ángulo de ataque aumenta, porque
en este caso, esta acción ~~hace~~ ^{puede bastar} para impedir que el
aeroplano se oriente al viento, 3.º llevar ^{poco a poco} suavemente
la palanca ^{lateralmente} al centro hasta tener la velocidad suficiente
para despegar, y 4.º tirar suavemente de la palanca para
despegar ~~para despegar~~ y ganar altura, enjuizando algo
el pedal del control por donde viene el viento para ponerse
en el aire contra él, ~~sin salirse de esta dirección para~~ ^{aprovechando los vientos, que luego veremos, que presenta la subida con}
~~algunas alturas~~ ¹⁸⁴ En la figura se indican gráficamente estas maniobras.
vientos en contra.

X tambien podremos deducirlo de la polar del aeroplano
 (fig 176 b)
 conociendo el de k_z que, para cada valor de $\underline{v}$, ya hemos
 determinado por la condicion del equilibrio vertical, luego
 si en el mismo gráfico, tomamos sobre cada valor de
~~de~~ la velocidad $\underline{v}$, el $\underline{k_x}$ que corresponde al ~~k_z~~ en la
 polar al $\underline{k_z}$ marcado en la curva del gráfico, obten-
 drems la nueva curva $\underline{k_x}$, y multiplicando ~~por~~ los valores
 de sus ordenadas por la superficie $\underline{S}$ y el cuadrado de la
 velocidad correspondiente a cada una $\underline{v}^2$, tendremos la
 nueva curva $\underline{R_x}$ que representa la resistencia al avance
 que, para cada velocidad, ~~presenta~~ presenta el aeroplano cuando
 su sustentacion es constante e igual al peso G . En esta
 curva, como en las de k_z y k_x , se marcan los ~~primeros~~ án-

gulos de ataque a que corresponden sus diferentes puntos.

El equilibrio horizontal se verificará en los puntos en que la curva Rx corte a la H, que generalmente serán dos: uno correspondiente a mayor velocidad y menor ángulo de ataque y ~~otro a menor velocidad~~ (primer régimen de vuelo) y otro a pequeña velocidad y posición muy encubierta (segundo régimen de vuelo) que prácticamente es inutilizable porque en él, la pequeña velocidad hace que los mandos sean débiles y además se presentan invertidos generalmente el lateral y el de altura, pues aunque el aeroplano pica y encubite obedeciendo al mando longitudinal de posición, al encubirse pierde sustentación y se descende y al pica la

gana y sube, o sea lo contrario del mando de altura.

También existe en este régimen de vuelo el peligro de originarse la autorrotación, y a ello tiende el por motor cuya intensidad es constante mientras la potencia y el número de revoluciones no varíe, cualquiera que sea la velocidad del aeroplano, disminuyendo ~~con ella~~ en cambio el mando lateral ~~con que el piloto~~ único medio con que cuenta el piloto para contrarrestarlo..

Si la curva H es tangente en un punto de la R_x ~~esse~~ se dice que el aeroplano vuela tangente, y en este caso dejando lo mismo si gana que si encontra; por lo tanto al llegar a esta posición el aeroplano está en su máxima altura de vuelo, o sea en

techo.

Teniéndose en cuenta que la separación de velocidades, o sea la diferencia entre la máxima y la mínima que un aeroplano pueda tener en vuelo horizontal, no es muy grande y que para todas estas velocidades la hélice funciona aproximadamente dando rendimiento constante ρ (r_0), podemos establecer, como se hizo en el caso de la partida, la ecuación de las fuerzas horizontales ~~en la forma~~ suponiendo que la potencia del motor P , afectada del rendimiento del motor, o sea ρP , sería la potencia útil realizada por la propulsión H moviéndose a la velocidad $\underline{v}$, o sea: $\rho P = H v$

y como la propulsión H ha de ser igual a la resistencia al avance R_x , para que exista equilibrio ~~total~~ horizontal, o sea a $k_x s v^2$, tendremos, como ya se vio,:

$$\rho P = H v = k_x s v^2 \times v = k_x s v^3.$$

y, de esta ecuación y de la del equilibrio vertical:

$$G = k_z s v^2$$

~~se obtiene~~ ~~obteniendo~~ ~~los valores~~ obtienen los valores:

$$v = \frac{\rho P}{G} \frac{k_z}{k_x} \quad \text{y} \quad \rho P = \frac{k_x}{k_z^{3/2}} \sqrt{\frac{G^3}{s}} = \frac{k_x}{k_z^{3/2}} G \sqrt{\frac{G}{s}}$$

el primero nos dice que ~~con una potencia y un peso dados~~, la velocidad desarrollada en vuelos horizontales será tanto mayor cuanto mayor sea el rendimiento aerodinámico del ~~aeroplano~~ ~~en la posición del vuelo~~, y ~~los segundos que mayor~~ ~~aeroplano~~ $\frac{k_z}{k_x} = \beta$, mayor

la potencia del motor P y el rendimiento $\rho^{(ro)}$ del propulsor,
 y menor el peso G ,
 y k_2 , segun la segunda, la potencia necesaria para
 el vuelo sera tanto menor cuanto mayor sea
 la calidad sustentadora del aeroplano $\frac{k_2^{3/2}}{kx} = b$.. ~~cuanto~~
~~menor sea el peso~~ y cuanto menores sean el peso G
 y la carga por metro cuadrado $\frac{G}{S} = C$.. Con esta notacion
 ambas formulas se pueden expresar:

$$v = \sqrt{\frac{P}{\rho b}} \quad v = \sqrt{\frac{P}{\rho b}} \quad v = \sqrt{\frac{P}{\rho b}} \quad P = \frac{G \sqrt{C}}{\rho b} \quad ..$$

y ~~actualmente se obtiene:~~ $v = \sqrt{\frac{G \sqrt{C}}{\rho b}}$ $G = k_2 S v^2$, o sea,

mientras que de la formula $v = \sqrt{\frac{C}{k_2}}$ se deduce tambien
 que la minima velocidad necesaria para el vuelo se
 obtiene cuando se vuela con ~~un~~ el angulo de ataque que
 da un coeficiente de sustentacion ~~maximo~~ k_2 maximo.

Esta velocidad mínima necesaria para el vuelo será también tanto mayor cuanto mayor sea la carga & por tanto cuadrado de superficie sustentadora del aeroplano, lo cual no quiere de ninguna manera decir que un aeroplano, con potencia determinada vuela mas deprisa cuanto mayor sea su carga (como erróneamente han deducido algunos autores) sino ~~que la~~ puesto que ya hemos visto que es lo contrario lo que ocurre; sino que la velocidad mínima necesaria para el vuelo ~~se~~ será tanto mayor cuanto mayor sea la carga.

~~Resumiendo lo anterior podemos afirmar: 1.º que de un ~~modo~~ ~~para determinarlos~~ aeroplano, cuyos caracteres aerodinámicos están representados ~~determinados~~ por una polar, podrá volar horizontalmente con cualquier ángulo de ataque siempre que se le proporcione~~

De lo expuesto podemos deducir lo siguiente: Dada una polar representando las características aerodinámicas de un cierto aeroplano, cuyo tamaño, peso, y potencia ~~querramos fijar~~ una vez fijados determinación ~~de~~ el ángulo de ataque que habría de tener para el vuelo horizontal, podemos considerar en dicha polar 4 puntos importantes ^(fig. 176 b) ~~que~~ cada uno de los cuales satisface condiciones que pueden aconsejar el empleo del ángulo de ataque correspondiente según el problema que se trate de resolver.

X El punto n.º 1, el mas alto de la polar, tiene el maximo del k coeficiente de sustentación k_z y representa un ángulo de ataque con el cual se obtiene la velo-

cidad mínima para superficie y peso determinados, peso máximo transportable para superficie y velocidad dados, o superficie mínima para velocidad y peso dados.

El punto n.º 2, ~~el mas próximo al eje~~ en que se verifica el ~~sea~~ máximo de la relación $\frac{kz^{3/2}}{kx}$, que representa la cualidad sustentadora $\underline{b}$, proporciona el ángulo de ataque para el cual ~~se obtiene~~ obtendremos potencia mínima para superficie y peso dados, superficie mínima para potencia y peso dados, o peso máximo transportable para superficie y potencia determinados.

El punto n.º 3, es el de tangencia con la polar, de una recta tirada desde el origen y tiene el mayor

coeficiente $\frac{k_z}{k_x}$ que es el ~~coeficiente~~ rendimiento aerodinámico β (beta). Volando en el ángulo de ataque correspondiente a este punto se obtendría máxima velocidad, con potencia y peso determinados. (variando la superficie), mínima potencia con velocidad y peso dados, o máximo peso transportable con potencia y velocidad dados.

Y el punto nú. 4, el más próximo al eje k_z y por lo tanto de mínimo coeficiente de resistencia al avance k_x , nos daría el ángulo de ataque para máxima velocidad con superficie y potencia dados, mínima potencia para superficie y velocidad dados, o máxima superficie para potencia y velocidad determinados.

En todos ellos suponemos rendimiento del propulsor constante y vuelo horizontal,

Los puntos 1, 2 y 4 se determinan fácilmente en la curva polar; no así el n.º 3, y para lograrlo se pueden tener dibujados en papel transparente los curvos de los puntos que tendrían igual cualidad sustentadora, en la escala de los ejes de la polar, ^(fig. 178) y superponiéndolo a esta, el punto en que la polar sea tangente a una de las curvas del papel transparente será el buscado.

Durante el vuelo, el motor ~~trata~~ hace girar a la hélice en un cierto sentido, pero encontrando ^{por reacción} para ello la resistencia del aire, ~~trata de~~ hacer girar al aeroplano en sentido contrario, originando el par motor M . Su intensidad, medida en kilogrametros, se representa por la fórmula: $M = \frac{2\pi w}{60} \cdot 75P = 7,854 \cdot P$
 $M = \frac{75P}{2\pi w/60} = 716,2 \frac{P}{w}$, siendo w (omega) el número ~~aproximadamente 2,10~~, ~~siendo w (omega) el número~~

de vueltas por ^{minuto} ~~segundos~~ del ~~por motor~~ minuto de la hélice,
 y P ~~la~~ potencia efectiva, o al freno, del motor. El
 por motor, como se vé, es independiente del rendimiento
 del propulsor y tendría igual valor si en vez de hé-
 lice girase un multiplicador ^{de paletas,} freno de rendimiento ~~ese~~
 propulsor nulo, con tal de que tuviera igual velocidad
 de ~~giro~~ rotación.

Si el aeroplano careciera de estabilidad transversal,
 el por motor le inclinaría lateralmente cada vez mas
 hasta hacerlo girar en sentido contrario a la hélice, o
~~verbalmente~~ caer resbalando de ala, si el mando del
 piloto no contrarrestaba su acción. Para evitar ~~esta~~ sin
 necesidad de que el piloto tenga que atender a ello,
 es necesario compensar el por motor introduciendo otro

por que lo equilibre.

Ya hemos visto que el efecto del torbellino creado por la hélice es contrario al por motor, ~~pe~~ y en acción se hace motor principalmente en los aeroplanos tractores en que todo el cuerpo, ^{la} y cola, y parte de las alas están sometidos al viento giratorio; pero no es suficiente, y hay que recurrir a crear otros por compensadores que lo equilibre, ~~principalmente en los aeroplanos que no tienen~~ ~~gran velocidad~~ ^{realizar} Esto se puede ~~conseguir~~ trasladando el centro de gravedad del aeroplano lateralmente hacia el costado en que la hélice baja al girar, una distancia igual a $\frac{M}{G}$, pero esto tiene, además del inconveniente de hacer ~~así~~ ^{conseguir} un difícil ~~que~~ las diferentes fuerzas concurren al el centro de gravedad para el equilibrio, el que al pararse el motor, el por compensador continuaria actuando produ-

X

ciendo un desequilibrio cuando mas necesaria es la perfecta manejabilidad del aeroplano, para aterrizar en el punto mas conveniente.

X El procedimiento que se sigue generalmente, aunque tampoco está libre de este inconveniente, es el de aumentar algo el ángulo de ataque del extremo del ala en el costado en que la hélice sube al girar, disminuyéndolo en el otro, para crear una diferencia de sustentación en ~~el~~ ambos alas que forme un par equivalente al motor. Si es ϵ (iota) el ángulo de ataque de las alas en el régimen de vuelo constante, y ϵ_0 el que da sustentación nula, podemos suponer sin gran error que la sustentación es proporcional al ángulo $\epsilon - \epsilon_0$, ^{la corrección del} diferencia de los dos, y si ϵ' el ángulo de ataque de ~~corrección de~~ las alas, va aumentando progresivamente desde el centro (nula) hasta el extremo ϵ' ; ~~tendremos que una~~

de los alos recibirá un aumento de sustentación igual al que corresponde al ángulo medio de corrección $\frac{l'}{2}$, que equivaldrá a $G \frac{l'/2}{l-l_0}$ (puesto que el ángulo $\frac{1}{2}(1-l_0)$ levanta el peso G), y la otra ala sufrirá una disminución igual. Cada una de estas fuerzas ~~que se suman~~ producidas por la corrección, tiene su punto de aplicación a una distancia del borde lateral del ala igual al tercio de la semi-convergadura (porque la diferencia de sustentación originada por la corrección de ángulo, va aumentando en forma triangular desde el centro a los costados, y en un triángulo el centro de gravedad ^{está} ~~está al tercio~~ ~~distante~~ en el ~~costo~~ tercio de la distancia de la base al vértice), luego el par creado será:

$$G \frac{l'/2}{l-l_0} \frac{2}{3} y = G y \frac{l'}{3(l-l_0)}$$

siendo y la convergadura total, y si ha de equilibrar

al por motor deberá verificarse: $l' = 2148,6 \frac{P}{G y w} (1 - l_0)$
 fórmula que da el ángulo en que hay que corregir al de
 ataque en cada extremo de ala para compensar al por
 motor. En la práctica se corrige menos ~~para tener~~
~~en~~ teniendo en cuenta ~~el~~ la acción del torbellino
 y que no conviene ~~acertar~~ corregir más que lo indispensable
 para evitar fatiga al piloto, pero sin acentuar el
 desequilibrio que resulte al ~~pasar~~ cesar el por
 motor en el descenso planeado.

En los ~~aviones~~ aeroplanos bimotores, o polimotores,
~~puede anularse~~ el por motor será nulo si los ~~motores~~
 hélices giran en sentido contrario.

Por último, el efecto del torbellino proyectado por

X

la hélice, al chocar con el plano de deriva y con el timon de direccion (que generalmente están situados por encima del fuselaje) tiende a hacer virar al aeroplano hacia el costado en que la hélice sube al girar, ^(fig. 198) y para corregir este defecto, si llega a ser molesto, se le da una cierta inclinacion desviacion lateral al plano de deriva, en la cantidad estrictamente indispensable, para no ~~causar~~ producir desequilibrio perjudicial al descender con motor parado, y por lo tanto sin torbellinos, o con la hélice girando como motor, en cuyo caso se produce torbellino contrario, aunque debil, y ~~de~~ la desviacion del plano de deriva resultaria ^{contra}contraproducente.

Funcionamiento del aeroplano: aplicación del gráfico logaritmico al vuelo ~~horizontal~~ recto.

Los problemas del vuelo horizontal recto, ~~y~~ ~~los del ascendente~~ tienen mas cómoda solución mediante el empleo ~~del procedimiento~~ del gráfico logaritmico, ideado por M. Rith del Laboratorio aerodinámico de Eiffel, Paris. Consiste este procedimiento en sustituir la polar de ~~coeficientes~~ sustentaciones y resistencias, en la que, como sabemos, se miden sobre los ejes los valores de los coeficientes respectivos k_z y k_x y es aplicable a cualquier aeroplano que tenga semejanza de forma ~~en~~ independientemente de sus dimensiones, por un gráfico construido en forma análoga pero con las di-

presencias siguientes: 1ª en vez de los coeficientes de
 resistencia $\frac{k_x}{v}$ y sustentación $\frac{k_z}{v}$ aplicables a cualquier aeroplano
 de la misma forma, se toman k sobre los ejes
 coordenados rectangulares escalas que representen poten-
 cias útiles de vuelo ($k_x s v^3$) ^{en caballos,} y pesos elevados por el
 aeroplano ($k_z s v^2$) en kilogramos, y 2ª estas escalas no son
naturales ~~es decir que los números no crecen proporcional-~~
~~mente~~ sino logarítmicas, es decir, que, así como en
 una escala natural ~~los números que se diferencian en~~
~~una misma cantidad distan en la escala una misma~~
~~longitud en la escala~~ por cada centímetro de ^{ella} ~~la escala~~
~~la numeración se aumenta en, por ejemplo, 10 unidades,~~
 el número se incrementa en una cantidad constante,

en la escala logaritmica, por cada centimetro de ella el número se multiplica por una cantidad constante.

X Si en una escala logaritmica se ponen, una a continuacion de otra, las longitudes que representan dos cantidades medidas desde el punto correspondiente ~~de~~ a la unidad (en las escalas logaritmicas no existe el cero), se obtiene una ~~otra~~ cantidad que es el producto de las otras dos; de este modo la ~~suma se transforma~~ multiplicacion se hace sumando las longitudes que representan a los factores, ~~sea sus logaritmos~~ en la escala logaritmica, o sea sus logaritmos.

X Si tenemos la polar de un aeroplano determinado, de superficie conocida S , y queremos hallar ~~la~~ su grafico logaritmico sobre el sistema de ejes en que ya estan tra-

zadas las escalas logaritmicas de potencias (caballos) en las abscisas, y pesos (kilogramos) en las ordenadas, (fig 129) se elegirá una velocidad cualquiera, por ejemplo 50 metros por segundo, y con su cuadrado, 2500, ^{y su cubo 125000,} y la superficie conocida S , iremos calculando los caballos, ~~$K \times S 2500 / 75$~~ , y los ~~kilogramos~~, ~~$K_2 S 2500$~~ $K \times S 125000 / 75$, y los kilogramos $K_2 S 2500$, correspondientes a cada ~~angulo~~ punto de la polar representado por su ángulo de ataque, y ~~señalando los puntos de~~ llevando sobre los ^{logaritmicos} escalos de caballos y kilogramos los valores obtenidos, se tendrá una curva que es el gráfico logaritmico buscado. Esta curva ha sido llamada tambien polar logaritmica, pero impropiamente pues no puede considerarse como polar porque los rectos, o vectores,

trasadas desde el origen a ~~el~~ cualquiera de sus puntos, carecen de significación, y, por lo tanto, el origen no es prolo utilizable para este haz de rectas.

Con esta curva sabemos, para cada ángulo de ataque del aeroplano, qué carga en kilos podrá sostener, y qué potencia en caballos necesita, suponiendo que su velocidad sea la de 50 metros por segundo que hemos elegido, pero como esto no será el caso general, es necesario valernos de un procedimiento para ^{utilizar el} ~~deducir el~~ mismo gráfico en cualquier otra velocidad del aeroplano.

Para ello no tenemos mas que observar que las potencias crecen como los cubos de las velocidades y que los pesos crecen como sus cuadrados, luego si conocida la potencia para 50 ms. por segundo se quiere obtener para otra velocidad

que llamaremos $\underline{v}$, haya que multiplicar el valor obtenido por $(\frac{v}{50})^3$, y si queremos hacer igual operacion con los pesos, multiplicaremos el obtenido para 50 ms. por segundos por $(\frac{v}{50})^2$.

X Para hacer la primera multiplicacion en la escala logaritmica de las potencias no tenemos mas que colocar, a partir del numero de la potencia a ~~50 ms. por seg. de~~ ~~velocidad~~ que da la curva directamente, tres veces la longitud de la escala que represente $\frac{v}{50}$, y para obtener el peso se ~~corresponde~~ buscara el numero de la escala que diste dos veces esta misma longitud del punto que da la curva.

Si determinamos el nuevo punto correspondiente a la potencia y peso para velocidad $\underline{v}$, veremos que se halla

conver el origen en dirección opuesta, de lo que se deduce el procedimiento empleado que es el siguiente:

X Por el mismo origen de los ejes coordenados perpendiculares se traza un tercer eje inclinado $2/3$ con relación al de las potencias y en él se ~~de~~ establece otra escala logarítmica de velocidades en metros por segundos creciente hacia la izquierda y abajo y cuya escala sea $\sqrt{13}$ veces mayor que la empleada para los otros ejes (es decir que si los números de las escalas de potencias o pesos se duplican cada n centímetros, los de la escala de velocidades se duplicarán cada $\sqrt{13}$ n centímetros) haciendo coincidir ~~el~~ la velocidad 50 ms. por segundos, que se eligió para trazar la curva, con el origen. También se pueden graduar ^{los} ~~esta escala de~~ velocidades

X en kilómetros por hora, empleando igual escala, con solo hacer coincidir con el origen el n.º 180 kms. por hora, equivalente a los 50 ms. por segundo, como está ~~el~~ en el gráfico representado.

El procedimiento para operar con el gráfico logarítmico es el siguiente: tenemos tres cantidades: potencias en caballos P, ~~pero~~ ^{pero} sostenidas en kilogramos G y velocidades en kilómetros por hora v, de las cuales, cada dos determinan la tercera en el aeroplano representado por la curva dada, para lo cual basta con tomar, ~~sobre~~ ^{en} los dos ejes correspondientes, los valores de las dos cantidades dadas, y determinar el punto del plano ~~que~~ correspondiente a estas dos cantidades formando el rectángulo si son P y G, o el paralelogramo si interviene v. Si el punto obtenido está sobre la curva es señal de que el valor de la tercera

cantidad que buscamos será el correspondiente al origen ~~de~~ en la escala, y si no está en la curva, por dicho punto se traza una paralela al tercer eje hasta que la encuentre y ~~hallando~~ la distancia obtenida se lleva sobre dicho eje a partir del origen y en la dirección punto-curva, y el número que se obtenga será el valor pedido.

Por ejemplo, si se dan ~~P y G~~ potencia P y peso G, obtendremos el punto 1; y ^{se traza} ~~trazando~~ por el ~~1-4~~ ^{la} paralela al eje v hasta cortar a la curva en 4 y tomando sobre el eje de las v, ~~la~~ a partir de su origen 0, la magnitud 0v igual a 1-4, obtendremos el punto v que da la velocidad. Si se dieran peso G y velocidad v, resultaría el punto 2 por el que trazaríamos la paralela al eje de las potencias hasta encontrar en 4 a la curva, y, sobre este

eje se tomará OP igual a 2-4, lo que nos dará la potencia.

También permite este procedimiento resolver los problemas de máximos y mínimos de estas cantidades. Si dada una de las tres cantidades: potencia, ~~carga~~^{peso} o velocidad, queremos hallar el máximo o mínimo de otra de ellas, se trazará por el punto del eje que represente la dada una paralela al eje de la buscada hasta que corte a la tangente a la curva paralela al tercer eje, y la distancia obtenida, llevada sobre el eje de la cantidad buscada desde el origen y en el sentido en que se haya trazado, nos dará el máximo o mínimo de esta. La distancia comprendida en la tangente, desde la intersección al punto de tangencia, llevada al eje correspondiente y en este sentido a partir del origen, nos dará el valor de la tercera cantidad en el cual el ~~máximo~~ ~~bueno~~ se realiza el máximo.

X

Para facilitar la resolución de estos problemas se tienen trazados de antemano, sobre la curva, las tres tangentes, paralelas a los tres ejes, 1-5, 2-6, 4-8, ^(fig 180) y si, por ejemplo, dada el peso G ~~la potencia~~ se quiere saber cual será ~~la carga~~ ^{la potencia} ~~el peso~~ mínima necesaria para sostenerlo ~~maximo que podrá sostener el aeroplano~~, se traza por el punto P la G-6, paralela al eje de las ^{potencias} ~~pesos~~, hasta cortar a la tangente ~~al otro eje~~ ~~(a este caso)~~ paralela al otro eje (en este caso el de las velocidades) 2-6, y ^{tomando} ~~trazando~~ sobre el eje de las ~~potencias~~ ^{pesos} la ~~magnitud~~ ^{la magnitud} $OP = G-6$ ~~$OG = P-5$~~ obtendremos el punto P que será ^{la potencia mínima} ~~el peso máximo~~. La velocidad con que esta ^{potencia mínima} ~~peso máximo~~ se realiza será la que ~~marcha~~ ~~sobre el eje~~ obtenida en el eje v tomando a partir del origen O la ~~distancia~~ ^{magnitud} OV igual a G-2 y en este sentido. Si dada la velocidad v quisiéramos determinar ~~el peso máximo~~ ~~la carga~~

máxima del aeroplano, trazáramos por el punto $\underline{v}$ la paralela al eje de los pesos hasta encontrar en $\underline{5}$ a la ~~par~~ tangente a la curva $\underline{1-5}$ paralela al tercer eje (de las potencias) y llevándola sobre el eje de los pesos, a partir del origen, la magnitud $\underline{OG}$ igual a $\underline{v-5}$ y en esta dirección, se obtendrá la carga máxima $\underline{G}$; y la potencia necesaria ~~para~~ será la $\underline{P}$, obtenida llevándola sobre su eje la magnitud $\underline{OP}$, igual a ~~la~~ la tangente $\underline{5-1}$.

Se pueden presentar 6 problemas de máximos y otros 6 de mínimos, pero, de estos 12 problemas, ~~una~~ dos dan solución infinita (máximo de $\underline{P}$ o de $\underline{v}$, dado $\underline{G}$), dos dan solución cero (mínimo de $\underline{G}$ dados $\underline{P}$ o $\underline{v}$), dos son impracticables por referirse a posiciones del aeroplano en que la resistencia al avance es máxima ^{no se emplean en vuelos ni} que corresponden a ángulos de ataque tan elevados que en ellos ~~es~~ es posible suponer la horizontalidad de la proyección ~~que~~ ~~se~~.

(mínimo de $\underline{v}$ dado $\underline{P}$ o máximo de $\underline{P}$ dado $\underline{v}$) y otros dos tampoco tienen solución generalmente en la práctica por exigir carga inferior al peso mínimo que puede tener un aeroplano (mínimo de ~~velocidad~~ $\underline{v}$ dado $\underline{P}$, o de $\underline{P}$ dado $\underline{v}$), por lo que únicamente quedan 4 de verdadera utilización que son: peso máximo con potencia ^{o velocidad} dada, ~~mínimo de potencia para un peso dado,~~ ~~máximo de peso para una velocidad dada y~~ ~~mínimo de velocidad~~ ^{o velocidad,} ~~dada para un peso dado y~~ ~~máximo de peso y potencia~~ ^{mínimo} ~~para un peso dado~~ ~~sostener un peso dado,~~ ~~velocidad mínima~~

~~y por~~ Este gráfico nos proporciona el medio de resolver todos los problemas de velocidad, potencia o carga de un aeroplano dado volando al nivel del mar, para el cual están dados los coeficientes de sustentación y resistencia al avance, $\underline{K_z}$ y $\underline{K_x}$, con los cuales se ha obtenido la curva; pero es necesario tener el medio de aplicarlo también al vuelo

a distintas alturas y para esto veamos que influencia tiene la altura de navegación en el vuelo del aeroplano.

Ya hemos dicho que los coeficientes de sustentación y de resistencia al avance disminuyen proporcionalmente a la ~~sea~~ densidad del aire, y también sabemos por el estudio del aire que, como introducción hemos presentado, que su densidad decrece al aumentar la altura según la tabla de densidades y alturas que ^{al final} ~~esta~~ insertamos, y que da los valores medios ^{llamando ρ a la relación entre las densidades del aire a la altura dada y al nivel del mar,} para nuestras latitudes; por ~~lo~~ tanto, ~~sea~~ el aeroplano volando a una ^{cierta} altura, ^{encontrará} ~~se~~ el aire ^{con} una densidad $\frac{1}{\rho}$ ~~($\frac{1}{\rho}$)~~ veces menor que al nivel del mar, los coeficientes k_x y k_z quedarán ^{multiplicados} ~~divididos~~ por ρ , y a igualdad de velocidad y de posición, la resistencia al avance y la sustentación obtenida serán también $\frac{1}{\rho}$ veces menores que al nivel del mar.

Las ecuaciones del equilibrio vertical y horizontal, a la altura ~~en que la densidad del aire de navegación supuesta~~, serán:

~~$$G = \delta k_z s v^2$$~~
$$G = \delta k_z s v^2$$
 ..
$$P_u = \delta k_x s v^3$$

siendo P_u , como siempre, la potencia útil del vuelo.

Ahora bien, a esa altura de navegación el motor no desarrolla toda su potencia, porque recibiendo en cada cilindrada menor cantidad de ~~aire~~ masa de aire (por su menor densidad) la cantidad de combustible que se pueda quemar será también menor, y en igual proporción menor también ~~el trabajo~~ la energía desarrollada por unidad de tiempo, o sea la potencia; luego si P es la potencia, ~~el P del motor a la~~ desarrollada por el motor al nivel del mar, la que desarrollará a la altura supuesta será δP , y la potencia útil del vuelo P_u será igual al producto $\delta P P_u$, de la desarrollada por el motor, por el rendimiento ~~del P~~ $\rho(r_0)$ del propulsor.

~~De este modo, las ecuaciones citadas se pueden escribir así:~~

~~$$\delta G = k_2 s v^2$$~~

Las citadas ecuaciones quedarán así:

$$G = \delta k_2 s v^2 \quad \dots \quad \delta p P = \delta k_x s v^3$$

o, lo que es lo mismo, ^{dividiendo} ~~multiplíquese~~ todo por δ :

$$\delta G / \delta = k_2 s v^2 \quad \dots \quad p P = k_x s v^3$$

que son las mismas ecuaciones del vuelo al nivel del ^{dividido} ~~mar~~, con solo suponer que el peso G ha sido ~~multiplificado~~ ^{dividido} ~~por~~ δ sea por la relación entre la densidad del aire a la altura dada y al nivel del mar, ~~esto~~ ^{o sea por la relación entre la densidad del aire a la altura dada y al nivel del mar,} por δ y, por ~~lo~~ tanto, podemos deducir el régimen de vuelo de un aeroplano a una cierta altura con solo determinar el que tendría al nivel ^{del mar} (llevando una ^{peso} ~~masa~~ igual al ^{peso} ~~masa~~ ^{multiplicando} por la relación que haya entre las densidades del aire al nivel del mar y a la altura de navegación. # $\rightarrow$

De aquí se deduce el procedimiento para determinar la

Para aplicar el gráfico logaritmico al vuelo a una cierta altura basta considerar, en lugar del peso G del aeroplano, el peso G/S que será mayor, y para ello no habrá mas que elevar el punto G de la escala ^{logaritmica} de pesos en una ^{longitud} ~~cantidad~~ igual al valor de ~~$\frac{1}{S}$~~ que represente a $1/S$ en la misma escala, ~~o sea~~ ^{longitud} ~~longitud~~ ^{logaritmica} que pueden tenerse ya trazados en una escala ^{logaritmica} auxiliar de alturas para facilitar la operacion.

altura máxima (techo) a que puede volar un aeroplano de potencia P y peso dados: basta hallar la carga máxima para esta potencia al nivel del mar, por el procedimiento ya indicado, y dividiendo esta carga máxima por el peso ~~real~~ que en realidad tenga se obtendrá el número $\frac{1}{S}$ que, por medio de la tabla, dará la altura del techo. a esta altura, la potencia P del motor se habrá reducido a SP (recordemos que S es siempre menor que la unidad).

Conviene ^{tener presente} ~~hacer notar~~ que las potencias indicadas en el eje correspondiente del gráfico, son potencias útiles de vuelo y que se supone que el rendimiento ρ (ro) del propulsor es constante y que la propulsión es horizontal; de modo que para pasar de la potencia del motor a la útil que representa el gráfico hay que dividirla por ρ , y, a la inversa, para pasar de la potencia indicada o deducida del gráfico a la del motor hay que multiplicarla por ρ .

También puede ser útil determinar por medio del gráfico logarítmico, qué variación de dimensiones es necesario introducir en un aeroplano determinado para que ~~realice una~~ tenga un cierto régimen de vuelo. Por ejemplo, se desea que el aeroplano con una potencia P , obtenga una velocidad v ~~la~~ sosteniendo un peso G . ^(fig. 181) ~~Por el punto~~ Determinaremos el punto 1 ~~que~~ corresponde en el plano a P y G , y, por el trazaremos la paralela a v , en una longitud igual a OV , con lo que obtendremos el punto 2; si éste está en la curva es señal de que el aeroplano cumplirá las condiciones exigidas, pero si no está podremos conseguir un aeroplano que los cumpla ~~trazando otro semejante~~ construyéndolo de forma semejante pero en mayor o menor tamaño. Veamos qué influencia tiene una variación de tamaño en las condi-

ciones de vuelo del aeroplano.

Las ecuaciones tantas veces citadas: $G = k_2 s v^2$ y $pP = k_x s v^3$ nos demuestran que si aumentamos o disminuimos la superficie s del aeroplano, n veces resultarán el peso sostenido y la potencia, multiplicados por el mismo número n , o sea que los números de los escalos de G y de P quedarán corridos en una misma magnitud, representante del número n en la escala logarítmica. Esto es equivalente a correr la ~~la~~ curva en la dirección de la bisectriz de los dos ejes, o sea con la inclinación de $1/1$, que es un ángulo de 45° en cualquiera de ellos, lo que, a su vez, equivale a correr el origen en sentido contrario y ~~en la misma dirección~~ una cantidad igual a la hipotenusa del triángulo rectángulo cuyos catetos sean la longitud que representa a n en la escala logarítmica, o sea $\sqrt{1+1} = \sqrt{2}$ veces esta cantidad longitudinal.

De esto resulta la introducción de un cuarto eje de superficies S inclinado 45° con los de G y P, y en escala $\sqrt{2}$ veces mayor que la de estos, mediante el cual se resuelve el problema propuesto pues basta trazar desde el punto 2 obtenido una paralela a este eje S hasta que corte a la curva ^{en} 3 y llevando la longitud 2-3 sobre él, a partir del origen común (en el cual estará la unidad) y en el mismo sentido punto-curva, nos dará el número ⁿ por el que había que multiplicar la superficie del aeroplano para obtener el que realice las condiciones de vuelo deseadas.

En los gráficos logarítmicos empleados en el Laboratorio Eiffel, este último eje tiene una numeración igual a la raíz cuadrada ~~del que~~ de la que hemos hablado anteriormente, porque corresponde a aumentos de dimensiones lineales, en vez de superficiales como hemos sugerido, pero preferimos la nume-

ración que hemos establecido por permitir otras aplicaciones que luego estudiaremos.

Si quisiéramos calcular el rendimiento ~~aerodinámico~~ ^(beta) del aeroplano representado en la curva, para el ángulo de ataque correspondiente a un punto cualquiera de ella; teniendo en cuenta que $\beta = \frac{k_z}{k_x} = \frac{G}{P_u} v$ (como se deduce dividiendo la fórmula del equilibrio horizontal por la del vertical) podemos dar a v el valor elegido para el origen de 50 ms. por segundos, y medir P_u en caballos en lugar de kilogrametros por segundos ~~que esta unidad para aplicar los valores de los~~ multiplicándolo por 75, y resultará: $\beta = \frac{G}{P_u} \frac{50}{75} = \frac{G}{P_u} \frac{100}{150}$.

X Si por el punto c del plano ^(fig. 182) representado por $G = 150$ y $P_u = 100$, ^{pa} tracamos una recta inclinada 45° , la distancia vertical v de un punto cualquiera de la curva p a la recta, medido en la escala

logarítmica del eje $\underline{G}$, nos da el valor de $\underline{\beta}$. En efecto,
~~la distancia $\underline{pb}$ representa en esta escala logarítmica el~~
~~valor del peso $\underline{G}$ correspondiente al punto $\underline{p}$, dividido por el que~~
~~corresponde a $\underline{b}$ que es 150~~ sabemos que añadiendo longi-
tudes en la escala logarítmica se multiplican los valores
correspondientes, y restándolos se dividen, luego si la
longitud $\underline{pb}$ representará al peso $\underline{G}$ (correspondiente a
 $\underline{p}$) dividido por 150 (peso correspondiente a $\underline{b}$) = $\frac{G}{150}$; y
la longitud $\underline{ab} = \underline{cb}$ será la potencia $\underline{P_a}$ (que corresponde
a $\underline{p}$) dividido por 100 (potencia del punto $\underline{c}$); luego
restando una de otra tendremos que la longitud ~~$\underline{pa} - \underline{pb}$~~
 ~~$\underline{pb} - \underline{ab}$~~ $\underline{pa} = \underline{pb} - \underline{ab}$ representará a $\frac{G}{P_a} \frac{100}{150} = \underline{\beta}$ y para
medir $\underline{\beta}$ bastará llevar la longitud $\underline{pa}$ sobre el eje $\underline{G}$
~~a el $\underline{P_a}$~~ , y dividir el número que marque el extremo $\underline{p}$ por el

que marque el extremo b, para lo cual ~~deberá~~ será conveniente colocar este extremo en el ~~numero~~ la unidad, o en el n.º 10, 100, lo para que la división sea ~~una~~ sencilla.

~~El coeficiente de sustentación del ala, ^{de} ~~la~~ _{la}~~
~~también puede obtenerse del gráfico~~

Para evitar la ~~rápida~~ pérdida de potencia que sufren los motores volando a grandes alturas a consecuencia de la disminución en la ~~densid~~ densidad del aire, se emplea, en los aeroplanos destinados a estos vuelos de altura, la soberalimentación del motor, que consiste en un procedimiento para comprimir el aire que ~~entra en el carburador~~ ~~de modo que~~ va al motor de modo que, al entrar en el carburador tenga igual densidad que al nivel del mar, o supla la menor pérdida posible. Esto se consigue

por medio de una bomba movida por el mismo motor
o por una turbina accionada por los gases del escape
(turbo-compresor Rateau). Si este procedimiento
funcionara de modo perfecto, el motor desarrollaría igual
potencia a cualquier altura, y las ecuaciones de equilibrio
serían:

$$G = \delta K_2 S v^2 / \delta \quad \dots \quad p P_a = \delta K_x S v^2$$

iguales a las del caso de disminuir la superficie $\underline{S}$
en la proporción $\underline{\delta}$, $\frac{1}{\delta}$ volando al nivel del mar.

Esto nos indica el procedimiento para determinar
las condiciones de vuelo de un aeroplano a cualquier altura,
estando provisto de sobrealimentación perfecta, pues basta
suponer que su superficie se ha reducido en la
proporción $\underline{\delta}$ de la relación de densidades entre el aire

al nivel del mar y a la altura de navegación, utilizando como ya se ha dicho el cuarto eje 4 5.

También podemos calcular la altura del techo de un aeroplano provisto de sobre-alimentación; ~~para~~ ~~basta~~ y para ello determinaremos cual es la máxima reducción de superficie S' que admite en vuelo al nivel del mar con potencia y peso determinados, ^(fig 183) para lo cual por el punto 1 de potencia P_u y peso G , se traza una paralela al ~~el~~ eje 5, o sea inclinada 45° , hasta que corte en 3 a la tangente paralela a u, y la distancia 2-3 llevada sobre el eje 5 a partir de 0 dará el valor de $\frac{1}{2}S'$, y en sentido contrario el de $\frac{1}{2}S$.

El uso de la sobre-alimentación del motor, que conserva la potencia a pesar del ensarecimiento del

~~La altura~~ ^{El} de techo de un aeroplano sin sobrealimentación, ^{cuya altura está} limitada por la disminución de sustentación del aire y de potencia del motor que se supera al aumentar la altitud alcanzada sobre el nivel del mar, se llama aerotermodinámico; el del aeroplano con sobrealimentación perfecta, en ^{sustentación} ~~resistencia~~ del que la altura solo está limitada por la disminución de la ^{sin sobrealimentación} superficie variable que creciera — al disminuir la densidad del aire quedando constante la sustentación, entonces solo limitaría la altura la disminución de potencia del motor y se obtendría el techo termodinámico.

Según la ley de decrecimientos de la densidad del aire con la ^{altitud} ~~altura~~ admitida en la "atmósfera tipo" (tabla I), si contamos las alturas a partir de 3300 ms. sobre el nivel del mar, se calcula que la altura del techo aerodinámico es doble que la del termodinámico y triple que la del aerotermodinámico, suponiéndose que todos ellos están en la tropósfera, o sea por encima de 11000 ms.

Un aeroplano con sobrealimentación ^{perfecta} y con superficie variable en la forma dicha, tendría teóricamente una altura de techo infinita.

aire, produciria la aceleracion del giro de la hélice por experimentar esta menor resistencia, con lo cual la marcha del motor se haria en condiciones defectuosas, y para evitarlo es preciso el empleo de hélices de paso variable a reglata por el piloto que ya se han descritos. #

←/Mue

(pag. 6 "Sobre la posibilidad")
Si dividimos la de unos 5500 Km.

X

Si el vuelo del aeroplano es ascendente o descendente (fig. 184) podremos repetir lo dicho en la partida en terreno inclinado, o sea que una componente del peso, que será igual a $G \sin \alpha$, haciendo α (alfa) el ángulo de la trayectoria con la horizontal, se restará o sumará a la propulsión ~~facilitando~~ dificultando o facilitando el vuelo. El descenso con motor generalmente no se usa por la aceleración que sufre el motor y los esfuerzos peligrosos a que queda sometido el aeroplano por el exceso de velocidad adquirida. Cuando el ángulo α no sea muy grande, lo cual es el caso general, puede ~~despreciarse esta componente~~

~~El radio de acción $\underline{l}$ de un aeroplano, o distancia máxima a que puede volar en línea recta en aire en calma, se puede calcular multiplicando su velocidad $\underline{v}$ por el número de horas $\underline{t}$ que puede permanecer en vuelo, y este número de horas será igual a la capacidad $\underline{V}$ del depósito de combustible dividida por el consumo por hora del motor, consumo que depende de la potencia $\underline{P}$ y del gasto por caballo-hora $\underline{T}$ (tan); o sea: $\underline{l} = \underline{v} \underline{t} = \underline{v} \frac{\underline{V}}{\underline{P} \underline{T}}$ y la carga $\underline{V}$ de combustible máximo que se puede llevar será igual a la diferencia entre ~~la~~ el peso máximo total del aeroplano $\underline{G}$ y su peso muerto indispensable $\underline{G}_0$, tendremos que: $\underline{l} = \underline{v} \frac{\underline{G} - \underline{G}_0}{\underline{P} \underline{T}}$~~

~~También sabemos que: $\underline{v} = \frac{\underline{P} \underline{\beta}}{\underline{G}}$, siendo, como siempre, $\underline{\beta}$ (β_0) el rendimiento del propulsor, y $\underline{\beta}$ el rendimiento aerodinámico, luego: $\underline{l} = \frac{\underline{P} \underline{\beta}}{\underline{T}} \left(1 - \frac{\underline{G}_0}{\underline{G}}\right)$, o sea que el radio de acción es independiente de la potencia y solo depende de los rendimientos mecánicos del propulsor, aerodinámicos del aeroplano, ~~potencia del motor~~ del consumo por unidad caballo-hora del motor y de la relación entre el peso total y el peso muerto del aeroplano. Si el peso muerto se pudiera reducir a cero, aún así el radio de acción no podría pasar del límite $\frac{\underline{P} \underline{\beta}}{\underline{T}}$. Tomando como unidades el metro para $\underline{l}$ y el kilo por kilogrametro para $\underline{T}$, y dando a $\underline{\beta}$ el valor 0,80, a $\underline{\beta}$ el valor 10 y como consumo por caballo hora 0,200 Kgs, o sea $\underline{T} = \frac{0,200}{75 \times 3600} = \frac{1}{1,350,000}$ resulta ~~el~~ el límite de $\underline{l} = 10000$ Kms. aproximadamente, y como, el peso total difícilmente excede del doble del peso muerto $\frac{\underline{G}_0}{\underline{G}} = \frac{1}{2}$, y el radio de acción se reduce a 5000 Kms. para los ~~mejores~~ aeroplanos actuales.~~

aplicase el gráfico logaritmico para el calculo de la velocidad ascensional v_2 del aeroplano a cualquier altura. Para ello se tiene en cuenta que la potencia del motor en un vuelo ascendente se distribuye entre ~~el trabajo necesario para el vuelo~~ la necesaria para el vuelo y la que absorbe la subida del aeroplano que es igual al producto de su peso por la velocidad ascensional ~~en~~ $G v_2$ ~~P_{u2}~~ . El gráfico logaritmico nos dará la potencia mínima necesaria para el vuelo, $P_u \text{ min.}$, y restándole de la potencia útil que podamos obtener del grupo moto-propulsor, P_P , quedará la disponible para la subida:

$$P_P - P_u \text{ min.} = G v_2 \quad \therefore \quad v_2 = \frac{P_P - P_u}{G}$$

en cuya formula hay que poner las potencias en kilo-

grametros por segundo en lugar de caballos, multiplicándolos por 75, y la velocidad ascensional obtenida v_2 estará expresada en metros por segundo.

~~En la fig. 185 representamos la forma de gráficos logarítmicos usados en el estudio de la aerodinámica del avión.~~

Como resumen de lo expuesto, vemos que en el gráfico logarítmico ^(fig 185) quedan fácilmente determinados los 4 puntos que señalamos en la póla: el 1, que también es el más alto, de máxima ^{coeficiente de} sustentación k_z , es el que marca el régimen conveniente para ~~la~~ obtener la mínima velocidad en un aeroplano; el 2, de tangente paralela al eje v (inclinado $\frac{2}{3}$) es ~~de~~ el de máxima cualidad sustentadora β , y su ángulo de ataque es el mejor para elevar el máximo peso, para volar con la mínima potencia y para alcanzar la máxima ~~altitud~~ velocidad ascensional y máxima altura (techo), el 3, de tangente inclinada 45° , es el de máximo rendimiento $\frac{k_z}{k_x} = \beta$ (beta), y debe emplearse para el máximo radio de

acción del aeroplano y para el ~~avance~~ plano de máximo alcance (según veremos más adelante), y el $\underline{4}^{\circ}$, de mínimo coeficiente de resistencia al avance k_x , que proporciona, si en la sustentación lo permite, la velocidad máxima en vuelo horizontal.

Un aeroplano bien proporcionado de potencia y peso para su altura habitual de navegación, debe volar en el ángulo de ataque correspondiente al punto 3, que es el de mayor rendimiento aerodinámico, de este modo su potencia estará aprovechada al máximo, correspondiendo el mayor número de kilos levantados por caballo, y estando en disposición de volar el mayor número de horas y de alcanzar la mayor distancia.

La separación de velocidades entre la de régimen (que debe ser la correspondiente al punto 3) y la mínima, que es la del punto 1, ^{representada} ~~medida~~ por la distancia entre el punto 3 y la tangente en 1, medida en la dirección del eje $\underline{v}$ y contada sobre su escala como relación entre ambas velocidades.

→ # a la vuelta

En la figura 186 se representa la forma adoptada por
el Laboratorio Aerodinámico de nuestra ~~Armada~~ Armada Militar para
sus gráficos logarítmicos. ~~Abastado de~~

Virajes.

Si el avion se sale de su vuelo recto para describir una curva hacia uno de los costados (viraje) nacen una nueva fuerza de inercia y un nuevo par que hay que agregar a las que se han considerado en ~~el~~ los capítulos anteriores, y qui son: la fuerza centrífuga y el par giroscópico.

X Todo cuerpo que gira alrededor de un eje sufre el efecto de la fuerza centrífuga que actúa en la dirección del radio de giro r , tendiendo a ~~separarse~~ aumentarlo, y cuya intensidad ^{en kilogramos} es igual a: $m \left(\frac{2\pi n}{60} \right)^2 r = m \frac{v^2}{r} = \frac{G v^2}{g r}$.. en cuyas expresiones m es la masa del cuerpo, o lo que es

lo mismo, su peso $\underline{G}$ ^{en kilogramos} dividido por la aceleración de la gravedad $\underline{g} = 9,8$ metros por seg.² por seg.², $\underline{\omega}$ ^(omega) es la velocidad de giro en vueltas por minuto, $\underline{r}$ el radio de giro en metros y $\underline{v}$ la velocidad lineal ^{o periférica} y tangencial del cuerpo, en metros por segundos. En el caso de un cuerpo en rotación, por ejemplo una hélice, para el cálculo de la fuerza centrífuga consideraríamos $\underline{\omega}$ o sea su velocidad de giro, pero cuando se trata de un cuerpo que se traslada con una cierta velocidad $\underline{v}$ y que toma un viraje alrededor de un eje fuera de él, como es el caso del aeroplano, solo habrá que tener en cuenta la velocidad lineal $\underline{v}$, aplicando la última expresión de la fórmula. Si ~~se~~ la velocidad $\underline{v}$ se mide en kilómetros por hora, la fuerza centrífuga se expresará en kilogramos:
$$R_r = \frac{G}{g} \frac{v^2}{3,6^2 r} = \frac{G v^2}{12,7 r} "$$

La fuerza centrífuga, como todos los de inercia, tiene un punto de aplicación en el centro de gravedad, y con relación a este punto se mide el radio de giro r y la velocidad lineal v .

El par giroscópico nace siempre que ~~un cuerpo~~ se trata de variar la dirección del ~~un~~ eje alrededor del cual está girando un cuerpo fijo a él. Su explicación y modo de actuar pueden deducirse del ejemplo siguiente.

Todo el que haya manejado una manga de riego habrá podido observar que, cuando el agua sale por ella, se experimenta una resistencia a moverla, tanto mayor cuanto mas grande sea la velocidad del agua. La explicación de este fenómeno es muy sencilla ^(fig. 187) al variarse la dirección de la manga, ~~es~~ una molécula cualquiera m

del agua que, si la manga no se hubiera movido, hubiera recorrido en un segundo, por ejemplo, el camino ^{recto} mm', al variarse su direccin ~~ha descrito el mm''~~ se ha visto obligada a recorrer el ^{curvo} mm'', de mucha mayor longitud, que el mm' correspondiente al movimiento de la manga paralelamente a sí misma y sin girar, por lo cual ha habido que vencer la resistencia que la inercia de esta molécula, y de todas las demás, opone a aumentar su camino recorrido por segundo, o sea su velocidad; Se comprende que cuanto mayor sea la velocidad inicial ~~de mm'~~ del agua dentro de la manga ^{y mayor el ángulo que este gira,} mayor es el aumento que sufre el recorrido de cada molécula ~~al girar aquella~~, y, por lo tanto, mayor resistencia opondrá ~~al giro a este movimiento~~ la manga a cambiar ~~de~~ direccin.

(fig 188)

X Supongamos ahora una manga circular, cerrada sobre sí misma, en la cual el agua circule constantemente recorriendo ω (omega) veces por minuto la ~~la~~ circunferencia.

de este conducto cerrado, que supondremos rígido, y veamos que ocurre si tratamos de ~~hacerle girar~~ ~~alrededor~~ desviar su eje, que será perpendicular al papel de la figura en el centro $\odot$, inclinándolo hacia la derecha, de modo que toda la figura gire alrededor del eje AA' situado en su plano. En este giro, las partes laterales de la manga se moverán paralelamente a sí mismas y no presentarán mas resistencia que la de su inercia propia al iniciar el giro, como si el agua estuviera en reposo, pero en la parte alta de la figura ~~el~~ la manga giraría alrededor de A hacia detras del papel por la parte hacia donde el agua circula, naciendo una resistencia que se opone a este movimiento y que, por lo tanto actuará del punto A hacia delante del papel.

En la parte baja ocurrirá lo contrario, es decir que en el punto A', la dirección del agua, al girar la manga, tenderá a

salirse del papel hacia delante, y la resistencia estará aplicada en A' ~~hacia atrás~~ empujando de delante a atrás del papel. En resumen, tendremos una fuerza hacia delante en A y otra igual hacia atrás en A' , y el par formado por estas dos tratará de hacer girar a todo el conducto circular alrededor de un tercer eje BB' perpendicular a los otros dos: este es el efecto del par giroscópico.

En vez de agua circulando por un conducto podemos suponer que el anillo formado (toro) es sólido y gira todo el alrededor de O , o que es otro cualquier cuerpo que gira, y siempre ocurrirá que la masa del cuerpo giratorio, al pasar por el eje AA' alrededor del cual se trata de desviar el de su rotación, y producirá una resistencia transversal perpendicular opuesta al sentido en que se trate

de un respectivo radio de giro con relación al eje de rotación.

~~Si se relaciona~~ Si el cuerpo en rotación de ω rad/s ^{en kilowatts por hora} por segundos, moviéndose con velocidad lineal v se le hace venir alrededor de un eje distante r metros, perpendicular a

al de rotación (que es el caso del efecto giroscópico máximo) el giro giroscópico que nace, medido en kilogramos, ter-

dos por expresión:

$$\frac{v}{2\pi\omega} i = 0,029 \frac{v\omega i}{r}$$

Donde i es el momento de inercia i de un cuerpo, se ^{de un ~~radio~~ contorno}

le multiplica de un punto O por separado por v de v eje,

y se le hace pasar un derivado mucho de su posición de equilibrio. Si el número de oscilaciones simples (o sea veces que pasa por la vertical) en cada minuto es n , y l la distancia del ~~o~~ punto de suspensión al centro de gravedad, el momento de inercia i con relación al centro de gravedad de gravedad, el momento de inercia i con relación al centro de gravedad

(que es el mínimo) será: ^{tomándose como unidades kilogramos y metros:}

$$i = \left(\frac{\pi}{60}\right)^2 \frac{G l}{n^2} - \frac{g}{G l^2} = G l \left(\frac{364}{n^2} - \frac{l}{9,8} \right)$$

Si el cuerpo en rotación tiene forma de revolución alrededor de un eje, o sea que puede considerarse engendrado por una superficie que gira alrededor de este eje, el per giroscópico es constante en cualquiera de sus posiciones, y lo mismo ocurre con los cuerpos que, aunque no sean de revolución, tienen 3 o mas ejes de simetría transversales al eje de rotación, pero si no se cumple esta condición, el per giroscópico pasará ~~por~~ en cada vuelta del cuerpo alrededor de un eje de rotación, por dos máximos y ^{dos mínimos,} ^{la proximidad del} correspondiendo los primeros a la posición en que pasa ~~por~~ el eje transversal alrededor del cual se trata de desviar al de rotación, la mayor cantidad de masa del cuerpo. En este caso, el valor medio del per giroscópico es el calculado anteriormente, ^{acercarse} y el máximo puede ~~ser~~ como límite, al doble en los cuerpos muy alargados, y el mínimo a cero.

En un aeroplano el vuelo se producirá un par giroscópico siempre que, teniendo en él un cuerpo en rotación (como es la hélice o el motor cuando es giratorio), varíe la dirección de su vuelo. Desde luego no puede este par giroscópico confundirse con el par motor, por las siguientes diferencias: 1.º el par motor actúa cuando el motor está en funcionamiento, tanto en vuelo recto como en virajes, mientras el par giroscópico solo aparece en los virajes o en los cambios bruscos de dirección, encabritando o picando, pero nunca en el vuelo recto, y puede originarse, aunque el motor no funcione si la hélice gira como molinete, por efectos del viento relativo, y 2.º el par motor tiende siempre a inclinar al aeroplano alrededor del eje de la hélice

y el par giroscópico tiende a inclinarle alrededor de un eje que siempre es perpendicular al de la hélice.

Una hélice de tres o mas palas, o un motor rotativo que siempre ~~tiene~~ mas de ~~tres~~ cilindros, producen un par giroscópico constante en los virajes; en cambio, las hélices de dos palas lo producen variable ~~en~~ pasando dos veces del máximo al mínimo en cada vuelta de la hélice, lo que puede originar vibraciones que repercutiran en las piezas del aeroplano que tengan resonancia mecánica, o sea, tendencia a vibrar por si mismos con la misma frecuencia que la ~~sea~~ vibración giroscópica de la hélice. En este caso, la amplitud de la vibración puede llegar a ser ~~tan grande~~ peligrosa por la resistencia mecánica de la pieza (principalmente tirante o montante)

Si un aeroplano tiene su hélice girando a derechas,
 o sea que visto desde atrás, gira como los agujas de un reloj,
 la parte positiva de su eje será la de atrás, y si le
 hacemos virar a la derecha, el viraje, visto desde arriba,
 se hará también en el sentido del reloj, o sea que la
 X parte positiva del eje ~~del~~ del viraje será la superior;
 el efecto del giro giroscópico será el de picar al aereo-
 plano pues así ~~en~~ el lado positivo del eje del motor (el
 de detrás) tenderá a confundirse con el análogo del eje
 del viraje (el superior). En este caso, el giro giroscópico
 no produce inconveniente pues, aumentándose la velocidad
 del aeroplano al picar, se tendrá siempre mando suficiente
 para corregirlo, pero, en el caso contrario, o sea virando a
 la izquierda con hélice a derechas, o virando a la derecha

con hélice a izquierdas, el aeroplano tenderá a encabitar y a perder velocidad, pudiendo perderse el mando, si el motor es poco potente y no se corrige a tiempo, lo que puede ocasionar un accidente.

X Si el aeroplano, con hélice a derechos, encabita bruscamente, nacerá un par giroscópico que tenderá a unir la parte posterior del eje de la hélice (positiva en este caso) con la parte positiva del eje de encabitamiento que es la izquierda, con lo cual el aeroplano virará a la derecha, y lo inverso en el caso contrario.

Puede deducirse una regla mas sencilla para saber el sentido en que actuará el par giroscópico en un aeroplano y es la siguiente: ~~al variarse la direccion del aeroplano hacia un lado,~~ al variarse hacia un lado la direccion de un aeroplano, éste tenderá a hacer lo mismo que hace

un hélice en el mismo lado. Si ~~vira a la derecha en hélice~~
~~a izquierda, por ejemplo~~ Una hélice a derechos, baja por
 la derecha, sube por la izquierda, va a la derecha por arriba
 y a la izquierda por abajo, pues igualmente el aeroplano
 picará bajará (picará) si vira a la derecha, subirá (encabitará)
 si vira a la izquierda, virará a la derecha si encabite y virar-
 á a la izquierda si pica.

Una vez estudiados los nuevos puerros que entran en
 acción en los virajes, veamos las diferentes fases que se
 presentan durante el viraje de un aeroplano, al cual le
 supondremos provisto de timón de dirección posterior, como es
 el caso general (fig. 189)

1º Cuando, estando el aeroplano en ~~una~~ vueltas rectas con el
 timón a la vía, se desvía éste hacia un costado, aparece en
 él la resistencia del aire, aproximadamente normal a su plano
 y cuyo efecto, como ya se vio, es el de crear una fuerza transversal

hacia fuera R'_y , y aplicada al centro de gravedad, y una par
 $R_y R''_y$. Este origina el giro del aeroplano cediendo la cola
 al empuje lateral del viento, y aquella produce una derrape
 o traslación lateral o derrape centrífugo del aeroplano
 resultando de la composición de estos ~~y~~ movimientos y de la
 X velocidad del aeroplano, ~~el viraje~~ la iniciación del viraje
 en la forma, ya sabida, de vuelta de pera, tanto mas
 pronunciada cuanto mayor sea el momento de inercia del
 aeroplano en relación a su masa, relación que se llama
radio de inercia, puesto que dividiendo el momento de
 inercia I ~~por~~ (que es igual a la suma de los productos
 $m r^2$) por la masa m del cuerpo, resulta el cuadrado del
 radio medio de los diferentes masas que lo componen.

En esta fase, por lo tanto, se inicia la desviación de la direc-
 ción del aeroplano y su derrape en sentido contrario.

X 2º Al iniciarse el viraje, el ala de fuera recorre mayor camino que la de dentro, lo que aumenta su velocidad relativa con el aire y su sustentación, trasladándose hacia el centro de giro que ya no coincidiría con el de gravedad de lo cual nace un par de sustentación que inclina al aeroplano lateralmente hacia dentro, llamando dentro y fuera en el viraje a la dirección del radio de giro hacia el eje del viraje o ~~hacia~~ en el sentido contrario. El derrape centrífugo que continúan, contribuye a aumentar este desequilibrio por la menor aerodinámica del cuerpo del aeroplano sobre el ala interior disminuyendo aun mas su sustentación.

El aeroplano en esta segunda fase continúa su viraje y su derrape centrífugo, ~~and~~ iniciando su inclinación transversal hacia dentro.

X 3^a Al aumentar la inclinación transversal aparece una ^{lateral} componente de la acción de la gravedad que tiende a hacer resbalar de ala al aeroplano hacia dentro, oponiéndose al derrape centrífugo, al que llegan a anular, ~~cesando~~ ~~esta~~ La característica de esta fase es, pues, la desaparición del derrape centrífugo por el aumento de inclinación transversal que origina el por de sustentación.

4^a Aunque ya el cuerpo no da sombra aerodinámica al ala interior, la diferencia de velocidades de esta y la exterior continúa mientras sigue el viraje, y el por sustentador sigue ejerciendo su acción de inclinación aumentando la inclinación transversal del aeroplano hasta que el aeroplano comienza a resbalar de ala, ~~movimiento~~ hacia dentro, movimiento cuya iniciación caracteriza a la 4^a fase

y 5ª El restablamiento ~~centrípeto~~ de ala hacia adentro, o ~~hacia~~ ~~dentro~~ centrípeto, continúa acentuándose, haciendo que las alas reciban el viento por el costado de la de dentro (que viene a hacer de borde de ataque) al mismo tiempo que la sombra del cuerpo sobre el ala de fuera y el efecto de la V transversal de estabilidad, hacen que el centro de presiones, que se había trasladado al ala exterior, vuelva acercándose al nuevo borde de ataque, hasta llegar al centro de gravedad del aeroplano, en cuyo momento se establece el equilibrio, y el viraje puede continuar indefinidamente, si la acción del timón no ~~continúa~~ ^{sigue} acelerándolo, en cuyo caso puede ~~a la caída en barrena~~ llegar a la caída en barrena.

Para hacer el viraje correctamente y sin perder altura es necesario que el mando del timón ~~desaparezca~~ cese en la

cuarta fase, al iniciarse el resbalamiento, y se haga negativo conteniendo el efecto acelerador del viraje que origina el plano de deriva al recibir lateralmente al viento.

X Al mismo tiempo hay que mandar en estos dos últimos fases en el equilibrador, encubriendo algo ~~del aeroplano~~ (a lo cual contribuye también el timón ~~en cuando contrario~~ por la posición inclinada del aeroplano) para evitar la pérdida de ~~velocidad~~ altura.

X La ^{inclinación} ~~posición~~ perfecta del aeroplano durante el viraje es aquella en que las alas son normales a la resultante entre la fuerza de la gravedad (peso G) y la fuerza centrífuga $R_r = \frac{G v^2}{127 r}$, pues esta resultante es la que marcará la dirección de la vertical aparente en el aeroplano, cuyo inclinómetro transversal marcará la posición horizontal si el aeroplano guarda esta inclina-

cine en el viraje. Como venas en la figura ¹⁹⁰ las alas tendrían que formar una ~~angulo cuya tangente~~ inclinación lateral, o escoramento ν (upsilon) determinado por la fórmula: ~~$tg \nu = \frac{G}{g}$~~

$$tg \nu = \frac{Rr}{G} = \frac{Gv^2}{127 r G} = \frac{v^2}{127 r}$$

que será tanto mayor cuanto mayor sea la velocidad del aeroplano v , y menor el radio de giro del viraje r .

Como hemos visto antes, esta posición correcta no puede mantenerse en equilibrio ~~con solo el timon y el~~ sin hacer intervenir los ~~mandos~~ mandos, porque el por de sustentación originada por la diferencia de velocidades de ambas alas lo impide. Para conservarlo hace falta ~~mandos~~ ~~con el timon de direccion en contra del viraje para que el~~ ~~mandos~~ el corregir en el ~~a~~ mandos lateral el ángulo de

ataque de las alas, aumentando el de la interior para ~~cont~~
 llevar al centro ~~la~~ ~~campo~~ la reacción del aire, y esto
 se realizará mas facilmente con ~~los~~ ^{sistema de} el mando trans-
 versal que no ~~amen~~ altera el equilibrio de la resistencia
 al avance de los dos alas, porque en caso contrario, el ala
 interior resultaría frenada y el viraje se acentuaría
 obligando a un mando ^{contrario} mas enérgico por parte del timon.

Al mismo tiempo hay que corregir con el equilibrador,
 o con este y el timon en la posición inclinada del aeroplano,
 el efecto del par giroscópico según el sentido en que se
 manifieste.

tiene arrastre de ^{aleron,} ~~al~~ o sea si
 Si el mando lateral ~~frena~~ ^{frena} al ala que se trata de
 hacer subir, puede producirse el viraje sin que
 lo inicie el timon de dirección, mandando a fondo el

~~alabeo o brida~~ pues basta con accionar a fondo este
mando lateral. En efecto, si se manda nuevamente, el
aumento de sustentación de una de las alas ~~acon~~ será
de mas efecto que el frenado, el ala subirá, el aeroplano
resbalará sobre el ala mas baja y, recibiendo el plano
de deriva el viento lateralmente, hará virar al aeroplano
hacia el lado del ala mas baja; pero si el mando es
brusco y a fondo, el aumento de ángulo de ataque en una
de las alas será tambien grande, su rendimiento aerodi-
námico pequeño, y la resistencia al avance preponderará
frenando al ala que debería de subir pero que no su-
birá por perder ~~velocidad~~ mas velocidad que la otra,
produciéndose el viraje en sentido contrario que en el
caso anterior.

X_h

El torbellino del aire proyectado por la hélice produce el efecto de facilitar el viraje a ~~un costado~~, dificultando al otro, ~~y al~~ la izquierda si la ~~hélice~~ hélice gira a derechos, dificultando ^{viraje a la derecha} el ~~contrario~~, y recíprocamente, pero siempre que esté el motor en marcha, pues en el plano puede ocurrir lo contrario. El per motor tiende a acentuar ~~o disminuir~~ la inclinación del ~~vicio~~ aeroplano en el viraje cuando ^{es a la izquierda y} la hélice gira a derechos ~~y a la izquierda~~ y a la inversa, aunque generalmente no se hará notar ~~poco~~ si está bien compensado; sin embargo hay que tener en cuenta que al pararse o al ponerse en marcha el motor, cesa o nace bruscamente este par y puede comprometer el equilibrio si el

aeroplano tiene una inclinación ^{extremada} ~~muy acentuada~~ por estar realizando un viraje rápido, así pues, ~~cuando~~ y si el por motor, ~~o~~ en desaparición, tiende a acentuarse. Así pues, se debe evitar parar el motor cuando la hélice gira a derechas y el aeroplano está inclinado a la derecha, y puesto en marcha cuando está inclinado a la izquierda, o sea, en general, no se debe parar motor cuando el aeroplano está inclinado al lado donde gira la hélice, ni hacerlo arrancar cuando la inclinación es la contraria.

Hay que tener en cuenta que, durante un viraje, el equilibrio del aeroplano es siempre mas precario que en vuelo recto, no solo por la mayor complicación de

los fuertes que actúan, sino porque, por muchas causas, el aeroplano sufre ~~perdida~~ disminución en su velocidad que contribuye a empeorar la eficacia de sus mandos.

Esta disminución de velocidad ~~para~~ es originada:

1.^o ~~por el aumento de reacción normal~~ 1.^o porque el aeroplano tiene que sostener a la resultante del peso y de la fuerza centrífuga, que siempre es mayor que el peso solo, con lo cual vuela como si su carga hubiera aumentado, 2.^o por la resistencia al avance originada en el timón, 3.^o por la resistencia del equilibrador actuando para compensar el ~~por~~ giroscópicos; y 4.^o por disminuir el rendimiento de las alas al no recibir el viento en las condiciones normales del vuelo. Por todas estas causas el exceso de potencia con que el aeroplano cuenta para el vuelo horizontal y recto, se reduce considerablemente en los virajes, en los evasos, si el motor es escaso, hay que extremar las precauciones.

(414)

De lo anterior se deduce la maniobra ^{general} que el piloto debe efectuar con sus mandos para hacer virar al aeroplano y para salir del viraje.

Para ~~virar~~ tomar un viraje debere iniciarlo con pie y palanca, marvemente, al costado a que se desee virar, para inclinar al aeroplano evitando el derrape centrifugo que resultaria de la sola accion del timon. Una vez iniciado el viraje debe disminuirse ~~la accion~~ el ^{mando} ~~efecto~~ del timon, que tiende a inclinar hacia abajo la proa del aeroplano, hasta suprimirlo, o mandos al contrario si el viraje se acentua demasiado, tirando algo de la palanca para levantar la proa, teniendo en cuenta que, cuando la inclinacion es grande, el equilibrador sustituye al timon en el ^{mando de direccion} ~~el viraje~~, y este al equilibrador en el mando de altura.

~~La palanca~~ El mando transversal, una vez conseguida la

inclinación correcta, debe cesar y actuar en sentido contrario echando la palanca hacia arriba para destruir el por de sustentación y evita que la inclinación se siga acentuando.

Si estando con el aeroplano inclinado ~~por el viraje viraje~~ se echase hacia adelante la palanca, cesaría el viraje, por actuar en este caso el equilibrador como mando de dirección, y ~~no~~ desapareciendo la fuerza centrífuga, restaría de ala el aeroplano, por lo cual, para salir del viraje es necesario ~~primero, o simultáneamente~~ elevar el ala baja mandando a fondo y hacia fuera a la palanca de mando, al mismo tiempo que se lleva algo hacia delante ~~para~~ y se engueja más el pie de fuerza para que cese el viraje al mismo tiempo que se resta la horizontalidad.

El por giroscópico, cuando el aeroplano está ^{mucho} inclinado virando a cualquiera de los lados, se corrige apretando

(416)

el pie' contrario al giro de la hélice, o sea el izquierdo si la hélice gira a derechos, y ~~el~~ el derecho si gira a izquierdas. Cuando el aeroplano está poco inclinado se corrige por el equilibrador según la regla ya dicha.

X

En la figura 191 se indican gráficamente los mandos de los tres mandos para virar y para salir del viraje.

Funcionamiento del aeroplano:

Vuelo en viento.

Supondremos primeramente el caso de que el viento sea horizontal, uniforme y homogéneo, es decir, que su ^{dirección} ~~dirección~~ sea paralela al plano del horizonte, que su ^{int} intensidad ~~se~~ varíe con el tiempo en cada punto (que no sea arrachado), y que ~~temperatura~~ ^{temperatura} varíen también sean las mismas en cualquier punto en cada momento. Un viento de esta clase es equivalente a la masa de aire en calma referida a un observador que se mueva con movimientos rectilíneos, horizontal y uniforme.

Ya hemos visto que la partida contra un viento de esta clase es favorecida, puesto que equivale a partir en aire en calma estando el aeroplano apoyado en un suelo que corre en

en misma dirección, con lo que encontraría su velocidad propia incrementada gratuitamente con la del terreno. En cambio, la partida con viento de espaldas (que en este caso no podríamos llamar a favor) sería análoga a tener que despegar corriendo sobre un terreno que huyera bajo las ruedas del aeroplano en sentido contrario, restándole su velocidad de la que, a costa de su motor, fuera alcanzando el aeroplano.

Una vez en ^{el aire} ~~vuelo~~, y prescindiendo del terreno, el vuelo en un viento de la clase que consideramos es exactamente igual que si se efectuara en aire en calma, el aeroplano alcanza igual velocidad (con relación al aire), recibe iguales reacciones, sube y baja con igual rapidez y en iguales posiciones, los manijos de mando son idénticos, etc., lo cual es evidente puesto que el vuelo en aire en calma sería un vuelo en viento horizontal, uniforme y homogéneo para un observador que se moviera horizontalmente en veloci-

dad y dirección constantes, y un vuelo en viento de esta clase sería un vuelo en calma para un observador que se mueva con el viento, por ejemplo, tripulante de un globo libre.

El único procedimiento que podría tener un tripulante de un aeroplano para saber si está volando en aire en calma o en viento horizontal, uniforme y homogéneo, sería el de observar el ~~su~~ ^{aparente} movimiento del suelo debajo de él; si este es igual al del viento relativo que recibe en su marcha, el aire está en calma, pero si difiere en velocidad, dirección o ambas cosas, está ~~no~~ volando en viento.

Para saber la velocidad u que un aeroplano tendrá con relación al suelo, cuando vuele con velocidad propia v dentro de un viento de velocidad w , se formará el triángulo de las velocidades, poniendo a continuación una de otra las

rectos (vectores) que representen en magnitud y direccin las velocidades $\underline{v}$ y $\underline{w}$, y uniendo el origen de la primera con la terminacin de la segunda tendremos otro vector $\underline{u}$ que representar la velocidad y direccin del aeroplano con relacin al terreno. Si la velocidad $\underline{w}$ del viento no tiene igual direccin que la $\underline{v}$ del aeroplano, la direccin de la velocidad resultante, ~~o absoluta~~ $\underline{u}$ no ser tampoco la misma que marca la proa del aeroplano, y este ser arrastrado lateralmente por estar apoyado en un aire que se mueve oblicuamente, pero sin que el viento relativo de la marcha deje de llegar al aeroplano en direccin de su proa. Este efecto se llama deriva, y el ngulo que forma las velocidades $\underline{v}$ y $\underline{u}$, ngulo de deriva.

Podemos fijar bien las ideas para distinguir las palabras X deriva, derrape y resbalamiento. La deriva ocurre cuando, estando en vuelo correcto un aeroplano dentro de una masa de

aire, esta se mueve oblicuamente con relación al terreno; el aeroplano recibe el viento como si volara en calma y no podría conocer que supe deriva si no observara al suelo. El derrape se verifica cuando el aeroplano, en un cambio brusco de dirección, en virtud de su inercia ~~sigue~~ se mueve en una dirección que no es la de su proa; en este caso, el viento relativo que recibe es oblicuo a su eje y nacen reacciones aerodinámicas que no son las normales en el vuelo correcto. El restalamiento es el efecto análogo al anterior pero producido por la acción de la gravedad cuando el aeroplano se inclina demasiado lateralmente.

El derrape y el restalamiento son fenómenos en que intervienen las reacciones aerodinámicas; en cambio, la deriva es un fenómeno puramente cinemático, o sea de composición de movimientos.

La velocidad ^{propia} V del aeroplano con relación al aire (que es la que le sostiene) se suele llamar velocidad ^{relativa} ~~propia~~, la w del viento

con relación al suelo, velocidad de arrastre, y la resultante u que de las dos anteriores, que es la que tiene el aeroplano con relación al suelo, velocidad absoluta.

La velocidad absoluta u puede resultar mayor o menor en intensidad que la propia v del aeroplano, para seguir una dirección dada; en el primer caso se dice que el viento es favorable, y en el segundo que es perjudicial. Puede también darse el caso que la velocidad y dirección del viento sean tales que no sea posible obtener una velocidad absoluta u en la dirección deseada, y entonces se dice que el viento es no navegable.

X Dada la dirección que se trata de seguir en un viaje aéreo, y la velocidad propia v del aeroplano, es fácil conocer inmediatamente el efecto de cualquier viento, representado en intensidad y dirección por un vector, por medio de la figura 193 que consiste en trazar, desde el punto 0 de partida, una recta

~~de~~ que marque la direccin deseada $\underline{OU}$, y dos paralelos a ella, ~~en la dire~~ una por cada lado y a la distancia $\underline{v}$, ilimitados en la direccin señalada y comenzando en puntos que corresponden al de partida, a uno y otro lado; se tracen tambien dos semicircunferencias de radio $\underline{v}$, una con centro en $\underline{O}$ y la otra sobre la $\underline{OU}$, y a distancia $\underline{v}$ de $\underline{O}$, limitando estas circunferencias en ~~los dos~~ sus puntos de tangencia con los dos rectos paralelos, y asi quedara el plano dividido en tres regiones: la comprendida entre los dos paralelos y la segunda semicircunferencia, ilimitada en el sentido de la direccin dada; la ^{encerrada} ~~comprendida~~ entre las dos semi-circunferencias y los trozos de paralelos comprendidos entre ellas, limitada en todos sentidos; y la zona exterior a estas dos regiones. Si trazamos por el punto $\underline{O}$, el vector que marque el viento $\underline{w}$ (en igual escala que se haya tomado tomado $\underline{v}$) su extremo queda dentro de la primera region, el

vient sera favorable, si quod en la segunda p[er]iodicidad,
y si quod fuera de entre, o sea en la tercera, no nose-
gote! es facil comprender que formando el triangulo de
la velocidad en cada caso, la resultante v en la
direccion deseada es mayor ~~menor~~ o menor que v .

El viento no nublado, como es logico, es siempre
o imposible. En viento no nublado, como es logico, es siempre
de intensidad superior a la velocidad propia del aeroplano, aunque la velocidad
con un viento determinado v y todos los direcciones
posibles del aeroplano, con velocidades propias sea v , se

forman ~~de~~ la circumferencia circular en la figura
y los valores de la velocidad absoluta exterior representados
por la rectas que partiendo del origen de v fueran a termin-
a cualquier punto de dicha circumferencia. Si v la velocidad
del viento fuera mayor que la propia v del aeroplano,
el origen de v quedaria fuera de la circumferencia y ha-

no es cierto

X
X

hacia un sector de dirección de la velocidad absoluta $\underline{u}$, en el cual se podría navegar, y otro en el que el viento $\underline{w}$ resultaría no navegable; el primero se llama sector abordable y el segundo no abordable.

Cuando se trate de hacer un viaje en una cierta dirección, es necesario que, no la pinta del aeroplano que marca la dirección $\underline{v}$, sino la ~~velocidad~~ velocidad absoluta $\underline{u}$, que es la que sigue el aeroplano con relación al suelo, está en la dirección deseada, y esto debe ser comprobado en el aire con la mayor frecuencia posible para evitar rodeos inútiles, lo cual se puede hacer observando el suelo bajo el aeroplano, y su ^{movimiento} ~~dirección~~ aparente marcará la dirección absoluta, de $\underline{u}$, virando que ha de hacerse coincidir con la deseada referida a la brújula, virando en el

sentido conveniente, para lo cual puede ser de utilidad el derivómetro y el navegógrafo que, por medio de la medición de los derivos obtenidos en direcciones del aeroplano diferentes
 X permite resolver el triángulo de las velocidades y determinan el ángulo de deriva que se ha de tener cuando la dirección de u sea la deseada (o sea la dirección en que habrá de ponerse la prova) y la velocidad absoluta u que se obtendrá. (fig 195)

X Si desde el aeroplano se observan dos líneas bien marcadas del horizonte ^(fig 196) se notará que en unas direcciones el horizonte mas lejano se mueve, en relación al mas próximo, en el mismo sentido que el aeroplano, y en otras en sentido contrario; habiendo una dirección en la que un punto del horizonte lejano está siempre sobre otro fijo del horizonte próximo: esta será la dirección de la velocidad absoluta, de modo que virando hasta que ~~esta~~ los puntos de ambos horizontes queden inmóviles

X relativamente en la dirección deseada, el aeroplano también la seguirá en relación al suelo e irá directamente al punto deseado.

X En los viajes de ida y vuelta ~~entre~~ entre los puntos, los triángulos de las velocidades tendrán la forma de la figura 197. Se ve en ellos que, en ambos trayectos, ~~la~~ el ángulo de deriva es el mismo pero contados en sentido contrario; es decir que si a la ida la dirección absoluta u está a la derecha de v, a la vuelta estará a la izquierda. De esto se puede deducir la regla práctica para orientar al aeroplano en la dirección conveniente para la vuelta, pues basta tomar ^(en la brújula) la dirección contraria al rumbo marcado por la proa en la ida desviándola en el sentido opuesto un ángulo igual al de deriva a la ida.

Como también se ve en la figura, la velocidad absoluta media en el viaje de ~~id~~ ida y vuelta = $\frac{u + u'}{2} = \frac{OM'}{2} = OM$, es siempre

menor que ~~se~~ la velocidad propia $\underline{v}$, y tanto menor cuanto mayor sea la componente de la velocidad del viento $\underline{w}$ perpendicular a la dirección seguida; por lo tanto: en los viajes de ida y vuelta el viento es siempre perjudicial. Esto puede extenderse a todos los viajes en circuitos cerrados en los que el viento ~~no~~ sea constante.

X Un viraje circular conecto descrito por un aeroplano ~~navegando~~ en viento, resulta, en relación al suelo, en ^{la} forma ~~de~~ indicada en la figura 192, describiendo una curva que es la llamada cicloide acortada o alargada según que el viento $\underline{w}$ sea mayor o menor que la velocidad propia del aeroplano $\underline{v}$. Esta curva es la descrita por ~~un punto de la circunferencia~~ el aeroplano si estuviere fijo ^{a la distancia} ~~en una plataforma que~~ ^{horizontal} rodase a una rueda ~~que~~ de radio $\underline{w}$, que rodase por una recta paralela al viento, siendo $\underline{v}$ la distancia del aeroplano

al centro de la rueda.

X Cuando un aeroplano dirige su proa constantemente a un punto fijo del terreno, volando con viento oblicuo a la direccin inicial, describe, con relacin al suelo, una curva, llamada del nadador, por ser la que recorreria un hombre nadando con velocidad constante en una corriente dirigiendose constantemente a un punto de la orilla. (fig 193) Esta curva tiene la propiedad de que llega al punto fijo (si el viento ~~es~~ tiene menor velocidad que el aeroplano, porque en caso contrario no llega nunca) en direccin opuesta al viento.

Considerando este mismo movimiento con relacin a la masa de aire móvil en que vuela el aeroplano, resulta otra curva llamada de la persecucin, o del perro, por ser la que se supone describe un animal de esta clase ^{dirigiendose} ~~que se~~ ~~dirige~~ constantemente a su amo que anda en línea recta. (fig 194)

En este caso, la masa de aire se supone fija, y el punto del terreno es el que se mueve en relación a ella. Como es ~~normal~~ natural, la curva del perro también alcanza al punto móvil cuando la velocidad de aquel es mayor que la de este, o sea cuando el aeroplano ~~se~~ corre más que el viento, y en este caso le alcanza ~~se~~ marchando en la misma dirección del punto móvil, o sea contraria al viento.

Esta trayectoria curva representa una pérdida de tiempo y aumento de recorrido que debe evitarse ~~marchando~~ ^{en línea recta,} volando con el ángulo de deriva necesario para que la dirección absoluta $\underline{u}$, y no la relativa $\underline{v}$, sea la que vaya al punto deseado.

Otra propiedad de ^{estas curvas} ~~la curva del perro~~ es que, si hay varios puntos ~~en línea recta, moviéndose sin variar el conjunto,~~ ^(fig 195) en la línea de la proa del aeroplano, este empleará el mismo tiempo, ~~dispar~~ ^{total} y recorrerá igual longitud ^{total} en el aire, diri-

giéndose sucesivamente a cada uno de ellos, que si lo hace directamente al último.

X

Si el viento, siendo uniforme y homogéneo, es ascendente, podremos suponerlo con relación a un observador que suba y se mueva con él, y entonces el aeroplano que vuela horizontalmente aparecerá bajando; ~~con una pendiente igual a la ascendente del viento de la resultante entre la velocidad del viento propia en igual velocidad de descenso que la ascendente del viento.~~ Su posición y ~~las reacciones~~ tendrá que ser pricada y el peso tendrá una componente que se sumará a la propulsi-
~~on facilitando el vuelo del modo idéntico a lo dicho~~
 y acelerando el motor por el aumento de velocidad.

X

en el vuelo descendente. Lo contrario ocurrirá ~~al ser~~ en el vuelo horizontal en viento descendente, caso ~~sea~~ idéntico al del vuelo ascendente en calma, que ya estudiamos.

recide et vient, qui tantin-ami hennet hennet et

aerophane a venir pour pour et vient par est came

un necesidad de qui active el plano de desir.

Supungueno ahora que el vient no sea homoporo, o desir

qui caute de intinidad o de desir de un punto a otro. Esta

como puede originar grandes sacudidas, trémulos, balanceos,

si en ala recide mas vient que la otra, ~~como puede~~ o un mayor

angulo de ataque, como puede suceder atravesando un viento

livre vertical; el aerophano se inclina fuercemente hacia

abajo esta perturbacion, en la medida que la permiten las masas

de la viscosidad en relacion al eje longitudinal, hasta alcanzar

una velocidad de giro trémulo en la cual, por la disminucion

sin del angulo de ataque ~~de~~ real del ala que ante, y aumento

en la que despi, se equilibran las perturbaciones de estos efectos.

Adertunadamente esta desequilibrio en la cual desir

para si se prolonga el aerophano se voltea lateralmente hasta

caer verbaleando de ala si el mando transversal era insuficiente para corregirlo.

X Mas grave es el caso de volar a lo largo del eje de un torbellino horizontal, como suelen originarse en ciertas condiciones ~~particulares~~ de viento, paralelamente a los crestos agudos de las montañas, porque la perturbación puede prolongarse todo el tiempo que el aeroplano vuela en el ~~centro~~ eje del torbellino, del cual debe separarse lo antes posible (fig. 196)

Otra ~~clase~~ ^{clase} de viento no homogéneo, de gran interés, por ser el caso general, es el de viento ~~creciente~~ de intensidad creciente con la altura. Al moverse la masa de aire que constituye el viento, sobre el suelo, las capas bajas reciben el rozamiento del terreno y pierden velocidad resultando que esta va creciendo de abajo a arriba por que el frenado de la tierra se comunica, por la viscosidad del aire, a las capas superiores pero perdiendo intensidad a medida

signal y se subirá más en ~~igual~~ tiempo.

En el caso de viento no homogéneo de esta clase, hay que tener la precaución de no virar para ponerse en viento de espaldas estando cerca del suelo, al despegar, pues el ala mas alta puede recibir mayor viento que la baja haciendo volcar al aeroplano, y restablecer de ala sin tener la altura necesaria para restablecer el equilibrio la posición correcta.

volverlo a poner en marcha.

El descenso con motor parado se llama planeo, y durante él desaparecen la propulsión y el par motor, que dando aquella sustituida por la componente de la gravedad que actúa en el sentido del eje longitudinal del aeroplano, que, en posición de planeo, ha de estar inclinado hacia delante. Si la hélice, al planeo el aeroplano, queda parada, ^(hélice en bandolera) desaparecerán también el par giroscópico en los virajes y el torbellino producido por ella, pero suele ocurrir en los que tienen mucho peso y poca resistencia del motor a girar en vacío, que el viento de la marcha la hace continuar su rotación como molinete, en el mismo sentido en que giraba como propulsor, en cuyo caso persiste el par giroscópico, ^{en los virajes} aunque muy debilitado, y el viento, después de empujar a sus palas, forma un torbellino también mas

debil, pero de sentido contrario al que la hélice ~~forma~~ origina
 accionada por el motor. Cuando la hélice gira como molinete
 es facil hacer arrancar de nuevo el motor en solo restable-
 cer el encendido y la alimentacion de combustible, pero si
 se ha detenido es necesario volver de los elementos auxi-
 liares de puesta en marcha que se llevan a bordo.

El planeo puede hacerse en linea recta o en viraje
 Estudiaremos primeramente el caso del planeo recto en
~~calma~~ aire en calma y con viento.

Un aeroplano en régimen permanente de planeo ~~donde~~.

Véase Sección de Aerodinámica
 del Memorial de May 23

Septiembre 1925.
 pag 368 y sig^{tes} hasta 372

... que en este caso no será horizontal.

En lo anteriormente expuesto hemos visto que el planeo puede hacerse con diferentes inclinaciones de trayectoria, comprendidos entre una de máximo alcance y otra de mínimo; suponiendo el aire en calma, la primera está determinada únicamente por el rendimiento aerodinámico $\frac{k_z}{k_x} = \beta$ (beta) ~~del aeroplano~~ máximo del aeroplano y la segunda se ha ha limitado por los ángulos de ataque máximo y mínimo que permitan el mando y la estabilidad longitudinales, pues este planeo de máxima inclinación puede hacerse con grande o con muy pequeño ángulo de ataque

Si el aeroplano planea con su máxima inclinación de trayectoria en posición de máximo ángulo de ataque, ^(fig 201) el piloto notará que se va a tierra con un ~~av~~ avión muy picado con relación al horizonte, e instintivamente, tratará

de encubritarlo tirando a fondo de la palanca, pero, como en realidad el aeroplano está encubritado en exceso con relación al viento que recibe en su caída, que es ~~casi~~ ascendente y casi vertical, continuará su descenso sin obedecer a los esfuerzos del piloto tirando en el mando del equilibrador puesto a fondo, en cuyo caso se dice que el aeroplano está destocado. Para salir de esta posición peligrosa no hay otro recurso que hacer disminuir el ángulo de ataque, e. o. sea picar empujando a la palanca hacia delante, entonces el aeroplano bajará aun mas su proa aumentando su inclinación con relación al horizonte, pero recuperando su posición de ángulo de ataque correcto con relación al viento que recibe en el descenso, ya tendrá mando y, si el piloto tira ahora suavemente de la palanca, el aeroplano volverá a la posición de planes normal.

X

#

Si, descendiendo en posición de planes de máximo alcance, el piloto tira de la palanca para encabritar, el aeroplano aumentará su ángulo de ataque con relación al viento relativo levantando su proa, pero la inclinación de la trayectoria con relación al horizonte aumentará, y disminuirá la acción de los mandos, no solo por la menor velocidad del planes sino por actuar con ángulos de ataque demasiado grandes (las aletas y el equilibrador). Si se tira aun mas de la palanca el aeroplano entrará en pérdida y se desbocará quedando sin mandos, excepto para picar mas, único modo de salir de esta posición como se ha dicho.

X La posición de máximo se conoce generalmente por ser la mas encabritada en que se conservan los mandos con todo su poder, en ella, el piloto ve el horizonte por encima de la proa de su aeroplano con una elevación ^{fija} que puede servirle de guía cuando ya ^{la} ha experimentado, ~~el aeroplano~~ pero no debe tratar de conservarla dirigiendo la proa constantemente a un punto fijo del terreno porque pronto entraria en pérdida, pues esto ^{conduciría a} ~~exigiría~~ ir encabritando, sin darse cuenta, a medida que el aeroplano desciende (fig 202)

El viraje en planos, ^{que, prolongado, se llama} ~~llamado~~ con notoria impropiedad planos en espiral (puesto que la curva que describe el aeroplano en este movimiento no es una espiral sino una hélice), se efectúa con arreglo a lo dicho para el viraje con motor, con solo tener en cuenta que la corrección del por motor que ha desaparecido, tiende a inclinar al aeroplano en el sentido en que gira la hélice; que no es necesario corregir el por giroscópicos por no existir o ser muy débil; y que el efecto del torbellino de la hélice, o no existe si esta se ha parado, o actúa débilmente en sentido contrario si continúa girando como motineta, o sea tendiendo a hacer virar al aeroplano hacia el lado del giro de la hélice (a la derecha si la hélice gira a derechas ~~y viceversa~~ e inversamente).

También hay que tener en cuenta otras circunstancias

que merece mención especial, y ~~Si un ala vira describiendo~~
~~una circunferencia horizontal~~ Si un ala inclinada lateral-
 mente, y presentando un cierto ángulo de ataque en el senti-
 do de su profundidad, ^(fig 203) vira horizontalmente alrededor de un
 eje situado en su prolongación lateral, el ángulo de ataque
 de cada una de sus secciones será constante puesto que
 todas ellas reciben el viento ^{relativo} horizontal y en el sentido de
 la profundidad, ~~Además tiene~~ pero la velocidad de este viento
 será tanto mayor cuanto mas lejos esté del eje de giro
 la sección considerada, y por lo tanto la parte exterior al
 viraje recibirá mayor sustentación que la interior, y el ala
 tenderá a aumentar su inclinación cada vez mas. ~~si~~

Supongamos ahora que este ala, al mismo tiempo que
 vira, desciende en el aire; entonces, el viento ^{relativo} que recibe
 cada sección será parte horizontal y parte ascendente, es decir

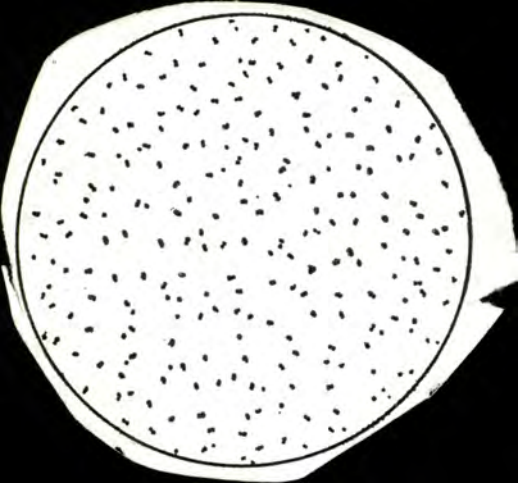


Fig. 1.

El ave aumentado
un millón de
veces

X

que tendrá una componente horizontal que es la debida al giro, y otra ascendente debida al descenso; Esta será ^{en cualquier seccion,} constante puesto que todos los puntos del ala bajan por igual, pero aquella ya hemos visto que es mayor en la parte exterior al viraje que en la interior, luego la resultante de los dos tenderá mas a la direccion horizontal en la parte de fuera, y a la vertical en la de dentro, resultando que el ángulo de ataque real será mayor en esta parte que en aquella. ^(fig 204) De este modo la parte del ala hacia donde se vira tendrá menor viento relativo pero lo recibirá con mayor ángulo de ataque que la de fuera, en donde ocurrirá lo contrario, resultando y la misma sustentacion aproximadamente recibirá una que otra, no siendo necesario por lo tanto ~~manipular en el mando trans-~~ originandose, por lo tanto, el por de sustentacion que en el viraje horizontal tiende a inclinarse al ala hacia adentro.

De esto se deduce que en los virajes planeando no es necesario generalmente mandar con la palanca hacia afuera (contraalabeo) para evitar la inclinación transversal exagerada y el resbalamiento que se originaría en el viraje horizontal.

Un aeroplano apto para hacer movimientos acrobáticos puede descender en la vertical a (descenso a pique), o virando alrededor de un eje vertical que pase por el mismo avión (barrena), en cuyo caso la pendiente máxima de planes llega a ser la vertical, pero los que no tienen mando suficiente para esto, o exceso de estabilidad, no pueden variar su inclinación de trayectoria de planes mas que entre ciertos límites, tanto en planes rectos como en viraje, en este caso algo mas estrechos puesto que el avión necesita tirar algo mas que en planes rectos para obtener un aumento de propulsión debido a la gravedad, que le compense los caensos que tienden a

hacerle perder velocidad en el viraje, y que ya se citaron.

El espacio abordable por un aeroplano en planeo está por lo tanto limitado en todos sentidos según los límites de inclinación de planes rectos que pueda tener y el radio del menor viraje que pueda realizar.

X Supongamos un aeroplano, con motor parado, en el punto O (fig 205) y tracemos a derecha e izquierda las circunferencias que representen los virajes de mas corto radio que pueda realizar en planeo (tanto mas pequeños cuanto mejores condiciones aerobálticas tenga el aeroplano). El punto mas lejano que podría alcanzar por delante de si, ~~será~~ con pequeña altura, será por ejemplo el A, con planes de máximo alcance, y fuera de su dirección podría alcanzar otros puntos, ~~en los que se vería~~ ~~figura~~ virando ~~primero~~ y planeando ~~recto~~ recto, en los que se vería.

ficará que el camino recorrido sobre la circunferencia del viraje y en la parte recta sea igual a OA. En realidad debiera ser algo menor puesto que, al virar, la pendiente de planes ha de ser algo mayor que en planes rectos, pero la diferencia es pequeña y podemos despreocuparnos para simplificar la figura.

La curva que resulta como límite del alcance del planes en varias direcciones es la que describiría ~~un~~ ~~el~~ ~~extremo~~ un lapin atado al extremo de un hilo enrollado en la circunferencia de viraje mínimo, al desarrollarse, que es la llamada envolvente de círculos.

Los ^{puntos A'} ~~extremos~~ de mínimo alcance estarían obtenidos virando a ambos costados con la máxima pendiente y con el mínimo radio, y la curva que forman sería la descrita por un punto

rueda sobre una rueda, la cual sufre todo el trabajo del tren de aterrizaje por lo que puede sufrir la rotura, si el piloto no tiene la habilidad ~~en~~ y precisión suficientes ^{lateralmente} para enderezar al aeroplano instantaneamente a su contacto en tierra de modo que, sin destruir el resbalamiento, toquen ~~as~~ ambas ruedas simultaneamente. Las ruedas orientables y con eje que pueda inclinarse lateralmente, evitan algo estos inconvenientes aunque tienen la desventaja de hacer mas difícil el rodamiento recto porque, al no cargar el peso del aeroplano por igual en ambas ruedas habrá mas rodamiento sobre la mas cargada y tenderá ~~de~~ a virar hacia este costado.

Si el terreno tiene extensión suficiente puede permitir al aeroplano que viere al rodar para orientarse al viento, siempre que no lo haga tan bruscamente que ~~sea~~ pierda fuerza centrífuga lo vuelque, pero el caso general sera el de tener que

tomar tierra en viraje de costado ~~porque~~ a consecuencia de que el terreno es una ~~estrecha~~ estrecha faja oblicua a su direccin, y ~~en este caso~~ entonces no habi otro remedio que impedir el viraje, mandando a fondo con el timon la direccin para impedir el viraje, y con el ~~alabe~~ mando lateral como si se tratara de levantar el ala de sotavento, en lo cual se impide el vuelco y adem's, si los ^{alargues} ~~alabe~~, o el alabe, tienen arrastre, se ayuda la accin del timon.

Si el aeroplano, ~~el aeroplano~~ por haber perdido su velocidad antes de tocar en el suelo, se desploma y ~~llega~~ choca bruscamente con el, rebotar' una o varias veces segun la elasticidad y rapidez de recuperacin del tren de aterrizaje siendo cada vez menores

los botes sucesivos si el piloto mantiene quieta la
 prolanca no ejecutando maniobras ^{importantes} ~~en las~~ que involuntariamente
 aumente el desequilibrio. También pueden ocurrir estos
 saltos (botes) por llegar al suelo con exceso de
 velocidad y sin encubierta, en cuyo caso, si la altura
 del rebote es pequeña se debe dejar sin corregir, pero
 si es grande y el aparato tiene todavía bastante
 velocidad, puede hacer que aumente en altura el
 siguiente bote y caiga en pérdida en posición peli-
 grosa, por lo cual será conveniente meter motor antes
 de que el aeroplano vuelva a tocar en el suelo, y con-
 tinuar el vuelo, si es posible.

Las maniobras que el piloto debiera hacer para el

aterrizaje son, como se desprende de lo anterior, ^(fig. 213) la
 de engrujar la palanca hacia delante, estando en la
 posición de planes, para ganar velocidad, tirando de
 ella suavemente, & a medida que el suelo se acerca,
 para que el aeroplano toque en el sin choque, o quede
 volando paralelamente a él a la menor altura posible
 (menos de medio metro) hasta perder ~~la~~ su sustentación y
 tocar el suelo, en cuyo momento se debe llevar la palanca
 al pecho manteniéndola en esta posición mientras dure
 el rodamiento, corrigiendo, ~~continua~~ si el aeroplano tra-
 tase de desviarse hacia un costado echando la palanca
 al mismo costado y engrujando el pie contrario. Si el
 aeroplano da un bote sin velocidad, seguir en la palanca

al pecho, pero si lo da' con velocidad ~~deberá~~ se deberá empujarlo algo y meter motor; y si este no arrancara y el bate hubiera sido ~~sea~~ alto, maniobrar con la palanca como en un nuevo aterrizaje planeando.

Hay que tener en cuenta que en posición de pérdida de sustentación es peligroso quitar o meter motor bruscamente, porque el par de ~~sustentación~~ motor que ~~se~~ desaparece o aparece puede destruir el equilibrio transversal del aeroplano haciéndole caer de ala, sin que los mandos, en esta posición, tengan eficacia para corregirlo.

Para aterrizar con viento lateral, volando en la dirección del campo y sobre él, se echará la palanca al costado por donde viene el viento, o sea al opuesto

a por donde aparece venir el terreno, hasta originar un resbalamiento que anule la deriva; al ir a tocon en el suelo, levantar el ala caída echando bruscamente la palanca al otro lado y ~~al mismo~~ en cuanto toquen las ruedas, empujar el pie de sotavento y volver la palanca al pecho y al costado de barlovento, para ~~corregir el~~ impedir el viraje y el vuelco (fig. 214)

Vuelo sin motor

Un aeroplano desprovisto de motor α

(Véase Sección de Aeronautia del Memorial de Ingenieros
pag 294 a 298 .)

— aún no resueltas, de la Aerodinámica

* Para que el vuelo a vela dinámico pueda efectuarse con la mayor eficacia ~~es necesario que~~ la superficie sustentadora debe ^{en posición} adaptarse ~~lo~~ antes posible a la perturbación del viento relativo que ha de incrementar bien la energía potencial (altura) o la energía cinética (velocidad) del aeroplano para sostenerlo en vuelo. Para esto es necesario que el momento de inercia del ala para encabitarse o picar sea el menor posible, bien por ser el aeroplano muy ligero y de ~~masas~~ masas muy concentradas en el centro de gravedad, o por que tenga las alas independientes móviles con relación al cuerpo, solución que será necesaria en los grandes aeroplanos veleros.

También será conveniente que el aeroplano tenga una forma que le permita recibir el efecto de la perturbación del aire en cuanto se inicie, para que al llegar su máximo la superficie sustentadora esté en la posición ^{adecuada} ~~conveniente~~, para esto, como el aeroplano siempre recibirá ~~el~~ al aire por su parte delantera y en esta parte se notará la iniciación de la perturbación antes que en el centro, puede dar buen resultado ~~en los aviones~~ veleros, la disposiciones que se han considerado defectuosas para los demás aeroplanos, ~~de colocan delante de~~ de alas en tandem, o de equilibrador delantero ~~o de bien aislado~~ o con plano horizontal fijo, constituyendo ~~una especie de super~~ ~~fija~~ un órgano explorador avanzado que anuncie la perturbación del aire que se aproxima y prepare automáticamente al ala ^a ~~para~~ tomar la posición mas favorable para aprovechar su energía.

Hidroaviación.

Los aeroplanos cuyo tren de aterrizaje ha sido sustituido por uno o varios flotadores que le permitan la estancia partida y aterrizaje en agua (^{amaraje, acuaticaje}~~anclaje~~), reciben el nombre de hidroaviones o hidroaeroplanos, nombre que no hay que confundir con el de hidroplanos que designa una especie de canoas automóviles, no voladoras, cuya superficie sumergida tiene una forma apropiada para producir una reacción hidrodinámica sustentadora durante la marcha que haga disminuir su calado y, por lo tanto, ~~en~~ la resistencia del agua.

Los flotadores del hidroavión deben cumplir las principales condiciones siguientes: 1.^a flotabilidad, 2.^a navegabilidad, 3.^a ~~mínima resistencia al avance~~, 3.^a equilibrio de reacciones,

4.ª mavedad al choque, 5.ª mínima resistencia al avance, (???)
6.ª impermeabilidad, 7.ª resistencia mecánica, ~~7.ª mavedad al choque~~
y 8.ª ligereza.

X La flotabilidad se consigue dando a los flotadores una capacidad que desarrolle un peso de agua superior al del aeroplano más el necesario para anular la caída del hidroavión ^{sin sumergirse}, sobre el agua desde la altura que se suponga tolerable, que, siguiendo el criterio empleado en los trenes de aterrizaje, puede ser de 50 ~~cm~~ centímetros, no excediendo la reacción máxima de ~~Si supusiéramos~~ 5 veces el peso G del hidroavión.

X El trabajo de la caída estaría representado en este caso por 0,5 G Kiloграмetros, y debería ser equivalente al desarrollado por la ~~ft~~ fuerza de flotación ~~del~~ ^{del} que el flotador va ejerciendo a medida que se sumerge. Si suponemos a este de sección horizontal constante ^{de} 3 metros cuadrados, y puesto que la fuerza de flotación de cada metro cúbico es de 1000 Kgs.

tendremos el trabajo desarrollado en la sumersión del flotador igual ~~a~~ en una profundidad z igual a ~~$\frac{1}{2}$~~ la fuerza media de flotación ~~$\frac{1}{2} S z$~~ ~~por~~ $1000 \times \frac{1}{2} S z$ ~~kilos~~ $= 500 S z$ kilogramos, por la altura profundidad z , o sea $500 S z^2$, luego:

$$0,5 G = 500 S z^2 \quad G = 1000 S z^2$$

pero como $1000 S z^2$, que es la fuerza de flotación máxima, no debe exceder de $5 G$, resultará: $G = 5 G z$, $z = 0,2$.

luego la condición requerida quedaría satisfecha con un flotador ~~de~~ que desarolaje ~~5 veces~~ un volumen en litros igual a 5 veces el peso en kilos del hidroavion y de una altura mínima de 20 centímetros, pero como en lo anterior ~~se~~ ^{solo} se ha tenido en cuenta el trabajo desarrollado por las fuerzas hidro-táticas del agua al hundirse el flotador, y no de las hidro-dinámicas que no son despreciables, aunque ni difíciles de cal-

culos por depender de la inclinación de la carena, ~~de~~ de la forma del flotador y de otras circunstancias, en la práctica se suele dar al flotador una capacidad de flotación veces el peso del hidroavión. La altura del flotador también es generalmente mayor que 20 centímetros porque la forma no es de sección horizontal constante sino ~~una~~ creciente de abajo a arriba, como después veremos.

El flotador debe tener la forma necesaria para una buena navegabilidad por el agua para facilitar su marcha durante ~~la~~ la partida y el amerizaje haciendo que presente la mínima resistencia al agua. ^(fig. ~~218~~ 219) Esto se puede conseguir dando al flotador la forma de canoa o la forma de hidroglobo, en la primera se consigue la mínima resistencia por una proa afilada que corta el agua produciendo la menor cantidad de ola y una superficie

perfilada de modo que produzca la mínima resistencia de caena,
 que ries muy estrecha se llama catamarán (del nombre de una canoa india),
 mientras que, en la segunda, ~~la parte sumergida~~ ^{plana} tiene una
 parte inclinada formando ángulo de ataque con el agua, que

al recibir la reacción sustentadora se eleva y disminuye la
 parte sumergida. Esta reacción sustentadora del agua, como la resistente, es aproxi-
 madamente 800 veces superior a la del aire, por ser esta la relación de densidades.

El flotador no debe, en sus distintas posiciones de
 navegación, alterar el equilibrio ~~de~~ de las fuerzas que actúan
 sobre el aeroplano, que, como ~~sabemos~~ sabemos, deben pasar lo más
 próximas posible al centro de gravedad; en caso contrario ^{sería} ~~habría~~
^{insuficiente} ~~que actúan sobre~~ el mando longitudinal a fondo para llevar
 al ~~aeroplano~~ hidroavión a la posición que se desee durante la
 navegación de la partida y del ~~aterizaje~~ aterrizaje. Por
 esto es necesario que la resultante de la reacción del agua
 sobre el flotador durante ^{el reposo} ~~la marcha~~ y durante ^{la marcha} ~~el reposo~~,
 pase por el centro de gravedad, pero, en el primer caso

esta reaccion es vertical, y en el segundo inclinada hacia
 atras, lo que obliga a adoptar una forma que haga adelantarse
 a la reaccion del agua sobre el flotador, cuando este se pone
 en marcha, la cantidad suficiente para que siga pasando por
 el centro de gravedad. Esto se consigue haciendo que la super-
 ficie inferior del flotador no sea continua sino que, a
 una cierta distancia de la proa, proxima a la vertical del
 centro de gravedad, o un poco por atras, se interrumpa for-
 mandose un escalon (rediente) que obligue al agua ~~atras~~ a
 repararse del fondo del flotador, cuando este este en marcha,
 desde el rediente hacia atras, con lo que la reaccion queda
 aplicada a la parte delantera. (fig. ~~220~~ 220)

En algunos modelos de flotadores se usan dos o mas
 redientes, y cuando el fondo es muy plano, con lo que el

X aire tendría dificultad para entrar a llenar el espacio vacío entre el agua y el flotador detrás del rediente, se hace un conducto que comuniqué con la atmósfera esta parte a través del flotador.

~~La suavidad al choque del flotador en el agua se puede~~ ~~Habitualmente se observan~~ la fluidez que el agua presenta al ~~movimiento~~ choque con ella de los cuerpos a pequeña velocidad que se observan habitualmente puede inducir a error ~~de~~ en apreciación su efecto al tocar o caer en ella un hidroavión que marcha a cientos de kilómetros por hora; ~~La~~ la reacción en este caso es comparable con la del suelo y hay que adoptar procedimientos para evitar que actúe bruscamente con lo cual ejerce un efecto destructor en el aeroplano. Para esto se puede dar al flotador, en su parte destinada a tocar ^{saliente} primeramente en el agua, de un ~~forma~~ ^{afilado}

o quilla que se prolongue en la proa, y de forma que aumente gradualmente la seccion sumergida; si esto no fuera posible por emplearse flotadores hidoplano de fondo plano, seria necesario interponer amortiguadores elásticos entre el flotador y el ~~resto del aeroplano~~ cuerpo del aeroplano.

Es necesario tambien que el flotador no constituya durante el vuelo una resistencia al avance exagerada que ^{demandado} reduzca el rendimiento aerodinámico del conjunto del aeroplano, por ello se le da la forma mas parecida a la fuselada o correntilínea que sea compatible con las condiciones citadas anteriormente, prefiriendo disminuir la resistencia al avance a darle forma sustentadora aerodinámicamente, lo cual ha de producir siempre un resultado muy precario.

dada la poca adaptación de los flotadores para tener una forma de buen rendimiento aerodinámico. Por este razón son generalmente preferidos los flotadores de caucho a los hidróplanos.

La impermeabilidad se consigue por el barnizado o colapateso exterior análogos a los de los canoas, estableciendo doble ~~cubierta~~ casco con espacio intermedio estanco, o intercalando una tela cauchotada o impermeabilizada entre dos chapas de madera contrachapada que constituyen la superficie del casco. Las necesarias condiciones de solidez o resistencia mecánica y de ligereza se consiguen adoptando una construcción análoga a la de los canoas, o sea con cuadernas, o armaduras transversales, unidas por la quilla, como elementos resistentes y por las chapas que constituyen la cubierta exterior impermeable. Los materiales empleados suelen ser la madera y el duraluminio, tanto para

el armazón interior, como para la cubierta, que en el caso de ser metálica es necesario extremar la precaución de la pintura varias veces al año y además siempre que haya recibido sufrido un roce ^{o arañazo} con algo exterior que ~~la~~ hubiera puesto ~~el metal al descubierto~~ la superficie del metal al descubierto por pequeña que sea la extensión.

- Los flotadores pueden ser aislados o formar parte del fuselaje: en este último caso el hidroavión puede llamarse también canoa-volante. El flotador aislado puede ser único, o doble; la primera ^(fig 221) disposición ~~exige la colocación~~ ^{que llevan} de flotadores auxiliares en los extremos de las alas para evitar que estos toquen en el agua si el aeroplano se inclina lateralmente, los cuales pueden ser de forma fuselada ~~para~~ ^{que} se de mínima resistencia al avance, o terminados por debajo en una chapa inclinada que levante al ala al tocar en el

agua por la reacción aerodinámica creada.

X El flotador doble tiene la ventaja de adaptarse mejor al tren de aterrizaje de un avión terrestre, cuando se trata de convertirle en hidro, con solo sustituir las ruedas por flotadores.

X También se usa una clase de flotadores, ^{de la clase de hidróplanos,} llamados de persiana, constituidos por varios chapos metálicos ~~en~~ superpuestos, en forma de superficies sustentadoras, generalmente inclinadas lateralmente hacia el centro del aeroplano, adaptados al ~~flotador~~ cuerpo flotante y que ~~actuando como~~ originando una reacción sustentadora en el agua, de buen rendimiento por su forma perfilada, y que elevarán al hidroavión a medida que la velocidad sea mayor disminuyendo el número de superficies sumergidas y la resistencia del agua.

En todos estos sistemas de flotadores aislados se revela

colocan en ~~la~~ el extremo de la cola otro flotador auxiliar, análogo ~~al de~~ a los de las alas, para evitar que la cola entre en el agua si el ~~aero~~ hidroavión toma una posición demasiado encabitada.

Cada uno de estos sistemas tiene ventajas e inconvenientes para su empleo en agua no muy agitada, pero para los grandes hidroaeroplanos de alta mar, la forma de canoa-volante parece presentar ventajas de navegabilidad que la hacen ~~canasta~~ preferible a los demás.

La disposición general de los hidroaviones de doble flotador, como ya se ha dicho, es análoga a la de los aviones terrestres, pero la de los canoas voladoras ^(fig. 222) difiere en que el grupo ~~de~~ moto-propulsor debe estar situado más alto para evitar que la hélice pueda tocar en el agua, y dejar sitio al fuselaje-flotador, por lo cual en estos ~~aero~~ hidro-aviones la propulsión suele pasar por encima del centro de gravedad y del de presiones, originando un par que hay que corregir con el mando y con la estabilidad por la acción del viento proyectado por la hélice sobre el plano de cola que debe estar algo picado.

~~Una vez descritos los flotadores y su adaptación a los hidroaviones~~

Existe una clase de aeroplanos dotados de tren de aterrizaje y de flotadores, que pueden partir y descender indistintamente en tierra y en agua, llamados anfíbios. Generalmente

(Fé, 229)

~~tienen~~ la forma de canoa-voleadora con ruedas exteriores

X montados en una palanca que los levanta a voluntad del piloto para que no toquen en el agua en los amerizajes. Otro sistema es el de tener las ruedas semi-ocultas dentro de los flotadores laterales, dejando al descubierto solo la parte que ha de tocar en tierra en el aterrizaje.

X Se comprende que difícilmente podrá cumplir un tren de aterrizaje en ~~estas condiciones~~ esta forma con todas las condiciones necesarias para funcionar a satisfacción, y que solo podrá utilizarse prácticamente para la partida, o para el descenso en buen terreno, creyéndose preferible la primera de las dos

disposiciones que, al menos, conserva en el ~~aeroplano~~ ^{anfibia} sus
 anfibia sus buenas cualidades de hidroavión. No obstante
 estos ^{defectos} ~~inconvenientes~~, el empleo de aviones anfibia es
 conveniente en algunos servicios especiales ~~en que no haya~~
 probabilidades de aterrizaje forzado en mal terreno,
~~probabilidades de aterrizaje forzado en mal terreno, y haya~~
 que partir y descender en aerodromo o en el mar como en los
 líneas ^{aéreas} sobre mar en que haya que partir ^{y descender en} ~~la tierra~~ ^{buen} aerodromo
 en la ~~costa~~ ^{situación} próxima a la costa.

Una vez descritos los flotadores y su adaptación a los hidro-
 aviones, estudiaremos las ^{circunstancias} ~~modificaciones~~ que hay que tener
 en cuenta para la partida y descenso en agua y para el
 vuelo sobre el mar.

En la partida, ~~hay que tener en~~ las fuerzas que intervienen
 son las mismas ya estudiadas, excepto que la ^{resistencia} ~~necesaria~~ del terrea-
 no, ^{al rodamiento} en este caso está sustituida por la ~~necesaria~~ del agua a la
 marcha.

Si el flotador es de tipo hidrogelano canoa, su resistencia a la marcha depende de su desplazamiento (o sea de su carga), y de su ~~velocidad~~ de su forma y de su velocidad, ^v siendo proporcional al cuadrado de este v^2 . Existe, para cada flotador dado, una cierta velocidad con la cual la resistencia a la marcha se hace igual a su carga, y si llamamos v_1 a esta velocidad, y G a la carga o peso que soporta, la ~~resistencia~~ resistencia a la marcha ~~Rx~~, será: igual a $G v^2 / v_1^2$. La resistencia del aire al avance será ~~$R_x = \frac{v^2}{v_1^2} G$~~ como siempre $k_x S v^2$, por parte del conjunto del aeroplano, ~~siendo~~ S su superficie sustentadora, k_x su coeficiente de resistencia, luego la resistencia total a la marcha del hidroavión ~~será~~ R_x , será:

$$R_x = k_x S v^2 + G v^2 / v_1^2 \dots$$

Si al marchar el hidroavión ~~lo~~ lo hace con un ángulo de ataque que origine una sustentación $k_2 S v^2$ de los alos (siendo k_2

el coeficiente de sustentación) ~~habrá que~~ la carga ^G quedará aligerada ~~de~~ en esta cantidad, y resultará:

$$R_x = k_x s v^2 + (G - k_z s v^2) v^2 / v_1^2$$

Para que esta resistencia sea la mínima será necesario marchar con un ángulo de ataque tal que haga mínima la ~~suma: $k_x s +$~~ diferencia: ~~$k_x s - k_z$~~ $k_x - k_z v^2 / v_1^2$, puesto que las demás cantidades s y G son constantes, y lo que ocurrirá, al arrancar, ($v=0$), para el ángulo de ataque ~~que hace~~ de mínima resistencia al avance (k_x), y a medida que va creciendo la velocidad v deberá también irse aumentando el ángulo de ataque. Si en la polar del hidroavión ^(Fig. 224) se toman por el origen diferentes rectas que formen con el eje k_z inclinaciones iguales a los distintos valores que tomará la relación v^2 / v_1^2 hasta despegar, los ángulos de ataque más convenientes para marchar por el agua serán los ~~correspondientes~~ ^{marcados por} a los puntos

de la polar mas proximas a la recta correspondiente a la velocidad v que se haya alcanzado.

X Si el flotador fuera de tipo hidroplano, ~~la resistencia~~ y su funcionamiento fuera perfecto, la resistencia a la marcha seria ~~sea~~ proporcional a la carga independientemente de la velocidad en el agua, puesto que al crecer esta se iria sabiendo y disminuiria la parte sumergida. La resistencia total a la marcha del hidroavión, seria:

$$R_x = k_x s v^2 + (G - k_z s v^2) / \beta'$$

llamando β' a la relacion entre la sustentacion hidrodinamica y la resistencia a la marcha que el agua opone al flotador.

X El minimo de R_x sera cuando $k_x - k_z / \beta'$ lo sea, y el ^{el del punto de la} ángulo de ataque correspondiente estara determinado ~~por~~ la misma polar del hidroaeroplano, que esté mas proximo a la recta trazada por el origen ~~con~~ con inclinacion igual a $1/\beta'$

con relación al eje k_2 .

Como realmente no existen flotadores hidróplanos perfectos, y todos actúan algo como hidróplanos, el ángulo de ataque, ~~que~~ debe comenzar poco mayor del de mínima resistencia al avance, ~~sea~~ e ir aumentando progresivamente hasta despegar. El piloto, por lo tanto, deberá comenzar la partida con la palanca empujada a fondo hacia delante e ir tirando de ella suavemente a medida que aumente la velocidad hasta encontrarse en el aire con la posición de máxima velocidad ascensional, que ya hemos determinada.

~~Hay que~~ Si el agua está en calma Si la superficie del agua está llana, el hidroavión despegará al obtener la velocidad necesaria sin dificultad, pero si está agitada, ^{continuamente} al chocar el flotador con las olas varía la reacción que ^{el flotador} recibe ocasionando cabeceos que contrarrestados con el efecto ~~de~~

~~Los olas~~ ascendente o descendente de las ~~crestas~~ y olas, ~~que~~
 unas veces se favorece la maniobra de despreger y otras se
 perjudica, resultando que, en este caso y si no se trata de
 un hidroavión con exceso de potencia, es imposible determinar
 ni aun aproximadamente el espacio que necesitará recorrer
 por el agua para despreger, puesto que el arar puede pro-
 ducir una ola favorable en una posición oportuna del
 aeroplano que lo lance al aire, o, por el contrario, hacer que
 una serie de olas actúen perjudicialmente a la portada
 impidiéndola cada vez que el cabeceo es propicio para ella.

En el ~~ata~~ ^{amarraje} ~~amarraje~~ hay que tomar todas las pre-
 cauciones ya dichas en el aterrizaje, teniendo en cuenta
 además que, si el viento fuera muy débil por haber
 calmado, y las olas todavía fueran ~~muy~~ altas sería
 preferible ^{amarrar} ~~amarrar~~ con viento de espaldas para llegar

X a tocar en ellos por el lado ~~convexo~~ convexo en lugar de por su concavidad, formada siempre hacia sotavento, en donde el choque seria mas violento. (fig 225)

En agua corriente, si no hiciera viento, conviene des-
partir y amenizar a favor de la corriente pues de este
modo se tendra, en la partida, la velocidad del hidroavion
con relacion al aire,
incrementada con la del curso de agua, y, en el descenso,
la velocidad relativa entre el hidroavion y el agua disminuida
en la velocidad de esta. Si hace viento, conviene atenerse
principalmente a la direccion de este, como en tierra, porque
la velocidad del agua sera ^{generalmente} despreciable con relacion a la
del aire.

Volando sobre el mar hay que seguir iguales reglas
que al volar sobre tierra, con la diferencia de que el movi-
miento aparente de las sucesos que forman las olas no ~~da~~ indica

con exactitud la deriva ni la velocidad absoluta del ~~bird~~
 aeroplano, puesto que las olas están en movimiento con
 una velocidad que, lejos de la costa, es tanto mayor cuanto
 mayor sea la distancia entre cresta y cresta. Sin embargo,
 para una estimación aproximada se los puede considerar
 como fijos por ser su velocidad muy pequeña en relación
 a la del aeroplano, pero si se quisiera determinar con
 exactitud la deriva conviene arrojar una sustancia ~~que~~
~~sumigera~~ (botas de humo)
~~producible humo en contacto con el agua o humo que desprende~~
~~que~~ que arda (potasio) en contacto con el agua, ~~del~~ para
 constituir puntos fijos de referencia en los vuelos nocturnos,
 debiendo en este último caso ~~ten~~ guardarse grandes precau-
 ciones para el transporte a bordo de la sustancia combustible
 guardándola en recipientes incombustibles aún en caso de acci-

dente Menos de petróleo o cualquier otra sustancia no oxigenada.

También suele dar buen resultado durante el día arrojar al mar una botella de cristal llena de petróleo ~~impregnada~~ con una pintura blanca disuelta en él, que al extenderse por el mar, rota la botella al choque, presenta una mancha blanca fácilmente visible desde el aire. Este procedimiento es muy semejante que el de los boyas de buceo, aunque estas tienen la ventaja de indicar además la dirección e intensidad del viento ~~bajo~~ que reina en la superficie del agua.

193

XXIII

Capítulo decimo tercero

(498)

Acrobacias aéreas

Un aeroplano ^{suficiente} con exceso de potencia ~~suficiente~~ y con mandos enérgicos en relación a su estabilidad propia, a su masa y a su momento de inercia, puede salirse de las posiciones correctas que se han preconizado para el vuelo y adoptar otras cualquiera de las cuales sus medios le permitirán salir recuperando la posición normal. Estos maniobras son los que constituyen ^{o aerobacia} la acrobacia aérea; ^(aparte el espectáculo de la evolución) algunas no tienen otra ~~fin que su~~ utilidad que aumentar el dominio del piloto sobre su aparato aeroplano, y pero otros son convenientes y aun necesarios en muchos casos que se detallarán en este capítulo.

Las posiciones acrobáticas que un aeroplano puede adoptar pueden ser considerados como anormales bien en relación al horizonte o bien en relación al ángulo de ataque real

~~conque~~ con que el aeroplano recibe el viento relativo. Podemos pues, dividir la acrobacia aérea en dos partes: acrobacia de posición y acrobacia aerodinámica.

Siendo la ^{aproximadamente} posición normal de vuelo de un aeroplano la de mantener horizontal el plano determinado por las alas y el cuerpo, con alguna inclinación longitudinal hacia arriba o hacia abajo en los vuelos ascendentes o descendentes, o transversal en los virajes, se considerarán como acrobacias de posición todos aquellos evolucionamientos del ^{avión} aeroplano que saquen a su plano fuera de las posiciones límites señalados, ~~elevariéndolo~~ ^{o por los costados,} inclinándolo hacia arriba o hacia abajo longitudinalmente, ~~hasta ponerlo vertical,~~ ^{o invirtiéndolo.} En la acrobacia de posición consideraremos solamente la que no sea también aerodinámica, es decir aquella en que el viento relativo es recibido por el aeroplano de delante a atrás y por la parte de las alas que mira hacia los vuados, de modo que ~~esta crea siempre~~ ^{siempre se cree} una resultante de la reacción del

viento situada proxivamente en el plano de simetría del aeroplano e inclinada hacia el dorso de las alas y hacia la cola, cualquiera que sea la posición del aeroplano con relación al horizonte.

Para que esto ocurra habiendo equilibrio entre las fuerzas que actúan en el aeroplano es necesario que la fuerza centrífuga intervenga de un modo preponderante con relación a la gravedad para conseguir que la resultante de ambas sea perpendicular al plano del ~~avión~~ avión, actuando hacia las ruedas; para que este tenga, durante la acrobacia, la posición correcta de vuelo con relación a su vertical aparente, o sea a la resultante entre la fuerza centrífuga y el peso. Esta

X condición exige a su vez que la fuerza centrífuga, para ser preponderante en esta dirección, ha de estar originada por un movimiento de giro muy rápido del aeroplano alrededor de un eje paralelo a la convergencia de sus alas y situado por

el lado de su dorso, es decir que el equilibrador, para producir este movimiento, ha de estar en posición de mando encastrado, o sea que todos los acrobacias de posición se hacen tirando de la palanca; el movimiento que resulta es un giro del aeroplano en que su centro de gravedad describe una circunferencia alrededor del eje ya señalado, quedando las ruedas por la parte de fuera, y esta circunferencia puede ser horizontal o vertical: en el primer caso tenemos la vuelta ^{o viraje} sobre el ala, y en el segundo el vizo (looping).

La vuelta sobre el ala no es más que un viraje muy ceñido en que las alas llegan, en su inclinación transversal, a ponerse verticales; en esta posición ^{no hay reacción vertical en las alas,} y efectuándose el viraje sin perder altura, la fuerza centrífuga será horizontal y nunca, por grande que sea, podrá anular al peso, quedando la resultante

inclinada hacia abajo ^{con tendencia a producir resbalamientos,}
^{si el movimiento se hace correctamente,}
 Sin embargo este no se nota, lo cual es explicable por ~~es~~
~~explicable~~ varios razonamientos: 1º por la rapidez del movi-
 miento que no deja tiempo a que el resbalamiento se inicie,
 2º en que si se efectúa con la cola un poco baja y las alas
 tienen diedro, ^{el plano de deriva,} el fuselaje y el ala inferior producen susten-
 tación y 3º si el ~~movimiento~~ viraje se inicia subiendo algo,
 la inercia del aeroplano impedirá un resbalamiento durante
 algunos segundos, y si se hace descendiendo, aunque sea
 poco, la fuerza centrífuga será ascendente y podrá compensar
 al peso dando ^{con el uno} resultante horizontal.

La maniobra que el piloto deberá ejecutar para realizar
 esta acrobacia es la indicada en los virajes, o sea: pie y palanca
 hacia el costado a que se quiere virar, tirando además gradualmente
 de la palanca y soltando pie a medida que aumenta la inclinación.

ción transversal, para llegar a la vertical con la palanca
 al pecho y al centro, y los pies centrados. ~~Durante el vuelo~~
~~en esta posición se nota una gran~~ La corrección del por giros-
 copicos, que tiende a subir o a bajar la cola, se efectuará como
 se dijo en los virajes, o sea apretando algo el pie contrario al
 giro de la hélice.

Para salir de esta posición, llevar la palanca poco a poco
 hacia delante y arriba, al mismo tiempo que se engruñen su-
 vemente el pie de abajo para ganar algo de velocidad y
 evitar el restablecimiento al deshacer el giro, llevando des-
 pues los mandos ^{poco a poco} al centro al llegar a una inclinación menor
 de 45° (fig 227)

Si esta vuelta sobre el ala se hace ganando altura, se
 llama vuelta de Immelman la que generalmente se
 realiza ~~en un vuelo picado~~ picando previamente para
 ganar velocidad.

La vuelta sobre el ala tiene como utilidad práctica permitir, en el menor espacio y tiempo posible, un cambio de dirección del aeroplano, lo que, especialmente en el combate individual de ~~ava~~ aviones de cara es de la mayor importancia, principalmente si se consigue con ganancia de altura como en la vuelta de Immelman.

El rizo, que mas vulgarmente se conoce con el nombre inglés de looping (~~cluping~~) (~~pron. loop~~ (pron. lupin), consiste, como se ha dicho, en hacer que el aeroplano describa una circunferencia de plano vertical alrededor de un eje ~~colocado~~ ~~para~~ horizontal paralelo ~~a~~ ^{en} su envergadura y por el lado del dorso de sus alas. ^(fig 228) El avion debere encobrirse para levantar la inclinacion de su trayectoria, pero como no existen aeroplanos que tengan una propulsión tal que les permite elevarse verticalmente, se hace necesario ganar previamente un exceso de velocidad

que proporcione al avion un aumento de fuerza viva suficiente para elevarlo a la altura maxima a que ha de llegar en el rizo sin que sea necesario gastar para esto la potencia del motor, la cual ha de reservarse para las resistencias aerodinámicas del vuelo.

Si el radio del rizo es r , el trabajo necesario para elevar el peso G del aeroplano al punto mas alto, o sea a $2r$, será: $2rG$, el cual debe ser proporcionado por el aumento de fuerza viva ganado antes del rizo. La fuerza viva ~~se~~ mide por la forma (o energía cinética) se mide por la mitad del producto de la masa por el cuadrado de la velocidad, o sea $\frac{1}{2}mv^2 = \frac{1}{2} \frac{G}{g} v^2$, pero como, en la parte alta del rizo, el aeroplano deberá conservar su velocidad minima $\frac{v'}{2}$ de vuelo ~~para~~ ~~mantenerse al exceso de la fuerza centrífuga sobre el peso, sin~~ ~~lo cual el vuelo se invertiría y el rizo aeroplano volaría hacia~~

que permita el mando, sin lo cual el rizo no sería correcto, el exceso de fuerza viva utilizable para vencer la acción de la gravedad será:

$$\frac{1}{2} \frac{G}{g} v^2 - \frac{1}{2} \frac{G}{g} v'^2 = 2rg \therefore v^2 - v'^2 = 4rg$$

y el exceso de velocidad que había que adquirir será:

$$v - v' = \sqrt{v'^2 + 4rg} - v'$$

y la velocidad que había que adquirir estará con la mínima en que hay mando en la velación:

$$\frac{v}{v'} = \sqrt{\frac{4rg}{v'^2} + 1}$$

Este aumento de velocidad que, con relación a la velocidad normal de vuelo suele ser del 25 al 50 %, se logra picando con motor antes de comenzar el rizo. Al adquirirse la velocidad deseada, se debe tirar suavemente de la palanca para encubierta elevando al mismo tiempo la trayectoria, pues si esto se hiciera con brusquedad, el ángulo de ataque aumen-

$$v^2 = 4rg + \cancel{rg} \dots \cancel{v^2 = rg(1 + \frac{v_1^2}{v_1^2 - rg})}$$

teria exageradamente frenando al aeroplano con una reaccion tan intensa que podria ocasionar la rotura de las alas, y por lo menos le quitaria la velocidad haciéndole entrar en pérdida; al mismo tiempo hay que cuidar, con los aletos y el timon, de que la proa se eleve en el plano vertical y que las alas no se inclinen lateralmente, corrigiendo el efecto del par giroscópico por la inversion del ~~misma giro~~ ~~contrario~~ del lado contrario al giro de la hélice.

Al llegar el eje del aeroplano a la posicion vertical, se debería tirar de la palanca Megándola a fondo al pecho, hasta que el aeroplano esté completamente invertido, en cuyo momento se debe parar el motor para que no se acelere en la bajada, y adelantar algo la palanca aunque sin llevarla al

X centro. En esta posición del aeroplano, los mandos actúan como en vuelo normal con relación al piloto, pero, como el ~~sentido~~ horizonte está invertido, en realidad, echando a un lado la palanca sube el ala de este lado y recíprocamente.

X El piloto debe continuar observando el horizonte para mantener sus alas paralelas a él y no salirse del plano vertical; y desde la posición invertida, el aeroplano cae describiendo ~~la~~ el resto del rizo hasta recuperar su posición normal, en cuyo momento hay que ~~meter nuevamente~~ poner nuevamente el motor en funcionamiento y llevar los ~~palancas~~ mandos al centro. (fig 229)

Si el rizo ha sido correctamente ejecutado, el piloto no debe sentir reacciones extraordinarias que le traten

de sacar de su asiento ni de hundirlo mas en él, y solamente un ligero aumento de peso al iniciarlo porque en ese momento se suma ~~el peso~~ la fuerza centrífuga ~~al peso~~ a la gravedad.

- X Los defectos mas frecuentes que suelen ocurrir al realizar un rizo son: tirar de la palanca demasiado brusca-
mente al principio, con lo que sobreviene una perdida de ^{perdiendo hasta la rotura de un ala,} velocidad y el ~~aparejo~~ aeroplano cae y pica; llegar a la
X posicion vertical con velocidad insuficiente originando un resbalamiento de cola; salirse del plano vertical por no estar atento al mando del timon o al ~~latido~~ de los aleros, cayendo lateralmente el aeroplano en resbalamiento de ala (^{rizo o} falso looping).

El rizo, por si solo no tiene mas utilidad que la espectacular, pero en combinacion con otras acrobacias

puede ser conveniente como se detallará en su lugar.

Veamos ahora las acrobacias aerodinámicas, en las cuales, el aeroplano recibe el viento relativo en direcciones distintas de las del vuelo normal, que pueden ser: con ángulo de ataque exageradamente grande o pequeño, de costado o de espaldas. En el primer caso están el ^{descenso} ~~vuelo~~ desbocado y la barrera, en el segundo el vuelo a pique, y el vuelo invertido, ~~en el tercero el verbalamiento de ala~~ y ~~la barrera~~ y el tonel, en el tercero el verbalamiento de ala, y ~~la~~ hoja muerta y la rueda; y en el cuarto el verbalamiento de cola. Además existen combinaciones entre estos entre sí y con las acrobacias de posición.

X En el ^{descenso} ~~vuelo~~ desbocado sin motor ya describimos el ~~vuelo~~ desbocado en el que el aeroplano desciende, con la proa muy baja, siguiendo una trayectoria de gran inclinación. Para mantener

el descenso en esta posición es necesario tirar de la palanca a fondo durante el planeo cuidando de mantenerlo que no se desvía de la línea recta ni se incline hacia el plano vertical ni se ~~des~~ incline transversalmente; su ángulo de ataque es exageradamente grande aunque en posición este muy picado, y para recuperar ~~la~~ el planeo normal es necesario empujar la palanca aumentando la inclinación de la trayectoria momentáneamente pero disminuyendo el ángulo de ataque con lo cual se recuperará el mando longitudinal y tirando suavemente de la palanca se llegará al planeo de máximo alcance.

La barrena es análoga al planeo desbocado con la diferencia de que el aeroplano vira simultáneamente (fig 230)

Si volando en línea recta, se corta motor y se empuja un pie a fondo tirando al mismo tiempo de la palanca, el aero-

X plano entra en pérdida, baja su proa en posicim de
 desbocarse pero al mismo tiempo la accion del timon
 le hace tomar un viraje muy cenido, descendiendo
 en barrena. Para salir de ~~esta posicim~~ ~~ella es necesario~~
 basta con llevar los mandos al centro, con lo que cesará
 el giro y seguirá un plano picado del cual se vuelve ^(fig 231)
 a la posicim normal tirando suavemente de la palanca

X Se puede entrar tambien en barrena, cortando motor,
~~conjugando~~ llevando a un corteado ~~a fondo~~ la palanca para
 inclinar ^{mucho} al aeroplano transversalmente volviendola al
 centro al ~~quedar~~ ~~quedar~~ conseguir la inclinacion deseada,
 apretar el pie de abajo para ~~señalar~~ levantar la cola conser-
 vandolo apretado y tirar de la palanca para hacer virar
 conserbandola en esta posicim. (fig 232)

El procedimiento citado anteriormente para salir de la

barrena tiene el inconveniente de que exige el ~~suelo~~ ^{plano} picado en el que se pierde mucha altura por lo que no es recomendable, a pesar de su sencillez, cuando el suelo está cerca, a menos de 70 ms. En este caso se debe seguir otro mas rápido, aunque necesita gran solidez en la construcción del aeroplano porque le hace sufrir ~~reacciones~~ ^(fig. 233) esfuerzos violentos; Consiste en: apretar el pie de arriba para ~~levantar~~ bajar la cola, volviendo el timon al centro cuando la proa está cerca del horizonte, empujar la palanca adelante y hacia el costado mas alto para ~~destornillar~~ ^{acabar} de virar y levantar el ala mas baja siguiendo en esta posición hasta que la inclinación transversal es menor de 45° y después recuperando la posición normal ~~en la forma habitual~~ con solo ~~el~~ el mando lateral. # 

El ~~un~~ descenso descabado y la barrena son ~~manobras~~

Hay que tener en cuenta que, tanto en el descenso des-
focado como en la ^{la caída} barrera, ~~el descenso~~ no cesa ~~cuando~~
~~el aeroplano~~ en el momento en que el aeroplano ha recupere-
rado su posición ~~la~~ normal, sobre todo si la salida ha
sido muy rápida, porque la inercia del aeroplano
le hace bajar unos cuantos metros más que, si no han
sido tenidos en cuenta al mandar la maniobra, pueden
ocasionar el choque en tierra, principalmente ~~en las horas~~
~~cuando~~ ^{si} el suelo está muy caliente, en cuyo caso, el aire
bajo, muy enrarecido, da poca sustentación.

las acrobacias mas utiles porque su dominio evita
 gran numero de graves accidentes. En primer lugar,
 la barrera da un medio de ~~con~~ descenso rapido en
 un punto determinado que puede ser ~~de~~ conveniente
 ejecutar en muchas ocasiones, pero, ademas, casi todos
 los movimientos y evoluciones mal ejecutados en aero-
 plano acaban perdiendo velocidad y cayendo el aero-
 plano desbocado o en barrera, generalmente en esta ultima
 forma porque cualquier desequilibrio transversal (por
 motor o su correccion) origina el viraje inicial que lo
 produce; asi pues, suele acabar en barrera un viraje
 con exceso de inclinacion transversal que comienza con
 sobalances, un viraje ~~con~~ a plano (sin inclinacion
 transversal) que empiera con derraje centrifugo, un exceso

de encubritamiento en vuelo con o sin motor, etc. En todos estos casos las alas no reciben el viento en la forma en que dan la sustentación debida y de aquí nace la pérdida de velocidad y la barrera. Si esta comenzara con motor, desde luego debería pararse pues sino, el descenso ~~se~~ ^{haria muy rápido,} ~~se~~ ^{conegista, a} ~~acelerase~~ siendo mas difícil salir ~~de ella~~ ^{de ella} tiempo, además del peligro de la excesiva velocidad ~~para~~ en los pueros del aeroplano y del ~~calentamiento~~ ^{aceleramiento} del motor.

Si durante un descenso en barrera se empuja a fondo el pie de arriba y se echa la palanca al mismo lado, dejando los mandos en esta posición, el aeroplano iniciará un giro alrededor del ala mas ~~baja~~ ^{alta}, la que, al recibir menos viento tenderá a bajar subiendo la contraria ayudada por las aletas hasta nivelarse lateralmente, y si entonces se ~~hice~~ lleva la palanca al pecho

volverá a producirse la barrera pero girando en sentido
 contrario. ^(fig 234) ^(inversión de la barrera) Esta maniobra es útil para que el piloto adquiera
 gran dominio en esta acrobacia y se acostumbre a no
 sufrir vértigo ni mareos, pues es una de las evoluciones
 que mas perturbaban la cabeza del aviador.

El ruedo a pica consiste en un descenso en la vertical
 poniendo al aeroplano con la proa hacia abajo en una
 posición tal que el viento ~~no produce~~ relativo que recibe
 en su caída no produzca ninguna componente de sustentación.
 Se realiza con ~~el~~ la palanca a fondo hacia delante, ~~se~~
 y es posible solo en los aeroplanos que tengan exceso de
 mando sobre el efecto estabilizador de su plano de cola.

El aeroplano en esta posición adquiere una velocidad
 muy grande puesto que todo su peso G actúa como propulsión
 para un ángulo de ataque de sustentación nula que generalmente
 es de mínima resistencia al avance. Si llamamos v , a esta

velocidad, se tendrá: $G = k_z s v_1^2$.. y como por la velocidad
 de ~~vuelo~~ vuelo v del aeroplano se tiene: $G = k_z s v^2$.. resultará
 que: $\frac{v_1}{v_2} = \sqrt{\frac{k_z}{k_x}} > \sqrt{\beta}$.. puesto que β ~~es la~~ es la ~~relación~~ (beta) es la
 relación ~~entre~~ $\frac{k_z}{k_x}$ para un mismo ángulo de ataque, y en
 la fórmula anterior se divide el valor de k_z que se use conien-
 temente en vuelo por el valor mínimo de k_x . La velocidad
 que resultará puede así ser 3 ó 4 veces superior a la
 de vuelo, por lo cual no se debe salir de este descenso tiran-
 do ~~bruscamente~~ ^{rápidamente} de la palanca porque esto haría encabritar al
 aeroplano bruscamente y suprimir una reacción que podría ser
 igual a la relación entre el valor ~~de~~ máximo de k_z y el míni-
 mo de k_x , o sea unas 15 a 20 veces la que corresponde al
 vuelo normal, ocasionando así con seguridad la rotura del aero-
 plano, sobre todo si además tiene el motor en marcha.

En las acrobacias anteriores, las alas originan siempre una reacción sustentadora normal al eje del aeroplano, que en la última se reduce a cero, pero hay otras en que esta reacción es negativa, es decir, que recibiendo el aire por el dorso, la componente normal al eje actúa en sentido contra-sustentadora o sea sustrayéndose al peso, como se dijo en el caso de vuelo en viento avachado. Un aeroplano invertido puede volar ~~de este modo~~ recibiendo el viento por el dorso de las alas y dando una reacción hacia los ruidos (que estarán arriba) que ~~podrá ser~~ será sustentadora. Es lógico que en un vuelo así el rendimiento de las alas será muy pequeño por tener un perfil inapropiado para la sustentación, y los órganos de estabilidad se le proporcionarán negativos, pero los mandos ^{en posición} requirirán siendo directos ^{con relación a sus palancas,} y si el carburador y el engrasado del motor son adecuados para ~~esta clase de vuelo~~

funciona en esta posición, y el ~~piloto~~ ^{como los tripulantes,} estén solidamente atados a sus asientos, aunque con gran incomodidad, podrá seguir el vuelo. El piloto ^{para volar horizontalmente,} deberá mantener enjugada la palanca para que la proa ~~del aeroplano~~ vaya hacia el cielo (que estará a sus pies) y el aeroplano vuela ~~en~~ con la cola baja para poder mantenerse con su escasa sustentación (fig. 235)

- A esta posición invertida puede llegar, bien haciendo
- X medio ~~to~~ rizo y enjugando a fondo la palanca al llegar al punto mas alto, o haciendo medio rizo picando en los aeroplanos
 - X que tengan gran exceso de mando porque sino acabaría en vuelos a pico, o por medio touel, como veremos a continuación, ~~que es el único procedimiento~~. Para salir se puede seguir tambien este procedimiento, o tirar a fondo de la palanca para bajar la proa y hacer la segunda mitad del rizo.

El touel consiste en hacer dar una o varios vueltas

de ala al llegar a la posición vertical, y para evitar esto es necesario iniciar el tonel con ~~la poca~~ ^{la poca} alta y subiendo para lo cual ~~se~~ se debe acentuar el picado preliminar a fin de ~~la~~ ganar velocidad suficiente para este subido y para el mando del tonel. Todos estos manobres deben ser ejecutados muy rápidamente para que el tonel sea correcto, sin resbalamientos; de este modo y con ~~apropiados~~ aviones apropiados pueden hacerse series seguidas de varios toneles seguidos, lo que se llama la barrena horizontal.

X El tonel es especialmente útil para espectros, en combinación con el rizo ^{la} ~~manio~~ ^{rizo-barrena,} ~~manio~~ consistente en enderezar el aeroplano invertido en el punto alto de un rizo, ^(fig 238) ~~procediendo en~~ por medio ~~de~~ ^{del} tonel. Y para ello basta con manio en este punto en la forma dicha para la segunda mitad del tonel. La utilidad de este manio es que permite volver hacia atrás al aeroplano sin perder

altura ni desviarlo lateralmente, lo que puede ser de aplicación en el caso de ~~ser~~ encontrarse, en niebla, volando dentro de una cañada estrecha, cerrada ante el aeroplano, y que no permita el viraje.

X También puede hacerse la acrobacia de termino medio tonel en medio rizo, aunque sin que tenga la utilidad de la anterior, pues obliga a perder altura.

En el resbaleamiento de ala ^(Nº 239), el viento relativo llega al aeroplano transversalmente, aunque siempre ~~con~~ algo por delante, pues la estabilidad de dirección no permite generalmente al aeroplano caer resbalando por el costado sin avanzar. Para iniciar el resbaleamiento baste con inclinarse hacia el costado deseado echando la granaca ^{ayudando con el pie de abajo, al principio,} hacia ese lado y ~~continuar con el pie de arriba el viraje~~ al tratar de virar el aeroplano para ponerse proa al viento lateral creado, contrarresta aglutando el pie de arriba.

La proa debe ser mantenida algo alta para que la velocidad del resbalamiento no sea grande, lo que se consigue con el pie de arriba y tirando algo de la palanca. Para salir del resbalamiento, aprieta el pie de abajo para poner al aeroplano en viraje, o levanta al nivelar las alas con la palanca al lado contrario y un poco hacia delante agudando con el pie de arriba. (fig 240)

La utilidad de este movimiento es ~~de~~ la de perder altura sin ganar velocidad, lo cual puede ser conveniente para el aterrizaje. Además, se puede el resbalamiento lateral puede compensar a la deriva y permitir el aterrizaje en viento lateral, como se dijo en su lugar.

La acrobacia llamada hoja muerta se realiza cortando motor, $\frac{1}{2}$ inclinándose lateralmente al aeroplano para que resbale de ala. Si el aeroplano tiene gran estabilidad transversal, descenderá resbalando pero recobrará su posición horizontal para

inclinan al otro lado y e inician un nuevo vestibamiento, repitiéndolos alternativamente a un lado y a otro, al mismo tiempo que pierde velocidad ~~se inicia~~ y baja la proa, ~~para~~ ^{para} seguir el descenso en vestibamientos alternativos. ^(Fig 24)

X El piloto, una vez iniciado el primer vestibamiento, debe dejar los mandos al centro, pero no podrá recuperar su posición hasta que el aeroplano haya perdido y ganado velocidad después de la pérdida ~~de velocidad~~ que se origina ~~por~~ ^{antes de la pérdida} ~~de la pérdida~~. Este movimiento no tiene mas interés que el espectáculo y el de dar mayor dominio al piloto acostumbrándolo a todas las posiciones del aeroplano. En la aviación de caza se ha usado tambien como ardid para hacer creer al contrario que el piloto habia sido herido y el ~~aeroplano~~ ^{aeroplano} estaba sin mando.

La vuelta en hacer un viraje con las alas ^{muy inclinadas} ~~verticales~~ alrededor de un eje proximalmente horizontal; no tiene otro

+ interés que el espectáculo. Se ejecuta haciendo un viraje ~~subiendo~~ en subida (precedido de un picado para tener exceso de velocidad), y cuando se está con la máxima inclinación y altura, aprieta el pie de abajo ~~conteniendo en la palanca~~ para que levante la cola, conteniendo con la palanca hacia el costado de arriba el exceso de inclinación que tratará de tomar transversalmente las alas; al llegar el fuselaje a la posición horizontal cortar motor, siguiendo con el pie de abajo ~~mucho~~ apretado y tirando algo de la palanca para evitar el picado. Una vez terminada la media vuelta, se recupera la posición tirando de la palanca y soltando el pie para entrar en vuelta sobre el ala, o hacer baja algo de proa y levantar el ala baja llevando la palanca lateralmente hacia arriba. (fig. 242)

Por último, el resbalamiento de ~~ala~~ cola puede originarse en la primera parte de un rizo empezado con velocidad

insuficiente. (Es un movimiento peligroso porque en él se recibe el viento por el borde de salida y los timones y aletas tienden a doblarse sobre el eje, invirtiéndose los mandos. Para salir de ~~esta~~ ella el piloto deberá llevar la palanca al pecho y esperar a que se levante la cola al vertical y se inicie el ~~pequeño~~ la caída de proa. Llevar poniendo inmediatamente la palanca en posición de pie para ganar velocidad hacia delante y con ella el mando.

Aparatos de aviación distintos del aeroplano.

El aeroplano tiene el grave inconveniente de necesitar volar con una cierta velocidad mínima para sostenerse en el aire, por ser el viento relativo que reciben las alas y que crea ^{en ellas} la reacción sustentadora, el mismo producido por la marcha del aeroplano; esto exige los grandes campos para partida y aterrizaje, que permitan el rodamiento preliminar para despegar y posterior al aterrizaje, impide que el avión se detenga pueda detener en el aire horizontalmente sin caer, y crea el peligro constante del descenso obligado en mal terreno ^{en que habría que llegar al suelo, que puede estar lleno de obstáculos, y la velocidad siempre grande} por avería de motor, peligro que se acrecienta ^{que se acrecienta} aumenta en grandes proporciones si la visibilidad es mala como ocurre de noche o ~~con~~ con niebla.

para sostenerse

Para evitar este inconveniente se han experimentado diferentes clases de aparatos de aviación en los que las superficies ^{que producen la sustentación} ~~sustentadoras~~ tienen ~~tengan~~ movimiento independiente del resto de traslación del aparato; este movimiento ~~de las superficies sustentadoras~~ puede ser oscilante o continuo, y en cualquiera de los casos, para que la sustentación sea aerodinámica (única que consideraremos en ~~este estudio~~ este tratado), debe originarse una corriente de aire hacia abajo cuya reacción ascende sobre la superficie que la rechaza, dé la sustentación. Esta corriente aérea descendente (que también hemos visto se produce en el aeroplano) es el efecto y la medida de la ~~de~~ sobrepresión inferior y depresión superior ~~que~~ del aire en ~~contacto~~ contacto con la superficie sustentadora de cualquier clase que ésta sea, pues el aire acudirá de arriba a abajo a llenar la depresión superior y será rechazado en la misma

dirección por la g sobre presión inferior.

Para que un cuerpo de masa m ^{en la misma dirección} adquiriera una velocidad v es necesario comunicarle una fuerza R durante un tiempo t , de tal modo que se verifique que: $mv = Rt$. El producto mv de la masa por ~~la~~ la velocidad se llama cantidad de movimiento, y el Rt de la fuerza por el tiempo se llama impulsión; por lo tanto, la igualdad anterior indica la equivalencia entre la cantidad de movimiento alcanzada por un cuerpo y la impulsión de la fuerza que la ha producido. (fig. 244)

Supongamos ^{y en esta dirección} un cilindro de aire, en reposo, de $\frac{v}{2}$ metros de longitud y que, en un momento dado, se le aplica una fuerza R tal que, al cabo de un segundo, le haya comunicado una velocidad de v metros por segundos; el cilindro, durante este segundo, se habrá corrido $\frac{v}{2}$ metros que será la velocidad

media desde el principio momento en que se le aplicó la fuerza (velocidad cero) y la adquirida ~~en el segundo~~ al final del segundo (velocidad v), es decir que su base ~~de~~ posterior se habrá confundido con la posición que antes tenía la anterior; y, a partir de este segundo, cesando la fuerza impulsora, el cilindro de aire seguirá moviéndose indefinidamente con la velocidad v .

Según la igualdad anteriormente escrita, la fuerza R que realizará esto será: ~~igual~~ $R = mv$, puesto que el tiempo t era la unidad (un segundo); pero la masa m es igual al peso G dividido por la aceleración de la gravedad g , $m = G/g$.. y G es igual a la densidad D por el volumen $SV/2$, siendo S el área de la base del cilindro, luego:

$$R = \frac{G}{g} v = \frac{DSv}{2g} v = \frac{DSv^2}{2g} = \frac{D}{2g} Sv^2$$

En vez de cesar esta fuerza al terminar el primer segundo de su actuación, podemos suponer que ~~se~~ continúa indefini-

damente impulsando en cada segundo a un nuevo cilindro
~~que~~ de aire de longitud $\frac{1}{2}$, que viene a ocupar el puesto
 que tenía el anterior, dando por resultado una corriente
 continua de aire de sección S y de velocidad v , creada
 por la fuerza $R = \frac{D}{2g} S v^2$. ~~Esta es la razón por la cual, en~~
 según vimos en el estudio de la superficies sustentadoras, en
 el coeficiente de resistencia absoluto K (capra) empleado
 en Alemania se tiene en cuenta el factor $\frac{D}{2g}$, en lugar del
 $\frac{D}{g}$ como es el usado en Inglaterra y Estados Unidos.

Se trata pues de rechazar hacia abajo una columna
 de aire de la mayor sección posible y ~~de~~ con la mayor velo-
 cidad, pero como ^{el trabajo} ~~la potencia absorbida por la fuerza viva~~
~~o sea su potencia P~~ ,
 que la fuerza R ~~necesita~~ desarrollar ~~para~~ cada segundo será
 igual al producto de ella por el camino recorrido en este tiempo $\frac{1}{2}$

tendremos: $P = R \frac{v}{2} = \frac{D}{4g} sv^3$, y el rendimiento de sustentación, pero levantado por unidad de potencia, sera: $\frac{R}{P} = \frac{2}{v}$ " tanto mayor cuanto menor sea la velocidad v con que el aire sale rechazado, por lo cual, para obtener buena sustentación y consumir poca potencia es necesario aumentar todo lo posible la superficie sustentadora. De aquí la dificultad para obtener con ^{otros procedimientos} ~~superficies móviles~~ igual rendimiento de sustentación que en el aeroplano, pues para ello habría que hacer móviles superficies de la magnitud de las alas fijas de este.

Los principales sistemas de sustentación basados en el movimiento oscilante de superficies son: el ortoptero y el ornitoptero, ambos llamados de alas batientes.

El sistema ortoptero (del griego ortos recto y pteros ala) consiste en aprovechar como sustentación la reacción

del aire al movimiento de un plano horizontal que des-
ciende verticalmente; su teoria es analoga a la que se
explicó al tratar de la propulsión por un plano normal,
y ya vimos el debil ~~de~~ rendimiento que con este sistema
se puede obtener, además de que, como el plano tendrá
que subir y bajar, ^(fig 245) durante la subida se produciría una
X fuerza contra-sustentadora que haría que evita haciendo
que el ~~plano~~ plano, en su totalidad o por partes como una
persiana, gire para presentarse de canto al aire en
su movimiento ascendente, lo cual también origina tra-
bajo y produce siempre algo de contra-sustentación. Otra
causa de perdida de ~~sea~~ eficacia en este sistema es que,
para facilitar el mecanismo, estos planos habrán de ser
giatorios alrededor del eje ^{horizontal} que les sirve de unión al

cuerpo del aparato, por lo cual, la reaccion del aire sera inclinada lateralmente en casi todos los posiciones, aprovechándose solo una parte como sustentacion.

- x Este aparato podria moverse horizontalmente, o bien inclinándolo hacia delante para que la reaccion ~~hiciese~~ del aire diere una componente propulsora, o bien dotándolo de un propulsor (hélice) como los aeroplanos. Durante la marcha podria mejorarse el rendimiento si en vez de ser ^{unos órganos sustentadores,} planos fueren ~~ataque~~ superficies en perfil de ala, pues en este caso recibirian el viento formando un ángulo de ataque agudo que podria dar mayor rendimiento, aunque nunca puede igualar al del aeroplano por variar el ángulo de ataque entre limites muy amplios en cada batimiento y no existir perfiles que den buen rendimiento medio en tan variadas posiciones.
- x

Un aparato de este género tendría que estar dotado de varios pares de alas batientes ^{moviéndose alternativamente} para que la sustentación fuera continua sin desaparecer al subir las alas.

El escaso rendimiento de este sistema no le hace recomendable, ^{para el vuelo artificial,} pero lo que se ha tratado de perfeccionarlo por una ~~la~~ imitación ^{completa} ~~mas perfecta~~ del vuelo de las aves ~~por~~ con el procedimiento ornitóptero (^{que} del orníptero de ave y ptero ala).

Las aves tienen tres ~~principales~~ sistemas principales de vuelos: el planeado, el vuelo a vela y el ~~remado~~ remado o vuelo a remo; el primero es ~~análogo~~ y el segundo son análogos a los que hemos estudiado en los aeroplanos sin motor, y el tercero es el que trata de imitar el ornitóptero.

La superficie batiente tiene la forma de ala de gran

La naturaleza emplea este procedimiento en algunos insectos en que, por un pequeño tamaño, la proporción de superficie sustentadora al peso puede ser grandísima sin exagerar el tamaño relativo, por lo cual el vuelo es fácil aunque el rendimiento sea escaso y la constitución del animal pueda adaptarse especialmente a otros fines mas importantes que los de obtener gran rendimiento aerodinámico en el vuelo; en cambio, en un ave de gran tamaño sería imposible el vuelo si su constitución especial no estuviera principalmente dedicada a obtener el máximo aprovechamiento de sus fuerzas para volar.

En efecto, un insecto que pese ^{un} gramo (cuyo tamaño sea aproximadamente de un ~~de~~ centímetro cúbico), con alas que tengan 5 centímetros cuadrados, obtendrá una carga de 2 Kilos por metro cuadrado, en cambio un animal que pese 10 Kilos necesitaría ~~alas~~ 20 metros cuadrados de alas para tener igual carga por metro, o sea igual facilidad de vuelo.

rendimiento máximo y en unión al cuerpo del aparato esté
 articulada de modo que le permita no solo el batimiento,
 o sea el movimiento vertical, sino ~~la~~ ~~variar~~ el giro para
 variar su ángulo de ataque, y ~~el~~ ^{el} movimiento de delante
 X a atrás. Con este mecanismo ^{fig. 246} se mueven las alas de modo
 que cada punto de ellas describa una curva cerrada
 parecida a una elipse de eje mayor inclinado hacia arriba
 y hacia delante, en el sentido de avanzar por arriba y retro-
 ceder por abajo, con lo cual el viento relativo ^u que el ala
 recibirá al batir durante el vuelo horizontal variará
 de dirección e intensidad en cada punto de su recorrido, según
~~del ala, del aparato ornitóptero y del viento relativo~~
 se ve en la composición de velocidades ^{(indicada en la figura 247,}
~~del ala y del ornitóptero. v_o.)~~
 variándose automáticamente el ángulo de ataque para presentar
 siempre el de máximo rendimiento. Al arrancar y al descen-

X der sin velocidad horizontal, o al sostenerse en el aire, las alas tendrían que adoptar las posiciones indicadas en la figura 248 para recibir siempre el aire por el borde de ataque.

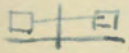
Este procedimiento, en las aves, da un rendimiento tanto en sustentación como en propulsión, superior al obtenido en los aeroplanos, pero hay que tener ^{en} cuenta que la articulación del ala y su constitución permiten al animal, por un instinto, modificar en cada momento la curva que describe el ala, su velocidad y hasta la curvatura del perfil ~~ala~~ y su forma transversal adaptándola todo instantáneamente al viento que recibe de cuyos pulsaciones además aprovecha la ~~aca~~ energía interna para la sustentación y los beneficios de los movimientos acelerados (batigazos) en los puntos convenientes como en ^{el descenso del ala} como en el vuelo a vela, constituyendo un mecanismo de vuelo ~~tan~~ perfecto, pero tan complicado que no es posible imitar mecánicamente mas que de un modo grosero

en que, sin conseguir sus ventajas, se llega a ~~mecanismos~~ ^{artefactos} impracticables por su complicación.

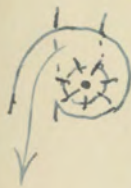
Los mecanismos artificiales se adaptan mejor al movimiento de rotación continuo (rueda) que a los movimientos oscilantes, preferidos por la naturaleza, ~~que~~ compatibles con la comunicación vital entre las partes móviles y los fijos, por lo cual se ha tratado preferentemente de obtener la sustentación mediante el giro de superficies que creen una corriente de aire rechazada ~~hacia abajo~~ descendente. ~~La~~

La dirección del viento rechazado por estas superficies puede ser radial (centrífuga), ^{tangencial} o axial; en el primer caso están las turbinas aéreas, en el segundo los ruederos de paletas y de alas, y en el tercero ~~los helicópteros~~ ^{los helicópteros} y los autogiros.

En las figuras 249 y 250 se representan esquemáticamente dos clases de turbinas aéreas, consistentes en una ^{eje} ~~un eje~~ ^{con} ~~vertical~~ ^{vertical}.

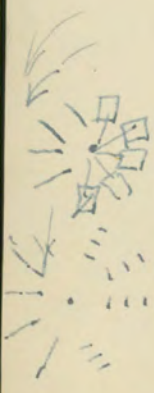


paletas planas que expulsan ~~por un giro~~ al aire en dirección centrífuga creando una depresión en el centro que viene a ser llenada por una corriente ascendente; en el segundo modelo, el aire rechazado choca en una superficie cóncava ~~hacia abajo~~ que lo rechaza también hacia abajo.



Las ruedas de paletas pueden ser ~~como~~ como represente la figura ²⁵¹, o sea un eje horizontal con paletas planas que giran obligando al aire impulsado tangencialmente a salir hacia abajo por un conducto de dirección vertical; el aire entra aspirado por la depresión central por otro conducto vertical abierto hacia arriba.

~~La rueda de alas~~ También puede realizarse una rueda de paletas de modo que estas giren por partes o totalmente al moverse hacia arriba para ^{ofrecer} presentar poca resistencia, y se presenten normales al aire cuando bajen. (fig. 252). Si las paletas, ~~en forma de alas~~, giran perpendicularmente ^{al radio} ~~mitad de~~ ^{con igual} ~~velocidad~~ velocidad ~~de~~ de rotación que la rueda en ^{aire} que están montados, en todo su movimiento presentarán al viento



relativo un ángulo de ataque favorable para la sustentación (fig. 253)
~~sistema que puede llamarse así que hay necesidad de~~
~~excesos de la rueda en una superficie como en el caso ante-~~
~~rior.~~

Una hélice horizontal soplando sobre una superficie que rechaza el
 El viento, la sustentación se puede obtener proyectando
 aire hacia abajo, ~~o dos hélices (fig. 254)~~, o dos hélices que se soplan
~~proyectando~~, ~~o por medio de una hélice~~, o dos ventiladores
 mutuamente no dejando salida al aire acumulado más que hacia abajo
 por una corriente horizontal de aire sobre una superficie
 (fig. 255), son procedimientos que también originan sustentación, aunque
~~con una gran pérdida de energía hacia abajo.~~
 de escaso rendimiento, ~~por los remolinos que se forman~~ ~~de viento turbulento y tempestuoso.~~

La poca eficiencia de todos los sistemas descritos anteriormente
~~se deduce~~ se deduce de la cantidad de remolinos que en todos
 ellos se ~~produce~~ ^{crean} por el movimiento de planas ~~normales~~ o según
^{o por los cambios}
^{o con gran ángulo de ataque,}
^{fuerzas de dirección del viento,}
~~en el viento~~ por lo cual casi toda la experimentación y los
 vuelos que hasta ahora han realizado los aparatos de aviación, o aviones,
 distintos del aeroplano, han sido hechos en los sistemas helicópteros
 y autogiros.

El helicoptero (del ^{griego} ~~helio~~ ^{hélise} y pteros ala) aprovecha
 la reaccion ~~axial~~ ^{axial} que produce una hélice, como fuerza de
 sustentacion. Su órgano sustentador es, por ~~la~~ tanto, una ^{o varias} hélices
~~axiales~~ de eje vertical que proporcionan la sustentacion, estando la
 propulsion obtenida por otra de ~~este~~ eje horizontal. (fig 256)
 las mismas sustentadoras inclinando su eje hacia delante
 para que la reaccion ~~axial~~ axial tenga una componente
 hacia delante ~~para~~ que sirva de propulsion. (fig 257) El per motor
 en estos aparatos tiende a hacer girar al cuerpo en sen-
 tido contrario a la hélice lo cual se puede evitar o bien
 colocando dos hélices sustentadoras que giren en sentido con-
 trario, (fig 258) bien en el mismo eje o en ejes paralelos (lo que
 ademas anula el par giroscópico). ~~o haciendo que las hélices~~
~~o disponiéndolas debajo de~~ ^{o haciendo que las hélices}
 y alas, de la hélice sustentadora sean automotrices por ~~por~~ medio de
~~la hélice unica una corona de superficies helicoidales que~~
~~otras pequeñas hélices propulsoras, estando el motor de estos contenidos~~
~~reunidos el viento proyectado por la hélice hacia abajo crea~~
 en la misma hélice sustentadora (helicoptero) como se ve en la figura
 259.

~~un par contrario al motor~~ La doble hélice

^{el vuelo}
 Durante la ~~mancha~~ horizontal, el costado de la hélice en que las palas ~~no~~ giran ~~hacia~~ en el sentido de la marcha tienen mayor velocidad ~~que~~ relativa que los del lado opuesto, por lo cual la sustentación ~~no queda~~ ~~en centrada~~ se traslada fuera del eje, creando un par que tiende a inclinar al aparato hacia este último lado, lo que también se evita por el empleo de dos hélices girando en sentido contrario, principalmente si están en ejes paralelos, porque en el mismo eje es difícil conseguir simultáneamente el equilibrio del ~~los dos pesos motores~~ por motor y ~~de~~ de sustentaciones por la influencia del viento proyectado por la superior en la inferior.

La disposición de doble hélice en ejes paralelos.

de también mayor ~~sustentación~~ rendimiento que la de hélices coaxiales, porque la sección de la columna de aire proyectada hacia abajo es doble, pero en cambio tiene inconvenientes constructivos y aumenta las dimensiones del aparato.

El problema de la sustentación en el helicóptero puede considerarse como resuelto, aunque no con tanta perfección y eficacia como en el aeroplano, pero no así la estabilidad ~~ni el mando~~, pues pudiéndose recibir el viento de abajo a arriba en los descensos, y de arriba a abajo en los subidos y de delante a atrás en el vuelo horizontal, no puede haber sitio determinado para colocar los órganos de estabilidad, como en los aeroplanos, en que el viento siempre se recibe de ~~delante a atrás~~ por la proa a cola, ~~excepto en alguna~~ # —————→

Si un helicóptero en equilibrio se inclina transversalmente por una causa cualquiera, la reacción axial da una componente en este sentido y se originará una traslación hacia el mismo costado. Si el cuerpo del helicóptero está colgado de la hélice, como es el caso general, su resistencia al movimiento lateral originará un par que inclinará más y más al helicóptero hasta producir su caída vertical en el aire y su caída, si no lo corrige el mando, o si no hay una superficie sobre la hélice que produzca un par estabilizador en este caso; pero esta superficie será contra-estabilizadora ~~en~~ durante la subida del aparato.

Accidentes

El estado en que se encuentra actualmente la aviación no es, desgraciadamente, tan perfecto que permita considerar ~~los~~ los accidentes como una circunstancia de probabilidad tan remota que no sea digna de tenerse en cuenta; cierto que el número de ellos, y por ~~lo~~ tanto ^{el riesgo} ~~la seguridad~~ del vuelo va disminuyendo notablemente ^{con las enseñanzas de la práctica constante}, no solo en las líneas ~~de~~ aéreas comerciales bien organizados donde casi se han eliminado, sino en los vuelos militares en que hay muchas veces que lanzarse al aire en condiciones que en la aviación civil serían considerados como imprudentes, ~~sino~~ ^y aún en el aprendizaje donde la ~~impericia~~ ~~del~~ ~~alumno~~ ^{va} ~~van~~ compensando mayor perfección de los procedimientos de enseñanza ~~van~~ pensando el ~~se~~ peligro creado por la impericia del alumno, pero,

8

de todos modos, después de estudiar la descripción de los diferentes partes del aeroplano, su funcionamiento y los vuelos y aparatos anormales, o sea la organografía, la fisiología y la teratología de la Aviación, es necesario dedicar unas líneas a sus accidentes y modos de evitarlos, o sea a la ~~higiene~~^{nosología} ~~terapéutica~~ e higiene.

Los accidentes pueden ser clasificados por la causa que los produce y por ~~on~~ el momento en que ocurren; desde el primer punto de vista pueden ser originados por cualquiera de los tres elementos que intervienen en el vuelo: el hombre (piloto), el material (aeroplano) o el medio ^{exterior} (aire, tierra, agua); y según el momento ~~de su~~ serán clasificados en accidentes de partida, vuelo y aterrizaje. De este modo resultan nueve clases de accidentes que estudiaremos sucesivamente.

1.º Accidentes de partida. Durante la partida, o sea hasta

está en vuelo

que el aeroplano ~~despaga~~, los accidentes debidos al piloto pueden ser originados por no elegir bien la direccion de partida ~~en contra del viento~~ ~~por~~ efectuándola con viento de costado o de espaldas o con campo libre insuficiente por delante, por hacer ~~manoebras~~ ^{Todos gases} a ~~fuera~~ (el motor antes de empujar o avanzar el aeroplano) teniendo la palanca enjuigada a fondo con lo que puede ocurrir el capotaje, por ~~ir a poco durante demasiado poco de~~ levantar la cola demasiado poco durante el rodamiento resultando insuficiente el terreno libre, o por levantarla demasiado con lo que la hélice o el patin delanteros pueden tocar en el suelo y romperse o capotar el aeroplano, ~~por~~ por tirar de la palanca para despegar sin ~~velocidad suficiente para volar~~ ^{velocidad suficiente para volar}, mantenerse en vuelo, en cuyo caso el aeroplano despegue muy encabritado y sin mando, y cae del costado opuesto al movimiento de la hélice por efecto del par motor; pero el accidente mas característico en la partida por falsa maniobra del piloto es el de no coger con timon y aletas

~~por no corregir inmediatamente con timón y con alabeo~~
~~cualquier desviación de la rodadura al iniciarse que una~~
~~vez producido puede volcar al aeroplano~~

X los desviaciones que se inicien en el rodamiento, que una vez
 producida ^{en un sentido} puede ocasionar el vuelco del aeroplano en sentido
 opuesto hasta ^{apoyarse} ~~hasta~~ el extremo del ala en el suelo, en cuyo
 instante gira violentamente el aeroplano alrededor de este
 punto de apoyo y sobreviene el vuelco hacia el otro costado
 por la nueva fuerza centrífuga, mucho mas intensa, que nace
 en este segundo giro; ~~y probablemente el capotaje oblicuo alrededor~~
~~de la línea que une el aeroplano se apoya en el extremo de la~~
~~otra ala y, si la velocidad es grande, capota alrededor de la~~
~~línea oblicua que une este extremo con la nariz del motor o~~
 con el extremo de la proa. ^(fig 261) El resultado suele ser una ligera
 averia en el extremo del ala que toca primeramente en tierra,
 rotura mas importante del ala que toca después, ~~rotura~~ y rotura
 de la hélice, y desviación de la nariz del motor y otras averias en
 la proa. Si la desviación no correjida fué a la derecha, el ala
 de este costado sera ~~que~~ la que resultará ~~en~~ finalmente rota

y la izquierda en averías en el extremo.

En el estudio de la partida se indicaron los maniobras que debe hacer el piloto para evitar estos accidentes. #

El material difícilmente puede ocasionar accidentes en la partida porque en ella no debe sufrir esfuerzos extraordinarios; solamente ocurre algunas veces la salida de una rueda de su eje por haberse ^{o desprendido} roto el pasador que la sujeta, lo cual ocasionará el vuelco al estado correspondiente requerido de la serie de fases descritos anteriormente. Este accidente no debe ocurrir si el piloto antes de subir al aeroplano examina si los pasadores de las ruedas están en buen estado y en su correcta posición. Si el desprendimiento de la rueda tiene lugar al despegar, no ocurrirá ~~probablemente~~ accidente en la partida pero es muy probable que lo ^{haya} ~~ocurra~~ al aterrizaje.

El viento puede ocasionar accidente si durante la partida

Otra causa de graves accidentes es el encabitra brusca-
mente al aeroplano después de haberle tenido rodando a
la mayor velocidad, con objeto de realizar una rápida subida
preliminar, maniobra que ~~fatiga considerablemente~~ hace
sufir a las alas una reacción tan ~~for~~ violenta que puede romperlas,
y que no tiene otra utilidad que la espectacular, ^{generalmente} pues se ~~gana~~
mayor altura sobre un punto dado despegando a su tiempo en la
velocidad correcta que ~~hace~~ prolongando el rodamiento para ^{adquirir} ~~ganar~~
velocidad excesiva (fig 262).

cambia de dirección a un costado o a espaldas, con rachas violentas, debiendo el piloto maniobrar como ya se indicó para estos casos.

El estado del terreno ^o del mar debe ser para la partida debe ser previsto por el piloto de modo que ~~no~~ para maniobrar de modo que no ocurra accidente y ~~que~~ juzgase inevitable por o prescindiendo como tambien se dijo segun esten o prescindiendo del ~~se~~ renunciando al vuelo si el accidente fuera ~~may~~ demasiado probable. El mas conveniente en este caso es el de llegar al limite sin velocidad para ganar la altura necesaria para salvar los obstaculos y chocar contra ellos en vuelo, ~~o en tierra~~ o capotarse por efecto de desigualdades en el terreno o por ~~los~~ olas demasiado altas.

2º Accidentes en vuelo.

el terreno o por ~~los~~ los denominados avíos.
2º accidentes en vuelo.
Durante el vuelo, los accidentes debidos a ^{falta de} pilotaje se reducen principalmente a entrar en pérdida de velocidad por exceso de encabritamiento o por virajes muy cerrados sin inclinación suficiente, ~~cuando el aeroplano se balancea en vuelo~~ ^{debido a} pues el aeroplano se mueve lateralmente por efecto del derrape y el viento relativo oblicuo que recibe no da suficiente sustentación. En estos casos el aparato entra

en barrera o se desboca, cayendo casi verticalmente
~~descenso a picos~~, ~~deb~~ de cuyas posiciones ya se dijo el modo de
salir, pero como esta operacion requiere cierta altura, el accidente
sera irremediable si la pérdida de velocidad ocurre cerca del

Volando con el aeroplano en posicim próxima a la pérdida de velocidad, con
sin motor, el pararlo o ponerlo en marcha bruscamente puede ocasionar un desequilibrio
debido a la falta o aparicion del par motor que haga caer de estado al aeroplano.

El exceso de velocidad ~~puede ocasionar~~ adquiridos picando,
sobre todo con motor en marcha, puede tambien ocasionar accidentes
debidos a la rotura de alguna pieza, pues los esfuerzos crecen
en el cuadrado de la velocidad, los tirantes ~~se~~ vibran y ~~trapi~~
acelerándose el motor, puede comunicarse sus trepidaciones
aumentando peligrosamente la vibracion, y si en este momento
se encabrita bruscamente, la intensidad de la reaccion que supe
en las alas ~~estada~~ puede ser tal que se rompan totalmente o en
parte resultando con graves consecuencias irremediables.

Los accidentes en vuelo debidos a fallos del material pueden
ser por roturas, por mal funcionamiento del motor, por ~~mal funcionamiento~~
averias en los mandos o por incendio.

Actualmente se ha llegado a un estado de perfeccionamiento tal en la construcción de los aeroplanos que los roturos en vuelo se pueden considerar suprimidos siempre que en la prueba de los materiales empleados y en la construcción se hayan observado escrupulosamente las reglas establecidas en todos los organismos de aviación, pues las faltas que tiene que cometer un piloto para romper ^{un} ~~aeroplano~~ ^{bien construido,} en vuelo han de ser tan notables que solo intencionalmente serían explicables. Sin embargo, por defectos del material o de la construcción, o por mala conservación ^{ocurre la rotura de} puede ~~ocurrir~~ alguna pieza del aeroplano ^{o de los} ~~del~~ ^{montantes, tirantes,} ~~desgastando~~ ^{motor, merced a} largueros de ala o de fuselaje, ~~desgastando~~ cubierta ~~superior~~ de las alas, planos de cola, de todas ellas y especialmente las primeras de difícil ~~solución~~ remedio, no pudiendo aconsejarse otro que el extremar las precauciones preventivas.

La rotura de la hélice merece especial mención por los

~~enormes esfuerzos que experimenta~~ y por los graves consecuencias
 que tendria y por los enormes esfuerzos que experimenta en
 vuelos de extension ^{por la} fuerza centrífuga y de flexion y ~~de~~
 torsion por la resistencia del aire, que ya se ha estudiado. Ade-
 mas, en caso de estar mal equilibrada, y en los virajes, si es
 de las palas, produce trepidaciones que comprometen aun mas
 su resistencia a estos esfuerzos. Si ~~no la estacion~~ es desafortunada-
 mente ^{poco} frecuente el desprendimiento total de una pala, que
~~puede considerarse como grave~~ ocasionaria la rotura y desqui-
 camiento del ~~cuerpo~~ enlace del cuerpo y alas, suele ocurrir al-
 gunas veces el astillarse y desprenderse parte del ~~extremo~~
 de una pala, generalmente por haberse iniciado una raja
 longitudinal por defecto de la madera o ~~por~~ probablemente
 por haber sido pisada la hélice estando tendida en el suelo.
 Si la astilla desprendida es grande, la trepidacion que origina

este desequilibrio será peligroso y es necesario poner el motor cuanto antes, y descender en planes. También ha ocurrido algunas veces desprenderse la hélice por completo en los aeroplanos tractores, lo que no es grave accidente si se para inmediatamente el motor y se descende en planes sobre buen terreno. El efecto de las trepidaciones ~~y vibraciones~~ en los puentes del aeroplano es uno de los más importantes que conviene detallar.

Todo cuerpo material tiene tendencia a vibrar con un periodo (o sea número de vibraciones por segundo) determinado, que es el que corresponde al sonido que emite cuando se le golpea, pero si está sometido a una ~~vibraci~~ trepidación por causas externas, ~~ajusta su periodo~~ vibra ajustando el periodo de la vibración que toma al de la trepidación que recibe, pero la amplitud (separación entre las posiciones extremas) de sus oscilaciones vibratorias es tanto mayor cuanto ~~mayor~~ menor diferencia hay entre el periodo de la trepidación y el de su vibración propia. Si estos son iguales se dice que hay sintonia ^(o resonancia mecánica) y la ~~vibración~~ amplitud de la vibración llega al máximo, teóricamente al infinito.

si el cuerpo fuera perfectamente elástico, pero, si no es así
 en la práctica, por lo menos la amplitud puede llegar a ser
 tal que ocasione la rotura de la pieza si ya se encontraba
 fatigada. Esto puede ocurrir principalmente en los tirantes
 de hilos de acero y cuerdas de piano que, cuando ^{son} tocados ~~con~~
~~el dedo~~ sacudidos dan un ~~so~~ sonido de tono igual al ruido
 que hace el motor marchando, ^{lo que} es señal ^{de} que habrá resonancia
 mecánica y conviene atirantarlos si son cortos, o aflojarlos si
^{y un atirantamiento exige una tensión demasiado grande,}
 son largos, o bien fijarlos en algún punto intermedio a otros
 hilos que se cruzan en ellos para ~~evitar~~ variarles el tono; también
 puede haber resonancia mecánica cuando el período de la tre-
 pidación es doble, triple o múltiple un número de veces cualquiera
 del ~~la pieza~~ ~~vite~~ propio de la pieza vibrante (tonos armónicos)
 pero no es tan intenso como la originada por el tono igual o
fundamental, y ~~por esto conviene~~.

El grupo moto-propulsor produce vibraciones de diversos periodos siendo la mas rápida la de las explosiones, cuyo periodo es igual al numero de explosiones por segundo, y como cada cilindro dará (en los motores de cuatro tiempos generalmente usados en aviación) una explosión cada dos vueltas del cigüeñal, resultará un periodo igual a la mitad del numero de cilindros por el de vueltas por segundo del cigüeñal.

Otra trepidación es la del desequilibrio del cigüeñal que tiene un periodo ~~de~~ igual al numero de vueltas por segundo de este; una tercera causa es el desequilibrio de la hélice, que produce un periodo igual al numero de vueltas ~~de~~ por segundo de ^{que puede ser distinto del anterior si el motor tiene reduccion de velocidades,} ella, y por último, el por giroscopico de la hélice de dos palas en los virajes origina otra trepidación de doble periodo que la anterior.

Las piezas cuyo periodo vibratorio sea mayor que el

primero de los citados estarán libres de resonancia mecánica, siendo fácil comprobar en vuelo los montantes y tirantes que entran en vibración, tanto en recta como en viraje, para corregirlos.

← #

Las averías de motor suelen ser la causa más frecuente de accidentes en aviación, pues nunca existe seguridad de que no han de producirse por las muchísimas circunstancias distintas que pueden originarlos difíciles de prever en todos sus detalles. La parada del motor obliga al descenso y al aterrizaje en el terreno mejor que pueda alcanzarse desde la altura a que se navegue, y para que las probabilidades de rotura sean menores conviene que la altura de navegación sea la mayor posible y al mismo tiempo es buena precaución que el piloto en todo momento de su vuelo tenga elegido el terreno más favorable de los que se presentan a su vista ^{para} ~~para~~, si sobreviniese una parada en el motor, no tener que perder tiempo y altura buscándolo.

Ya dijimos que en la estela de remolcos de aire que los cuerpos en movimiento dentro de él, dejan detrás de sí, se producen fenómenos periódicos, ~~por resonancia~~ como el flaqueo de las banderas, principalmente si el cuerpo termina en parte flexible en que pueda haber resonancia mecánica entre su elasticidad y la del aire. Esta causa puede producir vibraciones fuertes y hasta ocasionar la rotura de alas cuyos bordes de salida sean demasiado flexibles, bien por sí mismos o por los aletos montados en ellos.

También hay que tener en cuenta que el peligro de las trepidaciones no es solamente el de la resonancia mecánica sino que hay algunos materiales, principalmente los metálicos, que sometidos a vibración durante algún tiempo cambian su contextura molecular haciéndose quebradizos y, por lo tanto, disminuyendo peligrosamente de resistencia sin señales exteriores que lo demuestran.

En los aeroplanos bimotores, ~~en que estos están colocados a los costados~~, es posible continuar el vuelo recto sin perder mucha altura con uno solo de los motores en marcha, si el avión no está excesivamente cargado, pero, cuando los motores son laterales, es necesario tener metido el pie del costado donde funciona el motor para contrarrestar el viraje que le propende sin excentricidad trate de iniciar hacia el motor parado; por este motivo es mas difícil virar hacia el motor ~~en marcha~~ que está en marcha pero, en cambio el viraje al otro lado, ~~es~~ es peligroso por ~~no~~ no ser fácil de contener una vez emprendido lo que puede ocasionar la caída en barrena; por esta causa, en esta clase de bimotores se puede aprovechar el motor en marcha solo para prolongar el semi-planeeo recto, pero al tener que evolucionar en virajes cerrados para elegir tener o entrar en él, es preferible ~~para~~ llevar parados los dos motores. Este inconveniente no existe en los bimotores que los tienen

en tandem.

Las averías en el mando por roturas de cables, de timones o aletas, no suelen ser probables porque aquellos son dobles y los esfuerzos de estos no son grandes, excepto en el resbalaamiento de cola que se debe evitar. Mas frecuentemente suele ser el agarratamiento de un órgano de mando por salirse el cable de ^{la garganta de} su polea si está mal guiado, o por oxidarse el eje del volante de mando dentro de su cojinete. Estas averías, pueden ocasionar graves accidentes, y en cambio son fácilmente evitables con algo de vigilancia por parte del piloto para asegurarse que los poleas, guías y ejes están en buena colocación y bien engrasados.

El incendio a bordo, en vuelo o a consecuencia de un accidente, es una de las mas graves circunstancias que pueden ocurrir, que desgraciadamente ocurren; puede ser provocado

por incendiarse la gasolina sobrante que haya en el carburador, por ~~explosiones~~ en derramarse combustible en el tubo de escape que suele estar próximo al rojo, por un mal contacto eléctrico en los conductores de la magneto, ~~o~~ o de las acumulaciones, que ocasiona una chispa en una parte impregnada de gasolina, por invasión de los tripulantes, por los balos enemigos sobre todo si son incendiarios, etc. La principal precaución contra este grave accidente es llevar extintor a bordo, principalmente automático y con varios puntos de aplicación colocados en los puntos donde el incendio sea mas probable; el depósito de gasolina ~~bancable~~ desprendible es tambien conveniente ~~en~~ en los ~~av~~ aeroplanos de guerra.

El viento, por violento que sea, no suele producir accidentes en vuelo, si el aeroplano está bien construido y el piloto es habil y prudente, teniendo en cuenta que cualquier

La maniobra ~~se~~ está más expuesta a acibar en accidente cuando se vuela en ~~aire agitado~~ una atmósfera agitada. Los remolinos formados por el viento, ^{fuente} a poca altura sobre terreno muy accidentado, son los más peligrosos y pueden ocasionar desequilibrios que vuelquen al aeroplano o corrientes descendentes que lo precipiten al suelo, por lo cual conviene aumentar la altura de navegación al pasar ~~los~~ terrenos muy quebrados volando con viento violento. ~~✱~~ —————> a la vuelta

El vuelo en lluvia torrencial o en granizo puede deteriorar la hélice, sobre todo si no está blindada, pero no es probable que cause graves desperfectos en el resto del aeroplano; tampoco el peligro de la electricidad atmosférica parece ser mayor para un aeroplano en vuelo que estando en tierra, y solamente si lleva colgando la antena radiotelegráfica, o efectúa movimientos verticales muy rápidos con el motor en marcha (cuyos gases del escape calientes dejan una estela

Si el viento no es homogéneo y aumenta en la altura, lo que es el caso general en ~~en~~ viento ~~de~~ fuerte, sobre todo por las mañanas, por el frenado que ejerce la superficie de la tierra en él, es peligroso virar rápidamente ganando altura al despegar para ponerse a favor de viento, porque el aeroplano asciende con ~~velocidad~~ pequeña velocidad en relación al suelo por despegar en viento de frente, y si al virar gana altura y se encuentra en el viento de espaldas de mayor intensidad, puede perder sustentación y caer en tierra. Este fenómeno es causa de muchos accidentes en el viraje después de despegar, y no se produce si el viento es igual a cualquier altura porque entonces ~~puede~~ el aeroplano se mueve en la masa de ~~el~~ aire homogéneo, desde que despegó, como formando parte de ella y sin diferencia alguna entre cuando va en viento de frente o en viento de espaldas.

buen conductor de la electricidad) puede provocar ~~ataque~~
~~hacer~~ si al rayo ~~ataca~~ ~~hacer~~ u ofrecerle paso
 fácil a través de él. Por esto, en tiempos tempestuosos
 conviene recoger la antena radiotelegráfica y no efectuar
 movimientos verticales ~~bases~~ rápidos, sobre todo en el
 motor en marcha.

Por último, una precaución, muy discutida, para toda
 clase de accidentes en vuelo es el empleo del paracaídas.
 Efectivamente, si un incendio no rotocable estalla a bordo,
 se rompe un ala, u ocurre ~~de~~ cualquier otro accidente que
 irremediablemente tenga que acabar en desastre, y se está
 a altura suficiente, el empleo del paracaídas puede
 salvar la vida del aviador, pero hay que tener en cuenta
 que los casos en que la única ~~solución~~ salvación posible sea el

paracaídas se presentan muy rara vez, que el empleo del paracaídas no está exento de riesgos por no funcionar o por caer en mal terreno arrastrado por el viento, que su preparación exige una operación meticulosa previa a cada vuelo, que se presenta una ^{carga} ~~pesa~~ para el aeroplano ~~y una molestia para el~~ ~~comandante~~ molestia por el lugar que ocupa, y que puede dar lugar a que un piloto nervioso juzgue ~~demasiado~~ exageradamente peligrosa la situación del aeroplano y decida abandonarlo arrojándose en paracaídas con lo cual se pierde el material y se corren riesgos en el descenso que quizá no hubieran ocurrido si el piloto hubiera seguido dependiendo en aeroplano en su puesto sin el auxilio del paracaídas. Salvo en el caso de rotura de ala ~~la~~ ~~o de incendio~~ o de incendio inextinguible a bordo, se dice con razón que el mejor paracaídas es el propio aeroplano. # →

Por estas razones no ~~creo~~ parece recomendable el empleo

Esto respecto al piloto, que jura los pasajeros de un avión comercial tampoco ~~puede~~ pueden ser de gran utilidad los paracaidos, ~~por lo que~~ ni aun para dar confianza, porque yendo estos, por regla general, encerrados en una estrecha cabina de difícil salida, es sumamente improbable que se pudieran emplear ~~se haría muy difícil el uso de~~ los paracaidos individuales en el momento oportuno si la gravedad de la situación lo exigiera.

obligatorio de los paracaídas en todos los vuelos ~~en aeroplanos~~ y reservan su uso para la aerostacion y para ~~los~~ algunos vuelos en ~~aeroplanos~~ avion que hayan de efectuarse en condiciones especiales de gran peligro.

(fig. 263)

El paracaídas consiste en un casquete esférico (^{algo menor} ~~casi una~~ ^{que una} ~~semi-esfera~~) de seda, de cuyo borde penden una serie de cuerdas que sostienen el cinturón y los conecs que sujetan al cuerpo del tripulante. Para evitar el balanceo ~~en el descenso~~ lleva un orificio en el centro por donde escapa el aire comprimido en su concavidad por el descenso, con lo cual el centro de presiones queda casi invariable, en lugar de moverse hacia la parte mas alta en las oscilaciones ~~como haciendolo~~ ~~de una~~ ~~grande amplitud~~ como ocurriria con el casquete cerrado, ~~de~~ cuyo descenso ~~resulta~~ vertical resulta inestable.

La velocidad v maxima que puede tolerarse en el regimen de

caída ~~esta~~ no debe exceder nunca de 3 ms. por segundo, y como el coeficiente de resistencia k en estos casquetes cóncavos que es el máximo, suele ser de 0,1, para un peso total G de 100 Kgs., entre trijuntante y paracaídas, la superficie S necesaria para el círculo base del casquete sería:

$$S = \frac{100}{0,1} \quad S = \frac{G}{kv^2} = \frac{100}{0,1 \times 9} = 111 \text{ metros cuadrados}$$

y su diámetro sería de 12 metros. El peso ~~suele ser~~ del paracaídas completo suele ser de

La instalación se hace plegándolo cuidadosamente dentro de un ~~saco~~ ^{cuyo fondo está unido por una cuerda} ~~fijo~~ ^{al avión} ~~al aeroplano~~, ^{al aviator lleva el saco en mochila, como asiento, sobre los rodillos (delantal) y} al lanzarse al aire ~~el trijuntante~~ con el cinturón puesto atado al paracaídas mediante un enlace elástico, una cuerda débil que ata la boca del saco se rompe, y el paracaídas sale de él con la boca hacia abajo por lo que entre el viento de la caída y lo despliega.

Para ^{asegurar} ~~conseguir~~ el despliegue del paracaídas ~~sea~~ y conseguir que se haga rápidamente, ^{lleva} en algunos modelos flejes de acero en su boca, o una ~~circunferencia~~ ^{circunferencia} con un tubo neumático de caucho algo inflado que tiende a enderezarse iniciando la abertura de la boca del paracaídas plegado, que ~~después~~ ^{después} consigue completa el viento de la caída, o un pequeño paracaídas auxiliar.

3º Accidentes en el aterrizaje.

el aterrizaje

Estos son los más numerosos pues, no solo es la operación más difícil y ^{delicada} ~~de mayor riesgo~~ de la aviación sino que en él se ~~producen~~ cumplen accidentes que tienen su origen durante el vuelo (como ^{en} los parados de motor) o aun en la partida (como en la pérdida de una rueda). La mayor parte de ellos son debidos a faltas de pilotaje, por ~~no~~ llegar al suelo ~~en contra del viento~~ con viento de costado, resbalando o deslizando, ~~sin velar~~ desplomándose, o con exceso de velocidad, por no cuidar de la dirección

al rodar, por no haber tenido en cuenta los obstáculos, &c.

Las consecuencias de estos accidentes suelen ser rotura de ~~las ruedas~~ una o las dos ruedas, o de todo el tren, en los desplomes, vuelcos hasta tocar un ala en el suelo seguido de vuelcos al otro ~~lado~~ ^{oblicuo} lado con rotura del ala y capotaje, ~~así~~ como se describió en los accidentes de partida) cuando se entra oblicuamente ~~con~~ ^{por} deriva, derrape o resbalamiento, o cuando no se corrige a tiempo un caballito, rotura del tren y capotaje o capotaje sencillo cuando hay ^{choque y} exceso de velocidad, bien ~~por~~ viento de espaldas, o por ~~velocidad propia~~ exceso de picado; capotaje si ~~se~~ se trociera con obstáculos en el suelo; &c.

Si el material está en mal estado naturalmente estos accidentes son mas probables, pero en la mayoría de ellos ~~los malos~~ el defecto de mando es el único causante de producir esfuerzos excesivos que causen la rotura de las piezas del tren y provoquen

el accidente.

En el caso de llegar al suelo con una sola rueda, deberán extremarse los cuidados para hacer el aterrizaje con la mayor corrección posible, sin choque, algo inclinado hacia el costado donde hay rueda echando la palanca hacia el mismo lado mientras el aeroplano rueda y con atención para echar inmediatamente a fondo la palanca al otro lado y empujar el pie contrario, en el momento en que, ^{cayendo} ~~cayendo~~ el aeroplano hacia el lado donde falta la rueda, ~~gira~~ al toque el ala en el suelo e intenta el capotaje ~~al otro~~ oblicuo al otro lado, que generalmente no se produce si se toman estas precauciones, aun con aviones muy rápidos.

En el aterrizaje forzados por parada de motor, el terreno podría ocasionar cualquier clase de accidente, sin que haya otra regla que, huir de los obstáculos si ^{se puede} ~~se puede~~, y si no

caer en ellos con la menor velocidad horizontal posible dejando desplomarse, por encubrimiento, desde pequeña altura. Así se puede descender sobre árboles, si no hay otro remedio, con la menor cantidad de averías, como en niebla y de noche

La falta de visibilidad ambiente agrava las condiciones del aterrizaje forzado, pues será imposible distinguir los obstáculos, ni aun la altura del terreno algunos veces, y únicamente puede aconsejarse descender lentamente ~~con motor a gas~~ en el aeroplano casi en perdida y con trayectoria muy inclinada hasta percibir el terreno y desplomarse sobre la parte menos peligrosa que se encuentra.

Sobre el mar es también en ocasiones difícil darse cuenta de la altura a que se está sobre el agua, si está (especular) completamente plana, por lo cual conviene arrojar algo que la agite. De noche, ~~se puede~~ ^{se debe} llevar suspendida una plomada que al tocar en el agua indique el momento en que se debe cortar gases

y encubierta para americanizar.

(577

Cálculo, experimentación y pruebas.

La realización de un tipo de aeroplano, y, en general, de un aparato de aviación, requiere una serie de operaciones previas que pueden comprenderse en las cuatro siguientes: anteproyecto, proyecto, construcción y prueba, que estudiaremos sucesivamente a continuación.

Anteproyecto.

Una vez determinadas las características generales que se desea que reúna el aparato en proyecto (carga, potencia, velocidad, altura de techo, planes, &c.) se hará una primera estimación aerodinámica para elegir el perfil mas conveniente segun la característica que ha de dominar sobre los demas entre las polares de todos los perfiles ensayados

en los distintos laboratorios, teniendo en cuenta que si se
 desea mucha carga, poca potencia o gran altura de techo
 y habiá que buscar el perfil que mayor ~~coeficiente~~
 cualidad sustentadora $\frac{b}{kx} = \frac{kz^{\frac{3}{2}}}{kx}$ tenga, lo que se puede
 determinar con el gráfico transparente que se citó en el
 capítulo ~~IV~~ ^{IV}; si se quiere alcanzar gran velocidad y o
 gran alcance de planeo, el mejor perfil es el que tenga
 mayor rendimiento aerodinámico $\beta = \frac{kz}{kx}$, o sea el que
 tenga mas levantada la tangente a la curva polar desde
 el origen; y para un aeroplano destinado a vuelos de
 gran longitud ~~y gran duracion~~ ^{se converge proxima,} convendría, ademas de la
 condicion anterior, que la polar ~~sea una linea recta~~ ^{se converja proxima,}
~~recta~~ en la mayor extension posible, a ~~la~~ su tangente
 desde el origen; si los vuelos han de ser de gran dura-

ción preferentemente, la polar debe ser, también en la mayor extensión, próxima a la curva del gráfico transparente que marque su mayor b , y que esta cualidad b sea muy alta; y, por último, si se desea pequeña velocidad mínima hasta que elegir la ~~curva~~^{polar} de mayor K_2 máximo, o sea la que tenga mas elevado su punto mas alto.

Una vez elegida la polar se puede hacer una primera estimación aerodinámica, dibujando ^{un} ~~el~~ croquis de la forma aproximada que ha de tener el aeroplano para que satisfaga las condiciones que se deseen en cuanto a equilibrio, estabilidad, mando, aterrizaje, disposición para tripulantes, pasajeros o carga, etc., teniendo en cuenta que, ~~la~~ ~~superficie de las alas~~ para el equilibrio, el centro de gravedad ha de estar aproximadamente ~~debajo~~^{al} del tercio de la

profundidad del ala, que la sustentación del ala inferior en los biplanos, y de todos excepto la superior en los triplanos y multiplanos se reduce en un ^{aproximadamente} tercio, que las superficies de estabilidad tienen que ser tanto mayores cuanto menor sea la estabilidad propia del ala, y que los mandos también tendrán que tener tanto mayor ~~superficie~~ superficie cuanto mas próximos estén del centro de gravedad y menor sea la velocidad mínima del aeroplano.

Dibujando el aeroplano ~~en~~ a la escala con arreglo al tamaño ^{hará una primera estimación de} aproximado que se desea que tenga, ~~se calcula~~ ^{se calcula} su peso, en vacío, sumando el de cada una de sus partes según los datos de la tabla ^{II} ~~adjunta~~, y estableciendo como peso de las alas con su enlace y armistramiento (o sea de la célula sustentadora completa) un peso igual a la séptima parte de la carga máxima que haya de levantar el aeroplano.

~~Tabla de coeficientes de resistencia~~

También se numerarán los ~~coeficientes~~ K_x de resistencias al avance de cada una de las partes. ~~de resistencia para~~ ~~no planas de alas,~~ ~~para conocer el origen de la potencia del ala al impulso~~ del aeroplano incluso los motores y armistramiento exterior de las alas, pero sin sus superficies sustentadoras, suponiendo en todos ellos velocidad unidad, o sea que se reducen a los productos $K_x S$, que se pueden deducir de la ^{III} ~~tabla siguiente~~, multiplicando ~~la~~ ~~resistencia~~ los coeficientes ~~de~~ de resistencia K_x por la superficie S ~~de~~ ~~origen~~ de la sección opuesta al viento por cada parte

~~Tabla de coeficientes de resistencia al avance~~
~~aproximada.~~

Obtenida la suma de todas estas resistencias, se divide por la superficie sustentadora total del aeroplano (suma de los ~~tos~~ de cada ala), y el valor que se obtenga, como K_x , indicará lo que hay que poner ~~el~~ a la izquierda el origen de la polea del ala empleada para obtener la polea del aeroplano completo, suponiéndose sin gran error que la sustitución de los partes del aeroplano que no son las alas es despreciable.

Si el aeroplano tiene varios ^{de igual o de distinto perfil,} alar ~~trabaja~~ que ~~hayan~~ la polea media de ellos y para ello, ~~se traza la polea de la superior~~ si tienen igual ángulo de ataque, se suman los productos $K_{x1} S$ y $K_{x2} S$ correspondientes ~~a cada ángulo de ataque~~ a cada una de las ~~alas~~ superficies sustentadoras (disminuyendo en $\frac{1}{3}$ los K_2 de las inferiores) ^{para cada ángulo de ataque,} y la suma se divide por la superficie

total; los valores obtenidos representados en el sistema de ejes de la polar, ~~se~~ unidos por una curva continua, darán la polar media.

Si las ~~de~~ superficies sustentadoras tuvieran distinta inclinación había que adoptar una recta de referencia común para ~~medir en relación a ella~~ las marcas los ángulos de ataque modificando sumándole o restándole a ~~cada~~ los ángulos marcados en la polar de cada ala, el valor del ángulo que forme la nueva recta de referencia elegida con la cuerda del perfil, ~~o~~ o la recta que hubiera servido antes para medirlas.

X Una vez obtenida la polar del aeroplano se trazará la tangente desde el nuevo origen y el punto de tangencia ~~se~~ marcará el ángulo de ataque que deberán tener los alos en posición de vuelo horizontal, o sea cuando el ~~perfil~~ resto del aeroplano presente mínima resistencia al avance

que será en el fuselaje horizontal. Con este dato habré
que modificar el dibujo del aeroplano para hacer que
las alas tengan esta inclinación en el fuselaje eje del fuselaje,
si no la tuvieran.

Conocida la potencia del aeroplano y ~~su peso en vacío~~,
~~en~~ el área de su superficie sustentadora podremos trazar
el gráfico
~~la potencia~~ logarítmica por el procedimiento ya indicado en
el capítulo XVI^{Supra} y, como también sabemos aproximada-
mente el peso en vacío ^{del aeroplano}, con auxilio de este gráfico podremos
determinar las características de vuelo a la altura de nave-
gación que se desee viendo si cumplen o no lo ~~propuesto~~
~~de~~ el fin propuesto. Si no cumple exactamente lo deseado,
el mismo gráfico nos indicará la ~~en~~ variación de dimen-
siones que hace falta introducir para conseguirlo, con lo cual
podremos finalizar el anteproyecto aerodinámico del aeroplano.

Proyecto.

~~Es necesario ahora determinar~~ Por el anteproyecto conoceremos las reacciones máximas, tanto de sustentación como de resistencia al avance, que habrá de sufrir el conjunto del aeroplano en sus diferentes condiciones de vuelo, y es necesario ahora determinar la forma y dimensiones de cada una de las piezas que constituyen el aeroplano para que resistan el esfuerzo que les corresponda a cada una en condiciones de seguridad, ~~teniendo~~ siendo compatible en su función aerodinámica. Para ~~ello es necesario del~~ ello hay que hacer la distribución de esfuerzos para cada parte del aeroplano, lo que constituye un problema de "Mecánica aplicada a las construcciones" demasiado ~~demasiado~~ que sería largo de exponer en

detalle y del cual daremos solamente una ligera idea.

Consideraremos ~~dividida~~ ^{reacción} ~~separadamente~~ los dos componentes de la ~~resistencia~~ ^{resistencia} total del aire: sustentación y resistencia al avance.

La sustentación obra sobre las ~~dos~~ ^{superficies} sustentadoras y ya hemos visto su repartición en cada una de ellas y su punto de aplicación. La suma de ellas ha de ser igual al peso total del aeroplano en vuelo normal pero en ~~las~~ ^{en} otras condiciones del vuelo puede alcanzar valores muy superiores que es necesario resistir todos los partes del aeroplano, no solo sin romperse sino sin pasar del ~~sus deformaciones elásticas~~ ^{límite elástico} de sus deformaciones, para entrar en las permanentes o plásticas preliminares de la fractura.

Para ellos, en un estudio completo había que calcular cuales son estos esfuerzos máximos que había de sufrir el aeroplano en cualquiera de las evoluciones y circunstancias de su vuelo, y calcular ~~cada~~ el trabajo de cada pieza en estas ~~condi-~~ condiciones de modo que no exceda de su resistencia elástica, pero generalmente se calcula el aeroplano para el vuelo normal, es decir, para una sustentación igual a su peso máximo, y se le da a cada pieza una resistencia ~~en~~ un número de veces mayor a la necesaria que representa su coeficiente de seguridad, el cual varía según la índole del aeroplano ~~desde 5~~ generalmente desde 5 en los grandes ^{aviones} ~~aeroplanos~~ de transporte que no han de tener gran velocidad ni evoluciones rápidas, hasta 15 para los de caza y combate destinados a poder realizar toda clase de acrobacias a los mayores

velocidades.

Este procedimiento es mas simple y cómodo que el anterior, se presta mejor a la ~~prueba~~ comprobación práctica, pero es menos exacto porque no todas las partes del aeroplano varían igualmente de fatiga cuando aumenta o disminuye la reacción del aire en el vuelo, por lo que unas resultan favorecidas y otras perjudicadas en las evoluciones violentas.

La ~~presión~~ reacción del aire en cada ala (suma de la presión inferior y de la depresión superior) ~~se reparte~~ se reparte continuamente en toda su extensión en la forma que ya vimos en el sentido de la profundidad (con su máximo al tercio del borde de ataque) y de la envergadura (ley elíptica), y según esta distribución calcularemos

la fuerza total que se ejercerá en cada uno de los puntos de unión de los montantes con los largueros, restaremos de cada una de estas fuerzas el peso de la parte de ala que gravita directamente bajo ella, y representaremos esquemáticamente por sus ejes los dos vigas armados ^(fig. 264) ~~vertical~~ ^{planos} que forman los largueros anteriores con sus montantes y ~~se~~ tirantes, crucetas, tornapuntos, y demás piezas de armistramiento interiores o exteriores o interiores a las alas, y la que forman los largueros posteriores con sus piezas análogas.

~~Dibujados los vigas y las fuerzas que actúan en sus vórtices~~

En los puntos de unión de estos vigas con el ~~por~~ cuerpo del aeroplano actuará el peso de él, o sea el peso total menos el de las alas, que ha de hacer equilibrio a la suma de las fuerzas verticales que obran en cada vértice de la viga.

Dibujados ~~los vigas~~ los esquemas de los vigas, y las

con arreglo a la escala de fuerzas que se establezca, (59)

fuerzas que actúan en sus vértices, se trazará el polígono
de las fuerzas, ^{fig. 265} ~~para lo cual, por un punto cualquiera~~ figura
compuesta de una serie de rectas, cada una de ellas ~~expresando~~
~~diante~~ y paralela a una de las ~~lados~~ ^{paralela e igual} piezas comprendidas
entre vértices de la viga, o a una de las fuerzas aplicadas
en ellos, ~~y en este caso~~ de tal modo que las rectas que
corresponden al conjunto de lados y fuerzas que concurren
en cada vértice formen en el polígono ~~de~~ de las fuerzas
un polígono cerrado, y recíprocamente. La longitud de
cada uno de los lados del polígono de las fuerzas correspondientes
a ~~una~~ ^{las} piezas de la viga, represente en la escala adoptada ~~la~~
el esfuerzo que aquella pieza sufrirá, y la dirección en
que el polígono de las fuerzas se cierre indicará si actúa
hacia el vértice o ~~partiendo de él~~, o sea, si es de compresión
o de extensión, habiendo acostumbrándose a representar

con trazo mas grueso las fuerzas de compresion y las piezas comprimidas, y con doble trazo las fuerzas extensiones.

~~Para trazar el poligono~~ ~~fuerza de las fuerzas se comienza~~
 por La viga armada ~~parece~~ se supone que está arti-
 culada en sus vertices, ~~para no hacer trabajar por flexion~~
~~las piezas en estos puntos~~ y debe tener las piezas nece-
 sarias ^{y suficientes} ~~para~~ que no sea deformable, esto es que sea
isostatica. Si tiene De este modo las piezas, ~~no~~
 para que la viga sea rígida, no tienen que trabajar
 mas que a esfuerzos segun sus ejes, o sea de compresion
 o de ~~flexion~~ extension, pero si tuviera falta de
 piezas (hipostatica) tendria que trabajar por flexion
 para darle rigidez, ^{y el poligono de las fuerzas seria imposible} y si tuvieran exceso (hiperest-
atica) el poligono de las fuerzas ^{trazado} calculado por este

procedimiento sería indeterminado y para calcular los ~~los~~ esfuerzos había que suponer suprimidos los pueros superfluos, eligiendo para ello los que trabajen por compresión, por ser los extendidos los que en mejores condiciones y con menor peso y dimensiones actúan. Este supresión ~~es para que una viga sea isostática~~ sería puramente hipotética pues en realidad en la viga ^{puede} ~~debe~~ haber otros pueros además de los necesarios para trabajar durante la sustentación en vuelo normal, que a su vez trabajarían cuando se presenten reacciones anormales.

~~Para trazar el polígono de las fuerzas~~ Para que ~~una~~ la viga sea isostática basta con que sus pueros formen un conjunto de triángulos, sin ningún polígono de más de tres lados desprovisto de diagonales.

El polígono de las fuerzas se ~~traza~~ ^{construye} comenzando por

trazar en un punto cualquiera, una recta igual y paralela
 a la fuerza que actúa en ^{uno de los} ~~el~~ vértices extremos de la viga, donde
 concurren solamente dos piezas, señalando la flecha de su direc-
 ción, y, ~~a partir de ella, y en un orden cualquiera alrededor~~
~~se van trazando~~ desde sus extremos, se trazan paralelos a
 los dos lados para formar el triángulo de las fuerzas corres-
 pondientes a dicho vértice, y los lados del triángulo formados
 medirán los esfuerzos de las piezas paralelos a ellos. Si se
 reconstruye el triángulo en el sentido que marca la ^{fuerza} ~~flecha~~ _{flecha} se
 determinará también el sentido de los ~~fuerzas~~ esfuerzos de
 las piezas en el vértice, una de las cuales es de extensión y la
 otra de compresión.

Una vez determinados los esfuerzos de las piezas que concurren
 en el primer vértice se pasa al segundo, en que concurren
 tres piezas, una de ellas conocida, ^{y una fuerza exterior,} con lo que es fácil trazar

^{cuadrilátero}
 el ~~pentágono~~ correspondiente del polígono de las fuerzas, puesto
 que se tienen dos lados determinados y las direcciones de los
 otros dos, y así sucesivamente hasta completar el polígono
 total de las fuerzas, en el cual siempre se ha de verificar
 que las fuerzas y piezas que concurren a un vertice de la
 viga, señaladas en un orden determinado alrededor de él, deben
 corresponder a lados del polígono de las fuerzas que establecen
 en el mismo orden un polígono ~~cerrado~~ cerrado.

~~Conocidos los~~ Del mismo modo se calculan los esfuerzos
 de los sistemas ~~resistentes~~ ^{longitudinales} formados por cada de montantes
 unidos por ~~los~~ costillas maestras y tirantes diagonales, supo-
 niéndolos fijos por los extremos superiores, o inferiores, y
 actuando en los otros la parte correspondiente a la resistencia
 al avance del ala; y las vigas ~~son~~ armados horizontales

constituidos dentro de cada ala por los dos largueros, los costillos maestros y los tirantes diagonales sometidos a las fuerzas de la resistencia al avance aplicadas a los vértices. Los pueros comunes a varios de estos sistemas resistentes sufrirán un esfuerzo total igual a la suma de los que resulten en cada uno de ellos. Para prever el caso de que el aeroplano reciba reacciones contrarrestadas, se calcularán también los vigos armados que forman las alas a $\# \rightarrow$

El cuerpo se calculará como si estuviera empotrado en ~~los alas~~ su unión con las alas y sometido en la cola a una o lateral fuerza exterior ascendente y descendente igual a la máxima reacción que el viento haya de ~~actuar~~ ejercer sobre el plano de cola y equilibrador, plano de deriva y timón; y para ello se dividirá en varias vigas armadas rectángulos, verticales y horizontales, formados por los largueros, montantes y tirantes. ~~Además la cola el cuerpo debe resistir a ~~la torsión~~~~ En este caso de suponer empotrado un extremo de la viga, los

esta clase de esfuerzos que pueden suponerse iguales al peso total del aeroplano empujando ~~W~~ las alas hacia abajo en vez de sostenerlos, a menos que se trate de ~~apenas~~ aviones acrobáticos designados para efectuar frecuentemente vuelos invertidos y torcidos, en los que las alas deberán ser igualmente resistentes en uno u otro sentido.

reacciones de los apoyos quedan determinados, puesto que han de ser iguales y contrarios a los esfuerzos de las piezas que concurren en ellos.

También deberá ~~trabaja~~ resistir el cuerpo a la torsión suponiéndole empotrado en su unión con los alos y ~~sea~~ cargado en el plano de cola por uno solo de sus costados. El momento de torsión será igual al producto de la fuerza exterior que se suponga aplicada a un costado del plano de cola por su distancia al eje del fuselaje, este momento se transmitirá a cada una de las secciones transversales del cuerpo como fuerzas perpendiculares al eje aplicadas en los vértices que den una suma de momentos, en cada sección, igual al momento de flexión, y la resistencia de las piezas a este esfuerzo se calculará dividiendo cada una de las vigas ^{armadas} del fuselaje, en la parte comprendida entre ^{cada dos pares de vértices} ~~las~~ secciones, y suponiendo

empotrados,
los dos vértices mas próximos ~~al~~ a los alos empotrados, y
aplicando en los otros dos vértices las fuerzas correspondientes al
momento de torsión.

El tipo de aterrizaje se calcularia en cada una de las pueras
para soportar ^{la} ~~una~~ reacción del suelo, maxima, que ya se deter-
minó, suponiendo que al esfuerzo obtenido corresponde el limite
de elasticidad del material.

Finalmente, como el aeroplano ha de sufrir otros esfuerzos
distintos de los aerodinámicos, para en maneo en tierra, subida
y movimientos de la tripulación, etc., habrá de llevar otras pueras
de armistramiento accesorios que lo hagan rígido a todos estos
X esfuerzos, como tirantes diagonales, interiores en el fuselaje
si este no tiene cuadernos de chapa, ^o
X ~~y diagonales en las aletas~~ uniendo vértices no correspondientes
en ambos en largueros distintos de una y otra ala.

De este modo se determinarán las dimensiones de cada una
de las pueras, reduciendo el peso de ellas todo lo posible por

el empleo de materiales muy ligeros con relación a su resistencia mecánica, como el duraluminio y la madera, o muy resistentes con relación a su peso, como el acero, siendo preferidos estos para las piezas que trabajan a tensión y aquellos para las comprimidas.

Además, ~~la forma~~ ^{ya visto, aplanar} de las piezas comprimidas deberá ser la de mínimo peso, huecas y en forma de sólido de igual resistencia en lo que sea compatible con la mínima resistencia ^{al avance} en las que estén expuestas al viento. Así se obtendrá el peso de cada una de ellas y podrá determinarse el total del aeroplano con toda precisión.

Una vez ^{conocidos} ~~determinados~~ todos los pesos se determinará el centro de gravedad para lo cual, dibujado el aeroplano en vista de costado, se señalarán en el dibujo los puntos que marquen los centros de las diferentes piezas que lo componen, con ~~líneas~~ líneas verticales que partan de ellos y se representen por su longitud los pesos respectivos. Cada dos piezas pueden ser con-

la menor
~~la mayor~~

(600

puestos trazando por el punto de aplicación de ~~una~~ ^{la menor} de ellas, una
y por el de la ~~mayor~~, ^{la mayor} otra igual a la menor,
línea paralela e igual a la otra, pero en sentido contrario, y uniendo
las dos extremidades de estas dos ^{nuevas} líneas ~~iguales~~, el punto en que corte
a la línea que une los puntos de aplicación de los dos componentes
será el de la resultante. Haciendo esta operación sucesivamente
con ~~cada~~ todos los fuerzas, ~~teniendo~~ ~~de~~ ~~los~~ ~~que~~ se llega a ~~la~~ determinar
finalmente el centro de gravedad del aeroplano, ~~y con~~ (fig. 266)

Conociendo esta podremos rectificar la posición de las alas, ~~si~~ (de
las cuales debemos conocer los gráficos de los centros de presiones) y
del grupo moto-propulsor, para que queden satisfechos las condi-
ciones de equilibrio, y estabilidad, ~~pero como que ya~~ rectificando
lo necesario ~~la~~ ~~posibilidad~~ el gráfico logaritmico obtenido en el antepro-
yecto, y con lo cual quedará terminado el proyecto, pero para
mayor certidumbre en los resultados obtenidos teóricamente conviene
someterlo a una comprobación experimental, que consista en construir
un modelo a escala, exactamente igual al aeroplano proyectado,
que sea sometido a la acción del viento artificial creado en

de un túnel aerodinámico, montado en una balanza especial destinada a medir la inclinación e intensidad de la reacción del aire sobre el modelo a diferentes velocidades.

El túnel aerodinámico es un tubo, del mayor diámetro posible, dentro del cual una hélice ventiladora movida por un motor de la mayor potencia que se pueda disponer, crea una corriente de aire continua a cuya acción se somete el modelo. Se utiliza siempre la parte aspirada de la corriente de aire, y no la impulsada por la hélice, porque ésta está agitada por ~~la~~ el torbellino creado por el giro de la hélice, ~~y por esta~~ y sus efectos sobre el modelo no serían comparables a los del viento relativo recibido en vuelo, mientras que el aire aspirado se mueve horizontalmente con velocidad uniforme y homogénea hasta cierta distancia de las paredes del túnel, donde ya se hace notar su rozamiento. Para destruir las pequeñas ~~irregulares~~ agitaciones

Pueden ser los túneles aerodinámicos
que pueden contener, aun así, la corriente aspirada, se la

X suele hacer pasar, antes de actuar sobre el modelo, por un
X filtro de aire, que consiste en un enrejado formado de planas
X de perfil en relación al movimiento del aire, y de una cierta
profundidad, que obligan a restituir la dirección de los
filamentos de aire que llegasen con alguna desviación. (fig 267)

X Pueden ser los túneles aerodinámicos de dos tipos: abiertos
X o cerrados; en los primeros, el aire entra, ~~por~~ desde la
X atmósfera donde está en reposo, a la cámara de experiencias
aspirado por la hélice, la cual lo vuelve a rechazar otra vez
a la atmósfera; en los segundos, el túnel se continúa cerrán-
dose sobre sí mismo de modo que el ~~aire~~ mismo aire im-
pulsado por la hélice lo recoge y vuelve a pasar por la
cámara de experiencias. Estos últimos tienen mayor rendi-
miento porque el trabajo del motor solo tiene que vencer el rozamien-
to del ^{aire} viento con las paredes interiores del túnel, mientras
que en los abiertos, continuamente se gasta energía en aspirar aire

que estaba en reposo, comunicarle una cierta velocidad y expulsarlo a la atmósfera donde se pierde su fuerza viva. ~~El inconveniente~~ [→] que se les ha señalado a los cerrados es de que el aire, circulando continuamente en el túnel, ~~como fuerza viva~~ adquiere fuerza centrífuga y no llega a la cámara de experiencias formando viento homogéneo, pero esto se puede remediar haciendo que, antes de ~~pasar por el filtro~~, entre en la cámara de experiencias, ^{c (fig 270)} pase por una parte del túnel que presente una contra-curva ^{cal-}culada de modo que destruya la fuerza centrífuga del aire, como ~~se ha hecho~~ ^{hemos realizado} en el túnel del Laboratorio Aerodinámico del Servicio de Aviación Militar, situado en el Aeródromo de Cuatrocientos ~~(fig 270)~~

Este túnel es de tipo cerrado, con la cámara de experiencias en la parte baja en donde el diámetro del ~~túnel~~ tubo es de 3 metros. A partir de la ~~cámara~~ ^e cámara de experiencias el tubo se ensancha hasta llegar a tener 4 metros de diámetro en el sitio donde está colocada la hélice ^h ventiladora y desde aquí sigue ensanchándose

Además, los túneles abiertos adolecen del defecto de que la discontinuidad de superficie entre el muelo y la boca de aspiración del túnel crea un torbellino en el aire aspirado que nace en el muelo delante de la boca y entra en el túnel atravesando la cámara de experiencias, con lo que el resultado obtenido queda falseado. Por estos motivos no es recomendable el tipo de túnel abierto que primeramente han sido los más utilizados.

X y encorrandose hacia arriba, ~~comprimen~~ ocupando toda la parte superior del edificio con la seccion máxima hasta descender ~~q~~ ~~es~~ en igual forma a la cámara de experiencias en donde entra con ~~un~~ 3 metros de diametro por una boca provista del filtro de aire.

La balanza aerodinámica en la cual se fija el modelo expuesto al viento del tunel, debe estar dotada de los medios necesarios para medir las fuerzas que en el desarrollo el aire en su movimiento. Estas fuerzas pueden ser equilibradas por pesos, resortes ~~lo que tiene el inconveniente~~ que dan separadamente la sustentación y la resistencia al avance, pero este sistema tiene ^{varios} ~~un doble~~ inconvenientes, ~~que es,~~ ~~de~~ ser difícil equilibrar con pesos las fuerzas producidas por el viento que, por muy constante que este sea, siempre origina variaciones periódicas; necesitarse conocer la velocidad del viento en cada momento de la experiencia con exactitud puesto que su influencia es proporcional a su cuadrado que ~~es~~ acentúa cualquier error; ~~q~~ que para obtener el rendimiento aerodinámico

del ~~este~~ modelo (dato el mas importante) ~~que~~ hay que hacerlo por el medio indirecto de dividir la sustentacion por la resistencia al avance que se hacen ^{lo que puede acumular los errores} obtenidos; y que es difícil de eliminar la influencia de los triles que sujetan al modelo a la balanza.

La balanza empleada para los modelos de aeroplanos y ~~de~~ superficies sustentadoras, en el Laboratorio de Cuatruvientos, ideada por el Capitán de Ingenieros D. Senaro Olivie, evita todos estos inconvenientes (fig. 271)

X

~~Consiste en un paralelogramo articulado dos de cuyo lados~~
~~quedan siempre horizontales y a uno de~~ El modelo ¹ se fija,
 con el ángulo de ataque deseado, a dos pies derechos unidos
 a los lados ^{superiores} ~~que~~ constantemente horizontales ², de dos paraleló-
 gramos articulados ^{iguales} apoyados por los ejes de los lados gira-
 torios ³, en el suelo. El sistema queda equilibrado, hasta
 quedarse indiferentemente en cualquier posición, mediante
 pesos ⁴ colocados en los lados inferiores.

Una vez perfectamente equilibrado con el aire en reposo, se hace circular el viento en el túnel y su acción sobre el modelo ~~aparece~~ crea la fuerza $\underline{R}$ que deforma al paralelogramo hasta que sus lados giratorios quedan paralelos a la dirección de esta fuerza, que es la posición de equilibrio, y entonces basta medir la pendiente de dichos lados con la horizontal, la cual será igual a la de ~~la~~ $\underline{R}$, o sea $R_z/R_x = k_z/k_x = \beta$ (beta), siendo $\underline{R_z}$ y $\underline{R_x}$ las componentes vertical y horizontal de $\underline{R}$ (sustentación y resistencia al avance), $\underline{k_z}$ y $\underline{k_x}$ sus coeficientes respectivos, y β el rendimiento aerodinámico del modelo. Si el viento aumenta o disminuye dentro de ciertos límites, ~~el~~ el rendimiento no varía y la balanza permanece fija.

Para eliminar ~~el efecto~~ la resistencia al ~~avance~~ al aire

de los hilos que sujeten al modelo, ~~de~~ los lados inferiores de los paralelogramos sostienen ~~con~~ otro pie derecho⁵ en el cual se opone al viento una resistencia graduable⁶ formada por una chapa ~~que~~ plana que puede variar de extensión y de inclinación; esta resistencia hace el efecto de disminuir la del modelo, por actuar en sentido contrario en la balanza, y si, colocados los hilos de sujeción, pero sin el modelo, se gradúa la chapa al mismo tiempo que circula el viento de modo que la ~~balanza~~ balanza quede en equilibrio indiferente, la resistencia de ella compensará la de los hilos, ~~en los~~ ^{los} y ~~de~~ ^{los} datos que ~~proporcionan~~ se obtengan con el modelo colocado ~~vertical~~ ~~estará~~ estarán libres de la influencia de los hilos.

Para obtener el rendimiento aerodinámico del modelo a diferentes ángulos de ataque, ~~una polea polea~~ ~~de~~ este cambio

de posición lentamente durante la experiencia por medio de ~~el~~ un cable que pasa por la polea ~~de~~ ? que gira ~~en~~ ~~una~~ suavemente accionada por un motor con gran reducción de velocidad. ~~El~~ El eje de esta polea ~~es~~ está fileteado y por el corre una tuerca móvil que lleva un lapiz 8 apoyando su punta sobre un papel ~~fijo~~ ^{ajuste} a una ~~tambor~~ ~~cilíndrica~~ superficie cilíndrica ⁹ cuyo eje es el mismo de la dador giratorio y que está fijo al suelo.

~~Dito~~ Trazarados en el papel los ejes coordenados, uno en el sentido recorrido por el lapiz al deformarse el paralelogramo articulo, graduado en los valores correspondientes de los rendimientos aerodinámicos, o sus inversos ~~de~~ $\frac{k_x}{k_z}$, y el otro perpendicular, según el cual el lapiz se mueve al girar el eje de la polea, o sea al variar ^{la inclinación del} ~~el ángulo de~~

modelos
ataque, graduado en ángulos de ataque, al efectuarse la
experiencia actuando el viento sobre el modelo, y al ir este
variando poco a poco su inclinación, el lector dibujará
automáticamente el gráfico de los valores del rendimiento
aerodinámico ~~para cada~~ ^{según los} ángulos de ataque, deduciéndose di-
rectamente el ángulo de ^{máximo} ~~óptimo~~ rendimiento que ha de ser
el que formen las alas con el fuselaje y el que deberá
llevarse en la posición de vuelo normal.

Para conocer además los valores de $\underline{k_x}$ y $\underline{k_z}$, se repite
la experiencia colocando en el pie derecho 5 ^{otra} ~~una~~ ~~resistencia~~
~~auxiliar~~ ~~chapa plana~~ ¹⁰/₇ normal al viento, cuya resis-
tencia ^{R'_x} al aire es conocida, con la cual se obtendrá otra curva
en la cual, en vez de los valores $\frac{k_x}{k_z} = \frac{R_x}{R_z}$ de la primera, se
marcarán los $\frac{R_x - R'_x}{R_z} = \frac{k_x s v^2 - k'_x s' v^2}{k_z s v^2} = \frac{k_x - k'_x \frac{s'}{s}}{k_z}$ siendo $\underline{k'_x}$ y $\underline{s'}$

el coeficiente de resistencia al avance y la superficie de la chapa 10. Obtenidos para ~~los dos casos~~ cada ángulo de ataque los valores de estas dos fracciones, es fácil determinar los de k_x y k_z y construir la polar del modelo, que constituirá una segunda aproximación a la realidad de la obtenida con los datos teóricos del anteproyecto.

Teóricamente se deduce que entre los resultados de las experiencias hechas con modelos y los obtenidos en el vuelo con el aeroplano en su verdadero tamaño existe una ley de similitud, ^{que ya estudiamos,} según la cual los coeficientes aerodinámicos k_x , k_z y ψ (psi), de resistencia al avance, sustentación y posición del centro de presiones, quedarán constantes si las relaciones $\frac{lv}{f} = \sigma$ (sigma), ~~entre las dos~~ del producto de las dimensiones lineales l por la velocidad v dividido por el coeficiente de vis-

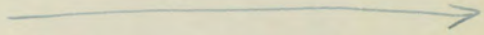
viscosidad del fluido cinética μ (viscosidad en relación a la masa) es constante, siendo los resultados tanto mas semejantes cuanto ~~mas pesados~~ menor es la diferencia entre estas relaciones. ⁵ ~~5~~ ⁵ llamados números de Reynold, correspondientes al aeroplano y a su modelo, de modo que, ~~con~~ a igualdad de fluido como ocurre en las experiencias en el aire, cuanto mas pequeño sea el modelo mayor debere ser la velocidad del viento en la experiencia para que el producto lo sea constante. Sin embargo, en la práctica esto no es rigurosamente exacto, ~~o~~ por la influencia del ~~los~~ ~~seculares~~ régimen distinto de remolinos para cada velocidad, pero puede considerarse la ley de similitud suficiente que existe similitud ~~suficientemente aproximada~~ entre los resultados obtenidos.

nidos con modelos y los que resultarán en vuelo cuando las velocidades son ~~iguales~~ aproximadamente iguales y el modelo no es menor de ~~1/10~~ ^{1/10} del tamaño del aeroplano, aumentando la similitud cuanto mayor sea aquel.

3º. Construcción.

En la fabricación de un nuevo tipo de aeroplano, aún no probado en vuelo tiene que intervenir también la experimentación en parte muy principal, pues habrá que ~~construir diferentes piezas~~ ensayar ~~las~~ diferentes formas y procedimientos de construcción en algunos de las piezas del aeroplano, midiendo sus resistencias al avance en ~~la~~ ~~tubo~~ el túnel aerodinámico y ~~sus~~ sus resistencias mecánicas ^{y pesos} en el laboratorio de ensayos de materiales, a fin de obtener la ~~forma~~ solución mas conveniente para cada pieza

llegando en el aeroplano que se construya a la ~~máxima~~ ^{máxima} ligereza de construcción, y solidez máximas y ~~al~~ ^{a la} mejor eficacia aerodinámica, que marquen la norma en los sucesivos construcciones en serie.

Al mismo tiempo todos los materiales ~~se~~ elegidos para la construcción han de ser previamente ~~ensayados~~ sometidos a los pruebas de resistencia, ~~calidad~~ elasticidad, calidad y densidad, que acrediten han de satisfacer las condiciones requeridas para el empleo que ha de dárseles, para lo cual existen "Pliegos de condiciones" redactados para cada especie de material en que se especifican. # 

Los motores deben ser probados ~~montados~~ ^{en caballos} al punto, donde se mide la potencia ~~que desarrollan~~ ^{que desarrollan} ~~para~~ según el número de revoluciones por minuto y el por resistente que

se les opone, obteniéndose para cada número de revoluciones una potencia máxima descomponible, que gráficamente se representa en una curva de potencias. Los frenos pueden ser hidráulicos, de aire, • eléctricos, ^{de Prony, etc.} según que la resistencia que se opone al motor sea la que opone el agua al giro de una corona (rotor) ^{dentro de ella,} ~~como en aquéllas, sumergida en ella~~
 + ~~dentro de una jante~~, a la rotación de una molinete hélice
 X o brazo con paletas planas normales al viento ~~en movimiento~~
 X (molinete Renard), al giro de una dinamo que crea una corriente eléctrica, al rozamiento de ~~unas~~ ^{unas} ~~garras~~ una rueda aproximada por unas zapatas, etc.

Las hélices se prueban también para apreciar la calidad de su construcción, en su forma geométrica, equilibrio ^{(fig. 273),} resistencia y elasticidad a la flexión, etc. y, ~~los de nuevo modelo,~~

determina

en los de nuevo modelo se ~~mide~~ el ~~por~~ motor necesario para hacerlos girar a distintas velocidades, midiendo la tensión de la cadena que transmite el esfuerzo ^{un} del motor a la hélice en un aparato ~~existente~~ construido en el Laboratorio de Cuatruvientos. Llamado giómetro. (También se mide la ~~propulsión~~ ^{propulsión} que ejerce a distintas velocidades, por medio de un banco dinamométrico. (fig. 274)

Una vez terminada la construcción experimental y construcción de cada una de las partes del aeroplano, se procede a su montaje y reglaje, comprobando si la ~~situación~~ ^{situación} de cada una es la conveniente, ~~si~~ dando a las ^{en relación al paralelismo} alas el ángulo de ataque del máximo rendimiento marcado por la polar, con la compensación del ~~por~~ motor que se haya calculado, y se comprueba la ~~posición~~ ^{posición} el peso y la ^{cargado} situación del centro de gravedad, apoyando el aeroplano sobre tres ^{a igual altura} basculos, una en cada rueda y otra en el patín de cola (fig. 275)

X con lo que, si $\underline{G'}$ es la suma de los pesos que marcan los bis-
 culos de los ruedas (que deben ser iguales) y $\underline{G''}$ el que
 marca la de la cola, ~~el centro de gravedad estará~~ y $\underline{l}$ la
 distancia desde el eje de las ruedas al punto de apoyo del
 patin de cola, el centro de gravedad estará detrás de este eje
 a una distancia igual a $\underline{l} \frac{\underline{G''}}{\underline{G'+G''}} = \underline{l} \frac{\underline{G''}}{\underline{G}}$.. siendo $\underline{G}$ el peso
 total. Para determinar la altura del centro de gravedad se
 le levanta la cola hasta que ^{esté} ~~quede~~ en equilibrio sobre los
 X ruedas, y en la vertical del eje de esta, estará el punto que
 se busca.

~~Hechas todas estas congnas operaciones el aeroplano~~
 4.º Prueba.

Hechos las anteriores operaciones, el aeroplano termi-
 nado está listo para las pruebas, que suelen ser de dos
 clases: estáticas y de vuelo.

La prueba estática tiene por objeto demostrar que la resistencia del aeroplano ~~en la~~ no es inferior a la calculada, y para esto se ~~invierte~~ coloca el aeroplano en posición invertida ^(fig 276) con la cola más baja, de modo que el fuselaje tenga con la ^{vertical} ~~horizontal~~ un ángulo ^{φ} ~~igual~~ de pendiente igual a su rendimiento aerodinámico, estando apoyado por ~~las sustentantes que puden directamente~~ ~~monte~~ de el fuselaje. En esta posición se van cargando las alas, proporcionalmente a los esfuerzos que ha de sufrir en el aire, con sacos de arena, o arena metida formando sobre las alas un perfil de la forma que represente la distribución de presiones en ellas. Si n es el coeficiente de seguridad adoptado para las deformaciones elásticas, la carga total de arena que hay que echar en las alas será:

$$n(G - G_a) - G_a \quad \text{siendo } G_a \text{ el peso de las alas,}$$

puesto que, tratándose de ~~medir~~ comprobar la resistencia
 mecánica de las alas y estando el aeroplano en posición
 invertida, el peso de estos, ~~actúa en sentido contrario y hay~~
 que en el aire actúa en contra de la sustentación y ~~provoca~~
 disminuyendo la fatiga de las partes resistentes, en la prueba
 estática obra en sentido contrario, aumentándola, por lo cual hay
 que restarlo de la carga total. ~~La carga se comprime~~
 . Durante la prueba, y a medida que se va aumentando la
 carga se debe medir las deformaciones que sufre el aeroplano
 por lo que bajen los extremos de las alas, ~~y al quitar la~~
 deformaciones que deben desaparecer al quitarse la carga,
 una vez terminada la prueba, si no se han excedido los esfuer-
 zes elásticos del material. Tanto la carga como la descarga
 debe hacerse con suavidad y por igual en ambas alas.

Analogas pruebas estáticas se hacen en los planos de cola para la flexión y torsión del fuselaje, y, en el aeroplano en su posición natural, ~~para comprobar~~ cargando sobre los alar un peso de arena igual al del aeroplano para comprobar su solidez a las ~~reacciones~~ reacciones contra-sustentadoras.

Las ^{principales} pruebas en vuelo consisten en medir la velocidad ~~horizontal~~ ^{horizontal} y ~~la~~ ascensional, y el ángulo de planes.

La primera se mide cronometrando el tiempo que tarda el aeroplano en recorrer una recta, ~~que debe~~ cuya dirección debe ser la del viento, en un sentido y en el opuesto. Si los dos tiempos obtenidos son $\underline{t}$ y $\underline{t'}$, y $\underline{l}$ es la longitud de la recta, la velocidad $\underline{v}$ del aeroplano será $(\frac{l}{t} + \frac{l}{t'})/2$.. y la del viento $\underline{w} = (\frac{l}{t} - \frac{l}{t'})/2$..

Para realizar esta prueba, ~~se puede~~ ^{debe} escoger un ~~observatorio~~ ^{punto de observación} el medio más sencillo y exacto es)

X elevado en uno de los extremos de la recta-base, desde donde se divide el otro, ^{con antelación,} y colocándose en el primero un observador con un cronómetro y en el segundo otro observador con una bandera, u otra señal cualquiera perceptible por el primero, persiga el aeroplano sobre este en cuyo momento apriete el botón que pone en marcha el cronómetro y mira al segundo para pararlo en cuanto este le haga una señal que indique que el aeroplano ^{en lo que anotará el tiempo t ,} pasa sobre él; después el aeroplano vira y vuelve a pasar sobre el observador de la bandera que hace señal para que el primero ponga en marcha su cronómetro, y lo parará al tener encima el aeroplano a la vuelta, determinándose así el tiempo t' .

Se debe elegir un día de poco viento y efectuar los vueltos volando horizontalmente, ~~o~~ sobre la recta, y a la menor altura

porible.

Esta prueba se debe efectuar tanto para la velocidad máxima como para la mínima.

La velocidad ascensional se mide por medio de ^{barómetro} ~~altímetro~~ ^{ó barógrafo,} registrador, instalado a bordo, cuyas indicaciones se comparaban después sometiénolo a depresión en la cambrana de la máquina neumática, para corregir los errores que hubieran en las depresiones que marque, y una vez ~~habida~~ efectuada esta corrección se calculaban las alturas por medio de la tabla de presiones y alturas medias que figura en el capítulo preliminar "El Aire". El mismo barógrafo indicará ^{el} ~~la~~ tiempo empleado en alcanzar cada altura, para lo cual se debe compararlo en marcha con un cronómetro.

~~Por último~~ El ángulo de planes puede medirse determinándose midiendo el alcance del aparato en un descenso en motor parado, en línea recta, desde una altura determinada y en día de calma.

Por último, estos juegos en vuelo pueden ser complementados ~~con~~ por medio de diferentes ~~aparatos~~ instrumentos registradores ^{deja marcados} que pueden ser instalados a bordo y que ~~marcan~~, en cada momento, los esfuerzos que sufren algunos ejes, la velocidad del viento ~~para~~ relativo de la marcha, la inclinación longitudinal y transversal del aeroplano, los movimientos de los mandos, el número de revoluciones ~~del motor~~ de la hélice, las aceleraciones del movimiento del aeroplano en sus tres direcciones, &c.

z	θ	D	$\delta = D/D_0$	$1/\delta = D_0/D$	C	C/C ₀
altitud (metros)	Temperatura (grados centígrados)	Densidad (kgs. por m. ³)	Peso específico		Presión (mm. de mercurio)	Relación de presiones
0	+ 15°	D ₀ = 1,2250	1	1	C ₀ = 760	1
500	+ 11,75	D = 1,1660	0,9526	1,0504	C = 715,9	0,9420
1000	+ 8,50	1,1110	0,9074	1,1020	674,1	0,8870
1500	+ 5,25	1,0580	0,8637	1,1578	634,2	0,8345
2000	+ 2,00	1,0060	0,8215	1,2173	596,2	0,7845
2500	- 1,25	0,9567	0,7810	1,2804	560,1	0,7369
3000	- 4,50	0,9089	0,7420	1,3477	525,8	0,6919
3500	- 7,75	0,8630	0,7040	1,4204	493,2	0,6489
4000	- 11,00	0,8189	0,6685	1,4959	462,3	0,6082
4500	- 14,25	0,7766	0,6339	1,5775	432,9	0,5696
5000	- 17,50	0,7359	0,6002	1,6661	405,1	0,5330
5500	- 20,75	0,6953	0,5675	1,7621	378,7	0,4983
6000	- 24,00	0,6595	0,5383	1,8577	353,7	0,4655
6500	- 27,25	0,6236	0,5090	1,9646	330,2	0,4344
7000	- 30,50	0,5889	0,4810	2,0790	307,9	0,4051
7500	- 33,75	0,5563	0,4541	2,2022	286,7	0,3773
8000	- 37,00	0,5249	0,4285	2,3337	266,8	0,3512
8500	- 40,25	0,4948	0,4039	2,4759	248,2	0,3265
9000	- 43,50	0,4660	0,3804	2,6288	230,4	0,3032
9500	- 46,75	0,4386	0,3580	2,7933	213,8	0,2814
10000	- 50,00	0,4124	0,3366	2,9709	198,2	0,2607
10500	- 53,25	0,3874	0,3163	3,1616	183,4	0,2414
11000	- 56,50	0,3636	0,2968	3,3693	169,6	0,2332
11500	- 56,50	0,3360	0,2743	3,6456	156,8	0,2063
12000	- 56,50	0,3106	0,2535	3,9448	144,9	0,1907
12500	- 56,50	0,2870	0,2343	4,2681	133,9	0,1762
13000	- 56,50	0,2652	0,2165	4,6190	123,7	0,1628
13500	- 56,50	0,2451	0,2001	4,9975	114,4	0,1505
14000	- 56,50	0,2265	0,1849	5,4088	105,7	0,1391
14500	- 56,50	0,2094	0,1708	5,8548	97,7	0,1285
15000	- 56,50	0,1935	0,1579	6,3331	90,3	0,1188
15500	- 56,50	0,1787	0,1460	6,8493	83,4	0,1098
16000	- 56,50	0,1652	0,1348	7,4184	77,1	0,1014
16500	- 56,50	0,1528	0,1246	8,0257	71,3	0,0937
17000	- 56,50	0,1412	0,1151	8,6881	65,9	0,0866
17500	- 56,50	0,1305	0,1065	9,3897	60,9	0,0801
18000	- 56,50	0,1204	0,0984	10,1626	56,2	0,0740
18500	- 56,50	0,1114	0,0909	11,0011	52,0	0,0684
19000	- 56,50	0,1029	0,0840	11,9048	48,0	0,0632
19500	- 56,50	0,0951	0,0776	12,8866	44,4	0,0584
20000	- 56,50	0,0879	0,0718	13,9276	41,0	0,0540

Troposfera

Estratosfera

Tabla II

Peso aproximado de las partes de un aeroplano de tipo medio.

P = Potencia del motor, en caballos.

G = Peso total del avion, en ~~kilogramos~~ ^{kilos}.

		<u>kilos</u>
a)	Célula sustentadora - - - - -	$(0,15 \pm 0,01) G$
b)	{ Plano de cola - - - - -	$(0,01 \pm 0,005) G$
	{ Plano de deriva - - - - -	$(0,002 \pm 0,002) G$
c)	{ Timon Equilibrador - - - - -	$(0,006 \pm 0,002) G$
	{ Timon de dirección - - - - -	$(0,004 \pm 0,001) G$
	{ Mandos - - - - -	5 ± 1 5
	Motor - - - - -	$(1,3 \pm 0,6) P$
	Radiador - - - - -	$(0,12 \pm 0,05) P$
	Agua de refrigeración - - - - -	$(0,10 \pm 0,04) P$
d)	Capot - - - - -	$(0,7 \pm 0,2) \sqrt{P}$
	SopORTE - - - - -	$(0,15 \pm 0,05) P$
	Combustible, por hora - - - - -	$(0,23 \pm 0,02) P$
	Depositos, por hora - - - - -	$(0,05 \pm 0,03) P$
	aceite, por hora - - - - -	$(0,038 \pm 0,022) P$
	Depositos, por hora - - - - -	$(0,06 \pm 0,02) P$
	Tren de aterrizaje - - - - -	$(0,04 \pm 0,01) G$
e)	{ Patin de cola - - - - -	$(0,004 \pm 0,001) G$
	{ Flotadores - - - - -	$(0,20 \pm 0,07) G$
f)	{ Fuselaje o cuerpo - - - - -	$(0,05 \pm 0,01) G$
	{ asientos - - - - -	4 ± 1
g)	{ Parabrisas - - - - -	$2 \pm 0,5$
	{ Instrumentos - - - - -	12 ± 6

Tabla III.

^{aproximados} Coeficientes de resistencia al avance ^{aproximados} de las partes de un aeroplano de tipo medio.

		K_x
a)	Alas (1) - - - - - Montantes fuselados (2) - - - - - Cables de y cuerdas de piano (2) - - - - - Cintas fuseladas (2) - - - - - 0,0003 - 0,02 0,007 - 0,05 0,06 - 0,07 0,05 - 0,07	
b)	Planos de cola (1) - - - - -	0,0005 - 0,0009
c)	Timones (1) - - - - -	0,0005 - 0,0009
d)	Radiador (3) - - - - -	0,03 - 0,05
e)	Ruedas - (2) - - - - - Patin de cola (2) - - - - - Flotadores (4) - - - - -	0,032 - 0,065 0,02 - 0,05 0,007 - 0,03
f)	Fuselaje (4) - - - - -	0,007 - 0,05
g)	Parabrisas (2) - - - - - Molinetes (5) - - - - -	0,04 - 0,06 0,007 - 0,024

- (1) Se considera como superficie la total del plano
- (2) " " " la opuesta al viento.
- (3) " " " la opuesta al viento comprendidos los alabes.
- (4) " " " la de la cuaderma maestra.
- (5) " " " la del circuito barrido.

Notación matemática de la Aeronautica.Principios generales.

La notación matemática empleada en esta obra es la adoptada por el Laboratorio Aerodinámico del Servicio de Aviación, presentada al ~~Congreso Internacional~~ por el Autor al Congreso Internacional de Navegación Aérea celebrado en Londres en Junio de 1923.

En ella se reservan las letras griegas para designar las ^{magnitudes} ~~cantidades~~ ~~Cantidades~~ que no tienen dimensiones ~~masa~~, "longitud, masa, tiempo" o que tienen una sola pero con exponente negativo (símbolos, valores numéricos, ^{temperaturas} ~~rendimientos~~, ángulos, velocidades y aceleraciones angulares, ~~temperaturas~~ ~~peralturas~~ Ka.); las letras latinas minúsculas para las ^{cantidades} ~~cantidades~~ ~~magnitudes~~ de una o dos dimensiones (longitudes, superficies, volúmenes, masas, tiempos, velocidades y aceleraciones lineales, momentos de inercia, ~~potencia~~ ~~mitad~~ Ka.) y las letras latinas mayúsculas para las ^{cantidades} ~~cantidades~~ ~~magnitudes~~ de tres dimensiones (fuerzas, cargas, energía, trabajos, momentos,

paredes, imbuiciones, potencias, etc.).

Se conservan, ~~en los~~ dentro de estos principios, las notaciones de empleo internacional generalizado, y, en los demás casos se ha elegido la inicial de la palabra griega o latina que se relaciona con la magnitud representada. Se ~~han~~ reservan varias letras para valores indeterminados, se omite el empleo de las $\underline{O}$, $\underline{o}$ y $\underline{o}$ (omicron) para evitar confusión con el cero, y también el de las letras griegas mayúsculas de forma igual a las del abecedario latino. Las letras $\underline{X}$, $\underline{x}$ y $\underline{X}^{(ji)}$; $\underline{Y}$, $\underline{y}$ y $\underline{v}$ (upsilon) y $\underline{Z}$, $\underline{z}$ y $\underline{\zeta}$ (zeta) designan respectivamente ~~los sentidos~~ las direcciones longitudinal, transversal y vertical de las fuerzas, dimensiones lineales y ángulos.

~~Distribución~~

Distribución de la notación en las distintas ciencias afines a la Aerotecnia.

Algebra

Numero ~~entero~~ en general: $\#v$. Valor numérico en general: ξ . Valor indeterminado: $\underline{n}$, $\underline{N}$. Constante: $\underline{K}$. Incremento de una cantidad: Δ . Base de los logaritmos neperianos: ε . Función en general: Φ , sumatoria: Σ , factorial: Π , gamma: Γ .

Geometria

ángulo en general: γ . Longitud en general: $\underline{l}$. Largo: $\underline{x}$, ancho: $\underline{y}$. Alto: $\underline{z}$. ^{Radio: r .} Diámetro: $\underline{d}$. Relación de la circunferencia al diámetro: π . Superficie: $\underline{s}$. Volumen: $\underline{c}$.

Mecánica

Cinemática. — Tiempo: t . Velocidad lineal: $\underline{v}$. Aceleración lineal: $\underline{a}$. Velocidad angular: ω . Aceleración angular: Ω .

(4)
Estática. — Fuerza: R . Componentes longitudinal, transversal y vertical: X, Y, Z . Momento de una fuerza, par: M .

Dinámica. — Masa: m . Momento de inercia: i . ~~Fuerza centrífuga~~
Fuerza centrífuga: R_c . ~~Fuerza de inercia: R_m .~~
~~fuerza~~: Cantidad de movimiento, impulsión: I . Trabajo: L .
Fuerza viva: V . Potencia: P . Rendimiento mecánico: ρ .

Aerología

Velocidad del viento: w . Energía ~~interna~~ del viento: W .
Humedad relativa: Ξ .

Aerodinámica *

Circulación: Γ . ~~de sustentación: k_z , de resistencia al avance: k_x .~~
Coeficiente aerodinámico: k , Coeficiente aerodinámico absoluto: k_z .
Rendimiento aerodinámico: $\beta = \frac{k_z}{k_x}$. Ángulo de planeo máximo: φ . Calidad sustentadora: $b = k_z^{3/2} / k_x$. Coeficiente de posición del centro de gravedad: ψ . Número de Reynolds: σ . Paso de una hélice: p . Propulsión de una hélice: H .

aeronáutica

Velocidad propia: $\underline{v}$. Velocidad absoluta, velocidad comercial: $\underline{u}$. Ángulo acimutal, rumbo: ~~propia~~ χ . Ángulo transversal, ángulo de escoramiento: ψ . Ángulo vertical de posición: δ . Ángulo ascensional de trayectoria: α . Velocidad ascensional: $\underline{v}_2$. Altura, altitud: $\underline{z}$. Fuerza ascensional de un gas: $\underline{A}$, de una aeronave: $\underline{Z}$. ~~Fuerza de propulsión~~ ^{Consumo} por unidad de recorrido: $\underline{q}$, por unidad de trabajo: $\underline{T}$, por unidad de tiempo: $\underline{Q}$.

Física

Aceleración de la gravedad: $\underline{g}$. Peso: $\underline{G}$. ~~Densidad~~ ~~Peso~~ ~~específico~~ ~~$\underline{D}$~~ ~~Densidad~~ ~~$\underline{D}$~~ . Densidad: $\underline{D}$. Peso específico: $\underline{\delta}$. Coeficiente de ~~fricción~~ rozamiento: $\underline{\Psi}$. Coeficiente de viscosidad cinética: $\underline{f}$.

Construcción

Resistencia de una pieza: $\underline{R}$. Carga por unidad de longitud: $\underline{q}$. Compresión por unidad de superficie: $\underline{C}$. ~~E~~ Tracción por unidad de superficie: $\underline{T}$. Deformación: $\underline{e}$. Coeficiente de elasticidad: $\underline{E}$. Carga de fractura por unidad superficial: $\underline{F}$. Coeficiente de resiliencia: $\underline{S}$. ~~Resistencia de una pieza~~ ~~$\underline{R}$~~ . Trabajo elástico: $\underline{T}_e$. ~~Momento de flexión~~ ~~$\underline{M}$~~ ~~Momento~~

~~de torsión: M_x~~

Trabajo elástico: T_e . Momento de flexión: M_y . Momento de torsión: M_x .

Termodinámica

Presión: P . Cantidad de calor: J . Temperatura: θ , absoluta: Θ . Coeficiente de dilatación: γ . Potencia calorífica: j . Rendimiento térmico: η .

Geografía y astronomía.

Longitud geográfica: Λ . Latitud geográfica: λ . Ascension recta: Λ_* . Declinación: λ_* . Ángulo zenital de un astro: ζ_* . Ángulo acinental de un astro: χ_* . Hora: t .

Economía

Coste ~~efectivo~~, ganancia (~~rendimiento~~): μ . Carga útil, carga comercial: V . Coste por unidad de trabajo: B .

Capítulo I.

Vocabulario

X Aerodinámica. Comprimibilidad. Expandibilidad. Dilatabilidad. Viscosidad. Cohesión. Mariotte (Ley de). Temperatura absoluta. Centígrados. Gay Lussac (Ley de). Troposfera. Estratosfera. Continuidad (Hipótesis). Moléculas (Hips). Cinética (Hips). Moléculas. Gravitatoria. Avogadro. Velocidad eficaz. Velocidad media cuadrática. Velocidad media. Velocidad más probable. Aerostática (Prin). Estática (Hips). Browniano (Hips). Grandes números. Monatómicas. Biatómicas. Poliatómicas. Ondulaciones. Ondas sonoras. Convección. Torbellinos. Ciclón. Tromba. Tornado. Remolino. Circulación. Núcleos del torbellino. Campo del torbellino. Ojo del torbellino. Anillo-torbellino. Juego de los anillos-torbellinos.

Notas técnicas.

- (1) Ley decrecimiento p con altura (Meninge).
- (2) Distribución de velocidades moleculares.
- (3) Cálculo del mo. browniano probable.
- (4) Fluctuación media

Ejercicios

1. Cálculo p con altura h .
2. Cálculo p con altura h .

Fig. 1. El aire está aumentado 1000000 de veces.

Fig. 2. Circulación práctica.

Fig. 3. Torbellinos girando en sentido ^{min} ~~común~~

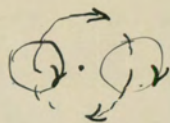
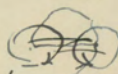


Fig. 4. Torbellinos girando en el mismo sentido ^{común}

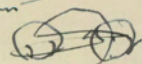


Fig. 5. Anillos torbellinos

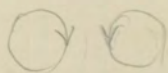
Fig. 6. id (mayor)

Fig. 7. Formación de torbellinos en las corrientes de velocidades distintas

Fig. 8. Torbellino con convección (Ciclón).



$$\frac{b}{a} = \frac{2a}{b}$$



$$\begin{array}{r} 2,5 \\ 2,5 \\ \hline 125 \\ 50 \\ \hline 6,25 \end{array}$$

$$6,25$$

Capítulo II.

Vocabulario

Notas técnicas

Ejercicios

Inercia, aceleración, velocidad relativa
relatividad, Fuerza, Trabajo, Energía
fuselada, Currentilínea, Filetes, Li-
neas de corriente, espacio barrido, velocidad
masa, coeficiente, densidad máxica,
densidad en peso, peso específico, aceleración de la gravedad, gravedad,
coeficiente absoluto, coeficiente de resistencia
coeficiente métrico, perdidas marginales,
proa fluida, estela, regimen ~~laminar~~ turbulencia
regimen laminar, proa fluida, velocidad en
el infinito, cantidad de movimiento,
onda de ^{frontal} condensación, onda de choque
reacción, Paradoja de d'Alembert,
alargamiento.

(5) potenciamento de viscosidad $v^{\frac{3}{2}}$.

3. Cálculo de resistencia de placas normales con H y con K

Figuras

Fig-9. Cuerpo fusado.

Fig 10. Cuerpo no fusado con remolinos.

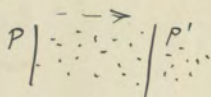
Fig 11. 

Fig 12. ~~Planos rect. cuad. rect. curvado, (sección). Fluido viscoso.~~

Fig 13. ~~Valores de k para círculo, cuadrado, rectángulo. Reparto de presiones en laminar. Nacimiento de torbellinos en el borde.~~

Fig 14. ~~Tot. para diversas velocidades. Desprendimiento de los anillos torbellinos. Nacimiento de torbellinos en el borde.~~

Fig 15. ~~Región nublada. Desprendimiento de los anillos torbellinos.~~

Fig 16. ~~Distribución de presiones y depresiones. Desprendimiento de los anillos torbellinos.~~

Fig 17. ~~Onda de condensación. Distribución de presiones y depresiones.~~

Fig 18. ~~Fluido líquido viscoso. Aumento de k con el área.~~

Fig 19. ~~Gráfico de resistencia de dos placas paralelas. Variación de coeficiente k con la forma.~~

Fig 20. ~~Torbellinos entre dos placas paralelas. Variación del coeficiente k con la extensión.~~

Fig 21. ~~Gráfico de resistencia de dos placas paralelas. Fuerza transversal en el desprendimiento de un remolino.~~

Fig 22. ~~Torbellinos entre dos placas paralelas. (a)  (b) ~~

Fig ~~23~~. ~~Gráfico de resistencia de dos placas paralelas.~~

Capítulo III.

Vocabulario

Notas técnicas

Ejercicios.

Angulo de incidencia Angulo de ataque Radiante
(estado) borde de ataque vector curva meta
centrica superficie metacenta resistencia
al avance, borde de salida, sustentacion,
componente lateral. seno cuadrado (ley del)
alargamiento, rozamiento del aire, fricción del
aire, coeficiente superficial, resistencia de viscosidad
centro de presión

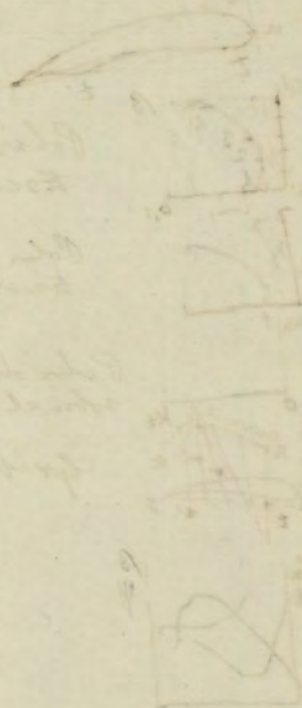
IV

Vocabulario

superficie sustentadora,
alas, perfil, curvatura, cruzamiento,
profundidad, espesor
proyección, polar, polo
coordenadas rectangulares,
rendimiento aerodinámico,
tangente trigonométrica,
cuerda, reacción tangencial,
reacción normal, curva de fuerzas,
momento, acción reacción

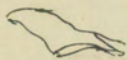
Notas técnicas

Ejercicios



FcT

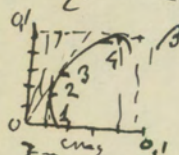
37 Forma general
de un ala.



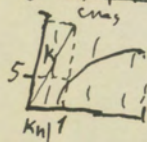
38 Rectas de referencia
para medir el
ángulo de ataque



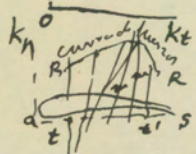
39 Polar de un ala.
Escala igual.



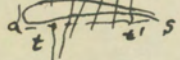
40 Polar de un ala
Escala distinta.



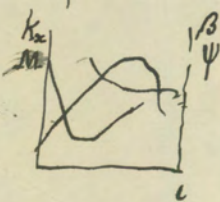
41 Polar de reacciones
sobre el ala.



42 Gráfico metacéntrico



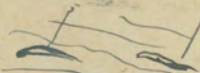
43 Gráficos separados.



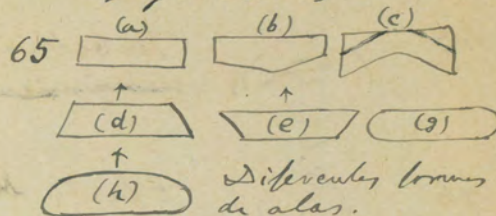
Vocabulario

~~38~~ Cara activa, cara pasiva
Cara dorsal, efecto Magnus,
rotor, teorema de Bernoulli,
velocidad en el infinito,
Densidad máxima, resis-
tencia del perfil, resistencia
inducida hoja de tornavento
parabola parabola inducida
balanza aerodinámica
biplano, monoplano
triplano, atmósfera standard
sens (cap. II) corrimiento
flecha

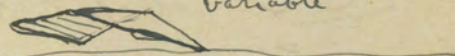
Notas técnicas

70 
 alas en tandem

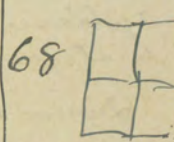
Ejercicios

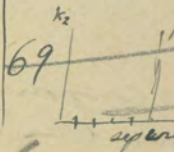


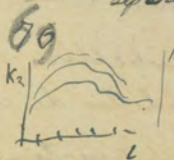
66 ala de ángulo de ataque variable

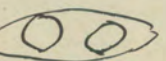
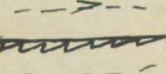
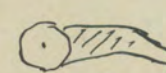
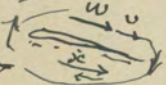
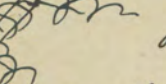
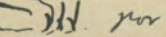
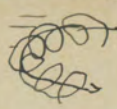
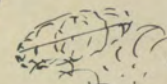
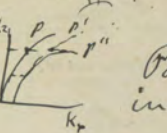
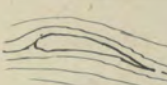
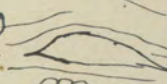
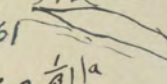
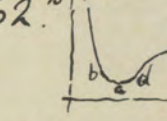
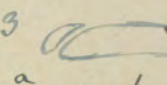
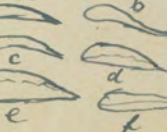


67 
 alas formando diedro

68  Polares y curvas de centros de presiones de varios perfiles de ala.

69  Influencia de la separación entre las alas de un biplano en su sustentación y resistencia.

70  Sustentación y resistencia comparativas del biplano y triplano en el monoplano

44.  Repartición de vórtices en el sentido de la profundidad de un ala.
45.  Torbellinos ^{transversal} producidos por ~~el~~ ~~movimiento~~ ~~de~~ un ala.
46.  Efecto Magnus.
47.  Propulsión de buques por el efecto Magnus.
48.  Provocación del torbellino transversal por diferente grado de alisamiento de los cerros de un plano.
49.  aplicación de un rotor al ~~borde~~ borde de ataque de un ala.
50.  Discos rotantes ~~para~~ ~~aumentar~~ en un ala.
51.  Composición de la circulación transversal con la velocidad del viento.
52.  Torbellinos de la circulación del aire alrededor de un ala limitada.
53.  Velocidad vertical del aire por delante y por detrás del ala.
54.  Similitud de la inducción electro-magnética con la aerodinámica.
55.  Hoja de torbellinos. Ley elíptica de decrecimiento de la circulación.
56.  Parábola de la resistencia inducida.
57.  Parábola de la resistencia inducida.
58.  Régimen laminar en un perfil de ala.
59.  aparición del régimen turbulento por aumento del ángulo de ataque.
60.  Borde de ataque afilado en régimen laminar.
61.  Borde de ataque afilado en régimen turbulento.
62.  Gráfico de rendimientos de un perfil.
63.  ala con ranura.
64.  Diferentes formas de perfiles.

VI

Vocabulario

sustentación aerostática, sustentación aerodinámica, cabera, cuerpo, cola, muerta, preente, cavitación, fuselaje, previón, activa, previón resistente, depre, sión activa, deprevisión resistente, velocidad crítica, penetración, resonancia mecánica, velocidad de régimen, velocidad límite, viscosidad cinética, número de Reynolds, ley de similitud, latigazo.

Notas técnicas

Ejercicios

Figuras:

70



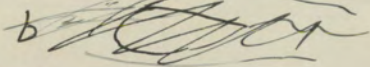
Regiones de un sólido sometido al viento.

72

72



Calcular



Calculo gráfico de la resistencia al avance de un sólido

73

Sólido de mínima penetración con relación a su superficie

800 128

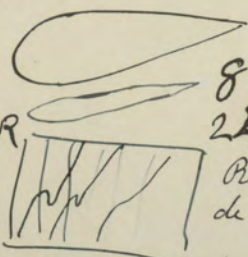
Sólido de mínima penetración con relación a su volumen

240 22

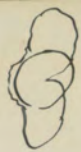
Resistencia de espigas

74

75



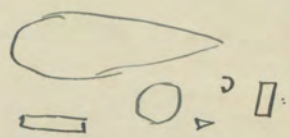
75



Repetición de presiones en una esfera para velocidades menor y mayor que la crítica.

77

Cuerpos de diferente forma e igual resistencia al avance



VII

acción sobre el aire de una sólido giratorio.

Vocabulario

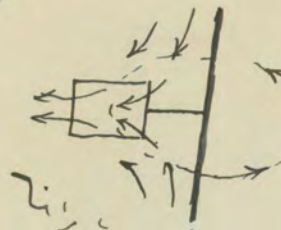
Fuerzas centrífugas, velocidad tangencial,
cuadrático, par motor, brazo de
palanca, momento, velocidad
angular, trabajo, kilogrametro,
potencia, ángulo de ataque real, ángulo
de ataque de posición, potencia motor,
rendimiento, rendimiento de propulsión
rendimiento de sustentación, caballo de
vapor, propulsión, potencia útil,
velocidad axial, absurdo, familia
de hélices, ordenado, retroceso de la
hélice, hélice

Notas técnicas

Experimentos

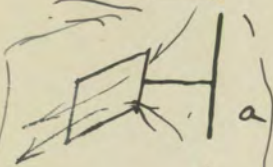
Figuras.

78



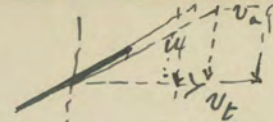
Plano giratorio
conteniendo al eje

79



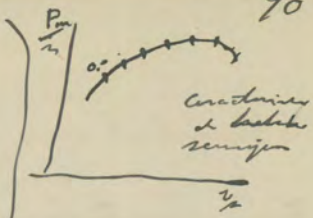
Plano giratorio oblicuo
paralelo al eje

81

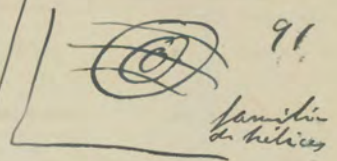


Composicion de
velocidades en
un plano giratorio
con viento paralelo
al eje.

90

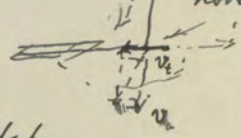


91



82

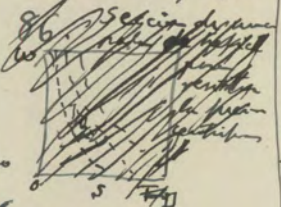
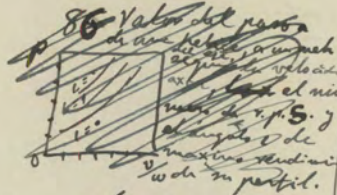
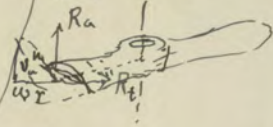
Plano giratorio
normal al eje.



83 Superficie helicoidal



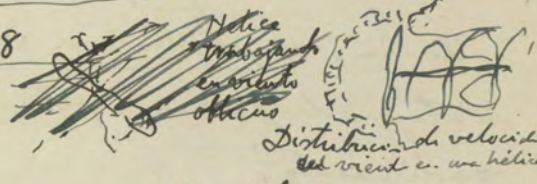
84 Helice



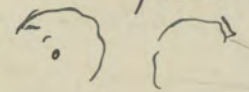
86. Diferentes tipos de
helices



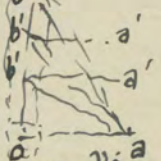
88



87 Helices
a desvan
y a unan

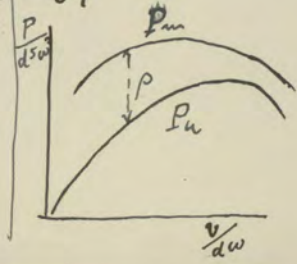


85

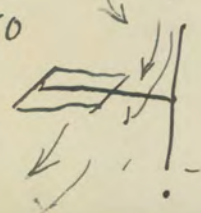


Trasado de una helice

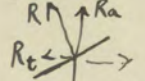
89



80



Plano giratorio oblicuo
conteniendo al eje y
radio



VIII.

acción del viento sobre un sólido giratorio.

Figuras.

Vocabulario

por resistente, molinete.
autorrotación, autogiro,

92

viento →

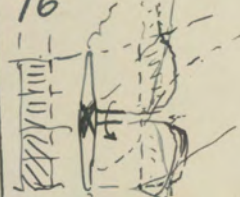
Equilibrio de un plano giratorio
paralelo al eje

94



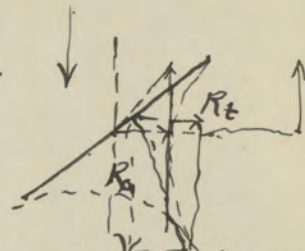
Diferencia de forma
entre hélice y molinete

96



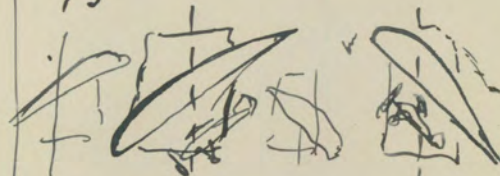
Distribución de velocidad
debido del viento en un
molinete.

93.



Equilibrio de un plano gira-
torio que contiene al radio.

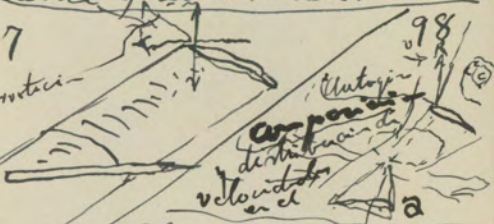
95



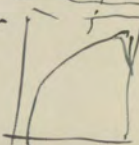
Diferencia entre una
hélice y un molinete.

97

autorrotación



99
perfil del autor



IX

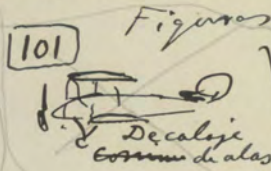
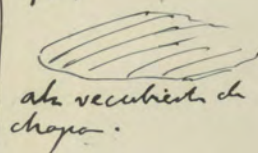
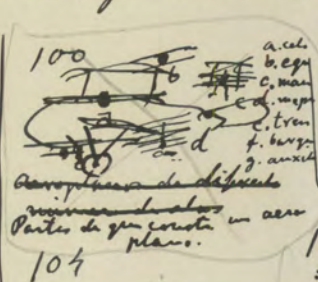
Segunda parte.

Aplicación de la aerodinámica a la aviación.

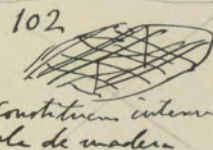
Partes del aeroplano: Célula sustentadora.

Vocabulario

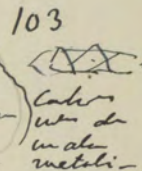
avión, aeroplano, superficie sustentadora, planos, alas, célula sustentadora, sistema estabilizador, organos de mando, sistema moto-propulsor, tren de partida y aterrizaje, barquilla, sistema de enlace, partes auxiliares, rendimiento de sustentación, monoplano, biplano, triplano, multiplano, sesquiplano, corrimiento, decalaje, largueros, costillos, principales, maestros, per de fuerza, tirantes, anillohamiento, cerquilla, montantes, tornapuntas, reglajes, tensos,



105 (168 Judge)
Sujeción de alas en monoplano
106 (169 Judge y 170)
Sujeción de alas en biplano



107 (171 Judge)
Sujeción de alas en triplano



108

Enlace de la montante con el ala.

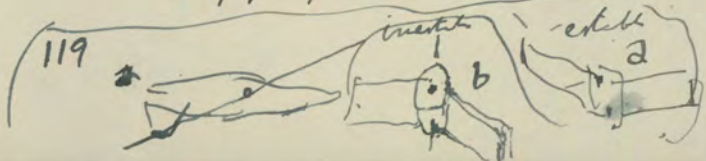
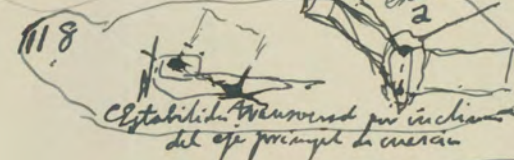
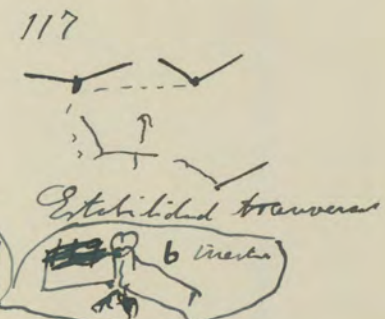
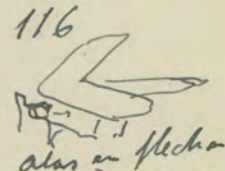
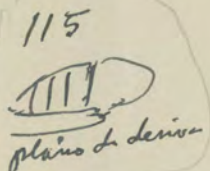
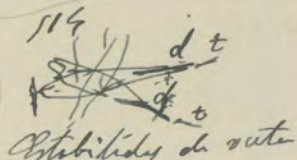
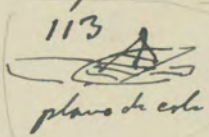
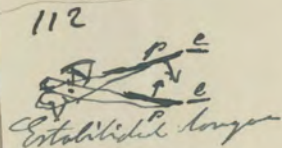
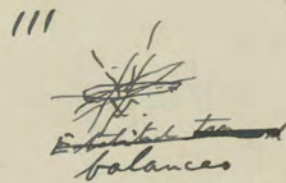
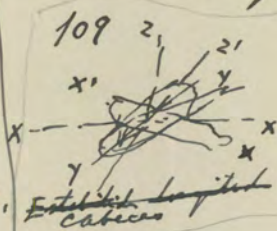
X

Partes del aeroplano: sistema estabilizador

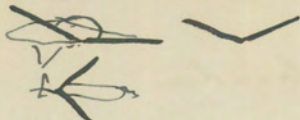
Vocabulario

Estabilidad, estabilidad de forma,
estabilidad automática, prova,
cabera, cabeceo, estabilidad
longitudinal, vireo, estabilidad
de ruta, balances, estabilidad
transversal, carabitar, picon, estabilidad
negativa, plano de cola, quinada,
equilibrador, tirón horizontal,
cuerpo, fuselaje, tirón de dirección,
plano de deriva, flecha, sombra,
puantalla, colgado, eje principal
de inercia, V, centro empunido,
canard, servo-motor, giroscopos,
estabilidad automática, vuelo
a vela

Figuras

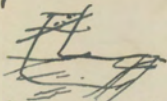


120



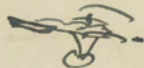
Los 3 V del Cogo Fender

121



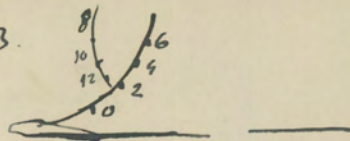
Celada estable.

122



canard

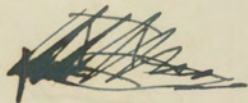
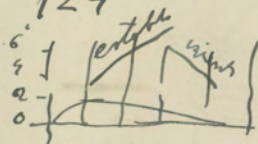
123.



estable

Curvas metacentras
estables

124

Gráficos de posición
de C. de P.

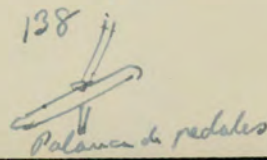
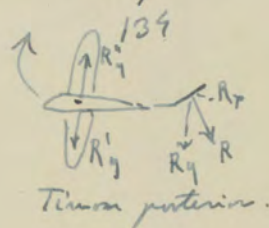
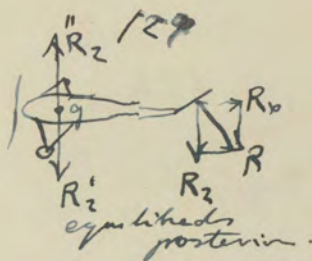
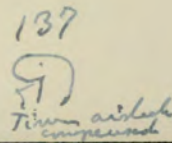
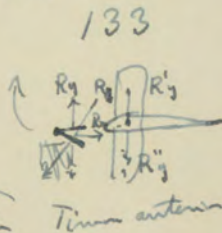
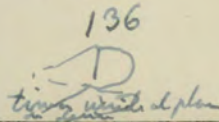
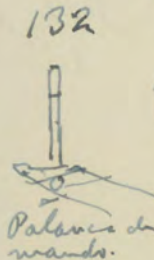
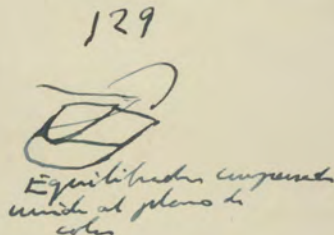
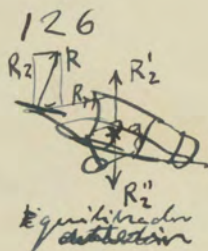
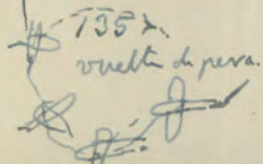
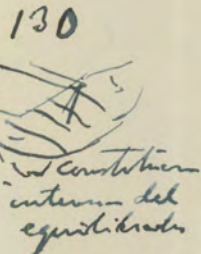
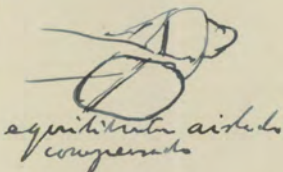
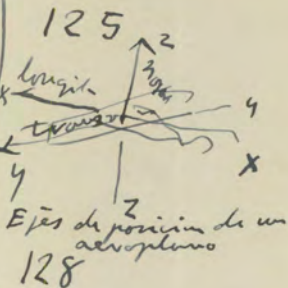
XI
Capítulo décimo primero.

Partes del aeroplano: Organos de mando.

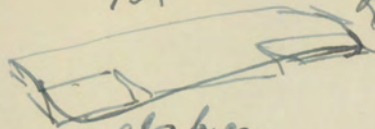
Vocabulario

eje longitudinal, eje normal,
eje transversal, mando longi-
tudinal, de altura, mando
de direccion, mando lateral
o transversal, equilibrador,
timon de altura, compensado,
posicion ventral, a la vez,
momento de inercia, derrope,
vueltas de pera, alabes,
alerones, arrastre de alerones,
alerones relevados, plano compensado,
equilibrador en heradura,

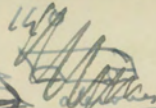
Figuras.



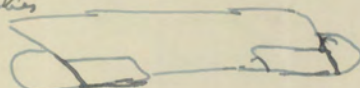
139



alabres

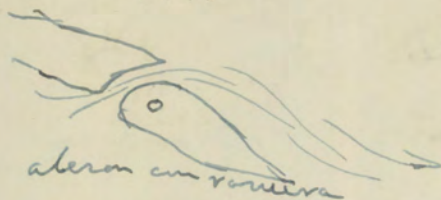


140



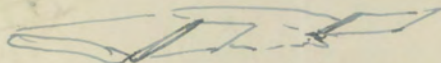
aleros comprimidos

142



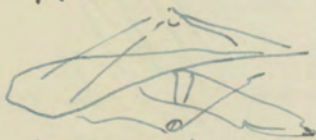
aleros con aileron

143



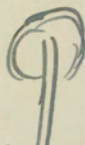
aleros relevados

146



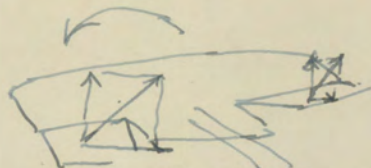
Mando de alabres

145



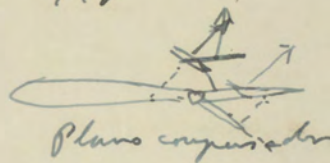
Volante de mando lateral

148



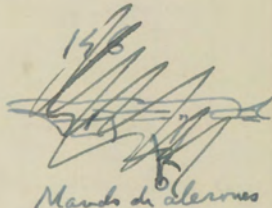
arrastre de aleros

145



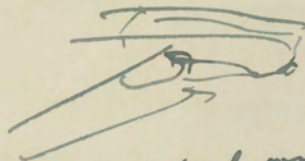
Plano compensador

146



Mando de aleros

147



conjunto de mandos de aleros y transmisores

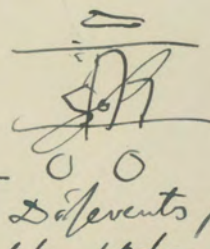
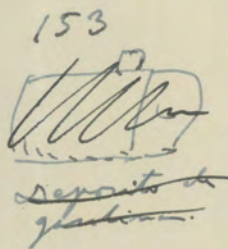
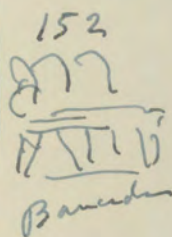
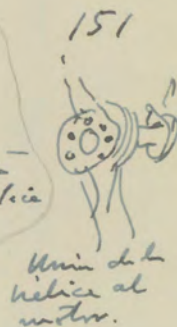
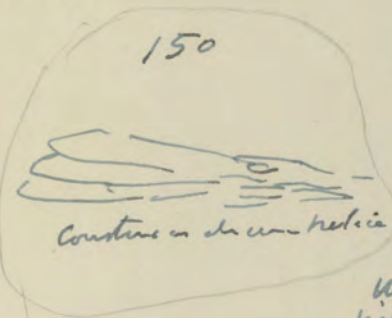
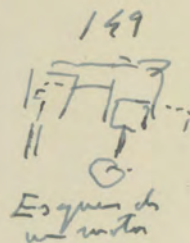
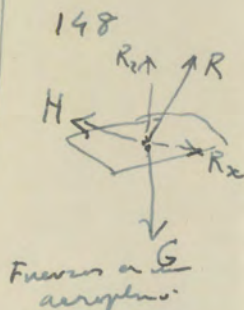
Capítulo decimo segundo.

Partes del aeroplano: Sistema motor propulsor.

Vocabulario

potencia máxima, peso por
caballo, consumo por unidad
de trabajo caballo-hora, trabajo
energía, acumulador, kilo
gramos, gasolina, calor,
potencia calorífica, cargador
válvula de admisión, cañón
de explosión, buje, magueta,
encendedor, embolo, cilindro
biela, cigüeñal, válvula
de escape, energía calorífica,
energía mecánica, radiador
rendimiento térmico, potencia
al freno, propulsor, hélice
tractora, hélice propulsora,
recogidos, buje, naviz,
bancada, deposito de gravedad
rodiza, radiador parcial, ser-
ventin, eclipse, persianas, aletas.

Figuras



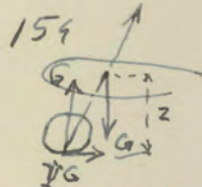
Capítulo decimotercero.

Partes del aeroplano: Tren de patin y ~~luz~~ aterrizaje.

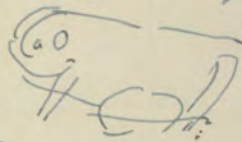
Vocabulario

Figuras.

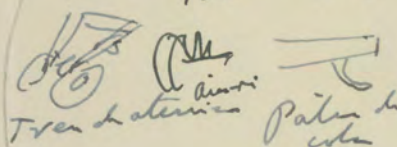
aterrizaje, tren de
patin, tren de aterrizaje
capotaie, patin de cola,
amortiguador, recuperacion
deriva, windows, zapata
cuchera, barquilla,
parabrisas, maqueta de
arranque, triplex, danda
fuselaje, cuadernos
jerguillas, loscoles,
de altimetro, brújula,
declinacion, aperiodica
indicador de velocidad, ta-
quimetro, manometro, tubo
de Pitot, tubo de Venturi,
vertical aparente, indicador de
pilotaje, giroscopo, deriva,
manometro

Fuerzas en el momento
tren de patin aterrizaje

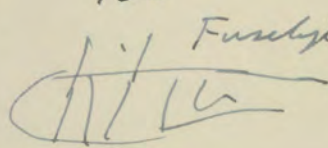
159 Barquilla



155 156 157

Tren de aterrizaje Patin de
cola

160

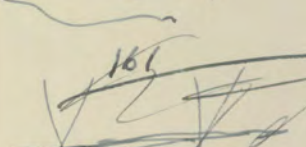


Fuselaje

161

Forma de montantes
y, cuba, y cables.

161



Unión de tirantes.

162

altimetro

166

indicador
de pilotaje

163

brújula

167

derivometro

164

indicador de velocidad

168

navigrafo

165

inclinómetro

169

cuenta revoluciones

162

Molinete
para dinamó

174

Extintor

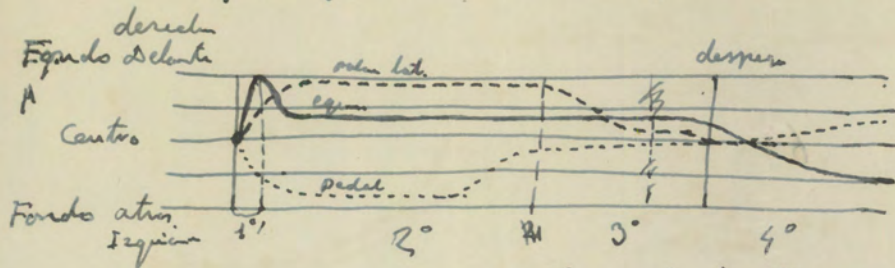
163

Generador de tension
accionado por motor

164

Molinete
autovibrante

1874 Partida con viento lateral por la derecha



1.º empuja pol. para lev. cto, inclinándose al efecto del viento. y apoyando el pie en el pedale del lado contrario, 2.º obl. el ángulo descañón tirando de la palanca para mantenerlo, disminuyendo el empuje en el pie entre a medida que $v >$, 3.º llevar poco a poco pol. bat al canto. 4.º despegar tirando momentáneamente para ganar altura y pedale contra el viento para poner cara a él.

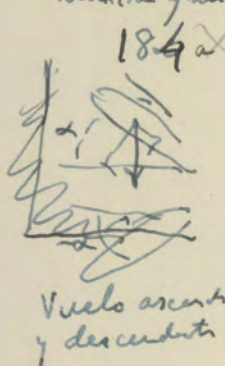
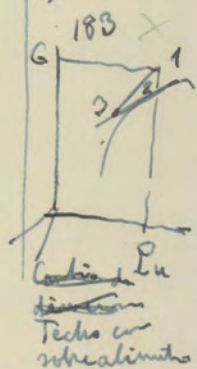
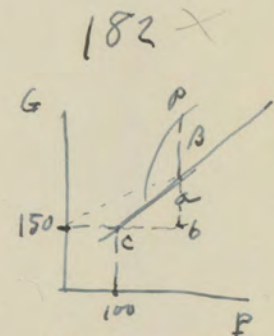
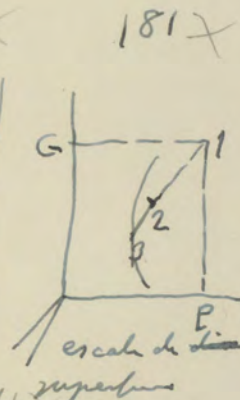
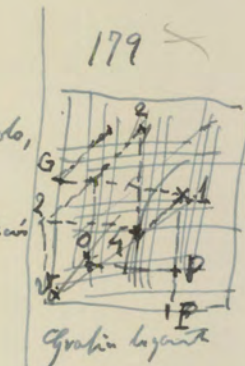
XVI Capítul decimosexto.

Funcionament del aeroplano: Aplicación del gráfico logarítmico al vuelo ~~horizontal~~ recto.

Vocabulario

escalas naturales, escalas logarítmicas,
potencia logarítmica, vectores, peso,
cilindrado, potencias útiles,
turbo-compresor, sobre-alimentación,
velocidad ascensional

Figuras.

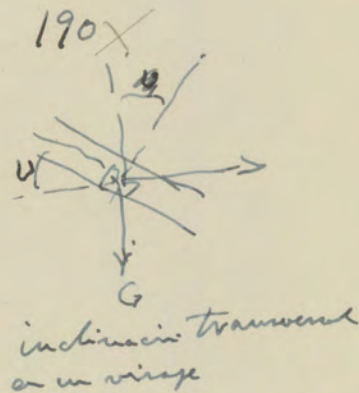
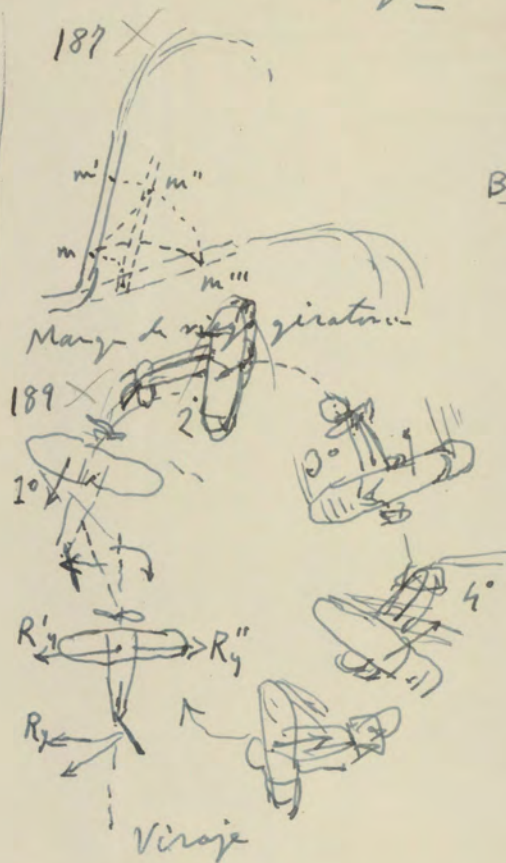


Funcionamiento del aeroplano: Virajes.

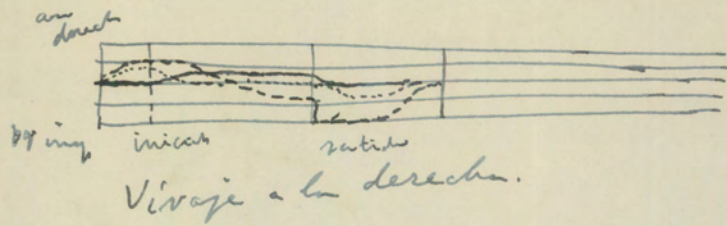
Figuras

Vocabulario

Viraje, fuerza centrífuga,
 por giroscópica, velocidad lineal
 velocidad tangencial, velocidad
 periférica, lado positivo, exterior
 positivo, ~~lado~~ lado negativo
 exterior negativo, momentos de
 inercia, ^{velocidad de} revolución, resonancia
 mecánica, frecuencia, amplitud
 derrape centrífugo, radio de inercia,
 derrape centrífugo, vertical aparente
 escoramiento,



191 X



XVIII capitulos de terminos

Funcionamiento del aeroplano:

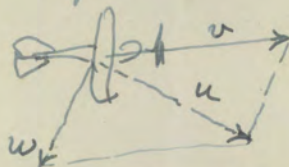
Vuelo en viento

Vocabulario

horizontal, uniforme,
homogeneos, arrastrado,
deriva, angulo de deriva,
derrape, restalamientos
cinematicos, velocidad
relativa, velocidad de
arresto, velocidad abso-
luta, favorable, perju-
dicial, no navegable.
sector abordable, sector
no abordable, rumbo
relativo, rumbo absoluto.
cicloide acortada, cicloide
alargada, curva del nadador,
curva del perro, curva de la
persecucion, vaca de frente,
de espaldas, apogeo de aire, poro
de aire,

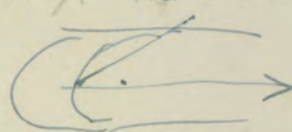
Figuras.

Fig. 1920



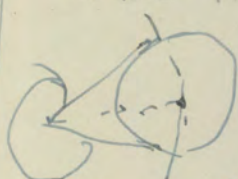
composición de velocidades.

193a X 19360

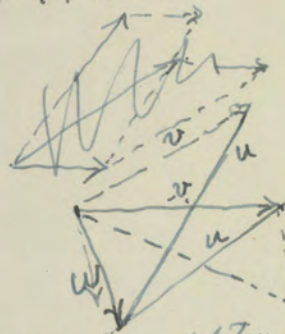


deriva de viento
(en colores)

19400 19460 1950

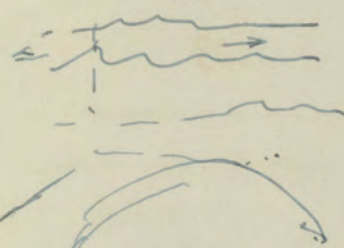


Sector abordable
(en colores)



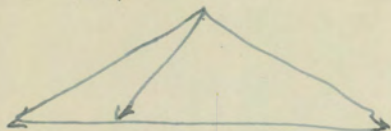
Determinación del triángulo
de velocidades por cambio
de rumbo

1960



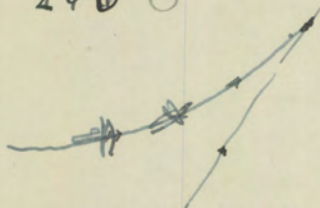
Determinación del rumbo
absoluto por la línea
de horizonte

197 ○



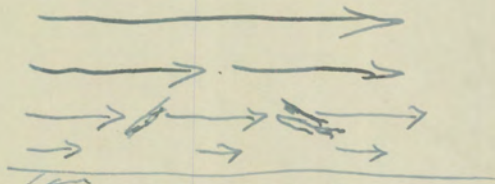
Viraje de ida y vuelta

200 ○



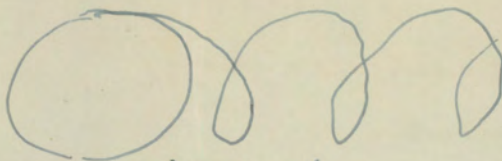
Curva del perro.

203 ○



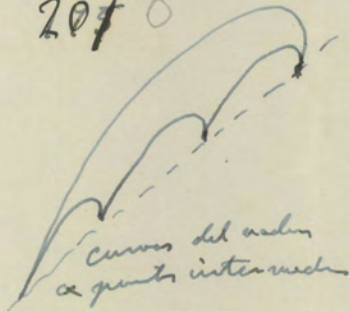
viene creciendo
con la altura

198 ○



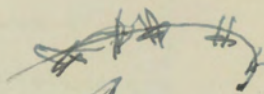
Viraje circular
con ascenso.

201 ○



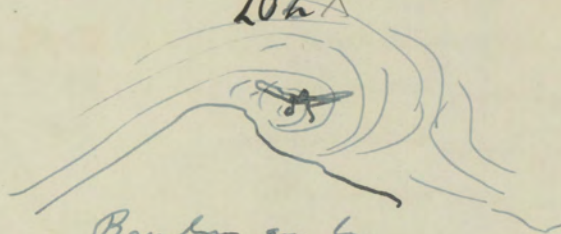
Curvas del viento
a puntos intermedios

199 ○



Curva del viento

202 X



Remolinos en la
cresta de un río

XIX *capitulum decimus nonus.*

Funcionamiento del aeroplano:

Descenso sin motor

Vocabulario

planeo, vacio (giro en)
derbocado, perdida
en espiral, helice (planos)
contraalabeo, descenso a pie
barrena, epicicloide,
envolvente de circulo,
aproximante, abordable,
helice a bandolera,

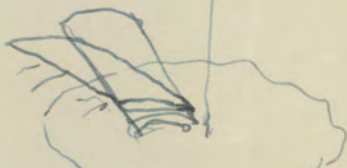
Figuras

204 x 205 x 206 x 207 x
~~198~~ ~~199~~ ~~200~~ 208 o

del Menorid Sept. 25

209 o

~~203~~ 210 o

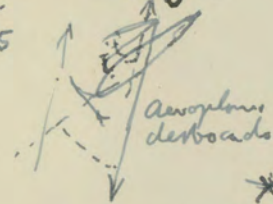


ala inclinada girando
 en horizontal.

~~205~~ 212

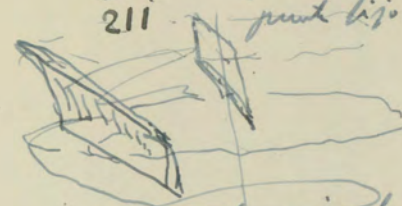


terreno abordable en planicie
 según la altura



aeroplano
 derbocado

~~206~~ 211



ala inclinada girando
 en descenso.

Plano Poligono de
 planeo con proa a
 punto fijo.

206 207 208

XX

Capítulo vigesimo.

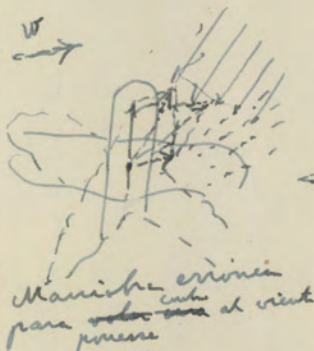
Funcionamiento del aeroplano:

Aterrizaje.

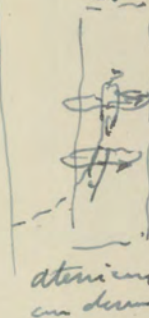
Vocabulario:

mancha-vela, gases (pares,
 meter ^{conten} q'nta, aterrizaje,
 caballito, desplome, capoteaje
 sotavento, barlovento,
 viraje a plano, botes,
meter meter, quitar meter,

213

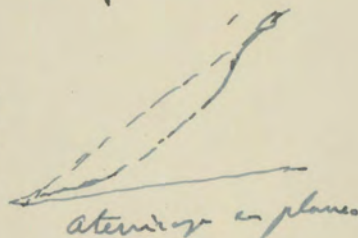


216

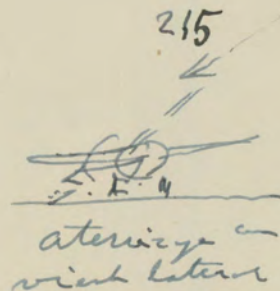


Figuras

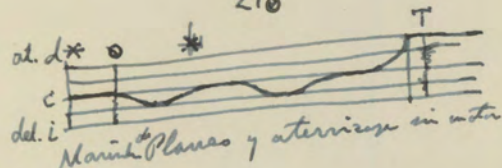
214



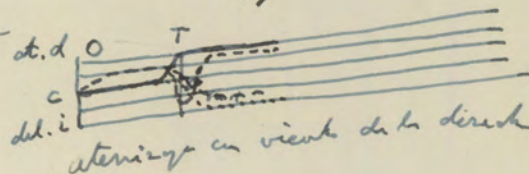
215



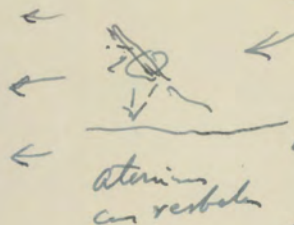
218



219



217



XXI

Capitulum vigerino primum

~~Francisavius de Aeroplano~~: Vuelo sin motor

Figuras

Vocabularis

energia potencial,
 energia cinetica,
 vuelo a vela,
 estaticas, dinamicas,
 veleros,

~~215 216 217~~

de Movement.

220 221 222 223

Hidroaviación

Capítulo vigésimo segundo

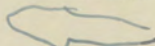
Vocabulario

Hidroaviación, hidroavión,
 hidroavión, hidropiano,
 amarrón, acuatición, hidro-
 tación, hidrodinámica,
 resistencia de carena, carena
 rediente, quilla, cuadernas
 canoa-volante, periscope
 anfibio, flota hidropiano
 amarrón, botes de buceo
 potasio,

Figuras

~~224~~
 224

 tipo de
 hidrofólo

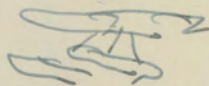
~~225~~
 225


rediente

~~226~~
 226

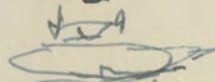

Flota central

227



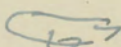
Flota doble

228

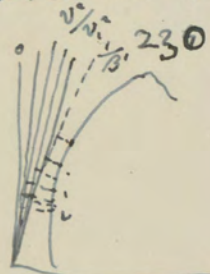


canoa volante

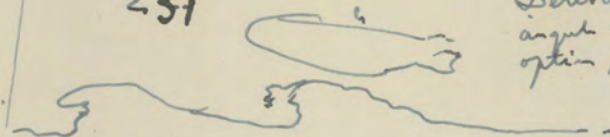
229



Anfibio


 Determinación del
 ángulo de ataque con
 opción por despegue

231



amarrón en una agitación

XXIII Capitulo ^{vigésimo.} ~~decimo~~ tercero.

Aerobacis aéreas.

Vocabulario

aerobacis, aerobacis,
aerobacis de posición, aca-
bacis aerodinámicas, vertical
aparente, ^{viraje} vuelta sobre
el ala, vizo (looping)
vuelta de Immelmann
energí-cineti-, ^{puer-}
vizo, restablamiento de cola,
falso vizo, falso looping,
descenso descocado, barren,
vuelo invertido, tonel,
restablamiento de ala, hoja
muerta, rueda, restab-
lamiento de cola, inversión
de barren, vuelo a pica
barren horizontal,
vizo-barren

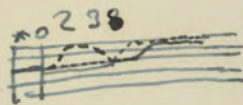
232



Viraje sobre el ala 235

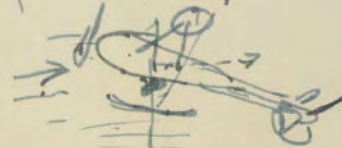


Maniob del vizo



Barren

241



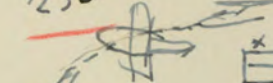
Vuelo invertido

Figuras 233



maniober de viraje sob el ala

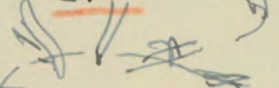
236



Barren



242



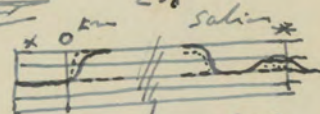
Tonel

234



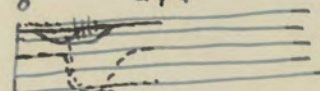
Barren

237



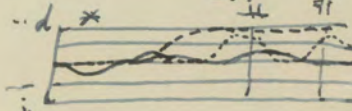
Barren y subit

240



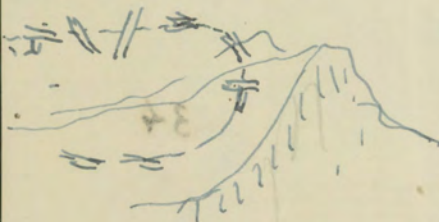
inversión de barren

243



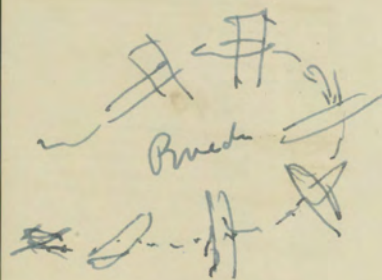
Man Tonel

~~244~~ 244



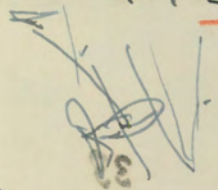
Rizo-barral

248



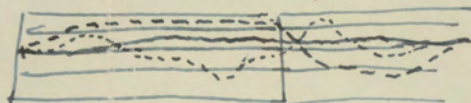
Buena

~~245~~ 245



Restauración
de agua

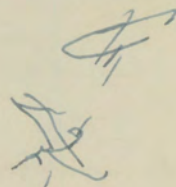
246



Mano de verben de agua

salin

247



Hoja nueva

249



restauración de agua

XXV

Capítulo vigésimo quinto.

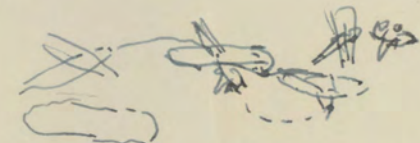
Accidentes.

Vocabulario

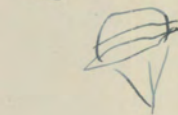
período, amplitud,
sintonía, resonancia mecánica
tonos armónicos, tono
fundamental, caballete,
especular, periscopio
modula, asiento, delantal.

Figuras.

266



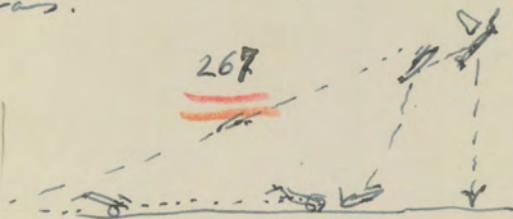
268



periscopio



267



263



269



XXIV

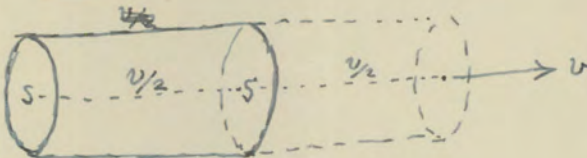
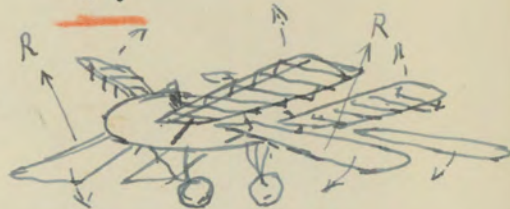
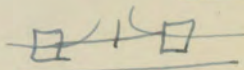
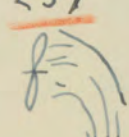
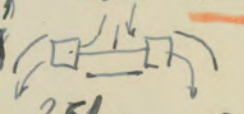
capítulo vigesimo-cuarto.

aparatos de aviación distintos del aeroplano

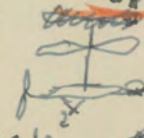
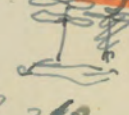
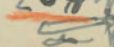
Vocabulario

Cantidad de movimiento,
impulsión, rendimiento
de sustentación, oróp-
tero, ornitóptero, alas
baticutas, planeado,
vuelo a vela, remado,
vuelo a remo, batigaros,
turbinas aéreas, rueda de
paletas, helicópteros, autógirs,
avión, helicoplano,
radian,

Figuras

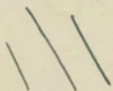
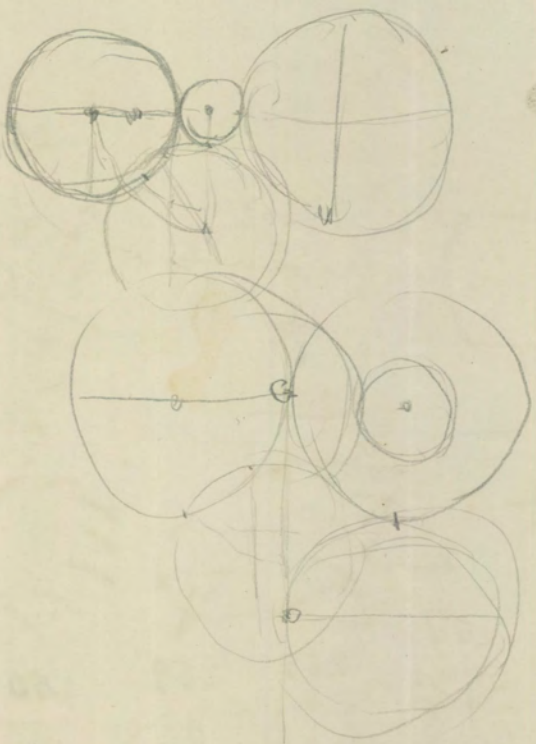
250251252253254256257258259255

rueda de paletas

265260261262264263

180000 3.1416
228200
58888 57

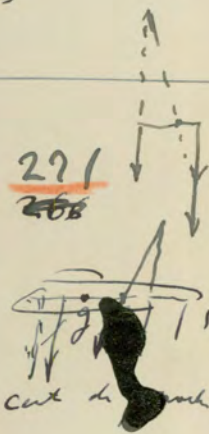
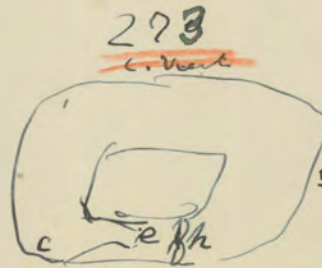
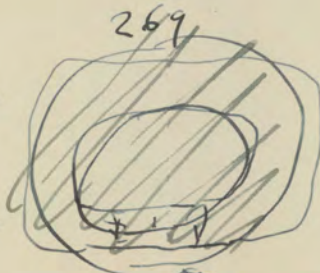
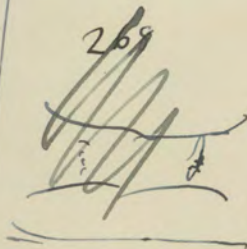
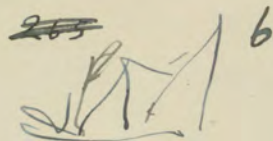
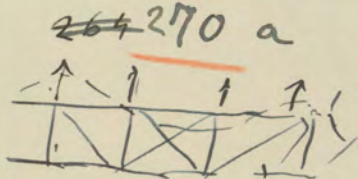
82880 / 5236
30520 / 16



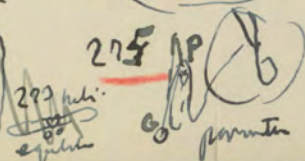
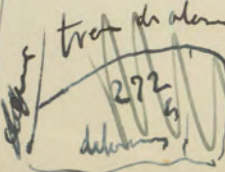
Cálculo, experimentación y pruebas

Vocabulario

anteproyecto, proyecto,
construcción, prueba
límite elástico,
plástico, trabajo
(resistencia de material)
polígono de fuerzas
isostático, hipos-
tático, hiperestático
momento de torsión,
momento de flexión,
túnel aerodinámico
filtro de aire, ley de
similitud, pliegue
de condiciones, freno,
curva de potencia,
medida Renard,
perímetro, brasa
dinamométrica,
cruce metálico



272



276

$$R = k_x s v^2 \quad \therefore P = K_x s v^3$$

$$\frac{2}{e^x + e^{-x}} \int \frac{2i}{e^{ix} + e^{-ix}} dx = 2i \int \frac{dx}{e^{ix} + e^{-ix}}$$

$$a \quad \int \sec x dx = \int \frac{2dx}{e^{ix} + e^{-ix}}$$

$$7H \quad \sinh x = i \sin ix$$

$$7 \frac{700}{1000} = \sinh^2 ix - \cosh^2 ix = -1 \sinh ix -$$

4900

$$\left(\frac{1}{2} e^{ix} + \frac{1}{2} e^{-ix} \right)^2 - \frac{1}{2} (e^{ix} - e^{-ix})^2 =$$

$$\frac{1}{2} (e^{2ix} + e^{-2ix}) - \frac{1}{4} (e^{2ix} + e^{-2ix} + 2) - \frac{1}{4} (e^{2ix} + e^{-2ix} - 2)$$