

Aerotecnia

Los problemas actuales de la técnica aeronáutica en el proyecto de aviones

POR L. DE AZCÁRRAGA

El incesante trabajo de los Institutos de Aerotecnia del mundo va fijando concretamente los problemas diversos de la Aeronáutica y los medios y procedimientos para buscarles solución adecuada. De este modo se va tejiendo la formidable sucesión de impulsos que caracterizan el rápido progreso de la Aviación. Y pues los problemas influyen unos sobre los otros en interminables reacciones mutuas, de nuevas necesidades de empleo nacen nuevas soluciones técnicas, que a su vez crean futuras aplicaciones insospechadas. La guerra actual, al estimular al máximo los afanes de la técnica, es campo espléndido en que se forjan avances que de otro modo precisarían períodos de tiempo mucho mayores. Por otra parte, se conserva empeñado secreto de los trabajos y de las iniciativas en curso, y sólo son públicos los resultados cuando puede divulgarlos el bando contrario o cuando interesa hacerlo por fines de propaganda. Parece por ello intento vano el pretender dibujar un esquema general de los problemas que en la actualidad tiene la Aeronáutica, aun limitándonos al aspecto de la construcción de aviones. Pero por esas mismas razones, y aun convencidos de la pobreza del resultado, es de mayor interés el fijar de algún modo el estado actual, la dependencia mutua, y como consecuencia, la tendencia que en la construcción de aviones se advierte. Hemos pretendido hacerlo de la manera más concreta posible, de modo que resulte un esquema útil y al alcance de todos los profesionales y aficionados al vuelo, y de modo también que se recoja lo que realmente parece estar sancionado por la experiencia, aun a trueque de que el esquema quede pronto pequeño por la aparición de nuevos éxitos de la técnica. Nos hemos apoyado en las revistas técnicas más conocidas de todo el mundo, en las conferencias de la Sociedad "Lilienthal", y sobre todo en los trabajos del doctor Ing. Günther Bock, de "Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt", y del General doctor Ing. Guglielmetti, de la Aviación italiana.

Nos fijamos ante todo en las cualidades fundamentales, por decirlo así, elementales, que se piden al avión de guerra desde el punto de vista de su rendimiento en vuelo. Evidentemente, esas cualidades interesan también para otros empleos, no militares, del avión. Dejamos aparte, para resumirlas en otra ocasión, las condiciones del acondicionamiento del equipo del avión para diversos fines.

Tres son las cualidades fundamentales que se piden al avión: máximo rendimiento, máxima capacidad de acción y máxima seguridad. Su breve examen nos llevará a una primera clasificación de los problemas.

La mejora del rendimiento significa: aumento de la velocidad, mayor techo y mayor autonomía.

La capacidad de acción y la seguridad de empleo significan: que se tengan en cuenta las circunstancias de excepción de las más difíciles condiciones atmosféricas y la utilización de aerodromos de fortuna no especialmente preparados. Es decir, facilidad de manejo, buena estabilidad, simplicidad de instalaciones, robustez del conjunto.

En estos problemas, que enunciados, como hasta ahora, de modo elemental son de siempre, la Aviación ha avanzado considerablemente desde que se inició la conquista del aire. Tanto en el aumento de autonomía y techo como en la mejora de la velocidad, acaso el más importante progreso, los resultados conseguidos lo han sido por mejora de las cualidades aerodinámicas o disminución de resistencias y aumento de la potencia. En definitiva han conducido al planteamiento de problemas de detalle para conseguir mayor potencia, menor peso, mayor finura. Generalmente complementarios, a veces contradictorios, estos problemas se agrupan, en cuanto al empleo, en velocidad y altura, y en cuanto a los elementos del avión, en grupo motopropulsor y célula.

Fijaremos primero el estado actual de los problemas para lograr mejores cualidades aerodinámicas y mayor potencia útil dentro de un criterio general. Después, los problemas de detalle que dentro de cada aspecto se refieren a un empleo determinado, vuelo en alta cota o gran velocidad horizontal.

La célula.

El perfil del ala.—En la lucha por disminuir la resistencia del aire al avance del avión se han conseguido grandes resultados por la mejora de la forma y de la proporción entre los diversos elementos, nuevas líneas de acuerdo entre unos y otros y supresión de resistencias parásitas. Sin duda que no está agotado el camino y las experiencias prosiguen.

En lo que atañe a la mejor forma del perfil de la superficie sustentadora, los laboratorios aerodinámicos trabajan constantemente en el empeño de lograr formas que respondan a exigencias concretas de los proyectistas. Hasta hace muy poco parecía haberse llegado a un punto muerto. Se lograban pequeñas mejoras, o mejor aún, más oportunas utilidades; pero no parecía posible encontrar una forma que diese por resultado una disminución esencial de la resistencia del aire.

En el momento actual, sin embargo, parece haberse encontrado camino suficiente para obtener resultados de importancia. Se trata de la posición del punto de desprendimiento, ya conocido.

De la resistencia al avance causada por las superficies

sustentadoras, la parte más considerable es resistencia de fricción. El aire se frena por rozamiento con el ala. Pero a una cierta distancia de ésta, el aire vuelve a tener la velocidad relativa que corresponde a la corriente libre. Esta es la "capa límite".

Si las partículas de aire tienen un movimiento relativo aproximadamente paralelo a la capa límite, la corriente es laminar. Si, por el contrario, hay fuertes componentes normales, la corriente es turbulenta.

La resistencia de fricción de la corriente turbulenta es mucho mayor que la que corresponde a la corriente laminar. Y el problema conduce a estudiar los perfiles en relación con el punto de cambio, o de desprendimiento, donde la corriente laminar de la capa límite se convierte en turbulenta. El mayor rendimiento corresponderá al perfil que para cada caso tenga ese punto lo más lejos posible del borde de ataque.

Este efecto, ya conocido, se pone claramente de manifiesto en la figura 1.^a Se trata del resultado experimental de un ala cantilever, de perfil no grueso, de dos metros de cuerda, que se mueve a 600 km/h. de velocidad en una atmósfera equivalente a la densidad tipo a 6.000 metros de altitud sobre el nivel del mar. Si la corriente fuera turbulenta en toda la profundidad, el índice de la resistencia del perfil sería 0,0054. Si el punto de cambio estuviera a mitad de la cuerda, dicho índice sería 0,0036. Si el punto de cambio coincidiera con el borde de salida, la resistencia del perfil quedaría reducida a 0,0007, es decir, solamente el 12 por 100 de la primera.

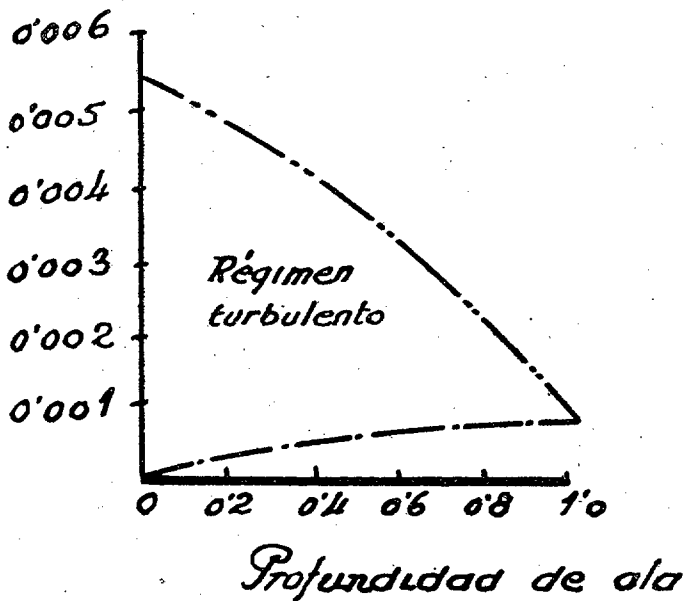


Figura 1.^a

Índices de resistencia al avance correspondientes al régimen laminar o turbulento.

La situación del punto de desprendimiento puede deducirse de la distribución de la presión del aire sobre el ala. Dicho punto coincide, aproximadamente, con el cambio de sentido en la variación de la presión. Esta consideración, comprobada en túneles aerodinámicos, nos conduce a notables resultados, buscando la forma de los perfiles para las cuales dicha variación de presión esté lo más lejos posible del borde de ataque.

La carga alar.—Siguiendo con las alas, se advierte que en los aviones actuales el 40 por 100 de la resistencia total al avance tiene por causa las superficies sustentadoras. Esto prueba que en los aviones actuales se ha llegado ya a un grado muy alto de perfección, reduciendo notablemente las otras causas de resistencia. La superficie frontal, la proporción entre las diversas dimensiones, en fin, la supresión de elementos, en cuanto estas causas intervienen en la resistencia, han mejorado lo bastante para que de nuevo sea apreciable el valor relativo que en la resistencia total supone el tamaño de las superficies sustentadoras.

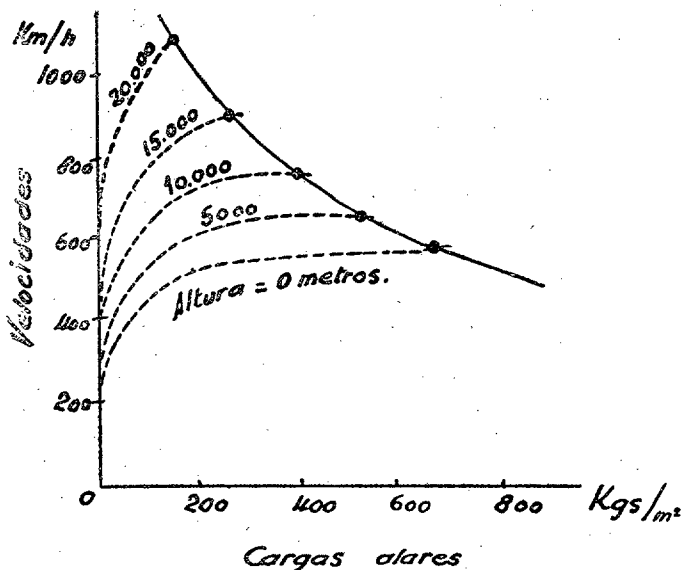


Figura 2.^a

Cargas alares adecuadas para cada velocidad y altura.

Esto ya se tuvo en cuenta anteriormente. Desde la anterior guerra hasta la actual, las cargas alares aumentaron (de una manera más bien brusca) desde 40 a 200 kgs/m², por no citar sino valores medios. Es decir, que las superficies sustentadoras disminuyeron notablemente para los mismos tonelajes.

Diversas razones aconsejan no proseguir por este camino sino en casos excepcionales. Y la tendencia para cada caso será una resultante de todas las razones que le afecten. Para las grandes alturas de utilización a que hoy se ha llegado, por ejemplo, las cargas actuales por unidad superficial, suponen ya el valor óptimo, teniendo en cuenta la disminución de densidad en el aire atmosférico a esas alturas, y por consiguiente, la necesidad de una mayor superficie. El valor combatiivo de un avión militar, por otra parte, no depende solamente de su velocidad, sino también de su manejabilidad y de su capacidad ascensional, las cuales se oponen al aumento de la carga superficial.

Cuando se trata de conseguir ante todo un aumento apreciable de la velocidad, el procedimiento puede residir en la disminución de tamaño de las superficies sustentadoras. El límite teórico viene dado por la altura de utilización. La figura 2.^a nos muestra las cargas alares más adecuadas en relación con la velocidad y la altura. Se ve así que las curvas tienen un máximo menos señalado cuanto menor es la altura. Y también que las cargas alares más adecuadas disminuyen

a medida que es mayor la altura de utilización, la altura a la cual se quiere obtener la máxima velocidad horizontal.

Comparando las cargas con el rendimiento específico, se ve que la carga alar más adecuada crece con el rendimiento para alturas iguales. Este es el camino seguido por la técnica italiana, en su propósito de continuar aumentando la carga total por metro cuadrado de ala.

El límite práctico viene aconsejado por la velocidad de aterrizaje, que, naturalmente, aumenta rápidamente cuando aumenta la carga alar. Para disminuir esta influencia se utilizan los dispositivos especiales de hipersustentación en el aterrizaje. Y los últimos ensayos del Instituto Aerodinámico de Göttingen, ratificados por pruebas experimentales en vuelo, parecen probar que se puede aumentar notablemente más el rendimiento obtenido hasta ahora en los alerones de hipersustentación, con lo cual será posible disminuir el tamaño de las alas sin rebasar el tope conveniente para la velocidad de aterrizaje.

El fuselaje.—Unas cuantas necesidades de empleo, particularmente en el orden militar, dificultan que se llegue en el fuselaje a la forma aerodinámica perfecta que teóricamente convendría. Dejando aparte la adaptación del motor, así como la influencia del torbellino de la hélice, se advierte que la adaptación al fuselaje de ciertos elementos, como el armamento y la radiotelegrafía, suponen la deformación de la forma teóricamente perfecta. Del fuselaje sobresalen obstáculos que crean resistencias parásitas. Otras veces, la necesidad de lograr en el fuselaje una capacidad mínima no compatible con el tonelaje total, obliga a desproporción en las dimensiones.

El progreso que se advierte en los últimos aviones militares de la actual guerra es, sin embargo, de mucha importancia. Se han conseguido líneas extraordinariamente más finas, proporcionando a la vez al piloto y a toda la tripulación una visual perfecta desde todos los sitios y en todas las direcciones. Igualmente, el armamento está dispuesto de modo que no rompa la línea aerodinámica del fuselaje. Se ha seguido para ello el principio de estudiar el avión y el armamento en su conjunto, no como elementos separados. Y se ha empezado por considerar a cada puesto de fuego como un elemento constitutivo del fuselaje. Acaso uno de los ejemplos más antiguos lo encontramos en las cúpulas de ametralladoras del Lockheed. Para el mejor campo de tiro lateral, todo el puesto, con su cúpula, gira alrededor del eje mayor. Un mando hidráulico proporciona el esfuerzo considerable que es necesario para el movimiento rápido del conjunto y para la dirección de las armas dentro de su campo. El dispositivo consiste en un motor eléctrico que acciona dos bombas de aceite, una para la dirección longitudinal y otra para la transversal. Por medio de una palanca, el ametrallador ajusta las válvulas de las bombas de aceite y provoca los movimientos que convengan. El estado actual de la cuestión está en aumentar la sensibilidad del mando y en hacerlo lo más parecido posible en sus reacciones a las naturales, tal como en el propio mando del avión.

En cuanto a la instalación radiotelegráfica, un gran adelanto lo encontramos en el uso de la bobina buscadora, sustituyendo a la antena de cuadro para el radiogoniómetro. La bobina ocupa mucho menor espacio y, sobre todo, puede ir colocada en el interior del fuselaje, de modo que suprime el defecto que la antigua antena suponía para la forma aerodinámica de fuselaje.

Finalmente, el progreso en la mejor adaptación del equipo al fuselaje puede lograrse por el empleo, cada vez mayor, de

materiales plásticos para la construcción de aviones. Los materiales plásticos, resistentes, fáciles de dar forma, transparentes, no astillables, presentan un campo amplio para la resolución de numerosos problemas de detalle.

El motor.

La inyección.—En el enunciado elemental del vuelo, que es transformar la potencia en sustentación, además del procedimiento de suprimir resistencias, otro medio de mejora del rendimiento del vuelo es aumentar la potencia. En el estado actual, el progreso se orienta: por la mayor eficacia de la alimentación y por el aumento del número de revoluciones.

Los motores actuales sustituyen el carburador por la inyección. El combustible se inyecta directamente a la culata de los cilindros por medio de bombas especiales. Con esto desaparece la pérdida de energía en el carburador y se logra un aumento de potencia motriz que, según los casos, ha variado entre el 4 por 100 y el 10 por 100. Sucesivo camino por el que se pretende mejora de la potencia es llevar el combustible por separado a cada cilindro; se puede ajustar así la cantidad de combustible a cada estado de empleo.

La inyección presenta también la posibilidad de abrir rápidamente las válvulas de admisión del motor antes de cerrar las de escape. Se aprovecha así también el hacer un lavado de los cilindros con aire fresco, sin que se pierda combustible. Resulta una mejora de potencia y se disminuye el riesgo de la detonación.

Pero acaso la ventaja de más amplio campo que consigo lleva la inyección, reside en la posibilidad de utilizar nuevos tipos de combustible. El carburador requiere ciertas características de combustible para asegurar la evaporación en todas las circunstancias. Esto supone una restricción para lograr aumentos de potencia motriz, como se ha probado en ensayos actualmente realizados. Por ejemplo, el "Deutsche Versuchsanstalt für-Luftfahrt" ha realizado ensayos en monocilindro, en los cuales la compresión fué aumentando hasta llegar a la detonación. Se fijaron así las presiones medias alcanzadas en el límite, y se hicieron variar como modificación sucesiva, relacionándolas con el índice de exceso de aire; es decir, con la proporción real entre la cantidad de aire existente en los cilindros durante la carrera útil y la cantidad de aire que en teoría es justamente necesaria para la combustión completa del combustible inyectado. Se compararon así gasolina normal de 87 octanos y otro tipo de combustible de características no especificadas, pero que no era apto para el carburador. Se comprobó que con el combustible especial podía lograrse un aumento del 40 por 100 en la presión media y a la vez disminuir el consumo específico de combustible.

El número de revoluciones.—La posibilidad de mejora de la potencia por aumento del número de revoluciones, se halla por el momento muy limitada. Las razones son de orden constructivo.

La limitación está impuesta por la velocidad que el aire tomaría en la entrada de las válvulas, y sobre todo por los problemas mecánicos que presenta el movimiento de las válvulas, más difíciles a medida que aumenta el número de revoluciones. Actualmente se ensaya el sustituir la distribución de válvulas normalmente conocida, por otros medios que tengan como característica esencial el que los órganos de mando tengan un movimiento uniforme; por ejemplo, el accionamiento de tubos de llenado.

Otro inconveniente que puede presentarse para aumentar el número de revoluciones es la resolución de los demultipli-

cadores, o reductores, cada vez más necesarios para impedir excesivas velocidades en los extremos de las palas de hélice. Pero la dificultad mecánica de esta resolución no parece exagerada. En los aviones modernos se advierte que se ha previsto un aumento del número de revoluciones de la hélice en la fase de remontar el vuelo. Y la solución exacta hacia la cual parece trabajarse consistirá en el cambio de velocidades, aunque de momento quedan por salvar dificultades de orden constructivo.

El radiador y su instalación.—En el aumento de las potencias motrices se ha llegado a la creación de unidades de gran rendimiento dentro de las mismas exigencias de espacio disponible y reducida superficie frontal. Acoplando convenientemente las unidades elementales, se han creado motores en H y en W, con potencias entre 1.600 y 2.000 cv. Y acoplando en serie dos motores de gran rendimiento, se ha llegado a potencias de 3.200 cv. en un solo grupo, camino que inició el motor "Fiat A. S. 6".

Estas extraordinarias potencias traen consigo un gran aumento de calor a eliminar. El perfeccionamiento de la refrigeración ha pasado así a primer plano en las preocupaciones técnicas actuales, para evitar que la necesidad de instalaciones de refrigeración mayores y más complicadas supusiera un aumento de peso y resistencia, y como consecuencia el consumo en pura pérdida de una gran parte del aumento de potencia motriz que se había logrado. Por otra parte, para el vuelo en gran altura la refrigeración toma otro aspecto. En el aire que sale del compresor es necesario suprimir una parte del calor que recibe por la condensación en dicho compresor; se logra en el motor un funcionamiento libre de detonación y un mejor llenado de los cilindros.

En primer lugar, la tendencia actual ha vuelto a la refrigeración por líquido. No se resigna la técnica aeronáutica al abandono de los motores de refrigeración por aire con carenados especiales, tanto en estrella como en línea. Presenta la refrigeración por aire, sobre la refrigeración por líquido, las ventajas de: mayor sencillez constructiva, menor peso y menor vulnerabilidad. Por lo cual se trabaja actualmente en ello. Pero la tendencia es hacia la refrigeración por líquidos de composición especial y diversa, pues su mayor complicación está compensada por ser el medio eficaz para los grandes rendimientos, sobre todo a partir de cierta altura.

Señalamos aquí como ejemplo de la tendencia actual, las experiencias y resultados de un radiador de actualidad, especialmente concebido e instalado.

El fundamento de la instalación del radiador, que fué ideado por el profesor Junkers, consiste en que la eliminación de calor en el radiador aumenta más o menos linealmente con la velocidad del aire, mientras que la resistencia de éste crece superficialmente con la velocidad. Por tanto, se instalan los radiadores en un recipiente, de manera que el aire atraviese el radiador con una velocidad inferior a la velocidad de vuelo. A este fin, se coloca delante del radiador un difusor, como se representa esquemáticamente en la figura 3.^a, y detrás una tobera. Naturalmente, se tiene que compensar la disminución de velocidad así conseguida aumentando el tamaño del radiador.

El aire que pasa a través del radiador se calienta, y a consecuencia de este calentamiento, se dilata. Por esta causa abandona el recipiente del radiador con mayor velocidad que si éste hubiera estado frío. Mediante este aumento de velocidad se produce una impulsión, semejante a la propulsión por reacción. Esta impulsión puede ser tan grande que compense completamente la resistencia del aire producida al pasar por

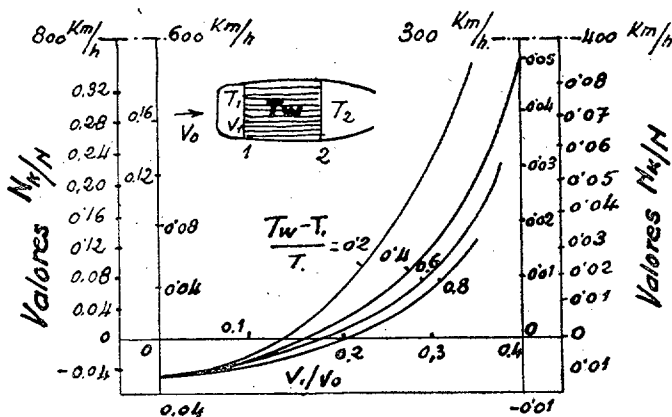


Figura 3.^a

Valores de la potencia de remolque del radiador Junkers.

el radiador y hasta que la sobrepase. La figura 3.^a da una aclaración de todo esto. Para medir la resistencia del radiador se tomó la potencia de remolque N_k , o sea la parte de la potencia motriz necesaria para vencer la resistencia interior del radiador en vuelo, y se estableció su relación a la potencia motriz total N . Esta relación N_k/N se aplica aquí para las velocidades horizontales de vuelo de 600 y 800 km/h. y para las velocidades ascensionales de 300 y 400 km/h., respecto al coeficiente de circulación v/v_0 , o sea respecto a la relación entre la velocidad de circulación a través del radiador v y la velocidad de vuelo v_0 . Como parámetro ha sido escogido el exceso de temperatura del agua fría sobre el aire que entra $\frac{T_w - T}{T}$. En vuelos durante el verano y en las proximidades del suelo, este valor, contando con una refrigeración normal de agua, es de 0,2. En vuelo ascensional, con una velocidad de 400 km/h., siendo el coeficiente de circulación 0,35, la potencia de remolque es un 9 por 100 de la potencia motriz. Cuando se pasa al vuelo rápido, se puede reducir el coeficiente de circulación v/v_0 . Si descendiese hasta 0,14, la potencia de remolque se haría negativa; es decir, el radiador produciría impulsión. Con valores $\frac{T_w - T}{T} = 0,8$, que pueden producirse en el vuelo a gran altura, con enfriamiento caliente, la potencia de remolque es, en idénticas condiciones que en el vuelo ascensional, solamente un 3 por 100 de la potencia motriz, y la resistencia del radiador produce impulsión al ser los coeficientes de circulación menores de 0,2. Por tanto, es posible, especialmente cuando existe enfriamiento caliente, reducir a cero la resistencia del radiador en vuelo rápido.

Además de esta resistencia interior, hay que considerar otra resistencia exterior, que se produce cuando el revestimiento del radiador tiende a salir hacia afuera, y a la que están unidas las pérdidas por rozamiento y por remolinos. Para que sea posible mantener reducida esta resistencia, se coloca convenientemente el radiador en otra parte del avión, por ejemplo en las alas (fig. 4.^a, parte superior). Al establecer esta disposición, la superficie superior queda sólo un poco mayor que el perfil original del ala, sin radiador. Sin embargo, ahora es extraordinariamente difícil hacer volver la corriente en el difusor que hay ante el radiador, con tanta fuerza como se precisa en tal construcción, pues sólo una parte de la corriente entra fácilmente en el difusor, lo que produce una circulación desigual en el radiador. Este inconveniente es posible

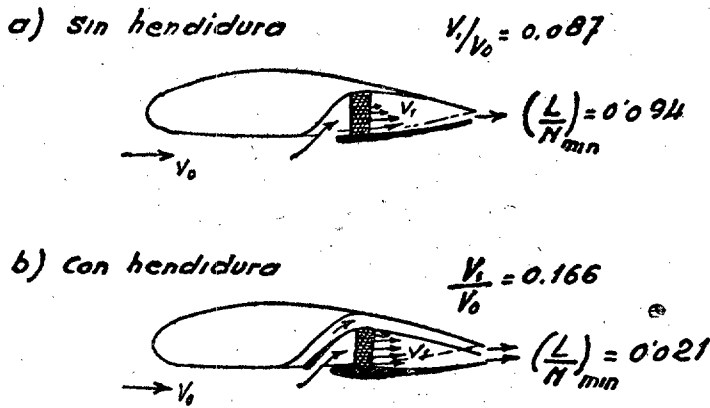


Figura 4.^a

Instalación del radiador sin y con hendidura.

evitarlo cuando se absorbe la capa límite antes de la entrada en el difusor (según un trabajo inédito de Weise). Para tal fin hay dispuesto (según indica la figura 4.^a, parte inferior) un canal con una hendidura entre el ala y el revestimiento del radiador, cuyo extremo está en una posición que indica depresión. El efecto de esta hendidura en la distribución de velocidad se demuestra en que el coeficiente de circulación v/v_0 aumenta de 0,087 a 0,166; es decir, casi el doble. Esta corriente proporcional a través del radiador se expresa también en una disminución de la resistencia, continuando invariable la potencia de refrigeración. Así, según medidas efectuadas en el túnel aerodinámico a la potencia de remolque L , de toda la instalación refrigerante le corresponde en la disposición de la figura superior el 9,4 por 100, y en la de la figura inferior el 2,1 por 100 de la potencia motriz total N .

Los problemas del vuelo en altura.

El compresor.—El deseo de aumentar la altura normal de vuelo, que vino como una consecuencia del deseo de ganar velocidad, es actualmente cualidad que se tiene en cuenta para toda clase de aviones, particularmente los militares. Para aquellos aviones en los que la velocidad no es el imperativo indispensable, tales como los de reconocimiento y bombardeo, la ventaja de colocarse fuera del alcance de la artillería antiaérea en las incursiones profundas en territorio enemigo, compensa las dificultades de los problemas particulares que es necesario resolver.

El primer inconveniente reside en la pérdida de potencia del motor, a causa de la disminución de densidad del aire. A primera vista la dificultad se resuelve por medio de un compresor accionado por el motor, que da nuevamente la densidad que conviene al aire admitido. Pero la potencia consumida por el compresor crece rápidamente con la altura. A 10 kilómetros, por ejemplo, de altura llega a ser el 30 por 100 de la potencia motriz útil, si se conserva la presión de carga. Esto representa que el compresor simple no puede resolver el problema para el vuelo en alta cota. Es preciso mejorar el funcionamiento mecánico del sistema para disminuir la energía consumida en su propio entreteneamiento.

Podemos aprovechar la diferencia de presión que existe entre los gases de escape del motor y el aire exterior, diferencia de presión que aumenta con la altura. Para ello los gases de escape pueden, por ejemplo, ser enviados a una tur-

bina, la cual acciona el compresor. El sistema es el siguiente: El aire exterior entra en el compresor con la velocidad relativa producida por el vuelo; atraviesa después de comprimido el radiador antes citado, que le hará perder parte del calor ganado por la condensación al comprimirse; después llega a los cilindros y se transforma en gases de escape; éstos, por un conducto colector, van a la turbina. La regulación puede conseguirse haciendo que a la turbina llegue solamente la cantidad de gases de escape que en cada caso sea necesaria para producir en el compresor la presión que se desea. Para ello basta con que la presión de la corriente primaria del compresor actúe sobre un regulador, que a su vez acciona una válvula de descarga en el conducto colector de los gases de escape.

El sistema es teóricamente simple y fácil. Pero necesita resolver en la turbina problemas especiales derivados de la alta temperatura de los gases de escape. Y en su mejoramiento está uno de los aspectos actuales del problema.

La turbina de los gases de escape.—La turbina para el compresor se estudia partiendo de puntos de vista no tenidos en cuenta anteriormente para mecanismos análogos. La comparación con las turbinas de vapor no es útil, por la diferencia esencial de las temperaturas. Los gases de escape abandonan los cilindros aproximadamente a 1000° C., mientras que las más modernas turbinas de vapor funcionan a 500° C.

El medio inmediato y más sencillo conduce a enfriar los gases de escape antes de su entrada en la turbina, hasta conseguir que las temperaturas en dicha turbina sean soportables para las materias primas hoy conocidas. Este método se utilizó en Norteamérica hace ya diez años. Los conductos que llevan los gases de escape a la turbina están dispuestos de tal modo que pueda entrar en ellos el viento relativo exterior, el cual refrigera la caja de la turbina y su rueda.

Pero la disminución de la temperatura de los gases de escape antes de la turbina reduce justamente lo que era la ventaja inicial del sistema, fundado en la utilización de una gran diferencia de temperaturas. Para procurar la potencia necesaria del compresor sería preciso aumentar la presión del gas antes de la turbina, en relación directa con la disminución de temperatura que se provoque. El aumento de presión trae como consecuencia, en relación con los cilindros, que empeore el suministro de aire fresco en el motor. Resulta así una relación entre la temperatura útil de los gases de escape y el llenado del motor, relación que es fija para un motor determinado, dada la altura de vuelo y la presión de carga, o sea la potencia necesaria en la turbina. En la figura 5.^a se ha presentado esta relación, según la prueba experimental de ensayos realizados en el "Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt".

El estado actual de las pruebas experimentales parece deducir que una temperatura de los gases de escape inferior a 700° C. producen un empeoramiento extraordinario en el llenado de los cilindros y como consecuencia una disminución de la potencia motriz. Y del mismo modo que una temperatura superior a 900° C., tampoco produce ninguna ventaja esencial en la potencia. Es decir, que las temperaturas más adecuadas para los gases de escape están comprendidas entre 700° y 900° C.

Estas temperaturas son excesivamente altas en comparación con las corrientes en las turbinas de vapor. La construcción del tubo compresor no puede deducirse, por tanto, de anteriores mecanismos análogos. Para vencer temperaturas tan altas debe refrigerarse la propia rueda de la turbina. Un método, por ejemplo, consiste en que la rueda de la turbina tiene

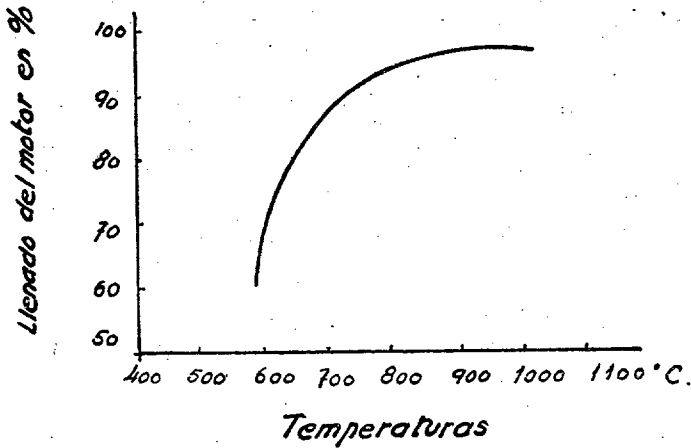


Figura 5.ª

Relación entre la temperatura de los gases de escape y el llenado del motor.

contacto con los gases de escape solamente en una parte de su superficie, mientras que el resto se enfría con aire fresco tomado del viento exterior relativo. Así es, por ejemplo, la turbina D. V. L. Otro medio consiste en hacer huecas las paletas de la turbina y hacer pasar el aire frío por el interior de ellas. Ambos métodos son usados actualmente.

La verdadera solución del problema consistirá en la creación de nuevos materiales de construcción o mejora de los antiguos, de modo que sean aptos para resistir las temperaturas referidas. Se trabaja actualmente en este sentido con resultados muy importantes. Si se toma como índice de duración de los materiales la tensión en la cual el material sufre un cambio permanente de forma en una determinada unidad de tiempo, se advierte que en los diez últimos años se ha conseguido mejorar la resistencia de duración de algunos materiales, aumentándola en dos veces y media a temperaturas de 600° C. y duplicándola para temperaturas de trabajo de 800° C. Los ensayos prosiguen actualmente en este camino, que permite esperar una considerable mejora de posibilidades en la utilización de las altas temperaturas de los gases de escape.

La refrigeración en alta cota.—Paralelamente al problema de mantener la potencia motriz a medida que se gana altura de vuelo, es necesario resolver las dificultades que la refrigeración trae consigo. Puesto que se mantiene constante la potencia motriz, se mantiene también la cantidad de calor que hay que conducir al radiador. Pero a consecuencia de la menor densidad del aire a gran altura, es menor la cantidad de aire que pasa por el radiador.

El inconveniente está en cierto modo contrarrestado por el decrecimiento de la temperatura del aire con la altura, lo cual aumenta el poder refrigerador. A grandes alturas, sin embargo, predomina la acción perjudicial de la menor densidad sobre la acción beneficiosa de la menor temperatura, y es necesario contar con instalaciones de refrigeración de mayor capacidad.

Por otra parte, la temperatura que puede admitirse en el agua de refrigeración disminuye a medida que se vuela más alto. Por ejemplo, a 12.000 metros de altura el agua hierve a la temperatura de 60° C. Es necesario disponer toda la instalación refrigerante en régimen de sobrepresión.

Esta misma medida puede ser necesaria para la instala-

ción de combustible. Por el descenso de presión atmosférica, el combustible puede empezar a evaporarse en el colector o en los conductos, interrumpiéndose, o al menos dificultándose, la alimentación del motor.

La cámara de altitud.—No basta con lograr que se conserve la potencia motriz al aumentar la altura de vuelo, ni tampoco que se hayan resuelto las dificultades de instalación inherentes al avión, tal como han sido señaladas. El avión podrá alcanzar la alta cota que se desea, pero la tripulación sufrirá trastornos que impedirán el vuelo. El organismo humano sufre trastornos importantes con la respiración de oxígeno puro, más o menos, a la altura de 12.000 metros. No basta compensar la débil proporción de oxígeno que existe en el aire ambiente; es necesario también elevar su presión por encima de la atmosférica.

El conjunto constituye la cámara de altitud o cámara de presión fija, que abarca el espacio donde trabaja la tripulación. Las instalaciones están representadas en la figura 6.ª. El aire que se aspira pasa sucesivamente por el compresor; después por el radiador, que evita la elevación de la temperatura producida por la condensación al comprimirse; luego por un filtro, y finalmente va a la cámara de altitud para su utilización.

La cámara está dotada de reguladores de presión, accionados por cápsulas barométricas. Tiene también una válvula adicional para evitar la aparición de una gran sobrepresión.

Es preciso también calentar la cámara de altitud, para evitar las temperaturas entre -50° C. y -60° C. que existen en el límite de la troposfera. Se utiliza el aumento de temperatura producido por la condensación al comprimirse el aire exterior; pero debe preverse también otro sistema de calefacción.

Las paredes de la cámara deben tener aislamiento térmico, y las ventanas y luces son de doble pared. El aire caliente lava, al entrar, las luces, de modo que se conserven transparentes.

Estas son las ideas que rigen el proyecto de una cámara de altitud. Fueron llevadas a la práctica por primera vez en el año 1930, con el avión *Junkers J. 40*. En la actualidad los esfuerzos progresan por el mismo camino.

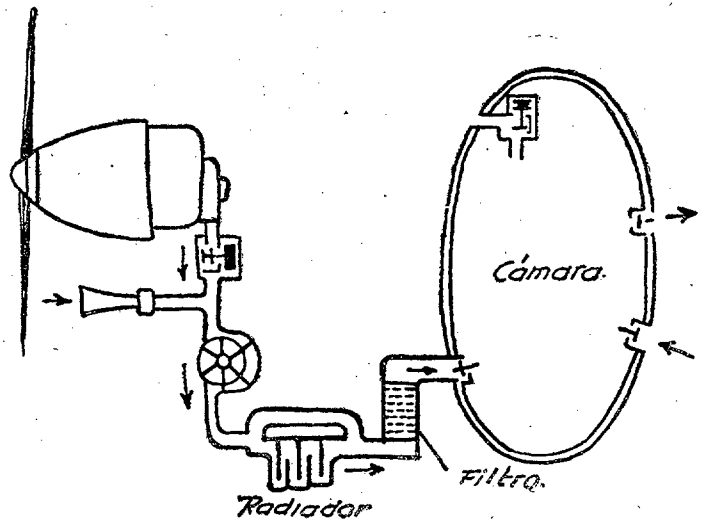


Figura 6.ª

Conjunto de instalación para la cámara de altitud.

Problemas de los aviones de gran velocidad.

Las toberas radiadas.—La cualidad que sin duda se persigue más tenazmente en un avión es el aumento de la velocidad horizontal. El progreso realizado es realmente considerable. Tanto, que el problema se plantea con nuevo sentido, como se verá, por encontrarnos muy cerca de la velocidad del sonido.

Los progresos conseguidos lo han sido, naturalmente, por la mejora de las dos cualidades ya estudiadas: características aerodinámicas y potencia motriz. Pero también por el empleo de nuevas concepciones.

Hemos visto anteriormente un modo de no desperdiciar la energía de los gases de escape. Su utilización en el turbocompresor nos permite conservar la potencia motriz y ganar mayor altura de utilización. Pero existe otro modo de aprovechar dicha energía de los gases de escape, en beneficio, no de la potencia motriz, sino de la velocidad de vuelo.

Si se expulsan los gases de escape por medio de toberas radiadas, convenientemente dirigidas en sentido contrario de la marcha, resulta una reacción aprovechable como fuerza propulsora. El impulso logrado por este sistema es, aproximadamente, de 0,045 kgs. por cada caballo de potencia, en el suelo, independientemente de la velocidad de vuelo. Y aumenta con la altura. Si se admite un rendimiento de la hélice del 75 %, el impulso cerca del suelo y a velocidad de 600 km/h. corresponde a un aumento de 13 % de la potencia motriz, y a velocidad de 900 km/h. resulta el 20 % de mejora. Este sistema lo tiene, por ejemplo, el avión *He-III*, con motor D. B. 601.

Aparece así una interrogante delicada. ¿Cuándo es más conveniente utilizar la energía de los gases de escape en el turbocompresor y cuándo es preferible utilizarlos como sistema de reacción por medio de toberas radiadas? La respuesta depende del rendimiento de los elementos del grupo motor-propulsor: compresores, turbinas, toberas, etc.

De los ensayos realizados por "Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt" pueden deducirse, sin embargo, algunas consideraciones generales. Los ensayos tienden a establecer la relación entre la potencia propulsora y la velocidad de vuelo, comparando de una parte turbocompresor para gases de escape y de otra compresor automático y toberas radiadas. Los ensayos se comparan, a su vez, en régimen a diversas alturas de vuelo. Se ha visto como resultado que a alturas medias de vuelo hoy normales, alrededor de 6.000 metros, deja de ser más ventajoso el turbocompresor en cuanto la velocidad pasa del orden de los 400 km/h.; a velocidades mayores es preferible emplear el sistema de la tobera. Para alturas mayores, en cambio, en el límite de la troposfera, del orden de los 12.000 metros, el turbocompresor sigue siendo ventajoso hasta velocidades del orden de 900 km/h. La explicación es, sin duda, por el notable aumento de diferencia de temperaturas a medida que se alcanza mayor altura. Para grandes alturas, la utilización más económica de los gases de escape parece residir en un reparto entre los dos sistemas a la vez. Esta es la tendencia de los ensayos actuales.

La propulsión por reacción.—En el intento de aumentar la velocidad se tiene también a la utilización más a fondo de estos nuevos métodos de propulsión. El grupo formado por el motor de explosión y la hélice presenta un rendimiento bajo a grandes velocidades.

Corresponden a la técnica aeronáutica italiana los ensayos más importantes realizados por el sistema de reacción.

El sistema consiste en: una primera compresión dinámica del aire, que penetra en el fuselaje por una abertura practicada en el buje; una segunda compresión mecánica, por un compresor accionado por el motor, y una tercera compresión térmica, lograda por la mezcla con el aire de los gases de escape, los cuales calientan a aquél, lo dilatan, y el aire sale a gran velocidad por otra abertura practicada en el cola. Para grandes alturas y para grandes velocidades de vuelo, aún se refuerza el sistema calentando el aire una segunda vez por medio de quemadores adecuados. El mando se consigue por el piloto variando la sección del canal de aire en el fuselaje, y como consecuencia, la velocidad.

El sistema se ha probado en un avión *Campini*, que conserva, sin embargo, el aspecto aerodinámico normal; es posible que ensayos sucesivos lleven consigo otras novedades de aspecto. La propulsión de reacción parece especialmente adecuada para grandes velocidades. Sin embargo, el avión *Campini* no ha dado oficialmente sino 400 km/h. Cabe pensar que el sistema no está completamente logrado y que la tendencia actual es proseguir los ensayos por el camino iniciado.

Los perfiles para la velocidad del sonido.—El hecho concluyente es que con las velocidades ya logradas y el campo experimental actualmente planteado para nuevos aumentos se pueden alcanzar en breve tiempo velocidades muy próximas a la del sonido. Incluso esta velocidad puede ser ya alcanzada en algunos elementos.

Ahora bien, esto significa un límite si no se utilizan perfiles distintos de los actuales, porque el comportamiento del aire en su movimiento relativo alrededor de las superficies sustentadoras cambia radicalmente en las proximidades de esa velocidad de vuelo. Un modo de comprobarlo es la comparación entre las distribuciones de la presión para diferentes velocidades. Se comprueba así que la reacción del aire y su posición respecto al perfil sufren modificaciones sustanciales en cuanto nos aproximamos a la velocidad del sonido. La figura 7.^a nos resume el resultado de ensayos efectuados

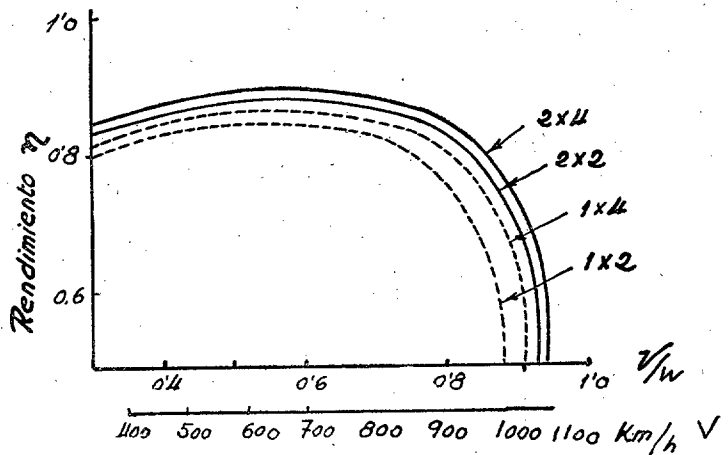


Figura 7.^a

Comparación de hélices de contrarrotación con hélices normales.

en "National Advisory Committee for Aeronautics" sobre un perfil N. A. C. A. 0015-64. Las pruebas se efectuaron conservando al perfil con un ángulo de ataque constante y va-

riando la velocidad entre 700 km/h., y desfavorablemente en las cualidades de vuelo de los aviones, que pueden alcanzar dichas velocidades aunque sólo sea eventualmente, por ejemplo, en picado.

En el túnel de sonido del D. V. L. se han realizado también experiencias, y se ha medido la resistencia al avance que experimenta un modelo corriente de avión sometido a velocidades altas. Se ha visto que hasta 700 km/h. no ocurría nada anormal, pero que a partir de esa velocidad la resistencia aumenta muy rápidamente y se multiplica por 10 al llegar a velocidades de 1.000 km/h.

El fenómeno que se produce en velocidades próximas a la del sonido ha podido hacerse visible por medio de fotografías Schlieren, de empleo corriente para la balística. Todos los Institutos de Técnica aeronáutica del mundo se ocupan actualmente de proseguir estos ensayos y fijar cuáles serán las nuevas formas más adecuadas para las velocidades próximas a la del sonido.

El problema reviste cierta urgencia, no sólo por las velocidades reales ya conseguidas, sino también porque a medida que la altura de vuelo es mayor, nos encontraremos con un límite más pequeño. La velocidad del sonido a los 12.000 metros de altura es sensiblemente el 87 %, o sea 160 km/h., menor que al nivel del mar.

La hélice.—En los extremos de las palas de hélice la velocidad relativa al aire resulta de la composición de la velocidad general de traslación o velocidad de vuelo con la correspondiente al giro de la hélice. De modo que sin necesidad de que el avión tenga una excesiva velocidad de vuelo, puede resultar en los extremos de palas de hélice una velocidad próxima, y aun superior, a la del sonido. El perfil de la hélice determinará análogas perturbaciones y pérdida de rendimiento, que ya se han mencionado.

Es preciso proyectar las hélices de modo que en los extremos de las palas la velocidad relativa al aire sea bastante menor que la del sonido. Para ello, cuanto mayor sea la velocidad de vuelo, menor tendrá que ser el diámetro de la hélice y el número de revoluciones. Esto trae como consecuencia un aumento en la anchura de la pala que se precisa, es decir, una excesiva profundidad de perfil.

El resultado definitivo es que para evitar el aumento de pérdidas en la estela de la hélice, y por tanto disminución del rendimiento total, hay que limitar la potencia admisible en cada pala de hélice. En aviones muy rápidos hay que repartir la potencia motriz total en un gran número de palas de hélice; y esto tanto más cuanto mayor sea el techo del avión, puesto que la velocidad del sonido decrece con la altura. Así, por ejemplo, un avión volando a 12.000 metros de altura y con velocidad de 800 km/h. no puede incluir en cada pala de hélice de 3,5 metros de diámetro más de 140 cv. si no se quiere perjudicar gravemente al rendimiento.

Por otra parte, no parece solución acertada el emplear hélices con un número de palas superior a tres. De modo que para los aviones rápidos y de gran techo nos veremos obligados a disminuir el rendimiento de cada unidad motora en varias hélices. A diferencia de la tendencia en los motores, como ya se ha dicho, de aumentar la potencia, y aun de concentrar la potencia de varios motores en una sola hélice, como sería el sistema para aviones de grandes dimensiones, no muy rápidos. Es de esperar, pues, modificaciones en los sistemas constructivos tradicionales, como consecuencia de las diversas combinaciones que pueden hacerse con el grupo motor-propulsor.

Por otra parte, las hélices, girando a pocas revoluciones, presentan inconvenientes para el despegue y para una buena velocidad ascensional. La solución está en dotar a la hélice de cambio de velocidades, para aumentar el número de revoluciones en dichas fases del vuelo. Pero aún quedan por salvar abundantes dificultades constructivas.

Las hélices de contra-rotación vienen a ser un paso muy importante en la solución del problema. Ya en el avión *Machi M. C. 72*, juntamente con los dos motores en serie, se instalaron hélices coaxiales girando en sentido contrario. La solución tiene la ventaja de que se compensan parcialmente las pérdidas que se producen por la rotación.

En la figura 7.^a vemos representada la ventaja que se obtiene con las hélices de contra-rotación. Nos da los rendimientos para hélices normales de dos y cuatro palas y para hélices de contra-rotación de 2×2 y 2×4 palas. Se ha tomado el valor $v_p = 0,20$, siendo $v_p = \frac{(n^2 \cdot N/\rho)^{1/5}}{W}$, con n = número de revoluciones, N = potencia motriz total, W = densidad del aire, w = velocidad en los extremos de las palas de hélice.

Las curvas de trazo continuo se refieren a las hélices de contra-rotación; las de puntos son para las hélices sencillas. Si tomamos como valor máximo de w el de 320 metros y nos conformamos para el rendimiento con un valor mínimo de 0,7, se puede llegar a 950 km/h. con una hélice sencilla de cuatro palas; pero podemos alcanzar cerca de 1.050 kilómetros/hora de velocidad de vuelo si empleamos hélice de contra-rotación de 2×4 palas.

Obtenemos aumentos superiores a 50 km/h. en la velocidad de vuelo con el empleo de las hélices de contra-rotación. Si quisiéramos emplear la hélice normal de cuatro palas con velocidad de vuelo de 1.050 km/h., el rendimiento descendería en un 50 %.

La objeción más importante que se hace a las hélices de contra-rotación consiste en el peligro de balanceo al encontrarse y separarse las palas en el giro en sentido opuesto. Se ha calculado (según trabajos inéditos de Sölingen, citados por Günther Bock) el efecto para una hélice de contra-rotación de 2×3 palas, en que la distancia entre superficies de ambas hélices es vez y media la anchura de las palas. Se ha obtenido que la presión varía en ± 10 % alrededor del valor medio. Esta oscilación disminuye rápidamente al aumentar la separación de las superficies de ambas hélices.

Los mandos del avión.—Las grandes velocidades de los aviones traen consigo problemas en mandos. Es muy importante no perder cualidades de manejabilidad. Aunque la táctica de los aviones de caza, por ejemplo, ha variado sustancialmente a partir de ciertas velocidades de vuelo, por imposibilidad de conservar las antiguas condiciones maniobreras, sigue siendo la manejabilidad una cualidad esencial que determina la preferencia por uno u otro avión. En los aviones de bombardeo en picado encontramos la misma necesidad. Pero en éstos, además, por su eficacia extraordinaria, demostrada en la actual contienda, existe el deseo de un empleo lo más amplio posible, lo que supone aumento de la carga militar y de la autonomía, es decir, aumento del peso sin pérdida de manejabilidad. En el avión destructor, de empleo universal, muy veloz, apto para picado y para el torpedo, con autonomía suficiente para profundas incursiones, de gran techo, que para el porvenir se dibuja como la medula de la fuerza aérea, el problema tiene particular importancia. Porque es necesario que las fuerzas de gobierno de los mandos no rebasen ciertos límites.

Podemos tomar dos índices como medida de la manejabilidad: el radio con que el avión puede describir una curva en vuelo horizontal y también el tiempo necesario para girar 360 grados. Tomamos como unidad de las fuerzas de gobierno de los mandos las necesarias para describir dicha curva con velocidad de vuelo de 500 km/h. Y las comparamos con los mandos necesarios a velocidades mayores. El resultado se representa en la figura 8.^a, hecha para una curva de mil

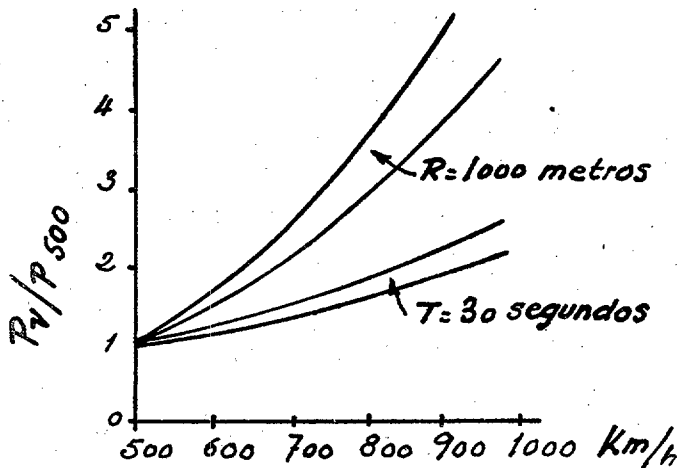


Figura 8.^a

Comparación de las fuerzas de gobierno de mandos a diferentes velocidades.

metros y un tiempo de rotación de treinta segundos como índices de medida de la manejabilidad. Se ve que para velocidades de 900 km/h, las fuerzas de gobierno de los mandos aumentan al cuádruple si se quiere mantener constante el radio de la curva, y aumentan al doble si se quiere mantener constante el tiempo de giro para 360 grados.

Por otra parte, pueden compararse las fuerzas necesarias para los mandos cuando hay variación del peso del avión; por ejemplo, en el caso de empleo análogo, tal como sucede con los aviones de bombardeo en picado Ju. 87 y Ju. 88. Se ha hecho la comparación suponiendo que el avión de mayor peso se deriva del más pequeño por aumento proporcional, en el sentido de que ese aumento proporcional sirve sólo para conservar constante la carga alar y para deducir las dimensiones más importantes de alas y empenajes, dentro de las formas aerodinámicas características. Las velocidades de vuelo y los radios de giro se han supuesto invariables. El resultado ha sido que al aumentar el peso al triple, las fuerzas de los mandos crecen de seis a ocho veces más, dependiendo en cierto modo de la situación del centro de gravedad.

Por las razones hasta aquí expuestas, cada vez es más importante la instalación de timones que, dando gran rendimiento, precisen fuerzas de gobierno pequeñas. Con un timón normal no compensado, al manejarlo se produce una fuerza P , representada en la parte superior de la figura 9.^a, la cual, como se ve en dicha figura, ataca con el brazo de palanca respecto al eje. El piloto tiene que superar entonces el momento del timón P_l con una maniobra de la palanca. El medio más sencillo de disminuir este momento consiste en que el eje de rotación del timón se retrase, según se puede ver en la parte inferior de la figura 9.^a, y por tanto, el brazo

de la palanca disminuye y el momento se reduce a P_l . Otra posibilidad de hacerlo es la de la figura b). Consiste en la instalación de un pequeño timón de compensación, situado en la parte posterior del timón principal, y se acciona de modo que al maniobrar el timón hacia abajo el timón auxiliar vaya hacia arriba. El momento del timón resulta de la diferencia de los dos momentos $P_1 l_1 - P_2 l_2$, de los que el momento del timón principal $P_1 l_1$ acusa una gran fuerza con brazo pequeño de palanca y el momento del timón auxiliar una fuerza pequeña con brazo grande. Ambas formas de compensación se utilizan mucho y han tenido éxito.

El fin de los dos sistemas es análogo: concentrar la presión en el timón lo más cerca posible del eje de giro. Pero el centro de presión en el timón es variable, dependiendo del ángulo de incidencia de la cola y también de la desviación del timón respecto a su posición media. La consecuencia es que esta forma de compensación no nos permite un campo suficientemente amplio y discrecional.

En particular, y precisamente cuando existen pequeñas desviaciones en el timón, deficiencias pequeñas de construcción, como, por ejemplo, modificación de espesor en la pintura, pueden desplazar tanto la situación de la fuerza aerodinámica en el timón, que, tratándose de un mismo tipo de aparatos, un avión presente un funcionamiento normal con fuerzas reducidas en los timones, mientras otro avión presente una sobrecompensación aerodinámica que puede producir oscilaciones en el timón. Al aumentar sucesivamente el tamaño de un avión no se usará sólo de compensaciones aerodinámicas, sino que habrá que aumentar la maniobrabilidad del piloto por medio de un servomecanismo, para que pueda producir cómodamente los momentos necesarios en los timones.

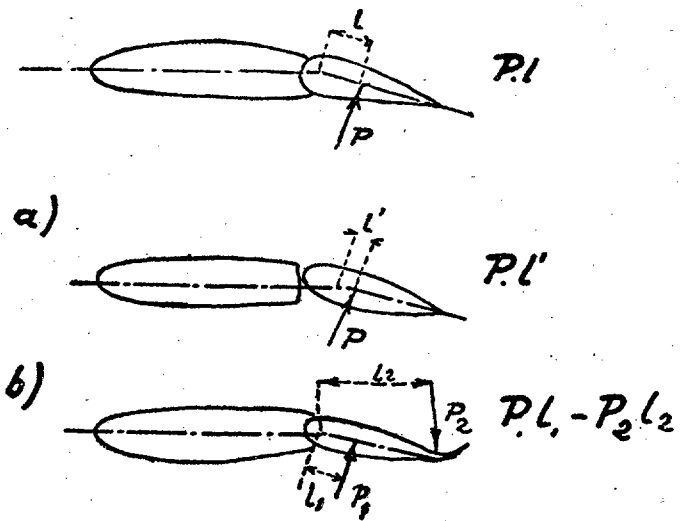


Figura 9.^a

Momentos del gobierno del timón.

La estabilidad.—El aumento de la velocidad de vuelo trae consigo también exigencias especiales en la estabilidad del avión. Esto sucede, por ejemplo, con las aceleraciones que experimenta el aparato al enderezar el vuelo después de un picado, y que son mayores a medida que crece la velocidad. Observemos, por ejemplo, un avión que planea con un ángulo de 60° y que después endereza con un radio de 500 metros; resultan entonces las aceleraciones representadas en la

curva de puntos de la figura 10. Con una velocidad de vuelo de 500 km/h., al enderezarse el avión se produce una aceleración de 4,4 veces la aceleración terrestre g , que con una velocidad de 900 km/h. aumentaría hasta 13,3 g . Si no se toma como unidad de medida el radio de enderezamiento, sino el tiempo de enderezamiento, resulta la curva representada con trazo continuo. Como tiempo para el enderezamiento desde un vuelo planeado a 60° hasta un vuelo horizontal se han tomado tres segundos. El aumento de la aceleración no es aquí tan grande como con un radio de enderezamiento constante. Al pasar la velocidad de vuelo en picado de 500 a 900 km/h. aumenta de cinco a nueve veces g . Estas aceleraciones, que aumentan con la velocidad de vuelo, exigen una construcción del ala extremadamente cuidadosa para que, por una parte, no se eleve más de lo admisible el peso de las alas, y por otra parte se puedan evitar de una manera segura las roturas en el aire.

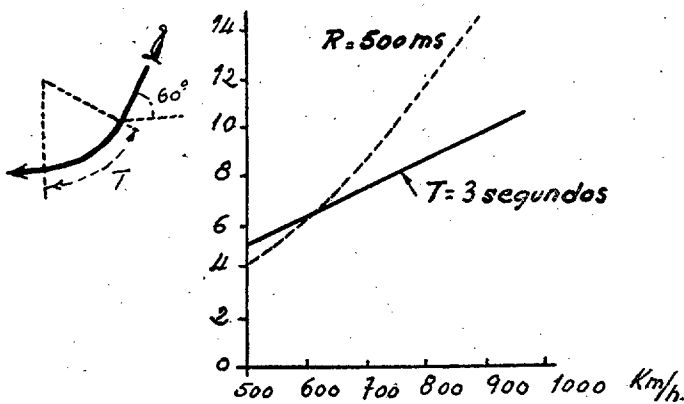


Figura 10.

Variación de las aceleraciones de maniobra con la velocidad de vuelo.

La última consecuencia de las grandes velocidades que vamos a considerar es el riesgo de "aleteo". Hay que tenerlo muy en cuenta en la construcción de los elementos fundamentales, alas y empenajes. Es problema en el cual se trabaja actualmente.

El aleteo, bien en el ala o en el empenaje, se inicia con relativa facilidad, a causa de una maniobra o de una atmósfera turbulenta. A velocidades de vuelo relativamente pequeñas, la oscilación se amortigua rápidamente. Pero a las velocidades ya hoy corrientes, y a partir de ahí en las superiores, puede producirse conjunción desfavorable entre las propiedades elásticas y aerodinámicas del ala o del empenaje, y la oscilación puede ser tan violenta que se llegue a la rotura.

Una situación de tal tipo sucede, por ejemplo, cuando el aleteo se produce en un ala con alerón, de tal modo que coincida la desviación hacia abajo del alerón con el movimiento de picado del ala, y al revés, desviación hacia arriba del alerón con enderezamiento del ala. En este caso el fenómeno puede eliminarse si el ala posee otro alerón auxiliar.

El proceso de estas oscilaciones depende en gran parte de la situación de los centros de gravedad de las alas y de los empenajes. El aleteo se combate, colocando el centro de gravedad de los timones en el eje de rotación o delante de él, y procurando una buena estabilidad de rotación en las alas

y alerones, así como buena rigidez en las varillas de mando de los timones.

Es decir, que al terminar un avión es necesario comprobar por medio del cálculo sus cualidades de balanceo. Esta es la actual situación, en la cual, gracias a un trabajo largo y tenaz, con ensayos en túnel aerodinámico y en vuelo, se ha llegado a dominar lo esencial del fenómeno. Sin embargo, a medida que se pide mayor esfuerzo a los aviones y que se vuela en todo tiempo, la verdadera solución requiere estudiar a fondo la naturaleza real de las situaciones atmosféricas desfavorables para ver en qué grado y en qué sentido modifican en cada caso los cálculos teóricos. Esta es labor que actualmente se acomete con brío y como de fundamental interés por todos los Institutos de Técnica aeronáutica.

Porvenir.

Hemos intentado poner de manifiesto de manera clara y simple los problemas más importantes que se presentan en el proyecto de aviones modernos. De propósito hemos intentado emplear el lenguaje más llano posible, eludiendo el planteamiento excesivamente técnico de las cuestiones.

El propósito es dar una idea general de la multitud de problemas en curso, correctamente planteados, posibles de resolver con el instrumental matemático y experimental en uso. De ellos debe esperarse, por tanto, mejoras sustanciales en la construcción de aviones; y en algunos de ellos, en efecto, se ha visto ya, en el desarrollo de la actual contienda, la ventajosa posición del Ejército del Aire, que ha sabido asimilar, impulsar y crear una técnica propia, capaz de afrontar con éxito tales problemas.

Porque esta es, acaso, la moraleja más concluyente. Del estado actual de la mayor parte de las cuestiones planteadas debe esperarse próxima y feliz realización, si no es que ya está lograda actualmente. Pero no conoceremos el resultado de los tenaces esfuerzos experimentales sino cuando se haya hecho bien patente con la fuerza irrefragable y a la vez irremediable de las victorias bélicas, Victorias de la Técnica, que lo mismo en la guerra que en la paz hacen barato el precio que la técnica cuesta.

A este resumen breve de problemas sustancialmente aerodinámicos, estrictamente del proyecto del avión, habría que sumar una serie muy considerable de otros de diversa índole. Problemas de tipo constructivo, de mejora de primeras materias, de métodos de trabajo, etc. Problemas de equipo, unos para la navegación en sí, otros en el orden militar. Problemas de empleo; novedades tácticas impuestas por la técnica, y viceversa; trabajos de la técnica para resolver necesidades de orden táctico.

La simple enumeración significa un espléndido timbre de gloria para la pléyade de técnicos que en laboratorios, en la industria y en el aire han sabido en tan pocos años proporcionar a la Humanidad la más notable muestra del más rápido progreso que nunca se vió. Con un trabajo tenaz, inteligente, callado. Generalmente inadvertidos entre la gloria bien ganada de la más romántica de las armas del día. Muchas veces dando su vida en una prueba oscura, en un vuelo experimental, en un intento de superación, o como el General Ingeniero Guidoni, en pruebas de un nuevo paracaídas. Muertes que honran al Ejército que sabe inspirar tal espíritu con el ejemplo de sus hechos de armas y la ferviente camaradería de los mismos afanes.