

Resistencia de los motores refrigerados por aire

Por el Ingeniero Jefe de las Oficinas Técnicas en Establecimientos Aeronáuticos del S. E. en Francia **P. E. MERCIER**

Aparecido este artículo en los meses de septiembre-octubre de 1938 en la Revista "Science Aérienne", lo encontramos vertido al inglés por R. Hadeke, en la Sección "Aeronautical Engineering", del número 4 de julio de 1941 de la Revista "The Aeroplane", a cuya amabilidad, así como a la de "Science Aérienne", deben nuestros lectores el conocimiento de las razones que aconsejan a Mercier proyectar tipos de carenas especiales para motores enfriados por aire. Estas carenas aparecieron por primera vez en la Exposición Aeronáutica de París en 1938.

Enfrascados nosotros en aquella época en nuestra guerra, y en relaciones nada cordiales con la Francia oficial de entonces, faltan aún en nuestras bibliotecas, y faltarán a la mayor parte de nuestros lectores, noticias de diversos estudios y ensayos interesantísimos en el progreso de Aviación.

Aun cuando la casi uniforme adopción del Rolls Royce "Merlin" X en la Aviación inglesa, y de los motores Daimler Benz 601 y Ju-211 en la Aviación alemana, todos ellos motores de refrigeración por líquido, parece que quitan actualidad a lo que fué un paso adelante en las investigaciones de Aviación, sigue siendo interesante la reproducción de este estudio, ya que gran parte de sus consecuencias siguen aplicándose para dar perfiles aerodinámicos, dentro de las exigencias de conveniente refrigeración, a los potentes motores hoy empleados, que si no totalmente refrigerados por aire, deben al estudio de buenos perfiles y a la buena circulación de aire en el interior de sus carenas parte del mejoramiento alcanzado en las velocidades de los aviones.

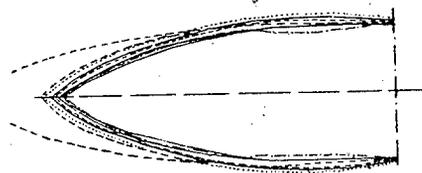
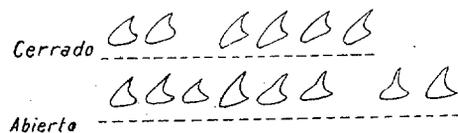
Gran parte de la tracción de la hélice de un motor se consume en vencer las resistencias opuestas por éste al avance. Parte de estas pérdidas son debidas a las resistencias parásitas opuestas por la carena del motor, y parte por la energía requerida para asegurar corriente de aire suficiente que garantice una buena refrigeración. Reducir una u otra de estas pérdidas supondría conseguir un aumento de la velocidad y del radio de acción del avión.

Esta división, en pérdidas por resistencias parásitas y pérdidas por enfriamiento, es artificial, puesto que las corrientes de aire que barren la carena, exterior e interiormente, reaccionarán entre sí de tal modo que el estudio de una cualquiera de ellas lleve aparejado el de la otra.

El problema es de grandísima importancia, habiéndose escrito mucho sobre él, principalmente en América. Se han medido y estudiado los efectos de las distintas variables y dado valores a los distintos parámetros, sin haber llegado a un acuerdo los investigadores.

Creo que fuí uno de los primeros en acometer el estudio de carenas de motor con reducidas entradas de aire. Mis investigaciones en túnel empezaron en 1936, y un hidroavión que voló en 1937, equipado con dos motores de 950 cv. y 14 cilindros, llevaba los motores alojados en carenas de este tipo. Otros proyectistas, como M. Amiot, han adoptado después carenas con entradas estrechas de aire.

Pero en los últimos estudios de la N. A. C. A. se condena el empleo de esta solución. ¿Por qué este desacuerdo? ¿Cómo puede uno formarse una opinión propia? ¿En qué consiste realmente el problema? Esto es lo que me propongo aclarar.



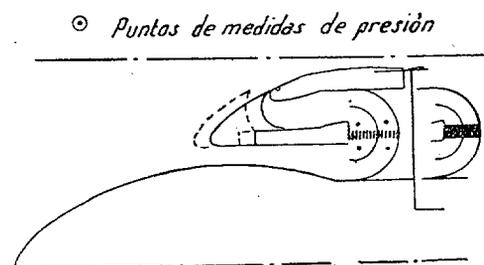
Varios tipos de carena ensayados en el túnel.

Primero. Es indispensable que motor, accesorios y bancada vayan en alojamientos de forma geométrica conveniente para permitir fácil entrada y salida de aire, al mismo tiempo que se cree en el interior de la carena una corriente de aire cada vez que el avión se desplace.

Segundo. Esta corriente debe circular alrededor de los distintos elementos del motor de modo que consiga que cada parte de él se mantenga a temperatura conveniente.

Llamaremos a estas formas geométricas "carenas de circulación interior de aire". La primera parte de nuestro estudio versará sobre propiedades y características de estas carenas. A continuación examinaremos la mejor distribución de esta corriente de aire en los distintos tipos estudiados.

Tendremos sumo cuidado, sin embargo, en evitar las confusiones que resultan de criticar determinados tipos suponiéndolos utilizados para determinadas formas de circulación de corriente. Por ejemplo, aunque reconocemos ciertas ventajas en el empleo de carenas con entradas estrechas, no las recomendaremos para refrigeración de cilindros de gran turbulencia, para cuyo tipo tienen sus ventajas las grandes entradas de aire.



Sección de carenas ensayadas en el túnel.

Carenas de circulación interior de aire.

Como es costumbre, empezaremos nuestro estudio por pruebas en el túnel.

Dos factores intervienen para complicar las investigaciones, y son: la presencia de la hélice y las variaciones de la temperatura del aire de circulación en el interior de la carena. Estos factores pueden introducirse experimentalmente en los ensayos del túnel, reproduciendo las condiciones que se presentarán en el vuelo. Para mayor facilidad, prescindiremos del efecto de la temperatura.

Con referencia a la hélice, se hace muy difícil separar el efecto de su rendimiento del de resistencia propia de la carena. A fin de estudiar los efectos en distintas familias de hélices, algunos experimentadores han proyectado aparatos de medida de la corriente de las palas a una distancia dada del buje. Se obtienen valores de un rendimiento muy elevado (del orden del 90 por 100 ó mayores), que se mantienen para los grandes valores de $\frac{V}{ND}$ (V = velocidad; N = número de r. p. m.; D = diámetro hélice). El procedimiento más sencillo es el de emplear un cuerpo fuselado tipo (sin circulación interior ni orificios) en las distintas experiencias y calibrar las distintas hélices con este cuerpo. El aumento de resistencia para una determinada instalación de refrigeración puede encontrarse así por comparación.

Desgraciadamente, las experiencias demuestran que los efectos aerodinámicos de las hélices dependen de

la forma del cuerpo que tienen detrás. En particular, la corriente de aire registrada detrás de un cuerpo truncado (carena modelo N. A. C. A.), producida por una hélice dada, es muy distinta a la registrada detrás de la misma hélice, montada en un cuerpo de la misma sección, pero fuselado. El estudio de esta influencia de la forma de la carena en el rendimiento de la hélice es muy difícil hacerlo comparativamente. Sin embargo, cuanto más fuselada sea la carena del motor, mayor será la eficiencia del conjunto para el mismo diámetro de la hélice.

Efectos del soplado de la hélice a avión parado.

El caso de influencia de la hélice a avión parado es muy especial. Con algunos tipos de carenas con ranuras es posible obtener grandes valores de succión de la corriente soplada por la hélice. Sin embargo, en cuanto que la velocidad de desplazamiento del avión adquiere valor apreciable, la corriente en el interior de la carena, baja, y toma una forma más de acuerdo con la correspondiente a la velocidad de vuelo. Estas particularidades que se presentan cuando el avión tiene poca velocidad no parecen contribuir a una buena refrigeración del motor durante las subidas.

Para otros tipos de carena pueden utilizarse otros medios para reducir las temperaturas durante los funcionamientos prolongados del motor en tierra, que pueden ser necesarios por razones varias.

Definición del "soplo interior o corriente de refrigeración".

A fin de definir la corriente interior de aire de refrigeración, adoptamos dos parámetros: uno, que designaremos como "parámetro de circulación", y otro, que define la pérdida unitaria de energía del grupo motor-hélice.

Aun dejando aparte los efectos de temperatura, las pérdidas de energía no dependen únicamente de la caída de presión en las aletas de los cilindros.

Si llamamos p , v , ρ , la presión estática, velocidad y densidad del aire a la entrada, y p' v' la presión y velocidad a la salida, la energía consumida por unidad de tiempo en la corriente de aire de circulación vendrá dada por

$$U = Q(p - p') + \frac{Q \rho}{2} (v^2 - v'^2),$$

en cuya fórmula, Q es el gasto de corriente o volumen de aire que circula por unidad de tiempo.

La resistencia debida a la circulación interior se expresa con frecuencia como una caída de presión de la forma δ_p . Este supuesto es correcto solamente cuando las velocidades de la corriente, antes y después de la transformación térmica, son suficientemente próximas para suponer que la transformación se verifica a presión constante.

Para las velocidades v y v' , a la entrada y a la salida de la carena, que pueden ser diferentes de las velocidades que tiene la corriente en las proximidades de la parte de delante y de detrás de las aletas, deben tomarse los valores medios; la turbulencia a la salida es a veces mayor que a la entrada.

Para mayor facilidad y para unificar resultados, podemos representar la energía consumida en la transformación térmica, como una caída de presión δ_p , dada en todos los casos por U/Q . Según esto, podemos representar la pérdida de presión interna por un parámetro, μ , sin dimensiones, de la forma

$$\mu = \frac{\delta_p}{q}$$

en la que el valor de $q = \frac{1}{2} \rho V^2$ es la presión dinámica de la corriente de aire a que está sometida la carena.

El gasto de corriente puede representarse por el símbolo

$$\lambda = \frac{Q}{SV}$$

en la que Q es el gasto actual de la corriente (volumen en unidad de tiempo), y S , el área de la sección transversal de la carena.

Si consideramos ahora el aumento de resistencia por la corriente interior, comparándola con la que presenta un cuerpo fuselado de la misma sección transversal (con o sin hélice), deberá introducirse en las fórmulas la noción de rendimiento o de "índice de calidad de carena", que se expresa por la relación entre la energía consumida y la necesaria para engendrar la corriente. Esta última, compuesta de dos factores: uno, debido al incremento de resistencia por la forma de la carena (comparada con la del cuerpo fuselado), y el otro, que representa la energía consumida en la circulación de corriente.

El "índice de carena", η (que es distinto del "pumping efficiency", adoptado por los americanos), puede definirse como

$$\eta = \frac{Q \delta_p}{\delta C_D S \frac{\rho}{2} V^3} = \frac{1}{\delta C_D} \cdot \frac{Q}{SV} \cdot \frac{\delta_p}{q} = \frac{\lambda \mu}{\delta C_D}$$

Con estos parámetros, la resistencia de la corriente de circulación puede definirse por un parámetro adimensional, τ , que puede, por ejemplo, ser

$$\mu = \tau \lambda^2 \quad \delta \quad \frac{\delta_p}{q} = \tau \lambda^2$$

$$\delta_p = \tau q \lambda^2 = \tau \frac{1}{2} \rho V^2 \left(\frac{Q}{SV} \right)^2 = \frac{\tau \rho}{2} \left(\frac{Q}{S} \right)^2$$

de donde

$$\eta = \frac{1}{\delta C_D} \cdot \frac{1}{V \tau} \mu^{\frac{3}{2}}$$

Estas sencillas fórmulas tienen la ventaja de definirnos para cada tipo de carena sus propiedades y características en las distintas condiciones de empleo (dimensiones, velocidad, gasto de corriente, pérdidas de presión, etc.); pero, como es lógico, estos datos experimentales están circunscritos a ciertos límites.

Antes de pasar a problemas cuantitativos, recordemos que como la carena debe asegurar la correcta refrigeración del motor a las distintas velocidades, es

necesario arbitrar medios que regulen esta corriente. Todos los empleados son prácticamente coincidentes, proporcionando — para velocidad determinada del motor — un gasto de corriente capaz de una refrigeración correcta.

Si no se proporcionan los medios de regular la corriente, puede ocurrir:

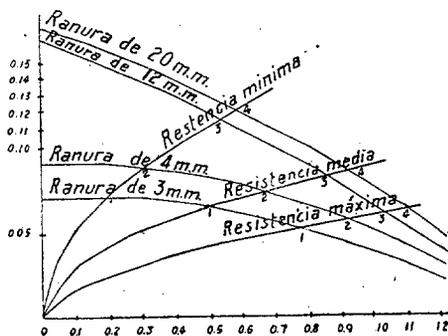
a) La corriente de aire permite una buena refrigeración a velocidades mínimas (generalmente las de subida del avión). En este caso, especialmente si la relación entre velocidades extremas es grande, hay pérdidas a las velocidades máximas, pudiendo llegar hasta el 10 ó 15 por 100 de la potencia del motor.

b) Si la velocidad de corriente de refrigeración se regla para las grandes velocidades del avión, el motor se recalientará para las pequeñas y sólo será posible el funcionamiento durante minutos en las pruebas o rodado en tierra. La solución intermedia tampoco es aconsejable.

Hay un factor (el efecto de estela de la hélice) que en función de la velocidad proporciona una compensación automática. Varía inversamente a la velocidad de desplazamiento y adquiere grandes valores a las pequeñas velocidades, particularmente con hélices de tipo de velocidad constante.

Este factor varía para los distintos casos y es mucho más importante para carenas de nariz con ranuras que para las de tipo normal. Esta compensación automática es, sin embargo, insuficiente para resolver el problema sin emplear otros medios distintos en la regulación de la corriente de refrigeración.

Con el fin de definir las propiedades de una carena según su circulación interior de aire, se la somete a una serie de corrientes con valores distintos del parámetro τ . Se obtienen así los correspondientes valores de λ y μ .



Curvas de λ en función de μ .

Un procedimiento recomendable para representar gráficamente las propiedades de la carena, es trazar las curvas de λ como funciones de μ , para distintos valores de τ . Cada una de estas curvas da las propiedades de la carena para determinada posición de los órganos de mando. La intersección de las curvas con las parábolas $\mu = \tau \delta^2$ da la variación de corriente que puede conseguirse con la regulación del gasto para determinado sistema de refrigeración.

En estas curvas pueden marcarse los valores de η , consiguiéndose así determinar para cada tipo de ca-

rena el mejor punto de utilización (para relación determinada entre λ y μ).

Antes de estudiar los distintos resultados y curvas, conviene decir unas palabras de las dificultades para valorar los distintos parámetros.

La determinación de μ (parámetro de la pérdida de presión) es la más sencilla, particularmente en el caso de que las aberturas de entrada estén bien estudiadas y la turbulencia sea pequeña.

Los elementos interpuestos en la corriente de aire interior deben estar proyectados cuidadosamente, con el fin de evitar anomalías en la circulación de corriente a la salida de la carena. Para conseguirlo conviene emplear elementos resistentes al rozamiento (una pila de placas delgadas cuyos intervalos varían, para dar distintos valores a τ).

La medida del gasto de corriente (determinación del parámetro λ) es más delicada, pero aun así relativamente fácil, si se han tomado precauciones en la elección de los elementos resistentes en el interior de la carena.

Por el contrario, la determinación de η presenta considerables dificultades, pues el coeficiente de resistencias parásitas de la carena, C_D , varía con la velocidad de la corriente, y esta variación depende además de la turbulencia del túnel y de la posición de la carena en la sección de trabajo. Es muy interesante hacer notar que la presencia de un cuerpo fuselado da lugar, en los experimentos en túnel, a unos efectos de interacción mayores que los registrados con un ala o con un modelo de forma no fuselada.

Tanto en el caso de carenas ideales como cuando se ensaya con modelos corrientes, se observan grandes variaciones de resistencia cuando el modelo (a escala $1/4$) se desplaza en la sección de trabajo del túnel hacia delante o hacia atrás. Los últimos experimentos se realizaron en un túnel de 2,20 metros de diámetro y dieron resultados coincidentes con los obtenidos en otros túneles ensayando modelos de alas. Se dedujo también de los distintos ensayos que los hechos, por comparación de modelos de distintas dimensiones, dan resultados más conformes con la realidad que los obtenidos por medidas absolutas. El modelo se colocó en el centro de la sección de trabajo, obteniéndose resultados concordantes con los ensayos de monsieur Lapresie en modelos de características semejantes a velocidades de 46 m/s.

Para velocidades del orden de 46 m/s., con modelos escala $1/4$, los coeficientes de resistencias parásitas llegan a ser casi constantes y conservan este valor para una gama de velocidades hasta un límite que depende de la forma de la carena. Esta gama de velocidades es tanto menor cuanto más se separa la carena del perfil fuselado. Para modelos truncados (carenas N. A. C. A.), la velocidad a la que el coeficiente de resistencia de la carena se hace un 50 por 100

mayor que el normal (según experiencias de M. Lock, leídas en la Aeronautical Society) es de 720 kms./h. Esta velocidad crítica se ha obtenido por consideraciones puramente teóricas, que no tienen en cuenta la interacción entre la carena y las alas y fuselaje; esta interacción aumentaría las velocidades locales y reduciría, por tanto, la velocidad crítica.

Diagrama de eficiencia.

El "índice de calidad" o "índice de carena", definido anteriormente, decrece a medida que aumenta la potencia consumida por efecto de la circulación interior para una velocidad determinada. La disminución de este índice es debida a las perturbaciones producidas en la corriente exterior por efecto de la corriente interna o por las aberturas que son necesarias para el paso de esta corriente.

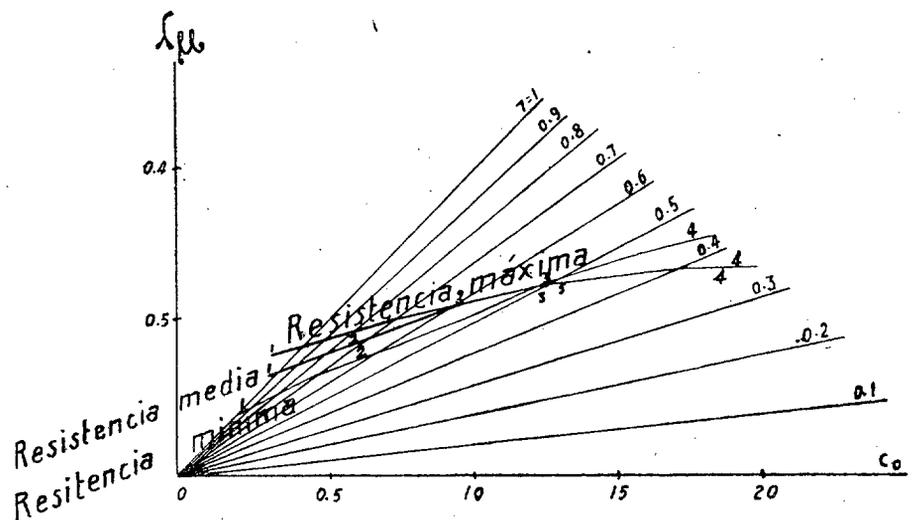
Para posiciones dadas de las aberturas de entrada y salida de la carena, la caída de presión entre estas aberturas, para un determinado gasto de corriente, es mayor cuanto más angular es el perfil de la carena; pero el índice de calidad de ésta varía en sentido contrario.

Para una determinada forma exterior de la carena, la caída de presión es mayor en el caso de que el orificio de salida esté colocado, aproximadamente, frente a la zona de mínima presión, como se recomienda por N. A. C. A. en uno de sus informes referentes a carenas con nariz ranurada y amplias entradas de aire.

Para un determinado tamaño y posición del orificio de salida, el índice de calidad varía con el tamaño de la abertura de entrada, y es máximo en las proximidades del caso en que la velocidad de entrada de la corriente guarda una relación con la velocidad de desplazamiento del avión. El valor de esta relación depende del perfil de la nariz de la carena.

De todas estas experiencias se deduce que, para conseguir una buena circulación, se necesitan carenas con aberturas de entrada y salida reglables.

Como la curva representativa del índice de cali-



CURVAS DE EFICIENCIA.

Puntos de referencia: 1, ranura de 3 mm.; 2, ranura de 4 mm.; 3, ranura de 13 mm.; 4, ranura de 20 mm.

dad, en función de la abertura de entrada, es casi recta, se puede, en primera aproximación, hacer fija la abertura de entrada y reglable la de salida, pues las variaciones en la abertura de entrada influyen muy poco en el gasto de corriente, al menos dentro de límites bastante amplios.

Estas conclusiones, y particularmente las perturbaciones producidas en la corriente exterior por la circulación en el interior de la carena, se estudian bien en los gráficos de corriente a la entrada de la misma.

En particular pueden determinarse los valores de la presión total y de la presión estática en las proximidades de la sección de entrada, obteniéndose lo que los investigadores ingleses llaman "entry-loss" (pérdidas a la entrada). La simple comparación de estas pérdidas, para una determinada circulación interior, no es, sin embargo, el criterio más adecuado para comparación de los distintos tipos de carena.

Si la abertura de entrada a la carena es muy grande (como en el caso de perfiles tipo N. A. C. A.), gran parte del aire que forma remolino a la entrada no pasa al interior, sino que se desliza y mezcla con el aire que rodea a la carena. En este caso, las pérdidas a la entrada se refieren no a la corriente interior, sino probablemente a una de mayor gasto que el real. Por el contrario, si la sección de entrada se regla para las necesidades de la refrigeración, las pérdidas registradas a la entrada sólo se refieren al gasto real, haciéndose despreciables estas pérdidas con secciones de entradas bien estudiadas; y siempre menores, las diferencias obtenidas, que las que provienen de otros errores de observación imposibles de eliminar en los experimentos.

Interacciones entre carena y hélice.

Com ya se mencionó, el efecto de la hélice en caso de aviación parado presenta peculiaridades que no se tratan aquí, refiriéndonos únicamente a su influencia en vuelo. A pequeñas velocidades y en el despegue, por efecto de la estela de la hélice, tiende a aumentar la circulación en el interior de la carena, dependiendo este aumento de la situación de las aberturas de entrada y salida y de la forma de las palas.

A plenos gases, en vuelo horizontal, la interacción entre carena y hélice llega a ser muy importante desde el punto de vista de las características del avión, y puede observarse que la eficiencia de la hélice depende de la forma de la carena y de la magnitud de la corriente interior. Se comprueba esta influencia por el cambio de velocidad registrado entre las posiciones extremas de los órganos de mando de la refrigeración.

En un aeroplano equipado con carena de perfil que tenga un coeficiente de resistencia mínimo a grandes velocidades, este cambio de velocidad llega a ser de seis a siete veces mayor que el valor calculado en el túnel (más de 20 kms./h. a cota alta).

Este resultado, obtenido con modelos a escala natural, se registró en carenas que, aun con aberturas de entrada y salida máxima, no produjeron perturbaciones en la corriente de aire que la rodeaba. Hubiese sido menos sorprendente en caso de perfiles tipo N. A. C. A., con borde de salida reglable, que en las mismas condiciones anteriores hubieran dado lugar a

remolinos, que se manifiestan por sus efectos en los planos de cola.

El aire que pasa al interior de la carena experimenta un aumento de temperatura, aproximadamente adiabático, al expansionarse a la entrada. Si no existiese expansión, el aumento de temperatura sería algo mayor a consecuencia del pequeño aumento de presión del aire en el interior.

En contacto con las aletas, y como resultado de la transformación térmica por la radiación de las superficies, el aire experimenta una segunda elevación de temperatura, que, como primera aproximación, puede considerarse que se realiza a presión constante.

Estas dos elevaciones de temperatura reducen la densidad del aire y, como consecuencia, aumenta su velocidad de desplazamiento entre las aletas y las pérdidas de energía debidas a un determinado gasto de la corriente de circulación.

El aumento de resistencia debido a la primera elevación de temperatura es fácil de calcular, y tiene lugar frente a las aletas. El efecto de la segunda elevación de temperatura es más difícil de calcular "à priori", pues tiene lugar durante el paso del aire entre las aletas. Para estudiar este aspecto del problema se realizan continuos ensayos, particularmente sobre modelos previamente calentados. Algunos constructores, especialmente en Inglaterra (Bristol), han hecho ensayos sobre motores monocilindros.

Estas pérdidas son mayores cuanto mayor es la resistencia parásita de las aletas y menor es su superficie.

El límite superior de las dos pérdidas puede calcularse suponiendo que las dos elevaciones de temperatura ocurren antes de que el aire pase entre las aletas. Los resultados para distintos casos se exponen a continuación:

TABLA PRIMERA

Efecto de la elevación de temperatura en las pérdidas de presión.

ENERGÍA CALORÍFICA RECUPERABLE					
Elevación de temperatura en grados centígrados					
Caída de presión en Kg./Cm. ² Al nivel del mar.		30	40	50	100
	0,01	1,0	1,4	1,8	3,4
0,02	2,2	3,0	3,8	7,6	
0,03	3,4	5,6	5,8	11,6	
0,05	5,8	7,6	9,6	19,2	

A 4.000 metros.		30	40	50	100
	0,01	2,0	2,6	3,2	6,4
0,02	3,8	5,0	6,2	12,6	
0,03	5,8	7,6	9,6	19,2	
0,04	9,6	13	16	32	

AUMENTO DE RESISTENCIA DEBIDO AL CALENTAMIENTO

Elevación de temperatura Grados centígrados	Aumento en la caída de presión
5	1 %
10	3 »
20	7 »
50	18 »

Después del paso por las aletas, el aire se acelera al pasar por las aberturas de salida. Esta aceleración va acompañada de pérdidas de presión, y el calor transferido al aire puede recuperarse como energía. Este es el segundo efecto de la transformación térmica.

Al pasar el aire por la carena realiza un ciclo de Carnot, elemental: empezando por una compresión adiabática (si las aberturas de entrada están bien proyectadas), seguida de una absorción de calor y una primera pérdida de presión, sin realización de trabajo exterior (paso entre las aletas); finalmente termina con una pérdida de presión, con trabajo, a la salida de la carena. El límite superior de energía recuperable para determinados valores de elevación de temperatura y caídas de presión a la salida, puede determinarse por cálculos. En la tabla anterior se resumen los resultados de estos cálculos, representándose la energía recuperada por una caída de presión negativa.

Es muy probable que la temperatura final del aire a la salida tenga un efecto secundario sobre la corriente que rodea a la carena. Por otra parte, no se han considerado los efectos debidos a la mezcla del aire interior con el exterior. Los cálculos son, pues, una primera aproximación; pero es muy interesante, puesto que indica que bajo favorables condiciones (grandes elevaciones de temperatura) se presenta una caída de presión negativa, cuya magnitud nos indica la mejor o peor circulación del aire entre las aletas.

El problema de la refrigeración.

La refrigeración se realiza principalmente por convección, siendo despreciable la parte realizada por radiación.

El contacto entre el aire y las superficies radiantes puede ocurrir de dos modos. En el primer caso, la renovación del aire, en contacto con las aletas, se realiza por turbulencia; en el segundo, la corriente que pasa entre las aletas es guiada por deflectores que obligan al aire a recorrer las partes más calientes, por la diferencia de presión entre la entrada y la salida.

En el primer caso, el coeficiente de transformación térmica varía con la turbulencia, siendo muy difícil determinarlo. En el segundo caso, el coeficiente varía también con la turbulencia; pero de distinto modo, pues los efectos de ésta son distintos para cada caso. Así, el aire que ha pasado ya por una primera tanda de aletas se calienta, y poseerá un coeficiente de transformación mayor en el segundo caso al pasar a otra capa de aletas; mientras que el aire, que en el primer caso no va guiado, no disfrutará esta ventaja.

Por el contrario, los torbellinos de aire formados por la hélice ante las carenas de grandes aberturas contribuyen a la buena refrigeración de la mitad anterior de los cilindros y de sus cabezas.

La transformación de calor, con corriente de aire guiada a través de un sistema de aletas, sigue aproximadamente las siguientes reglas:

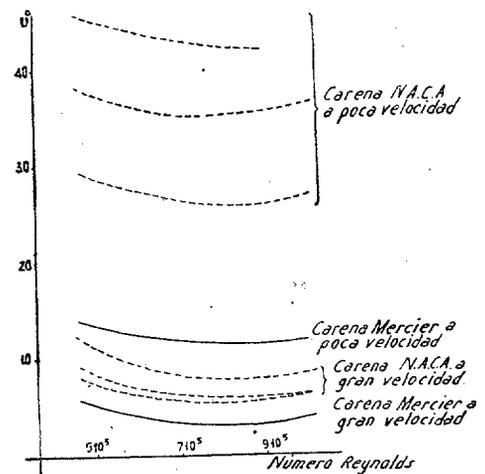
$$H = a_0 k \left(\frac{\delta p \rho}{\rho_0} \right)^m (T_\gamma - T_\alpha) \quad (\text{Informe de la N. A. C. A., número 612.})$$

en cuya fórmula:

- a_0 = superficie exterior del bloque de cilindros.
- T_γ = temperatura media del bloque de cilindros.
- T_α = temperatura del aire a la entrada.
- δp = pérdida de presión (U/Q en nuestra notación).
- ρ_0 = densidad del aire en atmósfera tipo.
- ρ = densidad media en las aletas.
- k, m = dos parámetros, variables con el tipo de motor, y de valor diferente para los cilindros y la cabeza de los cilindros.

El informe 612 de la N. A. C. A. da valores a k y m para los casos de dos cilindros de motores "Pratt Whitney", diferentes, uno de 132 por 140 milímetros y relación de compresión de 6,73, y otro de 146 por 142 milímetros y relación de compresión 5,6.

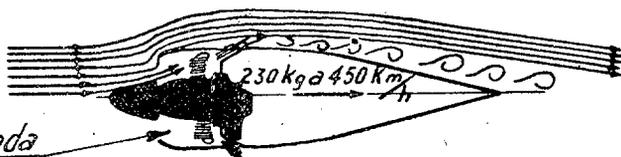
Nuestros ensayos sobre motores completos están de acuerdo con los ensayos de la N. A. C. A.



Comparación de resistencias de carenas N. A. C. A. y Mercier en idénticas condiciones durante los ensayos.

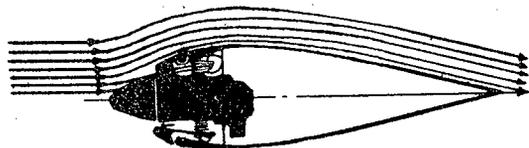
Con motores de gran potencia es generalmente imposible asegurar una correcta refrigeración sin acudir a los deflectores. En motores de pequeño diámetro, con intervalos pequeños entre los cilindros (motores radiales dobles), puede obtenerse buena refrigeración colocando deflectores únicamente en las cabezas de los cilindros; pero en motores de gran cilindrada es imposible conseguir una buena refrigeración con sólo los efectos de turbulencia, cualquiera que sea el tipo de carena. Como la caída de presión en torno a las aletas es casi proporcional a la distancia de ellas, no es posible, en general, guiar el aire alrededor de la periferia completa de cada cilindro y cabeza del mismo. Semejante método, aunque no da lugar a grandes caídas de presión (según el área de las aletas), puede presentar inconvenientes desde el punto de vista de la igualdad de temperatura en una misma sección horizontal, condición muy importante para el buen funcionamiento de las partes móviles, tan esencial como lo es que la temperatura no sea excesiva. La razón es que en su paso a través de las aletas el aire tiende a circular entre dos capas límites a lo largo de

Carena N.A.C.A.



Abertura de entrada
5 veces mayor = Turbulencia
Abertura de salida sin
succion = Reglaje ineficaz

Carena Mercier



Circulación en carenas N. A. C. A. y Mercier.

las cuales el coeficiente de convección disminuye en la dirección de la circulación.

Por esto es por lo que a menudo se recomienda aplicar deflectores únicamente detrás de los cilindros y un poco delante de la salida del aire de las aletas, a fin de acelerar la circulación en la parte posterior del motor, que es en la que el coeficiente de transformación es más bajo y el aire está más caliente. La caída de presión es al mismo tiempo menor, lo cual es ventajoso. En estas condiciones, sin embargo, la refrigeración de la parte anterior de los cilindros y de las cabezas de los mismos sólo puede efectuarse por turbulencia.

Con arreglo a otro método, perfeccionado por nosotros, la refrigeración de la parte anterior de los cilindros puede efectuarse con una corriente de aire guiada, que se establece dentro de una carena que rodea el cilindro. Hemos realizado un gran número de pruebas y dibujado una sección conveniente para la carena y un diagrama indicador del modo de guiar el aire en torno de los cilindros para el perfil de carena adoptado.

Con arreglo a este sistema, la corriente se divide en cuatro haces que circulan alrededor de los cilindros, en lugar de en dos, como en las carenas tipo N. A. C. A. Con esta distribución resulta que para cada corriente de aire de refrigeración se reduce la distancia de la capa de aire entre las aletas, y, como consecuencia, la caída de presión necesaria para la buena circulación es también menor.

Como el aire en contacto con la cabeza de los cilindros, por venir directamente del exterior en los demás sistemas de carenado, está a muy poca temperatura, lo tomamos en el nuestro de la parte posterior de los cilindros, guiándolo desde aquí a las cabezas. Las caídas de presión en la parte anterior y puntos de cambio de dirección de la corriente, y las medidas del gasto de corriente, se han hecho, en nuestras experiencias en el túnel, sobre cilindros a escala natural.

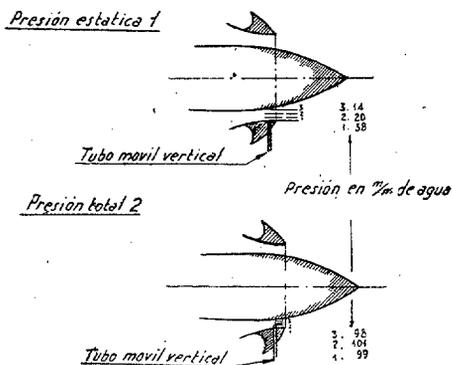
Hemos tratado por diversos medios de reducir las caídas de presión entre aletas y estudiado la posibilidad de recuperar parte de la energía cinética del aire a la salida de las aletas, empleando para ello deflectores especiales, etc. Hemos observado que, aparte de la longitud del recorrido de la corriente forzada de aire a través de las aletas, el factor más importante era que el borde de salida del deflector tuviese radio suficiente, como recomienda la N. A. C. A. en uno de sus informes.

El problema, completamente estudiado, comprendería también experiencias sobre los perfiles más convenientes de aletas.

Relación entre el tipo de carena y el método de utilización de la corriente de aire de refrigeración.

Trataremos primero de la influencia de la turbulencia de la corriente en la refrigeración del motor, examinando si, como regla general, debemos de recurrir a las grandes turbulencias para asegurar una buena refrigeración de la mitad anterior de los cilindros y cabezas de los mismos, en cuyo caso no debiera reducirse la abertura de entrada, ya que así perjudicaríamos el enfriamiento de las partes más interesantes del motor.

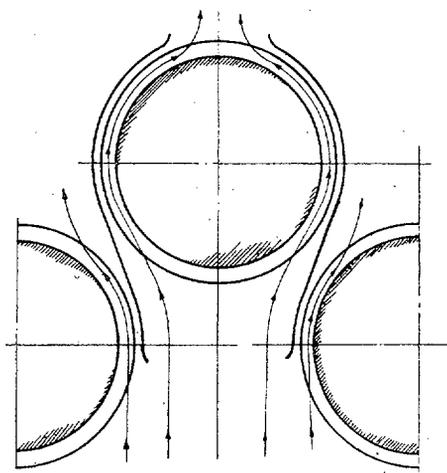
36,6 % Ranura de 13 %



Presiones estática y total a la entrada de la carena.

Los americanos, en general, no están conformes con dar entradas estrechas a las carenas de sus motores. Nuestra opinión la fundamos en que la turbulencia es insuficiente para conseguir una buena refrigeración a pequeñas velocidades del avión. Por el contrario, si a la corriente de aire se la hace circular guiada por la cabeza de los cilindros, se consiguen velocidades locales en la sección frontal de las aletas. Es del 60 por 100 de la velocidad de desplazamiento del avión. Esta disminución de la energía cinética del aire

se traduce en una disminución de la temperatura, ya que las variaciones de presión son aproximadamente reversibles, y el único factor que determina el calentamiento es la relación entre la velocidad local y la del avión.



Dispositivo normal de deflectores.

Experiencias hechas con motores "N-20 y 21" sobre un avión "Leo-45" dieron:

	TEMPERATURA en grados centígrados	
	En la cabeza de cilindro	Cilindro
En el despegue.....	219 ± 15 - 14	87 ± 15
Subida a 1.500 metros a plenos gases.	201 ± 10 - 21	80 ± 15
Vuelo horizontal a plenos gases (con carena abierta).....	185 ± 15	77 ± 10

Un cierre de 20 milímetros de la carena da lugar a una elevación de temperatura de 25° en la cabeza de los cilindros y de 20° en el cuerpo de los mismos.

El aumento de velocidad con el empleo de esta carena es de 20 kms./h. a 4.000 m.

La temperatura del aire en la carena (aparte del efecto de ventilación a la salida) alcanza 50° en la subida (con la nariz de la carena cerrada); 40°, a plenos gases, en vuelo horizontal (nariz de carena abierta). Los gastos de corriente son, respectivamente, 0,6 y 0,8 m³/seg. La pérdida de presión, de 1,5 a 2 kg/m².

En una carena N. A. C. A. del tipo normal, con área de aletas equivalente, es aproximadamente 20°.

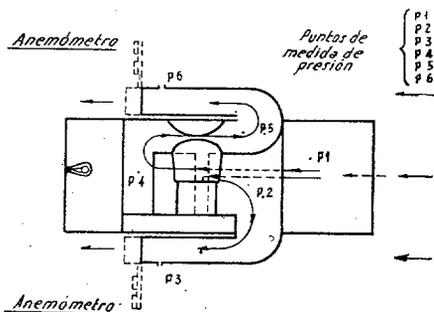
Conclusiones.

Para tener en cuenta las velocidades, cada vez mayores, de los aparatos modernos, así como los efectos de compresibilidad y las repercusiones que en el rendimiento de las hélices tiene la forma de las carenas y la circulación en ellas del aire, es muy interesante emplear perfiles lo más fuselados posible y hélices del

mayor diámetro para eliminar los desfavorables efectos de las bases de las palas.

Las aberturas para entrada del aire de refrigeración deben adaptarse al perfil de la nariz de la carena para su velocidad al nivel del mar y a plenos gases y al gasto de corriente reconocido como necesario para la refrigeración. Para ello se necesita que el aire vaya perfectamente guiado en la parte anterior de los cilindros y el empleo de deflectores para asegurar el enfriamiento de la parte frontal. Son necesarias aberturas de salida regulables para mantener el gasto necesario de corriente en las distintas condiciones de vuelo. Para procurar que las perturbaciones en la corriente exterior sean lo más pequeñas posible, conviene emplear, al mismo tiempo que aberturas de salida, carenas ranuradas en el borde.

Con este mismo objeto es conveniente reducir todo lo posible el volumen de la corriente de aire interior dentro de límites entre los que la caída de presión necesaria para la circulación no sea incompatible con la velocidad de desplazamientos (velocidad de la estela) ni con el perfil de la carena y las posiciones de las aberturas de entrada y salida. Desde este punto de vista conviene una circulación de doble-velocidad o doble-paso, que resulta aún más ventajosa en el caso de emplear motores con escape hacia adelante.



Dispositivo para registrar la influencia de los deflectores.

Ante el escepticismo, casi seguro, de muchos de los que pensarán que estas consideraciones son poco prácticas, sólo quiero añadir:

Los motores del "Leo-45" se cambiaron recientemente. Los nuevos motores que se montaron son de menor potencia que los anteriores (150 cv. menos para los dos motores). El diámetro de las nuevas hélices es menor que el de las primitivas (3,34 m, en lugar de 3,80) y tienen mayor número de revoluciones por minuto; esto último es un inconveniente por la mayor velocidad periférica de las palas, y consiguientemente, menor rendimiento de la hélice y mayor velocidad de la estela. Los diámetros y tipos de carena son los mismos (ambos del tipo de inversión de corriente). La única innovación es una variación en el perfil de la carena, que ha hecho posible la colocación en el interior de la misma de los radiadores de aceite, gracias a la longitud mayor de la nariz de los nuevos motores. Todo el resto del avión es igual al modelo anterior. La comparación de estos modelos indica un mejoramiento apreciable de características en el segundo, del que no puedo dar detalles, dejando al lector que deduzca sus propias conclusiones.