

4-6

# ALCARO



**REVISTA ILUSTRADA DE AERONAUTICA MUNDIAL**



La Copa de ESPAÑA para aviones de turismo

Boletín de las Líneas  
Aéreas Españolas

**MADRID**

**Octubre 1931**

**Año IV.-Núm. 46**





**SOCIÉTÉ GÉNÉRALE AÉRONAUTIQUE**

200, ROUTE DE BEZONS - ARGENTEUIL (S.E.O.)



# Boletín de las Líneas Aéreas Españolas



Domicilio: Plaza de la Lealtad, 4

Telegramas: CLASSA

## Estadística del mes de Septiembre de 1931

### Madrid - Sevilla

SERVICIO DIARIO	Madrid Sevilla	Sevilla Madrid
Viajes efectuados.....	30	30
Viajes autorizados.....	30	30
Pasajeros.....	132	113
Carga (Kgs.) .....	1.297	917
Kilómetros .....	12.000	12.000

### Madrid - Barcelona

SERVICIO DIARIO	Madrid Barcelona	Barcelona Madrid
Viajes efectuados .....	30	30
Viajes autorizados.....	30	30
Pasajeros.....	154	168
Carga (Kgs.) .....	4.157	2.557
Kilómetros .....	15.600	15.600



## Sociedad Anónima

Capital autorizado:	100.000.000,00 de ptas.	
Desembolsado:	51.355.000	—
Reservas:	54.972.029	—

**Domicilio social: Alcalá, 14.-MADRID**

**Apartado 297. Dirección:** { Telegráfica } **BANESTO**  
 { Telefónica }

350 sucursales en la Península y Marruecos  
Ejecutan toda clase de operaciones de Banca y  
Bolsa en España y Extranjero

Cuenta corriente a la vista con el interés anual  
de  $2\frac{1}{2}\%$

Libreta de Ahorro 4 %

## BANCO GUIPUZCOANO

FUNDADO EN 1899

**Dirección telegráfica: BANCogui**

## SAN SEBASTIAN

**Capital: 25.000.000 de pesetas**

Desembolsado; 12.500.000

Reservado: 12.500.000

**SUCURSALES:** MADRID: Avenida del Conde Peñalver, 5.—BILBAO, calle del Banco de España, 2; Andoain, Azcoitia, Azpeitia, Beasain, Cestona, Deva, Eibar, Elgoibar, Fuenterrabia, Hernani, Irún, Mondragón, Motrico, Oyate, Oyarzun, Pasajes, Placencia, Rentería, Segura, Tolosa, Vergara, Villabona. Villafranca, Zarauz, Zumaya y Zumárraga

Toda clase de operaciones d Banca, Bolsa y Cambio  
Cajas fuertes alquiler

**AUTÓGENA MARTÍNEZ, S. A.**

Vallehermoso, 9 - M A D R I D - Teléfono 33959

◆ ◆ ◆

# FABRICA DE OXÍGENO

## Aparatos y material para

- soldadura autógena -

**- Talleres de calderería -**

◆ ◆ ◆

- Fábrica de muebles de acero -

**BANCO PASTOR** Casa fundada en 1776

Capital suscrito.....	Pesetas 17.000.000
Capital desembolsado.....	» 11.000.000
Fondo de reserva.....	» 6.000.000

**Casa central: LA COBUÑA**

*Resales en Vigo, Lugo, Orense, Viveiro, El Ferrol, S.*

**Casa central: LA CORUÑA**

*Sucursales en Vigo, Lugo, Orense, Viveiro, El Ferrol, Sarria Monforte, La Estrada, Tuy, Mellid, Mugia, Carballo, Mondoñedo, Puente deume, Villaiba, Ribadeo, Carballino, Santa Marta de Ortigueira, Padrón, Puebla del Caramiñal, Ribadavia, Noya, Barco de Valdeorras, Verín, Rúa Petín, Vimianzo, Puenteareas, Chantada, Cedeira, Ordes y Fonsagrada. Cuentas corrientes con libretas.—Abonado los siguientes*

interests:

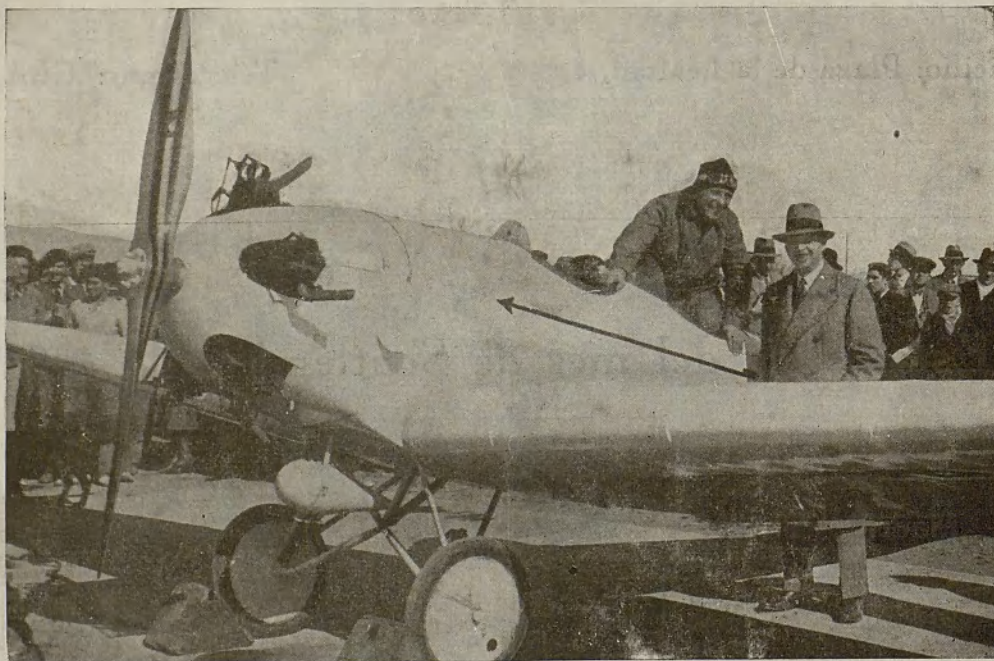
A la vista.....  $2 \frac{1}{2} \%$  anual

A tres meses .....	3	$\frac{0}{10}$	>
A seis meses .....	3	$\frac{1}{2} \frac{8}{10}$	-

A seis meses .....	3 1/2 %
A un año .....	4 %

*a de Ahorros.*—Abonado intereses al 3 y 1/2 % a

*Caja de Ahorros.*—Abonado intereses al 3 y 1/2 % anual.  
*Cuenta corriente en moneda extranjera.*—Intereses a convenir.  
 Venta de giros sobre todo el mundo, especialmente América.



# Motores Siemens de Aviación

Refrigerados por aire tipo Sh. 13 a = 88 c. v., Sh. 14 = 110 c. v., Sh. 12 = 125 c. v., Sh. 20 = 600 c. v.

PARA AVIONETAS. APARATOS DE ESCUELA, SERVICIOS DE PASAJEROS Y POSTALES

**Ganador de la vuelta a Europa del año 1929 con el Sh. 13**



**Siemens Industria Eléctrica, Barquillo, 28-MADRID**

Fábrica y Talleres en Cornellá (BARCELONA)



# ALCARO

REVISTA ILUSTRADA DE AERONÁUTICA MUNDIAL



DIRECTOR PROPIETARIO: **FRANCISCO SAVANAY**

REDACCIÓN Y ADMINISTRACIÓN: CALLE DE ALBERTO BOSCH, NÚM. 3. Tel. 11608. - Madrid

Sección de información técnica  
Sección de información comercial



PRECIO. { Abono anual. . . 30 ptas  
Idem Extranjero. 50 —

Madrid

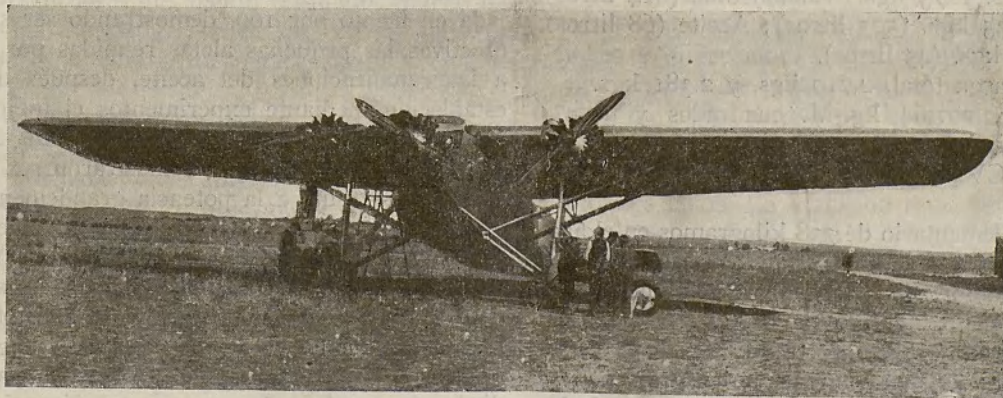
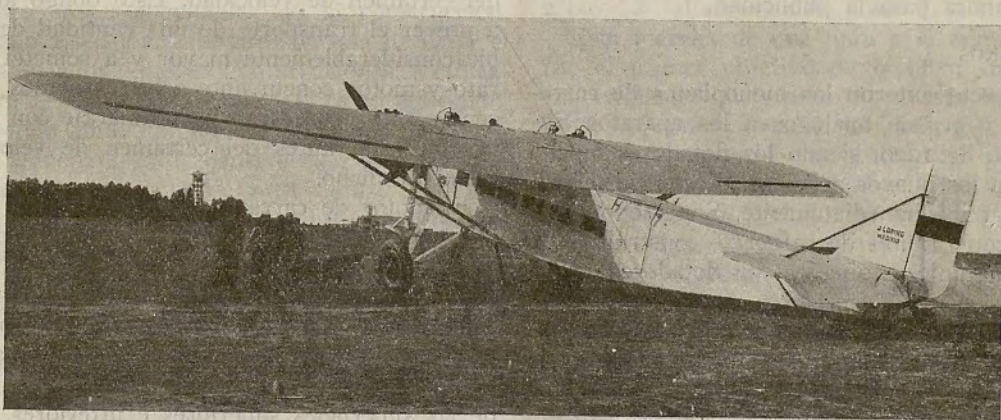


Octubre 1931



Núm. 46

## EL NUEVO TRIMOTOR "LORING"



Han empezado las pruebas del nuevo trimotor de construcción nacional para 14 pasajeros. La construcción del ala y fuselaje se efectúa exclusivamente con acero



## Primeros detalles de los hidroaviones y motores del trofeo Schneider

En menos de siete meses de un trabajo intenso se han producido el monoplano Vickers-Supermarine S 6 B y el motor aéreo Rolls-Royce de carrera, que han conferido a la Gran Bretaña la posesión permanente del trofeo internacional de Jacques Schneider para hidroaviones y que elevaron el nuevo record mundial de velocidad a la magnífica cifra de 657,8 kilómetros por hora.

La participación británica en la contienda de este año no quedó decidida hasta fines de enero, cuando el donativo de 100.000 libras de Lady Houston vino a relevar al Ministerio de la Aviación de la mayor parte de los gastos impuestos por la construcción de nuevos aparatos y nuevos motores para la carrera. El período de tiempo que quedaba hasta antes del certamen era insuficiente para la concepción, construcción y puesta en punto por completo de hidroaviones y motores realizados sobre principios enteramente nuevos; todo cuanto pudo hacerse fué desarrollar los diseños que alcanzaron el éxito de 1929.

El alcance del gran triunfo técnico que se refleja en las performances conseguidas por los pilotos Bothman y Stainforth, podrá evaluarse mediante las estadísticas de performance, de peso y de dimensiones sancionadas ahora para la publicidad.

### LOS AEROPLANOS

Por su aspecto externo los monoplanos de carrera S 6 B de 1931 son análogos a los aparatos Supermarine S 6 de 1929, siendo los flotadores mucho más largos en los nuevos aparatos, diferencia principal que se percibe inmediatamente. Son monoplanos de ala baja con tirantes de refuerzo, contruados de acero y duraluminio, equipados con flotadores gemelos.

Las estadísticas principales de los monoplanos S 6 B se reproducen a continuación, acompañadas de los detalles correspondientes respecto a los aparatos de carrera de 1929:

S 6 B 1931: Envergadura, 9,14 m.; S 6 1929, 9,14 m.; Profundidad del ala, 1,73 m. y 1,73 m.; Superficie sustentadora, 13,47 m. cuadrados y 13,47 m. cuadrados; Peso en vacío, 2.068 kgs. y 1.828 kgs. Piloto, 73 kgs. y 73 kgs.; Combustible (614 litros), 510 kgs. y 435 kgs. (523 litros); Aceite (68 litros), 68 kgs. y 45 kgs. (45 litros).

Peso con carga total, 2.719 kgs. y 2.381 kgs.

Carga alar, 201,64 kg.-M. cuadrados y 176,74 kgs.-M. cuadrados.

Carga por CV., 1,18 kg.-CV. y 1,25 kg.-CV., respectivamente.

El peso suplementario de 338 kilogramos en el aparato de 1931 se divide como sigue: Estructura, 195 kilogramos; motor, 45 kilogramos; combustible, 75 kilogramos; aceite, 23 kilogramos.

La elevada carga alar y la reducción de la carga por la potencia explican a un tiempo en gran manera el aumento de velocidad conseguido este año, de los 528,87 km.-h. hasta los 547,31 km.-h. por la carrera Schneider, y de los 575,66 km.-h. hasta los 657,8 km.-h. sobre el trayecto de velocidad de tres kilómetros prescrito por el reglamento de la Federación Aeronáutica Internacional. Que las velocidades de amaraje y despegue no fuesen apreciablemente ma-

yores que las de 1929, indica de modo suficiente las cualidades aerodinámicas superiores de los nuevos aeroplanos. Además, los monoplanos S 6 B son de manejo más fácil sobre el agua y en el aire que sus predecesores inmediatos. El tiempo de "despegue" de los nuevos aparatos durante el período de entrenamiento varió entre 17 y 42 segundos, según la carga a bordo y las condiciones atmosféricas: el recorrido al amarar fué de un promedio de 18 a 20 segundos.

Los nuevos aparatos de carrera de la Gran Bretaña fueron contruados esencialmente para que participasen en la carrera por el Trofeo Schneider. El record mundial de velocidad no fué sino una idea ulterior. Esta distinción es importante, puesto que una aeronave concebida y contruada exclusivamente para el record de velocidad habría de diferir probablemente en muchos detalles de un aparato para la carrera Schneider y casi ciertamente sería incapaz de llevar el combustible suficiente para este concurso. El Trofeo Schneider es decididamente el objetivo más difícil, y este año tal labor vino a complicarse con la cláusula que exigía que toda aeronave concursante había de ser sometida a pruebas de navegabilidad inmediatamente antes de cruzar la línea de partida del certamen de velocidad. Esto obligó al ingeniero a prever el transporte de una cantidad de combustible considerablemente mayor y a someter todo aparato y motor concursante a los esfuerzos de dos ascensos con plena carga y un amaraje con carga total precisamente antes del certamen de velocidad propiamente dicho.

El motor de carrera Rolls-Royce, de 2.300 CV. —21 por 100 más potente que el grupo-motor de 1929, pero únicamente 6 y medio por 100 más pesado—exigía superficies de radiador capaces de disipar nada menos que 10.800 kgs. cal. por minuto. Por consiguiente, los radiadores del agua de refrigeración ocupaban todos los milímetros disponibles de las superficies superiores e inferiores de las alas y de las superficies superiores de cada flotador.

El aceite fué dispuesto en un depósito en el empuñaje vertical y se enfriaba a su paso por radiadores provistos a ambos lados del fuselaje. La eficiencia del sistema de enfriamiento del aceite quedó aumentada en un 40 por 100, demostrando ser sumamente efectivas las pequeñas aletas reunidas por soldadura a las canalizaciones del aceite, después de haberse establecido mediante experimentos el mejor tipo y paso de aleta que debía adoptarse. Las superficies de refrigeración del agua demostraron ser adecuadas para hacer frente a la potencia grandemente elevada y los inconvenientes del enfriamiento, que causaron muchas preocupaciones en 1929, fueron pocos y distanciados entre sí. El empleo de una hoja doble de radiador sobre el lado superior de los flotadores en lugar de planchas en forma de casco, obligó al ingeniero a inventar una armadura elástica para los radiadores, con el fin de que la expansión originada por la entrada de agua casi hirviendo desde el motor (aproximadamente 12 mm.), no produjese deformación de la hoja. Otro perfeccionamiento importante adoptado este año fué un depósito especial separador de vapor, que permitía el escape del vapor hacia la atmósfera.



El combustible se halla contenido en depósitos al interior de los flotadores, desde donde se transmite mediante bombas de aspiración accionadas por el motor a un pequeño depósito de presión en el fuselaje. Se carga una cantidad de combustible considerablemente mayor en el flotador de estribor que en el de babor para contrarrestar el enorme par de fuerzas del motor, equivalente a la admisión plena a una transferencia de carga de 227 kgs. de estribor a babor.

El depósito pequeño de presión cumple una misión especial. En los virajes de escora muy inclinada, la fuerza centrífuga puede ser hasta de cinco o seis veces la gravedad; por lo tanto, las bombas de aspiración cesan de funcionar y la alimentación del motor durante el viraje se opera mediante el suministro de combustible del depósito de presión.

En un momento dado se originó cierto inconveniente debido a la tendencia del combustible de transferirse de un flotador al otro; esto quedó solucionado mediante un sistema especial de evacuación en las tuberías de purga desde el depósito colector.

La "oscilación" de las superficies de mando, que es siempre susceptible de constituir un motivo de ansiedad en las aeronaves ultra-rápidas, quedó eliminada mediante el empleo de masas compensadoras fuseladas en los alerones y los timones de dirección. Cuando las aeronaves volaban a velocidades del orden de 550 a 650 km.-h., se hicieron sentir las diminutas imprecisiones inevitables de la construcción, dando origen a tensiones de aire sobre la deriva y el plano estabilizador, que exigían tensiones rectificadoras sobre la palanca de mando y la barra del timón. No era posible cambio alguno en el sistema de cables, porque el empenaje es de construcción solidaria con el fuselaje y los timones de profundidad y de dirección fueron provistos, por lo tanto, de pequeñas superficies auxiliares en sus bordes de fuga que se regulaban al ángulo necesario al equilibrio sin utilizar los mandos de mano o por pedal a la velocidad máxima.

La clase de hélice empleada afectaba seriamente al mando sobre el agua. Una nueva hélice que medía 2,59 m. en diámetro, comparada con la hélice de 2,89 m. de diámetro utilizada en 1929, dió lugar a una oscilación violenta hacia babor, aun con todo el timón de estribor, en las fases iniciales de la carrera para el despegue. En realidad, la hélice de 1929 permitía un fácil despegue, dando resultados mucho mejores en las nuevas aeronaves que en las de 1929, por virtud de la concepción perfeccionada de los flotadores.

Finalmente se adoptaron hélices de 2,78 m. de diámetro. Estas permitían un despegue conveniente y buena performance en el aire. En curioso contraste, las hélices de 2,69 m. o únicamente 90 mm. menos, de diámetro, sólo hacían despegar del agua a las aeronaves en condiciones excepcionalmente favorables.

#### LOS MOTORES DE CARRERA

El motor Rolls-Royce de carrera, empleado en el concurso Schneider y en la primera tentativa al record mundial de velocidad, por el piloto Stainforth, produce 2.300 CV., un aumento de 400 CV. sobre la potencia desarrollada por el motor de 1929, del cual ha sido evolucionado. Un grupo-motor de puesta en punto especial, que utiliza una nueva clase de

combustible graduado, fué instalado en el hidroavión de carrera para el segundo ataque al record, cuando Stainforth alcanzó el promedio de 657,8 kms.-h., y este motor desarrolló nada menos que 2.600 CV.

El motor normal de carrera de 1931, construido para los aparatos ultra-rápidos Schneider, desarrolla 21 por 100 más de potencia que el motor de 1929, pero su peso es tan sólo de 6 y medio por 100 superior al de éste—739 kilogramos contra 694 kilogramos—. A su homologación normal de 2.300 CV., el peso por caballo vapor es 0,321 kg., una proeza en la producción de potencia, que hace solamente unos años se consideraba imposible. Además, el nuevo motor Rolls-Royce de carrera es de una seguridad excepcional y su "vida" es considerablemente más larga que la de todo otro motor aéreo anterior de carrera.

Por su cilindrada y dimensiones exteriores principales, el motor de carrera es exactamente el mismo que el Rolls-Royce "Buzzard" de 825 CV. para aviones militares, siendo un motor sobrealimentado de dos cilindros en "V" de refrigeración por agua, con alesaje de 152,4 mm. y carrera de 168 mm. La potencia fué aumentada sobre la del motor de carrera de 1929, elevando la velocidad del motor y la relación de multiplicación del compresor y aumentando la admisión del aire. Finalmente, en una marcha de una hora sin parada, a pleno gas en el banco de pruebas, el motor desarrolló una potencia estable de 2.350 CV. al régimen de 3.200 r. p. m.

Esta marcha de una hora a la admisión completa fué el primer objetivo de la labor intensa de desenvolvimiento iniciada en los talleres Rolls-Royce durante la primera semana de febrero. A fines de abril, al cabo de tres meses de trabajo, se ponían en marcha los motores de costumbre unos veinte minutos, cubriéndose este período sin avería. Hacia mediados de julio, eran capaces de funcionar durante media hora. El 3 de agosto se efectuó una marcha de 58 minutos al régimen de 2.360 CV., y la marcha de una hora sin parada fué realizada el 12 de agosto, exactamente un mes antes de la fecha fijada para el certamen Schneider. La especificación final del motor quedó decidida una semana después de la marcha a pleno gas con todo éxito.

Los peritos calculan que en unos cuantos meses de preparación a toda presión para la contienda quedaron comprimidos cinco años de desarrollo normal.

En su aspecto externo, la principal diferencia entre el motor de carrera y "Buzzard" normal es la forma y dimensiones de los compresores. El enorme volumen de aire inducido en el motor de carrera, a razón de 7.080 m. cúb. por hora, imponía un aumento de dimensiones, aun cuando se evitó un grupo compresor voluminoso admitiendo aire en el motor a ambos lados. La admisión está situada en la "V" del motor, en donde está al abrigo del oleaje y el aire circula hacia el rotor por medio de una canalización de aire en plancha metálica, a la cual se dió una forma conveniente para comprimir el aire ligeramente y hacerle pasar después lentamente antes de entrar en el carburador. Esta reducción en la energía cinética produce inevitablemente una ventaja en la energía de presión. Los dispositivos de admisión que integran este principio han sido patentados por Rolls-Royce y se emplean actualmente en muchos de sus motores normales.

El mecanismo de reducción de la hélice, del tipo



de engranaje recto, está modificado apartándose del dispositivo normal para corresponder a la forma de la proa del fuselaje trazada por el ingeniero aeronáutico. De modo análogo, las cubiertas de balancín y árbol de levas fueron modificadas a fin de constituir buenas líneas para las cajas fuseladas y, por debajo del motor, los elementos auxiliares fueron levantados un poco para reducir la profundidad de fuselaje necesaria a la instalación del motor.

Se evolucionó un tipo enteramente nuevo de biela y se llevaron a cabo modificaciones importantes en el cigüeñal y en el carter, montando estos órganos de manera que resistiesen a las formidables tensiones impuestas. Por ejemplo, la tensión sobre el cojinete central principal, debida a las fuerzas centrífugas y de inercia, se elevaba a nada menos que nueve toneladas. Se probaron cojinetes principales a título alternativo, pero finalmente se consiguió que el metal blanco resistiese a tal tensión. En una de las fases de la investigación el juego lateral de los cojinetes de cabeza de biela, contra las almas, dió lugar a que el metal blanco produjese defecto a ambos lados, pero se descubrió la manera de rectificar este inconveniente.

El consumo del aceite se elevó a cifras formidables a las velocidades y potencias de 1931, debido en parte a que se perdieron grandes cantidades por los respiraderos. Durante una marcha de 25 minutos, se "gastó" el aceite a razón de no menos de 509 litros por hora. Mediante semanas de trabajo en diversas combinaciones de segmentos rascadores y respiraderos de carter, modificación del sistema de evacuación y la adopción final de un vaso colector más profundo que llenaba todo el espacio disponible en el aeroplano, se redujo el consumo del aceite a la cifra satisfactoria de aproximadamente 63,6 litros por hora. El colector de mayor profundidad presentaba la ventaja suplementaria de producir una reducción considerable en el aumento de la temperatura del aceite por el motor, entrando en el motor el aceite puro de ricino que se empleaba, a 80 grados C., y saliendo de él a 140 grados C.

Todos los motores fueron probados en un hangar con una hélice calada antes de enviarlos a Calshot. La velocidad en marcha lenta quedó regulada a 475 r. p. m., y el motor demostró una flexibilidad y suavidad excepcionales a todas las velocidades. Se consagraron grandes cuidados a los carburadores para reducir los inconvenientes de desbordamiento y "aglomerado", y consiguientemente se perfeccionó y simplificó el manejo del aparato en el aire. Los dispositivos de puesta en marcha se probaron igualmente en el hangar, siendo éste el único método de arranque que puede emplearse cuando el motor está instalado en el avión.

Nada quedó confiado al azar en los trabajos de investigación. Mediante la instalación de un ventilador especial, accionado por un motor aéreo "Kestrel", de 500 CV. a una velocidad suficiente para producir una corriente de aire de 640 kms. por hora, se simulaban en el hangar de pruebas las condiciones que afectan la admisión del aire en los motores a las

velocidades colosales realizadas por los hidroaviones de carrera. Se establecieron dispositivos especiales para los experimentos de sobrealimentación y para el accionamiento de un grupo de cilindro único; incidentalmente, este último dió lugar a muchísimos más inconvenientes que las mismas piezas en el motor completo. Para medir la potencia, se empleó un freno hidráulico especial Heenan & Froude, que no acusó efecto serio alguno como consecuencia de las variaciones de tensión incontrolables e instantáneas.

Para todas las piezas de aluminio se emplearon aleaciones de hiduminio (R. R. Serie 50). En muchas piezas del motor el aluminio forjado reemplazó al bronce y al acero. De acuerdo con la experiencia adquirida en los trabajos de investigación, se estableció una lista de "Vida de las Piezas" y se tiraron las piezas que habían cumplido el período de trabajo que se esperaba de ellas, sin tener en cuenta si estaban rotas o no. Todas las piezas integrantes del motor fueron objeto del estudio más detenido y fueron perfeccionadas en cierto modo; se redujo en todo lo posible el peso hasta de las tuercas y pernos más pequeños y se reforzaron todas las piezas.

Las bujías Lodge tipo XI70, unidas a los magnetos B. T. H. o Watford, aseguraban el encendido de la mezcla en los cilindros. No obstante la potencia e inducción elevadas y la mezcla más pobre que se emplearon, estas bujías causaron muy poco inconveniente. Todas las bujías fueron sometidas a pruebas completas de resistencia preliminares con un motor y después examinadas nuevamente por los fabricantes antes de ser enviadas a Calshot, y estos trabajos fueron realizados de modo tan eficaz que los inconvenientes de las bujías a bordo de aeronaves, quedaron eliminados por completo.

No podría esperarse mejor prueba de la durabilidad y seguridad de los motores de carrera que los informes de los inspectores sobre los motores empleados por los pilotos Stainforth y Boothman el día del certamen Schneider. El examen minucioso de estos motores, completamente desmontados, no reveló pieza defectuosa alguna. Si hubiese sido necesario, hubieran podido volver a montarse con las mismas piezas y ser sometidos de nuevo a las mismas arduas misiones.

#### PRÁCTICA CONSTRUCTIVA NORMAL

En resumen, las aeronaves y los motores aéreos de carrera fueron contruidos de acuerdo con la práctica británica normal. Esta misma elevada precisión en la mano de obra y cuidados minuciosos en la inspección a cada fase de la construcción, marca la producción de toda aeronave y grupo-motor de aviación británicos. Aparte las muchas lecciones aprendidas durante el período de preparación para el concurso Schneider este año, que inevitablemente han de demostrar ser de un valor inmenso al desarrollo futuro del material volante británico, los éxitos recientes de ultra-velocidad constituyen un tributo magnífico a los sistemas de concepción y construcción que rigen en las actividades manufactureras de la industria británica de aviación.

## Hélices metálicas de paso variable H. K. W.





A consecuencia de las cualidades, hoy día generalmente excelentes, de las hélices modernas para aviones, el piloto de mediana capacidad tiene fácilmente la tendencia de considerar su hélice como una pieza de construcción cuya seguridad esté absolutamente garantizada, y que no sea necesario tener en cuenta como origen de peligro; pero esta confianza está en fuerte contraste con los acontecimientos de los últimos años, pues los defectos de las hélices de madera precisaron un cuidado especial en el servicio, lo que comprueba que la confianza anteriormente citada es exagerada, porque las nuevas experiencias han demostrado que la resistencia es el factor más importante en la construcción y en el servicio de las hélices para aviones.

La resistencia de la hélice ha sido siempre uno de los problemas principales para el constructor o ingeniero aeronáutico, en el curso de nuevos trabajos de desarrollo o en la aspiración de obtener mayores potencias con las instalaciones existentes. La potencia aerodinámica y el rendimiento de las actuales hélices metálicas de perfiles y construcción normales son tan generalmente conocidos que las cualidades de un tipo dado puede determinarse de antemano con bastante exactitud. Con los datos actuales que tenemos, y que son el resultado de los ensayos realizados en el túnel aerodinámico del National Advisory Committee for Aeronautics (Comité Nacional Consultivo para Aeronáutica) con hélices en tamaño natural, el constructor puede elegir una hélice para su avión que esté ajustada a la corriente de aire del mismo, y, correspondientemente, a la elección hecha en cada caso, lograr las más favorables condiciones de despegue y velocidades de subida, las mayores velocidades de vuelo o una solución de compromiso que satisfaga todas las condiciones de servicio. Si se ha elegido el tipo correcto, queda todavía la cuestión de la solidez de la construcción y la resistencia a la fatiga. Estos dos factores dependen ampliamente de los materiales que se emplean para la construcción de la hélice, así como de las condiciones de servicio.

La potencia y las condiciones de servicio de los aviones modernos, que son cada vez mayores, obligaron al constructor a buscar constantemente un material de construcción nuevo para hélices, que satisficiera la necesidad de una resistencia mayor, sin aumentar el peso de la hélice en medida inadmisibles. El empleo creciente de reductores, como medio de mejoramiento del rendimiento de la hélice y de los performances del avión, ha aumentado las dificultades. Para satisfacer todas estas necesidades con los materiales de construcción normales hoy disponibles, los constructores se veían obligados a aumentar cada vez más el peso de la hélice, para mantener los esfuerzos en los límites de seguridad admisibles. El mayor peso trae consigo, naturalmente, otro aumento más de las ya por sí elevadas tensiones de la fuerza centrífuga, y debe tenerse esto en cuenta. Así, por ejemplo, una hélice de tres palas, de aleación de aluminio, de un diámetro de 3,8 m., para un motor de 600 CV. de potencia con reductor, montado en una canoa volante grande, tiene, con el buje, unos 115 kilos de peso. Esto es casi la tercera parte del peso

de motor, y parece exceder de toda proporción sana, pero fué preciso por razones de seguridad.

### LÍMITES DE FATIGA EN LA CONSTRUCCIÓN DE HÉLICES

La hélice con palas forjadas y desmontables, de aleación de aluminio, se emplea hoy día, generalmente, en los aviones de transporte y los militares. Es demasiado conocido para que sea necesario describirla detalladamente en este lugar. La aleación, de la que se construyen la mayor parte de las palas, contiene principalmente el 95 por 100 de aluminio, el 4 por 100 de cobre y el 1 por 100 de otras materias. Esta aleación, en piezas forjadas acabadas, debe tener, después de los tratamientos térmico y envejecimiento, las siguientes cualidades físicas:

Resistencia al desgarramiento, 38 kg/mm. cuadrados.

Dureza Brinnell máxima, 90.

Alargamiento el 16 por 100 en una probeta de 50 mm. de longitud.

Estos son, efectivamente, valores muy altos, si se tiene en cuenta que las hélices de madera de los últimos años tienen sólo una resistencia al desgarramiento de 4,2 kg/mm. cuadrados, aproximadamente; pero tiene gran importancia en esta relación hacer constar que las palas de hélices forjadas de aleación de aluminio tienen una llamada resistencia "constante" o resistencia a la fatiga, de sólo 8,8 kg/mm. cuadrados. El constructor debe, por lo tanto, dar a las palas de las hélices en todas sus partes, una sección bastante gruesa, que ofrezca la garantía de que la tensión en toda la pala no exceda el valor anteriormente citado, aun en las condiciones de servicio más desfavorables; pero, efectivamente, las tensiones tienen que ser aún menores debido a la influencia desconocida de vibraciones, fenómenos de aleteo, etc.

Mientras que de este modo pudieron acumularse en el transcurso del tiempo nuevas experiencias respecto a los esfuerzos a los que las hélices en vuelo están sometidas, el peso de la hélice y de sus accesorios aumentó cada vez más con los materiales de construcción actualmente disponibles. Las palas de las hélices tienen un peso en general mayor, y el pie, o sea el extremo de fijación de las palas en el buje, ha llegado a ser, en muchos casos, considerablemente mayor, lo que, naturalmente, precisa el empleo de un buje mayor y, con ello, de más peso.

Si miramos los extremos sólidos, en forma de casquillo de los pies de las palas de nuestras hélices actuales, es difícil imaginarse que puedan romperse por vibraciones y, no obstante, esto es posible y ha ocurrido. Hace unos meses se rompió, en el despegue, una de las palas de una hélice de grandes dimensiones, construída de una aleación de aluminio, y montada en un hidroavión de transporte. La rotura se produjo precisamente en el exterior del buje en donde la pala tiene una sección total circular de 116 mm. de diámetro. Poco antes de este accidente, el "Bureau de Aeronautics (Oficina Aeronáutica)" había encargado un gran número de las mismas palas para un nuevo tipo de canoa volante, dotado de un motor con reductor. Por los cálculos se consi-



deró la resistencia de estas palas como absolutamente suficientes hasta que la rotura anteriormente citada demostró que pudiera ser también lo contrario. La seguridad no admite compromisos.

Así es que la correspondiente pala tuvo que construirse radicalmente de nuevo, reforzándose la sección del pie. Esto tenía por consecuencia un aumento del peso de las palas, y correspondientemente también, de las dimensiones y del peso del buje para la fijación de las palas, cuyo peso había aumentado. Algunas semanas después se produjo una rotura análoga en un hidroavión dotado de un motor de gran potencia con transmisión directa, y una hélice mucho más pequeña. Estos casos ocurrieron con una hélice metálica que hacía algunos años se había montado por primera vez en el referido avión como nuevo tipo de construcción. En lo sucesivo, tenía que emplearse en el sitio en que había ocurrido la rotura una sección mayor y más sólida. Se trataba en este caso de una típica rotura de fatiga, y el caso es un ejemplo característico de que la hélice había excedido de su límite de fatiga, ciertamente después de un tiempo de servicio bastante largo. Siempre hay la posibilidad de grietas en la superficie que pueden conducir a roturas de esta clase. Se investigaron inmediatamente todas las palas de las hélices de construcción semejante por medio del procedimiento del ataque químico, pero en las otras palas no pudo determinarse ninguna señal de defectos.

#### PELIGRO DE LA ROTURA DE UNA HÉLICE

La rotura de una hélice en vuelo es tan peligrosa como la de un timón o de un ala. Al romperse la pala de la hélice, desprendiéndose del buje, las enormes fuerzas de los momentos no equilibrados que se libran en el mismo instante, sacan el motor del avión y perturban totalmente el equilibrio de éste. Además, resulta un eminente peligro de incendio, ya que con la bancada del motor se rompe también la tubería de combustible.

Si se pierde la manejabilidad o se produce un incendio, el piloto y los otros ocupantes del avión no tienen otro remedio que el de lanzarse con el paracaídas al espacio, si el avión se encuentra a suficiente altura. Si el avión vuela a poca altura, el piloto tiene que confiar en su suerte y tomar tierra lo mejor que pueda. La mayoría de estos accidentes se han producido a poca altura, o sea inmediatamente después o durante el despegue.

#### PRUEBAS DE MARCHA RÁPIDA

El procedimiento que actualmente emplean los centros oficiales aeronáuticos para el examen de hélices, ha contribuido en una parte considerable a perfeccionar la construcción de las palas y bujes de las hélices para aviones, garantizando que el material de construcción, después de su puesta en servicio, cumple, durante un tiempo ilimitado, las condiciones a él exigidas. Nuevas hélices que se diferencian de la construcción original o en las que se haya empleado un nuevo material de construcción, se someten, antes de su puesta en servicio, a una llamada "prueba de marcha rápida", con un elevado número de revoluciones y gran carga. La hélice está accionada por un motor sincrónico grande, y debe, si ha de resistir a la prueba, absorber un au-

mento de la potencia del 100 por 100, con una velocidad del 25 por 100 aproximadamente mayor, durante un tiempo de diez horas, sin que se produzcan fenómenos de aleteo u otras vibraciones anormales. Esta prueba proporciona datos suficientes para comprobar que existe la necesaria resistencia a la tracción de una construcción dada. Para obtener datos exactos, y muy especialmente al tratarse de un material nuevo, se continúa la prueba de marcha rápida con una carga que se aumenta paulatinamente hasta que la hélice se rompa completamente o muestre señales de defectos.

Puesto que la prueba de la marcha rápida no puede considerarse como suficiente para comprobar la resistencia a la fatiga de la construcción, se monta la hélice, después de la prueba de marcha rápida, en un motor de marcha especialmente irregular. En esta prueba, realizada con la carga normal, se producen con frecuencia grietas de fatiga en la hélice, permitiendo ver los puntos débiles de la construcción que no se manifiestan en la prueba de marcha rápida con sobrecarga.

#### DESARROLLO DE LAS HÉLICES AL MAGNESIO

El nuevo desarrollo se debe a la reducción del peso, que se hizo necesario, de las hélices actualmente empleadas, así como a la posibilidad de un aumento de la resistencia y del rendimiento. La mayoría de estos perfeccionamientos se limitaron a buscar un material de construcción más adecuado o un nuevo procedimiento de fabricación que facilitaría una considerable reducción del peso. Hasta la fecha se emplearon aleaciones de magnesio y acero de aleación, de primera calidad. La aleación de magnesio que actualmente parece ser la más adecuada para las hélices de aviones, consta del 95,6 por 100 de magnesio, 4 por 100 de aluminio y 0,4 por 100 de manganeso, aproximadamente. Esta aleación tiene todavía un peso específico de 1,80 con relación al de 2,80 de la aleación de aluminio, empleado para las hélices actuales. Las cualidades físicas de esta aleación de magnesio, en estado forjado, son las siguientes: Resistencia al desgarramiento, 28 kg/mm. cuadrados; alargamiento, 15-20 por 100, y resistencia a la fatiga 7,7 kg/mm. cuadrados, aproximadamente. Aunque estas cifras son menores que los valores admitidos para las aleaciones de aluminio, son, por otra parte, lo suficientemente grandes, debido al menor peso específico de la aleación de magnesio, para facilitar una considerable reducción del peso total.

Una hélice construida de este material para un motor "Wright Whirlwind" de 225 CV. de potencia, pesa, con el buje, 23,6 kilos. En cambio, una hélice idéntica de aleación de aluminio tiene un peso de 35,4 kilos. La Hamilton Standard Propeller Co. ha fabricado varias hélices de este tipo para el Buro de Aeronáutica anteriormente citado. Estas palas de prueba se someterían a extensas pruebas de servicio para determinar las ventajas y desventajas de las aleaciones de magnesio para hélices.

El mayor obstáculo que se opone a un empleo extenso del magnesio es aun primeramente la propensión de esta aleación a la corrosión, si se emplea en hidroaviones. Habiendo salpicaduras del agua de mar, humedad saturada de sal, en combinación con la influencia corrosiva del agua, golpeando contra



los bordes de ataque de las palas de las hélices que giran con gran número de revoluciones, se crea un estado que favorece muchísimo una rápida corrosión. La resistencia a estos estados desfavorables de las palas construídas de aleación de magnesio puede aumentarse considerablemente si las palas se sumergen durante diez minutos en una solución neutral de fosfato magnésico a una temperatura de 82 grados C, aproximadamente. De este modo se produce una capa de protección, la cual puede proveerse de un revestimiento de barniz. Hélices tratadas de esta manera son muy apropiadas para aviones; pero, en cambio, es aún dudosa su posibilidad de empleo para hidroaviones, a consecuencia de la influencia corrosiva del agua del mar, anteriormente indicada.

Respecto a la resistencia de las hélices de magnesio, no debe haber ya dudas, puesto que la prueba de la marcha rápida, con una hélice que había sido construída para un servicio normal con 225 CV. de potencia, se extendió a una marcha de prueba de 1.600 CV., antes de que mostrara las primeras señales de rotura. En una pala se mostró una pequeña grieta que tuvo su origen en un arañazo debido a un daño mecánico. Se pudiera objetar que la construcción es desfavorable a sobrecargas, etc., que precisan un aumento de peso. Tal objeción sería tal vez justificada si se tratase de una parte del avión con carga en reposo; pero, debido a las constantes vibraciones y cambios de carga, que se presentan simultáneamente con grandes tensiones, una hélice está expuesta a esfuerzos de fatiga y otros factores desconocidos que requieren una resistencia grandísima, por cuya razón debe estar construída con la seguridad suficiente.

#### DESARROLLO DE HÉLICES HUECAS DE ACERO

Un progreso más en el desarrollo, y que tiene en la construcción de hélices mayor probabilidad de éxito aún es el empleo de palas huecas de aleaciones de acero de primera calidad, tales como, por ejemplo, los aceros al vanadio y al molibdeno. La resistencia al desgarramiento y a la fatiga, de palas ya acabadas, del material de construcción anteriormente citado, son mayores que 70 y 35 kg/mm. cuadrados, respectivamente. Este material de construcción puede distribuirse convenientemente sobre toda la pala por sus cualidades, por cuyo motivo la desventaja del mayor peso que ha de esperarse normalmente, al emplear acero debido al elevado peso específico de éste, está totalmente compensado. Se han probado ya hélices de acero que, con relación a las hélices normales de aleación de aluminio tienen una economía de peso del 20 por 100.

En la construcción de hélices de prueba se han empleado, hasta la fecha, dos procedimientos fundamentalmente distintos el uno del otro. En un procedimiento desarrollado por la casa Pittsburgh, Screw y Bolt Corp., y que se basa en el de "Dicks", se emplea una construcción de dos mitades en la que primeramente el lado plano y el curvado de las palas se prensa en estampa de chapa de acero, uniéndose después por soldadura. Ningún sitio soldado está sometido a esfuerzos de tracción. El pie de la pala se forma por la recaladura de los extremos interiores de los perfiles. Una pala, de este modo construída, tiene la misma forma y las mismas cualidades de trabajo que las palas de aleación de aluminio, ac-

tualmente usuales; pero posee una resistencia considerablemente mayor.

Otra hélice hueca de acero fué construída por la "Air Propellers, Inc". Los derechos de construcción fueron adquiridos más tarde por la "Hamilton Standard Propeller Corporation", en cuyas manos se encuentra su desarrollo futuro. La hélice consiste en un tubo cónico de acero (acero al cromomolibdeno), no empleándose soldaduras ni uniones semejantes. Se le da su forma por prensado en estampa a la temperatura de forja, empleando una sobrepresión interior, por lo que la pala recibe su forma. Por la recaladura del material de construcción en la base de la pala, antes de acabado, se produce un apoyo que está sometido a esfuerzos de propulsión. Después del trabajo mecánico, la pala se somete a un tratamiento térmico para mejorar su calidad, recibiendo una resistencia al desgarramiento de 105 kg/mm. cuadrados, y una resistencia a la fatiga de 52,5 kg/mm. cuadrados, aproximadamente. Esta resistencia a la fatiga en el apoyo, sometido a esfuerzos de propulsión, disminuye, debido a la influencia de la forma (repentina alteración de la sección del material), a 38,5 kg/mm. cuadrados, aproximadamente.

Una hélice de prueba de este tipo de construcción se ensayó en julio de 1930, en el aeródromo de "Wright Field", en la prueba de marcha rápida. La hélice tenía una potencia nominal de 300 CV., con 2.000 r. p. m. Resistió esta prueba de marcha rápida durante diez horas, con 1.200 CV. de potencia y 2.600 r. p. m. Una vez realizada esta prueba de marcha rápida, el "Bureau of Aeronautics" recibió el encargo de efectuar, con esta hélice, determinadas pruebas de vuelo y de duración para determinar en primer lugar su resistencia a los esfuerzos de fatiga que se presentan normalmente en el servicio, y en segundo, si son equivalentes a las hélices normales de aleaciones de aluminio. Las pruebas de fatiga se efectuaron en la base de hidros de Philadelphia. El reglamento de pruebas exige 120 horas de servicio, con 300 CV. de potencia absorbida, en un motor Liberty. La primera prueba debía efectuarse en 20 períodos de cinco horas cada uno, con una inspección después de cada período de cinco horas, mientras que las 20 horas restantes deben llevarse a cabo, desacoplando algunos cilindros para producir una marcha irregular del motor. Después de noventa y cuatro horas, aproximadamente, del primer período de cien horas, se interrumpió la prueba temporalmente a consecuencia de la rotura del cigüeñal del motor. La hélice se montó entonces en un segundo motor cuyo cigüeñal se rompió también después de cuatro horas y media de marcha del motor. En este momento se determinó que el buje de la hélice había sufrido una rotura parcial por la formación de grietas en el torneado que fija el apoyo de la pala, sometido a esfuerzos de propulsión. Esta rotura había conducido indudablemente a vibraciones y fué seguramente la causa de la rotura del cigüeñal, anteriormente indicada. La prueba se interrumpió temporalmente, después de noventa y ocho horas y media de marcha con 300 CV. de potencia. En ello debe tenerse en cuenta que la rotura se produjo en el buje, y no en la pala. Además, llamamos la atención a que este buje que resistió una prueba de marcha rápida con 1.200 CV. se rompió a consecuencia de fatiga, con su potencia nominal de 300 CV.



Una hélice idéntica se montó en la base de hidros "Hampton Roads", en un hidroavión "Ny", para determinar las características de la potencia de la hélice en vuelo, en parangón con la hélice número 4.360, empleada normalmente en los aviones "Ny-2". Esta prueba mostró, con relación a la hélice de aleación de aluminio, las siguientes cualidades de la hélice hueca de acero, o sea una pequeña superioridad en el despegue; un rendimiento algo mayor en la velocidad de crucero e igual número de revoluciones, igualdad de performances con gran velocidad con el número de revoluciones máxima y una franca superioridad en el vuelo de subida en todas las alturas. El pasode ambas hélices había sido reglado de manera que el número de revoluciones del motor con pleno gas, antes del comienzo de la prueba propiamente dicha, era en ambos casos casi iguales. No se determinaron en las hélices huecas de acero dificultades en la refrigeración, aunque en este sentido habían existido temores, debido al diámetro bastante grande de la sección de la pala en el buje. Se tenía la intención de continuar esta prueba de vuelo durante largo tiempo para determinar la duración de la hélice hueca de acero en el servicio en un hidroavión, con salpicaduras de agua y otras condiciones que producen desgaste y fenómenos de corrosión en las hélices empleadas normalmente en el servicio; pero a consecuencia de las roturas en Philadelphia, cálculo de resistencia, llevado a cabo con gran cuidado, podían efectuarse más pruebas de vuelo. Un dado, del buje de la hélice, mostró que el sitio de la rotura había sido sometido a esfuerzos que alcanzaron casi al límite de su resistencia a la fatiga. Por lo tanto, se modificó la construcción del buje por la fabricación de hélices, reforzándole en el sitio peligroso.

La hélice de acero empleada en esta prueba tenía un peso de 28,5 kgs., mientras que la hélice de aleación de aluminio (construcción número 4.360, diámetro 2,75 m., dos palas) posee un peso total de 38 kilogramos. El buje, después de su modificación, no tendrá seguramente un peso mucho mayor, puesto que se trata principalmente más bien de la distribución correcta del material de construcción que de un refuerzo propiamente dicho, por una adición de material.

Se espera que con la hélice hueca de acero serán eliminadas las dificultades originadas por desgaste y corrosión, como ocurre en la hélice de aleación de aluminio, empleada actualmente para hidroaviones.

Se han probado numerosos revestimientos protectores en palas de aleación de aluminio, empleada actualmente para hidroaviones.

Se han probado numerosos revestimientos protectores en palas de aleación de aluminio, pero sin obtener un resultado satisfactorio. Las palas huecas de acero, fabricadas hasta la fecha, se proveyeron de un revestimiento de cromo, suponiendo que este excelente revestimiento tendría una duración mayor, pero no fue así, porque fracasó en la prueba de duración. Actualmente está intentándose construir palas huecas de acero inoxidable, empleando un procedimiento especial para endurecer la superficie y obtener la resistencia necesaria al desgaste y a deterioros.

#### DIFICULTADES CON LOS BUJES DE HÉLICES

Las dificultades con las hélices no se limitan de ninguna manera sólo a las palas, sino que parten en muchos casos del buje.

Empiezan generalmente con pequeñas grietas del metal en la proximidad del árbol de la hélice y en la parte inferior de las palas. Muchos de los bujes antiguos están en este sitio taladrados para reducir su peso. Consecuencia de ello es, que la sección del material de poco espesor, que queda, se raja después de poco tiempo bajo la influencia de vibraciones. La primera grieta no es peligrosa aún por sí, pero si no es apercibida, desmontándose inmediatamente el buje, aumenta, y alcanza al fin a la parte del buje en que está fijada en la pala (el llamado apoyo que absorbe los esfuerzos de propulsión); entonces llega a ser más peligrosa y puede conducir, en cualquier momento, a una rotura. Bujes para hélices de tres palas, con esta clase de profundos taladros debajo de la pala, tienen especial propensión para esta clase de roturas, y deben, por esta razón, inspeccionarse constantemente. También deben inspeccionarse con gran frecuencia el collar de apriete del buje de la hélice y el pequeño perno articulado. Así es, que recientemente la determinación de la existencia de un número de pernos articulados blandos en hélices, tenía por consecuencia la puesta fuera de servicio de la mayor parte de los hidroaviones de la marina hasta que todos los pernos habían sido examinados. El entretenimiento de los aviones requiere una vigilancia constante. A ello pertenece también un detenido repaso ocasional de la hélice, de la cual depende tanto.

Las explicaciones anteriores demuestran la necesidad de materiales de construcción para hélices de menor peso y mayor resistencia. Puesto que las dimensiones de la hélice aumentan constante, y muy en particular en dirigibles y grandes motores de aviación con reductor, es una señal manifiesta de la urgente necesidad de una construcción ligera de las palas de las hélices. El diámetro de esta clase de hélices es, ya hoy día, 5 m. y más, de modo que en palas macizas, las fuerzas centrífugas alcanzan valores extraordinariamente elevados, teniendo las palas, por razones de seguridad, en el buje un peso cada vez mayor. Con el empleo de las hélices huecas de acero para grupos motopropulsores de esta clase, está tal vez trazado un camino para la solución de las dificultades anteriormente citadas.

#### TENSIONES DE LAS FUERZAS CENTRÍFUGAS

Una de las ventajas principales respecto al peso de las hélices huecas de acero, consiste en que permiten el empleo de bujes de modelos nuevos, que tienen considerablemente menos peso que los tipos actuales, sin que por ello sufra la resistencia. Esta ventaja aumenta, según aumenten las dimensiones de la hélice, reduciendo en la misma proporción el esfuerzo debido a las fuerzas centrífugas.

De las numerosas tensiones que actúan sobre una pala de hélice durante el vuelo, el esfuerzo producido directamente por la fuerza centrífuga, es por mucho la que más importancia tiene. Esta fuerza centrífuga puede alcanzar valores que son considerablemente mayores que lo que generalmente se cree; y este factor es, más que ningún otro, el motivo de



que el peso y la resistencia de la hélice lleguen a ser cada vez mayores. A continuación damos un ejemplo típico para demostrar esto: Se trata de una hélice impulsada por un motor Hornet sin reductor, girando a 100 revoluciones por minuto, con palas del tipo "Navy" número 493, un diámetro de 3,2 m., un peso de cada pala de 20,9 kilos, y distancia del centro de gravedad de la pala del centro del buje de 0,61 m. Para el cálculo de la fuerza centrífuga resultante, supongamos que un peso de 20,9 kilogramos estuviese dispuesto a una distancia de 0,61 m. del centro del buje y girase con 1.000 r. p. m. La fuerza centrífuga que actúa sobre la pala es entonces:

$$\frac{1}{2} \frac{G}{g} v^2 = \frac{1}{2} \frac{20,9}{9,81} \frac{(2 \pi 0,61 \cdot 1900)^2}{60^2} = 51\,500 \text{ kg.}$$

Esto corresponde, con una sección de la base de la pala de 69 cm. cuadrados, a una tensión de 7,45 kg/mm. cuadrados. Ya que esta tensión varía con el cuadrado de la velocidad de la hélice, con el aumento del número de revoluciones de la misma, ha de emplearse una pala lo correspondientemente más sólida si la tensión no debe exceder del límite de fatiga. De ello resulta, sin más ni más, la ventaja de un material de construcción para hélices con una resistencia a la fatiga grande que se expresa, en un caso dado, no solamente en un peso total menor, sino también en un aumento de la seguridad.

Estos factores son especialmente de gran importancia en aviones con los que se realizan vuelos acrobáticos y en aquellos en que han de tomarse en consideración grandes velocidades del vuelo de picado. Un aviador del vuelo acrobático debe darse cuenta claramente de los grandes esfuerzos a los que está sometida su hélice, inspeccionándola ocasionalmente con gran cuidado; en primer término, el buje y las partes de las palas que se encuentran en su inmediata proximidad. Recientemente un piloto dió parte de que su hélice trabajaba irregularmente. Se desmontó ésta para su inspección, y se mostró que la mitad posterior del buje y exteriormente del apoyo, tenía una grieta en casi toda su periferia. Al parecer el buje había trabajado con la referida grieta durante largo tiempo ya, pues el esfuerzo excéntrico que actúa sobre el apoyo, había producido, a consecuencia de la grieta del buje, otra semejante en la pala. No cabe ninguna duda que la hélice se habría roto totalmente, después de poco tiempo.

#### DIFICULTADES DE LAS HÉLICES DE LA AVIACIÓN COMERCIAL

Aunque las hélices de los aviones de transporte no están sometidas a esfuerzos tan grandes como se presentan en los vuelos acrobáticos o con las grandes velocidades del vuelo picado, no es menos importante una vigilancia cuidadosa de ellas. Especialmente en aviones multimotores y de transporte se producen a veces vibraciones que son una consecuencia de un determinado tipo de construcción o disposición de los motores. Así es que en varios casos se produjeron grietas en los bujes de los motores laterales, montados en las alas de aviones trimotores, lo que había que atribuirse a vibraciones de la hélice que se produjeron cuando las grietas de las palas pasaron por las alas de gran espesor. La formación de las grietas pudo eliminarse, esforzando el buje. Dificultades semejantes pueden presentarse en aviones multimotores, en los que las periferias de las hélices del motor central y de los motores laterales se interseccionan algo o en los que una grieta de la pala pasa cerca del fuselaje. Esto ocurre especialmente con grandes velocidades de rotación y una distancia interior que, en una hélice de marcha lenta (por ejemplo, con un motor con reductor), puede ser absolutamente suficiente, pero insuficiente para una hélice con transmisión directa. Desgraciadamente olvidan algunos constructores de aviones este hecho al construir un tipo nuevo de avión, y no dan a las condiciones de servicio de las hélices la debida importancia hasta que la construcción haya sido casi terminada, y tendrá entonces que ser modificada.

La hélice de aleación de aluminio actualmente empleada, ha contribuido en alto grado a la seguridad del vuelo. Los bujes y palas, generalmente empleados, se han experimentado efectivamente muy bien, y los fabricantes toman todas las medidas de precaución para suministrar a los clientes un material de construcción perfecto, en todos los sentidos, pero cuando un avión se ha puesto en servicio, se presentan las dificultades anteriormente citadas que en todo avión son de índole distinta. Con la creciente experiencia, también las condiciones de servicio con motores muy potentes y gran velocidad llegan a ser cada vez mejores, contribuyendo además, en alto grado, el desarrollo de material de construcción nuevo para hélices, al mejoramiento de la capacidad y seguridad de los aviones.

*"Aviation Engineering"*

**Todo material para la construcción de veleros: herrajes, madera, tela y cola**

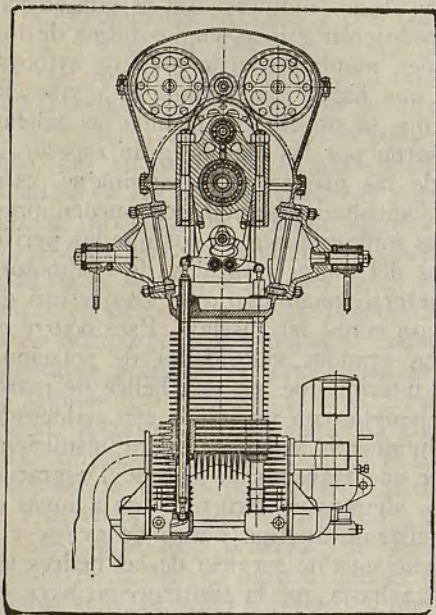
**SUMINISTRA:**

**FRANCISCO SAVANAY - BARAJAS. Aeródromo Civil**



## El nuevo motor de aviación Hirth H-M 60

En el "Vuelo de Alemania", de este año, llamó mucho la atención de los círculos aeronáuticos un nuevo motor que, proyectado por el ingeniero Helmut Hirth, hermano del conocido piloto internacional de vuelo a vela Wolf Hirth, y construido por la Hirth-Motor G. m. b. H., obtuvo el segundo premio



en el citado concurso, no obstante su gran inferioridad en potencia con relación a la mayoría de los motores de los otros concursantes, lo que constituía una gran desventaja para él.

El desarrollo del referido motor se hizo bajo puntos de vista totalmente nuevos. El primer objeto que se proponía el constructor era que el precio de su motor fuera lo más económico posible. Ya que una reducción del coste, por la fabricación en grandes series era imposible, debido a que la demanda de motores de tan pequeña potencia es relativamente reducida, eligió Hirth el medio de emplear en lo posible piezas que se fabrican ya en serie, por ejemplo,

en la industria automovilista, y cuyo precio resulta, naturalmente, más económico.

En su construcción se aprovecharon todas las experiencias hechas en estos últimos años, y el resultado es un motor en línea, refrigerado por aire, y con cuatro cilindros invertidos. Su potencia de 60-65 CV. es la más apropiada para los actuales biplazas de deporte que, con sus buenas cualidades aerodinámicas, dan excelentes resultados con ella.

Las características principales de este nuevo motor son las siguientes:

### *Dimensiones:*

Longitud total, 775 mm.  
 Altura total, 688 mm.  
 Ancho total, 386 mm.  
 Carrera, 100 mm.  
 Calibre, 110 mm.  
 Cilindrada, 3,45 l.  
 Compresión volumétrica, 0,20 l.  
 Coeficiente de compresión, 5,3.

### *Potencias:*

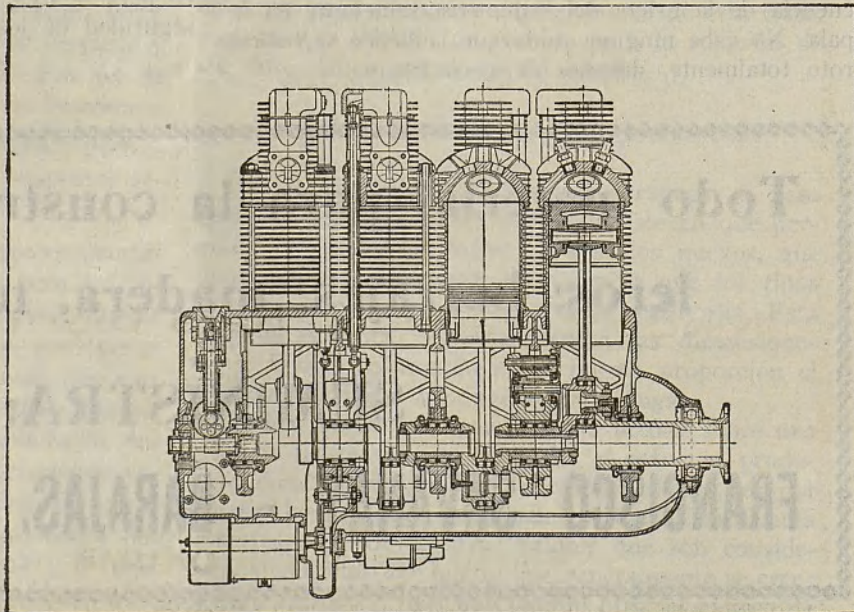
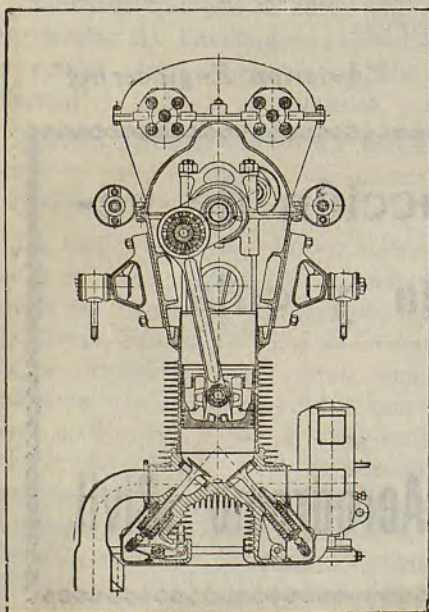
Potencia constante máxima admisible, 60 CV.  
 Revoluciones con la potencia máxima admisible, 2.000 r. p. m.  
 Potencia máxima admisible, 65 CV.  
 Revoluciones con la potencia máxima admisible, 2.100 r. p. m.

### *Pesos:*

Peso en vacío (sin buje, aparato de puesta en marcha y tubos de escape), 82,3 kg.  
 Peso por CV. con potencia constante, 1,37 kg-CV.  
 Peso por CV. con potencia máxima, 1,27 ídem.

### *Consumo:*

Consumo de combustible, 0,225 kg-CV.-h.  
 Consumo de aceite, 0,005-0,011 kg-CV.-h.







## El nuevo "Ala volante" tipo Kohl



El piloto Kohl, uno de los tres intrépidos aviadores que realizaron con el "Bremen" la primera feliz travesía del Atlántico de Este a Oeste, acaba de crear un nuevo tipo de avión sin cola, un verdadero "ala volante", que despertó inmenso interés en los círculos aeronáuticos y que recientemente ha sido demostrado en público en el aeropuerto de Tempelhof. Fué pilotado por Gronhoff, el conocido piloto de vuelo a vela, y la demostración se hizo en presencia de Delegados enviados por la mayoría de los Centros oficiales interesados, como, por ejemplo, Ministerio de Comunicaciones, Ministerio de la Guerra, Ciudad de Berlín, etc.; además, la Lufthansa, el DV. L. y finalmente todas las organizaciones aeronáuticas. Gronhoff pilotó el aparato de manera insuperable. La facilidad con que éste obedeció a los mandatos despertó general admiración, pero todo el mundo quedó absolutamente convencido de las ventajas de este nuevo tipo revolucionario, en relación con los construídos hasta ahora, cuando Gronhoff ejecutó algunos "loopings" (rizos) y "turns" (vuelta de Immelmann o renversement), que no hubieran podido realizarse mejor con cualquier otro aparato, con excepción naturalmente de los que están especialmente construídos para vuelos acrobáticos.

Después de la demostración explicó el señor Herrman Kohl ante el micrófono, las ideas que le habían movido para la realización de este nuevo tipo de

construcción. Subrayó que sólo podía esperarse un aumento de las performances en el ramo de la aviación, si se tiene el valor de desarrollar ideas nuevas. Declaró que para disponer de una navegación aérea trasatlántica segura, sería preciso adoptar el llamado "ala volante", propagada desde hace tantos años por el Profesor Junkers, y que su nuevo aparato constituía un paso hacia adelante para conseguir ese fin. El señor Kohl subrayó que este ensayo (costeado casi totalmente de su peculio particular) había originado, relativamente, reducidos gastos, pero si se ha de sacar verdadero provecho de él, deberán también ayudar las autoridades competentes.

Gronhoff, por su parte, hizo las siguientes manifestaciones:

"Como todos sabemos, el despegue y aterrizaje son aún los capítulos más graves de nuestra aviación. Ambos momentos de peligro ha eliminado el "ala volante", puesto que este aparato despegue con mayor facilidad y menor peligro que todo otro, siendo posible disminuir la velocidad de aterrizaje a un minimum sin que el avión se desplome, frenando con los planos amortiguadores, dispuestos en los extremos exteriores de las alas de modo que la toma de tierra resulta facilísima."

El señor Kohl es, por lo tanto, de la firme opinión que el tipo "ala volante" constituye la solución del avión trasatlántico.

### MADERA CONTRAPEADA

### CONSTRUCCION Y REPARACION DE AVIONETAS Y PLANEADORES

Disponible en:

MADRID: Francisco Savanay - Apartado 669. Aeropuerto de Barajas  
BARCELONA: Antonio Armangué, Rambla de Cataluña, 127  
SEVILLA: Envíos por el Avión Correo

### "Cawit" Abedul

Denominación de la madera número	Grueso aproxi- mado en m/m.	«Cawit Aviatic» Precio en Barce- lona o Madrid por planchas de 1,20x1 m	«Cawit especial» Precio en Barce- lona o Madrid por planchas de 1,20 x 1 m
0	0,8	26,—	22,—
1 n	1,1	24,—	17,50
1	1,3	25,—	18,—
1 1/2	1,65	28,—	18,50
2	1,75	30,—	19,—
2 1/4	2,10	32,—	19,50
2 1/4 n	2,35	33,—	22,—
2 1/2	2,65	35,—	23,—
3	3,—	37,—	24,50
4	3,7	40,—	27,—

### Madera especial para planeadores (Abedul)

	Tamaño de la plancha	Precio por plancha
0,4 m/m	1000/1000	7.—
0,5 m/m	1000/1000	7,50
0,8 m/m	1000/1000	11,50
1 m/m	1250/1250	16,80
1,5 m/m	1200/1200	20,25
2 m/m	1200/1200	23,50

Manera contrapeada nacional tipo **OKUME** :: Precios corrientes





# Aviones Comerciales Fokker



En números anteriores de ICARO se analizan los factores que son esenciales en un avión comercial, si tal aparato tiene que satisfacer realmente necesidades prácticas.

La determinación de los factores se hizo, en absoluto, sin miras a ningún tipo especial de aparato, basándose, en lo posible, sólo en los resultados de muchas de las grandes Compañías de navegación aérea.

Tomando los datos consiguientes como un criterio, averiguaremos ahora hasta qué punto los aviones Fokker satisfacen estas necesidades, dictadas por el tráfico aéreo. Huelga decir que éste no es el lugar adecuado de hacer comparaciones entre aviones Fokker y los de otros tipos. Por lo tanto, nos limitamos a comparar una por una las características de los aparatos Fokker, con las condiciones mínimas exigidas, dejando al criterio del lector, que tiene datos suficientes respecto a otros tipos de aparatos, el deducir sus conclusiones. Sin embargo, tenemos que subrayar categóricamente que una comparación verdadera sólo puede hacerse si se tienen en cuenta todos los detalles y factores dados.

## CONDICIONES OFICIALES DE LA NAVEGABILIDAD AÉREA

Los aviones Fokker, fabricados por la "N. V. Norderlandsche Vliegtuigenfabrick" están, por lo general, contruídos con arreglo a las prescripciones dictadas por el Parlamento holandés, publicadas en la "Gaceta Oficial" número 454, del 6 de diciembre de 1928 (posteriormente revisadas), que previenen la inspección del Estado para los aviones y el tráfico aéreo. Esta inspección del Estado la ejerce la sección aerorútica del Ministerio de Transportes acuáticos, Diques y Canales, que tiene a su disposición, como Cuerpo ejecutivo para la investigación científica, al Instituto Nacional de Investigaciones Aero-náuticas (Rijks Studiedienst voor de Luuchtvaart) y un servicio de inspección, según previene la disposición, para el trabajo de inspección práctico.

Gracias a lo exigente de la inspección, a la que están sometidos los aparatos antes de que se extienda un certificado, los certificados holandeses de navegabilidad aérea tienen internacionalmente una reputación muy elevada, es decir, que son reconocidos y considerados oficialmente fuera de Holanda. En ciertos casos especiales, pueden ser suministrados, sin embargo, aparatos que llenen otras condiciones reconocidas, por ejemplo, las estipuladas por la CIDNA.

En lo que se refiere a las condiciones mínimas, respecto a la *capacidad de subida*, que son prácticamente idénticas en todos los países, por el cuadro dado en este artículo, que incluye también la velocidad inicial de subida de los varios tipos de aeroplanos comerciales, parece conveniente que ésta exceda en una medida no pequeña, el *mínimum* exigido en todos los casos. La reducida velocidad mínima, que es una característica de todos los aviones comerciales Fokker, hace posible despegar con un rodaje corto y también aterrizar con un rodaje que se encuentra igualmente en los límites fijados.

## RELACIÓN ENTRE VELOCIDAD, CAPACIDAD DE CARGA Y POTENCIA DE MOTOR

La velocidad de los aviones comerciales Fokker, con relación a su capacidad y espacio de carga y potencia de motor empleada, puede ser considerada como elevada para todos los tipos. Esta gran velocidad se obtiene únicamente por medio de un refinamiento aerodinámico, sin perjudicar la economía de trabajo, sino más bien aumentándola.

Cada tipo de avión Fokker puede ser dotado de motores de una capacidad que satisfaga los deseos del adquirente. En unión de lo que citamos anteriormente, respecto a la relación entre velocidad y la potencia necesaria de motor, el cliente debe decidir él mismo qué potencia de motor es más conveniente para el fin a que se propone destinar el aparato.

En la elección de motores puede haber también consideraciones que, aunque no tengan ninguna influencia directa en las performances del aparato propiamente dichas, no obstante juegan un papel más o menos importante. Cuando, por ejemplo: puede preverse que para un tipo dado de motor no será siempre fácil obtener piezas de recambio, puede ser aconsejable, para asegurar el trabajo regular, elegir otro tipo de motor, aun cuando este último sea menos económico en su entretenimiento total.

Los dibujos adjuntos de los tipos

F.VIIa (monomotor),  
F.VIIb-3m (trimotor),  
F.IX (trimotor), y el  
F.X (trimotor),

demuestran con claridad lo favorablemente que está distribuido el espacio de carga en los aparatos. Por esta razón es siempre posible cargar el aparato convenientemente, asegurando la estabilidad en las condiciones más difíciles.

Para demostrar cuán ampliamente cumplen los aviones comerciales Fokker las condiciones de velocidad, capacidad de carga y espacio de carga, damos a continuación un cuadro resumen de los varios tipos, que además indica las condiciones mínimas exigidas para el espacio de la cabina, departamentos de equipajes y correo y los pesos relativos:

1) Como ya queda indicado, pueden instalarse todos los motores convenientes para un tipo dado de aparato.

2) El consumo de combustible para todos los motores se supone sea 250 gr-CV-h.

3) Las velocidades han sido determinadas sobre una pista cuadrada de 3,75 x 3,75 millas (6 x 6 km.). Las performances anteriormente indicadas están garantizadas con las tolerancias usuales.

Como demostración de la diferencia en las performances y capacidad de carga de dos aparatos idénticos, pero dotados de distintos tipos de motores, se incluye en el cuadro anterior el F.IX, provisto del motor "Hornet B" y del "Júpiter", pero con igual peso total. Se ve que mientras la carga abonable muestra un aumento de 225 kg. (496 libras), la velo-



cidad es menor con el menos potente de los dos tipos de motor. Si ha de ser vencido un viento contrario de 50 km. (311 millas) p. h. sobre un radio de acción de 650 km. (404 millas), la diferencia en la carga abonable, computada según el ejemplo en nuestro artículo anterior, llega a ser 260 kg. (573 libras).

Hay, sin embargo, otros factores aún que no se han tenido en cuenta en nuestra comparación, o sea la mayor velocidad de subida y el techo más alto del aparato, estando dotado de los motores más potentes. Estos factores son especialmente ventajosos en países montañosos, y constituirán, por lo tanto, un punto de consideración en la selección de los motores.

Como nuestros lectores habrán visto en el cuadro, no damos solamente el techo de los aviones volando con dos motores y plena carga, sino también el de los aparatos volando con dos motores y la carga total, alcanzada después de dos horas de vuelo, suponiendo que el aparato fuese cargado hasta su plena capacidad al despegar. Este caso, sin embargo, no es frecuente, mientras que de otra parte, cualquier defecto ocurre por lo general inmediatamente después del despegue (de modo que el aparato puede volver al aeródromo de partida) o después de algunas horas de vuelo. En vista de esto es, por lo tanto, también de importancia saber a qué altura un aeroplano puede continuar volando con dos motores, después de haber sido consumida una parte del combustible, habiendo sido reducido en consecuencia el peso total.

#### SEGURIDAD

El método de construcción Fokker es generalmente conocido. Fokker fué uno de los primeros que empleó la construcción con tubos de acero, sistema que está empleándose actualmente en muchos países, aun en aquellos en que este tipo de construcción solía ser oficiosamente declarado tabú, pero donde se dieron cuenta, mientras tanto, de las grandes ventajas que ofrece y hubieron de apreciar la seguridad y la confianza que merece el sistema.

El método de construcción del fuselaje Fokker destaca por su sencillez, fácil accesibilidad y la facilidad con que pueden efectuarse reparaciones.

Esta accesibilidad permite efectuar las inspecciones diarias muy detenidamente, dando por resultado que los intervalos entre los repasos totales pueden prolongarse considerablemente. Como ejemplo, citamos el PH-AEN de la K. L. M., un Fokker F.VIIb-3m., cuyo repaso total sólo se hizo después de tener 1.800 horas de vuelo en su haber. Este aparato había realizado entonces cinco vuelos de Amsterdam a Batavia, ida y vuelta. El número medio de las horas de vuelo entre los repasos de los aparatos de la K. L. M. es 1.400. Esta Compañía de navegación aérea es una de las más antiguas que emplean los aviones Fokker, y la experiencia adquirida ha demostrado al personal técnico que es posible aumentar el número de horas de vuelo entre dos repasos totales.

Otras muchas Compañías dan por lo general a los aparatos Fokker un repaso total después de 1.000 horas de vuelo.

Ya que hemos tratado con tanta frecuencia las otras ventajas de la construcción con tubos de acero soldados, entre otras, lo referente a las reparacio-

nes y la seguridad de los ocupantes, no vamos a ser más extensos respecto a este asunto.

El ala de madera de los aviones comerciales Fokker, ha demostrado en la práctica que es capaz de resistir todas las condiciones climatológicas. Los aviones Fokker se emplean en todo el mundo en los más diversos climas. El entretenimiento del ala es sencillísimo y consiste en barnizar periódicamente el revestimiento, de chapa contraeada.

En muchos de los grandes vuelos históricos, el ala Fokker ha demostrado que es capaz de resistir una sobrecarga considerable sin perjuicio de las cualidades de vuelo del aparato.

Debido a su fácil entretenimiento, los aviones comerciales Fokker son extraordinariamente seguros. Los motores están instalados de tal manera que son accesibles desde todos los lados, de modo que su entretenimiento no representa ninguna dificultad y, en consecuencia, las perturbaciones del motor están reducidas al mínimo.

De acuerdo con el método de instalar los depósitos de combustible en el ala, practicados por Fokker durante muchos años, todos los aviones comerciales están dotados de espaciosos depósitos en el ala, que están instalados tan próximos como sea posible al centro de gravedad. Esta característica, según queda demostrado en nuestro artículo anterior, es de grandísima importancia para la estabilidad. La capacidad de los depósitos es tan grande, que los aparatos con los depósitos llenos pueden volar 1.000 a 1.300 km. (600 a 800 millas) sin necesidad de aterrizajes intermedios. Además, hay tanto espacio en el ala Fokker que pueden instalarse aún más depósitos si así se desea. El F.VIIb-3m., por ejemplo, que pertenecía al difunto señor Van Lear Black y que se encuentra actualmente al servicio de la "Swissair", está dotado de depósitos con una cabida total de 2.100 litros (462 galones imperiales), de modo que estos aparatos tienen un radio de acción de 1.250 millas (dos mil kms.).

Alojando los depósitos de combustible en el ala, aumenta por otra parte la seguridad, puesto que están situados en la parte más protegida de ella, es decir, en la sección central, entre la parte más sólida de los largueros, estando, además, tan distantes de los motores, que en la práctica hay que desear la posibilidad de incendios en accidentes.

#### CUALIDADES DE VUELO Y EL VUELO CON DOS MOTORES

Las cualidades de vuelo de los aviones comerciales Fokker han contribuido, en medida no pequeña, a la reputación mundial de estos aviones. Como ilustración, citamos los vuelos de Byrd y el vuelo trasatlántico de Kingsford-Smith, que se vió obligado a volar totalmente a ciegas durante diez y nueve horas. Sin la excelente estabilidad y buenas cualidades de vuelo de su aparato Fokker, la tripulación, seguramente, no hubiera logrado terminar felizmente este fatigoso vuelo.

Hemos indicado ya categóricamente que un aparato trimotor sólo cumple su fin cuando puede volar en efecto con dos de sus motores con plena carga, no solamente con velocidad suficiente, sino también con un techo de una altura razonable.

Los aviones Fokker satisfacen estas condiciones en un grado extraordinario. Los Fokker han logra-



do en la práctica volar muchas veces durante varias horas seguidas, con dos motores, y "hasta han despegado con dos motores"; los techos logrados con dos motores se dan en la tabla anterior. Al volar con dos motores, el manejo de los mandos, es casi tan fácil como cuando los tres están trabajando.

Además, el estabilizador en todos los aparatos Fokker es reglable durante el vuelo, de modo que puede corregirse si, debido a la carga, el avión encabrita o pica. En los grandes trimotores Fokker, es también reglable, durante el vuelo, el plano de deriva, de modo que, aun en el caso de que se parase uno de los motores exteriores, el piloto no tiene necesidad de hacer excesivo empleo del timón de dirección, procedimiento que indudablemente resultaría demasiado fatigoso.

Si el plano de deriva está reglado correctamente y si, por ejemplo, se para el motor de la derecha, el piloto puede hacer un viraje perfectamente normal a la izquierda sin mayor esfuerzo y sin desviar el timón más que cuando vuela normalmente con los tres motores. Se demostró como innecesario este plano de deriva reglable en los aparatos pequeños (F.VIIb-3m., etc.), puesto que el mando de este tipo precisa muy poca energía.

#### CONFORT DE LOS PILOTOS

En todos los aviones comerciales Fokker se ha puesto gran cuidado en asegurar el confort de los pilotos. La barquilla espaciosa, con su doble mando, puede cerrarse totalmente con ventanillas correderas, de modo que los pilotos están absolutamente protegidos contra los elementos.

La disposición conveniente de los instrumentos es el resultado de las experiencias de muchos años de los muchos pilotos que vuelan en los aparatos Fokker. La disposición del tablero de instrumentos puede, además, hacerse de acuerdo con los deseos del comprador.

El asiento del primer piloto es reglable, de modo que puede colocarlo en la posición más conveniente para su físico.

Todos los mandos, llaves, interruptores, etc., están al fácil alcance de ambos pilotos.

#### CONFORT DE LOS PASAJEROS

Se ha prestado gran interés a que quede asegurada la comodidad de los pasajeros. Las cabinas son,

naturalmente, en primer lugar, muy espaciosas (véase tabla), mientras que el decorado standard y tapizado crean una atmósfera agradable. Las cabinas pueden proveerse de decorado y tapizado, según proyectos especiales, y efectuarse por casas de muchos años de experiencia. Que el decorado y tapizado le interesa realmente al público viajero, lo demuestra el hecho de que en la última Exposición Aeronáutica de París, en la que la muy conocida revista francesa "L'Air" ofrecía una copa para el aparato más confortable y elegante, al inmensa mayoría de los visitantes votó a favor del Fokker F.IX, que había sido decorado, por los señores H. P. Mutters & Hijos de La Haya.

Las butacas son confortabilísimas, aun para vuelos largos, y hay espacio suficiente entre ellas para que los pasajeros puedan circular libremente sin estorbar a sus compañeros de viaje. La calefacción de la cabina se hace por medio de aire caliente, y puede ser regulada por los pasajeros.

En el equipo del lavabo se incluye un depósito con agua corriente.

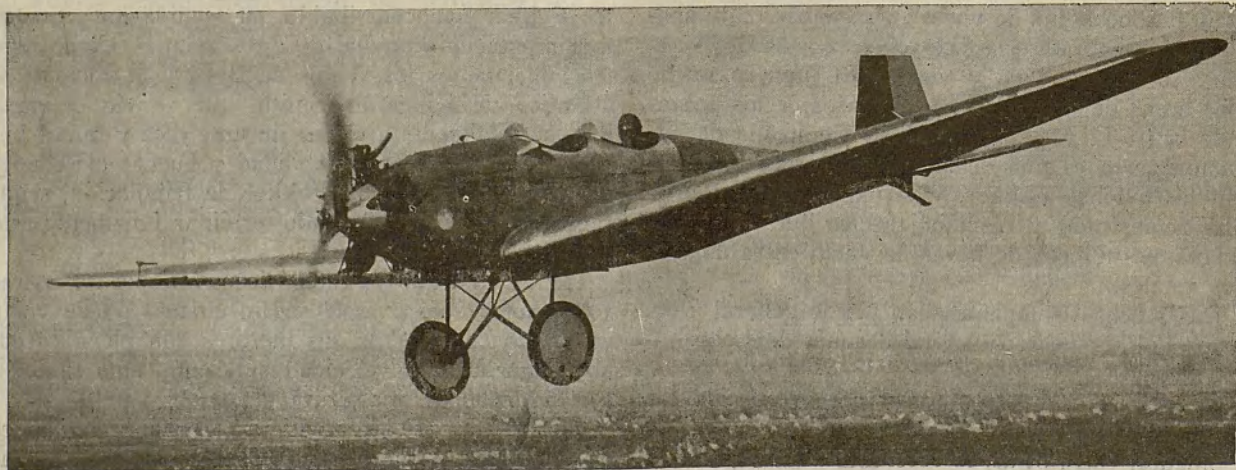
Para el caso de que, en un aterrizaje forzoso, la puerta de la cabina llegase a estar obstruida, se ha previsto en el techo una salida de urgencia (panel de desgarré).

#### ECONOMIA EN EL ENTRETENIMIENTO

Ya hemos demostrado que la sencillez de la construcción hace posible una inspección y entretenimiento regular y reparación fácil. Las reparaciones, aun aquellas que precisan un tratamiento más extenso, pueden efectuarse rápida y eficazmente con herramientas sencillas y material obtenible en todas partes. Esto es muy importante para una Compañía de navegación aérea, puesto que mantiene los gastos de trabajo a un nivel muy bajo.

\* \* \*

Creemos que en este artículo hemos dado datos suficientes para que nuestros lectores puedan hacer una comparación entre los aviones comerciales Fokker y otros tipos de aparatos, y estamos convencidos de que después de haberlo hecho, admitirán la superioridad del avión comercial Fokker. Los aviones comerciales Fokker constituyen actualmente el equipo volante standard, de por lo menos 39 Compañías de navegación aérea, en varias partes del Mundo.





# Indice de Proveedores de la Aeronáutica Militar Naval y Civil

## Accesorios en general para aviación

Sociedad General Aplicaciones Industriales, paseo Recoletos, 19.  
Francisco Savanay.—Aeropuerto de Barajas.

## Acumuladores, baterías de ferromnquel

Sociedad Española del Acumulador Tudor, Victoria, 2.

## Ametrañadoras fotográficas

M. Quintas, Cruz, núm. 43.

## Cables de mando

José María Quijano, Los Corrales de Buelna. (Santander.)

## Carburadores

Sociedad Española del Carburador IRZ. Apartado 78, Valladolid. Montalbán, 5, Madrid. Cortes, 642, Barcelona.

## Cartuchos para señales e iluminación

Pirotécnica Espinós, Reus.

## Cola caseína

D. Lada, Madrid, calle de Salud, 8 y 10.

## Combustibles, grasas

Andrés G. y Fabiá, Aragón, 289, Barcelona.  
Bowser Caccamo, Rodríguez San Pedro, 40.

## Compañías de navegación aérea

CLASSA. Plaza de Lealtad, 4.

## Construcción de aparatos de precisión

Talleres de óptica y mecánica de precisión, S. L., Goya, 6.

## Escuelas de aviación

CEA. Albacete.

## Fábricas de aviones

Construcciones Aeronáuticas, S. A., Arlabán, 7, Madrid.  
Hispano (La). Guadalajara.  
Loring (Jorge), Antonio Maura, 18, Madrid.

## Hangares

Kappeyne, Barcelona, Vía Layetana, núm. 17.  
Cubiertas Reticuladas, Diego de León, núm. 55 provisional.

## Hélices

Osorio (Luis). Talleres: Santa Ursula, 12. Tel. 72956. Correspondencia: Santa Bárbara, núm. 11.  
Amalio Díaz. Getafe.

## Herramientas y maquinaria

Juan Gazeau, Junqueras, núm. 16, Barcelona.

## Instalaciones para aeródromos

Pahama, S. A., Alarcón, núm. 9, Madrid.

## Instrumentos de Meteorología

Ortho. Material científico. Talleres: Lanuxa, 14.

## Madera contrapeada

La Aeronáutica, S. A., Bilbao. Zorrozaurre-Deusto. Apartado 344.  
Salvador Sancho, carrera de San Luis, 61, Valencia.

## Magnetos

SCINTILLA, S. A. Florida, 4.  
S. E. V. Antonio Díaz, Príncipe de Vergara, 8, Madrid.

## Material fotográfico

M. Quintas, Cruz, núm. 43.

## Motores de aviación

ELIZALDE. Paseo de San Juan, 149, Barcelona.  
ELIZALDE. Delegación Madrid, paseo de Recoletos, 19  
HISPANO-SUIZA. C. Rivas, 279, Barcelona.

## Motores eléctricos y material eléctrico

Brown Boveri, Gran Vía, núm. 21.  
O C E S A. Madrid. Carrera de San Jerónimo, 31.

## Neumáticos

Continental Madrid. Génova, 19.

## Oxígeno

Autógena Martínez, Vallehermoso, núm. 19.

## Pinturas y barnices

Industrias Titán, Gaztambide, núm. 13.  
Colores Hispania, S. A., Coello, 86, Barcelona.

## Radiadores

Corominas (Ricardo). Madrid, Monteleón, 28 Barcelona.  
avenida de Alfonso XIII, 458.  
Chavara y Churruca, Viriato, 7, Madrid.  
Vintro. Barcelona, Aribau, 340.

## Rodamientos de bola

S. K. F., plaza de Cánovas, núm. 4.

## Roentgenología industrial y médica

Siemens Reiniger Veifa, S. A., Fuencarral, 55, Madrid.

## Tela

Continental. Génova, 19 (Warfelmann y Steiger, S. L.).

## Transportes internacionales y transportes aéreos

L. Chablot, Felipe IV, núm. 2 duplicado.



# Fokker

## GRAN VELOCIDAD DE VIAJE

El avión de transporte más moderno, FOKKER tipo F. XII, construido especialmente para las grandes líneas aeropostales internacionales, tales como por ejemplo, la línea regular Amsterdam-Batavia, de unos 15.000 km. de longitud, que está explotada por la Compañía de Navegación Aérea Holandesa K. L. M.

Por su enorme velocidad, gran capacidad de carga y amplio espacio disponible para carga, es el FOKKER F. XII el aparato ideal para estos fines.



Para recorridos cortos el F. XII está dispuesto para 16 pasajeros, siendo la distribución de los pesos como sigue:

Peso en vacío .....	4.350 kg.
Tripulantes (2) .....	160 "
Combustible y aceite para 650 kms. ....	830 "
Equipo .....	290 "
Carga abonable .....	1.620 "
<b>Peso total .....</b>	<b>7.250 "</b>

Para largos recorridos postales, la carga del aparato será la siguiente:

Peso en vacío, inclusive radio e instrumentos de navegación.....	4.500 kg.
Tripulantes (4) y equipaje.....	420 "
Piezas de recambio y aparatos de salvamento para la tripulación...	150 "
Combustible y aceite para 1.300 kilómetros .....	1.580 "
Correo .....	600 "
<b>Peso total .....</b>	<b>7.250 "</b>

N. V. Nederlandsche Vliegtuigenfabriek

Rokin, 84 ♦♦ Amsterdam ♦♦ Tel. Fokexport