

AEROTECNIA

Hélices aéreas

Por JOSÉ PAZÓ MONTES

Capitán de Aviación e Ingeniero Aeronáutico

LA hélice es uno de los elementos que juegan en el avión un papel más importante. Su cálculo y realización deben ser cuidadosamente efectuados, pues un pequeño desequilibrio estático o dinámico en su funcionamiento puede provocar grandes fatigas vibratorias en los demás elementos del avión. Por otra parte, su rotura es casi siempre un grave accidente a causa del desequilibrio producido por los grandes esfuerzos centrífugos a que está sometida. Por ejemplo, la rotura de una pala de una hélice de duraluminio en un motor de 500 cv. produce un desequilibrio del orden de 60 toneladas. Fácilmente se comprende, por consiguiente, que en algunos accidentes de esta clase, el avión se haya desorganizado materialmente en el aire por rotura de sus elementos principales.

El progreso constante de la Aviación ha ido imponiendo a las hélices condiciones que, aunque no hayan podido ser por ahora satisfechas de un modo completo, han servido para señalar la ruta a seguir en su perfeccionamiento. Este camino es indudablemente el de la hélice de paso variable en el suelo para la Aviación del presente y la de paso variable en el aire para la Aviación del porvenir. Los principales factores que contribuyen a que la tendencia moderna en la construcción de las hélices se marque en el sentido que acabamos de indicar, son los siguientes:

- 1.º Utilización de motores sobrealimentados conservando un par constante hasta grandes alturas.
- 2.º Mejora de las características del avión: velocidades horizontales, velocidades ascensionales y techo.
- 3.º Aumento de la potencia nominal y del régimen nominal de los motores.
- 4.º Despegues con toda la carga y vuelos de gran duración como consecuencia del aumento de radio de acción de los aviones.
- 5.º Mejora del rendimiento por una mayor *souplesse* de adaptación.

Si a esto se añade la invulnerabilidad por los agentes atmosféricos, permitiendo su almacenamiento y empleo en climas extremados, tendremos las causas que han influido en las hélices modernas en cuanto a su forma y material empleado en su construcción.

¿Hélices de madera o hélices metálicas?

Hace todavía poco tiempo hubiese sido aventurada la contestación de esta pregunta. Indudablemente la hélice metálica presentaba ventajas innegables sobre la de ma-

dera, pero su elevado coste y la carencia de elementos de juicio suficientes sobre su duración y comportamiento, unido a las roturas que al principio se produjeron, crearon alrededor de ellas la atmósfera de desconfianza con que se las recibió. Sin embargo, resueltas las dificultades que se presentaban, la mayor parte de orden metalúrgico, y puestas en el mercado a un precio que deja de ser prohibitivo, se puede ya contestar a la pregunta anterior afirmando, sin duda alguna, la superioridad de la hélice metálica.

Las líneas aéreas, por el gran número de horas de vuelo que efectúan sus aviones en toda clase de tiempo y en climas muy diferentes, han sido la piedra de toque de los propulsores, y la superioridad a que antes nos referíamos está evidenciada en el hecho de que más del 80 por 100 de las hélices utilizadas en el tráfico comercial aéreo son del tipo metálico.

En las naciones que más se distinguen en cuestiones de aviación, incluyendo a Francia que por más tiempo se resistió a utilizarlas, el favor por la hélice metálica crece de día en día. Por otra parte, casi todos los grandes raids, vuelos sobre los Polos, records internacionales, Copa Schneider, etc., han sido realizados con esta clase de hélice.

Los inconvenientes que la madera empleada hasta ahora presenta y que han contribuido, a pesar de su poco coste y facilidad de trabajo, a que sea sustituida en la construcción de los propulsores, han sido los siguientes:

- 1.º Deformabilidad, heterogeneidad y anisotropía. Dificultad de reparación.
- 2.º Resistencia pequeña, sobre todo teniendo en cuenta, como veremos más adelante, la tendencia moderna a las grandes hélices. Esto trae como consecuencia grandes secciones en las inmediaciones del núcleo, con su escaso rendimiento aerodinámico.
- 3.º Adaptación deficiente para los motores de grandes potencias y regímenes normales.
- 4.º Dificultad de realizar hélices de paso variable.

Siendo evidente la primera, estudiaremos con algún detalle las otras tres.

Influencia de la resistencia

El hecho de poder perfilar las secciones inmediatas al núcleo a causa de la mayor resistencia del metal, tiene una gran influencia en las hélices modernas de velocidades

periféricas muy grandes. El sencillo cálculo que sigue nos lo demuestra.

Supongamos dos hélices: una de madera y otra metálica, convenientemente adaptadas en un avión y absolutamente idénticas geoméricamente. Evaluemos para cada una las fatigas T y T' en una sección de la base para los esfuerzos centrífugos y de flexión debido a la tracción.

Esfuerzos centrífugos

La fuerza centrífuga de un elemento de hélice de masa dm situado a la distancia r del eje de rotación es:

$$f = dm\omega^2 r$$

siendo ω la velocidad angular de rotación.

Si suponemos este elemento comprendido entre las dos secciones S y $S + dS$ perpendiculares al eje de la pala (línea elástica), figura 1, tendremos:

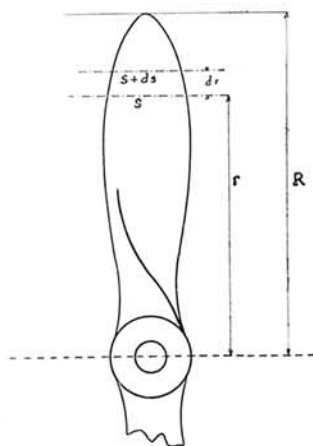


Fig. 1.

$$dm = \frac{\delta}{g} S dr \quad \delta = \text{densidad} \quad f = \frac{\delta}{g} S \omega^2 r dr.$$

La fuerza centrífuga total será:

$$F = \frac{\delta}{g} \int_0^R S \omega^2 r dr = \frac{\delta}{g} \omega^2 R^2 \int_0^1 S \frac{r}{R} d \frac{r}{R}.$$

Llamando I al valor de la integral $\int_0^1 S \frac{r}{R} d \frac{r}{R}$ que es independiente de ω y R .

La fatiga en la sección Σ debida a la fuerza centrífuga será:

$$t = \frac{\delta}{g} \omega^2 R^2 \frac{I}{\Sigma} = \frac{\delta}{g} \omega^2 R^2 A$$

$A =$ constante para hélices homotéticas.

En la hélice de madera $t = \frac{\delta}{g} \omega^2 R^2 A$ con $\delta = 0,75$

» » metálica $t' = \frac{\delta'}{g} \omega^2 R^2 A$ » $\delta' = 2,7$

Suponiendo que la hélice metálica es de duraluminio.

Esfuerzos de flexión

Son los mismos para las dos hélices.

Llamando t_1 a la fatiga debida a este esfuerzo, las fatigas totales serán:

$$\begin{aligned} T &= t + t_1 && \text{en la de madera.} \\ T' &= t' + t_1 && \text{en la de duraluminio.} \end{aligned}$$

Admitiendo para fatiga máxima en la madera $T = 3$ kilogramos por milímetro cuadrado, tendremos

$$\frac{T'}{T} = \frac{t' + t_1}{t + t_1}; \quad \text{además, } \frac{t'}{t} = \frac{\delta'}{\delta} = 3,6;$$

por consiguiente, $T' = 2,6 t + 3$.

El máximo admitido para el duraluminio es $T' = 10$ kilogramos por milímetro cuadrado, y para este valor, $t = 2,7$.

En una hélice de madera t no pasa de $\frac{T}{2} = 1,5$ y para este valor $T' = 7$.

Vemos, por consiguiente, que si aumentamos la velocidad periférica podríamos conservar los mismos perfiles en la hélice metálica hasta que T no pasase de 10 kilogramos por milímetro cuadrado, y, sin embargo, estaríamos obligados a modificar los de la hélice de madera, aumentando sus secciones con objeto de que su fatiga no pasase de los tres kilogramos por milímetro cuadrado, con la consiguiente disminución del rendimiento.

Ahora bien: este aumento de resistencia de la hélice metálica no puede aprovecharse para aumentar su velocidad periférica hasta grandes valores, pues debe quedar limitada en una velocidad ligeramente inferior a la velocidad del sonido (330 metros por segundo), más allá de la cual el rendimiento de la hélice disminuye considerablemente.

Adaptación a motores de gran potencia y régimen nominal

Siendo P la potencia nominal en cv. del motor; N el régimen nominal y V la velocidad en kilómetros del avión, el diámetro de la hélice puede calcularse utilizando la fórmula de M. Caquot.

$$D = 1,04 \sqrt[4]{\frac{P \times 10^8}{VN^2}} \quad [1].$$

Por otra parte, la velocidad periférica

$$v = \omega R = \frac{2\pi N}{60} \times \frac{D}{2} = \frac{\pi}{60} ND \quad [2].$$

Sustituyendo en [2] el valor D de la fórmula [1]

$$v = \frac{\pi}{60} \times 1,04 \sqrt[4]{\frac{PN^2 \times 10^8}{V}} = \frac{104\pi}{60} \sqrt[4]{\frac{PN^2}{V}} \quad [3].$$

En esta fórmula vemos que la velocidad periférica de la hélice aumenta con la potencia y con el régimen nominal de los motores. Ahora bien: en las hélices de made-

ra, la velocidad máxima admitida para no pasar del límite de resistencia de este material es $v = 250$ metros por segundo para una velocidad del avión $V = 200$ kilómetros por hora.

Sustituyendo estos valores en la fórmula [3], quedará establecida la condición

$$N\sqrt{P} \approx 32000 \quad [4].$$

Como en los motores actuales de gran potencia y régimen nominal esta desigualdad no puede verificarse, se comprende que las hélices de madera en estos motores no podrán estar correctamente adaptadas. Efectivamente, el diámetro de ellas dado por la fórmula [1] de M. Caquot habrá que disminuirlo para no pasar del límite anteriormente fijado, aumentando las relaciones $\frac{l}{D}$ de las anchuras de las secciones de la pala al diámetro, aumentando también las próximas al núcleo con la disminución de rendimiento consiguiente.

Podría evitarse esto utilizando hélices de cuatro palas, pero su bajo rendimiento no soluciona el problema.

Las hélices metálicas, por el contrario, resuelven la cuestión, pues a causa de la resistencia a la tracción del material utilizado en ellas (duraluminio o acero), la velocidad periférica puede llegar hasta 320 metros por segundo, con lo cual la desigualdad [4] se convierte entonces en $N\sqrt{P} \approx 50000$.

Permitiéndonos esta desigualdad valores de N y P usados en los motores modernos, se comprende que la adaptación de esta clase de hélices puede hacerse con toda corrección.

En el diagrama de la figura 2 hemos representado las dos curvas límites $N\sqrt{P} = 32000$ para las hélices de madera y $N\sqrt{P} = 50000$ para las metálicas, indicando los puntos colocados en él, los motores utilizados en nuestra Aviación y los más comúnmente usados en el extranjero.

Se ve que todos los motores situados entre las dos curvas no pueden recibir hélices de madera bien adaptadas y, sin embargo, pueden ser equipados con buenas hélices metálicas.

En el caso de motores muy revolucionados, podríamos obviar el inconveniente de las grandes velocidades periféricas (superiores a la velocidad del sonido) empleando reductores.

Siendo λ la relación de reducción, el producto PN^2 de la fórmula de Caquot se convierte en $PN^2\lambda^2$ y, por consiguiente, D , o sea el diámetro de la hélice, aumentará. El empleo del reductor obliga, por consiguiente, a utilizar grandes hélices, difíciles de construir en madera, a causa de la dificultad de encontrar largos reengruesos de homogeneidad y limpieza convenientes. Por otra parte, el diámetro puede ser tan grande que no pueda colocarse en el avión por la situación de los motores.

Para evitar esto, los constructores de los aviones modernos de transporte tienden a equiparlos con hélices metálicas de tres palas, de rendimiento superior a la hé-

lice de madera de cuatro palas y de diámetro inferior a la de dos.

Hélices de paso variable en el suelo

Finalmente, es muy difícil construir de madera hélices de paso variable, disposición, sin embargo, perfectamente resuelta en los propulsores metálicos. Esta disposición

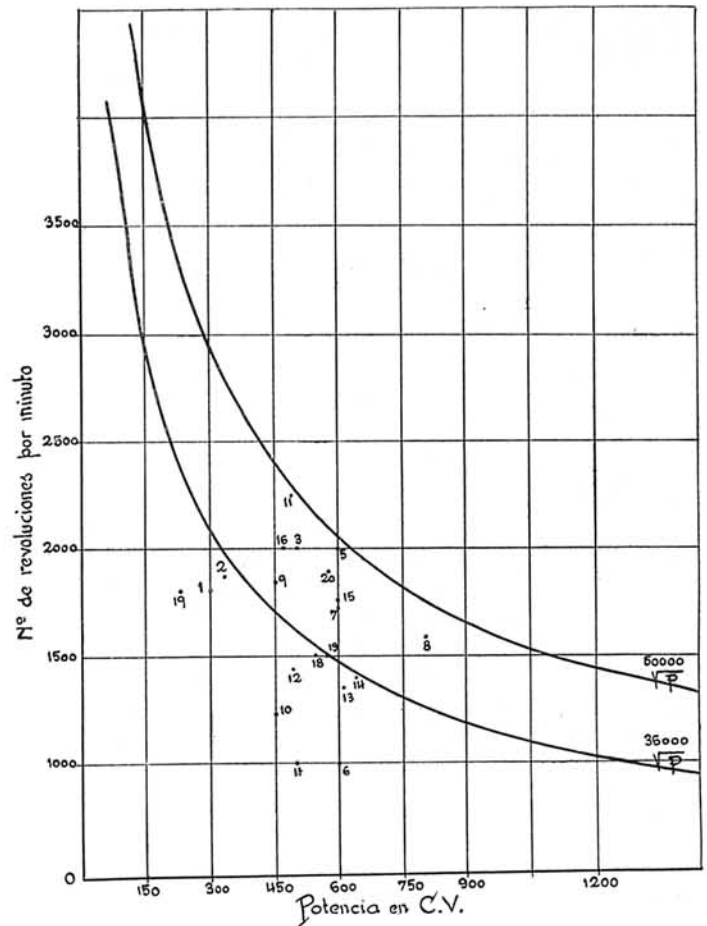


Fig. 2.

MOTORES DE ENFRIAMIENTO POR AGUA

1	Hispano	S F b	300 cv.
2	"	S F c	330 "
3	"	12 H b	500 "
4	"	12 H b r	500 "
5	"	12 L b	600 "
6	"	12 L b r	600 "
7	"	12 X b r s	600 "
8	"	12 Y b r s	800 "
9	Elizalde	A. 4	450 "
10	"	A. 5	450 "
11	Rolls-Kestrel	I A	496 "
12	"	I M S	496 "
13	Fiat	A 22 R	610 "
14	Issota	Asso-500 R	642 "
15	Curtiss	«Conqueror» GV-1570	600 "

MOTORES DE ENFRIAMIENTO POR AIRE

16	Elizalde	Dragón IX	470 cv.
17	Wright-Hispano	9 Q b	230 "
18	Bristol	Mercury IV-S 2	540 "
19	"	Pegasus S 2	570 "
20	Curtiss - «Cyclone»	R-1820-E	575 "

tiene la ventaja de poder utilizar la potencia máxima del motor con el rendimiento óptimo de la hélice a distintas alturas de utilización en el vuelo horizontal. Se consigue también, variando el paso, la adaptación de la hélice para mejorar la subida y el techo, teniendo en cuenta que

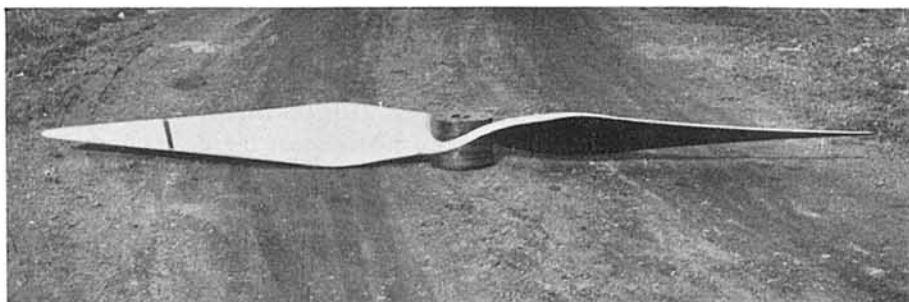


Fig. 3.

para una separación de cincuenta vueltas del régimen nominal son insignificantes las variaciones de rendimiento y, sin embargo, bastante apreciables los aumentos o pérdidas de velocidad del avión. Permiten, por último, utilizar el mismo tipo de hélice en aviones cuyas velocidades y régimen nominal de sus motores no sea muy diferente, lo cual disminuye notablemente el número de tipos en servicio y facilita el repuesto.

En aviones de guerra presentan también las hélices metálicas la ventaja de su mayor resistencia a las balas, pues mientras aquéllas son simplemente agujereadas o ligeramente torcidas, las hélices de madera sufren un daño mayor, obligando al piloto a parar inmediatamente el motor a causa del desequilibrio producido. Por otra parte, son casi siempre reparables, pudiendo ponerse inmediatamente en funcionamiento sustituyendo la pala averiada.

Tratando de explicar algunos accidentes producidos al principio con hélices metálicas, se ha objetado que el metal podía cristalizar con el aumento de fragilidad consiguiente, bajo la influencia de las vibraciones y esfuerzos unitarios elevados. Este fenómeno, que la experiencia ha demostrado que podía producirse en órganos de motor, cigüeñal, por ejemplo, no ha podido comprobarse hasta ahora en las hélices metálicas, algunas de las cuales pasan ya en líneas aéreas de las tres mil horas de funcionamiento.

* * *

Atendiendo al material utilizado en su construcción, podemos dividir las hélices metálicas en tres clases:

- Hélices de duraluminio.
- Hélices de acero y
- Hélices de aleaciones extraligeras (electrón).

HÉLICES DE DURALUMINIO

Existen varias aleaciones utilizadas en esta construcción patentadas con diferentes nombres (duraluminio, alferio, aleación 25S, etc.). Casi todas ellas responden a una composición análoga a la siguiente:

Al...	95,5 a 94,4	por 100
Co.....	3,5 a 4	»
Mg....	0,5	»
Mn.....	0,5 a 1	»

Tiene 2,7 de densidad media y una resistencia a la rotura después del doble temple de 40 ± 2 kilogramos por milímetro cuadrado.

Se clasifican estas hélices en los dos tipos siguientes:

- Hélices monobloc y
- Hélices de palas independientes.

Las primeras se dividen a su vez, según el perfil adoptado en su construcción, en hélices delgadas y hélices espesas, y las segundas en hélices

de paso variable en el suelo y en hélices de paso variable en el aire.

Daremos una sucinta idea de las hélices monobloc, primer paso de las hélices metálicas, dedicando especial atención a las de paso variable, que por las consideraciones hechas anteriormente son las que marcan el paso decisivo en el problema de la hélice.

Hélices monobloc delgadas

Constituyen el primer modelo de M. Reed, primer constructor de la hélice de aleación ligera, y cuya licencia explotan hoy «Curtiss», en los Estados Unidos de América; «Fairey», en Inglaterra; «Levasseur», en Francia; «Fokker», en Holanda; «Caproni», en Italia; «Skoda», en Checoslovaquia, y «Mitsubishi», en el Japón.

Son hélices forjadas de una plancha de duraluminio, a la cual se le da por medio de una fresadora un perfil conveniente, y torcida en frío después para dar a cada sección el paso necesario (fig. 3).

Esta hélice se puede montar en el buje Standard de las hélices de madera, completando la falta de espesor de su parte central con dos tacos de madera o aluminio colocados a un lado y otro del núcleo, y agujereando todo el conjunto para colocar los bulones de fijación del buje. Para evitar la debilitación del núcleo debida a los agujeros de los bulones, la casa Levasseur construye un buje especial formado por dos piezas que cogen la hélice por su parte central y que van sujetos por bulones que no atraviesan la pala.

Hélices monobloc espesas

De esta clase son las «Reed tipo R.», «Compte», «Chauviere».



Fig. 4.

Se forjan en grandes espesores reemplazando la fase de torsión de las hélices anteriores por un desbaste en má-

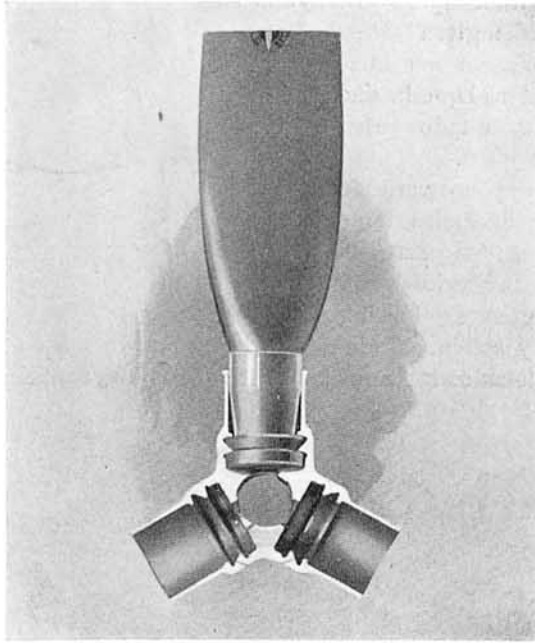


Fig. 5.

quinas copiadoras análogas a las utilizadas en la construcción de las hélices de madera (fig. 4).

Tienen sobre las delgadas el inconveniente de ser más caras a causa del mayor desperdicio de material, más pesadas y que su homogeneidad es menor, debido a las mayores secciones de forjado.

Hélices de paso variable en el suelo

Existen ya bastantes casas dedicadas a su construcción. La iniciadora de este tipo ha sido la «Standard Steel Pre-

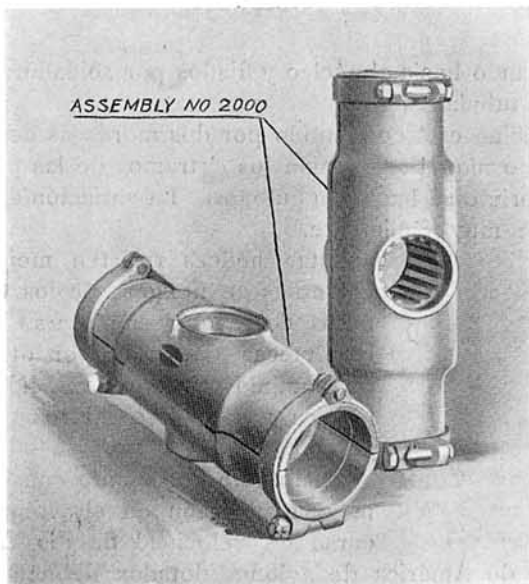


Fig. 6.

peller Co.», de Pittsburgh (E. U. A.), que es a su vez la que más hélices tiene en servicio.

Esta hélice es construída en Alemania por la A. K. W.

De los demás constructores podemos citar la hélice «Junkers», en Alemania, y las hélices «Levasseurs y Rattier», en Francia.

Hélice Standard Steel (fig. 5).

Es muy usada en los Estados Unidos, construyéndose de dos y tres palas.

Con objeto de mejorar el equilibrio dinámico, la forma

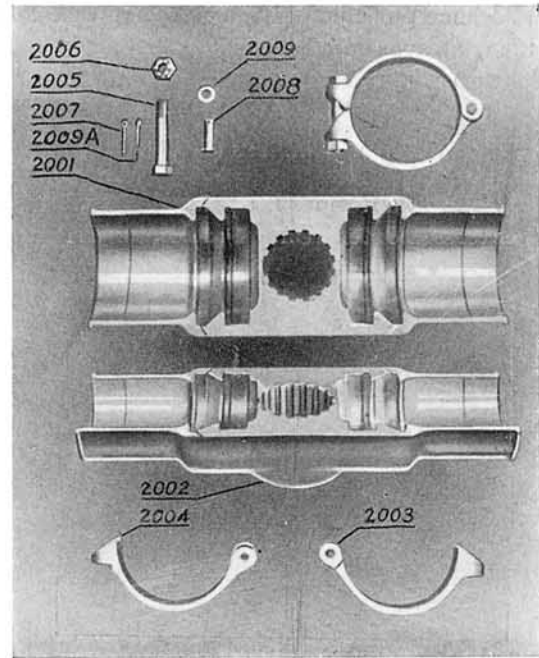


Fig. 7.

de las palas presenta la particularidad de que su fibra neutra (lugar de los C. D. G. de las secciones rectas), es una recta confundida con el eje de los manguitos de sujeción. Este sistema de fijación consta de dos mordazas semicilíndricas, que aprisionan por medio de anillos de

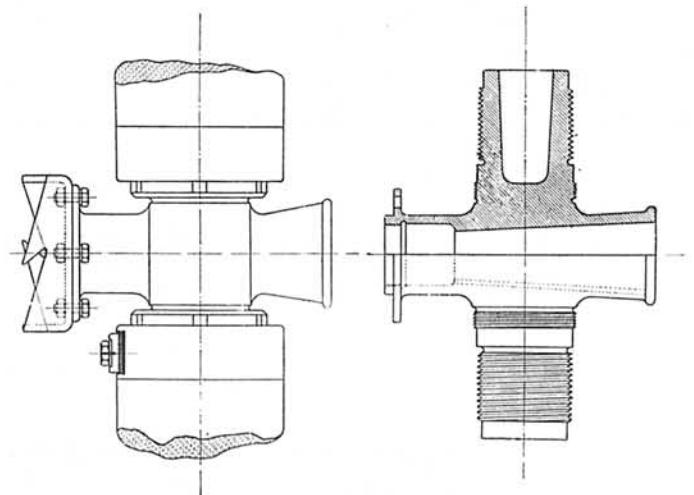


Fig. 8.

apriete unos rebajes hechos en el extremo de las palas (figuras 6 y 7).

El material del núcleo es un acero al cromo vanadio, de 92 kilogramos por milímetro cuadrado de coeficiente de rotura.

El cambio de incidencia puede hacerse sin tener necesidad de desmontar la hélice del motor.

Hélice Levasseur (fig. 8).

Las palas van roscadas interiormente en sus extremos, atornillándose en los dos brazos que lleva el núcleo. La sujeción se hace por medio de un bulón que se atornilla en el brazo, atravesando la pala e impidiendo que ésta pueda desenroscarse.

Hélice Junkkers (fig. 9).

Al revés que la anterior, las palas de esta hélice van roscadas exteriormente. Una vez atornilladas en los man-

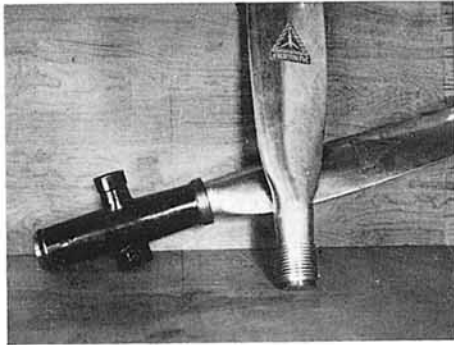


Fig. 9.

guitos del núcleo se blocan por medio de tuercas y grapas de fijación.

Hélice Ratier (figs. 10 y 11).

Es también de palas roscadas exteriormente, que se atornillan en los manguitos del núcleo y fijadas por medio de una tuerca y dos semianillos.

Estas disposiciones de roscado exterior de las palas tienen sobre las «Levasseur» la ventaja de su mayor faci-

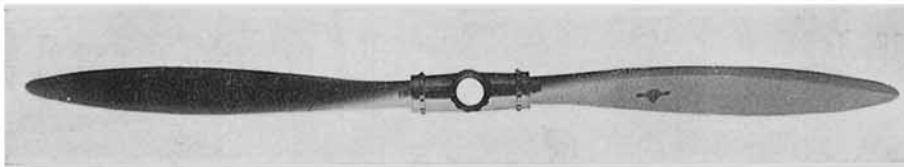


Fig. 10.

lidad de construcción, y parecen preferibles si se tienen en cuenta las diferentes dilataciones del acero y del duraluminio.

HÉLICES DE ACERO

Citaremos únicamente la hélice «Leitner» que construye la Sociedad inglesa «Metall Propellers», por ser la única de este material que ha dado hasta ahora resultado satisfactorio (figs. 12 y 13).

Es de paso variable en el suelo y de palas huecas formadas de dos partes de acero dulce estampado y soldadas a la autógena en los bordes de ataque y salida. Cada semipala consta de varios palastros colocados los unos sobre los otros, cuyo número va



Fig. 11.

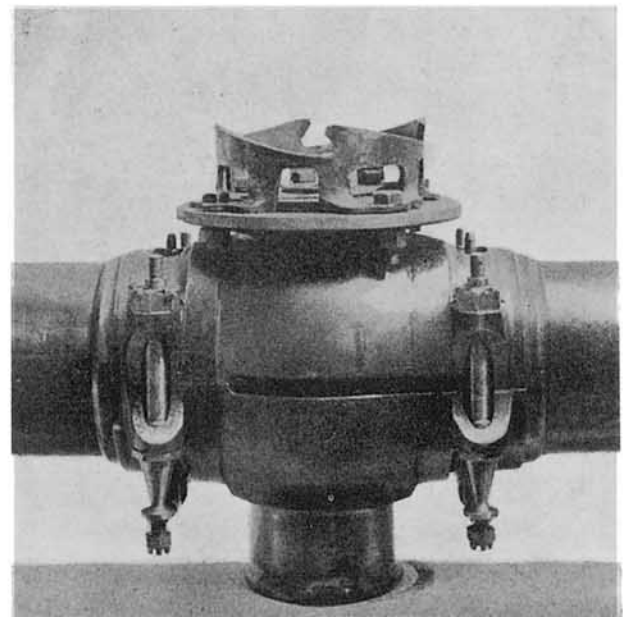


Fig. 12.

aumentando hacia el núcleo y fijados por soldadura y remaches tubulares.

El núcleo está constituido por dos mordazas de acero al cromo níquel que alojan los extremos de las palas, y cuyo apriete se hace con bulones. La variación de paso se hace muy fácilmente.

Estas hélices resisten mejor los esfuerzos de flexión que los centrífugos, debiendo reemplazarse las palas huecas de acero por otras de duraluminio cuando la velocidad periférica pase de 280 metros por segundo.

Como dato interesante consignaremos la aparición en el último concurso de velocidad de los Estados

Unidos de América de aviones dotados de hélices de palas de acero en competencia con las de duraluminio, de fabricación standarizada en dicho país. El avión *Gee-*

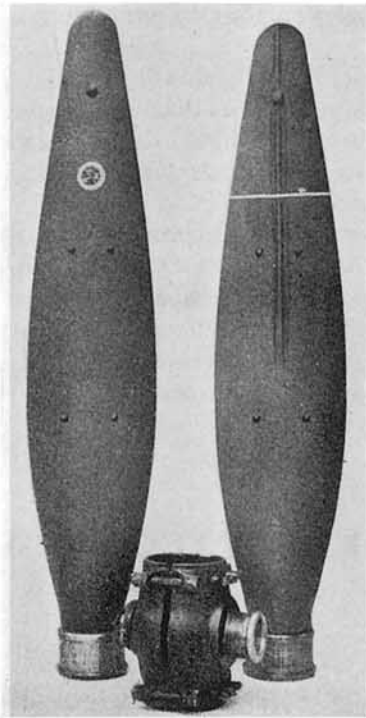


Fig. 13.

Bee, que pilotado por Doclitle estableció en dicho concurso el record mundial de velocidad con avión terrestre, iba equipado con una hélice de esta clase, construida por Pittsburgh Screw and Bolt Corporation. Esta misma casa estudia la utilización de sus hélices de acero para reducir al mínimo el ruido del motor, efectuando el escape en el interior del buje de la hélice, recorriendo el interior de las palas para salir por orificios practicados cerca del borde de ataque en el trasdós del perfil.

Los resultados obtenidos son la reducción del ruido en un 50 por 100 con relación a los silenciosos utilizados hasta ahora, y un aumento del rendimiento del motor por la disminución de la contrapresión en el escape.

Hélices de aleaciones extra ligeras

Están todavía en período experimental, siendo el electrón la aleación más utilizada en la fabricación de las palas. Las ventajas de este material son la reducción de peso en un 30 a 35 por 100 y su mayor facilidad de trabajo con relación al duraluminio.

Ensayos comparativos de los diversos tipos de hélices

Todos los ensayos en vuelo y en el túnel efectuados en distintos países han evidenciado la superioridad de la hélice metálica sobre la de madera.

A continuación indicamos los resultados obtenidos en Francia y Estados Unidos por el S. T. I. Ae. (Service

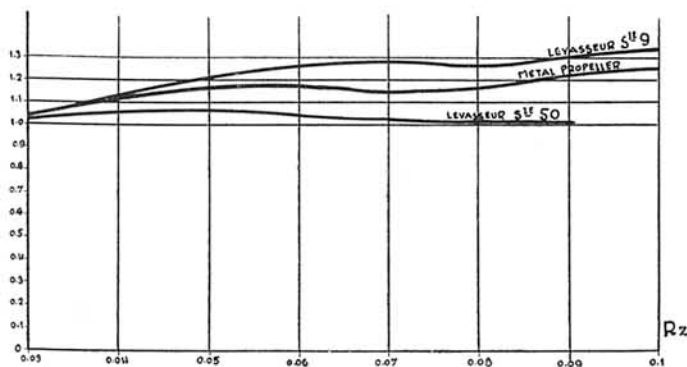


Fig. 14.

Téchnique Industriel de l'Aéronautique) y la N. A. C. A. (National Advisory Commite for Aeronautics), respectivamente.

En la figura 14 están representadas las curvas obtenidas por el S. T. I. Ae., hallando las relaciones de rendimiento de varios tipos de hélices metálicas al rendimiento de una hélice de madera para diferentes valores del ángulo de ataque del avión. El examen de estas curvas muestra que todas las hélices metálicas ensayadas son superiores a la hélice de madera, cualquiera que sea el ángulo de ataque.

El diagrama de la figura 15, obtenido por la N. A. C. A. (Rapport núm. 300), representa las curvas de rendimiento de tres hélices de madera que han sido comparadas en el

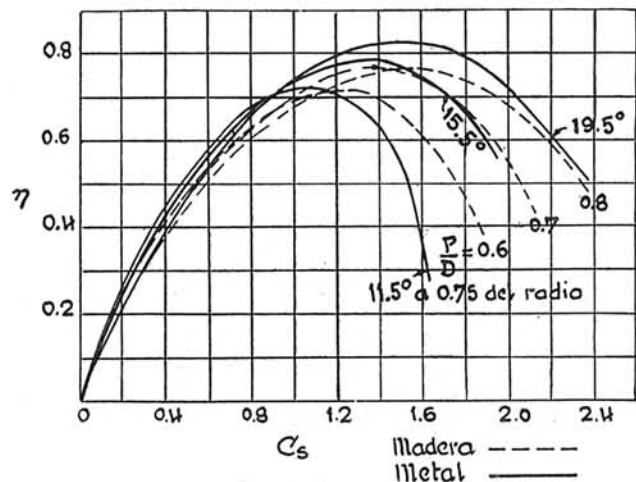


Fig. 15.

túnel con una hélice metálica de paso variable en el suelo con tres calajes de pala diferente.

Las tres hélices de madera tienen los siguientes pasos relativos:

$$\frac{\text{Paso}}{\text{Diámetro}} \quad 0,6, 0,7 \text{ y } 0,8.$$

Las ordenadas del diagrama representan rendimientos, y

la abscisas valores de $C_s = \sqrt{\frac{SV^5}{PN^2}}$, en la cual:

- δ = Densidad.
- V = Velocidad del avión.
- P = Potencia del motor.
- N = Número de revoluciones.

Este diagrama nos indica que la hélice metálica es de un rendimiento mayor (del 4 al 7 por 100) que los de las tres hélices de madera mejor adaptadas. Por otra parte, se ha logrado con superioridad de rendimiento que, con una sola hélice metálica de paso variable, puedan hacerse las tres adaptaciones que han necesitado tres hélices de madera.

En la actualidad, el Servicio Técnico de nuestra Aviación efectúa una serie de ensayos en vuelo con hélices metálicas de distintos tipos para comparar sus rendimientos y velocidades horizontales y ascensionales con los de la hélice de madera hasta ahora utilizada.

Sustitución de las hélices de madera

Al tratar de sustituir en una Aviación como la nuestra las hélices de madera por otras metálicas, es preciso tener en cuenta las siguientes consideraciones:

Desde el punto de vista económico, siendo el coste de la hélice metálica seis a siete veces mayor que su similar de madera, su superioridad desde este punto de vista no empieza hasta las MIL QUINIENTAS horas de vuelo, adoptando como duración de una hélice de madera una media de DOSCIENTAS CINCUENTA horas. Esto trae como consecuencia que en términos generales no debe hacerse su sustitución en aviones de tipos an-

ticuados o que lleven un gran número de horas de funcionamiento.

El menor frenado de los perfiles delgados de las hélices metálicas trae consigo la adopción de un diámetro mayor, algunas veces no compatible con el ángulo de guarda de la hélice, teniendo en cuenta que al calcular el avión se haya tomado como dato el diámetro de la de madera.

Estas consideraciones nos inducen a pensar que, en el caso particular de nuestra Aviación, no será conveniente la sustitución indicada, debiendo, sin embargo, equipar con hélice metálica los nuevos modelos que se adopten, para lo cual, la homologación de los prototipos debe hacerse precisamente con esta clase de hélice.

Ideas elementales acerca de la propulsión por reacción

SUPONGAMOS un aerodino dotado de motor de reacción y que se mueva según una trayectoria horizontal. La aceleración resultante de la propia del móvil y de la gravedad será según Pitágoras y como se ve en la figura 6:

$$R = \sqrt{b_r^2 - g^2}$$

y la energía cinética adquirida por el propulsor de reacción en t segundos, resultará ser:

$$\frac{R \cdot R}{2g} t^2 = \frac{b_r^2 - g^2}{2g} t^2.$$

La subida del propulsor es igual a 0, si la dirección de g permanece constante.

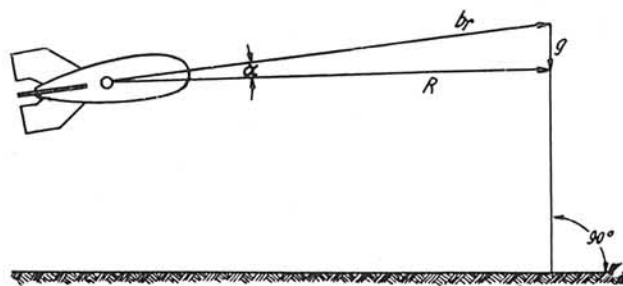


Fig. 6. - Fuerzas en el vuelo horizontal.

La energía cinética cedida por el combustible (fuerza viva) es igual en el campo gravitatorio terrestre:

$$\frac{b_r t^2}{2} \cdot \frac{b_r}{g} = \frac{b_r^2 t^2}{2g}$$

De ello se deduce fácilmente el valor del rendimiento dinámico para el vuelo horizontal, que es:

$$W_{din. h.} = \frac{(b_r^2 - g^2)}{2g} : \frac{(b_r^2 t^2)}{2g} = \left[1 - \left(\frac{g}{b_r} \right)^2 \right].$$

Esta expresión tiene gran importancia en la teoría de

los cohetes de gran alcance en el vuelo a grandes altitudes, en las capas de aire enrarecido, con velocidades inferiores a aquella para la cual el cohete no pesaría y que vimos era igual a

$$V_F = \sqrt{g(r+h)}$$

y donde en lugar de la aceleración de la gravedad se debe considerar, naturalmente, la diferencia entre la aceleración centrífuga b_r y la de la gravedad, es decir, $(b_r - g)$.

Los valores del rendimiento dinámico en el vuelo horizontal para diferentes valores de inclinación de la aceleración resultante (el ángulo de inclinación α es tal, que

$\text{sen } \alpha = \frac{b_r}{g}$) se dan en el cuadro numérico número 3 y en el diagrama de la figura 7.

Cuadro número 3.

Rendimiento dinámico en vuelo horizontal ($W_{din. h.}$) en porcentaje, para diferentes aceleraciones b_r , medidas en g y ángulos de inclinación (α) en grados.

b_r en g	$W_{din. h.}$ en porcentajes	α
0,5 g	- 300	
2 g	0	90°
3 g	75	30°
4 g	89,9	19°,5
5 g	93,7	14°,5
6 g	96	11°,5
7 g	97,2	9°,5
8 g	98	8°,3
9 g	98,4	7°,2
10 g	98,8	6°,5
20 g	99,0	5°,7
	99,8	2°,8

Observemos en este cuadro que el vuelo horizontal o con pequeña pendiente de subida, si se prescinde de la

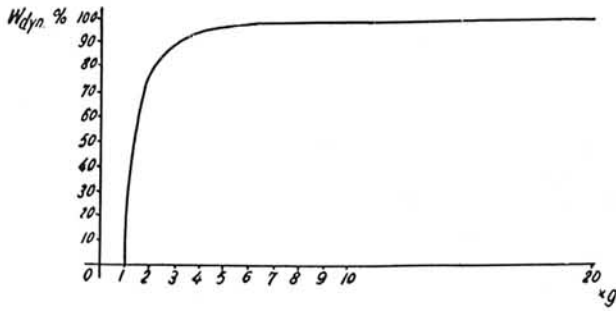


Fig. 7. — Rendimiento dinámico en vuelo horizontal o poco inclinado en función de la aceleración.

resistencia del aire, es más favorable que la subida vertical, a causa de la menor pérdida de trabajo $\left(\frac{g}{b_r}\right)^2$.

Estudiemos ahora la subida fuertemente inclinada de un propulsor de reacción (fig. 8).

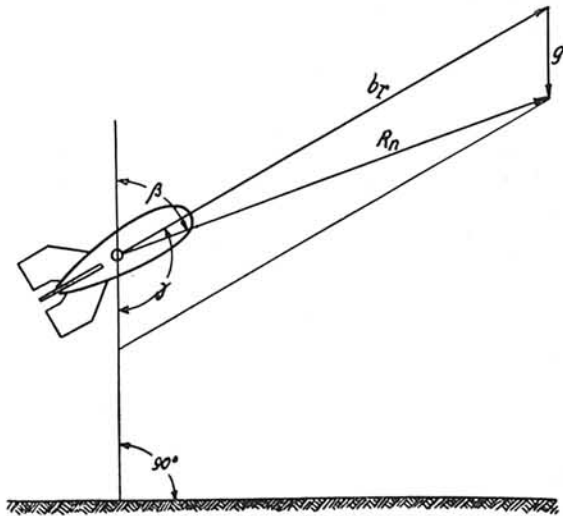


Fig. 8. — Fuerzas en subida inclinada.

Sea β el ángulo de la aceleración resultante en el caso de vuelo horizontal con la vertical, y γ el ángulo obtuso del paralelogramo de aceleraciones. Tendremos entonces:

$$R_n^2 = b_r^2 + g^2 - 2b_r g \cos \gamma = (-R \cos \beta)^2.$$

Cortos cálculos posteriores demuestran que la expresión general del rendimiento dinámico es, en este caso, la igualdad:

$$W_{din} = \frac{R_n}{b_r} \left(\frac{R_n}{b_r} - \frac{g}{b_r} \cos \beta \right).$$

Con esto puede darse por terminada la teoría elemental del cohete sin considerar la influencia de la resistencia del aire. Los problemas que plantea la resistencia del aire y el mínimo de la subida vertical del propulsor de reacción (masa inicial mínima m_{aa} y mínima proporción de masas inicial q_0 para elevar verticalmente una masa dada m_r has-

ta una cierta altura h) no se pueden resolver elementalmente; la solución de este problema ha sido conseguida en los últimos tiempos por G. Hamel en 1927, y con algo más de sencillez, pero con menor exactitud, por R. H. Goddard.

Vamos ahora a tratar elementalmente las cuestiones básicas de la teoría térmica del propulsor de reacción y su principio de trabajo.

La propulsión de un vehículo-cohete se consigue por medio del motor de reacción o cohete simplemente, según la ley de impulsión; es necesaria, por consiguiente, una velocidad de salida de la masa abandonada que sea lo mayor posible.

Ahora, sabemos que el trabajo de una fuerza (que es igual al producto de la fuerza por el camino recorrido en su dirección) es igual a la variación de la fuerza viva, es decir, que

$$m \cdot b \cdot l = \frac{mv_1^2}{2} - \frac{mv_2^2}{2} = \frac{m}{2} (v_1^2 - v_2^2)$$

y si suponemos la velocidad inicial igual a 0,

$$m \cdot b \cdot l = \frac{mv_2^2}{2}.$$

También sabemos desde Mayer y Helmholtz, que el calor es energía, y conocemos el principio de la conservación de ésta, así como también el concepto de equivalente mecánico del calor.

El calor de combustión de un kilogramo de bencina (octano) o su poder calorífico en el caso en que arda en oxígeno puro, es igual a 2.500 calorías-kilogramo, y el trabajo mecánico equivalente será $427 \times 2.500 = 1.067.500$ kgs./m.

Por lo tanto, un kilogramo de bencina puede elevar teóricamente una tonelada de peso a 1.067 metros de altura.

Calculemos ahora a la ligera la velocidad teórica de la corriente gaseosa. El poder calorífico de un combustible se obtiene por medio del calorímetro, y si lo representamos por $(WE/kgs.)$ y por E la energía, tendremos,

$$E = (WE/kgs.) \times 427.$$

Si lo igualamos al incremento de la fuerza viva $\frac{mv^2}{2}$, podremos deducir el valor de la velocidad, que representaremos por c , y tendremos así:

$$E = \frac{mc^2}{2} \quad c^2 = \frac{2E}{m}$$

y finalmente,

$$c = \sqrt{\frac{2E}{m}}.$$

Este es el máximo valor teórico de la velocidad de salida de los gases c_l de que ya hablamos al tratar del rendimiento térmico.

Como ya dijimos, el motor-cohete no es, ni mucho menos, un transformador ideal de energía, de manera que la velocidad real de la corriente gaseosa es mucho menor; el rendimiento térmico es la característica esencial del motor-cohete.

La energía introducida en las ecuaciones anteriores depende justamente de diversos factores, tales como la velocidad molecular y la de rotación del átomo en la molécula del gas, que no podemos considerar aquí.

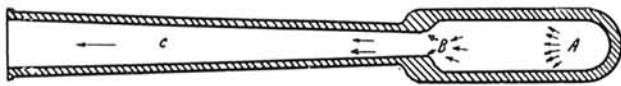


Fig. 9. — Esquema de un propulsor de reacción.

En los cuadros números 4 y 5 damos los poderes caloríficos y las velocidades teóricas de salida de los gases para algunos materiales de propulsión, según A. B. Scherschewsky, sobre cuyas investigaciones y trabajos están basadas estas líneas.

Cuadro número 4.

Poderes caloríficos de algunos materiales de propulsión.

MATERIALES	Poderes caloríficos WE/kgs.
Nitrocelulosa (pólvora sin humo) . . .	1,650
Alcohol etílico con oxígeno y ácido clorhídrico HClO ₄	1,650
Alcohol etílico con oxígeno	2,340
Benzol con oxígeno	2,250
Bencina con oxígeno	2,500
Metano con oxígeno	2,650
Hidrógeno y oxígeno, producto, vapor de agua	3,200
Idem id., producto agua	3,736
Idem id., producto hielo	3,816

Cuadro número 5.

Máxima velocidad teórica de la corriente gaseosa c_t para algunos materiales de propulsión.

MATERIALES	Velocidades de salida de los gases en mts./s.
Nitrocelulosa (pólvora sin humo) . . .	2,650
Alcohol con oxígeno	4,450
Hidrógeno y oxígeno, producto vapor de agua	5,180
Idem id., producto agua	5,600
Idem id., producto hielo	5,650

De estos cuadros se deduce por qué deben buscarse materias fluidas, que son mucho más fuertes y menos peligrosas.

Ahora es ya comprensible cómo puede ser concebido el motor de reacción.

El material de propulsión que se encuentre en la cámara de combustión A (fig. 9) explota (o, mejor dicho, arde) y sale al espacio libre a través de una tobera B y del tubo de escape C.

La dificultad técnica de utilización de materiales sólidos pulverulentos puede ser resuelta usándolos en forma de cilindro, prensados y hechos compactos por medio de un aglutinante, que se introduzcan en la cámara de combustión a la manera de como se hace en una ametralladora, solución con la que ha obtenido buenos resultados R. H. Goddard en sus cohetes de gran alcance, y también Opel en sus coches-cohetes 1 y 2.

Para utilizar combustibles fluidos precisa inyectarlos en la cámara de combustión, mezclarlos allí íntimamente y en el momento preciso iniciar la combustión, que después se continuará y propagará por sí misma.

UN NUEVO AVIÓN LIGERO DE TRANSPORTE



El bimotor de transporte *Dragon*, última producción de la casa *Havilland*, que representa un importante avance hacia la independencia económica de la aviación comercial. Equipado con dos motores *Gipsy «Major»*, de 130 cv., puede transportar seis pasajeros, además del piloto, a una velocidad de crucero de 175 kilómetros por hora. Su velocidad máxima es de 205 kilómetros por hora, el techo, 5.000 metros, y el radio de acción, 700 kilómetros. Una empresa privada británica, la *Hillman Airways*, va a emprender con este material la explotación de un servicio regular entre París y Londres, sin recibir ninguna subvención.