

AEROTECNIA

¿Hiperaviación o superaviación?

Por el General G. A. CROCCO

El 15 de septiembre de 1931, en el Congreso de las Ciencias, celebrado en Milán, el general Crocco, director de los Servicios Técnicos de la Aviación italiana, ha presentado un estudio notable sobre las posibilidades de la aviación. Este estudio tiene por objeto encuadrar, de una manera precisa y completa, las perspectivas abiertas a la aviación, evitando las ideas fantásticas, y sentar una firme base para los estudios e investigaciones futuros. El texto íntegro ha sido publicado en el número 10 de L'Aérotecnica. Un extracto amplio de este trabajo es el siguiente:

EN primer lugar, dos definiciones que nos sitúan en principios muy diferentes: la HIPERAVIACIÓN, aviación a enorme velocidad al nivel del suelo, y la SUPERAVIACIÓN, o aviación estratosférica.

La hiperaviación debe luchar contra la resistencia del aire, y sobre todo, contra la resistencia de penetración, es decir, la resistencia que experimenta un cuerpo cualquiera construido y colocado de manera que no engendre ninguna fuerza normal a su velocidad.

La sustentación produce una resistencia de sustentación que se añade a la resistencia de penetración.

Hasta 240 metros por segundo (0,7 de la velocidad del sonido, a la temperatura ordinaria), la resistencia de penetración aumenta como el cuadrado de la velocidad (fig. 1). A 180 metros por segundo (record mundial de velocidad), estamos bajo este límite.

El fin es rebasar la velocidad del sonido y alcanzar la velocidad balística. Pero la resistencia de penetración para velocidades balísticas, sigue una progresión lineal que aumenta

mucho más rápidamente que por la ley del cuadrado de la velocidad. A 1.000 metros por segundo (3.600 kilómetros por hora), un avión tipo «Copa Schneider» ofrece una resistencia a la penetración de 56.000 kilos, mientras que según la ley del cuadrado, sería de 25.000 kilos solamente.

Velocidad económica.— Por otra parte, en el principio actual, la resistencia de sustentación para un determinado cuerpo, destinado a llevar un peso dado, es inversamente proporcional al cuadrado de la velocidad.

Si se trazan en un mismo diagrama (fig. 2) las resistencias de penetración (que aumentan como el cuadrado) y las resistencias de sustentación (inversas al cuadrado) y se hace la suma de

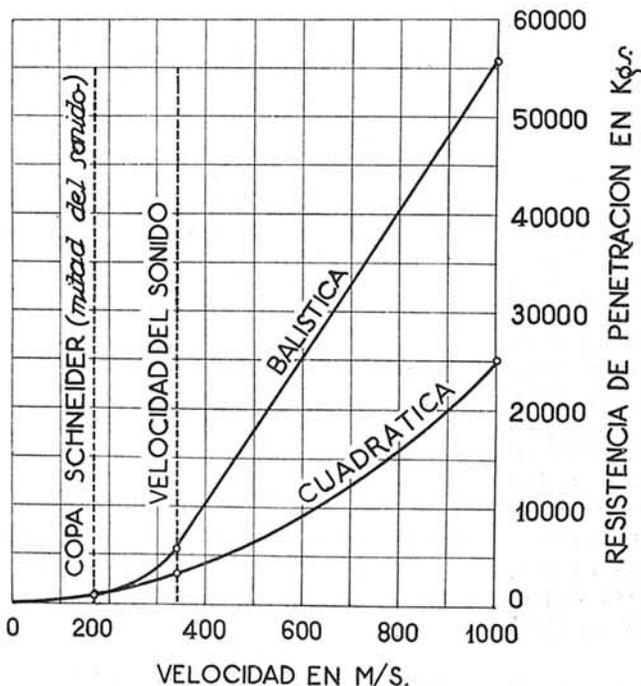


Fig. 1. — Variación de la resistencia de penetración de 0 a 1.000 metros por segundo.

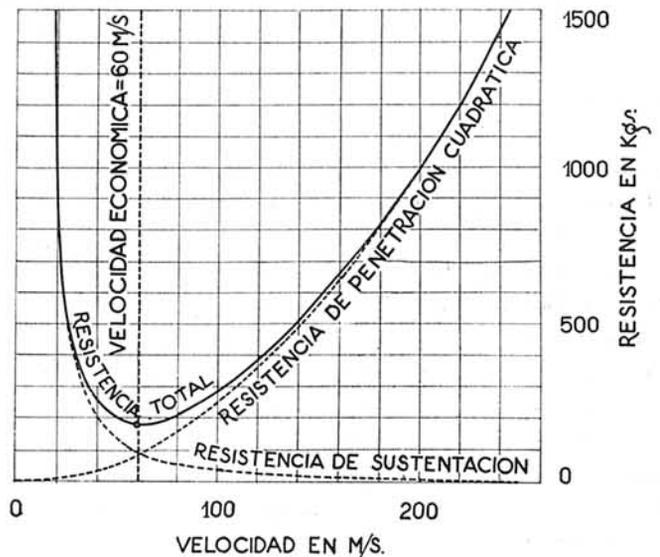


Fig. 2. — Descomposición de la resistencia total en resistencias de penetración y de sustentación, para velocidades subacústicas.

ambas, la curva resultante tiene un mínimo, que es la velocidad económica. Ésta varía según la forma del cuerpo, la densidad del aire y el peso transportado. En el ejemplo escogido de un avión hipotético, género «Copa Scheneider», la velocidad económica será de 60 metros por segundo (217 kilómetros por hora).

Los tres dominios.— Llamaremos velocidades hiperacústicas a las superiores a la velocidad del sonido, a partir de 400 metros; a estas velocidades, la variación de la resistencia, que pertenece al dominio de la balística, es lineal. Y llamaremos velocidades subacústicas a las inferiores a 240 metros.

Esta distinción delimita tres principios teóricos:

El subacústico.— La compresibilidad del aire es despreciable; la velocidad de propagación de las perturbaciones producidas por el avión es más grande que la velocidad de marcha, de donde resulta que tanto delante como detrás del aparato, todo el aire está interesado en la sustentación. La teoría de la circulación es admisible.

El acústico.— En ausencia de toda teoría, este campo, que abarca de 240 a 400 metros por segundo, está considerado como

una transición entre el primero y el segundo. Solamente se pueden concordar las curvas del primer campo y las del tercero.

El hiperacústico. — La compresibilidad del aire es importante; la velocidad de propagación de las perturbaciones es inferior a la velocidad de desplazamiento. El espacio fluido está dividido en dos regiones por las superficies de Mach; solamente la región posterior interviene en la sustentación; no hay ya circulación; el espacio fluido sobre el cual se apoya el cuerpo es tanto más limitado cuanto mayor es la velocidad.

Proyectiles. — Varios estudios teóricos (Ackeret y Busemann) y algunas experiencias (Stanton) sobre la sustentación a las velocidades balísticas, revelan que la resistencia resultante de esta sustentación es mucho más elevada que la de la subacústica; es una función lineal de la velocidad. Resulta de ello, para sostener un peso dado, una variación en razón inversa a la velocidad y no en razón inversa a su cuadrado.

Para las velocidades hiperacústicas, lo mismo que para las velocidades subacústicas, la suma de las resistencias pasa por un mínimo que se puede desplazar actuando sobre los coeficientes.

Como la carga alar relaciona estrechamente esta velocidad económica y la velocidad de partida, consideraciones prácticas imponen una velocidad económica bastante baja, del orden de 60 metros por segundo. Por debajo de ésta, la resistencia de sustentación es casi nula, mientras que la resistencia de penetración aumenta formidablemente. Así, a 180 metros por segundo (*record* mundial de velocidad), la resistencia de sustentación es de algunas decenas de kilos solamente, mientras que la resistencia de penetración se eleva a 750 kilogramos. La resistencia total pasa de 180 kilos a la velocidad económica de 60 metros por segundo, a cerca de 800 kilos para la mitad de la velocidad del sonido.

De todo esto se puede deducir la potencia que deberá desarrollar un aparato hipotético, género «Copa Schneider», para recorrer la gama de velocidades subacústicas. Con un rendimiento de hélice de 0,85, le serán necesarios 170 cv. para alcanzar la velocidad económica de 60 metros por segundo (216 kilómetros por hora), 2.000 cv. para 170 metros por segundo (614 kilómetros por hora), 8.000 cv. para 260 metros por segundo (940 kilómetros por hora) y, en fin, 30.000 cv. para alcanzar la velocidad del sonido, 340 metros por segundo (1.225 kilómetros por hora).

Para salvar el obstáculo. — Se conocen las soluciones y los resultados de los hidroaviones de carreras. Con la técnica actual es imposible avanzar más.

La aviación a gran velocidad al nivel del suelo conduce a un absurdo económico. Precisa esquivar el obstáculo.

La aviación trabaja actualmente en la capa de aire más densa.

Es necesario subir para disminuir la resistencia opuesta al movimiento; es preciso navegar en la estratósfera. Esto es la SUPERAVIACIÓN.

Hemos visto que la resistencia de un avión presenta un mínimo a la velocidad económica, pero que no se puede disponer libremente de esta velocidad a la altitud cero por las necesidades del despegue.

El principio fundamental de la superaviación consiste, al contrario, en adaptar la altura a la velocidad, de manera que se reduzca al mínimo la resistencia para toda velocidad dada, siempre conservando el valor escogido para el despegue.

En la expresión de la resistencia total de un avión para una velocidad dada, el término concerniente a la resistencia de penetración es directamente proporcional a la densidad del aire, mientras que el de la resistencia de sustentación lo es inversamente.

Altura económica. — Para cada velocidad se tiene, pues, un solo valor de la densidad, para el cual las dos resistencias se igualan, lo que da la resistencia total mínima. En este caso la

aviación funciona con el rendimiento máximo, cualesquiera que sean las condiciones iniciales. Este valor de la densidad determina una altura denominada económica.

Las curvas del diagrama (fig. 3) proporcionan la resistencia a la altura cero (hiperaviación) y a la económica (superaviación), para una velocidad de despegue de 50 metros por segundo. La relación entre las dos resistencias es sensiblemente doble que la de las densidades.

Si se examina la noción de un rendimiento definido por la relación entre el peso total y la resistencia al avance, se ve que

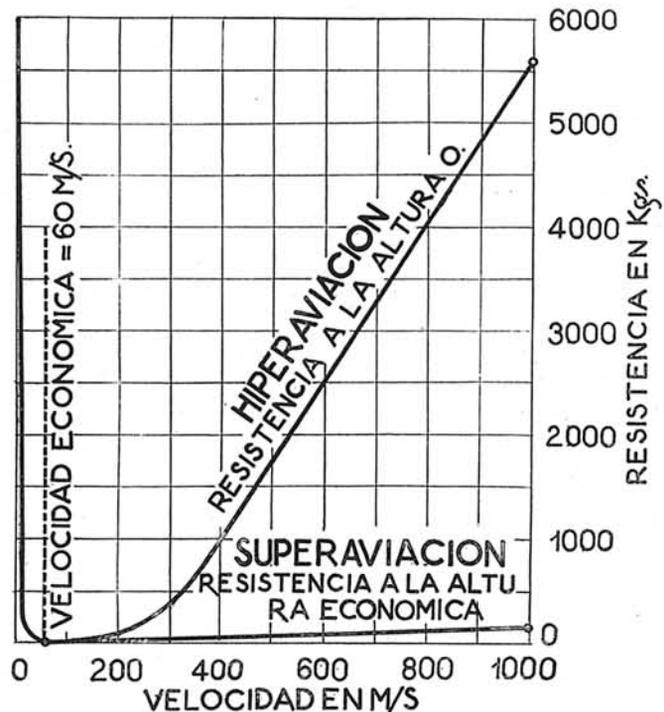


Fig. 3. — Resistencias para superaviación e hiperaviación.

varía considerablemente con las altas velocidades. Un aparato hipotético, del tipo «Copa Schneider», de un peso de 2.800 kilogramos, para el cual se admita una finura de 15,6, es decir, el máximo obtenido en las mejores máquinas volantes, tendrá una resistencia de 180 kilogramos a las velocidades subacústicas; como esta resistencia aumenta muy rápidamente cuando se alcanzan las velocidades balísticas, el rendimiento disminuye, puesto que el peso no varía; si es casi 16 a 200 metros por segundo, no es más que 4 a 450 metros por segundo, y 3 a 1.000 metros por segundo.

En las velocidades hiperacústicas, las alas son malas sustentadoras y el cálculo de las grandes velocidades debe tener en cuenta esta variación del rendimiento.

Se puede examinar igualmente la cuestión de la potencia. Un aparato tipo «Copa Schneider», que utilice 2.000 cv. para alcanzar 180 metros por segundo a ras del suelo, no tendrá que utilizar nada más que 400 para obtener la misma cifra a unos 14.000 metros de altura.

Para obtener a ras del suelo la velocidad del sonido (340 metros por segundo), este mismo aparato debería desarrollar 30.000 cv.; en la estratósfera alcanzaría el mismo resultado con 2.200 cv. solamente, a condición de que pueda elevarse a 20.000 metros con las mismas proporciones de peso y de desplazamiento que los aparatos actuales. Doblar la velocidad es, pues, un fin bastante fácil de alcanzar.

Altura y velocidad. — En el mecanismo fundamental de la

superaviación, el aparato ideado para una velocidad a ras del suelo compatible con la seguridad de los despegues y de los aterrizajes, está provisto de un sistema de propulsión que le da un exceso de sustentación de manera que pueda mantenerse en todo momento a la altura económica correspondiente a su velocidad instantánea, siempre a la velocidad máxima compatible con su mecanismo de propulsión.

Altura y velocidad están, pues, íntimamente ligadas por la condición de resistencia mínima (fig. 4). Si se supone un peso constante y una velocidad económica de 80 metros por segundo a ras del suelo, se comprueba que la altura de 15.000 metros da una velocidad económica de 200 metros por segundo, 25.000 metros dan 450 metros por segundo, y 30.000 metros 1.000 metros por segundo.

Si se parte de una velocidad económica, a ras del suelo, de 60 metros por segundo, las alturas que permiten las mismas velo-

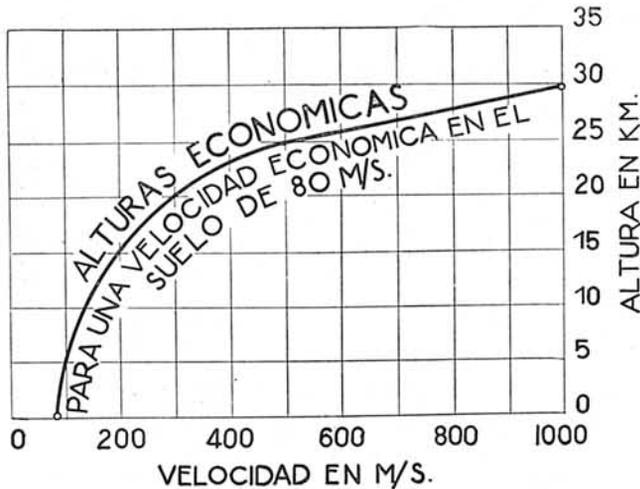


Fig. 4. — Velocidades económicas obtenidas para resistencia mínima a diversas alturas.

idades son más elevadas. No obstante, aumentan más rápidamente para las pequeñas velocidades (relativamente) que para las muy grandes; hasta libertarse de la tropósfera.

Una vez que el aparato ha alcanzado su velocidad máxima, puede continuar su viaje en línea recta, y terminar por un planeo o detener su mecanismo de propulsión y comenzar en seguida su descenso.

Algunas trayectorias. — Imaginemos una trayectoria semejante. En la figura 5, las alturas están ampliadas veinte veces con relación a las distancias. El trazado inferior muestra las proporciones exactas para un trayecto de 800 kilómetros. La altitud máxima de 30.000 metros parece entonces más modesta. De A a B, para subir a 30.000 metros, el aparato recorre 200 kilómetros a la velocidad media de 470 metros por segundo. Llegado a su techo el piloto para el motor y recorre 550 kilómetros en planeo, pues utiliza la potencia estática de la altura y la potencia dinámica del lanzamiento. Esta última le hace franquear 50 kilómetros.

La distancia recorrida en el descenso es proporcional al peso del móvil dividido por su coeficiente de resistencia, lo que puede ser llamado eficacia, finura o coeficiente balístico, pues el avión lanzado tiene un alcance como un proyectil. Bien entendido que en esta trayectoria de bajada, el piloto se coloca en cada momento en las condiciones de resistencia mínima, es decir, de mayor alcance.

La subida está determinada, al contrario, por el exceso de impulsión del propulsor dividido por el peso del avión. Resulta

de ello que el consumo de combustible para efectuar el recorrido total, no es más que el necesario para asegurar la propulsión durante la subida.

Pero, desgraciadamente, la velocidad media se relaciona igualmente con el tiempo total empleado para hacer todo el recorrido. Está, pues, lejos de ser la que corresponde a la

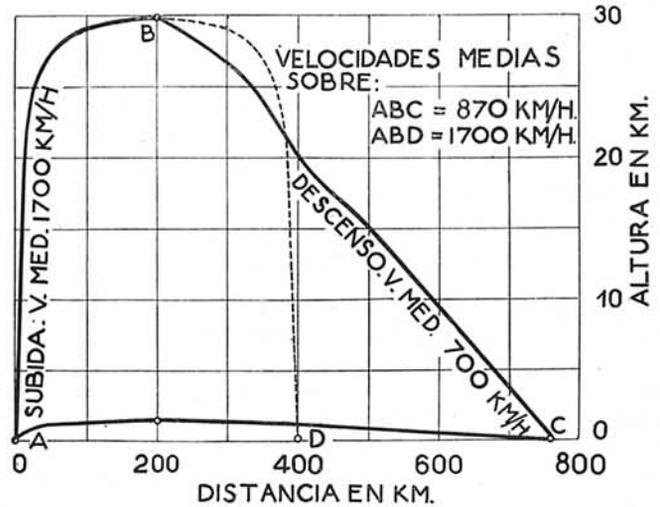


Fig. 5. — Trayectorias en planeo. Velocidad media: 870 kms. por hora.

altitud máxima, y queda reducida por las necesidades impuestas durante la subida y la bajada, en la cual, a cada altitud corresponde una velocidad.

Se pierde sobre todo mucho en las secciones inferiores de la trayectoria que son franqueadas con velocidades pequeñas.

En el caso expuesto, si la velocidad media de la subida es de 1.700 kilómetros por hora, la de bajada no es más que de 700, lo que da una media de 870 kilómetros para el recorrido total, por más que el avión haya alcanzado, en un momento de su recorrido, la velocidad de 3.600 kilómetros por hora.

EL PROBLEMA DE LA POTENCIA MOTRIZ

La superaviación presenta un nuevo problema: el de la gran velocidad de descenso. Este problema no será resuelto completamente más que haciendo uso de frenos aerodinámicos, tales como los que han sido propuestos para la aviación actual; como, por ejemplo: invirtiendo el sentido de acción del propulsor. Pero si en la aviación normal la solución de este problema no da más que ventajas secundarias, en la superaviación se coloca en primer plano, si no se quiere perder de vista su espíritu.

En el estado actual de la cuestión sería prematuro, y hasta humorístico, entrar en mayores detalles. Supongamos simplemente este problema resuelto por un propulsor que suministrara una repulsión igual y opuesta a la propulsión engendrada en la subida. La trayectoria del descenso se abrevia entonces, y se vuelve simétrica a la de la subida; la distancia total recorrida (fig. 6) es la mitad menor, pero la velocidad media es doble y alcanza 2.700 kilómetros por hora.

En fin, en esta trayectoria, si se realiza un recorrido a la altura del techo y a la velocidad máxima, las cifras resultan más halagüeñas. El trazado demuestra que por el tramo de 1.000 kilómetros, recorrido a 3.600 kilómetros por hora, la velocidad media sube a 2.700 kilómetros por hora. Los 1.400 kilómetros de recorrido son franqueados en treinta y un minutos; la cosa empieza a valer la pena.

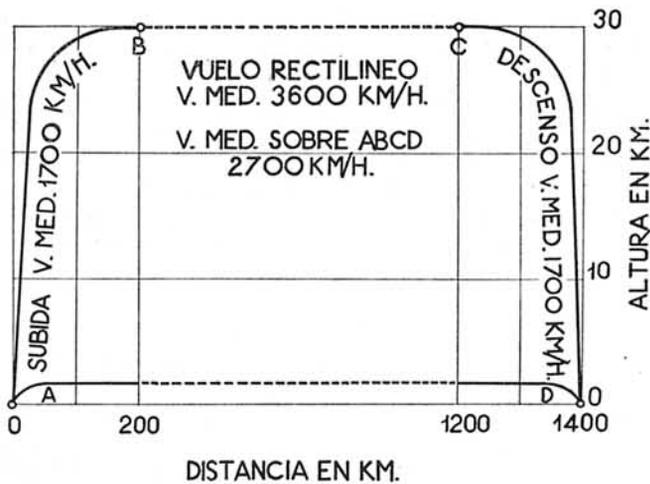


Fig. 6. — Trayectoria horizontal y descenso acelerado. Velocidad media: 2.700 kilómetros por hora.

El pilotaje. — Se ha objetado que la conducción de aparatos tan rápidos sería difícil, fatigaría aun a los mejores pilotos y constituiría un peligro temible. Se cita el ejemplo de los pilo-

ningún peligro de ruptura, dado que el vacío es el límite absoluto de las cargas que obran sobre la cabina.

Al contrario que en los submarinos, cualquiera que sea la resistencia práctica del casco, existe una profundidad en la cual la presión aplasta definitivamente la estructura.

Más difícil es el problema de la temperatura. El profesor Piccard se había protegido contra el frío y no contra el calor causado por los rayos solares. ¿Qué ocurrirá en un avión lanzado a gran velocidad y lamido por una corriente a 50 grados bajo cero? En las velocidades ordinarias la acción del aire es suficiente para compensar los efectos de la radiación solar. La experiencia de los dirigibles lo prueba: la temperatura media del gas es superior en algunos grados solamente a la temperatura exterior, mientras que en los globos esféricos, inmóviles con relación al aire, esta diferencia de temperaturas es de algunas decenas de grados.

Para las grandes velocidades que resultan en superaviación, la acción del aire es muy diferente. Este aire, desplazado adiabáticamente, se recalienta de una manera indeseable. A 1.000 metros por segundo, la elevación de temperatura es de 500 grados.

¿Cuál será el calentamiento inevitable debido al frotamiento del aire sobre la superficie exterior de la cabina? ¿Cuál será el enfriamiento resultante?

Como se ve, la cuestión pasa de la simple conservación de la

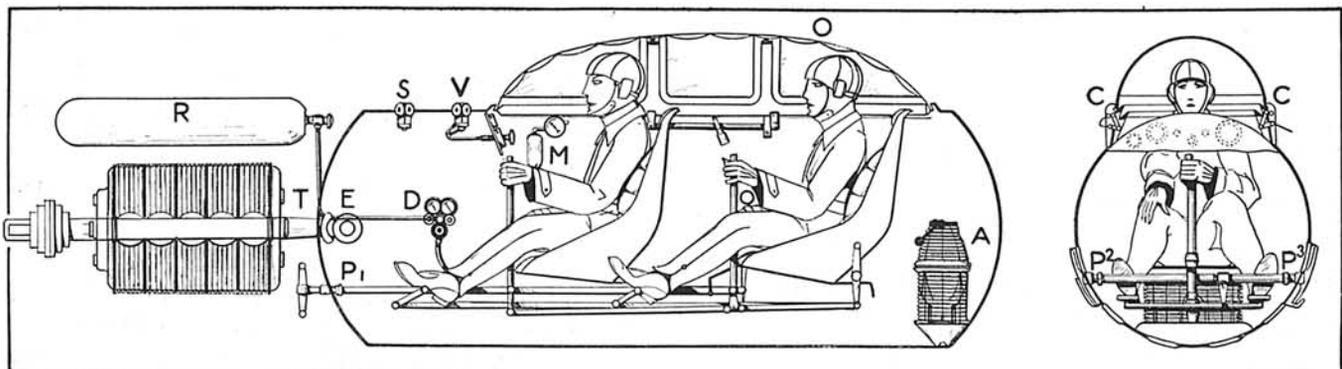


Fig. 7. — Esquema de cabina hermética: A, aire líquido; C, cierre hermético de apertura rápida; D, válvula de reglaje del oxígeno de reserva; E, radiador; M, manómetro para la cabina; O, tragaluces de cristal *Triples*; P₁, P₂, P₃, prensaestopas para el paso de los mandos; R, oxígeno de reserva; S, válvula de seguridad; T, tubería del compresor; V, válvula para reglaje de la presión.

tos de la «Copa Schneider». Estas consideraciones son justas en la hiperaviación a ras del suelo, pero son falsas para la superaviación, no solamente porque en la estratósfera quizás no exista viento, sino también porque la influencia de la menor densidad y de la menor sustentación unitaria, a las velocidades hiperacústicas, hace las reacciones del aparato a los cambios de posición, inversamente proporcionales a la resistencia unitaria.

Así, a 1.000 metros por segundo, la sensibilidad del avión a los mandos es cinco veces más débil que la de un avión ordinario.

En otros términos, el efecto del enrarecimiento atmosférico prevalece sobre el del aumento de velocidad. Los superaviones deberán ser lanzados a la estratósfera según trayectorias determinadas exactamente de antemano.

La cabina hermética. — Otra objeción clásica es la de la respiración humana. El problema difícil no es éste; lo es menos que el de la «respiración» del motor.

Es preciso, evidentemente, una cabina estanca (fig. 7); pero los peligros que se corren son bastante menos importantes que en los submarinos, pues la presión exterior es menor. El aire viciado es evacuado por válvulas y no por bombas. Si la cabina está calculada para una presión de una atmósfera, no existe

temperatura necesaria para la vida del piloto en la cabina; llega a ser un problema fundamental de la superaviación.

Aunque no sabemos gran cosa de esta materia, es, sin embargo, muy acertado admitir que los radiadores no serán suficien-

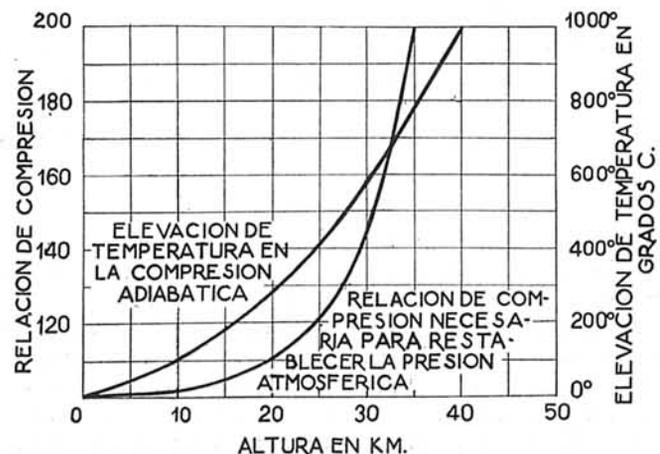


Fig. 8. — Elevación de temperatura y relación de compresión.

tes, y que será necesario emplear medios nuevos. Se puede observar que, aun limitándose el deslizamiento del aire a un frotamiento, el calentamiento resultante debería ser corregido en el interior de la cabina por medio de paredes aislantes y de aire líquido.

Además, la brevedad de los viajes reducirá en gran parte estas dificultades; en cuarenta minutos se irá de Londres a Roma.

La potencia motriz. — Con estos problemas preliminares, hemos querido desembarazar el terreno de los menores obstáculos que lo obstruyen y que no atacan en nada al principio de la superaviación. Llegamos a la única dificultad grande: la fuerza motriz.

En primer lugar, ¿qué se puede esperar de la técnica actual de los motores de combustión interna? La altitud lleva consigo una reducción de la potencia unitaria como consecuencia de la menor densidad del aire aspirado. Este es el principal problema que plantea el vuelo con motores ordinarios a elevadas altitudes. Para obtener a una altura determinada la potencia desarrollada a ras del suelo, es preciso aumentar la cilindrada en

a 45 a 25.000 y 90 a 30.000 metros. Las elevaciones de temperatura, en la hipótesis de una compresión adiabática, son considerables, puesto que para restablecer la presión a 20.000 metros se experimenta un calentamiento de 300 grados, de 400 grados a 25.000 metros y de 550 grados a 30.000 metros.

El compresor mecánico. — El examen detallado de la figura 9 permite estudiar más completamente el método de la *compresión*; muestra la potencia en cv. que es necesario suministrar a un compresor para mantener constante la presión atmosférica de un motor de un cv. a altitudes que varían entre cero y 30 kilómetros.

Una de las curvas se refiere a la hipótesis isotérmica y la otra a la hipótesis adiabática, ambas para un rendimiento de 60 por 100. Sin embargo, la compresión isotérmica no se presta a realizaciones prácticas, a pesar de la baja temperatura exterior; por su parte, la compresión adiabática necesita de todas maneras una refrigeración suplementaria del aire comprimido antes de su introducción en los cilindros. Nosotros, pues, hemos tomado arbitrariamente, pero con bastante verosimilitud,

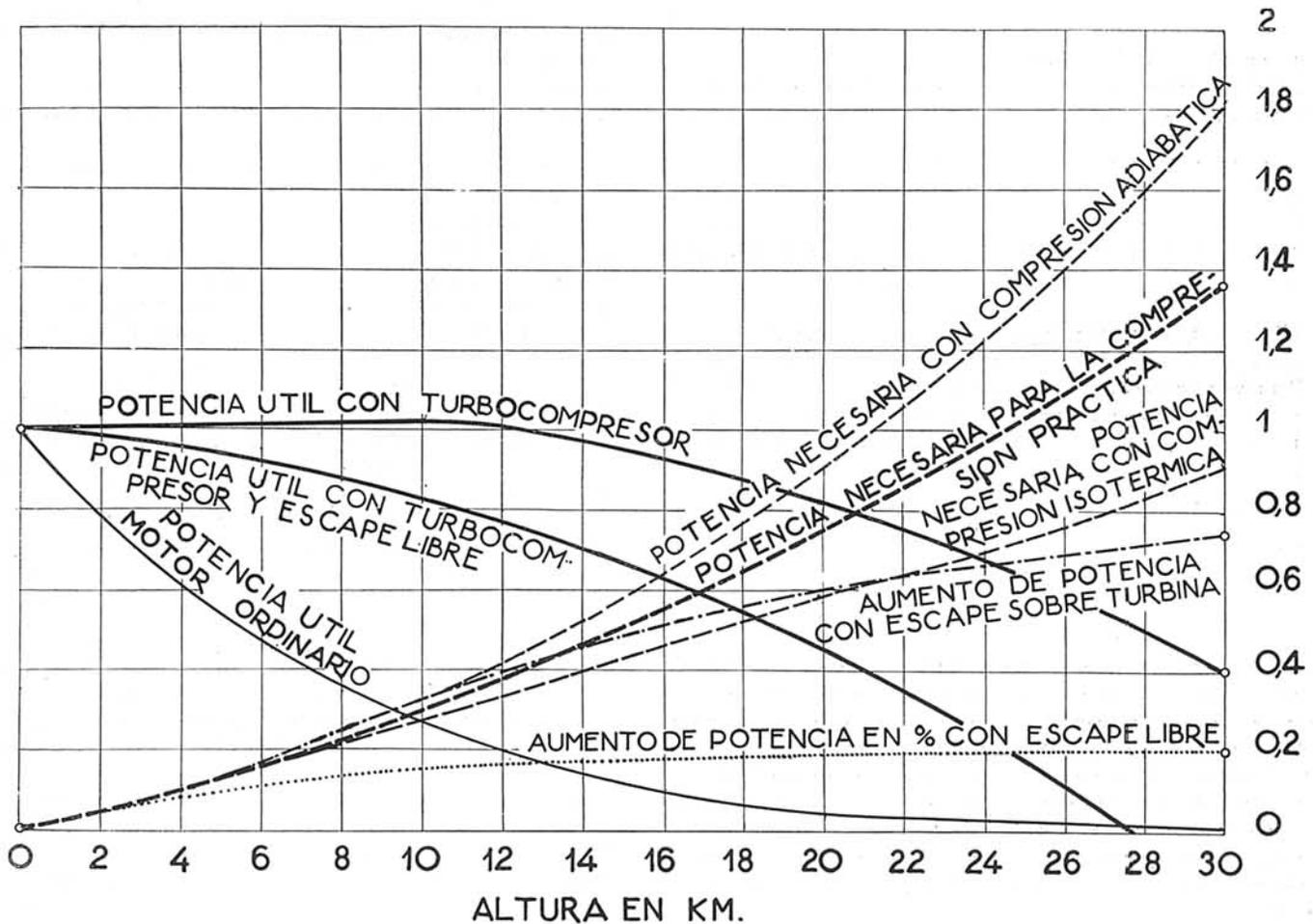


Figura 9. — Curvas de potencia obtenidas utilizando compresor mecánico o turbocompresor, y potencia absorbida por ellos.

razón inversa a la variación de la presión atmosférica o introducir un suplemento de aire por medio de compresores, lo que equivale a disponer de una mayor cilindrada virtual.

El aumento real de cilindrada conduce a un aumento de dimensiones, lo que origina un peso más elevado, un desplazamiento mayor y una resistencia al avance mayor, lo que anula casi todas las ventajas del vuelo estratosférico. Las compresiones volumétricas necesarias para establecer la presión atmosférica son enormes (fig. 8): de 20 a 20.000 metros, alcanzan

una curva media para representar la potencia práctica necesaria para la precompresión.

Si semejante fuerza es transmitida por el motor al compresor, y si el escape es libre, la fuerza útil será la del motor al nivel del suelo, menos la potencia absorbida por el compresor, más la ventaja debida al escape libre.

El turbo compresor. — El «turbo», accionado por los gases de escape, es más favorable. La potencia permanece rigurosamente constante, pero hasta 10.000 metros solamente. Más allá

es preciso aumentar la presión del escape, y, por consiguiente, reducir la potencia útil. La curva de la figura 9 está ideada con un rendimiento de 0,5; es la potencia del motor a la altitud cero, disminuida en la diferencia entre la potencia absorbida por el compresor y la suministrada por la turbina con una presión de una atmósfera en el escape.

Resulta de ello una ventaja notable, que debe ser reducida, sin embargo, a causa del mayor peso del aparato motor, del compresor y de la turbina.

Es preciso, pues, tener en cuenta el peso por caballo haciendo la suma de los pesos de los tres mecanismos, que nosotros suponemos proporcionales a las potencias respectivas y dividiendo esta suma por la potencia útil remanente.

De ello resultan pesos unitarios, casi equivalentes para los dos tipos, hasta 12.000 metros; después, favorables al «turbo» para alturas superiores.

No damos estos pesos con exactitud, puesto que están calculados sobre hipótesis demasiado arbitrarias; permiten, sin embargo, obtener el orden de magnitud de las potencias disponibles en altura, a igualdad de pesos a ras del suelo, y confrontarlas con las potencias necesarias para el vuelo estratosférico y obtener de ahí las velocidades posibles.

Las dos curvas de las potencias disponibles y de las potencias necesarias, se cruzan alrededor de 900 kilómetros hora, cifra ciertamente impresionante, pero que permanece en el campo de las velocidades inferiores a la del sonido.

Eso no nos estimula mucho para abordar las enormes complicaciones de un motor de altitud, que vendrán a añadirse a las que hacen de un motor de la «Copa Schneider» una máquina delicada y efímera.

EL SISTEMA AEROTERMODINÁMICO

Para vencer con la superaviación todas las dificultades del vuelo en la atmósfera enrarecida, es preciso que la cosa valga la pena; es necesario que se entrevea la posibilidad de traspasar ampliamente las velocidades subacústicas, de dar al hombre el dominio de las grandes velocidades, y esto con medios más sencillos que los de la técnica actual.

Precisamente la superaviación parece contener el germen de un nuevo medio de propulsión, cuyas promesas merecen ser estudiadas.

Yo había indicado este método en 1926, suponiendo un propulsor de reacción, independiente del aire exterior. Pero las cifras de los consumos eran considerables. El propulsor de reacción, tal como yo lo había ideado entonces, tal como fué estudiado por Oberth y otros, si pareció el mejor para atravesar los grandes enrarecimientos atmosféricos encontrando en él y no en el aire exterior el apoyo necesario a la propulsión, tiene el inconveniente grave de tener que llevar consigo el oxígeno necesario para la combustión. Como prácticamente este oxígeno está combinado con sustancias inertes, el peso del carburante y del combustible es seis veces el del combustible solo, lo que reduce considerablemente su autonomía.

Se ha pensado, pues, que para la superaviación, igual que para los motores ordinarios de aviación, convenía servirse del oxígeno atmosférico.

En suma, se trata de utilizar el movimiento para captar el aire ambiente y para comprimirlo a una presión que permita obtener un buen rendimiento del sistema propulsor; en seguida, después de haber inyectado combustible pulverizado, se provoca la combustión a presión constante, y por último se dejan escapar los productos calientes de esta combustión, a una velocidad más grande que la de captación.

La masa del aire interesada en la unidad de tiempo, multipli-

cada por la diferencia de velocidades, nos indica el valor del empuje propulsor.

El estudio de la reacción. — El rendimiento de tal propulsor de reacción ha sido estudiado por numerosos técnicos, sobre todo por los partidarios de la hélice, que han demostrado que tenía un rendimiento mucho más elevado que la reacción. Buckingham hizo sobre este asunto en 1919 un estudio clásico aparecido después en los volúmenes del N. A. C. A.

Pero a Steekin se debe haber aclarado este problema, a primera vista complejo. Ha demostrado que el rendimiento global de cualquier propulsor de reacción — es decir, la relación final entre el trabajo útil (producto del empuje por la velocidad) y el equivalente dinámico del calor consumido en la unidad de tiempo — estaba constituido por el producto de dos rendimientos: el rendimiento TÉRMICO, propio del ciclo utilizado, y el rendimiento PROPULSIVO común a todo propulsor que, captando el aire a una velocidad dada, lo expulsa en sentido inverso con un incremento determinado de velocidad.

La demostración de Steekin, que apareció en febrero de 1929 en *La Technique de la Flotte aérienne russe*, ha sido vuelta a publicar por Maurice Roy, y yo mismo la he desarrollado recientemente.

Podemos denominar intuitivamente rendimiento TERMOPROPULSOR al rendimiento global producto de los dos rendimientos elementales.

En el caso del sistema motor-hélice, estos rendimientos están francamente separados: el térmico corresponde al motor; el propulsor, a la hélice.

En el caso del propulsor de reacción, al contrario, los rendimientos están mezclados; pero su separación analítica favorece el cálculo y demuestra la necesidad de comparar los grupos motopropulsores únicamente por sus rendimientos termopropulsores.

Si se llega a hacer semejantes el rendimiento térmico del ciclo de reacción y el del motor de combustión interna; si además, los rendimientos de la reacción propiamente dichos y de la hélice son equivalentes, los rendimientos termopropulsores serán los mismos evidentemente.

La compresión automática. — Una vez precisado este punto fundamental que pone fin a una larga discusión entre los partidarios de la hélice y los del motor de reacción, digamos, sin entrar en detalles, que para las velocidades de la aviación ordinaria, esta igualdad de rendimiento parece ardua si no imposible de obtener.

Por otra parte, el grupo «compresor-expulsor» presenta a primera vista más complejidad en peso y desplazamiento que el sistema actual tan elástico y elegante «motor-hélice». De modo que sin ninguna duda el campo de las velocidades subacústicas pertenece a la hélice. Si se se investiga por el cálculo el terreno de las velocidades hiperacústicas, se llega, por el contrario, a otras conclusiones, y éste es el centro de la cuestión.

Estudiando las presiones dinámicas teóricas, debidas a la detención del aire a velocidades elevadas, es decir, a la captación de este aire por un superavión, se ve que la relación de las presiones así obtenidas es muy elevada.

En el caso de altitud cero (hiperaviación) a una temperatura de $+15^{\circ}$, el aire captado por tomas adaptadas a velocidades superiores a las del sonido, se comprime espontáneamente a más de tres atmósferas para una velocidad de 500 metros por segundo, a 13 atmósferas para 800 metros por segundo y a 33 atmósferas para 1.100 metros por segundo (fig. 10).

Un compresor centrífugo conseguiría difícilmente el mismo resultado. El móvil lanzado a su velocidad de marcha, es el más sencillo de los compresores.

Si se alcanza la velocidad económica de 1.100 metros por se-

gundo a 31.000 metros, la presión dinámica engendrada corresponderá exactamente a una atmósfera.

La idea de René Lorin. — En estas condiciones, la cabina de pilotaje tendrá, sin duda, que sufrir, pues el aire será recogido a una temperatura superior a 600 grados. Pero el sistema propulsor podrá utilizarlos, sobre todo si está concebido de ma-

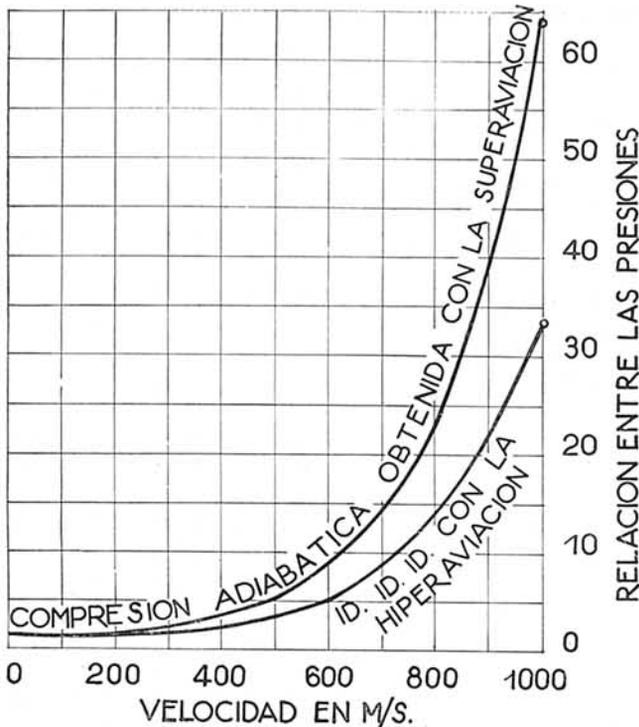


Fig. 10. — Relación entre las presiones engendradas por la compresión adiabática del aire en el caso de hiperaviación o superaviación.

nera que pueda recuperar casi íntegramente el trabajo de compresión.

Un propulsor de reacción, de este tipo, trabajará según las fases siguientes:

El aire captado será recogido con las menores pérdidas de carga en una cámara de combustión; mezclado con combustible finamente pulverizado, su temperatura aumentará; después se escapará a una velocidad superior a la de la captación. El combustible, en lugar de quemarse en el cilindro de un motor, se quemará en una cámara de combustión, creando así la disi-



Fig. 11. — Sistema de reactor propuesto por René Lorin, en 1913.

metría de las presiones internas, que sustituye al impulso de las palas de la hélice.

Puede remontarse a René Lorin (fig. 11) la concepción de semejante propulsor de compresión automática; un dispositivo de este orden ha sido descrito en *L'Aérophile* (1913). La forma de la tobera del modelo representado está ideada para velocidades inferiores a la del sonido. Sin embargo, aparte de la prioridad de la idea, el mérito del estudio teórico pertenece a Steekin.

Un cuerpo aerodinámico de resistencia negativa. — Tomando de nuevo su demostración en el caso teórico de transformaciones adiabáticas de un fluido ideal, he podido demostrar que el rendimiento de semejante sistema, que yo he denominado aeroter-

modinámico o cuerpo aerodinámico de resistencia negativa, es igual al producto del rendimiento térmico del ciclo de Braiton (únicamente función de la velocidad de marcha) y del rendimiento propulsivo. Este último rendimiento es, sobre todo, función de la relación entre la abertura de captación de aire y lo que se acostumbra a llamar el disco equivalente al móvil impelido, es decir, la superficie que multiplicada por la densidad del medio ambiente y el cuadrado de la velocidad, da la resistencia al avance. Esto, en la hipótesis de que las aberturas exteriores del conducto estén adaptadas a las velocidades de marcha según las leyes de los fluidos de densidad variable. La forma del conducto varía, pues, con la velocidad, y el cuerpo aerodinámico no es independiente de las condiciones de funcionamiento.

Esta expresión de «rendimiento propulsivo» permite demostrar que, en el caso particular estudiado, se reduce a una cuestión de dimensiones. Se tiene una igualdad numérica con el rendimiento propulsivo de una hélice, cuando la abertura de captación del aire es del mismo orden de magnitud que el círculo barrido por la hélice.

El estudio del rendimiento térmico del ciclo de reacción, muestra que el de un motor ordinario de aviación para una velocidad de 500 metros por segundo, que es cerca de 0,3, aumenta con la velocidad y es de 0,5 para 700 metros por segundo; y de 0,7 para 1.000 metros por segundo. Esta observación no sorprende, si se piensa que, siendo comparable este sistema con un motor monocilíndrico, se alcanza hacia 500 metros por segundo la misma compresión volumétrica que en los motores ordinarios y que se excluyen notablemente estos valores para mayores velocidades. Es preciso añadir, además, la ventaja de que el rendimiento real se aproximará mucho más al rendimiento teórico, que en el caso de un motor de combustión; la sencillez mecánica es extrema y no es necesario prever un refrigerador.

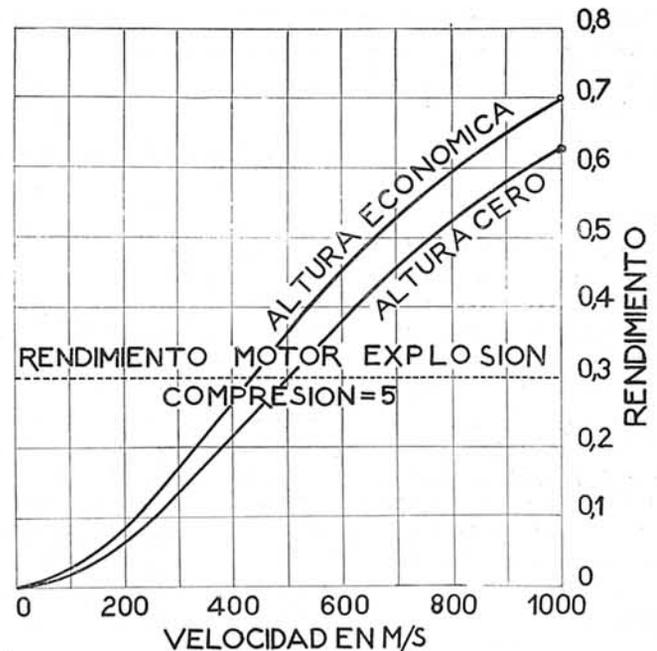


Fig. 12. — Rendimiento térmico teórico a la altura económica y a la cero.

Será suficiente que la abertura de captación sea del mismo orden de magnitud que el círculo barrido por una hélice. Puede también ser inferior, pues el rendimiento termopropulsivo de semejante propulsor se mantiene francamente por encima del de sistema clásico motor-hélice. Hay aún más. Esta conclusión vale, no sólo para la superaviación a altas altitudes, sino tam-

bién para la hiperaviación cerca del suelo, aunque se registre una ligera desventaja de rendimiento en este caso (fig. 12).

Consumos. — El cuerpo aerodinámico es, pues, capaz de las más altas velocidades balísticas a cualquier altitud. La diferencia reside solamente en el consumo de combustible, que a 1.000 metros por segundo, es 30 veces menor a la altitud económica de 30.000 metros, que a la altitud cero.

La extrema sencillez de este conjunto propulsivo no evita la

¿Deberá la reacción ayudarse de la hélice para alcanzar su soberanía?

He examinado teóricamente la posibilidad de eximir al cuerpo aerodinámico de esta humillación. El resultado de este trabajo se encuentra en el diagrama de la figura 13.

Se ha calculado con la mayor exactitud posible, para un cuerpo aerodinámico ideal, de peso inicial de 1.000 kilogramos, la posibilidad de alcanzar la altitud económica co-

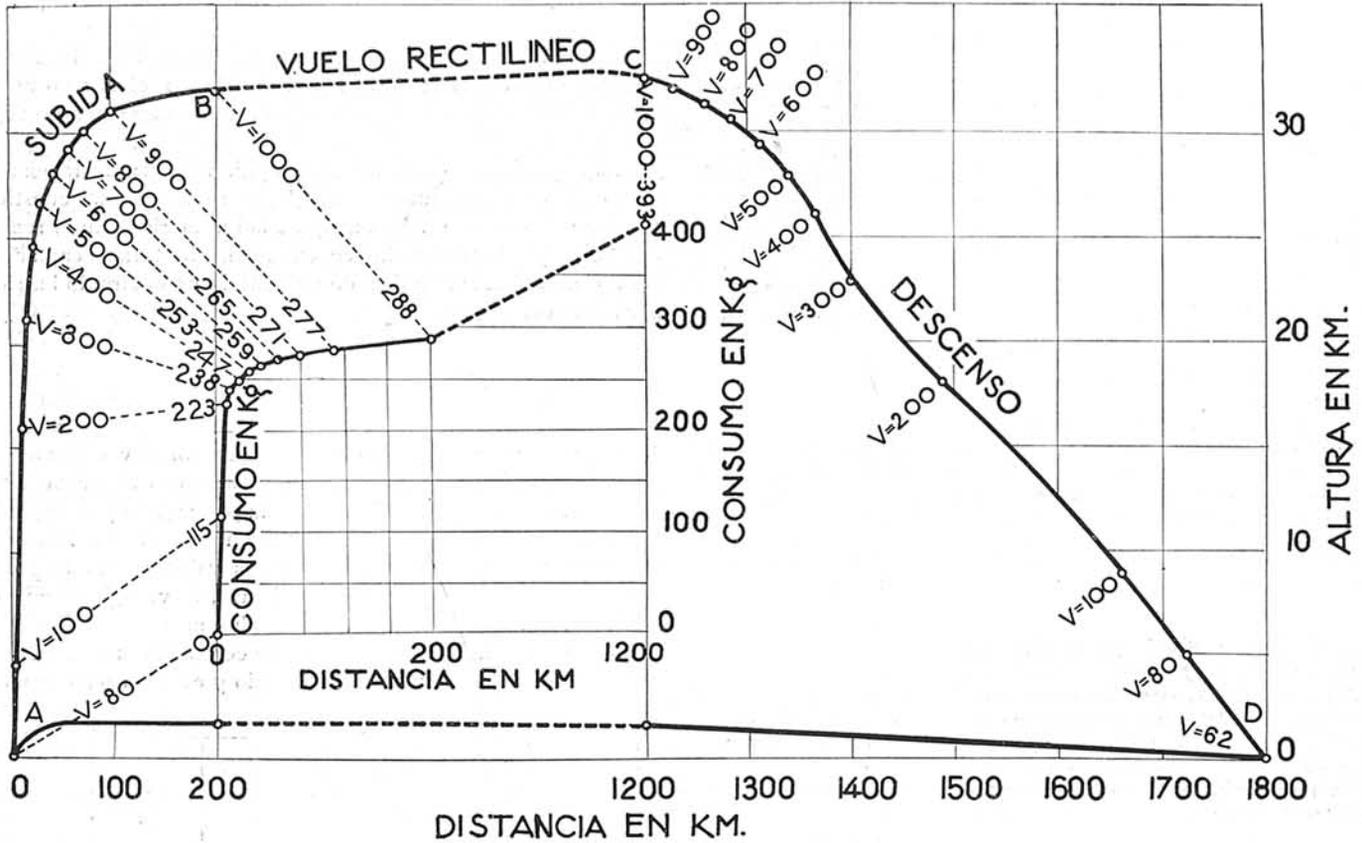


Fig. 13. — Trayectoria obtenida con un gasto de combustible de 400 kilogramos.

necesidad de quemar tanto combustible como exija la potencia correspondiente a la velocidad de 1.000 metros por segundo. Así, a esta marcha, un cuerpo aerodinámico de dimensiones aparentes comparables a las de los hidroaviones de la «Copa Schneider», deberá suministrar 450.000 cv. a la altitud cero y solo 15.000 cv. a la altitud económica.

La superaviación queda, pues, como la única forma posible para alcanzar las velocidades muy grandes.

Pero, desgraciadamente, fuera de las consideraciones teóricas precedentes, no se puede decir nada aun en concreto sobre los cuerpos aerodinámicos. Podríamos enumerar sólo $n + 1$ dificultades de realización: forma, dimensiones, grandes velocidades, temperaturas elevadas, utilización del combustible, carburación uniforme, tiempo de combustión... Pero no queremos romper el entusiasmo de los investigadores sobre tan seductora vía.

Para alcanzar la estratosfera. — Terminando esta orientación de la cuestión de las grandes velocidades, haremos alusión solamente a la mayor dificultad que se va a encontrar: traspasar la velocidad crítica por debajo de la cual el rendimiento del sistema no es aceptable.

En otros términos, si la región de las velocidades subacústicas pertenece a la hélice y la de las velocidades hiperacústicas a la reacción, ¿cómo soldar estos dos campos? ¿Cómo se regulará la servidumbre de paso?

respondiente a la marcha de 1.000 metros por segundo. La propulsión de subida ha sido determinada suponiendo una temperatura de 712 grados en la cámara de combustión y una abertura de captación de aire igual a quince veces el disco equivalente al aparato, al cual se ha atribuido las cualidades de finura precedentemente definidas y una velocidad económica a ras del suelo de 80 metros por segundo.

Para su aceleración, hecha en parte con un rendimiento deficiente hasta la velocidad de 1.000 metros por segundo, es decir, para rebasar los 30.000 metros de altitud, el aparato consume teóricamente 300 kilogramos para un vuelo a velocidad uniforme de 1.000 kilómetros; consume 100 kilogramos y termina en un planeo de 600 kilómetros su recorrido de 1.800 kilómetros con un peso remanente de 600 kilogramos.

Tal es el cuadro de conjunto; dificultades que aumentan como el cubo de la velocidad para la hiperaviación, en razón casi lineal para la superaviación. Posibilidad de un nuevo tipo de propulsión sin hélice ni mecanismo.

Mi síntesis no es, sin embargo, una profecía. Demuestro solamente que este nuevo propulsor está contenido, en potencia, en los principios de la termodinámica, como el motor de combustión interna lo estaba ya en tiempos de Carnot.

Habrà de pasar antes por el triple tamiz del estudio, de la experiencia y del genio inventivo, para llegar a la técnica realizadora.