



## Posibilidad de reducir casi a cero la velocidad mínima de los aeroplanos

Por JULIO COSTANZI, Ingeniero Aeronáutico.

*El autor publicó en el año 1914 su primer artículo de carácter aviatorio con el título "Sobre la posibilidad de un aumento casi indefinido de las velocidades de los aeroplanos", cuando la velocidad era de un centenar de kilómetros por hora y la de mil parecía próxima al infinito. Era la demostración, hecha por primera vez, de la conveniencia del vuelo estratosférico para el aumento de la velocidad. La idea empleó veinte años en abrirse camino y treinta para llegar a ser realidad. Hoy, por simetría bibliográfica, publica este artículo, que tiene finalidades opuestas, asegurando la realización en un tiempo mucho menor.*

De tal manera estamos acostumbrados a ver los aeroplanos despegar y aterrizar tangencialmente a tierra, que, sin darnos cuenta de ello, nos hemos hecho a la convicción de que esta modalidad de salida y llegada sea característica del tipo especial de máquina aérea. Demostremos, sin embargo, que debe existir también la posibilidad no tanto de partir sin carrera de despegue como la de posarse suavemente sobre el terreno, como hacen los pájaros.

Ante todo, consideremos el problema desde el punto de vista energético; es decir, tratemos de fijar si la potencia ordinariamente disponible a bordo, donde existiese el mecanismo adecuado para utilizarla, sería suficiente para mantener quieto en el aire al avión. Podemos afirmar que esta posibilidad subsiste. Los helicópteros llegan a tener un impulso vertical de unos 14 kilogramos por caballo: 2.000 HP. podrían mantener fijo en el aire un aparato con un peso

de 28.000 kilogramos; ahora bien, un aeroplano de 2.000 HP. de potencia disponible pesa, generalmente, mucho menos de la mitad, y, por tanto, no estamos frente a un absurdo filosófico.

Aceptando esto, veamos cuáles son a este propósito las deducciones teóricas y las realidades prácticas.

La teoría enseña que la potencia necesaria para el vuelo horizontal, rectilíneo, uniforme, puede ser expresada por la ecuación

$$W_n = \frac{a}{2g} C_{x0} S V^3 + \frac{a}{2g} \frac{C_z^2}{\pi \lambda} S V^3, \quad [1]$$

en la cual  $W_n$  indica la potencia necesaria para el vuelo en las condiciones arriba indicadas, en los distintos equilibrios;  $\frac{a}{2g}$  representa la mitad de la densidad del aire, siendo  $a$  el peso de un metro cúbico de ella y  $g$  la aceleración de la

gravedad; a cota cero  $\frac{a}{2g} = \frac{1}{16}$ ;  $S$  es la superficie sustentadora del ala expresada en metros cuadrados;  $C_{x0}$  es el coeficiente de resistencia para la incidencia de sustentación nula;  $V$  la velocidad del avión variable con las posiciones;  $C_z$  el coeficiente de sustentación en las diversas posiciones o equilibrios, y  $\lambda$  la envergadura alar.

De la [1] resulta claro que la potencia necesaria al vuelo horizontal, rectilíneo, uniforme, está compuesta de dos términos: uno correspondiente a la potencia necesaria para vencer la resistencia de penetración del aparato a la velocidad de que se trata, y el otro correspondiente a la potencia necesaria para vencer la resistencia autoinducida, o sea, la que es debida a la limitación de la envergadura alar.

Por otra parte, recordemos que la ecuación de la fuerza sustentadora en el régimen de vuelo de que se trata está dada por

$$P = \frac{a}{2g} C_z S V^2;$$

donde  $P$  es el peso del aeroplano. Deduzcamos de esta ecuación el valor de

$$C_z^2 = \frac{(P/S)^2}{(a/2g)^2 V^4}$$

y sustituyámoslo en la [1]. Tendremos:

$$W_n = \frac{a}{2g} C_{x0} S V^3 + \frac{P/S}{\pi \lambda} \frac{P}{a/2g} \frac{1}{V}.$$

Pasemos ahora a un ejemplo concreto, poniendo en lugar de las letras genéricas los valores numéricos relativos a un cierto avión inútil de especificar, por lo cual sea:

$$\lambda = 6,65; S = 16,80; C_{x0} = 0,02; P = 2.500 \text{ kgs.}; \\ P/S = 149 \text{ kgs/m}^2;$$

hagamos, además, la hipótesis simplificada de que la cota de aterrizaje esté poco más o menos al nivel del mar, esto es:

$$a/2g = \frac{1}{16}.$$

Supongamos, finalmente, que la potencia disponible sobre el eje de la hélice sea de 2.000 caballos-vapor. Con la sustitución de los valores

numéricos antes citados, la potencia necesaria, expresada en kg/m/seg., es:

$$W_n = 0,021 \cdot V^3 + \frac{285.500}{V},$$

siendo la velocidad expresada en metros por segundo; si la queremos en cv. y la velocidad en km/h., haremos las reducciones del caso y pondremos:

$$W_n = 0,000.006 V^3 + \frac{13.700}{V}. \quad [3]$$

En el segundo miembro de esta ecuación, el primer término, correspondiente a la resistencia de penetración, crece con el cubo de la velocidad y es, pues, representable en un diagrama cartesiano que tenga por ordenadas las potencias necesarias y por abscisas las velocidades, mediante una *parábola cúbica* (en la figura es la curva  $b$ , tangente en el origen al eje de las abscisas); el segundo término, en cambio, varía en razón inversa de la velocidad, y será representable, sobre dicho diagrama, por una *hipérbola* (en la figura la curva  $c$ ), que tiene por asíntotas los ejes coordenados. Sumando las ordenadas de las dos curvas  $a$  y  $c$ , se tendrá la curva  $EDMA$ , que representará la potencia necesaria  $W_n$ , como se deriva de la ecuación [1]. De esta curva resulta que si fuese posible emplear útilmente los 2.000 HP. disponibles, se podría alcanzar, con el avión en cuestión, la velocidad máxima de 700 kms/h. y la mínima de 7 (siete).

En cuanto a la velocidad máxima, no es ninguna maravilla; en cambio, ¿qué se opone a la realización práctica de una velocidad mínima tan modesta? La aplicación de la fórmula [1], ¿nos ha conducido a un absurdo? Probablemente, no. Basta reflexionar que en los aterrizajes a que estamos habituados, los 2.000 HP., disponibles a bordo, *quedarán absolutamente inutilizados*, porque el piloto coita o reduce la admisión, *mientras que si existiese un mecanismo para utilizarlos con el fin de la sustentación*, no obstante la disminución de la velocidad, bastaría no sólo para mantener en el aire al avión de que se trata, sino a otro más pesado, como hemos visto al principio.

En consecuencia, ¿dónde está la causa del desacuerdo entre la teoría y la práctica?

Podemos verlo trazando la curva de la potencia necesaria,  $W_n$  en función de las características experimentales, deducidas en el túnel aéro-

dinámico sobre el modelo del avión en cuestión, mediante la fórmula

$$W_n = \frac{1}{\sqrt{a/2g}} \frac{C_x}{C_z^{3/2}} (P/S)^{3/2} S.$$

La curva así construída, o sea la *AaMaB*, coincide con la otra, deducida de la [1], es decir, con la *AaMDeE*, en la rama de los regímenes rápidos; o sea, por el tramo *McA* se separa después para formar la rama de los regímenes lentos.

De la nueva curva de la potencia así trazada vemos que la velocidad mínima, sin uso de supersustentadores, puesto que el dado por la ex-

tos, es decir, en las fuertes incidencias, el flujo del aire se separa del extradós del ala y la capacidad sustentadora de ésta decae. Se trata de alejar esta separación hacia las incidencias inferiores mediante los dispositivos de supersustentación, y la curva *Ddc* expresa esta relativamente pequeña ventaja, que disminuye la velocidad mínima de 145 a 102 kms/h.; sin embargo, se trata de tomar tierra a velocidades horizontales elevadas, a las cuales basta un pequeño error para determinar la catástrofe.

He aquí el punto crucial de la cuestión: tanto con el uso de los supersustentadores como sin éstos, los 2.000 HP., disponibles a bordo, y, re-

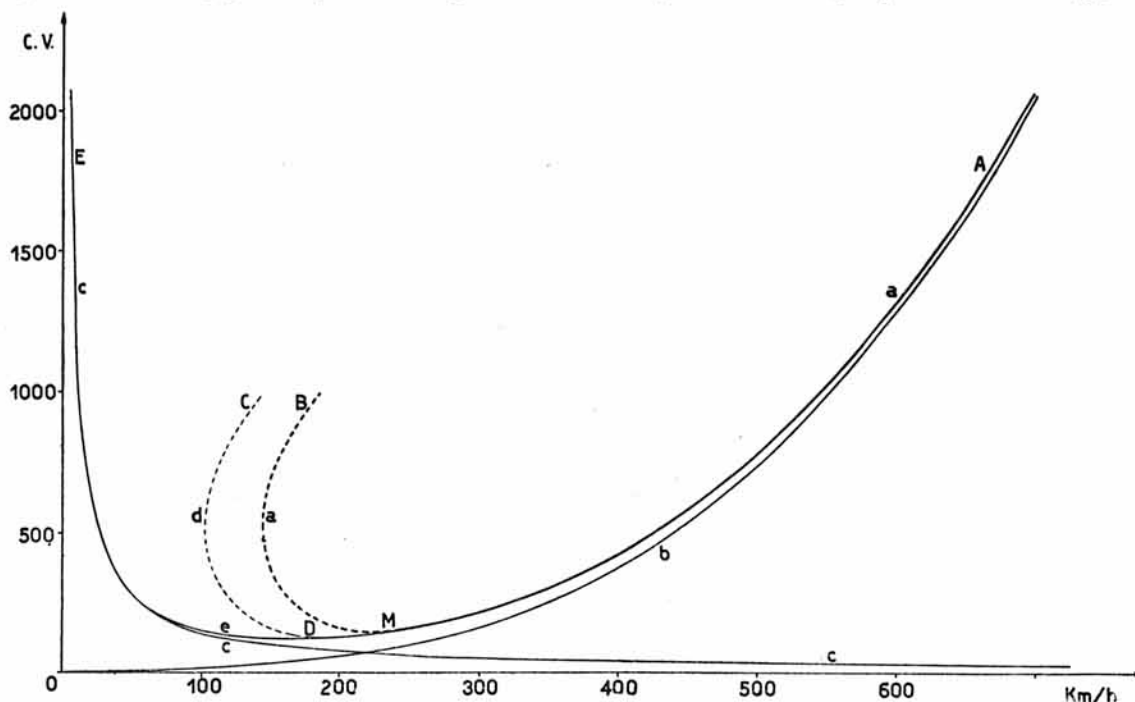


Diagrama representativo de velocidades máximas y mínimas posibles, según la potencia disponible.

periencia es = 1,48, se tiene de la fórmula  $C_{z\ max}$ .

$$V_{min} = \sqrt{\frac{1}{1,48} (2g/a) P/S} = 40 \text{ m/seg.} = 145 \text{ km/h,}$$

como se deduce también por el diagrama. La velocidad mínima, empleando los supersustentadores, esto es, con aleta y alerones de curvatura a ranura en acción para un  $C_{z\ max} = 2,96$ , nos da una velocidad mínima = 28,5 m/seg., es decir, 103 kms/h.

La causa de la diferencia de los resultados está en el hecho de que en los regímenes len-

petimos, teóricamente capaces de sostener el peso del avión quieto en el aire, quedan inactivos porque el piloto, en la fase de aterrizaje, reduce la admisión y prácticamente renuncia a ellos.

¿Existe un medio para salir de esta situación absurda en que estamos? Probablemente existen varios; los pájaros, por ejemplo, adoptan uno no practicable por los aviones, pasando del vuelo deslizante o planeado al vuelo batiendo las alas; otro medio sería el de forzar la circulación de la velocidad en torno del ala hasta el punto de compensar la disminución de la velocidad de traslación; un tercero sería el ya intentado de

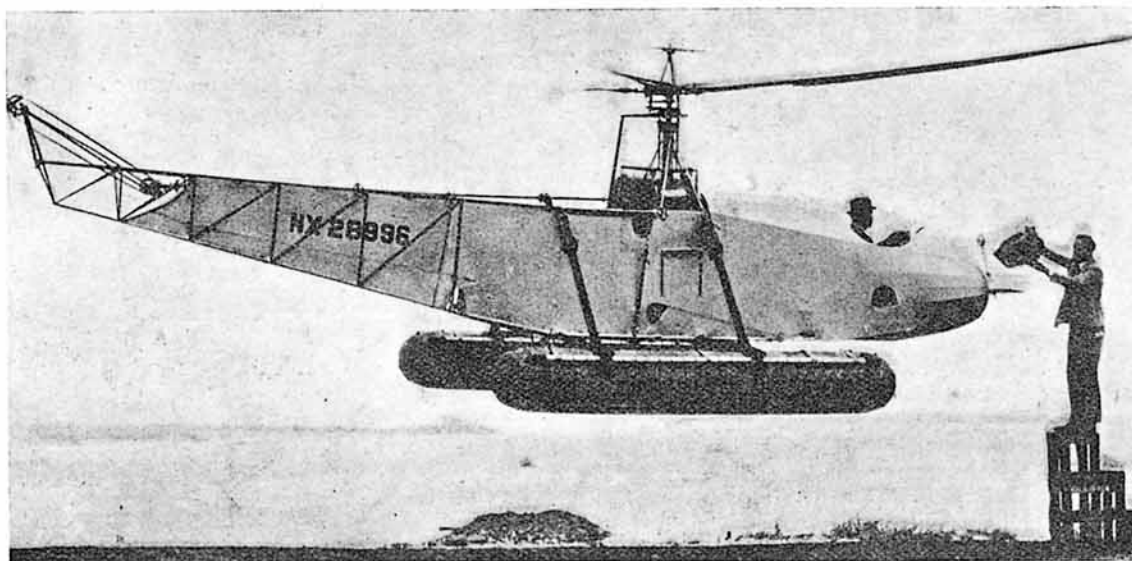
acoplar el helicóptero al aeroplano mediante un esquema constructivo biplano, cuya ala superior podía resultar, cuando se quisiera, hélice sustentadora. Lo híbrido de la solución turba profundamente la magnífica simplicidad de la línea del aeroplano, motivo de su alta velocidad y, por tanto, de su éxito, no obstante el defecto que se le atribuye.

Probablemente es necesario pensar en utilizar la potencia más allá de los límites hasta ahora alcanzados de la circulación de la velocidad. También este medio ha sido probado, pero sólo con el modesto fin de una supersustentación limitada, soplando la capa límite, mediante los escapes de los motores, a través de ranuras practicadas paralelamente al borde de ataque sobre el extradós del ala, y yo mismo, hace veinte años, traté, en el túnel aerodinámico, de soplar por tales ranuras aire comprimido. Sin introducir nuevos dispositivos, es decir, nuevos pesos, para obtener el aire comprimido, podrían em-

plearse los compresores de los motores y usar la mitad de los cilindros de los motores para compresores mientras la otra mitad funcionara como motor (ya hemos dicho que la potencia disponible a bordo es amplia con respecto a la necesaria para la sustentación inmóvil) para utilizar el calor de los escapes, y el de refrigeración de los motores para elevar la temperatura, y en consecuencia, la energía de los gases a usar para el impulso vertical, etc.

Es todo un estudio que quizá merecería ser presentado con el complejo de elementos numéricos concretos.

Las consecuencias del invento serían incalculables; baste decir que no serían ya necesarios los kilómetros de pistas en los aeropuertos, que éstos podrían ser fácilmente ubicados próximos a las ciudades, sin servicios aeronáuticos excesivos en los alrededores, y militarmente dejaría de impulso vertical, etc.



*El desarrollo del helicóptero en los Estados Unidos sumó una nueva e importante arma aérea al arsenal de las Naciones Unidas durante la guerra y ha creado amplias perspectivas al desarrollo de la Aviación civil en el futuro.*

*Igor Sikorsky, aviador ruso en la guerra de 1914-18, ha perfeccionado un helicóptero, que puede despegar verticalmente desde tierra o desde el agua, pudiendo mantenerse en el aire casi quieto, en una atmósfera en calma. El helicóptero fué usado por la Armada de los Estados Unidos como elemento utilísimo en servicios de convoyes. Sikorsky trabaja en el desarrollo de un tipo de helicóptero para cinco pasajeros y usos civiles, con velocidad de crucero de 200 kilómetros por hora. La fotografía muestra al inventor en una prueba de su aparato, cargándole desde el aire.*