

Longitud de pistas en los proyectos de aeropuertos ⁽¹⁾

Por E. TERRADAS

Ingeniero, Consejero-Asesor del Instituto Nacional de Técnica Aeronáutica y antiguo Profesor de la Escuela Superior de Aerotecnia.

Los aerodromos, con toda la gama de sus problemas, desde la elección de emplazamiento hasta la dotación de los servicios y ejecución de las obras correspondientes, incluyen numerosas cuestiones técnicas que sólo pueden resolverse perfectamente si se orientan bajo las exigencias del material y de la técnica aeronáutica. El artículo que sigue, debido a la cortesía del ilustre profesor Terradas, muestra la importancia que el proyecto de un aerodromo tiene dentro de la competencia específica del ingeniero aeronáutico.

INTRODUCCION

Así como el Ingeniero de Caminos se obliga a lograr buenas carreteras para todo automóvil, del mismo modo el Ingeniero aeronáutico constructor de aeropuertos debe orientar su técnica hasta alcanzar la máxima facilidad y seguridad de vuelo para todo avión.

En la primera fase del automovilismo, los automóviles rodaban por caminos destinados a tracción de sangre. Más tarde, grandes adelantos en la industria automóvil fueron debidos a que se construyeron caminos adecuados a los automóviles.

Pudo haberse dicho: "No ya más automóviles para caminos, sino caminos para "autos". De un modo análogo, en la primera etapa del gran desarrollo de la Aviación, que excede, y excederá en lo sucesivo, al desarrollo del automovilismo, los Ingenieros aeronáuticos constructores de grandes aviones se ven obligados a disponer diversos elementos auxiliares para posarse, largar y levantar vuelo en pistas existentes.

El constructor de aeropuertos debe procurar que tales disposiciones, que por lo general aumentan el peso, perturban la estabilidad de maniobra y son de elevado costo, se reduzcan a lo indispensable.

Preferible habrá de parecer perfeccionar el firme y agrandar el aeropuerto, o proyectarlo con cierta amplitud, a confiar en que la técnica constructiva sabrá y podrá introducir nuevos órganos en el avión de grandes dimensiones, capaz de volar a elevadas velocidades, para reducir el peligro de su maniobra en pistas cortas, rodeadas de obstáculos.

Recientes, y en la memoria de todos, se hallan graves accidentes acaecidos en aviones trascontinentales al levantar vuelo de Inglaterra a Islandia. Como análogas catástrofes marineras, en que amaga mayormente el peligro en la costa, en Aviación el riesgo es máximo junto al aeropuerto, sea por el azar del funcionamiento defectuoso de un motor, sea por la falta de visibilidad debida a neblinas o modificación de rodada por descenso del barómetro acompañado de lluvia; tal vez por desperfecto de algún mecanismo de la hélice; por carencia de estabilidad, al obligar a fondo, levantando vuelo, al alón que prolonga el ala; sea, en fin, por descuido o inadvertencia del piloto, la consecuencia es entrar en vuelo inerte y desplomarse, o prolongar el vuelo hasta posar fuera de pista en terreno inadecuado, faltar el avión de altura para recobrar velocidad y esquivar el peligro.

Dejando aparte el aerodromo en campaña, que casi siempre responde a una condición de emergencia, y es tripulado íntegramente por soldados, es decir, personal técnico y bravo, inteligente y sufrido, que desprecia el peligro y afronta el riesgo (y en caso de Aviación militar habría que considerar aparte el vehículo de bombardeo pesado y largo radio de acción), para todo transporte el aerodromo ha de ofrecer, ante todo, seguridad. "Safety first". Comodidad y rapidez siguen inmediatamente como condiciones ineludibles. El Ingeniero aeronáutico constructor de aeropuertos debe conocer, medir y evitar en lo posible el riesgo. Debe proyectar sobre la base de un coeficiente de seguridad elevado que elimine la posibilidad de accidente, como en los cálculos de resistencia acepta dimensiones que excluyen la rotura, supuesto el material en

(1) La redacción que sigue corresponde al curso de conferencias desarrollado en 1942 en la Escuela Superior, y es ampliación de la dada en la Sociedad Científica Argentina de Buenos Aires en septiembre de 1941. En posteriores números de esta Revista irán apareciendo las demás conferencias del curso.

determinadas condiciones de resistencia a la sobrecarga, sea estática o dinámica.

Así acontece, en efecto, que las ordenanzas de diversos Estados deben, para correr parejas con adelantos y tamaños de los aviones, modificarse constantemente, y habrán de superarse aún, si bien cada vez menos, hasta que se logre alcanzar la justa medida, cuyas proporciones no fuera económico exceder.

En el instante actual, para aeropuertos de primer orden, es manifiesta la tendencia a alargar las pistas. Las ordenanzas duran dos o tres años, al cabo de los cuales ya no están a la par de las necesidades de la técnica constructiva. Algo semejante aconteció antaño con las construcciones portuarias y dragado de dársenas, barras y canales de acceso.

Para aeropuertos de primera categoría, Inglaterra (1), en 1929, se contenta con exigir dimensiones de longitud mayor que 1.800 pies en todas direcciones del viento, recomendando llegar a 3.000; en 1937 exige 2.400 pies, como mínimo, y ancho 600 pies; en 1938 pasa a 3.900 pies y 1.200 pies de ancho de pista, y en 1939 exige un mínimo de 6.000 pies de largo, supuesto todo al nivel del mar. En el año 1939 exigen los Estados Unidos de Norteamérica cuatro pistas de 4.500 por 500 pies, con un ángulo mínimo de sombra aerodinámica cuya tangente es 1 : 20. Australia, en su reglamento de 1940, exige un mínimo de 4.500 pies, con un ángulo de 1 : 30, y los aerodromos que se van abriendo al servicio en América (Washington, Chicago, la base Tucson en Arizona) (2) construyen pistas que exceden en longitud los 7.000 pies. En muchas de ellas se deja, además, la posibilidad de su prolongación. Los números anteriores no tienen el valor de constantes absolutas; su determinación es consecuencia de multitud de circunstancias, que serán examinadas detenidamente en lo que sigue; influyen la naturaleza del suelo, o sea el firme; el peso de los mayores aviones que hayan de servirse del aeropuerto, su velocidad al perder contacto, las condiciones de la atmósfera, la condición de seguridad para el caso de avería, etc., etc., como se irá explicando en lo sucesivo.

El eminente Lánchester, en un artículo aparecido en *Flight*, 8 de agosto de 1940, estima, como mínimo, una longitud de milla y media, y en el aeropuerto, base militar del futuro, dos millas y cuarto. Y al considerar el costo elevado de estas construcciones, añade que medido en cifras de gastos de guerra resulta insignificante.

Los aeropuertos de primera categoría que deban estar en pleno servicio dentro de seis u ocho años, tal como el que ha de tener Buenos Aires, han de permitir como mínimo los servicios del aeropuerto actual de Nueva York, respecto del número de aviones alojados, entradas y salidas por hora, pistas, correos, patio de automóviles, accesos, etc., etc.

La Ingeniería de la construcción de aeropuertos ofrece problemas de carácter constructivo especial en los cobertizos, con sus puertas; la escala y ciertas particularidades de carácter aerodinámico introducen modalidades singulares. Los problemas del dren y del choque en relación con el grueso del firme son mucho más amplios que en la práctica ordinaria de

construcción de caminos. Como en grandes estaciones ferroviarias, hay que estudiar de un modo particular el tráfico, acceso y servicios de iluminación, balizamiento y semáforo, y también en esta técnica se ofrecen problemas característicos del nuevo transporte, como la guía del avión por el campo electromagnético de estaciones fijas.

Del progreso de los últimos años en la construcción de puertos y estaciones ferroviarias, y aun de los caminos de acceso a grandes ciudades, como problema de urbanismo, puede inferirse el ritmo más acelerado que cabe esperar en la construcción de aeropuertos. En el servicio ferroviario de los trenes, su velocidad de entrada y aceleración de salida, la rapidez y capacidad del servicio, exigen la resolución de una serie de problemas técnicos en señales, desvíos, agujas, cruces, frenos; problemas que, sin excepción, han sido impuestos por el tráfico. En la técnica de aeropuertos son de esperar exigencias mayores: velocidades crecientes, vuelos a grandes alturas, salidas y entradas simultáneas, líneas de diversa índole, seguridad en todo estado atmosférico, se ofrecen ya como problemas de la hora que pasa.

A todos ellos hay que añadir las necesidades de la defensa, que entrañan disposiciones en el propio aeropuerto, en la superficie y en el subsuelo, en sus inmediaciones y en sus lejanías.

En lo que sigue no se pretende considerar sino una mínima parte del proyecto de un aeropuerto, lo estrictamente geométrico de la longitud de pista, poniendo de relieve los elementos de juicio que le determinan y el progreso que cabe esperar en tales determinantes.

La exposición comprenderá el siguiente programa:

1. Rodadura y vuelo bajo.
2. Análisis de $\bar{\omega}$, cociente entre el peso y la superficie del ala.
3. Análisis de μ , C_L , C_D . Alones.
4. Hélices de paso variable y cambio de marcha.
5. Correcciones aleatorias y de seguridad.
6. Rodadura al posarse. Teoría del triciclo.
7. Tren de flotación. Análisis del choque. Deriva.

1. RODADURA Y VUELO BAJO

A. Rodadura.

1) De la longitud total de pista y la longitud estricta. *Fórmula fundamental para la longitud rodada.*—La longitud L que alcance la pista se compone de tres longitudes fundamentales:

$$L = l_1 + l_2 + l_3.$$

l_1 significa la rodada desde el momento de largar hasta perder contacto con el suelo.

l_2 significa la proyección del arco hasta alcanzar determinada altura, v. gr., 20 metros.

l_3 significa el aumento de $l_1 + l_2$, debido a circunstancias aleatorias que difieran de las supuestas al estimar $l_1 + l_2$, y a la prolongación reclamada por la "seguridad" de posarse sin accidente en caso de avería.

La parte $l_1 + l_2$ se llama longitud estricta.

La rodada l_1 puede estimarse en grosera aproximación por

(1) Bradfield: "Size of Aircraft Landing Field." Engineer, 11 octubre 1940, pág. 210.

(2) Chicago, 12 millas de pista doble pavimentada, una de las cuales tiene de longitud 7.226 pies. Washington, dos pistas de 7.000 por 200 pies. Base militar de Tucson (Arizona), pistas de 8.000 por 200 pies.

el teorema de las fuerzas vivas. Sea a_1 la aceleración media en l_1 , V_1 la velocidad terminal:

$$a_1 \cdot l_1 = \frac{1}{2} V_1^2.$$

Como al terminar la rodada l_1 el avión pierde contacto, la sustentación iguala al peso W ; si S es la superficie de sustentación, ρ la densidad del aire y C_L el coeficiente tabulado,

$$W = C_L \frac{1}{2} \rho S V_1^2. \quad (2)$$

De donde

$$2 a_1 l_1 = \frac{W}{C_L \frac{1}{2} \rho S} = \frac{2 \bar{\omega}}{\rho C_L};$$

siendo

$$\bar{\omega} = \frac{W}{S}.$$

Por lo tanto,

$$l_1 = \frac{\bar{\omega}}{C_L \rho a_1}. \quad (3)$$

La longitud rodada l_1 depende, pues, de $\bar{\omega}$, llamada carga específica; de ρ , densidad del aire; de C_L , coeficiente de sustentación, y de a_1 , aceleración media.

Esta última cantidad necesita aclaración. Pero antes de desarrollar su significado y dependencia de las otras cantidades que entran en la expresión de l_1 , será conveniente interpretar numéricamente la fórmula 3. Con valores de $\bar{\omega} = 50$ kgs./m², $C_L = 1,3$, $\rho = 1/8$ (al nivel del mar), $a_1 = 1$ m./seg.⁻².

$$l_1 = \frac{50}{1,3 \times 1 \times \frac{1}{8}} = \frac{200}{0,6} = 333 \text{ metros.}$$

Con $\bar{\omega} = 100$ kgs./m² hubiera resultado el doble, y con 200kgs./m² se sobrepasa el kilómetro.

Si para el avión de gran velocidad del futuro se prevé, extrapolando, un valor de $\bar{\omega}$ igual a 300 kgs./m², será indispensable, para reducir la rodadura, dotarlo de alones retráctiles que aumenten S en el momento de levantar el vuelo. A la vez aumentan C_L que podría llegar a estimarse igual a 3. Y si bien hay que contar con que la aceleración vendrá, por tales efectos, ligeramente disminuída, se puede confiar en forzar, durante poco tiempo, la potencia de los motores, alcanzando valores medios de aceleración del orden de 2 m./seg.⁻². Si se considera con la imaginación un avión futuro ultrarrápido, de singulares características, con alones desplegados, su rodada se mantiene dentro de los límites ordinarios actuales:

$$l_1 = \frac{250}{3 \cdot \frac{1}{8} \cdot 2} \sim 333 \text{ metros.}$$

Se supone aire en calma. La existencia de un viento de frente se admite siempre en los datos que suelen asignarse como aptitudes características de los aviones. Ciertos catálogos suponen un viento de cinco millas; otros, de diez millas por hora. En lo sucesivo se prescinde de la consideración de vientos de frente, porque se trata de calcular la longitud en circunstancias desfavorables.

Los números de Lánchester, señalados en la introducción, resultan de suponer $V_1 = 120$ pies por segundo; $a_1 = 4$ pies segundo⁻², lo que da, efectivamente, $l_1 = 6.050$ pies. El elevado valor de la velocidad (150 millas por hora) resulta del elevado valor supuesto a $\bar{\omega}$. Si $\rho = \frac{0,08}{32} = \frac{1}{400}$ lbs pie⁻⁴ seg², resulta $\bar{\omega} = 78$ lbs por pie cuadrado, equivalente a más de

387 kgs./m². Es decir, que Lánchester cree probable que $\bar{\omega}$ alcanzará valores tamaños en un futuro próximo, valores que exceden los actuales en el doble. Hace apenas dos años se consideraba 200 kgs./m² como un límite. Los modernos aeroplanos muy veloces lo han alcanzado ya.

Cuando sea considerable la carga específica en el vuelo en crucero, probablemente en la rodada y vuelo bajo será siempre más reducida por el empleo de disposiciones especiales.

De la sencilla expresión (3) se deduce claramente que lo que influye en el aumento de l_1 es $\bar{\omega}$. Si hay razones para esperar un aumento en $\bar{\omega}$ en el vuelo en crucero, y no se reduce su valor en la rodada, resulta inevitable un aumento en l_1 .

Para contrarrestar el aumento de $\bar{\omega}$ cabe aumentar la superficie portante al levantar el vuelo, aumentar a_1 y aumentar C_L . Aumentos en a_1 (más motores y de más potencia) van acompañados por aumentos en $\bar{\omega}$ por aumentar el peso, y también el aumento de C_L mediante alones, entraña, en general, aumento en el peso y la resistencia, y por tanto, disminución de a_1 . No es hacedero variar una sola de las cantidades que intervienen sin alterar las demás. Precisamente el estudio de esta dependencia y proporción es lo que constituye el objeto de estas páginas, atendiendo no sólo a los valores más corrientes en la técnica actual, sino a los valores que cabe esperar en lo futuro próximo y en relación con el criterio de realización económica, que es primordial en Ingeniería.

2) *Formulación exacta de la ecuación del movimiento rodado. Cálculo de la longitud rodada haciendo empleo de las condiciones límites.*—El valor de la aceleración durante la rodadura, cuyo promedio se designó por a_1 , resulta del equilibrio entre las fuerzas aplicadas y las de inercia en el movimiento rectilíneo. Suponiendo horizontal la pista, llamando μ al coeficiente de resistencia a la rodadura, T al esfuerzo de tracción en la hélice, C_D al coeficiente de resistencia junto al suelo, se tendrá, evidentemente, formulando el referido equilibrio:

$$T - \mu W - (C_D - \mu C_L) \frac{1}{2} \rho S V^2 = \frac{1}{2} \frac{W}{g} \frac{dV^2}{dt}. \quad (4)$$

El término $\frac{1}{2} \frac{dV^2}{dt}$ es la aceleración tangencial de inercia. Esta fórmula es la que debe usarse en el examen de un caso concreto. Llamando C_{D0} y C_{Dp} a los coeficientes de frotamiento superficial y de perfil,

$$C_D = C_{D0} + C_{Dp} + \frac{1}{KA} C_L^2. \quad (5)$$

En que A es el coeficiente de aspecto y K es el coeficiente que corresponde al perfil del ala, igual a π para el ala elíptica teórica. El coeficiente de aspecto es el quebrado b^2/S ; b es la envergadura, S la superficie portante total con alones desplegados en la medida que conviene al levantar el vuelo. Todos los valores y coeficientes se suponen referidos al avión y corregidos de interferencia, sopló de hélice y efectos de proximidad al suelo (1).

Aparecen ya con algún pormenor en esta fórmula los diversos elementos de juicio en su dependencia mutua. Todavía in-

(1) Ver, por ejemplo, "Warner: Airplane Design Performance", 1936. Nueva York, pág. 336, figura 224. Idem página 101: "Wieselberger Z. f. Flugtechnik", 1921, núm. 10. "Ergebnisse", de Gottinga, 1923, página 41. "Tonies: Z. f. Flugtechnik", 1923, núm. 3. La proximidad del suelo aumenta C_L y disminuye C_D . El aumento de C_L es insignificante si C_L es un valor próximo a C_L máx.

terviene un elemento difícil de formular, función de la voluntad del conductor o piloto, y es el modo de variar V o l con el ángulo de ataque, lo cual depende de la peculiar manera de operar del piloto y del tren de rodadura ("biciclo" o "triciclo").

Suponiendo establecida una regla que la práctica haya confirmado como la más adecuada al tipo de avión que se estudia, aparecen en la fórmula los coeficientes aerodinámicos como funciones de V , l ; μ es constante (en rigor es función de V), y, finalmente, T es función de V . Así es que al nivel del mar, a presión y temperatura normal, la resolución gráfica o numérica de la ecuación fundamental da l_1 por las condiciones límites, a saber: $V = 0$ para $l_1 = 0$, y $C_{L \frac{1}{2}} \rho V_1^2 S = W$ al perder contacto, terminando la rodadura.

Para un caso concreto de un avión dado, rodando en pista conocida de μ determinada, puede procederse al cálculo numérico o gráfico por los métodos al uso, una vez resuelta la dependencia entre T y V , la cual es consecuencia de previos ensayos de las hélices. La misma integración numérica o gráfica puede dar las longitudes aumentadas por diversos efectos; por ejemplo, por variaciones en las cantidades que intervienen: ρ , V , W , S , C_L , μ , etc. Pero en esta forma ofrecida, la integración de la ecuación permite difícilmente la discusión clara de la dependencia entre causas y efectos, por lo cual, sin perjuicio de emplearla en cada caso concreto, cuando se estima indispensable una síntesis aplicable a pluralidad de aviones, es conveniente estudiar soluciones aproximadas. En el criterio de aproximación caben muchas variantes, y a ello es debida la multiplicidad de "fórmulas" para deducir l_1 , de las cuales cabe esperar poca exactitud, y, en todo caso, es preciso corroborar las hipótesis que son base del referido cálculo simplificado, las cuales pueden ser aplicables a motores y aviones cuyo uso haya dejado de ser actual. De otro modo pueden esperarse resultados muy distintos de la realidad.

3) *Determinación de la tracción en función de la velocidad. Método exacto y métodos aproximados.*—La primera cantidad que hay que evaluar es T en función de V . Esta función resulta de los diagramas de las hélices y del diagrama de la potencia motriz N , evaluada en caballos de vapor de 75 kgm. por segundo. El constructor de motores facilita el diagrama de potencia en función del número de revoluciones por minuto n y de la densidad del aire o altura de vuelo.

Toda hélice está definida por dos diagramas que dan, en función del paso relativo: $\lambda = \frac{V}{n'D}$ (D diámetro, n' revoluciones por segundo), los valores de los coeficientes de tracción C_T y de potencia absorbida C_p , definidos a su vez para cada familia de hélices, sea por el paso a $0,75 R$ ($R = \frac{1}{2}D$),

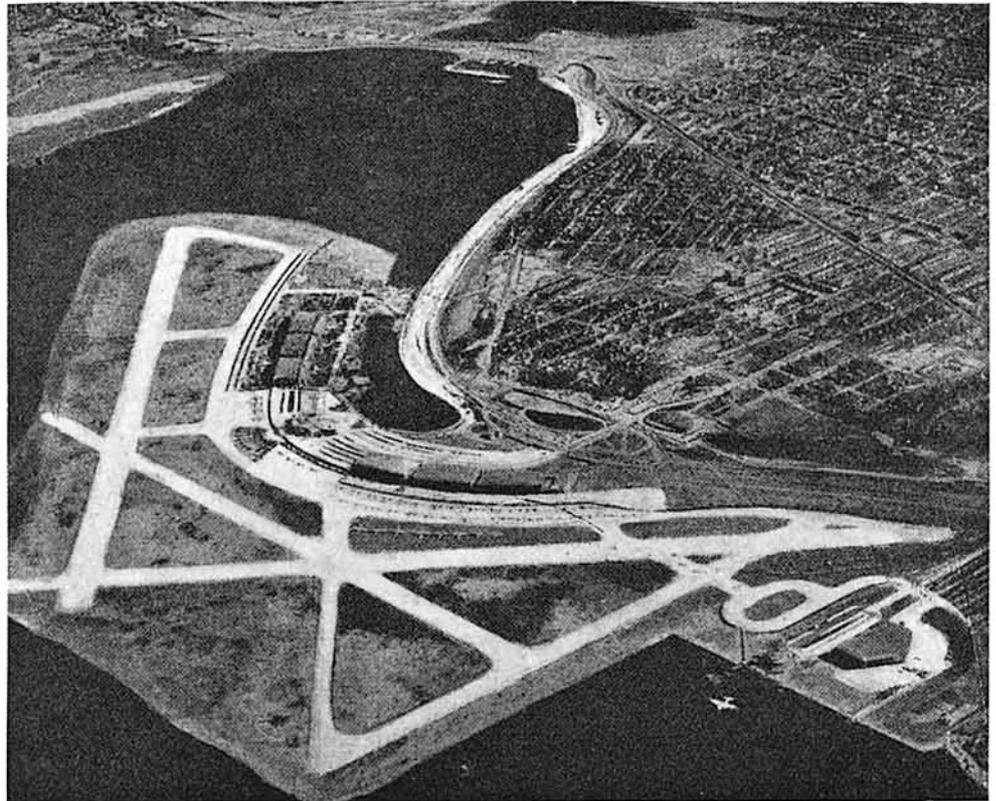
sea por el ángulo β de la cuerda del perfil de las palas a $0,75 R$, con el plano normal al eje de rotación. La tracción T vale

$$T = C_T \rho n'^2 D^4 \quad (C_T \text{ es función de } \beta \text{ y de } \lambda). \quad (6)$$

La potencia absorbida en kilográmetros por segundo, conocido C_p , viene dada por

$$P = C_p \rho n'^3 D^5 \quad (C_p \text{ es función de } \beta \text{ y de } \lambda). \quad (7)$$

De estos diagramas y del diagrama del motor se deduce, para cada V , el valor de T en la forma que se indicará más adelante en el capítulo IV, a que se refiere la introducción. Es lo que constituye lo que se ha llamado método exacto.



Aeropuerto municipal terrestre y marítimo North Beach, de Nueva York, 1940.

Si para estudios generales se supone que T es constante, o varía lineal o parabólicamente con V , y se introducen otras hipótesis simplificadoras, se puede llegar a una expresión aproximada que dé l_1 y que permita el examen rápido, aunque no muy exacto, de cómo, en general, varía l_1 con los elementos que lo determinan.

La hipótesis más radicalmente sencilla es admitir un valor medio de la aceleración que mida el desequilibrio entre la fuerza motriz T y las resistentes, y es la que se introdujo para tener una idea de las magnitudes que intervienen. Pero hay que justificar en cada caso el valor que se le atribuye, y esta justificación equivale a resolver la fórmula completa, teniendo en cuenta la variación de todos los elementos que intervienen en ella.

Otra hipótesis, muy sencilla también, es la dependencia lineal entre T y V . Sobre esta base, si es posible conocer o calcular los valores de T_0 y T_1 iniciales y finales, la recta que

expresa la dependencia lineal entre T y V tiene ecuación conocida, y suponiendo que durante la rodadura son constantes μ, C_L, C_D y S , la expresión de V en función de l permite asociar al valor de V_1 , dado por la condición límite, el valor de l_1 correspondiente. Exige el método conocer T_0 , la tracción a plena carga de la hélice para la velocidad cero y la tracción T_1 en el momento de perder contacto con la velocidad V_1 . Los valores de T_0 y T_1 hay que calcularlos con los diagramas de las hélices, como se indica más adelante. Es decir, el problema es un problema de hélice, como la mayor parte de los problemas de aptitudes.

Otras fórmulas suponen que en la fórmula (4), escrita abreviadamente como sigue,

$$dl = \frac{1}{2a} dV^2,$$

el coeficiente $1/2a$ es función lineal de V^2 . Son las llamadas fórmulas del trapecio.

Algunos interpolan gráfica o analíticamente el valor variable de $1/2a$, de modo que resulte una cuadratura sencilla. Cuanta mayor exactitud se pretenda, menos sencillez afecta el cálculo y la discusión es menos clara; cada procedimiento conduce a cálculos de tablas, nomogramas y curvas, aplicables sólo en casos restringidos, y que no conviene admitir sin justificación para un prototipo provisto de un sistema motor propulsor para el que no se haya calculado expresamente las tablas o nomogramas que se emplean.

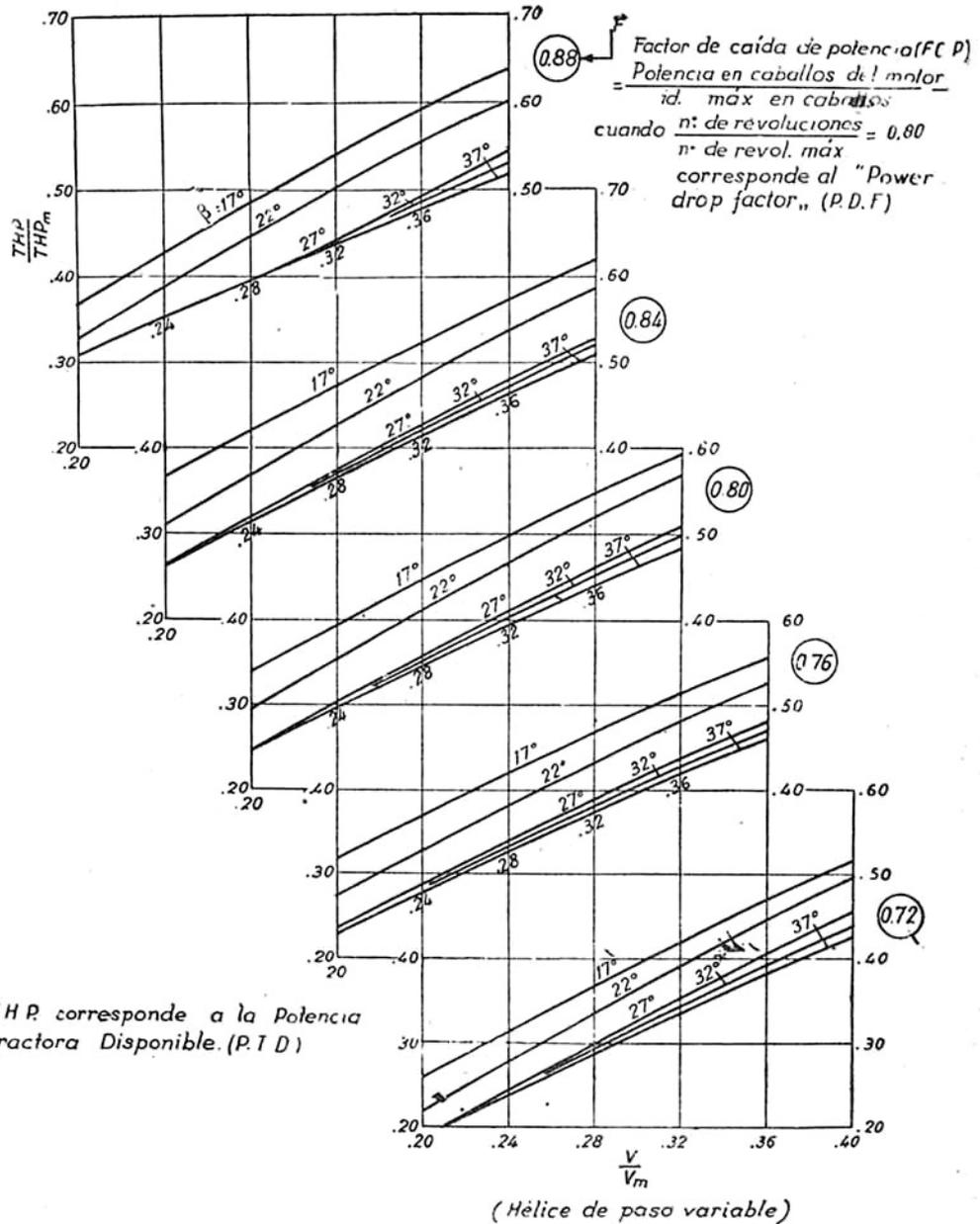
Cuando groseramente se supone T constante, se toma el valor que dan los diagramas de las hélices para una velocidad V_c , que corresponde al valor promedio de la presión dinámica, valor dado por $V_c = 0,5 V_1$ (aproximadamente, $V_c = 0,7 V_1$). Para este valor se calcula T en los diagramas de las hélices.

Los diversos métodos aproximados en que se emplean uno o dos valores de la curva T función de V , pueden concretarse en los tres siguientes:

4. a) Método aproximado de Hopf.
- b) Método aproximado de Diehl.
- c) Método aproximado de Blenk, Schrenk y Lesher.

Todos ellos basan la aproximación en una hipótesis de maniobra y una hipótesis de cálculo. La hipótesis de maniobra consiste en elegir el ángulo de ataque, y la hipótesis de cálculo, en sustituir curvas por rectas.

Y los valores de la tracción en función de la velocidad se suelen obtener mediante diagramas apropiados que, en rigor, convienen sólo a determinada familia de hélices; al adoptarlos se admite la validez de la extrapolación.



a) Método de Hopf (τ).—Se supone $C_D = \mu C_L, T$ constante (valor promedio). Resulta:

$$l_1 = \frac{\bar{\omega}}{C_L \rho g \left(\frac{T}{W} - \mu \right)}$$

es decir,

$$\frac{a_1}{g} = \frac{T}{W} - \mu$$

hay que averiguar el valor promediado de T .

b) Método de Diehl.—Observando que la aceleración inicial es

$$\frac{g}{W} (T_0 - \mu W)$$

y la final

$$\frac{g}{W} \left(T_1 - \frac{C_D}{C_L} W \right),$$

(1) Ver "Hopf. Aerodynamik", tomo I, pág. 54. Berlín, 1934.

se puede introducir la hipótesis (de cálculo) de que la aceleración varía linealmente con V . Y en un diagrama $y = V/a$, $x = V$, el área $\int y dx$ resulta ser l_1 , integrada entre O y V_1 . El dibujo de a se reduce al trazado de una recta, y el de V/a a una curva de segundo orden, que se dibuja punto a punto (1).

Aceptada la hipótesis, es elemento esencial el conocimiento de T_0 y T_1 . Para determinarlos se emplean diagramas que se obtienen para familias determinadas de hélices. En la figura 1, tomada de la "Aerodinámica de Diehl", edición de 1940 (1), se parte del cociente V/V_m , siendo V_m la velocidad máxima de crucero horizontal. Conocido para el sistema de hélices el valor del cociente entre los caballos al freno del motor, cuando $n/n_{máx} = 0,80$, así como β , el referido diagrama da, para cada valor de V/V_m , el cociente de potencias de tracción $\frac{THP}{THP_m}$ para la velocidad V y para la velocidad V_m , de donde finalmente se deduce el diagrama de tracción en función de la velocidad. La tracción en vuelo horizontal es igual a la resistencia en velocidad máxima de vuelo horizontal a pleno gas.

El valor de T_0 , llamada tracción estática, se da alguna vez en tablas para hélices determinadas, y es la ordenada en el origen de la curva fundamental que expresa T en función de V .

La relación $\frac{THP}{THP_m}$ recuerda las iniciales inglesas de "Thrust horse power"; el significado de THP es el producto $T \cdot V$ de la tracción por la velocidad, y la raya superior indica que se suele expresar en caballos de vapor; por tanto, $THP = T_{kg} \cdot V$ (metros por segundo)/75, ó $T_{lbs} \cdot V$ (millas por hora)/375. Evidentemente, THP es la potencia al freno en caballos, a plena admisión, multiplicada por el rendimiento del propulsor.

Para evitar el dibujo de la curva de segundo orden y la subsiguiente cuadratura, puede simplificarse el método de Diehl tomando para a el valor promedio de los valores extremos, a saber:

$$a = \frac{1}{2} \frac{g}{W} \left(T_0 - \mu W + T_1 - \frac{C_D}{C_L} W \right)$$

y operando con su inversa $1/a$, o mejor, V/a , con lo cual se obtiene como diagrama un triángulo en una figura en que se tomen V/a como ordenadas y V como abscisas (2). El área del triángulo es:

$$l_1 = \frac{V_1^2}{2a}$$

calculando T_0 y T_1 , por el método indicado antes, con los diagramas ofrecidos por Diehl.

En el esquema que se acaba de dar del método no interviene, al parecer, el valor del ángulo de ataque α durante la rodada; sin embargo, el valor de V_1 depende de C_L , y el valor de C_L se determina, por ejemplo, por el criterio de maniobra que se haya adoptado, que puede ser aquel en que α corresponde al mínimo de C_D/C_L .

El cálculo de $\frac{THP}{THP_m}$ en función de V/V_m para diversas características del sistema de la hélice, se halla muy completo en Hartman, "Considerations on the Take-off problems",

(1) Ver "Diehl Aerodynamics", 1940, pág. 435. Nueva York. Idem "N. A. C. A.", núm. 450, 1932.
 (2) Ver Villougby Nason, "Aero Digest", mayo 1940, página 69.

Technical Note, núm. 557 (febrero, "N. A. C. A." 1936). En los diagramas correspondientes se puede entrar con los elementos característicos del grupo motor propulsor; uno de ellos es el cociente de los caballos al freno al variar n en 20 por 100; otros, elementos mecánicos y geométricos de la familia de hélices, como β , por ejemplo.

Otros diagramas interesantes de Hartman han sido publicados en el número 481 de "N. A. C. A.", 1933, siempre referidos a determinado tipo de hélices, cuyas constantes fueron medidas en modelos y túneles aerodinámicos. Tales hélices responden a familias de forma y fabricación conocidas, y son objeto de venta en los catálogos.

Dada la posibilidad de disponer de diagramas de hélices que van publicando los grandes laboratorios aerodinámicos, y el progreso en las hélices, que hace inservibles diagramas anticuados, parece preferible, cuando se requiere exactitud, efectuar la cuadratura con los valores de T como función de V , que se deducen de los diagramas de las hélices empleadas o supuestas. Hallar T como función de V es el llamado segundo problema de las hélices.

Si el ingeniero debe proyectar un aeropuerto para un determinado avión ideal, debe resolver el primer problema, que es calcular el diámetro de las hélices, y con éste conocido, los mismos diagramas dan T en función de V , y el rendimiento en función de V , mediante curvas o tablas, punto por punto y sin gran dificultad, cualquiera que sea la hélice, y con igual sencillez si es de paso variable y número fijo de revoluciones, conforme se hace ver más adelante en el capítulo IV.

Referencias relativamente recientes pueden hallarse en los números 639 a 644 de "N. A. C. A.", especialmente el 640: The Aerodynamic Characteristics of full Scale Propellers. 2, 3, 4, blades. Clark Y, RAF 6, debidas a Hartman y Bierman (1938).

c) Método de Blenk (1).—La hipótesis de cálculo introduce fórmula trapezoidal, que da la rodada l_1 como área del trapecio en que $1/2 a$ se supone variar linealmente con V^2 . Definida V_c por ser $V_c^2 = 0,5 V_1^2$, el área del trapecio es exactamente la altura V_1^2 por la paralela media $1/2 a_c$, correspondiente a la abscisa V_c^2 . Es decir:

$$l_1 = \frac{V_1^2}{2 a_c} = \frac{V_c^2}{a_c} \tag{8}$$

La hipótesis de maniobra obedece a la condición de mínima resistencia para una V conocida. Siendo la resistencia

$$R = \mu \left(W - \frac{1}{2} C_L \rho S V^2 \right) + \frac{1}{2} C_D \rho S V^2,$$

la condición de maniobra se traduce por

$$\frac{dR}{dC_L} = 0,$$

lo cual equivale a $\frac{dC_D}{dC_L} = \mu$, y, recordando la fórmula (5), conduce a

$$C_L = \frac{1}{2} K A \mu;$$

(1) Ver Leshner: "Two formulas for take-off distance", "Journal of the Aeronautical Sciences, March", 1940, volumen 7, núm. 5, páginas 209 a 211. El método de Leshner tiene su antecedente en los de Blenk y Schrenk. V. Blenk "Startformeln für Landflugzeuge". DVL Jahrbuch, 1927, pág. 1. Véase también: "Schrenk: Aufflug und Schraubenschub. Zeitschrift für Motorluftfahrt", 1932, pág. 629.

de modo que R es calculable en función de $\mu, V, \rho, S, W, C_{D0}, C_{Dp}$.

Para proceder con orden en el cálculo y poder utilizar esquemas y tablas, puede ser conveniente expresar R en función de las constantes fundamentales de Oswald $W, \text{Bailey (1)}$, que se calculan previamente, a saber: L_p, L_s, L_t y $\bar{\omega}$, en que

$$L_p = \frac{W}{f}, \quad \text{siendo } (C_{D0} + C_{Dp}) S = f,$$

$$L_s = \frac{W}{b^2},$$

(la envergadura b , en rigor, debe ser corregida del efecto de proximidad al suelo; pero el efecto acorta l_1 de modo que pueda prescindirse de él para mayor seguridad),

$$L_t = \frac{W}{T H P_m},$$

siendo $T H P_m$ la potencia tractiva en caballos necesaria para el vuelo horizontal a la velocidad V_m , como máxima velocidad.

Introduciendo L_s, L_p y $\bar{\omega}$ en el valor de R_c , que corresponde a $V_c^2 = \frac{1}{2} V_1^2$, y llamando C_{L_1} al valor de C_L en el momento de perder contacto con la velocidad V_1 , resulta:

$$\frac{R_c}{W} = \mu + \frac{\bar{\omega}}{2 C_{L_1} L_p} - \frac{K \mu^2 \bar{\omega}}{8 C_{L_1} L_s} \quad (9)$$

Queda, finalmente, el cálculo de la tracción para V_c , lo que puede hacerse por el método preconizado por Hartman y utilizado por Diehl, que da el valor m del cociente

$$\frac{T H P}{T H P_m} : \frac{V}{V_m}$$

para diversos valores de V/V_m .

Conocido m_c correspondiente al valor V_c de V , se tiene inmediatamente

$$\frac{T_c}{W} = \frac{75 \cdot m_c}{V_m L_t} \quad (10)$$

con lo cual

$$\frac{1}{l_1} = \frac{2g}{V_1^2} \left[\frac{T_c}{W} - \frac{R_c}{W} \right] \quad (11)$$

El $T H P$ es la ordenada de la curva que da, en función de la velocidad o la presión dinámica $\frac{1}{2} \rho V^2$, la máxima potencia de tracción disponible; es decir, la potencia neta de tracción que da el propulsor, y $T H P_m$ es la ordenada del punto donde se encuentran las tracciones disponibles y las necesarias requeridas por el vuelo horizontal.

El proceso anterior exige los gráficos que dan m , a menos que se introduzca una formulación empírica de T_c en función de V_c , por ejemplo, mediante una parábola:

$$\frac{T H P}{T H P_m} \sim m_o \frac{V}{V_m} + (1 - m_o) \left(\frac{V}{V_m} \right)^2;$$

de donde

$$m = m_o + (1 - m_o) \frac{V}{V_m} \quad (12)$$

m_o es la tangente en el origen en la curva parabólica, y puede tomarse en primera aproximación, igual a 2,4 para hélices de paso variable y 1,8 para las de paso fijo. Para mayor exactitud conviene determinarla en cada caso, teniendo en cuenta elementos mecánicos y geométricos del grupo motopropulsor.

(1) Ver "N. A. C. A.", núm. 408, 1932. Ver también Durand: "Aerodynamic Theory", tomo V, 1935, "Airplane performance", por Kerber, págs. 279-294.

Con la introducción del valor de m , el cuadro completo para el cálculo de l_1 es éste.

Dados W , la máxima velocidad horizontal al nivel del mar V_m , y las constantes del avión C_{oL}, C_{op} , calcúlese la potencia en caballos que se requiere para vencer la resistencia en vuelo horizontal a la velocidad V_m , a cuyo valor se le denomina $T H P_m$.

Calcúlese las tres L de Bailey y $\bar{\omega}$. Calcúlese V_1 con el valor de C_L que parezca más adecuado; v. gr.: 0,80 del C_L máximo.

Calcúlese R_c/W y T_c/W para $V_c = 0,7 \cdot V_1$ (fórmulas 9 y 10).

Resulta por (11)

$$l_1 = \frac{W}{2g} \frac{V_1^2}{T_c - R_c} \quad (13)$$

Conviene en el empleo de la fórmula que da m asegurarse del coeficiente m_c .

La introducción de la fórmula de m no pertenece al trabajo de Leshner. Es fórmula en que no interviene más que un coeficiente m_c , variable con el tipo de la hélice y con su modalidad (paso constante, reductor de marchas, paso variable y velocidad de rotación constante, doble paso regulable, etc.).

Algunos ingenieros han calculado en fórmulas más complicadas que la parábola, la dependencia entre m y el cociente $\frac{V}{V_m}$. Así, por ejemplo, Oswald Bailey da la siguiente:

$$m = \left(\frac{V}{V_m} \right)^\alpha,$$

siendo α un valor entre 0,55 y 0,65.

Clarkson, para cierta familia de hélices;

$$m = 1 - \left(1 - \frac{V}{V_m} \right)^{3/2},$$

sin parámetro alguno.

Toussaint (1) da la siguiente, también para hélice americana:

$$m = \left(1,4 - 0,4 \left(\frac{V}{V_m} \right)^2 \right) \frac{V}{V_m}.$$

Silber, para hélices Ratier S-1310:

$$m = \left[1,27 - 0,27 \left(\frac{V}{V_m} \right)^2 \right] \frac{V}{V_m}.$$

Otros han dado fórmulas trinómicas. En los anteriores no interviene el paso. Por ello el autor aconseja dejar al menos un parámetro como el m_o y adaptarlo a los valores que se deducen del estudio de la familia de hélices con que se opera.

Se ha calculado el valor de C_L , que responde a la mínima resistencia al avance durante la rodada. Ello establece un modo de recorrerla; pero esta maniobra, si se mantiene invariable el pequeño ángulo de ataque, puede llevar a una velocidad demasiado grande en el momento de levantar vuelo para ser aceptable como aptitud típica y óptima, y si bien conduce a longitudes de rodada que permiten gran estabilidad de vuelo al comenzar el arco, son longitudes y velocidades

(1) V. Toussaint: Sur les courbes enveloppes des familles d'hélices propulsives. "La Technique Aeronautique", 1937, página 100.

des excesivas. Por ello conviene, una vez alcanzada cierta velocidad, maniobrar el timón de profundidad, obligando al avión a ángulos de ataque más elevados.

4) *Criterio definitivo en el cálculo de la longitud rodada.*—Consiste en largar y rodar con C_{L_1} de mínima resistencia, hasta lograr la velocidad V'_1 , y sólo en el momento de alcanzar la velocidad V''_1 iniciar el paso a valores de C_{L_1} mayores, y posiblemente el despliegue de alones, siendo V''_1 un 25 por 100 mayor que la velocidad V'''_1 que, con el máximo C''_{L_1} admisible, da paso al vuelo inerte.

Ya se ha advertido que interviene en la maniobra un factor personal, de pericia y de estima, que se agrega al examen geométrico y dinámico de la cuestión, lo cual hace inútiles precisiones de cálculo excesivas; pero conviene en todo caso examinar los límites probables en que conviene encajar el criterio más razonable.

En el proyecto de aeropuerto es preciso fijar un tipo de avión de gran peso y velocidad que haya de levantar vuelo en circunstancias normales, armado con hélices del tipo más perfecto y provisto de potentes motores. Entre las circunstancias normales cabe considerar el despliegue de alones que prolonguen la superficie alar y que puedan luego disimularse en la estructura para permitir grandes velocidades de cruce-ro; pero no conviene fiar en que los alones permitirán reducir considerablemente la longitud L .

La selección del tipo de avión y sus características, valor de ω , valor de T (o familia de hélices), valores admisibles de C_D y C_L son elementos básicos del proyecto. El ingeniero debe fijarlos por extrapolación de los que caracterizan los aviones actuales de bombardeo pesado, muy rápido y de gran radio de acción, o del gran avión de vuelo trascontinental. Puesto que los pesos de tales aviones alcanzan a 80 toneladas, deberá aplicar sus cálculos a un avión de 100 ó 200 si espera recibir en el aeropuerto los grandes aviones del futuro tráfico intercontinental.

En el ejemplo de extrapolación considerado, con los datos $C_L = 3$, $\omega = 250$ kg./m² en vuelo bajo, y $a_1 = 2$, resultaba $l_1 = 333$ metros; el tiempo de rodadura es 18,5 segundos, durante los cuales hay que alcanzar la velocidad final V_1 de 37 metros por segundo, o sea 133 kilómetros por hora, con una potencia al freno para 100 toneladas de peso, que medida sobre las hélices, no sobre el motor, equivale a 5.000 HP. Dado el muy escaso rendimiento de las hélices de paso constante en la condición de máxima carga, es decir, para velocidad reducida, de no adoptarse disposiciones especiales se necesitarían potencias muy elevadas, con el consiguiente peso y otros inconvenientes, como, por ejemplo, reducción de carga útil, que es lo más importante en aviación civil y militar.

La hélice de paso variable ha venido a facilitar mucho la resolución del problema, y aún queda, para mejorar el rendimiento a máxima carga, el recurso del cambio de velocidades.

No debe creerse que convenga exclusivamente reducir a un mínimo la longitud l_1 . Con aumentar la potencia por el número de motores y agrandar la superficie en el momento de levantar vuelo, se puede reducir mucho; pero aumentando el peso inerte dentro de un peso global dado, se resta lugar para combustible y para carga útil en los aviones de gran alcance, lo que se traduce en que dejan de ser aviones de transporte veloz a grandes distancias. Y estos aviones deben tenerse en cuenta en el cálculo de pistas.

Como ya se ha dicho, si se dispone de diagramas de hélices, es preferible el cálculo exacto sobre la base de la curva $T = f(V)$; cuando se emplee un método aproximado es necesario darse cuenta aproximada del error, especialmente cuando el modo de llevar el cálculo conduce a longitudes por defecto; un examen de la curva o recta que sustituye a $T = f(V)$ da a entender sentido y cuantía aproximada del error.

En lo que precede se ha analizado la rodada en sí, sin guardar relación con el arco que le sigue o vuelo bajo, ni con la estabilidad de la maniobra al emprenderla.

De cómo la velocidad, al terminar la rodada, influye en el vuelo bajo, nos ocupamos a continuación. Lo que interesa en realidad no es el mínimo de cada sumando l_1 o l_2 , sino el mínimo de la suma $l_1 + l_2$, porque los tres mínimos no se obtienen simultáneamente. Y la condición de mínimo viene afectada por el análisis de estabilidad y seguridad.

El progreso resulta de la armonía y cooperación de técnicas diversas; podría definirse el avión ideal como aquel que para un peso global dado tiene el máximo alcance o lo realiza en el menor tiempo con un valor máximo de carga útil y condiciones amplias de estabilidad al levantar vuelo. No habrá de definirse el mejor avión como el de mínima l_1 , o siquiera de mínimo $l_1 + l_2$. El aditamento de accesorios que permitan al avión óptimo (comercial y económicamente óptimo) levantar vuelo en forma estable y en la menor longitud posible, debe valorarse por sus ventajas en relación con los inconvenientes que introduce: mayor peso, mayor complicación, menor estabilidad, más elevado costo, reducción de carga útil, mayor resistencia y peso en la estructura, reducción de alcance, velocidad menor, etc., etc.

Es dable, evidentemente, aplicar toda la gama de criterios y consideraciones que comporta cualquier problema técnico; pero en Ingeniería sólo perduran las obras económicamente razonables que satisfacen una necesidad de la vida civil o del arte de la guerra.

(Continuará.)

