

Actuaciones de despegue y aterrizaje

10.1. INTRODUCCIÓN

La mayor parte de los accidentes de aviación ocurren en el despegue o en el aterrizaje; por este motivo, el conocimiento de las fuerzas a que se ve sometido el avión, así como de las variables que intervienen en las actuaciones en estas dos fases, son de gran interés, tanto para el piloto, como para el técnico.

Por desgracia, su estudio teórico, por muy riguroso que sea, presenta a veces diferencias notables con los resultados experimentales. El motivo de estas diferencias se debe principalmente, a que las hipótesis en que se basan los cálculos pueden variar según la técnica de pilotaje, del empuje del motor o tracción de las hélices, de las condiciones de la pista y de la actitud del avión.

Incluso en los resultados experimentales se comprueba que existen diferencias notables en los recorridos sobre el suelo en estas dos fases; los datos que se presentan en los Manuales de Vuelo, son el resultado de un gran número de pruebas, que permiten corregir con gran seguridad los datos obtenidos teóricamente.

Si a todo lo dicho anteriormente, se le suman los efectos de las diversas variables que afectan a estas actuaciones: peso, velocidad, viento pendiente de pista, altitud, densidad (temperatura y altitud presión), humedad, acción de los frenos, y flaps, se comprende fácilmente que el problema es complejo.

10.2. ACTUACIONES DE DESPEGUE

Empezaremos por estudiar las fuerzas que actúan sobre un avión durante el despegue. Para ello, observamos la fig. 10.1, en donde están representados el avión y la pista, suponiendo que ésta tiene una pendiente positiva φ . Las fuerzas que actúan sobre el avión, son:

Peso: W .

Sustentación: L .

Empuje o tracción de las hélices: T .

Resistencia: D .

Fuerza de rozamiento: F_r .

El peso *en una primera aproximación* puede suponerse constante durante todo el recorrido de despegue.

La sustentación crecerá desde un valor nulo, cuando el avión está parado, hasta ser igual al peso, conforme la velocidad aumenta.

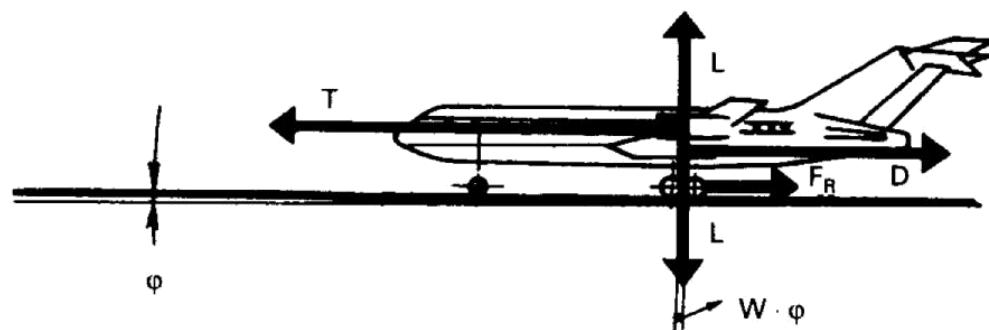


Fig. 10.1.

La resistencia D irá creciendo desde un valor cero, para velocidad cero, conforme la velocidad vaya aumentando.

En los aviones con rueda de morro, se puede suponer que C_L y C_D son constantes durante el recorrido por la pista, ya que la actitud del avión permanece invariable.

Para poder determinar la resultante, es necesario conocer la variación del empuje o de la tracción de las hélices en función de la velocidad. En 7.3 vimos las variables que afectaban al empuje. Al principio del recorrido un motor alternativo proporciona más aceleración que un reactor, pero también decrece más rápidamente con la velocidad.

La fuerza de rozamiento es el producto del coeficiente de rozamiento μ por la fuerza normal que existe entre el suelo y las ruedas. Esta fuerza normal tiene como valor $W-L$, la fuerza de rozamiento será por tanto $F_r = \mu \cdot (W-L)$. Como el coeficiente de rozamiento y el peso son constantes, y la sustentación va aumentando, esta fuerza irá disminuyendo conforme la velocidad crece.

El valor del coeficiente de rozamiento es del orden de 0,02 en una pista seca. En algunos casos se han llegado a medir, en las pruebas efectuadas valores tales como: 0,014, 0,012, 0,016 y aún menores.

En definitiva, la fuerza F que hace que el avión adquiera un movimiento acelerado en el sentido del despegue será:

$$F = T - D - F_r - W \cdot \phi \quad [10.1]$$

en donde el término $W \cdot \phi$ es la componente del peso en la dirección de la pista, debido a la pendiente de ésta (Sería $W \cdot \sin \phi$, pero como los ángulos de inclinación de la pista son pequeños, se puede sustituir el seno por el ángulo en radianes).

Esta fuerza F , actuando sobre la masa m del avión le proporcionará una aceleración a , que vendrá dada por la ecuación

$$F = m \cdot a \quad [10.2]$$

La variación de las fuerzas citadas anteriormente, se ha representado esquemáticamente en la fig. 10.2, para el caso de pista con pendiente nula, $\phi = 0$.

Obsérvese que tanto la resistencia, como la sustentación experimentan una variación con la velocidad, que depende del cuadrado de ésta, V^2 , y lo mismo ocurre con la fuerza de rozamiento al variar únicamente con la sustentación.

10.3. DISTANCIA DE DESPEGUE

Sustituyendo en la ecuación 10.2 los valores de F y de F_r , obtenemos:

$$T - D - F_r - W \cdot \phi = \frac{W}{g} \cdot a; \quad T - D - \mu (W - L) - W \cdot \phi = \frac{W}{g} \cdot a$$

despejando la aceleración:

$$a = \frac{g}{W} (T - D - W(\mu + \phi) + \mu \cdot L) \quad [10.3]$$

Si se supone que el ángulo de ataque permanece constante durante el despegue, la sustentación y la resistencia dependerán únicamente de la velocidad, V^2 , luego la aceleración, según observamos en 10.3, dependerá únicamente del empuje o tracción T y de la velocidad. Si se conoce de qué forma depende T de la velocidad, ésta será la única variable de que depende la aceleración. La hipótesis de que la sustentación y resistencia dependen únicamente de la velocidad, es bastante segura, ya que será así si el ángulo de ataque permanece constante, y como precisamente, con el fin de que el avión ofrezca la mínima resistencia al aire, el despegue se efectúa, obligando a que la rueda de morro permanezca sobre el suelo, la actitud del avión, y, por tanto, el ángulo de ataque es fijo.

Recordando las definiciones de velocidad y aceleración:

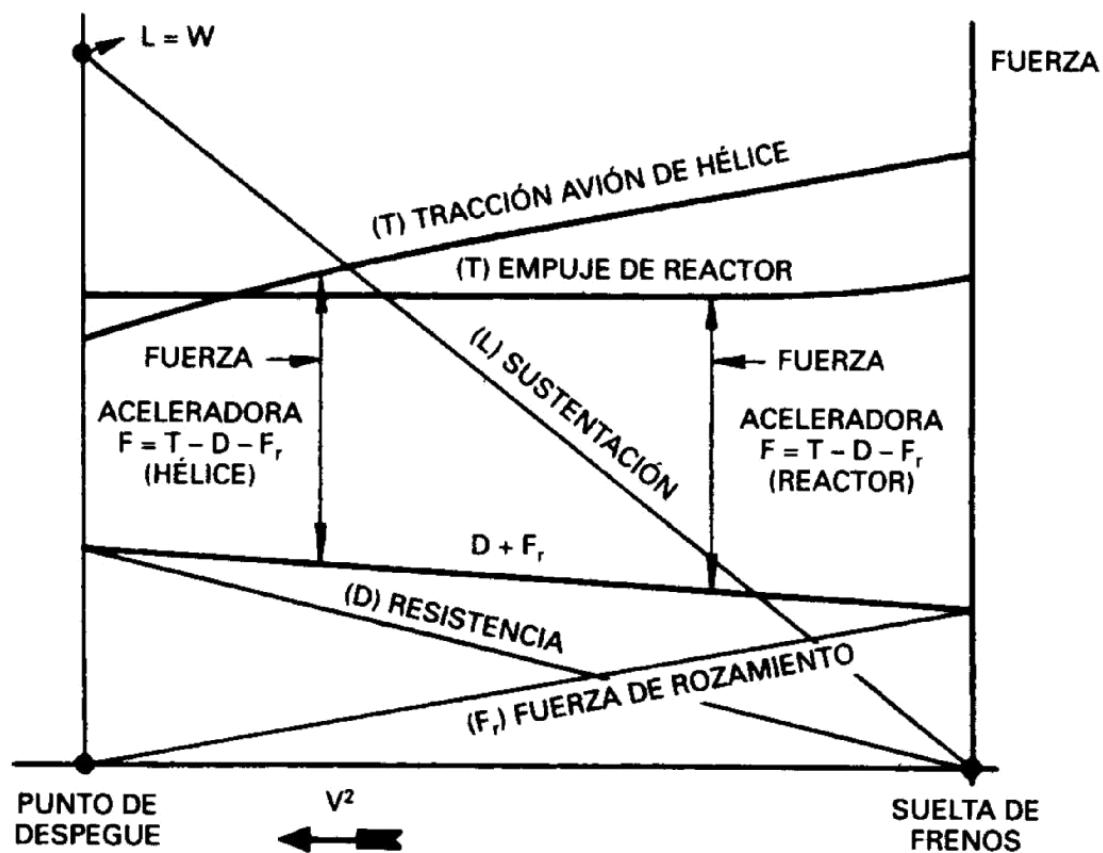


Fig. 10.2.

$$\left. \begin{array}{l} V = \frac{ds}{dt} \\ a = \frac{dV}{dt} \end{array} \right\} ds = V \cdot dt, \text{ sustituyendo el valor } dt \text{ despejado de la segunda.}$$

tenemos: $ds = \frac{V \cdot dV}{a}$ en donde $s = \text{espacio recorrido}$.

integrandos: $s = \int \frac{V \cdot dV}{a}$ [10.4]

Para hallar el espacio recorrido sobre la pista, bastará sustituir en la ecuación 10.4 el valor de la aceleración, e integrar entre los límites que tenga la velocidad que serán en la suelta de frenos $V = 0$ y en el momento que despega del suelo, V_{LOF} (si es un reactor) o V_2 (si es un avión de hélice). Suponiendo que sea un reactor, quedaría:

$$s = \int_0^{V_{LOF}} \frac{V \cdot dV}{a}$$

Ahora bien, en el caso de que exista componente de viento en la dirección de la pista, cuando el avión suelta los frenos, aunque la velocidad respecto al suelo sea nula, la velocidad del aire sobre el avión no lo es, y ya está produciendo una cierta sustentación y resistencia; por tanto, llamando V_w a la componente del viento en la dirección de la pista, la velocidad relativa del aire respecto al avión, no será la velocidad sobre el suelo V , sino $V - V_w$, y el espacio recorrido vendrá dado por

$$s = \int_{V_w}^{V_{LOF}} \frac{(V - V_w) dV}{a}$$

Sustituyendo el valor de a (ecuación 10.3), obtenemos:

$$s = \int_{V_w}^{V_{LOF}} \frac{\frac{V_{LOF}}{g} (V - V_w) \cdot dV}{\frac{W}{T - D - W(\mu + \varphi) + \mu L}}$$

$$s = \frac{W}{g} \int_{V_w}^{V_{LOF}} \frac{(V - V_w) \cdot dV}{T - D - W(\mu + \varphi) + \mu L} \quad [10.5]$$

El coeficiente de rozamiento depende del tipo de terreno, su valor viene dado, cuando éste está seco, por la tabla siguiente:

Coeficiente de rozamiento: μ	0,02	0,04	0,05	0,10	0,10-0,30
Tipo de terreno	Asfalto, hormigón	Césped duro	Hierba corta	Hierba larga	Tierra suelta

En las ecuaciones anteriores puede observarse que un aumento del límite superior de integración V_{LOF} traerá como consecuencia un incremento de la distancia s . Como ya sabemos el valor de V_{LOF} depende de la forma en que se efectúe la rotación del avión, y por tanto del factor humano. Por otro lado si se aumenta el valor de la velocidad de rotación V_R , también aumentará el valor de V_{LOF} y la distancia recorrida. Lo anterior trae como consecuencia un hecho que puede tener gran importancia en cuanto a la seguridad de la operación: *La distancia de despegue que nos encontramos tabulada en los Manuales de Vuelo, está calculada para una velocidad de rotación determinada; un aumento de la misma significaría incrementar la longitud de pista recorrida*, lo que puede conducir a una operación insegura en caso de pistas cortas, aunque luego se traduciría en un aumento del ángulo de subida. Podría pensarse, que contrariamente, convendría disminuir el valor de la V_R , con lo que aparte de operar fuera de normas como en el caso anterior, se estaría demasiado próximo a la velocidad de pérdida y además el avión iría *panceando*, con un ángulo de subida muy pequeño.

En el cálculo detallado de la distancia habría que considerar que entre V_R y V_{LOF} , el coeficiente de rozamiento será diferente, ya que hay un punto menos de contacto con el suelo.

En algunos aviones se proporcionan los datos de longitudes de pista necesaria correspondientes a diversos valores de V_R o de V_2 , es decir de V_{LOF} , con el fin de obtener el mayor provecho en cuanto a peso de despegue y la máxima seguridad. (Por ejemplo Caravelle).

La expresión general que se ha obtenido para la distancia recorrida sobre la pista, será bastante difícil de calcular, ya que habrá que considerar las variaciones del peso, resistencia, sustentación y empuje con la velocidad.

Para obtener la distancia de despegue total será necesario sumar a la longitud ya hallada, la distancia de transición hasta alcanzar 35 pies de altura (50 pies si es de émbolo); omitimos el cálculo de esta distancia por su complejidad y dificultad de evaluar con precisión, indudablemente en su valor influirá en forma considerable la técnica del pilotaje. Se podría suponer que la trayectoria entre el punto en que deja el suelo y aquel en que se coloca en actitud de subida, es un arco de circunferencia, y por tanto la sustentación mayor que el peso por existir

una fuerza centrífuga. Cuanto más fuerte sea el tirón mayor deberá ser la sustentación, y el C_L y por tanto habrá un aumento considerable de la resistencia inducida. La rotación debe efectuarse de una forma progresiva, ni demasiado lenta, ni demasiado rápida, un valor medio es 2° por segundo.

10.4. VELOCIDAD EN EL DESPEGUE

La velocidad a la que el avión despega las ruedas del suelo, es para los aviones de émbulo la $V_{2\min}$ (Velocidad mínima de seguridad al despegue) y para los reactores V_{LOF} , dependiendo ésta por completo de la velocidad de rotación V_R y de la técnica de pilotaje.

Recordemos que ambas velocidades, la $V_{2\min}$, y la V_R vienen determinadas por unos ciertos márgenes sobre la velocidad de pérdida y la mínima de control.

Si la velocidad de despegue del suelo es un determinado tanto por ciento mayor que la velocidad de pérdida; por ejemplo, $1,2 V_S$, como la velocidad equivalente de pérdida viene dada por

$$V_S = \sqrt{\frac{2W}{\rho_0 \cdot S \cdot C_{L\max}}} \quad [10.6]$$

(siendo: V_S = Velocidad equivalente de pérdida),

tenemos que a esa velocidad de despegue, le corresponderá para el mismo peso del avión, un C_L que será:

$$C_L = \frac{2 W}{\rho_0 \cdot S \cdot (1,2 \cdot V_S)^2}$$

sustituyendo el valor de V_S dado por (10.6)

$$C_L = \frac{2 W}{\rho_0 \cdot S \cdot 1,2^2 \cdot \frac{2 W}{\rho_0 \cdot S \cdot C_{L\max}}} = \frac{C_{L\max}}{1,44} = 0,694 C_{L\max}$$

es decir, que el coeficiente de sustentación en el momento que el avión despega las ruedas del suelo es el 69,4% del $C_{L\max}$. Como el coeficiente de sustentación es independiente de la altitud, peso, viento, etc., (depende exclusivamente del ángulo de ataque), significa que el ángulo de ataque sería para este caso un valor fijo en el despegue.

Las velocidades características de despegue que hemos estudiado en el capítulo 9, para los casos de aviones de émbolo y reactores, cumplían una serie de requisitos de seguridad, con los que el avión podía irse al aire. La operación con los valores exactos de estas velocidades, que vienen perfectamente especificados en el Manual de Vuelo, es de gran importancia, especialmente en el caso de longitudes de pistas críticas. Si la velocidad de despegue es excesiva, recordemos el gráfico de las figs. 6.15 o 7.15; la velocidad vertical de subida (R/C) será superior, pero en cambio, la distancia de despegue aumentará considerablemente. (En la ec. 10.5, al integrar para obtener la distancia de despegue, aparecía la velocidad elevada al cuadrado, luego un aumento en la velocidad se traduce en una variación en la longitud de pista, correspondiente al cuadrado de aquella).

Si por el contrario, la velocidad es inferior al valor recomendado por el Manual de Vuelo, el avión tendrá una subida (R/C) pobre, y estaría más próximo a la pérdida.

10.5. INFLUENCIA DE OTROS FACTORES EN EL DESPEGUE

El peso, W , del avión influye en gran manera en la distancia de despegue, de la ec. 10.5. vemos que afecta a la distancia de despegue de una forma directa por el término W/g (masa), de modo que si el peso crece la distancia también; y además por el término $W \cdot (\mu + \phi)$ del denominador, si recordamos de dónde provienen estos términos (ec. 10.3), vemos que un aumento de peso disminuye la aceleración del avión, en primer lugar porque la masa es mayor (W/g) y en segundo lugar porque el término de la fuerza de rozamiento $\mu \cdot W$ aumenta. Si además tenemos en cuenta que en el momento del despegue la sustentación debe ser igual al peso, si éste aumenta, significa que la sustentación también debe ser mayor, lo que se conseguirá con un aumento de la velocidad V_{LOF} , límite superior de integración de la ec. 10.5, y por tanto mayor distancia de despegue.

La influencia del viento se aprecia claramente, en la misma ec. 10.5, por un lado afecta al límite inferior de integración, y por otro al término $V - V_W$, velocidad relativa respecto al aire. Un viento en cara significa un valor positivo de V_W , y por tanto, reducción del intervalo de integración V_{LOF}, V_W , y reducción del término $V - V_W$, lo cual dará lugar a una distancia de despegue menor. Lo contrario ocurrirá en el caso de viento en cola, en el que el valor de V_W sería negativo.

Si recordamos lo expuesto en el último párrafo del apartado 9.17 (las longitudes de pista suministradas por el fabricante están calculadas suponiendo sólo el 50% del viento en cara realmente existente o el 150 % si es en cola),

pudiera ocurrir que el margen disponible de pista en un despegue fuera menor con viento nulo que con viento en cara o cola.

La influencia de la *pendiente de la pista*, ϕ , viene representada en el estudio hecho en los párrafos anteriores por el término $W \cdot \phi$, que vimos afectaba a la aceleración, disminuyéndola si la pendiente es positiva; esta fuerza retardadora $W \cdot \phi$, para un avión con peso de despegue de 300.000 Lbs. y pendiente de pista 1% sería: $300.000 \cdot 0,01 = 3.000$ Lbs. sería análogo a que el avión estuviera en pista horizontal pero con un empuje en los motores disminuido en 3.000 Lbs.

La *altitud densidad*, depende de la altitud presión y la temperatura, un aumento de ambos factores significa un aumento de la altitud densidad. La influencia de este factor es por doble motivo: el primero porque en los aviones de hélice la tracción que proporcionan éstas, disminuye conforme la altitud densidad aumenta, si no tiene compresores, (caso de tenerlos la potencia del motor permanece constante, empezando a disminuir a partir de la altitud crítica), y en los aviones reactores el empuje disminuye al aumentar la altitud densidad. Esta disminución da lugar a una disminución de la fuerza que acelera al avión, proporcional aproximadamente a la densidad del aire; la variación de la aceleración también será proporcional a la densidad del aire, y en definitiva la distancia de despegue se verá aumentada por el inverso del factor $\sigma = \rho / \rho_0$. El segundo motivo es que la velocidad verdadera que debe alcanzar el avión es mayor al aumentar la altitud densidad, para poder despegar (la velocidad equivalente permanece inalterable), recordemos que $TAS = EAS / \sqrt{\sigma}$, como la *EAS* no varía con la altitud densidad, si ésta aumenta, $\sqrt{\sigma}$ disminuye y la *TAS* aumenta, lo cual da lugar a una distancia de despegue superior. (Fácilmente se comprende que la velocidad verdadera debe ser mayor en este caso ya que:

$$L = \frac{1}{2} \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_L,$$

si ρ disminuye, para tener la misma sustentación, V debe aumentar).

La influencia de la altitud densidad, es superior en los aviones reactores que en los aviones de émbolo con compresores.

En cuanto a la *humedad*, tiene un efecto considerable en los aviones de émbolo, y exige corrección de la distancia de despegue, debido a la pérdida de potencia que produce el vapor de agua. Su efecto en el empuje de los reactores es disminuirlo, pero en una magnitud poco apreciable.

10.6. ATERRIZAJE

Según hemos visto en el capítulo anterior la distancia de aterrizaje, es la distancia horizontal recorrida desde que el avión tiene 50 pies de altura hasta que queda completamente parado. Asimismo vimos que la velocidad que debe llevar el avión a 50 pies de altura es un determinado tanto por ciento de la velocidad de pérdida, ($1,3 V_S$), razonando de forma análoga a como lo hicimos en 10.4. para el despegue, observamos que dicha velocidad se conservará volando con un C_L fijo, (% del $C_{L \text{ máx}}$), o lo que es igual con ángulo de ataque fijo, y por tanto independiente de la altitud, viento, etc., el indicador de ángulo de ataque podrá ser de gran ayuda en el aterrizaje.

La trayectoria recorrida desde los 50 pies de altura hasta el punto en que el avión toca el suelo, puede calcularse haciendo la hipótesis de que desde el momento de la recogida hasta el punto de contacto con el suelo, la trayectoria es un arco de círculo como se indica en la fig. 10.3.

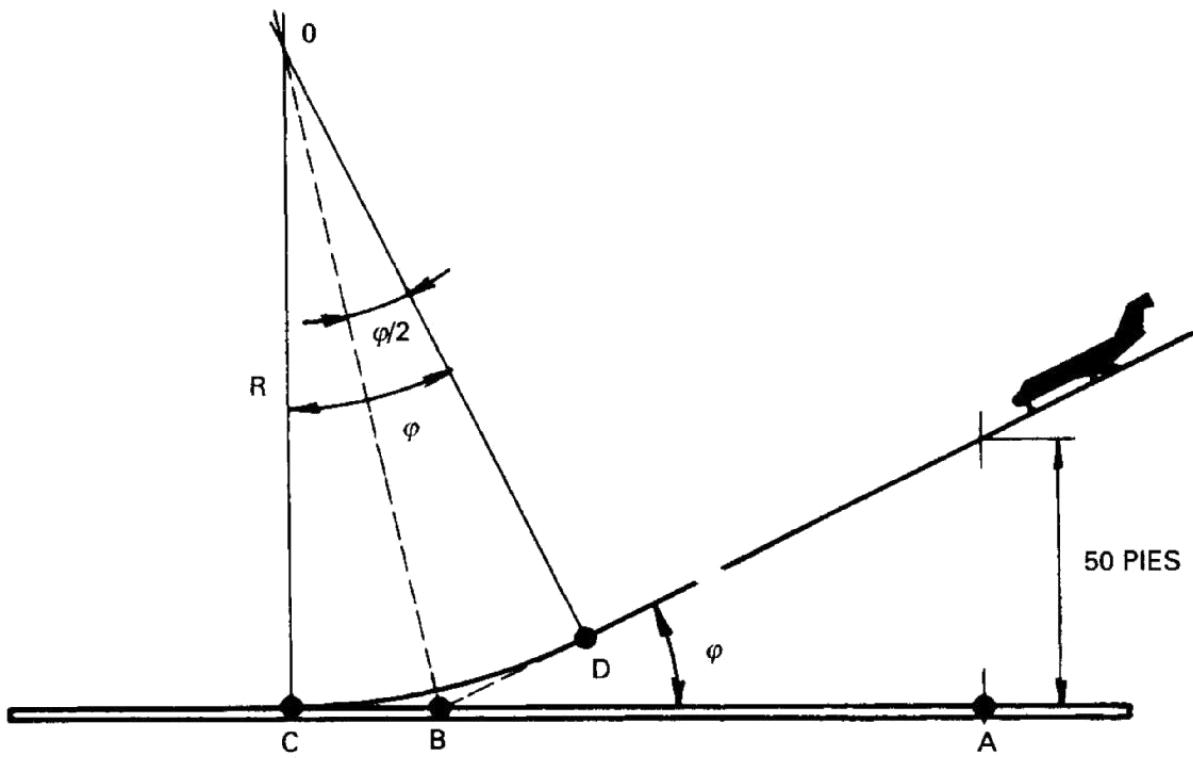


Fig. 10.3.

La distancia AC puede calcularse como sigue:

$$AC = AB + BC$$

$$AB = \frac{50}{\operatorname{tg} \varphi} \text{ suponiendo } \varphi \text{ pequeño será } \varphi \approx \operatorname{tg} \varphi$$

$$AB = \frac{50}{\varphi}$$

Por otro lado los triángulos OCB y OBD son iguales, y

$$CB = R \cdot \operatorname{tg} \frac{\varphi}{2} \approx R \cdot \frac{\varphi}{2} \quad \text{luego}$$

$$AC = AB + BC = \frac{50}{\varphi} + R \cdot \frac{\varphi}{2} \quad [10.6.]$$

El valor del ángulo φ de descenso recordemos de 6.16. que es $\varphi = \frac{D - T}{W}$ o bien

$$\varphi = \frac{D}{W} - \frac{T}{W} \quad \text{como } W = L \quad (\text{si } \varphi \text{ es pequeño})$$

$$\varphi = \frac{C_D}{C_L} - \frac{T}{W} \quad [10.7]$$

El valor del radio de círculo R , durante la recogida se puede calcular a partir de las fuerzas que actúan sobre el avión en ese momento (fig. 10.4). Proyectando las fuerzas en la dirección de la sustentación

$$L = W \cdot \cos \beta + F_i \quad [10.8]$$

en donde β es el ángulo de la figura, que es pequeño, por tanto $\cos \beta \approx 1$, y F_i es la fuerza de inercia. Debido a estar describiendo un movimiento circular su valor será: $F_i = \text{masa} \cdot \text{aceleración normal}$, $F_i = m \cdot a_N$, siendo $a_N = V^2/R$

$$m = \frac{W}{g}, \quad \text{luego} \quad F_i = \frac{W}{g} \cdot \frac{V^2}{R} \quad \text{quedará sustituyendo en la ecuación 10.8,}$$

$$L = W + \frac{W}{g} \cdot \frac{V^2}{R} \cdot \text{dividiendo por el peso:}$$

$$\frac{L}{W} = 1 + \frac{V^2}{g \cdot R} \quad \text{el valor de } \frac{L}{W} \text{ es lo que se denomina factor de carga } n, \text{ como veremos}$$

$$\text{en el capítulo siguiente, luego } n = 1 + \frac{V^2}{g \cdot R} \quad \text{despejando } R:$$

$$R = \frac{V^2}{g(n-1)} \quad [10.9]$$

sustituyendo los valores obtenidos de φ (ec. 10.7), y R (ec. 10.9) en la ec. 10.6 obtenemos:

$$AC = \frac{50}{\frac{C_D}{C_L} - \frac{T}{W}} + \frac{V^2 \cdot \left(\frac{C_D}{C_L} - \frac{T}{W} \right)}{2g(n-1)}, \quad \text{y recordando que:}$$

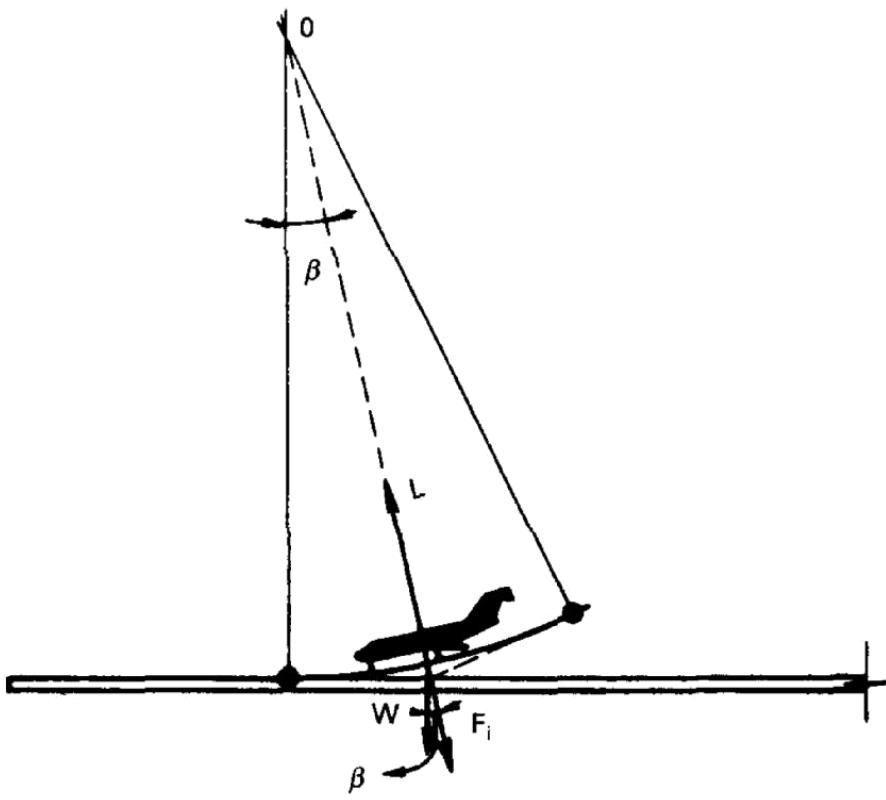


Fig. 10.4.

$$W = L = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_L \quad \text{despejando} \quad V^2 = \frac{2 \cdot W}{\rho \cdot S \cdot C_L}$$

y sustituyendo

$$AC = \frac{50}{\frac{C_D}{C_L} - \frac{T}{W}} + \frac{W \cdot \left(\frac{C_D}{C_L} - \frac{T}{W} \right)}{g \cdot \rho \cdot S \cdot C_L \cdot (n - 1)} \quad [10.10]$$

Este método tiene el error de que considera la velocidad constante y desde el punto A al C puede haber, por ejemplo, una disminución de 5 kt. El orden de magnitud del tiempo en esta distancia es de unos 4 segundos. La distancia AC tiene un valor típico de unos 1.000 ft, que puede ser de 1.500 ft en los grandes cuatrimotores.

En cuanto a las fuerzas que actúan desde el punto en el que el avión toca el suelo hasta que se para, son las mismas que en el caso de despegue, fig. 10.1, solamente que la tracción o empuje T será despreciable, o incluso negativo (reversa), y la fuerza de rozamiento tendrá un valor considerable, ya que en el recorrido de aterrizaje se aplican los frenos, y por tanto el coeficiente de rozamiento será mucho mayor. Esta distancia vendrá dada por una ecuación análoga a la 10.5, basta con cambiar los signos de las fuerzas.

$$s = \frac{W}{g} \int_{V_w}^V \frac{(V - V_w) \cdot dV}{D + W \cdot (\mu + \varphi) - T - \mu \cdot L} \quad [10.11]$$

En el cálculo detallado habría que tener en cuenta que durante un breve período de tiempo a partir del punto C , unos 2 seg., el avión está sin la aplicación de frenos. También la resistencia D aumentará considerablemente después de ese período si se extienden los spoilers, si la extensión es automática, el período de tiempo a considerar desde C hasta el aumento de la resistencia podría ser menor (1 seg.)

El aumento del coeficiente de rozamiento respecto al caso de despegue es considerable, y varía mucho con el estado de la pista, un valor medio es 0,3, que en una pista seca en buenas condiciones puede llegar a más de 0,4 y en una mojada en malas condiciones a menos de 0,2.

La extensión de los spoilers, además del aumento de resistencia al destruir la sustentación, hace que sea más efectiva la fuerza de rozamiento.

Al poder tener T un valor negativo, debido a la reversa, y por tanto con el signo negativo de la ecuación, convertirse en sumando, disminuye el valor de s . La efectividad de la reversa es mayor a velocidades altas, por tanto conviene usarla tan pronto como sea posible. En pistas deslizantes puede ser el medio de frenado más efectivo.

10.7. INFLUENCIA DEL FRENADO Y DE LOS FLAPS EN EL ATERRIZAJE

Hemos visto que la fuerza de frenado es $F_r = \mu \cdot (W - L)$, el valor del coeficiente de rozamiento, debido a la aplicación de los frenos, tiene un valor considerable durante el aterrizaje, y por tanto la fuerza de rozamiento será la más importante.

Además del coeficiente de rozamiento, es necesario considerar el otro factor que interviene en F_r , esto es: $W - L$. Es evidente que interesa que la sustentación tenga el menor valor posible, con el fin de que $W - L$ sea grande.

Ahora bien, por otro lado conviene que la velocidad de aterrizaje sea lo menor posible, y con ese fin vimos en el cap. 5, que se utilizaban los dispositivos hipersustentadores (flaps, ranuras, etc.), los cuales, aumentaban el valor del C_L _{máx.} considerablemente y también aumentaba el coeficiente de resistencia (acción de frenado). Durante la aproximación y hasta el momento en que el avión toca el suelo, desde luego hay que tener deflectados los flaps para reducir la velocidad; podríamos pensar que debido al aumento de C_D que producen los flaps deflectados sería conveniente durante la carrera por el suelo tenerlos en esa posición, sin embargo, eso también significaría una mayor sustentación L , y por tanto una fuerza de frenado menor, $F_r = \mu \cdot (W - L)$,

y como hemos dicho que la función de los frenos es de mayor importancia, convendrá recoger los flaps antes de la aplicación de los frenos.

Solamente en el caso de que los frenos estuvieran fuera de funcionamiento, podría pensarse que fuera útil el uso de los flaps durante toda la carrera sobre el suelo.

Es interesante sin embargo, considerar que la acción de frenado aerodinámico, y por tanto, de los flaps, depende del cuadrado de la velocidad, y por tanto, será más efectiva cuanta más velocidad tenga el avión; si entre el momento de tocar el suelo y el de aplicación de los frenos por cualquier motivo existiese un margen suficiente, los flaps deflectados ayudarían a frenar.

Como hemos visto, debido a la gran importancia del frenado, sería deseable que la sustentación, cuando se aplican los frenos tenga un valor mínimo (retracción de flaps). Con el fin de hacer la sustentación mucho más pequeña y además aumentar la resistencia aerodinámica, pueden utilizarse los *spoilers* inmediatamente después de tocar el suelo.

Normalmente la rueda de morro, no está dotada de frenos, para que la acción de frenado sea más energética convendrá, que la mayor parte del peso del avión, sea soportada por las ruedas del tren principal, de forma que el peso que soporte la rueda de morro sea lo menor posible (la única utilidad será para el control del avión). Sin embargo la fuerza de rozamiento que producen los frenos crea un momento que tiende a hacer que la rueda de morro se apriete contra el suelo. Para evitarlo, convendrá, durante la deceleración del avión, tirar de la palanca hacia atrás, aunque sin llegar a levantar la rueda de morro del suelo.

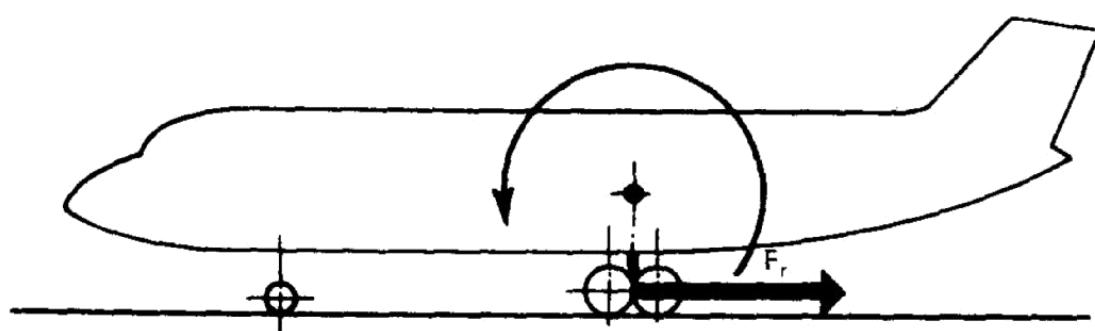


Fig. 10.5.

Por último, es importante señalar las consecuencias que tiene una acción de frenado excesiva; el resultado puede ser que la rueda se decelere, llegando un momento en que quede blocada y empiece a deslizar sobre la superficie de la pista, sin girar alrededor de su eje, este deslizamiento puede dar lugar a que el neumático se rompa, y además reduce el coeficiente de roza-

miento y por tanto, la fuerza de rozamiento. De lo anterior se deduce que la acción sobre los frenos debe ser efectuada de una forma paulatina, aumentándola lo que sea necesario, pero teniendo cuidado de no llegar al límite en el cual la rueda deje de girar y empiece a deslizar.

Analizando con más detalle el valor de la fuerza de rozamiento $F_r = \mu \cdot (W - L)$ es de destacar que en la frenada las ruedas tienen dos movimientos, el de giro y uno de deslizamiento. El valor máximo del coeficiente de rozamiento efectivo, μ , se produce cuando el deslizamiento es pequeño. Este valor máximo de μ , μ_{\max} , depende de: la velocidad (es mayor a bajas velocidades), de la presión de los neumáticos y del tipo de superficie de pista.

Cuando el deslizamiento es muy grande el coeficiente de rozamiento es muy pequeño, con el fin de evitar esta situación y la de la condición extrema de bloqueo total de las ruedas, la mayor parte de los sistemas de frenos de los aviones están provistos de sistemas antibloqueo (antskid), que hacen que automáticamente los frenos funcionen de forma que exista ese deslizamiento pequeño en el cual se presenta el μ_{\max} .

En el caso de no disponer de antiskid y para lograr una buena efectividad de los frenos el piloto debe presionarlos a fondo, y a continuación ir bombeando los frenos ligeramente, con lo que se consigue una actuación parecida a la que automáticamente realizaría el antiskid.

Los valores típicos de μ_{\max} oscilan entre 0,6 y 0,8, pero que quedan reducidos por factores tales como vibraciones del tren y rendimiento del sistema antiskid a valores entre 0,4 y 0,5.

10.8. INFLUENCIA DE LA VELOCIDAD EN EL ATERRIZAJE

En el capítulo 9 y en 10.6, hemos visto que la velocidad de aterrizaje debe ser $1,3 V_s$, esta velocidad es generalmente la mínima a la cual el avión puede aterrizar, efectuando la operación con seguridad. Si la velocidad es inferior a este valor, se corre el peligro de que el avión entre en pérdida, o que la velocidad de descenso vertical (R/D) sea excesiva.

Si la velocidad es superior, el efecto principal será sobre la distancia necesaria para parar el avión, que aumentará considerablemente (Vid. ec. 10.11), ya que dicha distancia depende del cuadrado de la velocidad. Además, una vez que el avión toque el suelo, el exceso de velocidad hará que tenga una sustentación mayor y por tanto la fuerza de rozamiento debido a la acción de los frenos, será pequeña.

10.9. INFLUENCIA DE OTROS FACTORES EN EL ATERRIZAJE

Uno de los factores que más influencia tienen sobre la distancia de aterrizaje es *el peso*, ya que la velocidad de pérdida depende únicamente del mismo (expresada en *EAS*), aumentando conforme lo hace aquél, por tanto, si el peso de aterrizaje es grande, lo será V_s y también la velocidad de aterrizaje $1,3 V_s$, las consecuencias en cuanto a longitudes de pista necesarias son aná-

logas a las del párrafo anterior. Además el peso influye directamente, aumentando la longitud para parar proporcionalmente, como se observa en la ec. 10.11.

El *viento* tiene gran importancia, ya que el avión aterriza a una velocidad independiente del viento, pero que respecto al suelo se traduce en una velocidad menor o mayor, según exista componente de viento en cara o contra, disminuyendo o aumentando considerablemente la longitud de pista necesaria.

La *altitud densidad* (Presión altitud y temperatura) influye debido a que al ser la velocidad de aterrizaje expresada en *EAS* un valor fijo e independiente de la altitud para un peso determinado, nos encontramos que la velocidad verdadera (que será igual a la velocidad respecto al suelo si consideramos que no existe componente de viento en la dirección de la pista) será: $TAS = EAS/\sqrt{\sigma}$, a nivel del mar ambas (*TAS* y *EAS*) serán iguales, pero conforme la altitud densidad aumente, $\sqrt{\sigma}$ disminuirá, y como la *EAS* es un valor fijo la *TAS* aumentará, luego la influencia vendrá afectada en cuanto a velocidad por el factor $\sqrt{\sigma}$. Como las distancias de aterrizaje dependen de las velocidades al cuadrado, la influencia de la altitud densidad vendrá afectada por el factor σ . La relación entre la distancia para aterrizar a nivel del mar D_0 , y a una altitud densidad determinada D_h será $D_h = D_0/\sigma$, como σ es menor que la unidad, las distancias aumentarán conforme lo haga la altitud.

La pendiente de la pista, influye por la componente del peso en la dirección de la pista, disminuyendo la distancia si es positiva y viceversa. Sin embargo, este efecto no es de gran importancia, debido a que los valores normales de las pendientes de la pista son pequeños. En los requisitos de longitud de pista para el aterrizaje del FAA no se considera.

10.10. INFLUENCIA DE LAS CONDICIONES DE LA PISTA EN LOS DESPEGUES Y ATERRIAJES

El estado de la superficie de la pista: seca, húmeda, con nieve o aguanieve, es de una gran importancia en estas fases del vuelo, y se espera que cada vez sea mayor, debido a que su influencia aumenta con el valor de la velocidad.

Este es el motivo, por el cual las actuaciones de los reactores en el despegue y en el aterrizaje están más afectadas por estas condiciones que las de los aviones de émbolo.

En el despegue si existe nieve, agua o aguanieve sobre la pista la aceleración se reduce por la resistencia que ofrecen estos elementos a las ruedas,

y además, caso de que fuera necesario abortar el despegue, la acción de frenado se vería disminuida notablemente, debido a que el coeficiente de rozamiento máximo que se puede obtener sin que las ruedas deslicen es muy inferior al que existiría si la pista estuviera seca.

En el aterrizaje la influencia es aún mayor, debido a lo expuesto anteriormente sobre el valor máximo del coeficiente de rozamiento.

El caso de pista mojada puede dar lugar a un fenómeno conocido con el nombre de hidroplaneo, que se estudia al final del capítulo.

10.11. EFECTO DEL SUELO

Cuando un avión vuela próximo al suelo experimenta una serie de fenómenos, que afectan a sus características aerodinámicas. Aunque es el conjunto del avión: alas, fuselaje y cola, el que queda afectado, la influencia principal es la que experimentan las alas. Los fenómenos a que da lugar la proximidad del suelo se conocen con el nombre de *efecto del suelo*, y producen

DEFLEXIÓN VERTICAL DE LA CORRIENTE

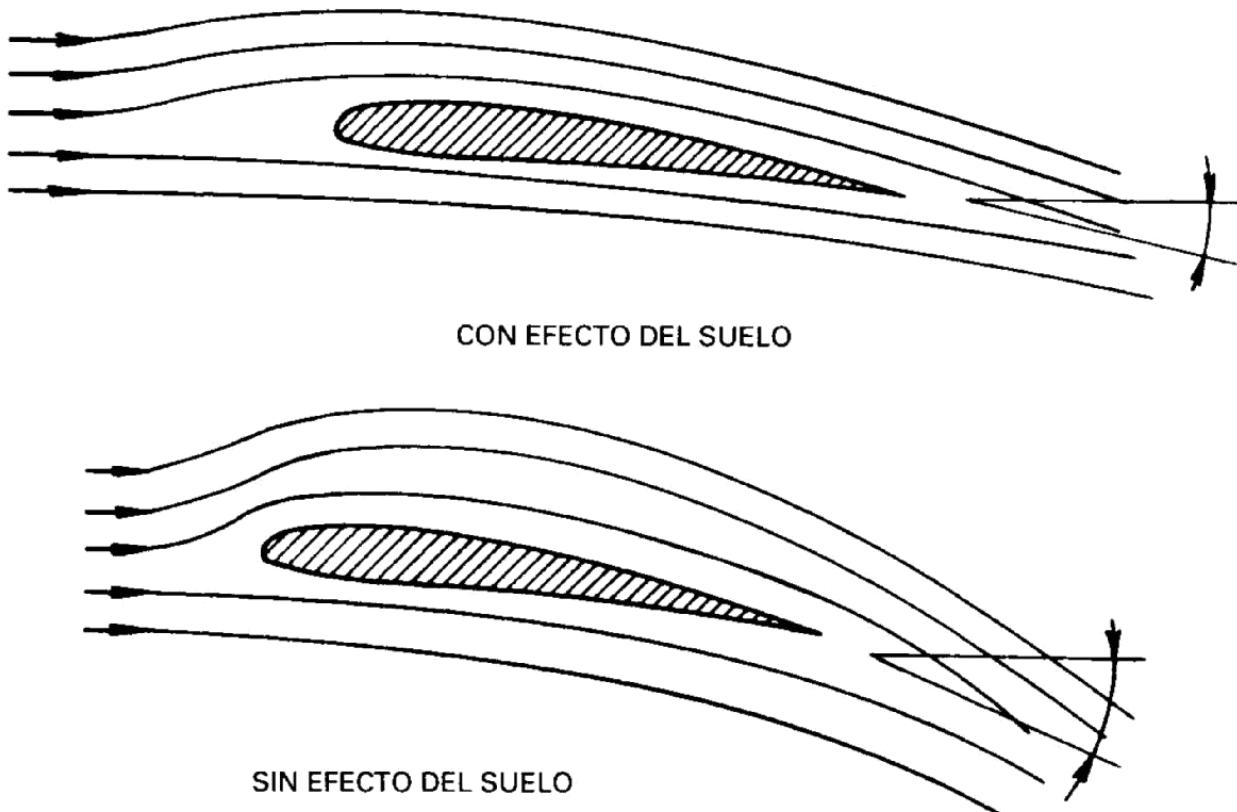


Fig. 10.6.

una disminución de la resistencia al avance del avión y un aumento de la sustentación, como vamos a ver a continuación.

Recordemos que debido a la presencia del ala, la distribución de líneas de corriente alrededor de ella, era de tal forma que inmediatamente delante del borde de ataque, existía una deflexión de la corriente hacia arriba, y detrás del borde de salida una deflexión de la corriente hacia abajo.

Se comprende fácilmente que esta distribución de líneas de corriente quedará modificada, si la tierra (o el agua) están suficientemente próximos al ala, de forma que existe una reducción en las deflexiones verticales anteriormente citadas, tanto delante del *b. a.* como detrás del *b. s.* fig. 10.6.

Si recordamos (Vid. 4.5 y 4.6) los valores del ángulo de ataque inducido y de la resistencia inducida, vemos que una disminución de la corriente hacia abajo, significa un menor valor del ángulo de ataque inducido, y por tanto una disminución de la resistencia inducida, o del coeficiente C_{D_i} . Esta disminución de la resistencia inducida, dará lugar a que la resistencia total del avión también disminuya.

El estudio del efecto del suelo puede hacerse teóricamente, suponiendo que existe una superficie imagen. Si se quiere estudiar la influencia sobre un perfil, el efecto del suelo se traduce en que será necesario considerar los dos perfiles que aparecen en la fig. 10.7, es decir, de un biplano que tuviera los perfiles como indica la figura.

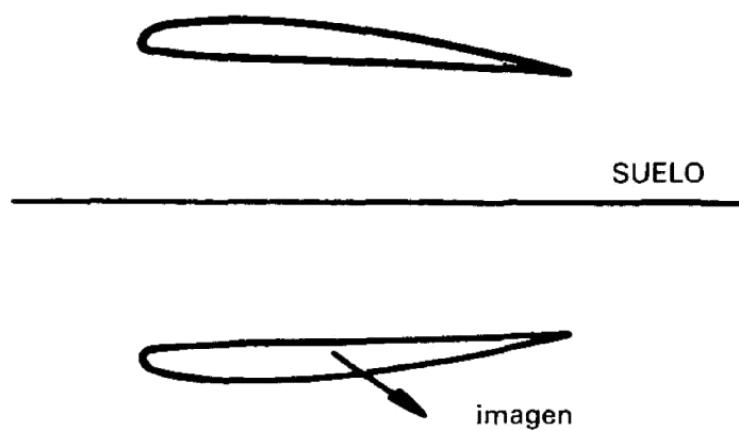


Fig. 10.7.

Pasando a considerar lo que le ocurre al ala completa, la influencia principal del suelo, es en cuanto a los torbellinos de punta de ala. En la fig. 10.8 se representa el ala y su imagen, el efecto de los dos es una disminución del torbellino de punta de ala. Esta disminución del torbellino de punta de ala, da lugar a una disminución de la resistencia inducida.

El efecto del suelo, tiene una influencia tanto mayor cuanto más próximo está el avión del suelo, y depende también de la envergadura del avión. Cuanto mayor sea la envergadura, mayor será el efecto, para una misma distancia del suelo. En general depende del valor de la relación:

$$\frac{\text{altura sobre el suelo}}{\text{envergadura}}$$

Hemos explicado como tiene lugar una disminución del ángulo de ataque inducido, α_i , y en qué forma afecta a la resistencia.

En la sustentación la disminución de α_i , influye de forma análoga (recordemos 4.3. y fig. 4.11); una disminución de α_i , significa un aumento del ángulo de ataque α_o , y por tanto un aumento de la sustentación para una misma actitud del avión, o lo que es igual, que será necesario un ángulo de ataque menor para conseguir la misma sustentación. La influencia sobre la sustentación (C_L) la representamos en la fig. 10.9. La influencia sobre la resistencia la representamos en la fig. 10.10, en forma de potencia o empuje necesario para el vuelo, (recordemos que una disminución de la resistencia, significa una potencia o empuje necesario menor).

De la fig. 10.9 podemos observar que el coeficiente de sustentación máximo, y el ángulo de ataque que produce sustentación nula son prácticamente iguales con y sin efecto del suelo. Recordando lo expuesto en 4.10, podemos decir que el efecto del suelo puede equivaler a un aumento del alargamiento.

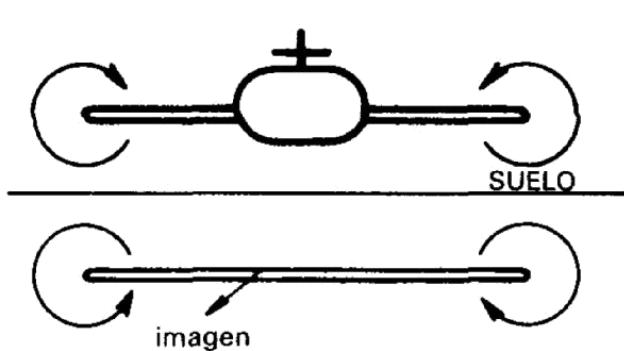


Fig. 10.8.

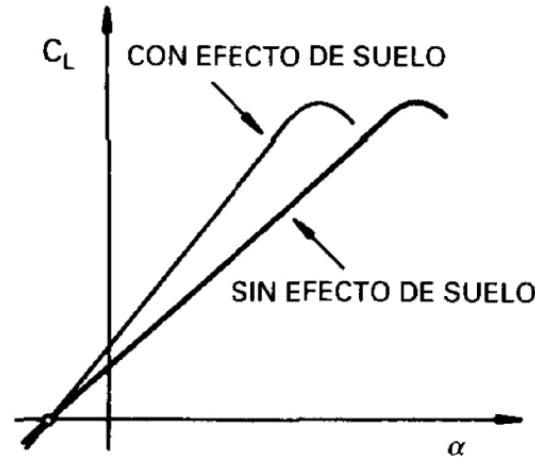


Fig. 10.9.

De la fig. 10.10, se deduce que podría darse el caso de que un avión tuviera, por ejemplo en un despegue, potencia suficiente para elevarse sobre el suelo, pero que sin embargo, al llegar a una cierta altura, pequeña, y dejar de aparecer dicho efecto necesitando una potencia mayor, si los motores no pudieran proporcionarla sería incapaz de elevarse más, en definitiva que podría sólo volar a una altura muy baja en donde tuviera lugar el efecto del suelo.

También podemos obtener otra conclusión en cuanto al alcance máximo del avión, si fuese posible volar próximo a la superficie, porque ésta fuera

plana, por ejemplo el mar, nos encontraríamos con que el alcance del avión aumentaría considerablemente.

Por su naturaleza este efecto sólo será apreciable en los despegues y aterrizajes, las variaciones experimentadas de L y D traerán como consecuencia un aumento considerable del valor L/D , y por tanto una tendencia a la *flotabilidad del avión*.

Los cambios en la deflexión vertical de la corriente, debido al efecto del suelo, dan lugar a otros fenómenos importantes.

Como en el aterrizaje se manifiesta el efecto del suelo y un factor importante es que el timón de profundidad tenga potencia suficiente durante la recogida, produciendo la cola horizontal suficiente fuerza hacia abajo, la reducción en la deflexión vertical de la corriente hará que, para iguales condiciones, cerca del suelo sea necesario poder disponer de más deflexión del timón de profundidad y ejercer también más fuerza en la palanca que en vuelo lejos del suelo.

A pesar de la influencia en la estabilidad longitudinal, el valor en el coeficiente de momento para sustentación nula C_{MO} , (Vid. 13.3), resulta prácticamente inalterado.

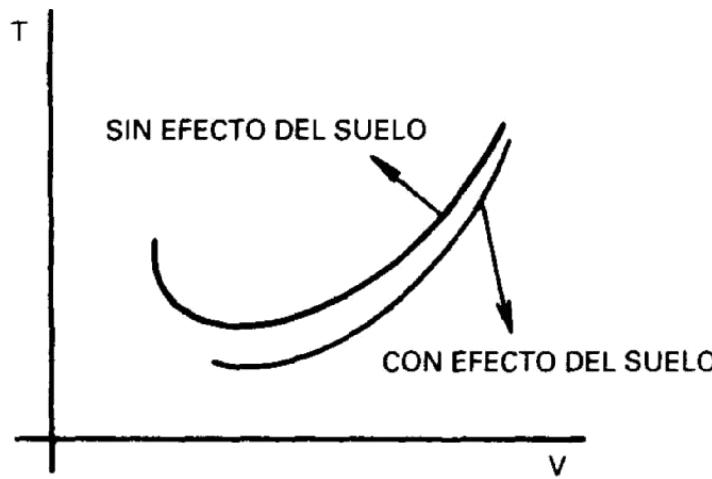


Fig. 10.10.

Esos mismos cambios en las deflexiones verticales delante y detrás del ala, y en los torbellinos de punta de ala, podrían dar lugar a un cambio en el error de posición del anemómetro. Normalmente este efecto produciría un aumento de presión en la toma estática, y por tanto, una velocidad indicada menor.

En 10.7, hemos afirmado que el frenado mecánico de las ruedas era de una importancia mucho mayor que el de la resistencia que el aire ofrecía al

avance del avión (motivo por el que aunque los flaps aumentaran la resistencia al avance, convenía recogerlos en la carrera de aterrizaje con el fin de que la fuerza de apoyo del avión con la pista fuera mayor y por tanto, más eficaz la acción de frenado), con lo expuesto anteriormente lo confirmamos, ya que en la carrera de aterrizaje, tendrían lugar los efectos del suelo y por tanto existiría una disminución notable de la resistencia al avance del avión.

Resumiendo:

- El efecto del suelo es más acusado en aviones con Ala Baja que en aviones con Ala Alta.
- Se produce una reducción importante de la deflexión de la corriente hacia abajo detrás del ala (puede ser del orden del 12%) que se traduce en:
 - a) Mayor ángulo de ataque efectivo α_o .
 - b) Mayor sustentación.
 - c) Menor resistencia inducida (la reducción puede ser del orden del 35%).
 - d) Disminuye el ángulo de ataque de entrada en pérdida.
 - d) Menor R/D , velocidad vertical de descenso.
 - e) Aumenta la estabilidad estática longitudinal.
 - f) Cambia la compensación, de modo que se necesita un mayor valor de la deflexión del timón de profundidad arriba para un mismo C_L .

En el caso de un avión aterrizando el efecto del suelo significa:

- Si el ángulo de ataque se mantiene cte. hay mayor sustentación y el avión flota, para evitarlo hay que disminuirlo.
- Hay menor resistencia inducida, tiende a flotar, se necesita menos empuje. La resistencia parásita no cambia.
- Las tomas de presión estática detectan un valor mayor de p_s , la IAS disminuye.
- La estabilidad estática longitudinal aumenta.
- En un avión convencional se experimentaría un momento de picado.
- Para contrarrestar el efecto de la flotabilidad probablemente será necesario reducir potencia en la fase final de la aproximación.

En el caso de avión despegando el efecto del suelo significa:

- Se necesita mayor ángulo de ataque para obtener igual sustentación.
- Existe mayor resistencia inducida, se necesitará mayor empuje.

- Disminución de la estabilidad estática longitudinal
- Un avión convencional experimentará un momento de encabritado.
- Las tomas de estática detectan un valor mayor de p_s , la IAS aumenta.

En los despegues desde portaviones, al dejar de existir súbitamente la cubierta (el suelo) la manifestación de la falta del efecto del suelo es muy apreciable.

El efecto del suelo también es importante en los helicópteros.

10.12. HIDROPLANE

Se conoce con este nombre a un fenómeno que tiene lugar cuando la pista está mojada o contaminada, y en el que las ruedas dejan de girar y simplemente deslizan, dejando de tener eficacia completamente la acción de frenado. El estudio del fenómeno es extremadamente complicado, interviniendo diversos parámetros como son: espesor de la capa de agua, propiedades elásticas de la goma, grado de contaminación de la pista y geometría y rugosidad del neumático. Se suelen distinguir tres tipos de hidroplaneo: dinámico, viscoso y por revenido del caucho.

El *hidroplaneo dinámico* es quizás el más conocido y estudiado, y se produce cuando existe agua estancada sobre el pavimento. La capa de agua entre el pavimento y la rueda actúa como una cuña impidiendo el contacto entre ambas superficies. Esto llega a ocurrir cuando la presión del agua entre las dos superficies es tal, que la fuerza hidrodinámica originada por dicha presión, llega a igualar la carga total que soporta la rueda dejando ésta de girar y empezando a deslizar sobre el pavimento sin ninguna posibilidad de control ni de acción de frenado. Normalmente ocurre cuando la capa de agua tiene bastante espesor y el agua estacionada debajo de la rueda no se elimina con la rapidez suficiente para permitir que haya un contacto completo con el suelo. Si la velocidad es elevada, es razonable suponer que los efectos de viscosidad son despreciables, ya que el número de Reynolds será elevado y predominarán los efectos de inercia o dinámicos. Por los ensayos realizados con aviones y automóviles se ha encontrado que la velocidad a que empieza a ocurrir el fenómeno, depende sólo de la presión de inflado del neumático y viene dada por

$$V = 9 \cdot \sqrt{p}$$

en donde

V = Velocidad mínima a que puede empezar el hidroplaneo en kt.

p = Presión de inflado del neumático en libras por pulgada cuadrada.

La fórmula anterior se puede aplicar a cualquier tipo de vehículo: automóvil o avión, así para un coche con una presión de inflado de neumático de 25 libras/pulgada cuadrada, la velocidad de hidroplaneo sería de 45 kt. Para un avión con $p = 144$ resultaría $V = 108$ kt. El coeficiente de rozamiento, cuando tiene lugar este fenómeno, puede llegar a tener unos valores tan extremadamente bajos como en el caso de una pista helada. Un hecho muy importante es que una vez que el fenómeno se ha producido, el hidroplaneo puede continuar incluso cuando la velocidad es muy inferior a aquella a la que empezó. Como se ve el peso del avión no interviene en el fenómeno, ya que su valor no varía la presión de inflado (lo único que hace es que la superficie de contacto rueda-pavimento sea mayor o menor).

En las pruebas efectuadas por la NASA se ha comprobado que el hidroplaneo puede persistir hasta $V = 7,7 \cdot \sqrt{p}$.

La expresión $V = 9 \sqrt{p}$, se convierte en $V = \frac{1}{9} \sqrt{p}$ si la presión se expresa en pascles, o en $V = 34 \sqrt{p}$ si la presión se expresa en kg/cm². Por supuesto el valor de V viene siempre en kt.

Como la rueda de morro tiene una presión de inflado menor que las del tren principal, acusará el hidroplaneo a velocidades inferiores.

Un factor de bastante influencia es el dibujo de las gomas de los neumáticos, sin dibujos o con dibujos muy gastados, puede producirse con un espesor de agua de 2 o 3 mm, y con dibujos profundos se puede llegar a tener 5 o 6 mm de agua sin que aparezca el hidroplaneo.

El hidroplaneo dinámico puede no ser total, sino que afecte de forma parcial a las ruedas, siendo entonces las velocidades a las que ocurre bastante inferiores.

Este tipo de hidroplaneo, a pesar de ser el más estudiado, es quizá el que más difícil sea que se produzca, debido a que las condiciones para ello sean también más difíciles de encontrar.

El *hidroplaneo viscoso*, se produce cuando la viscosidad del agua se altera debido a la existencia de polvo, aceite u otras materias grasas, hecho que puede ser frecuente cuando caen los primeros chubascos sobre un pavimento seco. La mezcla del agua con estas substancias tiene una viscosidad elevada y es difícil su eliminación por las ruedas. En este caso lo que predomina son los efectos de viscosidad, y la velocidad de comienzo del fenómeno es menor que la proporcionada por la fórmula anterior y difícil de predecir.

El *hidroplaneo producido por el revenido de la goma* de los neumáticos es un fenómeno poco conocido y que puede ser producido por el calor originado durante la fricción de las ruedas con el suelo, que daría lugar a un vapor sobre calentado si la pista está parcialmente mojada (no hace falta que

lo esté toda ella), este vapor quedaría entre la rueda y el suelo a una presión y temperatura elevada, aislando uno del otro y produciendo un revenido de la goma que volvería a su estado de caucho sin curar.

Una vez que el fenómeno del hidroplaneo se ha manifestado, el método más efectivo para parar el avión es el uso de la reversa, aunque es necesario actuar con precaución, porque si existe viento cruzado el avión se comporta como una veleta respecto al viento relativo y habrá que reducir el empuje de reversa en los motores pertinentes.

Con el fin de intentar evitar la aparición del hidroplaneo, convendrá aterrizar con la mayor deflexión posible de flaps. También será conveniente la deflexión de los spoilers ya que aumentará la fuerza de las ruedas contra el suelo; en los aviones con dispositivo automático de deflexión de spoilers basado en el comienzo de rotación de las ruedas, existe la posibilidad de que si se produce el hidroplaneo, no giren las ruedas y por tanto sea necesario deflectar los spoilers manualmente. En general será conveniente una toma *no suave* para intentar evitar esta condición en el aterrizaje.