

Diseño y aerodinámica

RODRIGO MARTINEZ-VAL PEÑALOSA
Catedrático de Cálculo de Aviones, ETSI Aeronáuticos, UPM



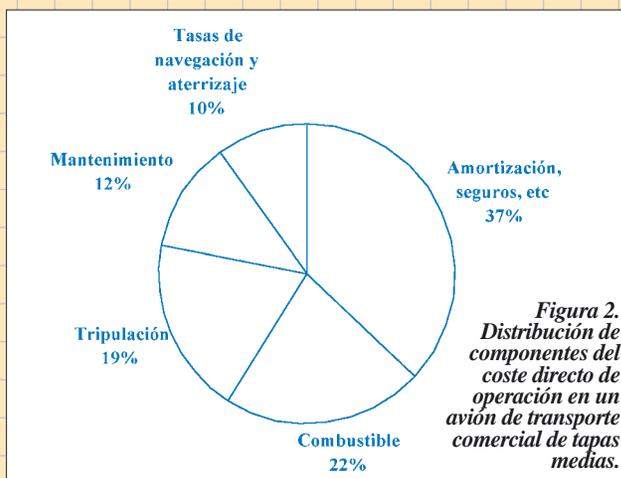
Aunque la configuración general de los aviones de transporte, tanto comercial como militar, no ha variado prácticamente nada en los últimos 50 años, los continuos avances en aerodinámica, estructuras, materiales, plantas propulsoras y sistemas de a bordo han hecho que los aviones actuales sean mucho más seguros y eficientes. La fotografía superior muestra la silueta del Boeing 707, diseñado a mediados de los años 50. Cualquier observador, profano o experto reconocerá la misma silueta en los turbo reactores Airbus, Boeing, Lockheed, etc, que vuelan en nuestros días: fuselaje esbelto, ala de gran alargamiento, góndolas de motores en alas, superficies de cola separadas funcionalmente, etc.

La visión integradora con que se abordan los proyectos de los nuevos aviones, la denominada ingeniería concurrente, está en gran medida detrás de los logros de la aviación y detrás de la permanencia de la mencionada configuración, pues se ha revelado como la más adecuada al tomar en consideración de forma simultánea todas las ramas científicas y técnicas señaladas. Conviene aclarar que la perspectiva integradora o concurrente ha estado presente de modo general en la aeronáutica europea, desde hace muchos años. Los norteamericanos, más enfocados tradicionalmente a la especialización, han reconocido la supremacía de la visión europea y se han sumado, con la flexibilidad y capacidad de organización que les caracteriza, a la nueva corriente integradora.

LAS CLAVES DEL DESARROLLO DE LA AVIACIÓN

¿Cuáles son los objetivos que conducen el proceso de diseño de los aviones de transporte? La respuesta es, necesariamente, dual. Para los aviones de transporte se trata de seguridad, costes directos de operación, actuaciones e impacto medioambiental. Y en los aviones militares la capacidad de carga, la robustez y el coste de ciclo vital.

Debe recordarse que una parte importante de los avances logrados en el terreno de la aeronáutica se debe al empuje de la aviación militar, tanto de combate co-



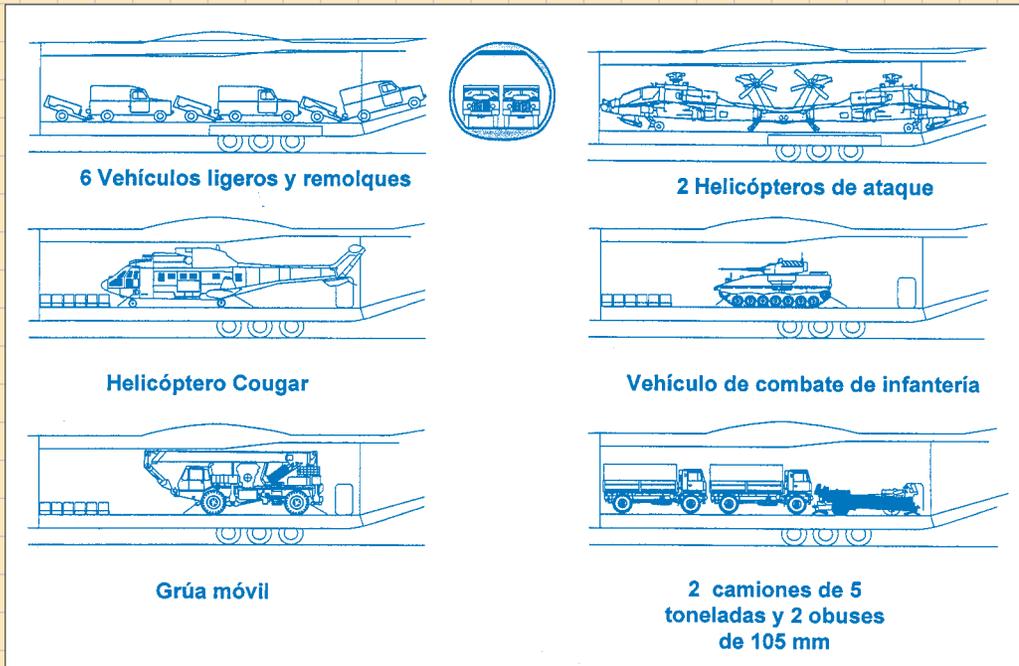


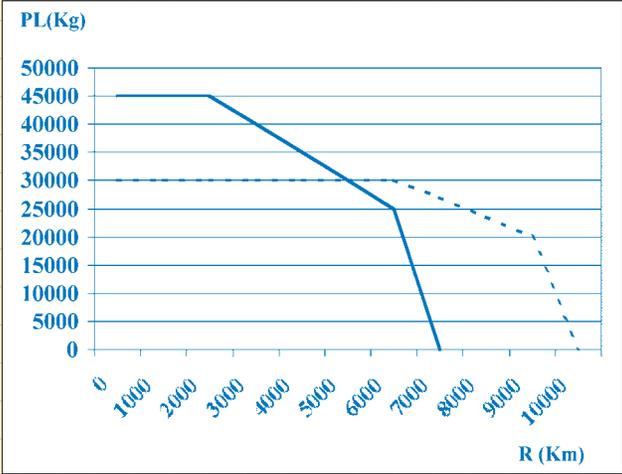
Figura 3. (Izquierda). Versatilidad de carga requerida para el avión A400M

Figura 4. (Abajo). Diagramas carga de pago-alcance para un avión comercial y un avión de transporte militar de similar peso máximo al despegue

mo de transporte. La aviación militar se desenvuelve en escenarios realmente límite, lo que exige esfuerzos considerables de investigación, desarrollo e innovación a la altura de las necesidades de supervivencia, efectividad de misión, etc, que se plantean al comienzo de los respectivos programas.

La seguridad es percibida por el mundo aeronáutico (aunque más secundariamente en la esfera militar) como el motor de la reglamentación específica: las normas de aeronavegabilidad; pero ha sido y es, además, un elemento impulsor de numerosas investigaciones relacionadas con la aerodinámica o disciplinas derivadas. ¿Cómo no recordar aquí los fenómenos de entrada en pérdida del avión, la formación de hielo en alas, o el comportamiento del avión en ráfagas, por ejemplo?

Los costes directos de operación dependen en parte de los costes de desarrollo del proyecto, que hay que repercutir apropiadamente; pero también del consumo de combustible, del tiempo bloque de vuelo y otros conceptos. La figura 2 presenta la distribución del coste directo de operación para un avión de transporte de tamaño medio. Un buen diseño aerodinámico puede hacer que el avión vuele más rápido, abaratando los costes de tripulación directamente y permitiendo más vuelos en un tiempo dado (lo que mejora la amortización), y consumiendo menos combustible para una mi-



sión dada. De hecho, se puede estimar que la aerodinámica por sí sola habría contribuido a reducir el coste directo de operación en tal forma que hoy día sería la mitad de lo que era hace cincuenta años. La reducción ha sido notablemente mayor por el efecto combinado de mejoras en la planta propulsora, materiales (y la reducción de peso consiguiente), etc.

Es en las actuaciones del avión donde la ingeniería concurrente tiene un impacto más directo y de comprensión más sencilla. Cuando se proyecta un avión, este debe cumplir sus especificaciones iniciales y las normas de aeronavegabilidad aplicables en cualquier momento de la misión. Por ello el avión debe ser suficientemente bueno en despegue, en subida, en crucero o en aterrizaje; aunque alguna de estas fases suele estar especialmente optimizada. Por ejemplo, en aviones de alcance medio o largo, la de crucero es determinante y sesga el diseño a su favor.

Los aspectos medioambientales han irrumpido de forma brusca en los últimos tiempos, como condicionantes del proceso de diseño y del resultado final del mismo. Factores como el ruido o la contaminación son ahora claves que requieren su tratamiento propio. Estos factores se benefician de las mejoras aerodinámicas o de otro tipo que se traducen en disminución del empuje necesario o del consumo de combustible. También, por

haberse logrado atenuar mucho el ruido generado por los motores, la célula y los dispositivos hipersustentadores.

Regresando a la aviación militar, la capacidad de carga se ha convertido en el concepto más influyente, tanto por condicionar las dimensiones interiores (véase la figura 3 en lo que supone de polivalencia requerida) y exteriores del fuselaje, como por la alteración profunda de la arquitectura que exigen los puntos fuertes de amarre de cargas pesadas concentradas, o las formas externas de proa y cono de cola para carga y descarga, o el ala alta y la cola en T, entre otras manifestaciones concretas surgidas de este factor.

Por su parte, la robustez es consustancial con la utilización del avión en escenarios agresivos, poco preparados, y con la necesidad permanente de la máxima disponibilidad, aún después de daños estructurales o en los sistemas vitales ocasionados por los conflictos bélicos o por las propias condiciones extremas de utilización. La redundancia, la accesibilidad y concepción modular de los equipos para que puedan ser sustituidos por otros en perfecto estado en el mínimo tiempo posible, están detrás de la imprescindible eficiencia de la operación.

El coste de ciclo vital incluye la suma de todos los componentes de gasto relativos al avión, desde que se comienzan los estudios de viabilidad hasta que se aparta definitivamente de la línea de vuelo tras su vida en servicio. Abarca, pues, la repercusión de la parte no recurrente del proyecto (a dividir entre el número previsto de aparatos), más los gastos recurrentes del proyecto y de la fabricación, sumando todos los costes de operación durante los años de vida activa (tripulaciones, mantenimiento, reparaciones, combustible, etc, incluso incluyendo alguna modificación estructural, en equipos electrónicos o en planta propulsora para alargar la vida operativa), más los gastos asociados al desmontaje de equipos y sistemas cuando se da de baja la aeronave para el vuelo y su envío a un desguace o similar.

FASES DEL PROYECTO

El proyecto de un avión está constituido por tres fases de diseño más las de fabricación de componentes, subconjuntos y aeronaves y los ensayos en tierra y en vuelo correspondientes. En cuanto al diseño, las tres fa-

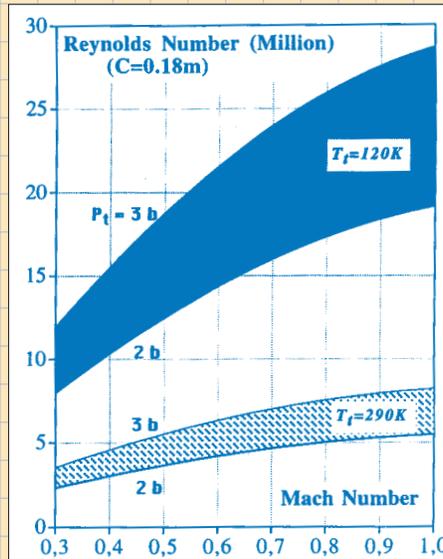


Figura 5. Envoltura de operación de un túnel criogénico

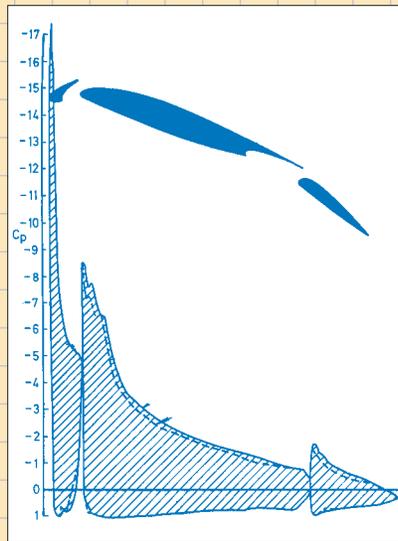


Figura 6. Distribución de presiones en un perfil aerodinámico con dispositivos hipersustentadores

ses son las siguientes: conceptual, preliminar y detallado. El diseño conceptual consiste en la creación de un cierto número de soluciones técnicas (configuraciones de aeronaves) que son definidas y luego contrastadas con métodos rápidos con el objetivo de elegir un número reducido de ellas para profundizar en su análisis. En el diseño preliminar las configuraciones seleccionadas son optimizadas y evaluadas, para dar paso a una que se considera la más apropiada teniendo en cuenta simultáneamente las especificaciones iniciales del proyecto, las normas de aeronavegabilidad aplicables, los factores clave citados en el apartado anterior, y los antecedentes existentes. El enfoque integrador o concurrente alcanza aquí su máxima expresión. Cuando se elige finalmente la solución se dice que la configuración está congelada. Hasta ese momento sólo se han definido magnitudes de tipo global o macrosómicas, pero en el diseño detallado se aborda la determinación de todas las variables físicas imaginables, en un grado de precisión que llega hasta la tolerancia de fabricación.

Cada fase de diseño tiene sus métodos y sus características. Así, en la fase de diseño conceptual se trabaja con métodos rápidos, sin mucha precisión, pues la mayor parte de las magnitudes son desconocidas. Dos ejemplos pueden ilustrar este punto. En primer lugar, una expresión sencilla que relaciona las variables principales que determinan la distancia de despegue de aviones dotados con turbo reactores:

$$S_{TOFL} = K_{TO} (W_{TO}/S) / (T_{TO}/W_{TO} * C_{Lmaxto} * \sigma) \quad (1)$$

donde S_{TOFL} es la distancia de despegue según normas, W_{TO} y T_{TO} son el peso máximo y empuje máximo antes de iniciar el despegue, S es la superficie alar, C_{Lmaxto} el coeficiente máximo de sustentación con los dispositivos hipersustentadores en la configuración de despegue, σ la densidad relativa correspondiente a la altitud a la cual se especifica la distancia de despegue y K_{TO} una constante empírica que se obtiene de correlaciones de aviones semejantes.

De la misma manera, hay una expresión sencilla y muy utilizada sobre el alcance, con base teórica y buena precisión, para explicar la influencia del diseño aerodinámico y otros factores. Para aviones dotados de turbo reactores es:

$$R = K \ln \left(\frac{(1-\beta) \text{MTOW}}{\text{OEW} + \text{PL}} \right) \quad (2)$$

donde $K = (V/C_j) * (L/D)$, R es el alcance, MOTW el peso máximo de despegue del avión, OEW el peso vacío operativo, PL la carga de pago, β un parámetro entre 0.06 y 0.1 que tiene en cuenta los consumos en fases que no son de crucero y el combustible necesario para reservas, V la velocidad de crucero, C_j el consumo específico de los motores en crucero, y L/D la eficiencia aerodinámica (sustentación dividida por resistencia). Obviamente \ln significa logaritmo neperiano. Cuanto mejor sea L/D para una velocidad dada, mayor será el alcance o menor será el combustible consumido para una distancia requerida. La presencia de una limitación al peso máximo de despegue, junto a la posibilidad de intercambiar parte de la carga de pago por combustible es lo que genera el diagrama carga de pago-alcance. Normalmente, en proporción, los aviones militares tienen más capacidad de carga en cortas distancias, mientras que los comerciales buscan el máximo alcance que les permita ofrecer rutas de alto interés sin escalas, como ilustra la figura 4.

LA INVESTIGACIÓN EN AERODINÁMICA

La Aerodinámica se ha desarrollado de forma rapidísima en la primera mitad del siglo XX. Según Von Karman ello se ha debido a una inusual colaboración entre científicos e ingenieros. El progreso ha abarcado a todas las ramas. Primero fueron los túneles aerodinámicos y las justificaciones teóricas de casi todos los fenómenos encontrados al volar. Luego han surgido otras ramas muy eficientes para completar y refinar el conocimiento y la capacidad de predicción. Para no abrumar al lector con infinitos datos y nombres, se han escogido unos pocos aspectos que reflejan muy bien el avance del conocimiento y las aplicaciones durante las últimas décadas.

Una primera muestra del impulso investigador es la puesta en marcha de los túneles criogénicos. En un túnel convencional es imposible reproducir al mismo tiempo el número de Reynolds y el número de Mach; con lo que o bien los fenómenos viscosos quedan enmascarados o son los transónicos los que no pueden ser debidamente estudiados. Sin embargo, en los túneles criogénicos el aire está a temperaturas bajísimas (120 K) y a presiones superiores a la atmosférica. Controlando adecuadamente la temperatura y la presión se pueden reproducir al mismo tiempo los números de Reynolds y Mach (ver la figura 5); aunque obviamente a un precio de operación bastante elevado. Ello no quiere decir en absoluto que la investigación clásica en

túnel se haya abandonado, pues sigue boyante en numerosos casos de estudio de flujo local, como se muestra en la figura 6.

Probablemente la disciplina que más ha cambiado en las últimas décadas en el mundo aeronáutico ha sido la aerodinámica computacional, también conocida por sus siglas CFD (Computational Fluid Dynamics). Es bien sabido que las ecuaciones generales con que se estudia el movimiento de los fluidos, las ecuaciones de Navier Stokes, son tan complejas que resultan casi intratables en la mayoría de los casos de interés. No existe solución general y constituyen uno de los puntos oscuros más duraderos de la Física, pero el advenimiento de los ordenadores y el aumento expansivo de velocidad de operación y de memoria ha hecho posible abordar problemas que parecían inalcanzables. En este entorno se han puesto a punto los "Euler solver" (códigos numéricos para resolver las ecuaciones de Euler) o los códigos que resuelven las ecuaciones de capa límite, entre otros. Para entender el enorme avance, la figura 7 presenta la discretización en paneles de un avión DC-10 utilizado para validar un código. Describir el campo

fluído alrededor de un avión como el de la figura 7 requería 40 minutos con un gran ordenador hace 15 años, y eso se puede hacer en menos tiempo hoy día con muchos ordenadores personales.

La investigación aerodinámica se ha centrado también en la reducción de la resistencia de fricción y de la resistencia inducida por los torbellinos de borde marginal de las

alas, responsables de casi el 50% y el 25%, respectivamente, en la fase de crucero de aviones de transporte. Respecto a la resistencia inducida, las aletas de borde marginal (winglets) se vienen empleando de forma habitual desde comienzos de los años 80, aunque su uso está principalmente indicado en largo alcance, pues el aumento de momento flector en el ala no lo justifica para rutas cortas. En cuanto a la reducción de la resistencia de fricción, se sabe que la capa límite laminar tiene coeficientes de fricción mucho menores que los de la turbulenta. De modo que si se consigue mantener la capa límite en estado laminar en una mayor superficie se logrará la reducción buscada. Por ello se han desarrollado perfiles de flujo laminar, sólo adecuados hasta velocidades medias. Para altas velocidades en subsónico se está investigando la succión de capa límite y otros procedimientos que buscarían controlar el flujo laminar en la capa límite en la máxima extensión de la superficie alar, fuselaje y superficies de cola. Las ganancias potenciales de esta tecnología son enormes, del orden del 25 al 30% en L/D , con lo que ello supone a tenor de la ecuación 2 mostrada anteriormente. ■

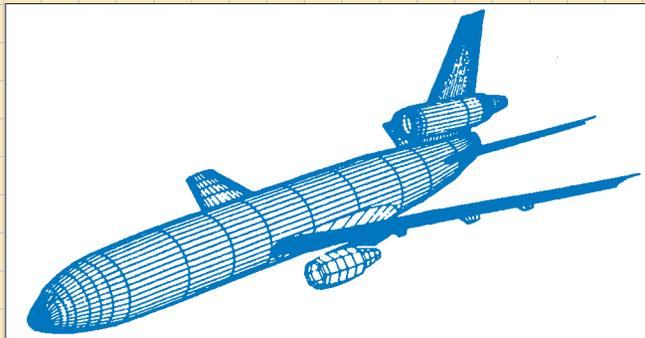


Figura 7. Discretización en paneles de un DC-10 para estudios de aerodinámica computacional