

# Aerodinámica y Control de Vuelo

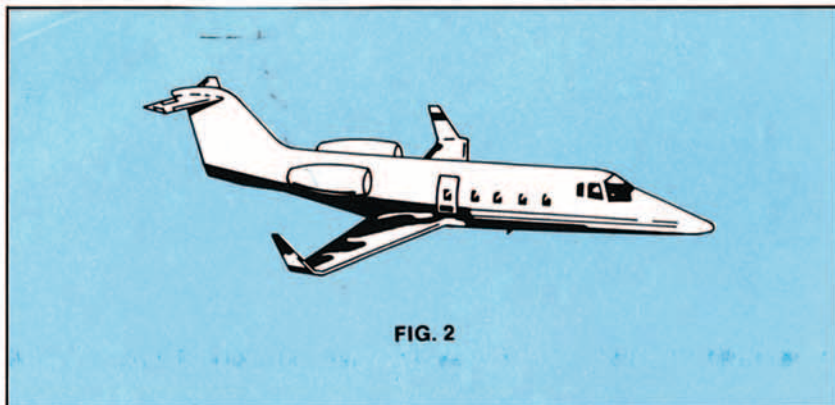
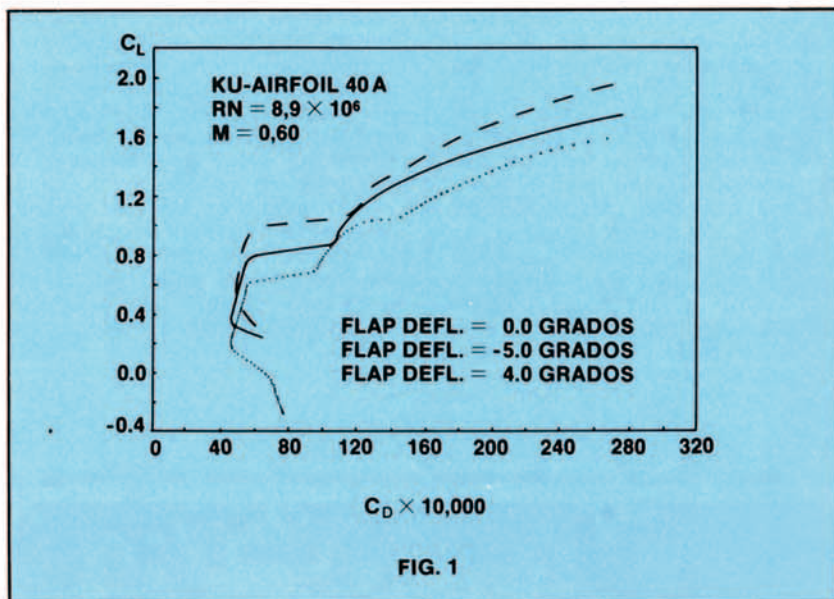
ANTONIO GOMEZ MORENTE,  
 Doctor Ingeniero Aeronáutico  
 Jefe de la Sección de Aerodinámica del INTA

**H**AN pasado más de ochenta años desde que se consiguió el vuelo con motor. El desarrollo del avión, desde aquellos primitivos artefactos de los hermanos Wright hasta las complejas y sofisticadas aeronaves actuales, ha sido verdaderamente espectacular. Paralelamente a este espectacular desarrollo del arte de la Ingeniería Aeronáutica, en el que la Aerodinámica ha tomado parte de un modo decisivo, la trayectoria de esta disciplina y, como consecuencia, la posibilidad de controlar el vuelo, también ha seguido una trayectoria asombrosa. Un científico de la categoría del alemán Helmholtz afirmaba, a finales del pasado siglo, que sería difícilmente posible que el hombre pudiese volar empleando su propia potencia muscular. Sin embargo, el 12 de junio de 1979 Brian Allen, pilotando y propulsando el Gossamer Albatros, lograba cruzar el Canal de la Mancha, consiguiendo el premio Kremer establecido para el primer hombre que realizase este vuelo con potencia humana.

Pero estos logros son mínimos si se los compara con las posibilidades de actuación y maniobrabilidad de un avión moderno de caza.

Con bastante frecuencia el progreso de la aerodinámica ha estado marcado por la necesidad de optimizar el proyecto de aviones; la adopción de criterios erróneos en esta optimización ha sido consecuencia de la falta de teorías aerodinámicas adecuadas o del uso no apropiado de ensayos en túnel y esto ha impulsado la investigación teórica y experimental como se ilustra en algunos casos que a continuación se describen.

Antes de que Prandtl realizara en 1915 ensayos en túnel en la Universidad de Gottingen, los datos disponibles de perfiles eran para números de Reynolds considerablemente más bajos que los alcanzados en vuelo real. Con números de Reynolds por debajo de 70.000 demos-



traban que la sustentación máxima y la relación sustentación-resistencia se incrementaban cuanto menor fuera el espesor del perfil y más agudo el borde de ataque. Consiguientemente, todos los cazas de la Primera Guerra Mundial tenían perfiles muy delgados (6% de espesor) y bordes de ataque muy afilados. Los

ensayos en túnel de Prandtl demostraron que, cuando los números de Reynolds se aproximaban al millón, los perfiles desarrollaban una mayor sustentación máxima y una mejor relación sustentación-resistencia cuanto mayor fuera su espesor y radio de borde de ataque. Sobre esta base se proyectó el Fokker D-7 con

un ala del 15% de espesor y un borde de ataque redondeado, lo que dió como resultado que tuviera excelentes características de pérdida que permitieron el desarrollo de nuevas maniobras de avión de caza y le proporcionaron ventaja en el combate.

En la Segunda Guerra Mundial, en varios aviones de caza se presentaba el desagradable fenómeno de un brusco aumento o inversión de la fuerza en la palanca, como si se la arrebatara de la mano al piloto, al realizar vuelos en picado. Este comportamiento adverso se producía como consecuencia de que a las altas velocidades alcanzadas, aunque fuesen subsónicas, aparecía una zona local supersónica en el borde de ataque del timón de profundidad si su parte anterior al eje de charnela sobresalía por arriba o por abajo de la superficie del estabilizador. Antes de que se encontraran estos artefactos del número de Mach se creía que esta disposición del timón era un método satisfactorio para reducir momentos de charnela y, por lo tanto, fuerza en la palanca. Los ensayos en túnel pudieron corregir estos errores de diseño sólo cuando se pudo ensayar al mismo

número de Mach de la escala real y los números de Reynolds (era imposible reproducir los de la escala real) sobrepasaron el valor de un millón.

También, hacia el final de la Segunda Guerra Mundial, se encontró que durante una maniobra de *tirón con alabeo* un avión de fuselaje esbelto podía desarrollar un momento de guinada que produjera ángulos de resbalamiento suficientemente grandes como para, en ciertos casos, ocasionar un fallo de la cola vertical. Esta maniobra no se podía predecir por las ecuaciones linealizadas convencionales. En 1948, utilizando ecuaciones no lineales de cuarto orden, se pudieron explicar los efectos de acoplamiento cruzado de inercia durante una maniobra de balanceo, viéndose que para cualquier fuselaje esbelto podía haber una velocidad de balanceo crítica que produjera oscilaciones peligrosas en cabeceo y guinada. Posteriormente, en 1961, se demostró que bajo ciertas circunstancias un avión inercialmente esbelto, de balanceo rápido, podía autorrotar en balanceo después que los alerones hubiesen vuelto a su posición neutra.

En 1966 ya se pudo utilizar un calculador digital para resolver las ecuaciones del movimiento, no lineales de quinto orden, descubriéndose que los ángulos de alerón que producían velocidades de balanceo cerca de las frecuencias naturales del avión sin balanceo daban como resultado magnitudes de resbalamiento y cabeceo indeseablemente grandes. En 1977 se demostró que, al disminuir linealmente  $C_{m\alpha}$  con  $\alpha$ , aparecían dos deflexiones críticas de alerón que producían violentas oscilaciones durante una maniobra de balanceo. Actualmente los programas para modernos calculadores de alta velocidad pueden resolver las ecuaciones completas no lineales del movimiento. Hay que observar que, aunque los términos de inercia de estas ecuaciones se pueden calcular con precisión, los términos aerodinámicos sólo se pueden estimar todavía mediante la aplicación cuidadosa de muchos ensayos en túnel y la utilización matemática, muy sofisticada, de la aerodinámica teórica. Esta estimación tiene que basarse en el entendimiento completo del comportamiento físico de la corriente, lo que sólo se consigue a través de la reali-



zación de determinados ensayos especiales de túnel.

Se ve, pues, cómo el progreso en las características de actuación, maniobrabilidad y control de vuelo, basadas en la aerodinámica, ha sido posible merced al perfeccionamiento de las instalaciones de ensayos y al incremento de las posibilidades de cálculo, habiendo problemas que han tardado años en resolverse y otros que aún están pendientes de que haya disponibles medios de cálculo y ensayos más potentes que los actuales.

## AERODINAMICA

Lo que la técnica aeronáutica requiere de la aerodinámica para obtener proyectos óptimos puede ser muy variable, en función del tipo de avión que se considere. Pero, fundamentalmente, cabe distinguir dos grandes áreas con objetivos específicos para hacer consideraciones sobre lo que supone y contribuye el progreso de la aerodinámica en la técnica aeronáutica. Por un lado, es la aviación militar en su faceta de aviones de combate la que

marca la pauta con sus exigencias de alcanzar superioridad en la investigación y aplicación de la tecnología punta aerodinámica. Por otro lado, la aviación de transporte, que incorpora los logros de la aviación militar y tiene sus requisitos específicos.

## Aviación de Transporte

Se engloban aquí, no sólo los aviones comerciales sino los de transporte militar que, en cierto modo, son versiones de aquellos.

Antes de la crisis de la energía, los esfuerzos dedicados a la investigación y desarrollo en Aviación Comercial se dirigían a conseguir velocidades cada vez más altas y a lograr reducidos recorridos de despegue y aterrizaje. Desde hace unos años los esfuerzos se concentran en reducir los costes operativos. Y la contribución de la aerodinámica a la reducción de estos costes se centra en la disminución de la resistencia. La incorporación de los materiales compuestos permite reducir la rugosidad de las superficies y, por consiguiente, la resistencia de fricción. Pero el punto más importante está

en el diseño del ala. La Aerodinámica Computacional ha aumentado la capacidad de diseño, permitiendo optimizar la forma del perfil y su distribución a lo largo de la envergadura.

En los aviones de baja velocidad, la tendencia es conseguir "corriente laminar natural", en gran parte de su superficie. La meta se cifra en un 40% de la cuerda para todas las superficies sustentadoras y en el primer 20% del fuselaje.

Existen perfiles como los de las series KU40A derivados del NASA M5 (1)-0317, que son adecuados para utilizar con flaps de crucero, cuyo objetivo es mantener  $C_{DMin}$  en todo el margen de  $C_L$  de crucero (fig. 1). Los flaps considerados en el gráfico de la figura se encuadran en el tipo Fowler.

En los transportes de más alta velocidad, la optimización de las superficies sustentadoras va por la consecución de las llamadas "alas supercríticas" cuyo mayor espesor y menor flecha suponen un ahorro de peso en la estructura del ala. Con relación a las alas convencionales, a igualdad de espesor, la supercrítica permite elevar la velocidad a que

CO 84

# Salvamento sin fronteras.

Desde el corazón de Tokio hasta las playas de Ipanema en Río, pasando por el Mar de China, nuestros agentes del salvamento están siempre presentes.

Le sorprenderá sin duda saber que nuestros helicópteros Ecureuil, Dauphin y Super Puma realizan cada año más de 4.000 operaciones de rescate en el mundo entero.

Una misión que nada tiene de excepcional, considerando que Aerospatiale es el primer exportador

mundial de helicópteros.

Construidos o montados en Francia y en numerosos países, los helicópteros Aerospatiale son mucho más que un símbolo de seguridad.

Así como Airbus y Ariane, constituyen el ejemplo patente de nuestra voluntad de cooperación internacional. Una voluntad en acción en todos los continentes, y en más de 100 países.



## aerospatiale

37, bd de Montmorency - 75781 Paris Cedex 16 - France

PEMA 2B

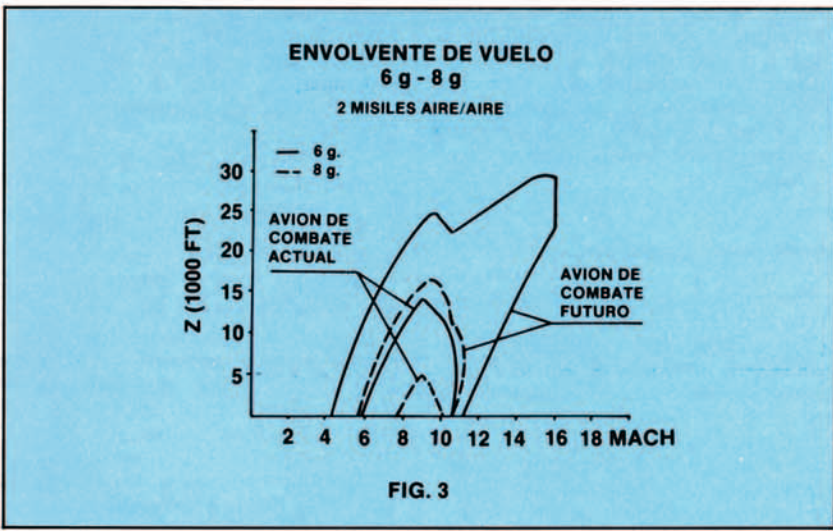


FIG. 3

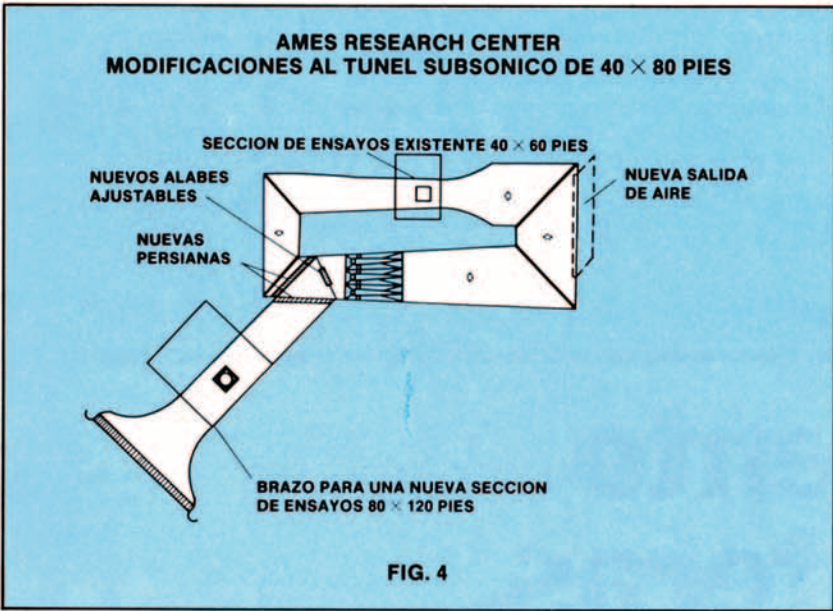


FIG. 4

aparece el Mach crítico o aumentar el alargamiento con la consiguiente disminución de resistencia. La actuación del ala se mejora si además se hace laminar la capa límite, bien mediante la forma geométrica del perfil, bien por succión o soplado, o por la mezcla de ambos.

Los winglets (fig. 2) o prolongaciones de punta de ala tienen por objeto disminuir la resistencia inducida.

Por fin asoman a la técnica otros métodos de reducción de resistencia, alguno de los cuales se podrá ver aplicado en aviones reales. La extensión de este artículo no permite su descripción más detallada, limitándose sólo a su enumeración. Tales son:

- Engrosamiento activo de capas límites, en particular la del fuselaje.

- Mezcla del chorro de salida del reactor en la región de presión negativa en el extradós del ala.
- Extremidades del ala con bifurcaciones múltiples.
- Enderizadores flotantes del torbellino de punta de ala.

**Aviación Militar**

La Aerodinámica de los modernos aviones de combate viene impuesta por los requerimientos que se exigen a estos aviones. En general un moderno avión de combate debe cubrir una amplia envolvente de vuelo (fig. 3), tener una maniobrabilidad asociada con un mínimo confort de vuelo y ser capaz de operar en pistas reducidas. Debe tener

también una alta capacidad de portar armamento y características de baja observabilidad. Frecuentemente las características de los aviones de combate en aerodinámica y mecánica de vuelo conducen a configuraciones que resultan contradictorias. El diseño para vuelo supersónico exige configuración limpia, con baja envergadura y superficie alar, para tener baja resistencia a sustentación nula. A velocidades subsónicas se necesita una alta eficiencia del conjunto ala-cola par producir baja resistencia inducida, elevada máxima sustentación y un buen comportamiento a altos ángulos de ataque; esto, normalmente, se traduce en mayores envergaduras, mayores superficies alares y una cuidadosa optimización de la zona del vértice del ala. La solución para armonizar algunos de estos requisitos contradictorios es hacer el avión inestable en cabeceo. Una configuración inestable, diseñada para las mismas actuaciones y bajo las mismas restricciones en mecánica de vuelo, será notablemente más pequeña que su correspondiente estable. Se puede alcanzar una reducción en la masa de combate (incluyendo combustible interno) de alrededor del 18%, un empuje necesario un 16% más bajo y una superficie alar reducida en un 18%. La cuestión sobre qué forma en planta del ala y qué tipo de estabilizador convienen dependen del tipo de avión, según sea un caza meramente subsónico, un subsónico-supersónico o un "supercruiser" cuyos requisitos predominantes de actuación y maniobra están en la región de alto número de Mach ( $M = 2.5$  a  $3$ ). En lo que sí hay acuerdo es en que no parece factible un avión de combate altamente inestable con configuración de ala en delta sin estabilizador. Algunos proyectistas han llegado a la conclusión de que un ala trapecial, con tracas ("strakes") de cierto tamaño, parece ser la mejor solución para un avión de combate. Sin embargo, los diseños más recientes de aviones de combate avanzados van a la solución de mejoras significativas va a única con timón.

La maniobrabilidad de los aviones que emplean tecnología convencional está llegando al límite. La obtención de mejoras significativas va a requerir el empleo de conceptos revolucionarios, como el de "supermaniobrabilidad".

Se entiende por tal la capacidad de ejecutar maniobras con resbalamiento controlado a ángulos de ataque por encima de la pérdida (maniobrabilidad postpérdida), juntamente con un aumento del margen de sustentación utilizable por el

avión y el aprovechamiento del "overshoot" de sustentación dinámica. Aquí hay un desafío a la tecnología aerodinámica que busca caminos para resolver estas cuestiones. El valor a ángulos de ataque por encima de la pérdida, manteniendo un campo de corriente bien controlado, requiere una tecnología novedosa en la aerodinámica a altos ángulos de ataque. La energización de los torbellinos que dominan el campo de corriente por algún medio, tal como el soplado para retrasar la rotura de los mismos, y nuevos métodos de decelerar el avión para almacenar la energía que en esta fase se disipa, son nuevas tecnologías que han de incorporar los futuros aviones.

rápidamente beneficiándose de los avances en la tecnología de los ordenadores y que, por otra parte, constituye una fuente principal para el desarrollo de esta tecnología por sus relevantes requisitos de cálculo.

Existen programas que en determinadas condiciones permiten abordar el cálculo de la configuración completa del avión, proporcionando datos puntuales y globales. Es posible, también, calcular interferencias de los distintos elementos.

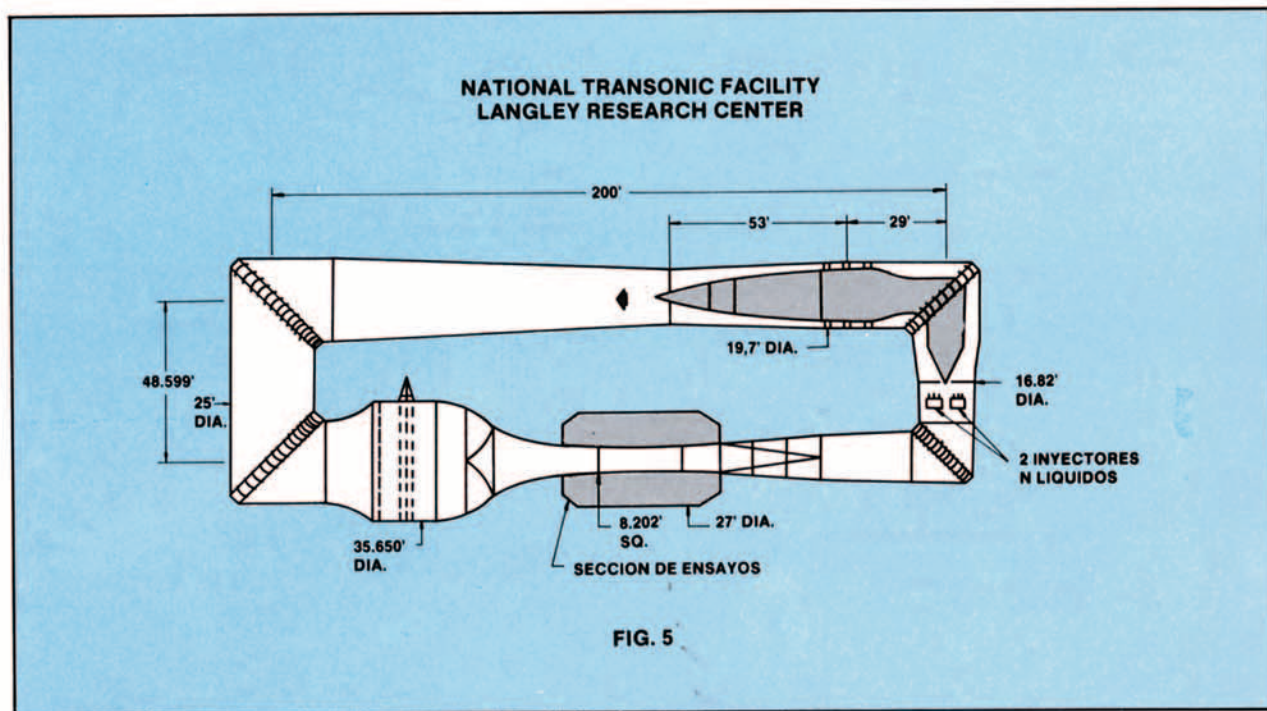
Los ensayos en túnel, que en el pasado se consideraron enfrentados a la aerodinámica computacional, constituyen un elemento esencial del proyecto aerodinámico del avión, aunque sí ha habido un significativo cambio.

generar los datos requeridos por las simulaciones de cualidades de vuelo, evaluación de actuación, análisis estructural, etc.

En el caso concreto del avión de combate existen tres áreas importantes en que los ensayos en túnel juegan un papel único:

- Caracterización del comportamiento a alto ángulo de ataque.
- Actuación de la toma del motor y distorsión de la corriente.
- Ensayos relativos a instalación, suelta, lanzamiento y disparo de cargas exteriores.

En la tecnología actual de túneles hay dos hechos que marcan la evolución y los requisitos con que definir las nuevas instalaciones. Por un



### Medios de diseño en Aerodinámica

Los procesos de optimización en diseño están alcanzando altos niveles gracias al considerable y continuo crecimiento de los medios de proyecto y desarrollo. En Aerodinámica, estos medios se reducen fundamentalmente a dos:

- Aerodinámica Computacional como parte de CADE (Computer Aid Design Engineering).
- Aerodinámica Experimental (Túneles Aerodinámicos).

La Aerodinámica Computacional es una disciplina que evoluciona

La Aerodinámica Computacional facilita una criba y optimización de configuraciones en las muy preliminares etapas de proyecto. De las configuraciones seleccionadas se hace un número relativamente reducido de modelos que, ensayados en túnel, facilitan la comprobación precisa y la validación de diversas soluciones, siendo posible la selección final dentro de plazos aceptables.

Este proceder demuestra que la aerodinámica experimental y la computacional no deben ser disciplinas competitivas sino complementarias en todas las etapas del proyecto.

Los ensayos en túnel son importantes para identificación de las características del avión, después de congelar la configuración, y para

lado, la necesidad de reproducir al máximo las condiciones de vuelo real, particularmente en lo que se refiere a  $n.º$  de Mach y  $n.º$  de Reynolds. En segundo lugar, la creciente confianza en los ensayos en túnel en el desarrollo de un proyecto que hace que, de las aproximadamente 100 horas que se necesitaron para el DC-3, se haya pasado a mucho más de las 100.000 para el Space Shuttle.

El primer hecho ha llevado a la construcción de túneles gigantescos con su máxima expresión, para el régimen subsónico, en el Túnel de Ames en NASA (fig. 4), cuyas medidas y velocidad se pueden apreciar en la figura. En Europa esta idea, con más modestia, ha sido plas-

mada en el Túnel Germano-Holandés, y el FA-1 francés. En alta velocidad, la gran preocupación de los aerodinámicos, durante muchos años, ha sido el régimen transónico. La verdadera simulación, en este régimen, de números de Reynolds de escala real no ha sido posible hasta la aparición de los túneles criogénicos. Es el alto coste lo que impide la construcción de túneles convencionales a escala natural en el régimen transónico. En el túnel criogénico los números de Reynolds elevados se consiguen mediante bajos valores de la viscosidad cinemática, obtenibles al conseguir grandes

zación, tanto en su funcionamiento como en la adquisición-reducción de datos. Son instalaciones altamente informatizadas en las que los ordenadores manejan la adquisición y reducción de datos, el control del túnel y del modelo, la manipulación de la base de datos, las comunicaciones y el monitorizado de la instalación. Las velocidades de adquisición de datos son de varios miles de puntos por segundo.

**Control de vuelo**

Es curioso comprobar cómo la

yecto de un moderno avión de combate, el consiguiente uso de las tecnologías ACT (Active Control Technology) y CCV (Control Configured Vehicle) sea algo obligado.

También en los modernos aviones de transporte la gran sofisticación que los sistemas ha alcanzado para hacer frente al aumento en las actuaciones del avión y en la envolvente de vuelo, ha conducido a que las oficinas de proyecto reconsideren completamente la situación y deriven a aplicar a los grandes aviones de transporte el sistema "Fly-by-Wire".

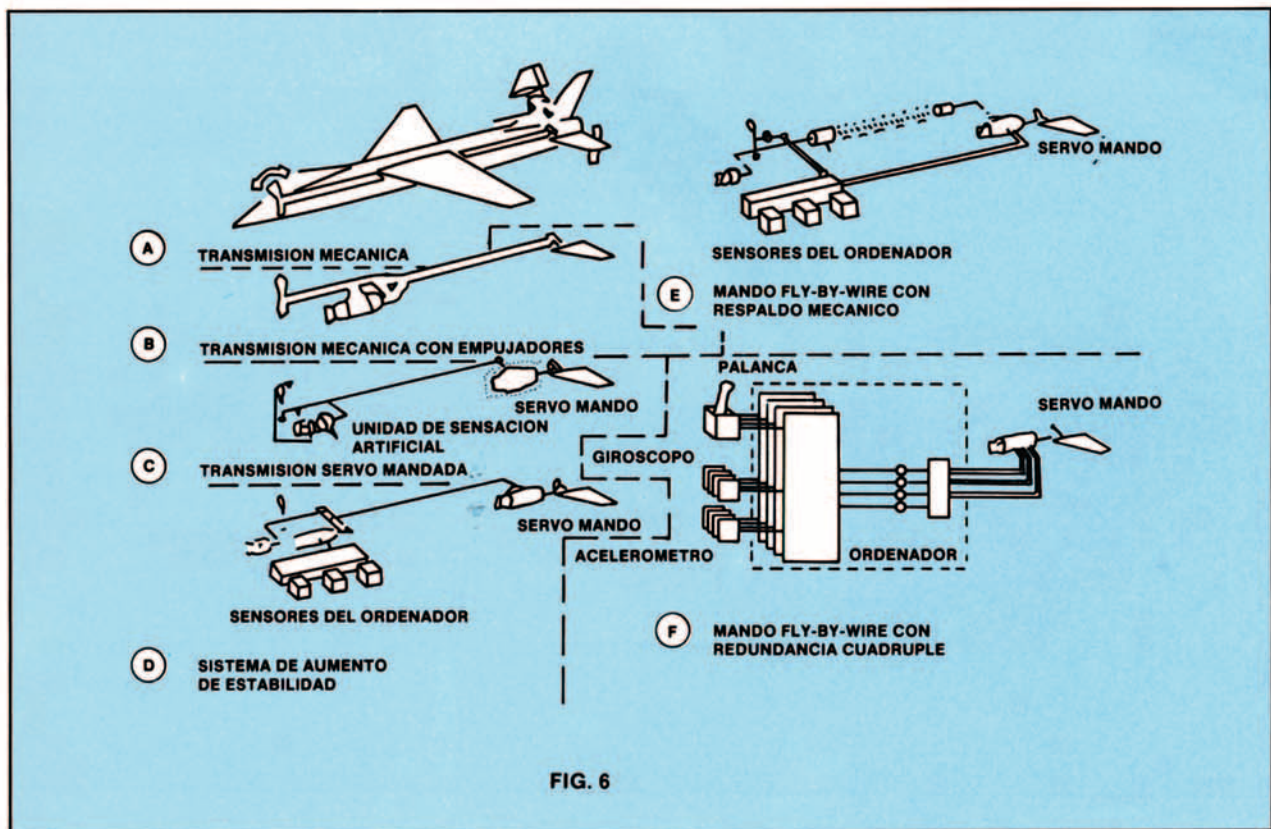


FIG. 6

enfriamientos del fluido de trabajo. Manifestación típica de este tipo de túnel es el National Transonic Facility de NASA en Langley, (Fig. 5) que puede funcionar en el modo convencional y en el criogénico, en el que se inyectan y gasifican 1.200 libras por segundo de nitrógeno líquido, en Europa es el ETW (European Transonic Wind Tunnel), cuyo elevado coste ha precisado la asociación de cuatro países (Alemania, Francia, Gran Bretaña y Holanda).

La enorme cantidad de ensayos que se exige de estas instalaciones en poco tiempo, ha llevado a que tengan un alto grado de automati-

evolución tecnológica sufrida por los sistemas de mandos de vuelo a lo largo del tiempo queda, en el momento presente, como fotografiada en la aplicación de estos sistemas a la extensa gama de tipos de avión, desde los ultraligeros hasta los ultramodernos de combate. En la fig. 6 se muestra una gradación de los sistemas de mando, que se corresponde con la evolución sufrida. Es evidente que el sistema más sofisticado es consecuencia de los extremadamente altos requerimientos de actuaciones y maniobrabilidad, dentro de una extensa envolvente de vuelo, que conduce a que, en el pro-

La tecnología de control activo (ACT) ya es una realidad, para este tipo de aviones, en cuanto a:

- Estabilidad relajada.
- Atenuación de cargas.

El conseguir poder retrasar la posición extrema del centro de gravedad del avión más allá del límite normalmente establecido por consideraciones de estabilidad permite reducir considerablemente el tamaño del estabilizador horizontal o da la posibilidad de incorporar nuevas características de maniobrabilidad, no familiares hasta ahora.

La atenuación de cargas, de manio-

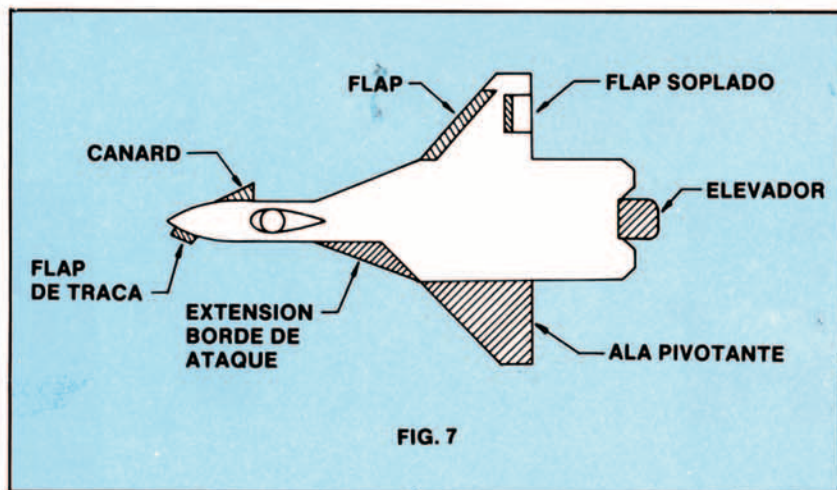


FIG. 7

bra o de ráfaga, hace posible sustanciales ahorros en el peso del ala.

Estos progresos en la aviación comercial no son sino la aplicación de los sistemas desarrollados y experimentados en la aviación militar. El sistema de Mandos de Vuelo de los modernos aviones de combate se diseña en la actualidad, con redundancia múltiple para tener la seguridad de soportar más de un fallo sin poner en peligro al piloto o al avión.

El control simultáneo de varias superficies (por encima de 15) y mandos de motor se lleva a cabo mediante procesadores que alojan el software de vuelo que facilita al piloto volar un avión inestable y, por lo tanto conseguir una maniobrabilidad "carefree" y una "agilidad" aumentada.

El sistema de mandos de vuelo se completa con unidades sensores del movimiento del avión (AMSU), calculadores de datos del aire y unidades de impulsión de los actuadores de las superficies de mando. La conexión de todas estas unidades a los procesadores de mandos de vuelo se hace mediante "data buses" digitales.

Las funciones que cumple un moderno sistema de mandos de vuelo en un avión de combate se resumen en:

- Control de la estabilidad de los tres ejes.
- Limitación automática de vuelo.
- Control de la configuración.
- Atenuación de ráfagas.
- Modo de aproximación.
- Mando de alto ángulo de ataque.

- Mando directo de fuerzas.
- Supresión activa del flutter.

En el avión del futuro al que se aplique el nuevo concepto, ya mencionado, de "supermaniobrabilidad" se van a requerir mandos energéticos en los tres ejes a todos los ángulos de ataque. Es posible que haya que cambiar la situación clásica de los mandos de vuelo convencionales para que siempre puedan operar en un campo de corriente favorable, particularmente a altos ángulos de ataque.

En la figura 7 se ilustran posibles soluciones de mandos de vuelo. El vuelo a muy altos ángulos de ataque ocurrirá a bajas presiones dinámicas que hace inefectivas a las superficies de mando convencionales, particularmente cuando se hallan sumergidas en corrientes desprendidas. Son, entonces, necesarias grandes superficies aerodinámicas de mando, tales como alas pivotantes.

Los flaps de traca ("starke flaps") pueden utilizarse para alterar todo el campo de corriente alrededor del avión con objeto de poder mandar a bajas presiones dinámicas.

La energización de campos de corriente para retrasar la ruptura de torbellinos es otra posibilidad de obtener más autoridad en el mando a muy baja presión dinámica.

El problema para integrar este tipo de fuerzas de mando en un sistema de mandos de vuelo completo es la elevada no linealidad de las mismas. Por todo ello, cualquier programa de desarrollo de esta tecnología constituye una compleja aventura. ■

## Efemérides aeronáuticas

**NOVIEMBRE.** El día 3 de este mes del año 1792, tuvo lugar la primera ascensión en globo cautivo, tripulada, llevada a cabo en España. Fue realizada en Segovia por dos oficiales del Real Colegio de Artillería en aquella ciudad.

El globo tenía 45 pies de diámetro y 93 de altura, "siendo su figura como la de una bota de vino"; estaba calculado para que pudiera elevarse a una altura determinada, "no tanta que no permitiera descubrir ni registrar el campo enemigo con comodidad", y disponía de registros y válvulas manejados desde el suelo por medio de cuerdas, para no permitir una elevación superior a 500 yardas.

El éxito de las pruebas se confirmó el 14 de aquel mes, al efectuar en El Escorial una demostración ante el Rey, sobre la que el conde de Aranda escribiría: "Mereció todo la aprobación de S.M. cuya real mano besaron (los aeronautas) y yo logré la mayor satisfacción en el feliz éxito, por haber sido el móvil del experimento y franqueado los medios de su ejecución".

LARUS BARBATUS