

LA MECANICA DE FLUIDOS Y LA TECNOLOGIA AEROESPACIAL (*)

Por Gregorio MILLAN BARBANY
Doctor Ingeniero Aeronáutico

Hace medio siglo, cuando la Escuela Superior Aerotécnica se disponía a formar los cuadros de Ingenieros especializados en la más representativa de las Tecnologías de nuestra época, la aviación celebra sus Bodas de Plata, y lo hacía capitalizando en misiones de paz y progreso la madurez que alcanzó con la dura prueba de fuego de la Gran Guerra del 14.

Unos pocos datos permitirán apreciar, como umbral de esta exposición, el punto en que se encontraba la Aeronáutica mundial por aquellos días y al hacerlo sorprende comprobar el alto nivel que había alcanzado, en una sola generación una tecnología tan difícil como ésta.

Desde algunos años antes, eran ya realidad generalizada en muchos países el transporte aéreo postal y el de viajeros, en líneas regulares, a cuyo efecto existían a ambos lados del Atlántico, del orden de un centenar de Compañías dedicadas a estos fines, entre las que se incluían no pocos de los nombres más prestigiosos que hoy nos son familiares.

Práctica habitual de tales servicios eran los vuelos con instrumentos, de noche o a causa del mal tiempo y comenzaban a florecer rápidamente los aeropuertos y las ayudas a la navegación.

Aún cuando la velocidad de crucero de aquellos aviones era inferior a los 200 Kms. por hora, el «record» de velocidad, impulsado por competiciones internacionales entre las que la Copa Schneider alcanzó un prestigio singular, se aproximaba a los 500 Kms. por hora y si bien el techo operativo se hallaba situado entre los 4.000 y los 4.500 metros, el «record» de altura, del orden de los 12.000 metros, penetraba en la estratosfera.

(*) Conferencia pronunciada por el autor con motivo de los actos conmemorativos del Cincuentenario de la Ingeniería Aeronáutica. Madrid, 16 diciembre 1978.



La potencia de los motores, salvo casos excepcionales, no pasaba de los 500 C.V. y se empezaba a extender el uso de los mecanismos de sobrealimentación que permitían mantener la potencia en altura.

En las estructuras se hacía extenso uso de la construcción metálica en acero y en duraluminio, combinados frecuentemente con la madera y la tela; se habían empleado ya esporádicamente trenes de aterrizaje retráctiles, si bien su generalización deberá esperar varios años y también se utilizaban por entonces algunos dispositivos hipersustentadores para disminuir la velocidad en aterrizaje.

Los aviones más grandes de la época, a excepción de casos aislados de gigantismo, podían transportar como máximo hasta una veintena de pasajeros y al igual de lo que ocurría con las Líneas Aéreas, entre las firmas constructoras de entonces se encuentran también los nombres de los más prestigiosos fabricantes de ahora.

Por último, eran los tiempos de los grandes «raids» transcontinentales y transoceánicos, en cuyo cuadro de honor se inscribieron nombres gloriosos de pilotos y navegantes españoles, quienes, fieles una vez más a la vocación histórica de nuestro país, contribuyeron destacadamente a abrir nuevas rutas por el aire.

Aún cuando la Astronáutica debía de esperar todavía una generación para convertirse en realidad, por aquellas fechas se empezaba a experimentar, a ambos lados del Atlántico, con los motores cohete de combustible líquido, sistema de propulsión reconocido desde comienzos de siglo como indispensable para aquélla.

En Estados Unidos, el Prof. Goddard trató de desarrollar esta difícil tecnología para aplicarla a operaciones de sondeo de las capas superiores de la atmósfera, y sus trabajos conducirían, años después, al célebre cohete WAC corporal.

En Alemania, donde el tratado de Versalles impuso severas limitaciones al desarrollo de la Aviación con motor, se dio un gran impulso al vuelo con veleros y a la propulsión con cohetes para su empleo en viajes espaciales, merced a los trabajos del Prof. Oberth y de su grupo de colaboradores, entre los que se incluía el legendario Von Braun, lo que condujo, años más tarde, a la creación del centro militar de Penemunde, de donde salieron las célebres bombas cohete V-2, que están en la base de los cohetes gigantes de nuestros días. Por cierto que la casa OPEL realizó por entonces, con éxito, ensayos de propulsión en tierra con motores cohete, sobre pistas de deslizamiento, y estudió su aplicación a la propulsión aeronáutica.

La nueva Tecnología Aeronáutica, que se estaba configurando en la forma descrita, era, fundamentalmente, el fruto de la integración de tres técnicas, dos de ellas inicialmente desarrolladas con muy distintos propósitos: la Tecnología de Estructuras, la de Motores y la Aerodinámica Aplicada.

Pero al aplicar las posibilidades de estas técnicas al desarrollo de la Aeronáutica fue preciso tener muy en cuenta las exigencias específicas de la aviación, donde los fallos operativos son a menudo catastróficos y la viabilidad de las soluciones se enmarca, casi siempre, entre límites muy estrechos determinados por los requerimientos de la seguridad de funcionamiento y de la economía de peso.

En particular, del éxito alcanzado por el requerimiento de seguridad da idea el hecho de que el índice de riesgo por pasajero km., en las líneas aéreas, sea hoy un orden de magnitud menor que hace una generación y tenga valores análogos a los de las líneas de autobuses y ferrocarriles (1), es decir, unas quince veces menor que el de los automóviles.

Y no me parece ocioso poner aquí de manifiesto hasta qué punto la vigencia de aquellos dos requerimientos se ha hecho nuevamente patente, en términos realmente dramáticos, con la conquista del espacio que se inició hace una veintena de años y que, superada ya en gran parte la fase exploratoria en el entorno de nuestro planeta, se dispone con los nuevos proyectos actualmente en construcción, a entrar en una etapa de explotación utilitaria, como viene ocurriendo desde hace algunos años en los campos de las comunicaciones; de la exploración de la Tierra; de la previsión meteorológica; de la navegación y de las aplicaciones militares, sin perjuicio de proseguir las misiones de exploración científica de otros planetas, como la que se ha iniciado precisamente en estos días en torno a Venus.

Las exigencias mencionadas han conferido a la Ingeniería Aeronáutica, desde sus orígenes, el carácter de una Tecnología Límite, al verse obligada al uso sistemático de las más avanzadas posibilidades que han ofrecido en cada momento las diversas técnicas que en ella concurren.

Lo cual equivale a decir, naturalmente, que la Tecnología Aeroespacial ha promovido fuertemente el desarrollo y la innovación de todas las Técnicas que la integran, tales como la Aerodinámica, los sistemas de propulsión, las estructuras, los materiales, los sistemas de comunicación, los Aeropuertos, etc.

Para ilustrar esta situación me parece que el esfuerzo por la conquista del espacio proporciona un ejemplo arquetípico del arrastre que la Tecnología Aeroespacial ejerce sobre otras muchas ramas de la Ingeniería, a las que después recompensa con las nuevas posibilidades y apli-

caciones que su desarrollo incorpora al fondo común de la Técnica.

Si se desea concretar la cuestión en un caso típico de la máxima actualidad, creo que entre los proyectos Aeroespaciales que se están desarrollando en estos momentos ninguno ilustra tan claramente el tirón tecnológico como el del transbordador orbital o «lanzadera» (2), con el que se pretende sustituir las cápturas espaciales que sólo se pueden utilizar una vez, por un vehículo de uso repetido que permita colocar en órbita, en una base espacial, o rescatar de ella una carga útil, material y humana, de 30 Tm., despegando verticalmente mediante la propulsión por cohetes y aterrizando horizontalmente en vuelo planeado.

Se trata de un proyecto que se inició en 1962, cuyos primeros ensayos se efectuarán en 1979 y que será operativo al comienzo de la próxima década. Su costo excederá de los 3.000 millones de dólares y con él se iniciará una nueva etapa en las aplicaciones civiles (3) y militares (4) de la Tecnología Aeroespacial (5).

Si se tiene presente la extrema severidad de las condiciones operativas a que se ve sometida una aeronave espacial al penetrar en la atmósfera densa durante su retorno a la tierra, a la velocidad orbital de 8 Km/seg., tanto por lo que respecta a los esfuerzos que soporta como a los problemas de control y gobierno y, sobre todo, al flujo de calor a que se ve sometida su superficie, como consecuencia del calentamiento del aire que la rodea, se puede apreciar la magnitud de los problemas que hay que resolver para que el transbordador espacial no resulte irreversiblemente dañado y quede en condiciones de nueva utilización, aparte de toda la complejidad que introduce en el conjunto del sistema espacial esta forma de operar llena de nuevas posibilidades.

Claro es que una situación tecnológica como la que acabamos de describir ha exigido desde los primeros momentos sistemas de enseñanza propios, que permitiesen tratar la especialidad de acuerdo con sus necesidades específicas, así como disponer de Centros de Investigación Científica Aeroespacial, dotados de los cuantiosos medios materiales y humanos que el desarrollo de esta tecnología requiere.

Por ello, la enseñanza de la aplicación de las Técnicas mencionadas y de otras relacionadas con ellas, así como los fundamentos científicos del vuelo, dio lugar, ya durante la primera década de nuestro siglo, es decir, apenas nacida la aviación, a la creación de una especialidad Aeronáutica en diversos Institutos y Universidades de Europa y Norteamérica, cuyo desarrollo posterior ha sido verdaderamente espectacular (6), así como a la fundación de sociedades profesionales de Ciencias Aeronáuticas, algunas de las cuales han alcanzado renombre universal, y al establecimiento de Centros Oficiales y Privados de Inves-

(1) R. D. Kelly: «Our Amazing Air Transportation System». J. Aircraft, 1977, pág. 1.157.

(2) E. S. Love: «Advanced Technology and the Space Shuttle». *Astronautics and Aeronautics*, Feb. 1973, pág. 30. B. Z. Henry y J. P. Decker: «Future Earth Orbit Transportation Systems. Technology Implications». *Astr. Astr. Sept.* 1976, pág. 18.

(3) F. R. Steven y Ch. Reinhold: «Spacelab Shaping. Space Operations Planning». *Astr. Aer. Feb.* 1976, pág. 46. Ch. J. Daros, R. F. Freitag y R. L. Kline: «Toward Large Space Systems». *Astr. Aer. Mayo*, 1977, pág. 22. J. Bekey: «Integrating Space Developments: 1980-05». *Astr. Aer. Feb.* 1978, pág. 50.

(4) R. W. Johnson, C. S. Jund y W. J. Neimann: «Advanced Space Programs: Transition of the Space Shuttle». *Astr. Aer. Sep.* 76, pág. 32.

(5) «Outlook for Space». NASA, SP-386, 1976.

(6) A. D. Young: «The Changing Pattern of Aeronautical Engineering Education». *Proc. 4th Congress Intern. Coun. Aer. Sci.* Spartan Books Inc. Washington, 1965.

tigación y Desarrollo Aeroespaciales (7), cuyos recursos superan a los que requiere cualquier otra clase de Tecnología.

En particular, por lo que respecta a nuestro país, el primer Aeródromo, en Cuatro Vientos, data de 1910; la Escuela Nacional de Aviación se fundó en 1913; el Centro de Estudios de Cuatro Vientos, en 1921; la Escuela Superior Aerotécnica, en 1928, y el primer vuelo comercial, de la Compañía CLASSA, tuvo lugar en mayo de 1929, de Madrid a Sevilla, con dos tripulantes y dos pasajeros. Por cierto que esta Compañía y su sucesora LAPE, predecesoras de IBERIA, fueron llamadas Compañías Blancas, por ser las únicas sin accidentes en un período de siete años y con una intensidad de tráfico normal para la época.

Vista así de esquemáticamente la situación de aquellos días, creo que ante este auditorio carece de justificación poner de manifiesto el nivel de desarrollo alcanzado hoy por la Tecnología Aeroespacial.

Pero seguramente no está de más recordar, en cambio, algunos de los grandes hitos del proceso, referidos específicamente a las aeronaves y sus sistemas de propulsión, así como algunos de los grandes objetivos que polarizan en estos momentos el esfuerzo hacia el futuro.

La consideración de tales ideas, desde una perspectiva fundamentalmente aerodinámica, constituye el objeto específico de lo que pretendo exponer a ustedes a continuación.

Al abordar el análisis de los problemas aerodinámicos que plantea el movimiento de los vehículos aeroespaciales, lo primero que hay que considerar, evidentemente, es la naturaleza del medio fluido en que aquél tiene lugar: es decir, de la atmósfera.

Creo, a este respecto, que ninguna otra necesidad del hombre ha promovido un estudio tan exhaustivo y pormenorizado de la composición, características y fenómenos de la atmósfera como la Tecnología Aeroespacial, pero me parece que ni ninguna otra Tecnología ha aportado tampoco medios tan poderosos y eficaces como ella para llevar a cabo tales trabajos, incluidas las observaciones y mediciones directas en el empleo de globos, aviones, cohetes de sondeo y satélites artificiales. Como consecuencia de todo lo cual, hoy se dispone de un conocimiento muy completo de la estructura y comportamiento del medio fluido en cuyo seno se desenvuelve la actividad aeroespacial (8), desde las zonas más densas, próximas a la tierra, hasta el espacio exterior a la misma.

Por otra parte, las dos magnitudes que definen las características básicas del movimiento de un vehículo aeroespacial en el seno de la atmósfera son, naturalmente, la altura y la velocidad de vuelo, y el conjunto de todas las combinaciones posibles de ambas, en el marco de la Tecnología Aeroespacial disponible, determina un «corredor de vuelo» (9), que tiene como límite superior de velocidad la orbital de las aeronaves y como límite superior de altura aquella en que la presión dinámica se hace insensible para esa velocidad, a causa del enrarecimiento del aire.

(7) Una descripción muy amena de cómo eran las cosas entre los científicos de la NACA Langley Field, hace medio siglo, ha sido proporcionada por uno de los aerodinámicos más famosos de dicho establecimiento. R. T. Jones: «Recollections From an Earlier Period in American Aeronautics». Ann. Rev. Fluid Mech., 1977, pág. 1.

(8) U. S. Standard Atmosphere, 1976, U. S. Government Printing Office, Washington, D. C.

(9) W. C. Walter: «A Quantitative Analysis of the Characteristics and Limitations of Aerodynamic Flight Within the Atmosphere». Aero/Space Engineering, 1959.

De aquellas dos magnitudes básicas, la altura influye aerodinámicamente por el enrarecimiento del aire, el cual, cuando es muy grande, da lugar a comportamientos especiales que estudia la rama de la Mecánica de Fluidos que un día se llamó pretenciosamente Superaerodinámica (10) y a la que hoy se denomina con más propiedad Mecánica de Gases Enrarecidos (11). ciencia cuyo intenso desarrollo durante las dos últimas décadas debe mucho a los requerimientos de la Tecnología Espacial.

El parámetro que mide el grado de enrarecimiento del aire es el llamado número de Knudsen que compara la distancia media entre las moléculas del gas, el llamado «camino libre medio molecular», con una longitud característica del vehículo que se mueve en el seno de aquél. Cuando la relación entre ambos es insignificante, como ocurre en la atmósfera densa donde el camino libre medio es de una diezmilésima del milímetro, se puede ignorar la composición discreta del aire y considerarlo como un medio continuo. En el otro extremo, si el número de Knudsen es grande, como ocurre en la atmósfera exterior, la interacción de una molécula con otra es despreciable frente a las de éstas con el obstáculo y se está en el régimen llamado molecular libre, cuyo tratamiento matemático se ve muy facilitado por aquella condición. En una zona intermedia, ambas interacciones son igualmente importantes y se está por ello ante un caso de difícil tratamiento matemático.

Por último, el régimen de gases enrarecidos empalma con el de un medio continuo mediante una zona llamada de corrientes deslizantes, porque lo que varía entonces es la condición de contorno entre el gas y la superficie del vehículo.

Una idea de la evolución del nivel de enrarecimiento con la altura la puede dar el dato de que a 100 Km., el camino libre medio molecular es de varios centímetros, lo que nos sitúa en la zona intermedia para la mayoría de los problemas Aeroespaciales, mientras que a 200 Km. es ya superior a los 100 m., con lo que se está ya, claramente, en el régimen molecular libre.

Por lo demás, y desde el punto de vista Aeroespacial, el vuelo en altura interesa para situarse por encima de la localización de los fenómenos meteorológicos que tienen lugar en las capas inferiores; por la menor potencia requerida para el vuelo a cotas elevadas y por razones científicas y militares. Pero su conquista ha obligado a resolver problemas difíciles como el de la sobrealimentación de los motores alternativos; el del restablecimiento de la presión y temperatura normales en el interior de las cabinas de los aviones, que se puso en práctica al final de la Segunda Guerra Mundial, y el empleo de motores cohete en las aplicaciones aeroespaciales.

Volviendo al corredor de vuelo, el límite superior de velocidad de la atmósfera está determinado por el calentamiento del aire producido por el paso del vehículo y desde el punto de vista Aerodinámico el factor determinante de las características del proceso es, como se sabe, la relación entre la velocidad del movimiento y la velocidad del sonido en el aire, es decir, el número de Mach.

Si la velocidad de vuelo es inferior a la mitad de la velocidad del sonido, como ocurriría en la aviación clásica anterior a la Segunda Guerra Mundial, los efectos aerodinámicos de la comprensibilidad del aire son insignifican-

(10) A. F. Zahm: «Superaerodynamics». Jour. Franklin Inst. 1934, pág. 153. H. S. Tsien: «Superaerodynamics, Mechanics of Rarefied Gases». Jour. Aer. Sc. 1946, pág. 653.

(11) V. P. Shidlovsky: «Introduction to Dynamics of Rarefied Gases». Elsevier Nueva York, 1967.

tes y éste puede tratarse como un medio de densidad constante, lo que introduce un factor de simplificación esencial en el tratamiento matemático de tales situaciones, circunstancia que contribuyó a facilitar mucho la resolución de los problemas de la Aerodinámica clásica. Es el llamado régimen incomprensible.

Sin embargo, ya en este régimen empezaron a aparecer problemas especiales al ir aumentando la velocidad, derivados del hecho de que el avión no es un cuerpo rígido y se deforma por efecto de las fuerzas aerodinámicas, lo que a su vez influye en éstas. El estudio y tratamiento de esta interacción dio lugar, desde muy temprano, al nacimiento de una nueva Ciencia aplicada en la frontera entre la Aerodinámica, la Mecánica y la Teoría de las Estructuras; la Aeroelasticidad (12), que hubo de ocuparse de problemas como el flameo, la divergencia, la pérdida de rendimiento e incluso la inversión de mandos, el efecto de las ráfagas, etc., con métodos teóricos y experimentales propios, cada vez más importantes y sofisticados. Esto ha sido así a tal punto que, desde hace tiempo, el comportamiento aeroelástico es uno de los factores limitativos básicos en el proyecto de aviones y vehículos aeroespaciales. Una nueva técnica para el control de estos fenómenos, que tendrá influencia creciente en los futuros proyectos, es el empleo de los sistemas llamados de «control activo», que los recientes progresos de los ordenadores electrónicos están empezando a hacer posible (13).

Por otra parte, la gran importancia que han adquirido estos fenómenos al aumentar la velocidad, ha complicado muy sustancialmente la naturaleza de los problemas aerodinámicos a resolver, al poner un gran acento en los efectos de los movimientos no estacionarios, bien sea oscilantes como en el flameo o de carácter transitorio como en el efecto de las ráfagas (14).

En el otro extremo del espectro de velocidades está el problema de la velocidad mínima de vuelo, importante para el aterrizaje y otras maniobras y que está determinada por el coeficiente de sustentación máximo que puede conseguir el avión, el cual aparece limitado por el desprendimiento de la corriente, en la cara superior de las alas. Se trata de uno de los problemas más difíciles de investigar de la Aerodinámica, por lo que hasta muy recientemente ha sido inevitable proceder empíricamente por la vía experimental. Sin embargo, desde hace algún tiempo se dispone de métodos teóricos de tratamiento (15) que permiten diseñar científicamente perfiles de ala con las distribuciones de presiones adecuadas para demorar considerablemente el desprendimiento y obtener coeficientes de sustentación mucho mayores que los clásicos. Aparte de las aplicaciones propiamente aeronáuticas, tales perfiles encuentran otras utilidades, como por ejemplo, en las aletas de los coches de carreras, para adherirlos al suelo.

Independientemente de esto, como ya se ha dicho, desde muy pronto se reconoció la ventaja de emplear dis-

positivos hipersustentadores (16) cuyo uso perfeccionado se ha generalizado después, merced a lo cual se ha logrado duplicar largamente el valor del coeficiente de sustentación máxima, desde el final de la Primera Guerra Mundial hasta nuestros días.

Por otra parte, las crecientes velocidades de aterrizaje y despegue de los aviones rápidos han hecho cada vez más acuciante desarrollar en paralelo aeronaves de aterrizaje y despegue vertical y de corto recorrido en tales maniobras, de las que la única solución industrializada hasta el momento es el helicóptero, junto con su predecesor español, el ingeniosísimo Autogiro de La Cierva, cuyos primeros vuelos datan de 1923. Las otras soluciones que se están intentando y de las que ya existe alguna realización práctica, dependen de una integración, por diversos procedimientos (17), de los sistemas propulsor y de sustentación que permita lograr los altos valores de ésta que se necesitan durante las fases de aterrizaje y despegue, lo que plantea graves y costosos problemas tecnológicos, así como difíciles compromisos entre los requerimientos de maniobra y de crucero. A pesar de lo cual, el esfuerzo que se está aplicando en busca de soluciones viables es muy grande y debe esperarse por ello que las realizaciones ya existentes desde algo más de una década, junto a otras nuevas, cristalicen pronto en soluciones plenamente operativas.

La carrera de la velocidad exige disponer de potencia suficiente para vencer la resistencia aerodinámica al avance de la aeronave.

Por ello, el esfuerzo de desarrollo se ha efectuado paralelamente en ambas direcciones: para aumentar la potencia y para reducir la resistencia aerodinámica.

Por lo que respecta a la potencia, el límite superior de los motores alternativos se alcanzó durante la Segunda Guerra Mundial, con motores radiales de hasta cuatro estrellas de siete cilindros cada una, que proporcionaban una potencia máxima próxima a los 3.000 C.V. y cuya utilización para la tracción del avión planteaba condiciones operativas también muy severas en las hélices, fundamentalmente de naturaleza aerodinámica, a pesar de los progresos realizados en su diseño y construcción.

Pero al final de la guerra hicieron su aparición los motores de reacción sobre los que venía trabajándose desde mucho antes y cuya incorporación a la Tecnología Aeronáutica permitió superar las tremendas limitaciones de la combinación hélice-motor de émbolo y dar un salto tal en las fronteras de la velocidad y de la altura que abrió una era nueva en la Historia de la Aviación.

Desde el punto de vista aerodinámico, la incorporación a la Tecnología Aeroespacial de los motores de reacción: turboreactores y cohetes, introdujo una gama considerable de problemas nuevos, relativos a tomas de aire, toberas de empuje, movimientos en compresores y turbinas, movimientos en cámaras de combustión y de la interacción entre los procesos termodinámicos y químicos de combustión y los mecánicos del movimiento de los gases, tales como el bloqueo de las cámaras de combustión, la estabilización de llamas, la aparición de vibraciones auto-sostenidas en las cámaras de los cohetes, las desviaciones del equilibrio termoquímico en la expansión de las toberas y otros.

(12) I. E. Garrick: «Aeroelasticity, Frontiers and Beyond», 13.ª Conf. Von Karman Journal of Aircraft. 1976, pág. 641, P. P. Friedmann: «Recent Developments in Rotary Wing Aeroelasticity». J. Aircraft, 1977, página 1.027.

(13) Garrick, ya citado. También R. V. Hood: «Active Controls Changing the Rules of Structural Design». Astronautics and Aeronautics, Agosto 1972, pág. 50.

(14) La bibliografía sobre esta cuestión es muy voluminosa. V., p. e., G. Millán: «La Resolución Numérica de los Problemas Aerodinámicos». Acad. de Ciencias. Madrid, Nov. 1978. También S. M. Belotserkovskii: «Study of the Unsteady Aerodynamics of Lifting Surfaces Using the Computer». Ann. Rev. Fluid Mech. 1977, pág. 469.

(15) R. H. Liebeck: «Design of Subsonic Airfoils for High Lift». J. Aircraft, 1978, pág. 547. También, Smith, citado a continuación.

(16) A. M. O. Smith: «High Lift Aerodynamics». 37 Conf. de los hermanos Wright. J. Aircraft, Junio 1975, pág. 501.

(17) G. K. Korbacher: «Aerodynamics of Powered High Lift Systems». Ann. Rev. Fluid Mech., 1974, pág. 319.

De la interacción entre estos procesos ha resultado, al igual de lo que ocurrió con la Aeroelasticidad, una nueva Ciencia aplicada situada entre la Termodinámica, la Química de la Combustión y la Aerodinámica, la cual se designa habitualmente Aerotermodinámica. A ella consagran sus esfuerzos, desde hace años, un gran número de investigadores formados en esta nueva y difícil especialidad, la cual ha contribuido decisivamente a enriquecer el conocimiento de los procesos de combustión y su aplicación a otras Tecnologías distintas de la Aeroespacial (18).

Los motores de reacción se hicieron operativos en la aviación militar en 1944 y en las líneas de transporte en 1959. Con ellos se entró rápidamente en el régimen aerodinámico compresible subsónico que cualitativamente no ofrece diferencias sustantivas con el régimen incompresible, pero cuyo estudio y aplicación presenta dificultades muy considerables con respecto a la Aerodinámica «clásica», a causa del carácter no lineal de las ecuaciones diferenciales del movimiento.

Por otra parte, al aproximarse las velocidades de vuelo a la del sonido, hicieron su aparición los fenómenos llamados de la «Barrera del Sonido», que se manifestaban en vibraciones de origen aerodinámico, inversión aeroelástica de mandos, pérdida de sustentación y control y aumento considerable de la resistencia aerodinámica.

Todo lo cual confrontó al especialista con uno de los problemas aerodinámicos más difíciles de analizar, tanto teóricamente como en el laboratorio, y para cuyo estudio hubo que desarrollar métodos propios y nuevos, teóricos y experimentales. Se trata del régimen llamado transónico, porque en la corriente del aire alrededor de la aeronave se producen ciertas zonas supersónicas, embebidas en la corriente general subsónica, las cuales, al exceder de un determinado tamaño, dan lugar a la formación de ondas de choque, cuya aparición es la responsable de los fenómenos característicos de la barrera del sonido (19).

La aviación civil de transporte opera hoy en las proximidades del régimen transónico y tiene gran interés tecnológico retrasar todo lo posible la aparición de los efectos perjudiciales del mismo.

Como tales efectos se manifiestan fundamentalmente en las alas, la solución ha habido que buscarla en ellas, lo que se ha logrado mediante la reducción del espesor y el empleo de las alas en flecha, fórmula de gran eficacia que hizo su aparición durante los años 40, en los aviones militares, y que hoy es de uso generalizado en la aviación civil.

Por otra parte, los progresos alcanzados en el estudio técnico y experimental del régimen transónico, permiten hoy diseñar formas de perfiles aerodinámicos, llamadas «Supercríticas», que demoran considerablemente la aparición de las ondas de choque en la región supersónica, merced a una adecuada distribución de las presiones, lo que aporta nuevas posibilidades para el vuelo transónico, que encontrarán segura aplicación en los futuros diseños de aviones, rotores y órganos motores (20).

Hemos dicho que junto a la batalla por el aumento de la potencia ha sido necesario luchar continuamente para reducir la resistencia aerodinámica.

La sola comparación de la silueta de un avión moderno con las de los que volaban antes de la Segunda Guerra Mundial permite apreciar a simple vista la magnitud del camino recorrido, pero una expresión cuantitativa de lo que se ha conseguido con esta operación de «limpieza» aerodinámica es la siguiente: la resistencia parasita de un avión moderno, es decir, la que se debe al rozamiento del aire y al desprendimiento de la corriente, coincide sensiblemente con la que corresponde a la capa límite turbulenta sobre la superficie de la aeronave, habiéndose reducido a la cuarta parte desde los años 30 y casi en un orden de magnitud con respecto a la del avión de los hermanos Wright.

Por consiguiente, las posibilidades de reducción futura de esta resistencia dependen fundamentalmente de las posibilidades de «laminarización» de una parte importante de la capa límite de la superficie mojada, lo que, a su vez, depende del grado de pulimento y limpieza de dicha superficie y de la distribución de presiones sobre la misma, así como del empleo de medios adicionales de control de la capa límite, para diferir su tránsito al régimen turbulento.

La cuestión, que mereció atención especial de la NASA (entonces NACA) al comienzo de la Segunda Guerra Mundial, en el proyecto de alas «laminares» (21), las cuales se conseguían mediante una adecuada distribución de presiones, pero que no tuvo entonces una aplicación práctica eficaz, ha recobrado importancia cara al futuro, al encarecerse la energía, por la importante economía que podría aportar al transporte aéreo (22).

Al igual de lo que ha ocurrido en otros muchos casos, la experiencia ganada en la reducción de la resistencia aerodinámica encontró aplicación en otras Técnicas, de las que un ejemplo notable, cuya importancia acentúa el encarecimiento de la energía, corresponde a los vehículos de superficie (23).

Del interés del problema da una idea el hecho de que en un coche moderno la resistencia aerodinámica excede de la del rozamiento con el suelo a partir de los 40 Km. por hora y llega a ser del 80 al 90 por 100 de la total, a las velocidades de autopista.

Por ello también en los coches se ha realizado un esfuerzo considerable de reducción de la resistencia aerodinámica a lo largo de los años, el cual ha permitido reducirla casi a la mitad desde los años de entre guerras hasta hoy.

Sin embargo, el proceso ha sido más empírico en el caso de los coches que en el de los aviones, por la misma naturaleza del diseño y por el mayor compromiso requerido entre los diversos factores en juego: la resistencia, la refrigeración del motor, la estabilidad y la adherencia, la comodidad interior y el mantenimiento de la visibilidad en casos de lluvia y nieve.

Claro es que la cuestión resulta igualmente aplicable a los camiones y remolques, donde modificaciones de formas sencillas pueden traducirse a veces en importantes economías de combustible (24).

(18) V., p. e., «Fluid Mechanics of Combustion». The American Society of Mechanical Engineers. Nueva York, 1974.

(19) H. H. Pearcey y J. Orborne: «Some Problems and Features of Transonic Aerodynamics». AIAA. Professional Study Series. 1970.

(20) G. Y. Nieuw y B. N. Spee: «Transonic Airfoils: Recent Developments in Theory, Experiment and Design». Ann. Rev. Fluid Mech. 1973, pág. 119. P. K. Pierpont: «Bringing Wings of Change». Astr. Aer. 1975, pág. 20.

(21) E. Jacobs: «Preliminary Report on Laminar Flow Airfoils and New Methods Adopted for Airfoil and Boundary-Layer Investigation». NACA War Time Rept. N.º L-345, 1939.

(22) J. J. Kramer: «Planning a New Era in Air». Astr. Aer. Agosto, 1978, pág. 26.

(23) G. Sovran, Th. Morel y W. T. Mason Jr.: «Aerodynamic Drag Mechanisms of Bluff Bodies and Road Vehicles». Plenum Press, Nueva York - Londres, 1978.

(24) L. L. Steers y E. J. Saltzman: «Reduced Truck Fuel Consumption through Aerodynamic Design», Journal of Energy, 1977, pág. 312.

El enorme interés del problema de la barrera del sonido para el futuro de la Aeronáutica motivó que la Administración Nacional de Aeronáutica y del Espacio, de los Estados Unidos de América, NASA (25), pusiese en ejecución un programa especial con el objetivo de atravesarla y hacer posible el vuelo supersónico, lo que se logró por primera vez en octubre de 1947, a bordo de un avión experimental propulsado por un motor cohete y lanzado desde una superfortaleza volante.

Con ello se abrió la era de los vuelos supersónicos, basados en una Aerodinámica de características esencialmente diferentes de la que había servido de base para el desarrollo de los vuelos subsónicos (26). La formación de ondas de choque, cuya existencia fue teóricamente anticipada en 1860 por el matemático Bernard Riemann y confirmada experimentalmente antes de los vuelos supersónicos al estudiar el movimiento de los proyectiles, y el hecho de que la perturbación originada por un vehículo quede circunscrita al cono de Mach que se forma aguas abajo de su proa, son dos de las manifestaciones más características del carácter hiperbólico de los movimientos supersónicos.

Movimientos cuyo estudio había ocupado la atención de los investigadores teóricos y experimentales, mucho antes de que se hiciesen realidad los vuelos supersónicos, tanto en relación con el estudio de las turbinas de vapor y de gas como por lo que se refiere a los proyectiles y ondas de expansión, así como anticipando algunos efectos supersónicos en las puntas de las hélices.

El científico alemán Adolf Busemann, testigo de excepción y protagonista muy calificado del desarrollo de la aerodinámica de grandes velocidades, publicó (27) hace pocos años una vívida descripción de cómo eran y se hacían las cosas en el período de entreguerras, entre un grupo de científicos de distintos países, que durante unos cuantos días, en el otoño de 1935, coincidieron en Roma en el 5.º Congreso Volta, dedicado a las Altas Velocidades en Aviación, en unos momentos en que Europa comenzaba a verse ensombrecida por las amenazas que algunos años después condujeron a la Guerra Mundial, en la que la aviación rápida y los cohetes, temas subyacentes del Congreso, habrían de ser armas decisivas.

La Aerodinámica Supersónica obligó a modificar muchos de los conceptos clásicos de diseño, para adaptarlos a las nuevas condiciones de vuelo en que junto a las resistencias aerodinámicas clásicas, la resistencia parásita de rozamiento y de forma a la que ya nos hemos referido y la inducida por la sustentación, hizo su aparición una nueva: la resistencia de onda, que reduce considerablemente el rendimiento aerodinámico con respecto a los que se obtenían en los vuelos subsónicos.

Consecuencia de ello es la necesidad de utilizar en las alas perfiles de poco espesor, con bordes de ataque agudo, distribuir en forma muy gradual la variación del espesor de la aeronave a lo largo del eje, utilizar proas muy agudas y el empleo de alas en flecha o triangulares.

Por otra parte, como un avión supersónico debe volar también a velocidades subsónicas, y las características aerodinámicas de ambos regímenes son muy diferentes, se plantean difíciles problemas de estabilidad y gobierno, aparte de que el ángulo de flecha óptimo depende del

número de Mach, lo que ha dado lugar al empleo de los aviones de geometría variable, de los que existen diversas realizaciones (28), puesto que la aviación militar opera desde hace años en el campo supersónico y donde también está empezando a penetrar la de transporte.

Junto a los problemas descritos, el vuelo supersónico trajo uno más, al que ya hemos aludido al comienzo y que constituye una de las mayores dificultades en la carrera de la velocidad. Se trata del calentamiento de la superficie de la aeronave producido por el rozamiento del aire, el cual fija un límite del orden de dos para el número de Mach máximo de crucero, en aviones construidos con materiales convencionales como el duraluminio. En otro caso, se hace necesario recurrir intensivamente al titanio, como ocurre, por ejemplo, con el avión norteamericano F-12 (29), que en régimen de crucero alcanza velocidades tres veces superiores a la del sonido, a una altura de 25.000 metros, con lo que la temperatura de la superficie se sitúa en el nivel de los 250° C, lo que puede dar idea de los problemas de refrigeración, entre otros, que plantea el vuelo a tales velocidades.

Por último, el aumento de empuje requerido en el vuelo supersónico para compensar la pérdida de rendimiento aerodinámico y por exigencias de la mayor velocidad, obligó a recurrir a los sistemas de postcombustión, que se introdujeron en los aviones militares a comienzos de la década de los años cincuenta, con la inherente complejidad de las toberas de geometría variable, lo que permitió alcanzar rápidamente el límite de calentamiento estructural al que ya nos hemos referido.

Pero también los turboreactores tienen sus propios límites de velocidad, por razones aerodinámicas y estructurales, los cuales se sitúan en números de Mach de vuelo comprendidos entre 3 y 4.

Por consiguiente, el vuelo a velocidades mayores, que corresponde al régimen aerodinámico llamado hipersónico, con problemas específicos, como el de calentamiento ya descrito, exige el empleo de otros sistemas de propulsión como, por ejemplo, el motor cohete, con el que hace ya una quincena de años se alcanzaron alturas superiores a los 100 Km. y velocidades superiores a 6 veces la del sonido, en vuelos pilotados con el avión X-15, del programa experimental para grandes velocidades, de la NASA, al que antes nos hemos referido, lanzado desde el aire y aterrizando en vuelo planeado.

Sin embargo, renunciar a la posibilidad de utilizar el oxígeno del aire como carburante constituye un tremendo sacrificio, como lo prueban las limitaciones del vuelo experimental citado, por lo que desde hace tiempo se estudia la viabilidad técnica y económica de los motores estatorreactores de combustión subsónica y supersónica, para su empleo en vuelos hipersónicos en aplicaciones aeroespaciales, militares y civiles (30).

Se trata, claro es, de un proyecto sumamente ambicioso por la complejidad de los problemas que origina el vuelo hipersónico en que, por ejemplo, el combustible adecuado sería el hidrógeno, el cual se emplearía precisamente para refrigerar la estructura del vehículo, pero la NASA tiene un programa en marcha cuyos resultados preliminares parecen justificar el esfuerzo (31).

(28) G. O. Madelung: «Characteristics of Fighter Aircraft». J. Aircraft, 1978, pág. 129.

(29) B. R. Rich: «F-12 Series Aircraft Aerodynamic and Thermodynamic Design in Retrospect». J. Aircraft, 1974, pág. 401.

(30) R. A. Jones y P. W. Huber: «Toward Scramjet Aircraft». Astr. Aer., Feb. 1978, pág. 38.

(31) D. P. Heath y A. E. Preyss: «Hypersonic Technology. Approach to and Expanded Program». Astr. Aer., Dic. 1976, pág. 20.

(25) G. W. Gray: «Frontiers of Flight. The Story of NACA Research». Alfred A. Knopf. Nueva York, 1948.

(26) Th. Von Karman: «Supersonic Aerodynamics. Principles and Applications». Jour. Aer. Sci. 1947, pág. 373.

(27) A. Busemann: «Compressible Flow in the Thirties». Ann. Rev. Fluid Mech., 1971, pág. 1.

Por lo demás, los problemas actuales de la Aerodinámica Hipersónica son los de los proyectiles y los del retorno a la atmósfera densa de las cápsulas aeroespaciales, donde las temperaturas que se producen por la onda de choque desprendida a proa del vehículo, ascienden a miles de grados, en un régimen transitorio de vuelo en que el número de Mach va desde el valor 24 que corresponde a la velocidad orbital de entrada hasta cero (32). En tales condiciones, la protección térmica de las cápsulas obliga a recurrir a la ablación de revestimientos especiales, fórmula, cuya sustitución por revestimientos permanentes, constituye un problema tecnológico mayor del transbordador orbital que mencionamos al comienzo.

Aparte de los problemas aerodinámicos que pudiéramos llamar «clásicos» y que se refieren al comportamiento del vehículo aeroespacial, como son los relacionados con la sustentación, resistencia, estabilidad, gobierno, calentamiento y los relativos a los sistemas de propulsión, durante los últimos años han adquirido importancia creciente otros nuevos, que afectan a la comunidad ciudadana o a la seguridad de vuelo y que tienen su origen en los continuos aumentos de la densidad de tráfico y del tamaño, velocidad y potencia de las aeronaves.

El más grave de todos ellos es, indudablemente, el del ruido, sobre todo en las zonas próximas a los grandes aeropuertos con mucha intensidad de tráfico, como lo atestiguan las dificultades casi insuperables a las que tienen que hacer frente, cada día más, las Administraciones Aeronáuticas de los países desarrollados para construir nuevos Aeropuertos, a causa del rechazo de la población próxima a los mismos, de los que existen ejemplos muy recientes como los de Tokyo y Londres.

Esta situación y su ritmo de deterioro han hecho imperativa la puesta en ejecución, desde hace algunos años, de ambiciosos programas para el control del ruido producido por las aeronaves, tanto por lo que respecta a las fuentes del mismo, como a las condiciones de vuelo y características de los Aeropuertos (33).

Desde el punto de vista tecnológico, el problema consiste en identificar las fuentes del ruido y sus causas, desarrollar medios que permitan situarlo en niveles aceptables de acuerdo con las normas ecológicas que se establezcan y controlar el costo técnico y económico que todo ello comporta.

Es un problema muy difícil, donde la ayuda que puede prestar la Acústica clásica tiene un valor limitado, y que hay que tratar por medios semiempíricos, combinando los recursos de una teoría aún insatisfactoriamente desarrollada con métodos experimentales propios, en el laboratorio y en el vuelo.

No obstante, el esfuerzo en curso está permitiendo obtener ya algunos resultados que encuentran aplicación tanto en las aeronaves en uso como, sobre todo, en los futuros proyectos, donde el ruido aparece como un factor más de compromiso, a tener en cuenta en una fase lo más prematura posible del desarrollo de aquél.

La polémica del avión supersónico «Concorde», en Estados Unidos, es un buen ejemplo de lo que cabe esperar en esta materia donde, frente a los problemas de los aviones rápidos, los que resultarán de la generalización en el empleo de los aviones de aterrizaje y despegue verticales o de corto recorrido, más próximos aún, por razones evidentes, a las zonas muy pobladas, adquirirán, con toda certeza, caracteres muy agudos.

[32] E. R. Hillje: «Entry Aerodynamics at Lunar Return Conditions Obtained from the Flight of Apollo 4». NASA TN D-5399, 1969.

[33] R. P. Jackson: «Putting All Our Noise Technology to Work». Astr. Aer. Enero 1974, pág. 48.

Para la Aerodinámica el problema consiste en estudiar el ruido producido por el movimiento del aire alrededor de la aeronave o a través de sus órganos de propulsión, identificar sus causas y ver cómo puede atenuarse o suprimirse, así como la forma en que se propaga y amortigua en la atmósfera, en las diversas direcciones, teniendo presente la influencia del movimiento de la aeronave que puede distorsionar considerablemente, como demuestra la experiencia, los resultados mediante ensayos estáticos.

El estudio de estos problemas ha dado lugar, una vez más, a una rama especializada de la Aerodinámica: la Aeroacústica (34), cuyo fundamento teórico está en la formulación matemática del problema llevado a cabo por el Prof. Lighthill en 1962 (35), a partir de las ecuaciones de la Mecánica de Fluidos.

Desde entonces la Aeroacústica está siendo objeto de un importante desarrollo teórico (36) y experimental (37), sobre el estudio del origen, propagación y tratamiento de los ruidos aerodinámicos producidos por los motores de reacción, principal fuente del problema, tanto los debidos al chorro como a las cámaras de combustión, ventiladores, compresores y turbinas; en la influencia de la turbulencia atmosférica; en el ruido estructural producido por la turbulencia de la capa límite; en el de los rotores de helicópteros; en el de los «flaps» de chorro para los sistemas de aumento de la sustentación de las aeronaves de corto recorrido o verticales, etc.

Aun cuando el progreso es lento por la gran dificultad del problema, se están efectuando avances sensibles, como ya hemos indicado, tanto en la propia comprensión del fenómeno como en el control de las causas y en la predicción de resultados (38).

Un caso especial del problema del ruido aerodinámico, que alcanzó gran popularidad en la década de los años 50, por los sustos y roturas de cristales que originó y que con la generalización del vuelo supersónico requiere un tratamiento adecuado, es el del célebre «bang» sónico, impropiaemente llamado así por su origen, por atribuirlo entonces al momento de atravesar la barrera del sonido. Posteriormente se comprobó que, en realidad, se trata de un efecto acústico permanente que acompaña al vuelo supersónico y que se debe a la estructura en N, de las dos ondas de choque en que degenera, a suficiente distancia de un vehículo en vuelo supersónico, el campo de presiones generado por éste. Como dicha estructura resulta de efectos no lineales, cuyo análisis escapaba a las teorías entonces disponibles, las primeras explicaciones de este fenómeno, que datan de 1952, fueron insatisfactorias (39), pero hoy se dispone de un conocimiento completo del proceso (40) e incluso de los recursos necesarios para atenuarlo, tanto en el diseño de las aeronaves como en la forma de operar con ellas (41).

[34] J. E. F. Williams: «Aeroacoustics», Ann. Rev. Fluid Mech. 1977, pág. 447.

[35] M. J. Lighthill: «Sound Generated Aerodynamically». Proc. Roy. Soc. Londres, 1962, pág. 147. También «Jet Noise». AIAA. Jour, 1963, pág. 1.507.

[36] W. R. Sears: «Aerodynamics, Noise and the Sonic Boom». AIAA. Jour. 1969, pág. 577.

[37] W. C. Strahle: «Preface and Workshop Report for the 3rd AIAA. Aeroacoustics Conference». J. Aircraft, 1977, pág. 704.

[38] J. J. Kramer: «Planning A New Era in Air». Astr. Aer. Julio-Agosto, 1978, pág. 26.

[39] Ver el trabajo de Sears ya citado.

[40] W. D. Hayes: «Sonic Boom». Ann. Rev. Fluid Mech. 1971, página 269.

[41] A. E. Seebass y A. R. George: «Design and Operation of Aircraft to Minimize Their Sonic Boom». J. Aircraft, 1974, pág. 509.

Otro problema aerodinámico cuyo interés se ha agudizado mucho con la entrada en servicio con los grandes aviones de transporte, es el del riesgo de las estelas turbulencia que dejan a su paso, para las aeronaves que vuelan detrás de ellas.

El campo turbulencia de velocidades de las estelas puede producir perturbaciones grandes, bruscas e imprevisibles en las aeronaves que se encuentren con ellas, incluso a distancias considerables del avión que las originó, porque las estelas mantienen la estabilidad de su estructura a lo largo de kilómetros, lo que amenaza con introducir un factor limitativo importante en la frecuencia de las maniobras en los aeropuertos con mucho tráfico (42). Ello justifica el esfuerzo combinado de los Centros de Investigación y de las Administraciones Aeronáuticas que se está llevando a cabo desde hace algunos años para resolver el problema (43).

En definitiva se trata de buscar criterios de seguridad (44), de un lado, incluidos los medios de detección adecuados, y procedimientos de atenuar la intensidad y romper la estabilidad de las estelas (45), del otro, sin que ello penalice excesivamente la frecuencia de operaciones o las características de los aviones.

El tratamiento aerodinámico del problema combina los experimentales de laboratorio (46) y en vuelo (47) con los métodos teóricos (48) que arrancan de la teoría desarrollada por Betz en 1931 (49), y la comparación entre los cálculos teóricos del enrollamiento y desintegración de las estelas y las observaciones experimentales (50) demuestra que se dispone ya de modelos teóricos adecuados.

Por último, un tercer problema aerodinámico que afecta también al medio ambiente y que está adquiriendo importancia reciente y hacia el futuro, es el relativo a la contaminación atmosférica debida a los gases emitidos por los motores de reacción, tanto en las proximidades de los aeropuertos como en los vuelos estratosféricos de algunos de los grandes aviones de transporte y de los aviones supersónicos.

Los elementos contaminantes son los óxidos de azufre, nitrógeno y carbono y el estudio del problema inclu-

ye la investigación de su producción, emisión, transporte, dispersión, reacciones químicas que se producen en la atmósfera y efectos locales y generales, así como los medios de control necesarios para no exceder los índices de tolerancia que se establezcan.

Se trata, por consiguiente, de un complejo problema interdisciplinario, como ocurre con los de la polución atmosférica en general (51), de los que la originada por el vuelo de los aviones de reacción constituye un caso particular. Pero se trata de un caso con características muy específicas, de un lado por las peculiaridades de la fuente de contaminación que se desplaza a gran velocidad y en cuyo proceso de dispersión puede tener influencia considerable la estela turbulencia del propio avión, y del otro, porque los aviones proporcionan la única fuente de contaminación estratosférica, donde también concurren circunstancias propias en los fenómenos de polución.

La Teoría Aerodinámica del transporte y dispersión de los gases y partículas emitidos por una fuente aislada como, por ejemplo, una chimenea, tiene su origen en los trabajos desarrollados por el Prof. Taylor hace más de medio siglo (52) sobre la difusión turbulenta de gases en la atmósfera, a partir de un punto aislado de emisión.

El problema ha sido extensamente desarrollado con posterioridad (53) y actualmente se dispone de medios de cálculos analíticos y numéricos, que permiten estimar el proceso bastante satisfactoriamente (54).

La extensión del procedimiento a los chorros de los aviones de reacción ha sido llevada a cabo recientemente (55), incluido el efecto de la estela turbulencia del avión (56).

Hemos dicho que la contaminación debida al vuelo estratosférico tiene características propias, las cuales se deben a dos factores (57).

En primer lugar, a la gran estabilidad de esta zona de la atmósfera, donde el transporte y difusión son tan lentos que las partículas contaminantes pueden permanecer durante mucho tiempo concentradas en la proximidad del punto de emisión.

En segundo lugar, a las reacciones químicas de los óxidos de nitrógeno con el ozono, las cuales tienen naturaleza catalítica y pueden romper el delicado equilibrio de este escudo protector, cuya presencia y dosificación son un factor ecológico esencial (58).

También se ha analizado la posible incidencia futura de la contaminación estratosférica de los vuelos supersónicos en el clima regional o global, pero las conclusiones de un estudio reciente de la Academia Nacional de Ciencias de los Estados Unidos son absolutamente tranquilizadoras a este respecto (59).

(42) F. A. Cleveland: «Size Effects in Conventional Aircraft Design». *J. Aircraft* 1970, pág. 483. L. K. Loftin: «Aeronautical Vehicles. 1970 and Beyond». *J. Aircraft* 1971, pág. 939.

(43) J. J. Kramer, ya citado.

(44) R. J. Sammonds y G. W. Stinnett: «Criteria Relating Wake Vortex Encounter Hazard to Aircraft Response». *J. Aircraft*, 1977, pág. 981.

(45) R. C. Costen y R. E. Davidson: «Wind-Tunnel Tests and Computer Simulations of Buoyant Wing-Tip Vortices». *J. Aircraft*, 1976, página 495.

(46) Z. El Ramly y W. J. Rainbird: «Flow Survey of the Vortex Wake Behind Wings». *J. Aircraft*, 1977, pág. 1.103. También, V. R. Corsiglia, V. J. Rossow y D. L. Ciffone: «Experimental Study of the Effect of Span Loading on Aircraft Wakes». *J. Aircraft*, 1976, pág. 968.

(47) C. P. Donaldson, R. S. Snedeker y R. D. Sullivan: «Calculation of Aircraft Wake Velocity Profiles and Comparison with Experimental Measurements». *J. Aircraft*, 1974, pág. 547. L. J. Mertaugh y R. B. Damania: «An Investigation of the Near-Field Wake Behind a Full-Scale Test Aircraft». *J. Aircraft*, 1977, pág. 894.

(48) V. J. Rossow: «Theoretical Study of Lift-Generated Vortex Wakes Designed to Avoid Roll-up». *AIAA. J.* 1975, pág. 476. Donaldson et al., ya citado. También, S. C. Crow y E. R. Bate: «Lifespan of Trailing Vortices in a Turbulent Atmosphere». *J. Aircraft* 1976, pág. 476. J. E. Hackett y P. F. Evans: «Numerical Studies of Three-Dimensional Breakdown in Trailing Vortex Wakes». 1977, pág. 1.093. E. O. Sucin y L. Morino: «Nonlinear Steady Incompressible Lifting-Surface Analysis with Wake Roll-up». *AIAA. J.* 1977, pág. 54. D. h. Ciffone: «Vortex Interactions in Multiple Vortex Wakes Behind Aircraft». *J. Aircraft*, 1977, página 440.

(49) A. Betz: «Behavior of Vortex Systems». *NACA Tech. Mem.* 713. 1933. Orig. en *Ingenieur Archiv*, 1931, pág. 140.

(50) V. Donaldson, ya citado.

(51) M. I. Hoffert: «Atmospheric Transport, Dispersion and Chemical Reactions in Air Pollution: A Review». *AIAA J.* 1972, pág. 377.

(52) G. I. Taylor: «Diffusion by Continuous Movements». *Proc. Lond. Math. Soc.*: 1921, pág. 196.

(53) J. A. Fay: «Bouyant Plumes and Wakes». *Ann. Rev. Fluid Mech.*, 1973, pág. 151.

(54) V. Hoffert, ya citado.

(55) J. B. Heywood, J. A. Fay y L. H. Linden: *AIAA. J.*, 1971, página 841.

(56) T. J. Overcamp y J. A. Fay: «AIAA. Paper N.º 72-650, 1972.

(57) A. J. Broderick: «Effects of Cruise-Altitude Pollution». *J. Aircraft*, 1976, pág. 817.

(58) F. Kaufman: «Ozono in the Atmosphere». 1976. McGraw-Hill Yearbook of Science and Technology», pág. 13.

(59) V. Broderick, ya citado, donde se dan las conclusiones y bibliografía.

Por lo demás, la contaminación atmosférica, de la que la aeronáutica que acabamos contemplar es un caso particular, es, a su vez, un problema específico en el marco más general de una nueva Ciencia Aplicada: la Aerodinámica Ambiental (60), cuyo contenido se nutre de la Mecánica de Fluidos y de la Meteorología. Las conexiones entre estas dos ciencias arrancan de los trabajos realizados a comienzos de siglo por el meteorólogo noruego V. Bjernes, y se hacen hoy más patentes que nunca en los estudios sobre la Capa Límite atmosférica (61) y su influencia en los fenómenos de contaminación y en los problemas de la Aerodinámica de las Construcciones, la cual está adquiriendo un desarrollo muy grande en los últimos años (62), como en la reciente aplicación del cálculo electrónico a la elaboración de modelos numéricos de previsión meteorológica, por integración de las ecuaciones del movimiento de fluidos aplicados al análisis de los fenómenos atmosféricos (63).

Para terminar esta exposición, quisiera referirme por unos momentos a los medios de investigación y estudio que tiene a su disposición el especialista en Aerodinámica, al enfrentarse con los difíciles problemas que le plantea el desarrollo que hemos visto de la Tecnología Aeroespacial.

Al igual de lo que ocurre con otras ramas de la Ingeniería, para la resolución de los problemas aerodinámicos, existen, en general, dos procedimientos que no son excluyentes, sino complementarios, y de los que se viene haciendo un uso combinado y extraordinariamente fructífero desde los primeros tiempos de la Aeronáutica: el método experimental en laboratorio y en vuelo y el método teórico.

Aparte de los ensayos en vuelo, el instrumento propio por antonomasia del método experimental en Aerodinámica es, naturalmente, el Túnel Aerodinámico, cuyo desarrollo y el de los medios de observación y de medición empleados en el mismo desde los muy rudimentarios que utilizaron los precursores de la aviación hasta los altamente sofisticados que se usan en la actualidad, es un capítulo fascinante de la Tecnología Aeroespacial (64) que está lejos de haberse terminado.

En la actualidad existen varios cientos de estas instalaciones distribuidos por los países desarrollados en los centros oficiales, civiles y militares, de investigación aeroespacial, así como en numerosas industrias y Universidades. Según sus características, los hay desde los más versátiles, que pueden cubrir una extensa gama de ensayos, hasta los altamente especializados, para la exploración y el estudio de problemas específicos.

Así, existen túneles aerodinámicos de baja velocidad para el ensayo de modelos y de partes de los mismos en dos y tres dimensiones; túneles de baja turbulencia; túneles transónicos, supersónicos e hipersónicos; túneles para ensayos en vuelo libre, de estabilidad y de barrena; para la formación de hielo para aeronaves de despegue y aterrizaje vertical; para el ensayo de los motores; para ensayos de estructuras; para ensayos a escala natural; en atmósferas enrarecidas, a bajas y a elevadas temperaturas; ensayo de ruidos, etc.

(60) R. S. Scorer: «Environmental Aerodynamics». John Wiley and Sons, Nueva York, 1978.

(61) A. S. Monin: «Atmospheric Boundary Layer». Ann. Rev. Fluid Mech., 1970, pág. 225. H. A. Panofsky: «The Atmospheric Boundary Layer Below 150 Meters». Ann. Rev. Fluid Mech., 1974, pág. 147.

(62) J. E. Cermak: «Aerodynamics of Buildings». Ann. Rev. Fluid Mech., 1976, pág. 75.

(63) N. A. Phillips: «Models for Weather Prediction». Ann. Rev. Fluid Mech., 1970, pág. 251. C. E. Leith: «Objective Methods for Weather Prediction». Id. id., 1978, pág. 107. G. S. Patterson: «Prospects for Computational Fluid Mechanics». Id. id., 1978, pág. 289.

(64) V., p. e., A. Pope y J. J. Harper: «Low-Speed Wind Tunnel Testing». John Wiley and Sons, 1966. También S. M. Gorlin e I. I. Slezinger: «Wind Tunnels and Their Instrumentation». Oldbourne Press, Londres, 1966.

Claro es que estas instalaciones aerodinámicas experimentales sirven un doble propósito: de un lado, se utilizan para la investigación aerodinámica básica y aplicada. De otro, para el desarrollo y optimización de proyectos específicos.

Pero su utilización para estos fines tiene una doble limitación que depende de factores a la vez económicos y técnicos.

Unos pocos datos bastarán para ilustrar la limitación económica del procedimiento.

En 1903 los hermanos Wright utilizaron para el desarrollo de su avión un rudimentario túnel aerodinámico proyectado y construido por ellos mismos, cuyas observaciones les fueron de gran utilidad, pero necesitaron consumir tan sólo unas pocas decenas de horas de ensayos en el túnel.

El bimotor Douglas DC-3, probablemente el avión más popular en la década de los años 30, anterior a la Segunda Guerra Mundial, necesitó de ensayos en túnel aerodinámico durante algo menos de un centenar de horas.

En cambio, el mayor avión comercial en servicio, el «Jumbo», Boeing 747, precisó, hace una década de años, de más de 10.000 horas de ensayos en túnel aerodinámico, es decir, de más de un año sin interrupción.

Por último, el transbordador espacial citado al comienzo está necesitando de más de 80.000 horas, o sea, aproximadamente de una década.

En cuanto a las limitaciones de índole técnica, resultan de las posibilidades de reproducir en la escala del laboratorio sobre el modelo las condiciones reales del vuelo, de acuerdo con las Leyes de la Semejanza Dinámica.

En particular, un parámetro fundamental es el número de Reynolds, y para mantenerlo, al aumentar la velocidad y el tamaño de los aviones e ingenios, ha sido necesario aumentar paralelamente la dimensión y la velocidad de los túneles aerodinámicos, hasta llegar a los de escala natural, aparte de recurrir a otros procedimientos, tales como aumentar la densidad del aire, comprimiéndolo, fórmula consagrada en los túneles herméticos de densidad variable, de los que hay un número considerable en funcionamiento desde hace años.

Para dar una idea del estado de la cuestión en este punto, hay que señalar, en primer lugar, que los números de Reynolds máximos de los grandes aviones actuales como, por ejemplo, el «Jumbo» antes citado, referidos a la velocidad y altura de crucero y a la longitud total del aparato, son del orden de 10^9 , mientras que los que permiten alcanzar las instalaciones existentes están aproximadamente de medio a un orden de magnitud por debajo de dicha cifra.

Por otra parte, resulta muy difícil extrapolar, en ese régimen, las condiciones del ensayo hasta las de la escala natural, siendo así que los efectos del cambio de escala pueden llegar a ser muy grandes. Por ejemplo: en la zona citada, al aumentar el número de Reynolds en un orden de magnitud, el coeficiente de resistencia del avión y con él la potencia necesaria, puede reducirse en más de un 30 por 100, entre otros factores.

Todo lo cual hace sumamente deseable el desarrollo de nuevos túneles aerodinámicos que permitan alcanzar números de Reynolds análogos a los de vuelo, con lo que el investigador aerodinámico se encuentra enfrentado, una vez más, con el viejo problema de aumentar suficientemente el valor de dicho parámetro en su instalación experimental.

Sin que la solución pueda alcanzarse ahora aumentando el tamaño de la cámara de ensayos, o aumentando la presión, porque, aparte de otros problemas, la potencia requerida para accionar la masa de aire se hace prohibitiva, ya que resulta del orden del medio millón de caballos de vapor.

Pero, en cambio, la solución puede obtenerse al enfriar el aire a temperaturas próximas a la de la licuefacción del nitrógeno, es decir, a unos cien grados bajo cero, porque la potencia necesaria se reduce entonces a una cifra comprendida entre el 5 y el 10 por 100 del anterior y si se varía además la presión de ensayo se obtienen condiciones operativas muy flexibles.

Las ventajas de disponer de una instalación de estas o parecidas características son tan grandes que durante los últimos años se han realizado estudios de viabilidad técnica y económica, así como ensayos de instalaciones piloto de menor tamaño, todo ello con resultados tan plenamente satisfactorios (65) que hacen previsible el que en los próximos años se disponga de uno o varios túneles aerodinámicos criogénicos transónicos de presión variable, que suplan la insuficiencia de las instalaciones actuales. El presupuesto de construcción de un túnel como el descrito se situaría en estos momentos entre los 100 y los 150 millones de dólares.

Como hemos dicho, junto al método experimental y en estrecha colaboración con él, la Aerodinámica ha hecho uso, desde el primer momento, del método teórico que resulta de aplicar las ecuaciones generales, la teoría y los procedimientos de la Mecánica de Fluidos al tratamiento y resolución de los problemas aerodinámicos que hemos descrito.

Al iniciarse la Era de la Aviación, la Mecánica de Fluidos constituía un cuerpo de doctrina completo que se inició en el siglo XVII con la aplicación de los principios de Newton y culminó en su formulación durante el siglo pasado con el establecimiento de las ecuaciones de Navier-Stokes; con la Teoría de los movimientos turbillosos de Lord Kelvin y Helmholtz; con la Teoría de los movimientos con superficies de discontinuidad de Helmholtz y Kirchhoff, y con la Teoría de la estabilidad y de los movimientos turbulentos de Reynolds.

Un buen ejemplo del contenido, problemas y métodos de tratamiento de esta Mecánica de Fluidos «clásica» lo constituye el célebre tratado de «Hidrodinámica» de Lamb, cuya primera edición data de 1879 y la última de 1926.

Pero ocurría que la utilidad de ese instrumento en la forma en que se había desarrollado, para tratar dos problemas de la Aerodinámica del vuelo, era muy escasa, como ilustran, creo que dramáticamente, dos ejemplos bien conocidos.

El primero de los problemas a resolver para volar es, naturalmente, el de producir la sustentación necesaria para compensar el peso de la aeronave.

Pues bien, la ley aerodinámica teórica conocida de sustentación de una placa inclinada fue hasta nuestro siglo la célebre del «seno cuadrado» del ángulo de incidencia, de Newton, la cual dejaba pocas esperanzas al vuelo de los más pesados que el aire.

Claro es que al profundizar en las mediciones experimentales se comprobaron desviaciones crecientes que la invalidaron y la cuestión sólo quedó satisfactoriamente resuelta con la Teoría de la Circulación de Kutta y Joukowski, a comienzos de nuestro siglo, una de las aportaciones fundamentales de la Aerodinámica moderna.

Incidentalmente, conviene recordar, para dejar las cosas en su sitio, que la dificultad procedía de la inadecuada aplicación de la Ley de Newton, la cual resulta, en cambio, una aproximación muy válida en algunos movimientos hipersónicos que corresponden a las condiciones del gas que él postuló por su ley.

El segundo de los problemas aerodinámicos a resolver

para volar es disponer de la tracción necesaria para compensar la resistencia aerodinámica al avance.

Pero la célebre paradoja de d'Alembert enseñaba que la resistencia al avance debe ser teóricamente nula, sin que la Teoría de las Superficies de discontinuidad de Helmholtz y Kirchhoff, ya citada, proporcione tampoco una solución alternativa satisfactoria, la cual se obtuvo únicamente con la célebre Teoría de la Capa Límite, de Prandtl, también de comienzos de siglo, que proporcionó una explicación satisfactoria de los fenómenos de desprendimiento de la corriente y modos de evitarlo mediante el empleo de las formas llamadas «aerodinámicas», así como de la resistencia de rozamiento y su cálculo.

Por último, la Teoría de Kutta-Joukowski explicaba satisfactoriamente la posibilidad de obtener una sustentación y de calcular su valor en los movimientos bidimensionales, pero en los de tres dimensiones, es decir, en los aviones, entraba en contradicción con las Leyes de la Mecánica de Fluidos.

La respuesta la dio la Teoría de la Estela de Torbellinos de las alas de envergadura finita, desarrollada separadamente por Lanchester, en Inglaterra, y por Prandtl, en Alemania, quien le dio, además, forma matemática asequible al cálculo: la Teoría de la Línea Sustentadora.

En definitiva, estas tres aportaciones fundamentales de comienzos de siglo, unidas al desarrollo de la Teoría de la Turbulencia, cambiaron radicalmente el planteamiento de la Mecánica de Fluidos y de su aplicabilidad al tratamiento de los problemas de la Tecnología Aeroespacial, como hemos visto, y de otras muchas ramas de la Técnica.

Evidentemente, la limitación de este trabajo no permite exponer, ni siquiera en sus líneas esenciales, el fecundo desarrollo de esas ideas durante lo que va de siglo, por lo que voy a concretarme a señalar lo más característico de lo que está ocurriendo en estos momentos en cuanto a la aplicación del método teórico al estudio y resolución de los problemas de la Mecánica de Fluidos. Se trata del empleo sistemático que se está haciendo del cálculo numérico, al amparo de las enormes posibilidades que brindan las nuevas generaciones de máquinas calculadoras electrónicas (66).

Cálculo numérico que, como es natural, aplica modalidades muy diversas según las áreas de problemas que trata de resolver, pero en donde, junto al procedimiento clásico de Diferencias Finitas que se extiende y codifica a casos cada vez más complejos, se abren rápidamente camino otros más recientes, los cuales, una vez comprobada su eficacia en las Ciencias Aplicadas para las que fueron creados, extienden su aplicación a la Mecánica de Fluidos.

Tal es el caso, por ejemplo, del Método de Relajación (67) y, desde hace muy pocos años, del de Elementos Finitos (68) que, habiendo tenido gran éxito en el Cálculo Estructural, está penetrando con gran fuerza en la Mecánica de Fluidos, porque su inherente flexibilidad lo hace particularmente idóneo para tratar los problemas de Aerodinámica, a causa de la complejidad geométrica de las condiciones de contorno características de esta Ciencia. Todo ello aparte de aquellos otros métodos que la propia Aerodinámica desarrolla por su cuenta y de los que más adelante se encontrarán ejemplos.

La última aspiración de estos métodos de cálculo, en su aplicación al desarrollo de la optimización aerodinámica de proyectos aeroespaciales, es la de conseguir un

(65) E. C. Polhamus, R. A. Kilgore, J. B. Adcock y E. J. Ray: «The Langley Cryogenic High Reynolds Number Wind-Tunnel Program». *Astronautics and Aeronautics*, oct. 1974, págs. 30 y siguientes. También R. Hills: «The Need for a Large Transonic Wind Tunnel in Europe: A Summary of the Report of an A.G.A.R.D. Working Group». *AIAA Paper*, 74-630, año 1974.

(66) G. Millán: «La Resolución Numérica de los Problemas Aerodinámicos». *Acad. de Ciencias*, Madrid, Nov. 1978.

(67) H. Lomax y J. L. Steger: «Relaxation Methods in Fluid Mechanics». *Ann. Rev., Fluid Mech.*, 1975, pág. 63.

(68) S. Shen: «Finite-Element Methods in Fluid Mechanics». *Ann. Rev. Fluid Mech.*, 1977, pág. 421.

sistema integrado y flexible de programas debidamente codificados para su empleo en calculadoras electrónicas, que permitan con rapidez, precisión y economía el análisis de la incidencia aerodinámica que tienen las numerosas alternativas y modificaciones que los objetivos perseguidos en cada caso suelen requerir.

Desde hace algunos años existen ya ejemplos concretos de tales sistemas integrados (69), cuya extensión, perfeccionamiento y desarrollo constituye actualmente una de las tareas fundamentales del cálculo numérico en Aerodinámica (70).

Por último, un importante aspecto a tener en cuenta en la Técnica de aplicación de los modernos recursos del cálculo numérico a los problemas de Aerodinámica es el de la exigencia de un alto nivel de especialización mixta por parte de quienes deben concebir, desarrollar y hacer utilizables tales métodos, porque lo que se requiere de ellos es una doble y difícil capacitación, entre ambos dominios de conocimientos: el de la Mecánica de Fluidos y el del Cálculo Numérico electrónico; situación cuya significación y problemática para alcanzar la eficacia que se requiere en estos nuevos procedimientos ha sido bien ilustrada recientemente por H. Lomax, profesional de larga y acreditada experiencia en la materia (71).

Después de todo lo que acabamos de decir no parece

(69) Un buen ejemplo es el de D. S. Miller y W. D. Middleton: «An Integrated System for the Aerodynamic Design and Analysis of Supersonic Aircraft». Aerodynamic Analysis Requiring Advanced Computers. NASA SP-347, 1975.

(70) G. S. Patterson: «Prospects for Computational Fluid Mechanics». Ann. Rev. Fluid Mech., 1978, pág. 289.

(71) H. Lomax: «Recent-Progress in Numerical Techniques for Flow Simulation». AIAA. J., 1976, pág. 512.

necesario insistir en la magnitud del impulso sostenido que la Tecnología Aeroespacial, desde sus comienzos hasta nuestros días, ha comunicado a la Mecánica de Fluidos y en las valiosas aportaciones que con ello ha transferido a otras ramas de la Técnica.

Si es cierto que «todo fluye», como dijo el filósofo, lo que justifica la perseverancia en el esfuerzo, no lo debe ser menos el estímulo que produce contemplar el espectáculo ciertamente hermoso que hoy ofrece la Mecánica de Fluidos, al permitir abordar con métodos comunes y con resultados contrastables el tratamiento de problemas tan diversos como algunos de los que aquí hemos expuesto, junto a otros muy dispares de éstos y entre sí como son, por ejemplo, el de los fenómenos Astrofísicos, el de la acción del «viento solar» en los planetas, las infinitas variedades de movimiento de los animales en el aire y en el agua, desde los más grandes hasta los protozoos, la circulación de la sangre por la red de los vasos capilares, la del aire en los pulmones o la de la savia en el mundo vegetal.

Por lo demás, el ímpetu proporcionado al desarrollo de la Mecánica de Fluidos por la acumulación de los conocimientos adquiridos en lo que va de siglo y los amplios horizontes que abren los perfeccionamientos logrados en los métodos de investigación teóricos y experimentales, creo que hacen ilusorio tratar de imaginar cómo transcurrirán las cosas durante los próximos cincuenta años. Y cómo verán nuestros días y conocimientos, desde esa nueva perspectiva, quienes tengan la misión de glosarlos, como hoy hacemos nosotros, en la conmemoración de este primer cincuentenario de nuestra Escuela, al rendir nuestro homenaje a quienes, con su inteligencia y esfuerzo, hicieron posible alcanzar el nivel de conocimientos aerodinámicos que he tenido el honor de intentar exponerles.

