

Propulsión de Aeronaves Estado de la Tecnología

JOSE LUIS LOPEZ RUIZ,
Dr. Ingeniero Aeronáutico

INTRODUCCION

Dentro de dos años se va a cumplir el cincuenta aniversario del primer vuelo de un avión, propulsado por un turbo-reactor, el Heinkel He 178.

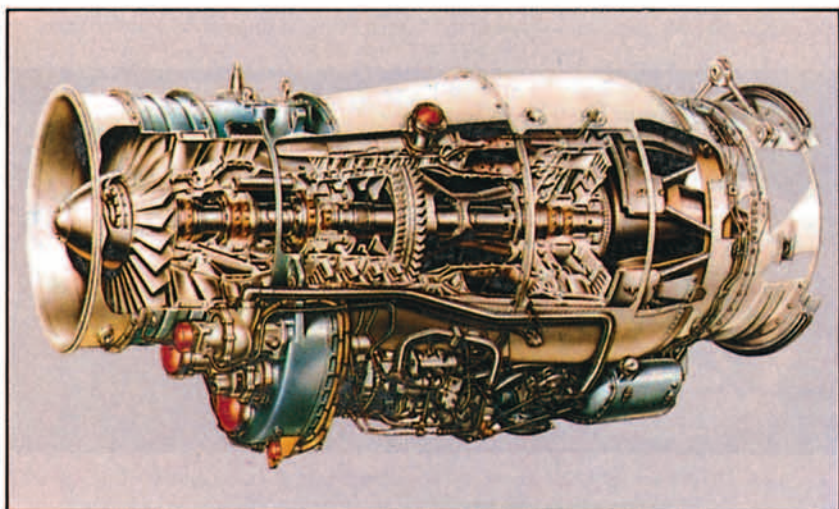
La sustitución de la combinación motor alternativo/hélice por el turbo-reactor fue recibida con alegría en el mundo de la Aeronáutica a la que se abrían posibilidades de vuelo a velocidades y alturas que eran impensables con los anteriores sistemas propulsivos, a pesar de los esfuerzos para mejorar la potencia de los motores alternativos en altura, con el uso de turbocompresores, y el rendimiento de las hélices, mejorando el perfil aerodinámico de las palas y acudiendo a mecanismos de cambio de paso para optimizar sus condiciones de funcionamiento.

En sus principios el objetivo principal en el proyecto de turbo-reactores era simplemente conseguir un gran empuje a altas velocidades de vuelo, sin una excesiva preocupación por la economía en el consumo de combustible, por lo cual al turbo-reactor básico se añadió la post-combustión para incrementar aún más el empuje durante breves periodos de tiempo.

Los parámetros principales que se trataban de mejorar en los turbo-reactores eran las relaciones empuje/peso y empuje/área frontal.

Pero la introducción del turbo-reactor como sistema propulsor de los aviones de transporte civil condujo a otras dos preocupaciones importantes en la línea de mejora de este tipo de motores: la reducción del consumo específico de combustible y de los costes de mantenimiento.

Partiendo de la base de un turbomotor, como elemento transformador de energía química en energía mecánica, apareció el motor turbohélice, como forma propulsora de aviones cuya velocidad de vuelo no era muy alta. Se aplicó también como planta motriz de los rotores de los helicópteros. En los aviones



Rolls-Royce Turbomeca Adour MK 871

Pratt & Whitney PW 2037

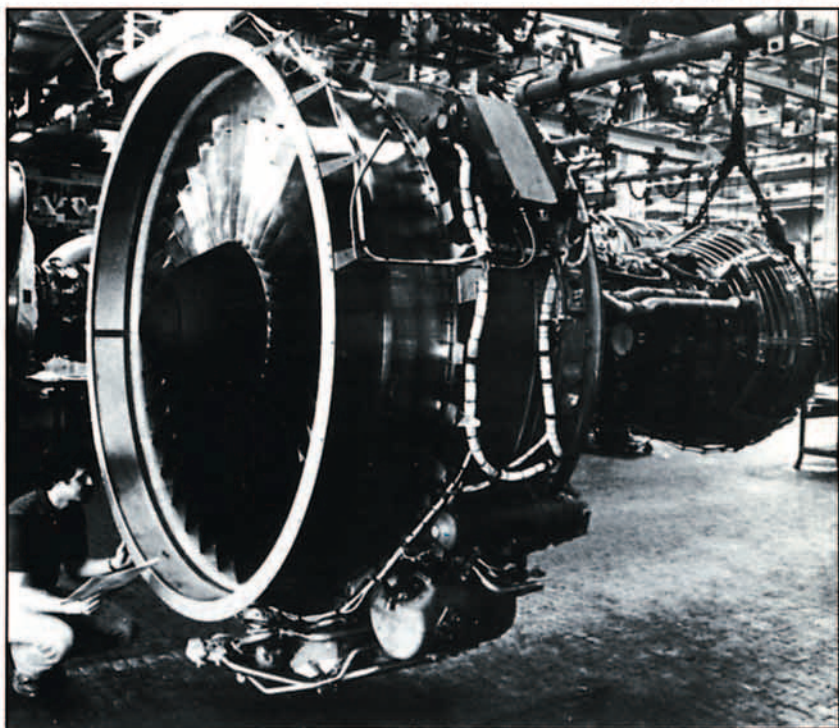


Fig. 1 - Turbo-reactores de doble flujo

subsónicos de alta velocidad el turbomotor se vió convertido en el denominado turborreactor de doble flujo (turbofan) en el que una parte de la propulsión provenía de aire que no penetraba en el núcleo del motor, siendo impulsado simplemente por un ventilador, accionado por el motor, situado bien en su parte frontal o en su zona posterior y carenado total o parcialmente dentro del conjunto general del motor.

Después de 50 años de evolución y utilización los motores de turbina han llegado a desplazar en la Aeronáutica a los motores alternativos, que han quedado relegados a las aplicaciones de pequeña potencia

en la Aviación General y en los vehículos de control remoto.

Pero durante este proceso evolutivo otros propulsores diferentes del turborreactor han aparecido para tratar de ocupar una plaza en la propulsión de vehículos aeroespaciales.

Uno de ellos es el estatorreactor, aplicable a vehículos cuya velocidad de vuelo permite recuperar una presión dinámica equivalente a la que daría el compresor de un turborreactor, pudiendo eliminarse los componentes rotatorios del mismo y quedando el motor limitado a un difusor de entrada, para reducción de la velocidad de la corriente de aire, una cámara de combustión y

una tobera de salida, para aceleración de la corriente y obtención del empuje deseado. El hecho de que el funcionamiento de este tipo de motores esté limitado a altas velocidades de vuelo dentro de la atmósfera terrestre, cuyo oxígeno utilizan como comburente, hace que deban emplearse siempre combinados con otro tipo de motor propulsor, lo cual ha contribuido a que su uso haya estado limitado a algunos pocos programas experimentales.

Otro tipo de motor, cuya utilización ha sido consagrada principalmente por los programas espaciales, es el motor cohete. Su empleo como propulsor de un avión es casi tan antiguo como el del turborreactor (Messerschmitt Me-163 en 1941). El motor cohete tiene un funcionamiento independiente de la atmósfera terrestre, ya que utiliza combustible y comburente propios, y su característica es la de proporcionar altos empujes en cortos periodos de tiempo. En aeronáutica se han empleado en aviones experimentales, en los que se intentaba investigar el dominio de las grandes velocidades y alturas de vuelo, o como elemento auxiliar propulsivo para mejorar las condiciones de despegue de los aviones.

El motor cohete ha sido el que ha posibilitado el desarrollo de todo tipo de misiles, empezando por la V2 alemana, así como los lanzadores

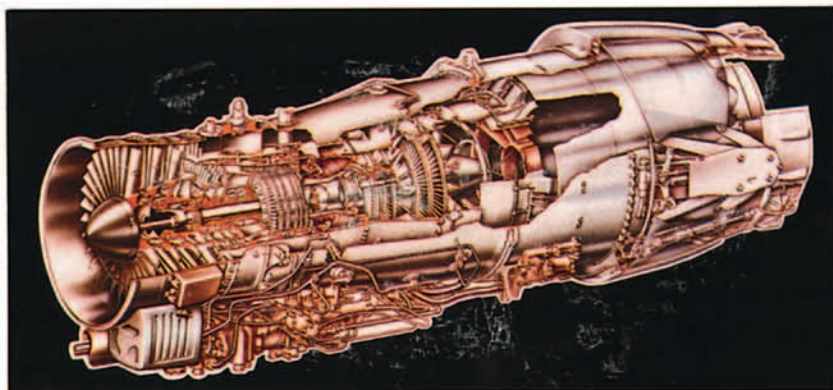


Fig. 1b— Motor RB-199 de triple eje con postcombustión en el flujo mezclado.

Cuadro nº 1
CARACTERÍSTICAS DE ALGUNOS TURBORREACTORES MILITARES

MOTORES	Empuje sin/con postcombustión (kN) NM-stát.	Relación Empuje/peso	Relación de derivación	Temperatura de entrada a turbina	Longitud (m)	Diámetro máximo (m)	Configuración
F100-100/200	65.2/106	7.85	0.70	1399	4.850	1.181	Doble árbol 3-10-2-2
F100-PW-220	63.9/104.2	7.36	0.60		5.283	1.181	Doble árbol 3-10-2-2
F110-GE-100	/115 a 129	7.50	0.87		4.623	1.181	Doble árbol 3-9-1-2
F404-400	/71.1	7.33	0.34		4.039	0.889	Doble árbol 3-7-1-1
-100	/75.6	7.80					
J	/80.0	8.25					
PW 1120	60.2/91.6	7.25	0.19	1357	4.115	0.914	Doble árbol 3-10-2-1
RB199 Mk 101	39.2/67.8	6.47	1.16	1327	3.226	0.870	Triple árbol 3-3-6-1-1-2
RB199 Mk 103	40.7/71.4	6.87	1.06		3.226		
RB199 Mk 104	40.7/73.6	6.90	1.06		3.581		
M88	46.8/73.3	8.30	0.50	1400	3.810	1.011	Doble árbol 3-6-1-1
M53-P2	64.5/95.1	6.00	0.36	1260	4.850	1.054	Simple árbol 8-2

de vehículos espaciales y el control de estos vehículos en su órbita o trayectoria.

Su evolución ha consistido en alargar sus tiempos de operación, conseguir un control efectivo de su empuje y mejorar la relación empuje-peso, considerando en este último tanto el del propio motor como el de los propulsores necesarios para su operación durante un tiempo determinado.

Los motores cohete se han desa-

rollado en dos variantes: los de propulsante líquido y los de propulsante sólido, cada uno de ellos con sus aplicaciones características y, en ciertos casos, utilizando combinaciones de unos y otros.

Y en esta situación, en lo relativo a la propulsión de aeronaves y astronaves, nos encontramos cuando estamos entrando prácticamente en el último decenio del siglo XX, con una demanda de aplicaciones creciente para una aviación civil,

que exige seguridad, rapidez y economía, para una continua mejora de actuaciones, y para unas operaciones extraatmosféricas que consideran ya el viaje espacial como una natural extensión de los vuelos entre puntos de la tierra.

EL TURBORREACTOR PARA AVIONES DE COMBATE

Hablar de forma general de la propulsión de aviones de combate

Cuadro nº 2

CARACTERISTICAS DE ALGUNOS TURBORREACTORES CIVILES

MOTORES PW 4000	JT9D-7R4G2	PW 4152	PW4056/4256	PW4158/4358	Empuje en crucero (35 kft, 0.85)	52.1	52.1	52.1	52.1
Empuje de despegue (kN) (NM.est)	243.4	231.2	249.0	257.8	Consumo específico (kg/kgf-hora)	0.620	0.604	0.592	0.564
Temperatura para emp. máx (° C)	30	42.2	30	30	MOTORES CF6	CF6-6D1A	CF6-50E2F	CF6-80A3	CF6-80C2B1-f
Masa del motor (kg)	4146	4173	4173	4173	Empuje de despegue (kN) (NM-st)	184.5	206.7	222.3	257.4
Relación de derivación	4.8	5.0	4.8	4.75	Temperatura para máx. emp. (° C)	28.9	43.3	33.3	32.2
Relación de presión total	26.3	27.5	29.7	30.6	Relación de derivación	5.76	4.64	4.59	5.15
Relación de presión del ventilador	1.65	1.66	1.72	1.74	Relación de presión total	25.2	26.3	29.0	29.9
Temperatura de salida de comb. (° C)	1465	1355	1345	1365	Gasto de aire (kg/s) (correg.)	602.4	631.9	760.7	783.4
Diámetro del ventilador (m)	6.248	6.248	6.248	6.248	Peso (kg)	3582	3977	3769	4108
Lontitud total (m)	8.560	8.560	8.560	8.560	Diámetro (m)	2.195	2.195	2.195	2.362
Aplicaciones	Boeing 747	A.310	Boeing 767/747	A300-600/MD-11	Longitud (m)	4.496	4.394	3.998	4.087
MOTORES RB211-524D	RB211-524D4	RB211-524D4	RB211-524D4-B	RB211-524D4D	MOTORES CFM56	CFM56-2	CFM56-3B-2	CFM56-5-A1	CFM56-5 Growth
Empuje de despegue (kn) (NM.est)	235.6	235.6	235.6	257.8	Empuje de despegue (kN) (NM-st)	106.7	97.8	111.1	127.1
Temperatura para emp. máx. (° C)	30	30	30	30	Temperatura para máx. emp. (° C)	30	30	30	30
Relación de derivación	4.3	4.3	4.3	4.3	Relación de derivación	6.0	4.9	5.0	5.0
Relación de presión total	31	31	31	33	Relación de presión total	26.4	24.3	26.5	28.8
Temperatura entrada turbina (° C)	1254	1249	1228	1250	Gasto de aire (kg/s) (correg.)	372.4	309.8	386.9	404.2
					Peso (kg)	2092	1951	2204	2295
					Diámetro (m)	1.735	1.524	1.735	1.735
					Longitud (m)	2.431	2.365	2.423	2.423

Continúa →

es difícil, ya que la especialización de esta clase de aviones impone a sus motores condiciones muy diferentes dictadas por la aplicación primaria del avión.

En un avión de caza la condición primordial es la rapidez, tanto para despegar y alcanzar la cota de combate en el menor tiempo posible, como para aproximarse a su objetivo y situarle dentro del alcance de sus armas. Desde este punto de vista el turborreactor de simple flujo con postcombustión resulta el propulsor ideal, ya que es capaz de conseguir las mejores relaciones empuje/peso y empuje/área frontal. El principal inconveniente es su elevado consumo de combustible, lo cual le sitúa en cierta desventaja, cuando se considera el peso conjunto del motor y combustible para el cumplimiento de una determinada misión. La reducción del consumo de combustible va ligada a mejoras aerodinámicas en el conjunto compresor-turbina, a aumentos de rendimiento de la combustión, tanto en las cámaras primarias como en el postcombustor, y a una optimización del rendimiento propulsivo.

La mejora del rendimiento del conjunto compresor-turbina ha conducido a diseños con doble y triple árbol, así como al uso de etapas de incidencia variable, con las consiguientes complicaciones mecánicas y de control asociadas a estos sistemas.

El aumento del rendimiento del ciclo térmico implica una elevación de la temperatura de entrada a turbina, lo cual conduce al empleo de nuevos materiales para álabes y a la mejora de la refrigeración de los mismos. Para mejorar el rendimiento de la postcombustión es necesario decelerar la corriente en un difusor a la salida de la turbina en una zona en la que la temperatura de los gases es todavía bastante alta.

Para mantener un rendimiento propulsivo aceptable en todas las condiciones, que van desde vuelo a baja velocidad y baja cota hasta el vuelo estratosférico a alto número de Mach, ha sido preciso acudir a tomas de aire de geometría variable y a toberas convergentes o convergentes-divergentes con control de su área de salida y de su área de garganta. Estas exigencias se hacen más críticas a medida que se amplía el dominio de vuelo de operación del avión. En las condiciones de gran maniobrabilidad en que puede operar un moderno avión de combate, que implica el vuelo con grandes ángulos de ataque, el diseño de la toma de aire debe resistir estas

condiciones sin provocar una distorsión excesiva en la corriente que alimenta el motor, el cual a su vez, debe ser capaz de tolerar las inevitables distorsiones de corriente.

Todo este panorama se complica cuando se intenta ampliar el uso del avión a otras operaciones que no sean simplemente la interceptación a corta distancia y se pretendan realizar misiones de patrulla, de vigilancia, escolta a aviones de ataque, o incluso ataque al suelo, con radios de acción intermedios y penetración a baja cota y alto número de Mach. En estos casos el consumo de combustible reducido empieza a ser, cada vez más, una exigencia crítica y el turborreactor simple ha dado paso al turborreactor de doble flujo, como propulsor de los modernos aviones militares.

Un parámetro importante a fijar en estos motores es la relación de derivación entre flujo de aire que no penetra en el propio generador de gas y el que es elemento activo en el mismo, ya que su aumento se refleja inmediatamente en una reducción del consumo específico de combustible, a cambio de un mayor peso y área frontal.

La tendencia moderna es utilizar motores con una relación de derivación pequeña, del orden de 0,3, para aviones cuya misión principal es la interceptación, y algo más elevada, del orden de 1, para aviones de ataque al suelo. Se va generalizando la configuración del doble conjunto giratorio, uno para actuación del ventilador-compresor que actúa sobre el flujo total y otro para el compresor del propio generador de gas. La postcombustión se realiza sobre el flujo total, una vez mezclados el flujo primario y secundario, con una notable mejora de rendimiento de la misma y un aumento de la relación de empuje con postcombustión a empuje sin ella.

En el ciclo básico se utilizan relaciones de compresión entre 20 y 30 y temperaturas de entrada a turbina superiores a 1.850° K, lo cual representa exigencias térmicas y mecánicas muy importantes para los distintos componentes del motor.

En cuanto al tipo de tobera depende esencialmente del avión en que se pretende instalar el motor. Para números de Mach no superiores a 2 la tobera convergente con control de área de salida puede ser suficiente para tener un rendimiento aceptable. A velocidades superiores se hace ya necesaria la tobera convergente-divergente, la cual, idealmente, debería tener un control independiente de sus áreas de garganta y salida; sin embargo, con una adecuada selección de un

enlace mecánico entre pétalos, e incluso permitiendo una cierta flojación de los mismos en la corriente, se puede conseguir una tobera convergente-divergente de buen rendimiento controlando sóla mente una de sus áreas.

Actualmente se estudia también la aplicación de toberas bidimensionales en lugar de las convencionales axisimétricas para los motores de los aviones de combate con amplio margen de números de Mach. El diseño mecánico de estas toberas, para poder controlar sus áreas, es más complicado que en las convencionales, pero ofrecen un mejor rendimiento propulsivo y una mayor facilidad para la orientación de la dirección del empuje, característica muy deseable para mejorar la operatividad de los aviones.

La posibilidad que han ofrecido los avances en la microelectrónica, para constituir sistemas de alta fiabilidad operativa y de poco peso y volumen, se provecha en las unidades denominadas DECU (Digital Electronic Control Unit) que reciben y procesan la información de los parámetros que caracterizan el funcionamiento del motor y ajustan, consecuentemente, el flujo de combustible de alimentación. Igualmente se utilizan en las unidades de vigilancia EMS (Engine Monitoring System) que recogen automáticamente información de la evolución con el tiempo de parámetros característicos del estado del motor con vistas a decidir las oportunas acciones de mantenimiento.

EL TURBORREACTOR EN AVIONES DE TRANSPORTE

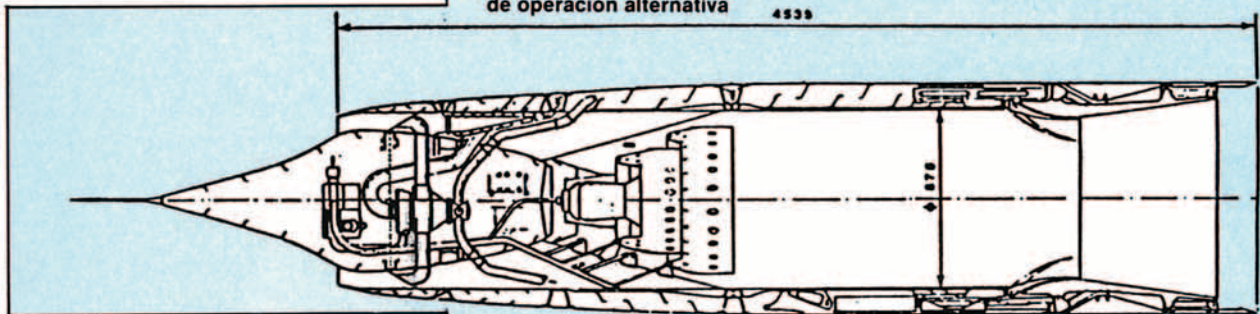
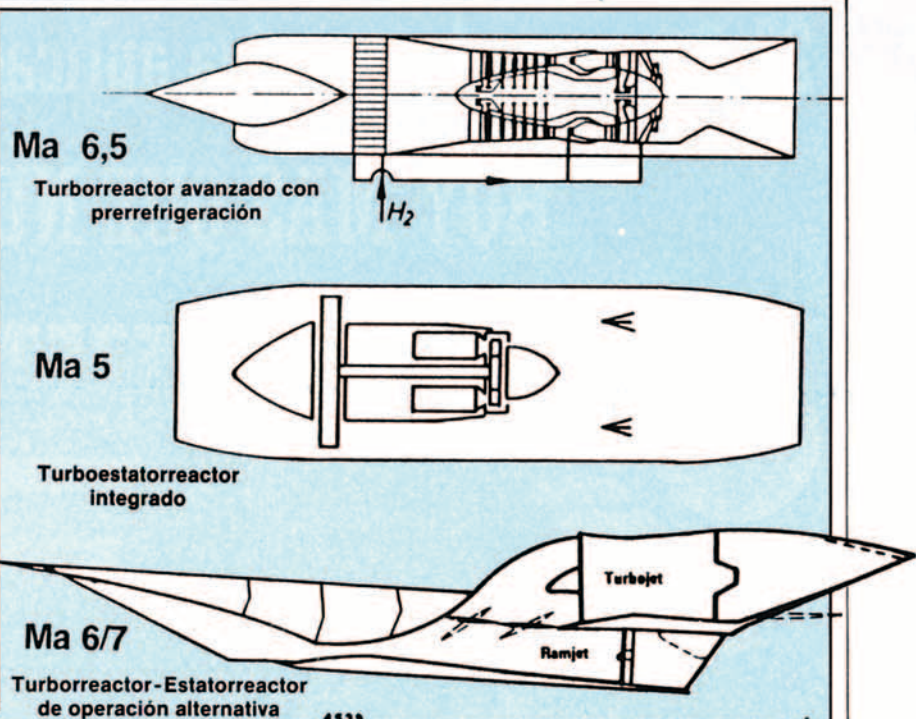
Cuando se pasa del avión de combate al avión de transporte, tanto civil como militar, el énfasis en las características del motor se desplaza hacia el consumo de combustible reducido puesto que con ello se consigue, por una parte, aumentar la carga de pago para una operación determinada y, por otra, reducir los costes de operación, ya que a partir de la crisis de los años 70 el coste del combustible ha pasado a ser un componente importante del coste total.

Otra exigencia clave en los motores para su aplicación civil es la reducción de sus costes de mantenimiento, alargando lo más posible el tiempo entre revisiones, simplificando al máximo éstas y procurando ir a sustituciones de elementos "según su estado" (on condition) en lugar de su retirada en tiempos fijos.

En cuanto a sus condiciones operativas, con excepción de su aplica-

ción al avión Concorde, su utilización está limitada a aviones subsónicos, por lo cual son motores sin postcombustión y, en la mayoría de los casos, con una tobera de área fija optimizada para condiciones de vuelo en crucero. Además, como los aviones operan en aeropuertos con muy diversas condiciones de altura y temperatura, los motores suelen tener unas limitaciones mecánicas inferiores a las termodinámicas (flat rated) para no dimensionar el motor para unas condiciones de operación que va a alcanzar durante muy contadas ocasiones a lo largo de su vida operativa. Esta filosofía de proyecto contribuye también a una reducción de costes de mantenimiento.

Al comparar el motor de aplicación civil con el de aplicación militar aparece también el condicionante relativo al ruido, ya que no podrá ser instalado en ningún avión si no se cumplen las correspondientes normas (FAR. 36 o equivalentes) y, por el momento, el ruido del motor representa la principal con-



tribución al ruido total producido por el avión.

Todos estos condicionantes conducen a turborreactores para aplicación civil de dos o tres árboles, con una relación de derivación continuamente creciente a lo largo de los últimos años y con una tobera de sección constante pero en la que hay que tomar precauciones para reducción de ruido con un buen mezclado de flujos antes de la salida. También es necesario equipar el motor con dispositivos para inversión del empuje al objeto de poder emplearlo como freno durante la operación de aterrizaje.

Los grandes motores, con empujes superiores a 250 kN, tienen en la actualidad relaciones de presión del orden de 30, relaciones de derivación superiores a 4 y temperaturas de entrada en turbina entre 1.500° K y 1.800° K. Su consumo específico en condiciones de crucero está aproximándose a la cifra de 0,5 kg/kp-h (15 mgr./Ns) considerada utópica hace sólo unos años para un turborreactor.

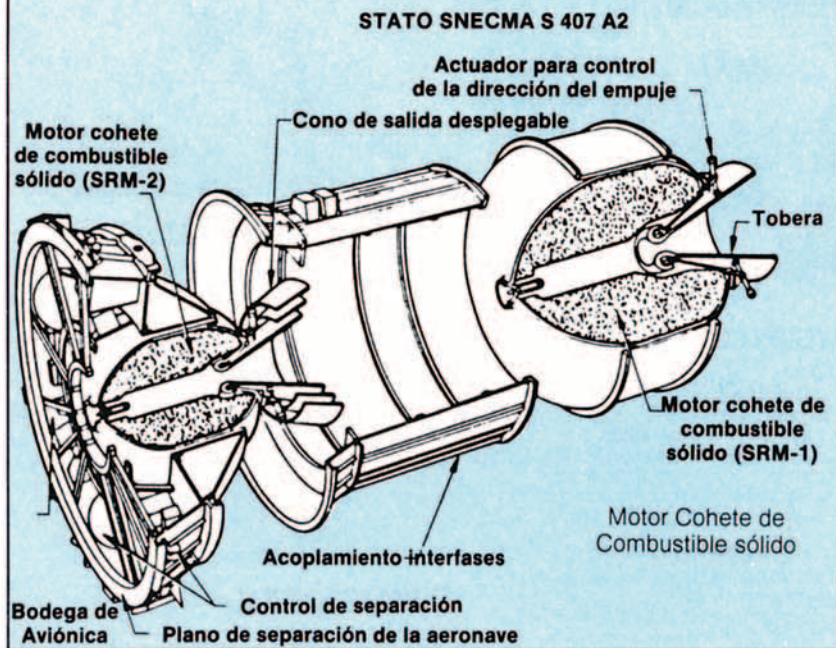


Fig. 2 - Sistemas propulsivos para la aeronave espacial

Una característica que viene siendo habitual en los últimos años es el suministro por parte del motorista de un motor carenado. De esta forma el fabricante del avión puede ofrecer su producto en el mercado equipado con diferentes tipos de motores, ya que el cambio de uno por otro representa modificaciones mínimas en el propio avión.

Recientemente distintos fabricantes de motores están estudiando y ensayando soluciones propulsivas denominadas "propfan" o "unduc-

lite artificial, se inició en 1957 gracias a la disponibilidad de cohetes de combustible líquido. Desde entonces se han ido cubriendo objetivos cada vez más ambiciosos siempre basándose en lanzadores de motores cohete de combustible líquido, con diversas combinaciones de combustible y comburente, y, más recientemente, utilizando también cohetes de combustible sólido, de apoyo al lanzamiento.

En este momento, superada ya la primera fase de la conquista del

pero la necesidad de aumentar al máximo la carga de pago obliga a estudiar nuevos medios de propulsión aprovechando el oxígeno atmosférico como comburente mientras la aeronave se encuentra en la atmósfera.

El turborreactor se vuelve a presentar como un propulsor eficaz en el vuelo atmosférico, aun cuando se oriente hacia una alimentación con hidrógeno líquido como combustible debido al mayor impulso específico de la combinación hidrógeno-

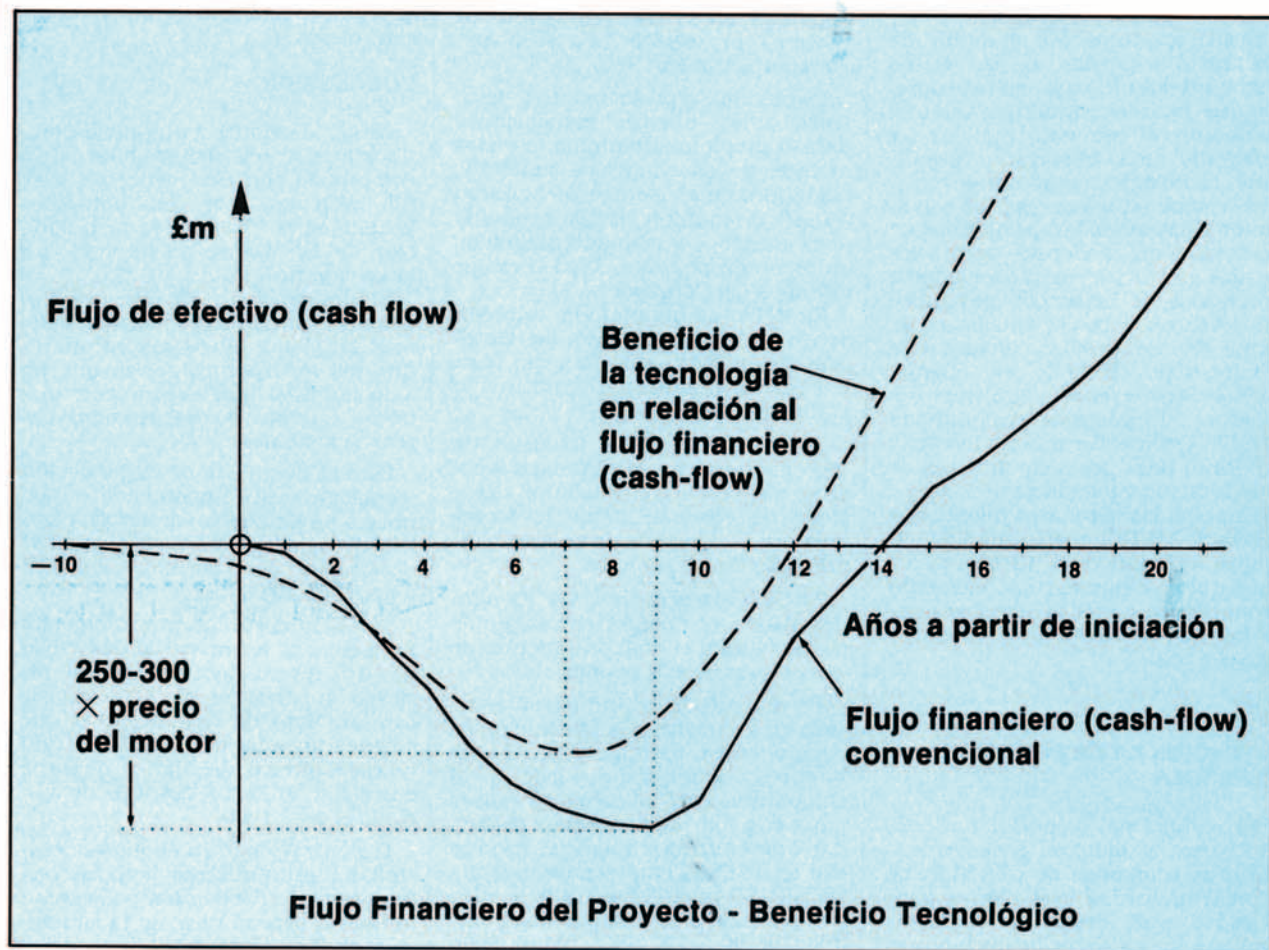


Fig. 3— Evolución del flujo financiero en el proyecto de un turborreactor

ted fan" (UDF). En esencia no son más que la sustitución del ventilador, que suministra el flujo secundario en el turborreactor, por una hélice de alta solidez, pequeño diámetro y alto régimen que suministra la mayor parte del empuje total del sistema propulsor.

LA PROPULSION EN LA AERONAVE DE TRANSPORTE ESPACIAL

La Era del Espacio, con la colocación en órbita terrestre de un saté-

espacio, se intentan establecer estaciones espaciales en órbita terrestre y normalizar el transporte entre ellas y la Tierra. El avión de transporte espacial debe ser un vehículo reutilizable que operará en la atmósfera terrestre durante las operaciones de despegue, ascenso y subida, así como en la reentrada, planeo y aterrizaje, pero que necesitará también una propulsión fuera de la atmósfera.

Los primeros intentos y proyectos, Shuttle y Hermes, están basados en la propulsión por motores cohete,

oxígeno que la de queroseno-oxígeno. Pero la aeronave espacial alcanza pronto velocidades muy altas que obligan a una refrigeración del aire comprimido en el difusor de entrada o al eliminar el compresor del turborreactor, convirtiéndolo en un estatorreactor, si no se quiere sobrepasar el límite de temperatura de los materiales.

Ya fuera de la atmósfera terrestre es necesario utilizar oxígeno líquido como comburente y el motor se convierte en un cohete convencional de combustible líquido.

Estas combinaciones de turbocohete, y turboestatorcohetes están recibiendo una atención preferente por parte de las oficinas de proyectos que estudian nuevas formas de propulsión para las aeronaves de transporte espacial y para el futuro avión orbital de transporte intercontinental, parte de cuyo crucero se desarrollará fuera de la atmósfera terrestre.

LA PROPULSION DE OTRAS NAVES

Desde los años 50 el motor de turbina ha pasado a ser grupo motor preferente para los helicópteros que han encontrado en los turbomotores el elemento que les ha permitido una importante expansión tecnológica, eliminando muchos componentes necesarios con el motor alternativo. Los programas de desarrollo de modernas aeronaves de alas giratorias están asociados a programas de desarrollo de turbomotores con especial énfasis en la reducción de peso y consumo de combustible, teniendo en cuenta, además los recientes requisitos derivados del programa denominado ENSIP (Engine Structural Integrity Program) para producir motores de alta duración y tolerancia al daño.

También las aeronaves pilotadas a distancia (RPV) han añadido al motor alternativo el turborreactor de pequeño empuje, como elemento propulsor en aquellas aeronaves para las que se desea una velocidad algo elevada.

SITUACION DE LA INDUSTRIA ESPAÑOLA

El panorama tecnológico de la industria de motores para aeronaves, que acabamos de describir, ha representado una evolución a nivel mundial que, desde las primeras realizaciones a partir de los motores para automóviles, ha pasado por una fuerte concentración de industrias en todos los países que, incluso participan en programas de desarrollo internacionales, para hacer frente al gran aumento de los costes de desarrollo de nuevos programas y tratar de garantizar un mercado mínimo que haga rentables los nuevos motores.

España empezó a seguir un camino paralelo al mundial, con dos industrias fabricantes de motores para avión antes de nuestra guerra, Hispano Suiza y Elizalde, que se fusionaron en la Empresa Nacional de Motores de Aviación después de nuestra guerra, y la cual emprendió

un programa de desarrollo de motores alternativos en el margen de potencias de 90 a 750 hp, en estrecha conexión con el programa de prototipos nacionales.

Pero en este punto se acabó el paralelismo, ya que España no se incorporó al desarrollo de turborreactores, con excepción de un programa de desarrollo de un turborreactor en el INI durante los años 60 que no pasó de su fase de prototipo. ENMASA fabricó con licencia algunos motores Marboré VI para el avión SAETA pero centró su actividad en el mantenimiento de motores, proseguida tras su absorción por CASA en 1972.

Iberia, por su parte, montó y desarrolló unas buenas instalaciones para el propio mantenimiento de los motores de los aviones de su flota y, posteriormente, dentro del grupo ATLAS, de motores de aviones de la flota de las compañías integradas en dicho grupo, tales como el motor Olympus del Concorde.

El INTA ha mantenido también activo su Departamento de Moto-propulsión con sus bancos para ensayo de motores alternativos y turborreactores.

Por su parte en las Escuelas de Ingenieros e Ingenieros Técnicos Aeronáuticos, se ha continuado el desarrollo de enseñanzas de motopropulsión y se dispone de talleres para prácticas de los alumnos.

En las Maestranzas del Ejército del Aire se dispone de algunos medios para el mantenimiento de los motores de sus aviones.

Pero la situación industrial española en lo relativo a la fabricación de componentes, montaje y prueba de motores sigue siendo atípica al compararla con la de otros países europeos con mucha menor capacidad aeronáutica que la nuestra. Por ello en 1983 la empresa de ingeniería SENER inició un estudio técnico y económico para analizar la factibilidad de creación de una industria dedicada a la fabricación de componentes de turborreactores, con capacidad de montaje final y prueba de motores completos, así como con posibilidad de participar en proyectos de futuros turborreactores en programas internacionales. Como resultado de este estudio se ha tomado la decisión de crear la empresa SRTP (Sener Turbopropulsión) con la finalidad antes indicada, después de demostrar su factibilidad técnica y económica. En esta empresa participan junto a SENER algunas de las más importantes empresas europeas en el campo de los turborreactores, de las que, por encargo del gobierno espa-

ñol, SENER es socio dentro de la compañía Eurojet, encargada del desarrollo del nuevo motor para el Caza europeo Eurofighter.

Esta decisión representa un paso importante para volver a situar a España en la posición que tuvo en el pasado en lo relativo a la industria de motores para aviación. Además supone una actividad de rentabilidad económica demostrada, un impulso para el desarrollo tecnológico avanzado y una base de mayor independencia para el uso de sistemas de armas, que hasta ahora, dependen totalmente de motores extranjeros.

CONCLUSION

Desde la primitiva propulsión producida por el motor alternativo combinada con una hélice de paso fijo utilizada por los hermanos Wright en el Flyer hasta la propulsión del Shuttle se ha recorrido un largo camino.

El desarrollo de motores es, sin embargo, un proceso normalmente más largo que el de las aeronaves que los incorporan, por lo que ha sido habitual que al proyectar una nueva aeronave se cuente con motores ya existentes.

Pero la búsqueda de la perfección tecnológica está imponiendo en los nuevos programas un desarrollo paralelo de la aeronave y su propulsor (Programas del Tornado, EFA, ATF americano, LHX y STS).

También desde un punto de vista financiero la aventura de desarrollo de un nuevo motor implica un riesgo superior al de la aeronave, con un flujo de caja negativo que alcanza un valor de unas 250 a 300 veces el precio del motor de serie entre 9 y 10 años después de iniciado el desarrollo.

Tras un período en el que se desarrollaron gran número de industrias motoristas en todos los países con industria aeronáutica, en la actualidad se ha producido una fuerte concentración y cada vez son más frecuentes los programas de colaboración internacional.

No obstante los progresos continúan para resolver las demandas de propulsión de los nuevos tipos de aeronaves y para mejorar la economía de operación de las actualmente existentes.

En España existe ya una capacidad técnica de base para poder contribuir al desarrollo de futuros motores para aviación y se podía también participar en la fabricación de parte de los mismos, tan pronto como una industria del tipo de SRTP esté en pleno funcionamiento. ■