

SISTEMAS DE PROPULSIÓN

CARLOS SÁNCHEZ TARIFA

Catedrático Propulsión Aérea y Espacial. Sener, Ingeniero Jefe Programa EFA

1. INTRODUCCIÓN

1.1. SISTEMAS DE PROPULSIÓN

Se analiza en este trabajo el estado del arte y problemas de desarrollo de los sistemas de propulsión utilizados en aeronaves y misiles. Teniendo cuenta el contenido general del ciclo de conferencias, se limitará este estudio a los sistemas de propulsión típicamente aeronáuticos, que son fundamentalmente aquellos que utilizan el aire para la combustión. Son los denominados "air breathing engines" o aerorreactores.

Teniendo en cuenta la existencia de sistemas de propulsión de tipo mixto y las misiones aeronáuticas y espaciales, también de tipo mixto, que se encuentran en estudio, se ha considerado conveniente incluir una breve reseña sobre el conjunto de estas misiones aéreas y espaciales, definiendo el lugar que ocupan en ellas los sistemas de propulsión de tipo aerorreactor.

Los sistemas de propulsión aeronáuticos y espaciales son requeridos para realizar una gran variedad de misiones, abarcando desde los muy pequeños empujes durante varios años de actuación, característicos de algunos sistemas de propulsión empleados en satélites, hasta los muy grandes empujes actuando durante tiempos muy cortos, como los impulsores o "boosters" de un lanzador espacial o de un misil balístico intercontinental.

Las misiones pueden dividirse en dos grandes grupos según que en ellas la gravedad sea un parámetro fundamental o que sea de escasa o nula importancia para la elección del sistema de propulsión.

Las primeras son las que pudieran denominarse misiones de superficie, que a su vez pueden dividirse según tengan o no sustentación aerodinámica. Las misiones en las que la gravedad es de escasa importancia para la propulsión son las que pudieran denominarse misiones espaciales.

En la Fig. n° 1 se incluye un resumen de las misiones aeroespaciales, clasificadas por sus dos variables más importantes: el tiempo característico de la misión y la relación empuje/masa de los sistemas de propulsión que se requieren para llevarlas a cabo.

En misiones de superficie que requieren altas relaciones empuje/masa y de corta duración, se utilizan motores cohete, así como en sistemas en los que interesa la sencillez y bajo coste de estos motores (misiles).

Los aerorreactores impulsan la práctica totalidad de las aeronaves, y recientemente un creciente número de misiles (Fig. 2) de medio alcance, a causa de la gran ventaja de su bajo consumo comparado con el de los motores cohete. Finalmente, se encuentran en fase de estudio la utilización de estos sistemas de propulsión, para la puesta de cargas en órbita, bien para impulsar una parte del lanzamiento o incluso para la totalidad del mismo.

12. PARÁMETROS CARACTERÍSTICOS DE UN SISTEMA PROPULSOR

En un sistema de propulsión, y concretamente en los aerorreactores, pueden definirse una serie de parámetros que caracterizan sus condiciones funcionales y operaciones. Son los siguientes:

a) Parámetros Funcionales

- Empuje por unidad de masa I_m
- Empuje por unidad de energía consumida I_e

Este último parámetro es proporcional al rendimiento global del sistema propulsor:

$$I_e = \frac{P_u}{C_e} \quad (1)$$

En la que $P_u = E \dot{V}_o$ es la potencia útil, y C_e es la energía total consumida en la unidad de tiempo.

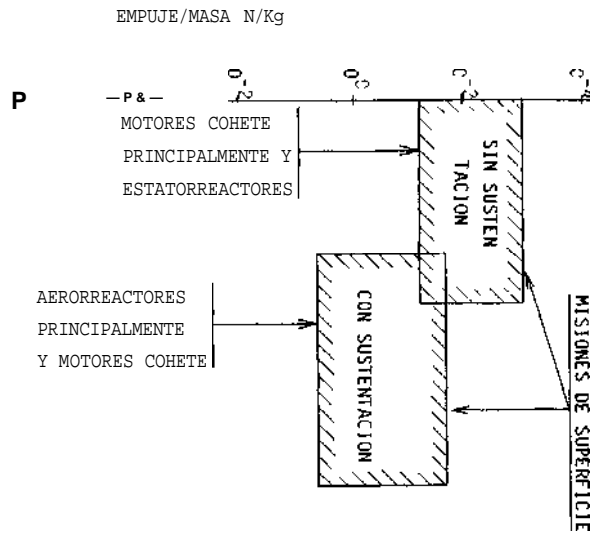
El rendimiento global es igual al producto de un rendimiento energético η_E por un rendimiento de la propulsión r_{ip} :

$$\eta_g = \eta_E r_{ip} \quad (2)$$

ANZ:

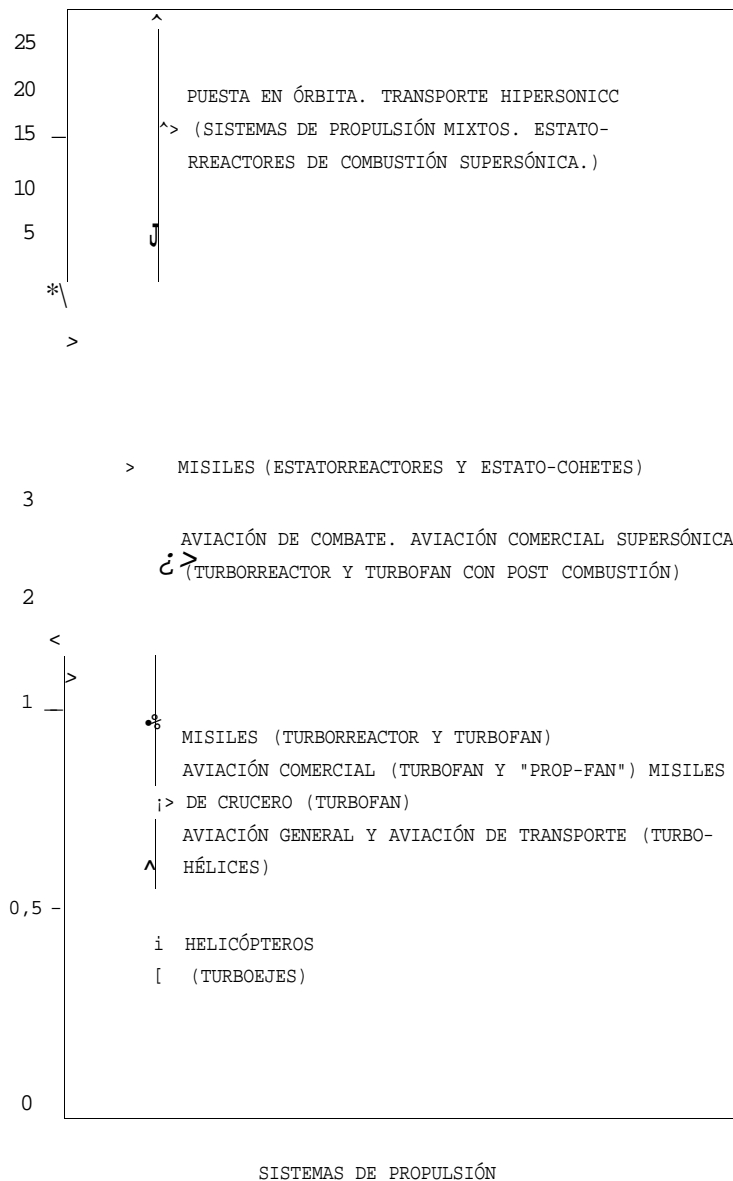


SISTEMAS DE PROPULSIÓN ESPACIAL



v

FIG.2 AERORREACTORES. MISIONES
 PARA DISTINTOS RANGOS DE MACH



En la que:

$$V_e = \sqrt{\frac{2C_{em}}{\rho}} \quad (3)$$

$$VP = \frac{-k}{\rho \cdot f_m} \quad (4)$$

siendo C_{em} la energía mecánica producida en la unidad de tiempo.

A velocidades de vuelo que no sean hipersónicas, el rendimiento energético coincide con el rendimiento termodinámico del ciclo:

$$V_e = \sqrt{\frac{2C_{em}}{\rho}} \quad (5)$$

y el rendimiento de la propulsión se expresa mediante la fórmula:

$$\eta_p = \frac{V_e}{V_Q} \quad (6)$$

en la que V_e es la velocidad de eyección de los gases.

Frecuentemente el empuje por unidad de energía consumida se sustituye por el impulso específico I_e , igual al empuje por unidad de masa de combustible consumido en la unidad de tiempo, o por su inverso, el consumo específico C_e .

b) Parámetros Operacionales

Los principales son la vida, confiabilidad y coste del ciclo de vida del sistema propulsor, incluyéndose en éste el coste de inversión, y los costos operacionales; entre ellos principalmente el consumo de combustible y el de mantenimiento.

c) Aspectos Ambientales

Finalmente, se señala que los aspectos ambientales de los sistemas de propulsión van teniendo cada vez mayor importancia: contaminación atmosférica en la baja y en la alta atmósfera y muy especialmente el ruido.

2. ESTADO DEL ARTE

2.1. CLASIFICACIÓN

El estado del arte y problemas de desarrollo de los aerorreactores se analizarán dividiéndolos en los siguientes grupos:

- Aviación civil.
- Motores de turbina para misiones militares.
- Propulsión supersónica e hipersónica.

2.2. AVIACIÓN CIVIL

Comprende este apartado los turborreactores de doble flujo o turbofan, turborreactores (en la práctica ya no se utilizan para aplicaciones comerciales), turbohélices, turboejes y "prop-fans".

Esquemáticamente, se representan estos motores en la Fig. 3.

Se estudiarán previamente los problemas termodinámicos o del ciclo de los motores, para estudiar a continuación el estado del arte en el aspecto propulsivo, para concluir con los problemas de los componentes orgánicos de los mismos: compresores, turbinas, cámaras de combustión, etc. en sus aspectos fluidodinámicos, esfuerzos estáticos y dinámicos, materiales, vida y confiabilidad.

2.2.1. Estudio Termodinámico

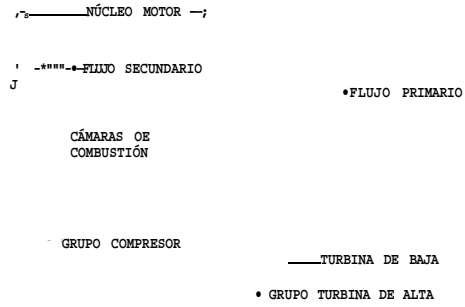
Con objeto de simplificar el estudio termodinámico de los diversos tipos de motores, puede referirse este estudio al denominado "core engine" o núcleo motor, que existe en todos los citados tipos de motores* (Figs. 3a, 3b y 3c) y que comprende la parte fundamental del ciclo.

Para definir el rendimiento y la potencia del núcleo motor hay que tener en cuenta que en la turbina de alta ha de incluirse la potencia necesaria para comprimir el flujo primario en el "fan", cuando éste exista.

* Constituye el motor completo en un turborreactor. El núcleo motor es denominado también generador de gas.

FIG. 3 ESQUEMAS DE AERORREACTORES

FIG. 3A - TURBOFAN



3B - TURBOHÉLICE
TURBOEJE O "PROP-FAN"

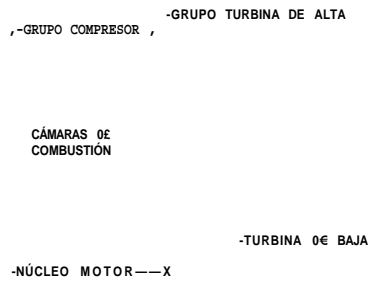
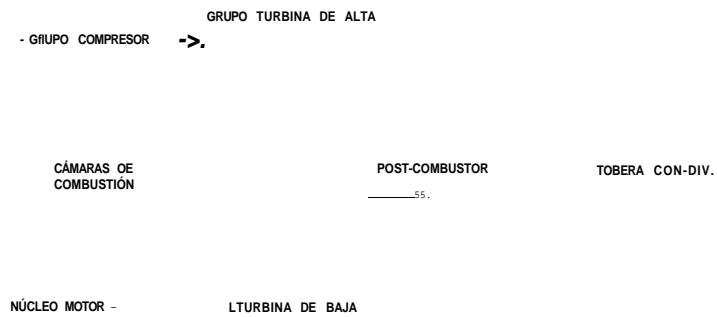


FIG. 3C - TURBOFAN CON POST-COMBUSTION



Se señala que este estudio se extiende también a los motores con post-combustión, (Fig. 3c), típicos para la propulsión de aviones de combate.

El rendimiento termodinámico del núcleo motor y su potencia por unidad de gasto de aire P_{0a} dependen fundamentalmente de las siguientes variables:

- Temperatura máxima del ciclo, T_{cc}
- Relación de compresión, Y_{icp}
- Rendimiento de los compresores, r_{jco}
- Rendimiento de las turbinas, t/tu
- Caudal del aire sangrado de los compresores para refrigeración, m_r
- Pérdidas de presión en la cámara de combustión, A_{pcc}
- Rendimiento de la combustión, $J_c C$

Los valores típicos de estos parámetros se muestran en el Cuadro n° 1.

Para valores característicos de estos parámetros correspondientes a un motor turbopropulsor comercial grande (altos valores de los rendimientos, $r_{icp} \sim 35$, $T_{cc} \sim 1600$ K), en el Cuadro n° 2 se muestran los resultados de un análisis de sensibilidad* del rendimiento termodinámico y de la potencia por unidad de gasto para variaciones unitarias de los citados parámetros.

A la vista de este análisis de sensibilidad y de los excelentes valores ya alcanzados por los rendimientos orgánicos y por los coeficientes de pérdidas, resulta muy difícil aumentar el rendimiento termodinámico a base de mejorar solamente estos valores. Como se verá más adelante, la mejora de los componentes orgánicos tiene también otros objetivos, incluso de mayor importancia.

Asimismo, no se puede incrementar sensiblemente el rendimiento termodinámico aumentando la temperatura de fin de combustión a base de incrementar los caudales de refrigeración, ya que incluso el efecto se hace rápidamente negativo. No obstante, la potencia por unidad de gasto, aumenta hasta mayores niveles que la temperatura de fin de combustión. Al aumentar esta potencia también aumenta el empuje por unidad de gasto y el empuje por unidad de peso, siendo ésta una de las

* Según Ref. 12

razones por las que los motores diseñados para aviones de combate utilizan mayores temperaturas de combustión que los motores comerciales.

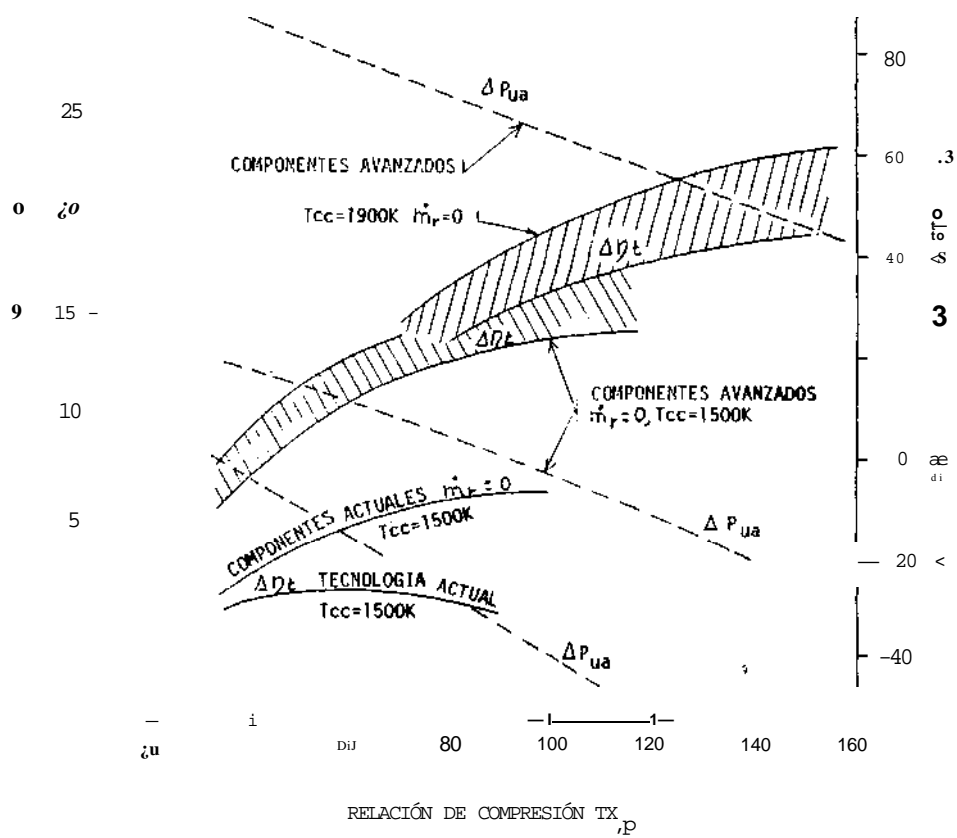
CUADRO N ^o 1	
VALORES TÍPICOS DE LOS PARÁMETROS CARACTERÍSTICOS DEL NÚCLEO MOTOR	
PARÁMETRO	RANGO DE VALORES
T_c	1200 - 1700 K
T_{lcp}	25-40 (turbofan-grandes) 4-15 (motores pequeños)
$\% \epsilon_0$	0,85-0,88
l_{tu}	0,86 - 0,90
m_t	- 0 - 10%
$A \epsilon$	0,95 - 0,97%
$\% \epsilon$	$\sim \bar{\epsilon}$ (a regímenes elevados)

La relación de compresión es el parámetro que permite un mayor rango de variación. Aumentando la relación de compresión por encima de los valores clásicos que se utilizan en un turbofan comercial grande (del orden de 35), apenas si se ganaría rendimiento termodinámico, mientras que se reduciría la relación potencia por unidad de gasto de aire. (Fig. 4) *.

Muy diferente sería la situación si la introducción de los nuevos materiales para altas temperaturas que se están desarrollando permitiesen prescindir de la refrigeración o incluso aumentar las temperaturas. Ello permitiría aumentar considerablemente la relación óptima de compresión, y con ella el rendimiento termodinámico

Figs. 4,8 y 10 según Ref. 12

FIG4. VARIACIÓN DEL RENDIMIENTO Y LA POTENCIA POR UNIDAD DE GASTO CON LA RELACIÓN DE COMPRESIÓN



y por tanto el consumo específico. También ello implicaría que disminuyese en menor proporción la potencia por unidad de gasto de aire.

Aumentos de los rendimientos orgánicos, aún en pequeña cuantía, mejorarían considerablemente la situación en cuanto a utilización de elevadas relaciones de compresión. Hay que tener en cuenta que el funcionamiento motor tendería al del ciclo ideal, en el cual el rendimiento termodinámico tiende asintóticamente a la unidad con la relación de compresión. Todas estas conclusiones pueden verse en la citada Fig. 4.

CUADRO N° 2

ANÁLISIS DE SENSIBILIDAD DEL RENDIMIENTO TERMODINÁMICO Y POTENCIA POR UNIDAD DE GASTO DE UN NÚCLEO MOTOR

($M_o = 0,8$, $a = 10.000$ m)

Parámetro	Rendimiento Termodinámico	Potencia por unidad de Gasto
Tcc (+1%)	+ 0.015%	+ 0.08%
ricp(+1%)	+ 0.7 %	+ 0.03%
» $\lambda\omega$ (+ 1%)	+ 0.4 %	+ 0.8 %
Vtu (+ 1%)	+ 0.4 %	+ 0.45 %
rrit (+ 1%)	-0.2 %	-1.3 %

2.2.2. Estudio Propulsivo

Como es sabido, el rendimiento de la propulsión de un turborreactor es muy bajo en las condiciones típicas de crucero de la aviación comercial ($M_o \sim 0.8 - 0.9$, a 10.000 m). Por ello, este tipo de motor ha sido totalmente sustituido en la aviación comercial por los turborreactores de doble flujo o turbofan.

El rendimiento de la propulsión de un turbofan tiene un máximo, y en consecuencia el consumo específico tiene un mínimo, en función de la relación de caudales A entre el flujo secundario m_s y el flujo primario m_p . (Fig. 5). A su vez, como era de esperar por su definición, estos valores óptimos de A son una función extraordinariamente sensitiva de la velocidad de vuelo. (Fig. 6).

En condiciones de vuelo de crucero, los valores óptimos de A son elevados, mucho mayores de los que se han conseguido en la práctica.

Por ello, desde la introducción del turbofan, hace ya más de treinta años, se ha ido aumentando la relación de flujos A hasta alcanzar valores del orden de 6 en los motores actualmente en servicio. No obstante, el problema no está todavía resuelto.

Al aumentar el nivel tecnológico de los motores con mejores rendimientos orgánicos y mayores temperaturas de fin de combustión; los valores óptimos de A aumentan, como consecuencia de incrementarse la velocidad de salida de los gases del flujo primario. (Fig. 6). Por ello, hay importantes programas de investigación y desarrollo para resolver estos problemas y beneficiarse de las importantes reducciones en consumo específico que potencialmente pueden conseguirse.

Para conseguir aumentar A incrementando el diámetro del "fan", hay que resolver dos problemas: en primer lugar la velocidad de punta de pala del "fan" ha de ser semejante a las velocidades de punta de pala de los compresores, lo que obliga a soluciones biejes y aún triejes para armonizar las velocidades y aún al empleo de engranajes reductores, que es la solución que se ha adoptado para el desarrollo de los turbofan de alta relación de flujos, que han recibido diversas denominaciones *.

El otro problema es el peso y sobre todo la resistencia aerodinámica de la envolvente exterior ("nacelle") del fan.

Actualmente se están llevando a cabo programas de investigación para reducir tanto la resistencia aerodinámica exterior como la pérdida de presión de la vena fluida.

Para aumentar los beneficios que con estos motores de elevados valores de la relación de flujo se pueden conseguir, habría que aumentar el nivel tecnológico del núcleo motor (mayores T_{c} , mejores rendimientos orgánicos). Con ello aumentarían los valores óptimos de A y la introducción de estos motores sería plenamente rentable.

* Ultra high by-pass (UHB) se utiliza con frecuencia

FIG. 5 CONSUMO ESPECIFICO MININO (AOPTIMO) EN VUELO DE CRUCERO (TECNOLOGÍA ACTUAL)

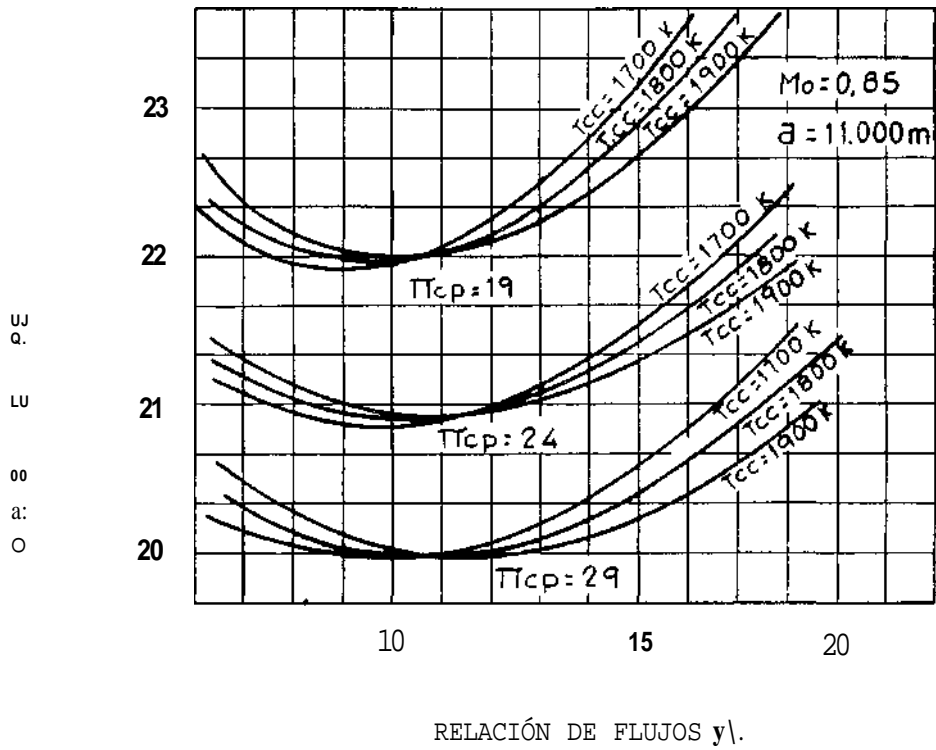
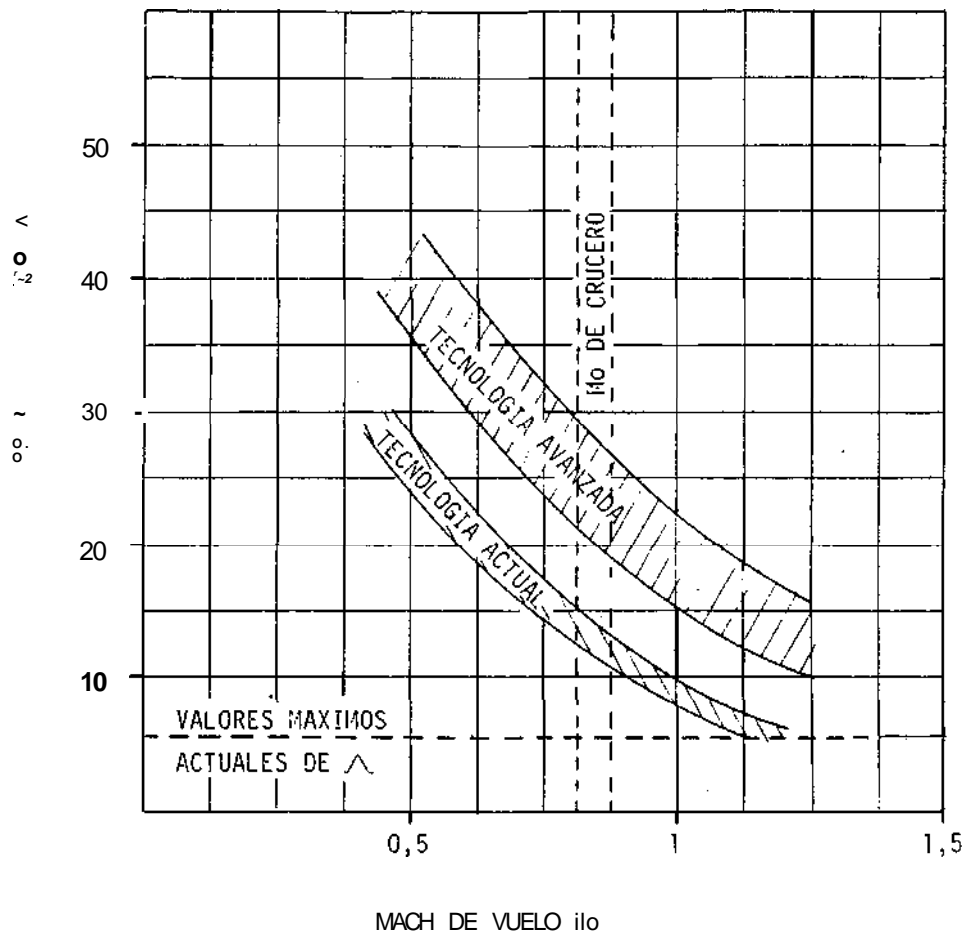


FIG.6 VALORES ÓPTIMOS DE LA
RELACIÓN DE FLUJOS



Hay otra solución al problema del aumento del rendimiento de la propulsión que se encuentra en pleno desarrollo y próxima a su posible introducción. Esta solución consiste en el desarrollo de hélices supersónicas de alto rendimiento en la zona de las condiciones de crucero ($M_0 \sim 0,8 - 0,82$) varias veces mencionadas. Estas hélices se disponen en forma contra-rotatoria, son de reducido alargamiento y la línea del borde de ataque se curva hacia atrás.

Su desarrollo lo está haciendo posible los avances en aerodinámica y la utilización de materiales compuestos de alta relación resistencia/densidad.

Además de la consecución de un elevado rendimiento de la propulsión a elevados números de Mach, los dos problemas de más difícil solución son el del ruido y vibraciones en la cabina.

Se están llevando a cabo dos extensos programas de investigación por la Me Donnell Douglas con aviones MD-80 con prop-fans General Electric en solución de accionamiento por turbinas contra-rotatorias y con prop-fans Allison-Pratt and Whitney accionadas mediante caja de engranajes reductora. Parece ser que los principales problemas de estos sistemas de propulsión están ya resueltos, y su introducción comercial está condicionada por el precio del combustible, cuya subida haría muy atractiva esta solución, aunque existe un cierto temor a una posible reacción negativa de los pasajeros *.

En la Fig. 7* * se resumen los valores de los rendimientos de la propulsión que podrían alcanzarse con los diferentes sistemas.

Finalmente, en la Fig. 8 se muestran los valores del rendimiento global que pueden conseguirse mediante mejoras combinadas de los rendimientos termodinámico y de la propulsión.

2.23 Componentes

Compresores

De todas las ciencias básicas y tecnologías que intervienen en el desarrollo actual de compresores y turbinas, ninguna ha tenido mayor influencia que el cálculo numérico en ordenador, y muy especialmente en fluidodinámica en donde el comun-

* Se trataría de volver nuevamente a la propulsión por hélice. Es curioso a este respecto cómo se ha evitado la denominación de hélice, utilizándose la de prop-fan, unducted-fan y algunas otras.

* * Ref. 13

FIG. 7. RENDIMIENTO DE LA PROPULSIÓN
EN FUNCIÓN DE γ_{λ}

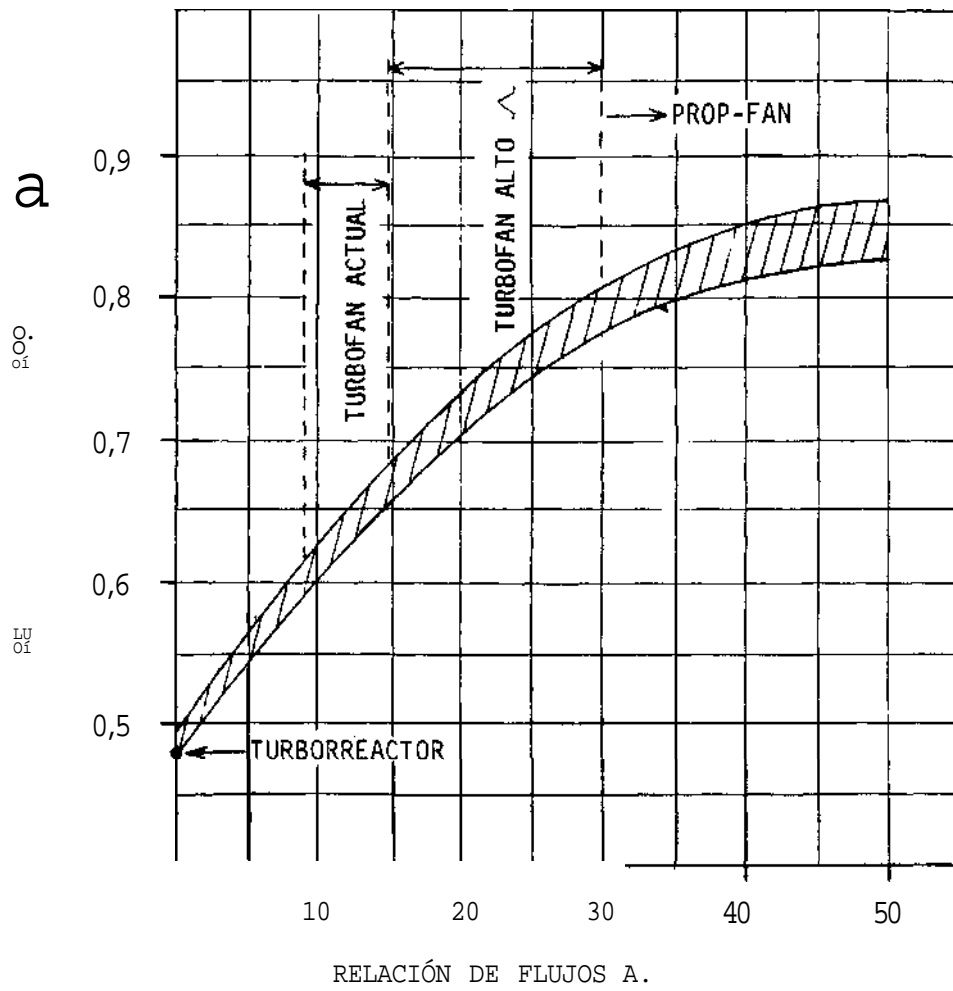
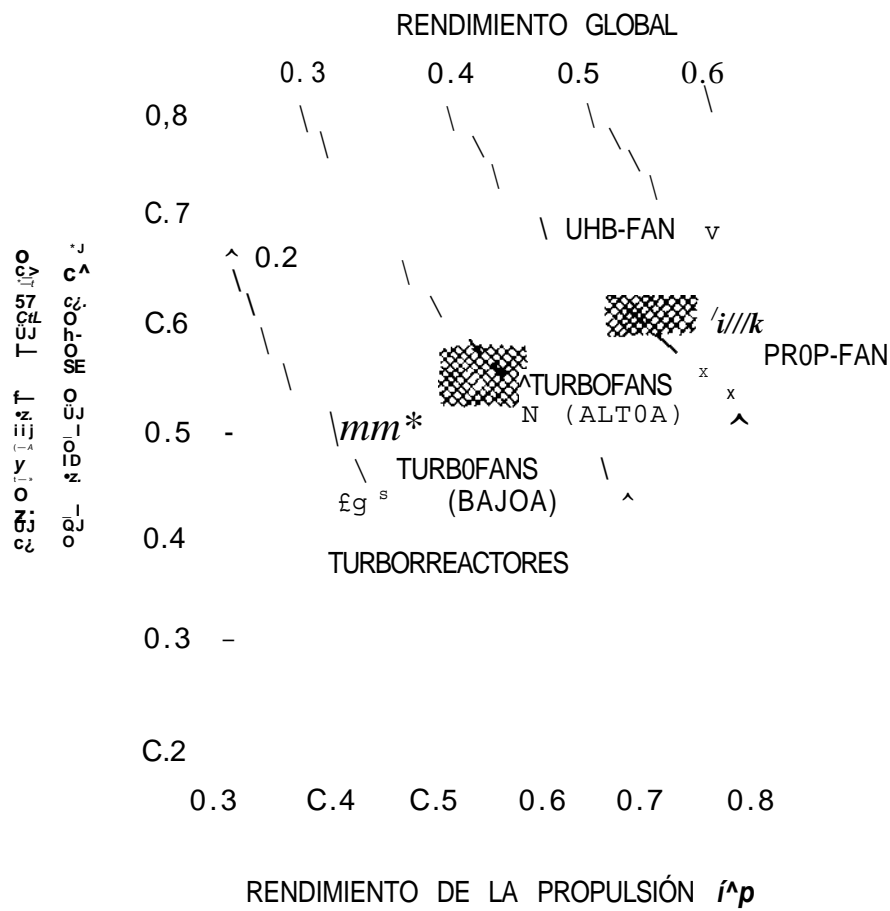


FIG. 8. RENDIMIENTO GLOBAL PARA DISTINTOS SISTEMAS DE PROPULSIÓN.



mente conocido CFD (Computational Fluid Dynamics) está permitiendo avances muy considerables en el estado del arte.

El campo fluidodinámico en un escalón de un compresor axial es extraordinariamente complejo. La corriente cambia de subsónica a supersónica a lo largo de la envergadura de los alabes, existen diversas capas límites, cuya interacción origina flujos secundarios con importantes efectos no estacionarios y además la corriente es fuertemente turbulenta.

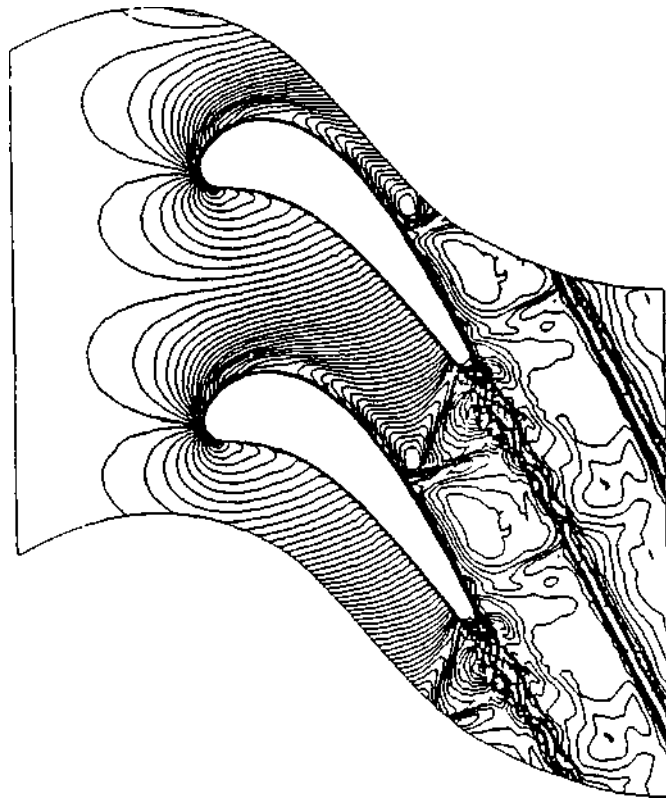
Hasta hace poco tiempo las soluciones numéricas proporcionaban solamente aproximaciones rudimentarias del proceso. Actualmente, existen ya soluciones aproximadas de las ecuaciones de Navier-Stokes, tridimensionales y con modelos aproximados de la turbulencia. Estas soluciones numéricas exigen mallas muy finas que han podido ser resueltas gracias a los modernos ordenadores de gran potencia de cálculo (Fig.9).

Estos métodos de cálculo están permitiendo mejorar sustancialmente el comportamiento aerodinámico de los alabes, lo que se ha traducido en que con alabes de cuerda ancha se consigan importantes incrementos en la relación de compresión por escalón, manteniendo e incluso aumentando el rendimiento. Puede citarse, por ejemplo, que relaciones de compresión del orden de 25 se conseguían hace unos años con 11 escalones (Pratt and Whitney F-100), en la actualidad con 10 (General Electric F-404) y próximamente con 8 (EJ-200, Programa EFA).

Con estos alabes de cuerda ancha y con los nuevos métodos de cálculo, también se ha conseguido aumentar el margen de seguridad hasta la entrada en pérdida del compresor o "surge". Esto es particularmente importante en el "fan" de los motores de los aviones de combate, en los que las maniobras asimétricas producen importantes distorsiones del flujo de entrada, lo que provoca la pérdida, que también puede producirse por la ingestión de gases calientes al dispararse un misil. Estos diseños perfeccionados en cuanto a la pérdida han permitido en motores como el EJ-200, prescindir de los alabes guía de entrada de incidencia variable, con el consiguiente ahorro en peso y en coste.

Los modernos métodos numéricos de cálculo aplicados a esfuerzos estáticos y dinámicos permiten optimizar la forma y distribución de espesores con gran precisión para economizar masa, y predecir también con gran precisión el comportamiento dinámico del compresor (vibraciones). Esto ha hecho posible eliminar los distanciadores anulares entre alabes característicos de los "fan" que se utilizan para aumentar las frecuencias propias y disminuir las amplitudes.

FIG 9. LINEAS DE NUMERO DE MACH CONSTANTE
OBTENIDAS NUMÉRICAMENTE



Estos distanciadores originan sensibles pérdidas en el "fan" y como consecuencia en el empuje (del orden del 1%).

Actualmente, los programas de investigación se orientan a mejorar los métodos de cálculo, especialmente los modelos de turbulencia, los flujos secundarios y en desarrollar modelos que comprendan varios escalones de compresión.

Los compresores centrífugos, que se utilizan en turborreactores de muy pequeño tamaño y como último escalón de compresión en turboejes y turbohélices, se han beneficiado también en forma considerable del cálculo numérico. Su complejo campo fluidodinámico, con una zona desprendida en el rotor y muy importantes efectos no estacionarios en el difusor, ha hecho que hasta fechas muy recientes se efectuase el diseño aerodinámico de estos compresores a base de teorías rudimentarias y datos experimentales. Con ello el rendimiento ha estado estancado muchos años en cifras del orden de 0.75, mientras que modernamente ha sobrepasado ampliamente los 0.80.

En el capítulo de los materiales de nuevo desarrollo, comienzan ya a utilizarse materiales compuestos de resinas en los "nacelles" o envolventes de los "fan" y compresores de baja y en los revestimientos de las tomas de aire con reducciones de peso del orden del 20 al 30% en comparación con la utilización de aleaciones ligeras.

Se han diseñado y ensayado alabes de "fan" de materiales compuestos para el RR RB-211, e incluso se especificó este material en la oferta inicial, pero no llegó a entrar en servicio debido a problemas de seguridad, principalmente relacionados con la ingestión de aves.

Finalmente se señala que se encuentra en fase de investigación la utilización de compuestos metálicos y aleaciones de titanio para altas temperaturas en los últimos escalones de los compresores de alta relación de compresión o elevados números de Mach.

Turbinas. Materiales para elevadas temperaturas

El campo fluido en las turbinas presenta la simplificación de ser las capas límites muy delgadas, por lo que se consiguen grandes expansiones en un solo escalón y los efectos de los flujos secundarios son menos importantes que en los compresores.

Por el contrario, existe en ellas el complejo proceso de la refrigeración, que actualmente se realiza mediante refrigeración pelicular multipaso en el interior del alabe con promotores de turbulencia. Con estos sistemas se llega hasta temperaturas de

los gases de entrada en los primeros escalones del orden de los 1900 K con efectividades de refrigeración superiores a 0.6.

Actualmente se encuentran en estudio métodos de refrigeración aún más eficaces combinando la refrigeración pelicular con el "impinging cooling" o refrigeración por impacto de chorro en el interior de los alabes.

Los métodos numéricos de cálculo predicen con precisión la eficacia de la refrigeración y la distribución de temperaturas en el interior de los alabes, pero necesitan de un importante soporte experimental, especialmente en el estudio del proceso de mezcla del aire de refrigeración con el flujo principal de gases de la turbina.

Como ya se ha indicado anteriormente, estos procesos de refrigeración consumen mucho aire, y también se han glosado las importantes ventajas de aumentar la temperatura de fin de combustión, que viene limitada por los valores máximos capaces de ser soportados por la turbina. Por todo ello, la turbina de alta es el componente que más ha impulsado el desarrollo de materiales para elevadas temperaturas en los motores de reacción.

En la actualidad existe una muy importante actividad de investigación y desarrollo de estos materiales para elevadas temperaturas *.

Precisamente, los materiales de avanzada tecnología, junto al cálculo numérico y los avances en Fluidodinámica, constituyen los tres campos principales que están proporcionando un fuerte impulso al desarrollo de los motores de reacción, y que proporcionará un aumento espectacular a sus características y performances en los próximos 10-15 años, esperándose conseguir disminuciones en el consumo específico del orden del 30-50% y relaciones empuje/peso próxima a 20.

Se investigan las denominadas super aleaciones (ODS) metálicas, que soportan mayores temperaturas que las actuales y que entrarán prontamente en servicio en algunos componentes estáticos de la parte caliente del motor. Se investigan también los materiales cerámicos, cuya aplicación parece posible en alabes pequeños de turbinas de gas, algunos de ellos para aplicaciones militares; pero los materiales más prometedores y a los que se dedica mayor esfuerzo investigador es a los materiales compuestos. Estos materiales ofrecen excelentes perspectivas ya que tienen elevadas características resistencia/densidad y ofrecen un excelente comportamiento tanto a la termofluencia como a la fatiga térmica.

* Dentro de este ciclo de conferencias existe una dedicada exclusivamente a los materiales.

Algunos de estos materiales se encuentran próximos a su entrada en servicio. El carburo de silicio/carburo de silicio (SiC/SiC), con temperaturas de trabajo del orden de los 1200°C se utilizará en un corto plazo de tiempo en componentes tales como petalos de tobera y elementos de los post-combustores.

Mayores temperaturas de trabajo permiten algunos compuestos cerámicos en fibra de vidrio, y se orientan a su utilización en alabes fijos y móviles de turbina.

Mucho mayores temperaturas resisten los materiales compuestos carbono/carbono, pero su utilización viene dificultada por su oxidación en aire a temperaturas superiores a 400°C, por lo que su utilización habrá que llevarla a cabo en muchos casos utilizando revestimientos de protección.

En la Fig. 10 se resumen esquemáticamente las fechas aproximadas de entrada en servicio de estos materiales y las temperaturas de trabajo que se podrán alcanzar con ellos.

Cámaras de Combustión

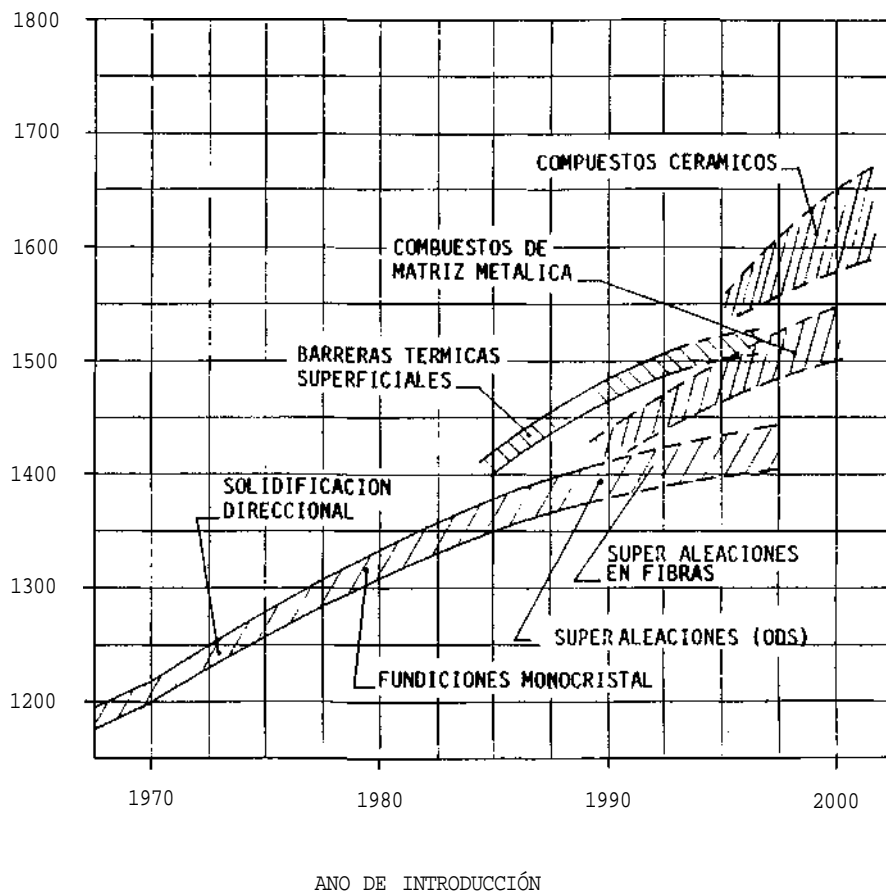
Las características funcionales y problemas operacionales de las cámaras de combustión son su rendimiento, pérdidas de presión, intensidad de la combustión, distribución de temperaturas a la salida y problemas de contaminación atmosférica.

Puede afirmarse que estas cuestiones pueden considerarse satisfactoriamente resueltas en el momento actual, excepto el problema de la contaminación atmosférica, al que se le dedica una atención preferente en los programas de investigación.

Hay que tener en cuenta que la aviación solamente representa alrededor del 2% de los combustibles derivados del petróleo que se consumen en la actualidad en procesos de combustión en la industria, transporte y sector doméstico; y que por otra parte sus productos de combustión se emiten en forma dispersa en la atmósfera. También hay que considerar que un motor de turbina por Kg de combustible quemado es menos contaminante que un motor alternativo o una central térmica, y no es más contaminante que una caldera de calefacción.

El humo, que pudo representar una molestia local en los aeropuertos, ha sido eliminado mediante rediseños de la zona primaria de la cámara de combustión mejorando la mezcla y reduciendo la riqueza y la contaminación originada en los

FIG. 10. TENDENCIAS EN MATERIALES
DE ALABES DE TURBINAS



aeropuertos por los hidrocarburos no quemados es de escasa cantidad. Por todo ello, la contaminación de origen aeronáutico no presenta serios problemas con la posible excepción de los óxidos de nitrógeno.

Los óxidos de nitrógeno en la baja atmósfera pueden reaccionar con los hidrocarburos no quemados originando las neblinas fotoquímicas o "smog"; pero el problema que se considera potencialmente importante es la emisión de óxidos de nitrógeno en la alta atmósfera por su posible influencia en la disminución de la capa de ozono.

Por un lado se investiga este fenómeno *, del que todavía no existen conclusiones definitivas, y por otra parte se están llevando a cabo importantes programas de investigación para tratar de reducir las emisiones de óxidos de nitrógeno. Estos programas se están efectuando por NASA, Pratt and Whitney y General Electric en los Estados Unidos, y en Europa acaba de iniciarse recientemente un modesto programa que se lleva a cabo en colaboración por varias empresas de motores con fondos del Mercado Común (Programa Brite/Euram).

Los óxidos de nitrógeno que se forman por la reacción de oxígeno y el nitrógeno a elevada temperatura, se emiten principalmente en forma de NO **.

La reacción de formación del NO es muy lenta *** y es extraordinariamente sensible a la temperatura, siendo su concentración muy inferior (del orden de la quinta parte) a la de equilibrio a la salida de la cámara de combustión, congelándose rápidamente en la fase de expansión al bajar la temperatura.

Los métodos que se están investigando se basan en reducir los tiempos de residencia, la temperatura de la llama y la utilización de aditivos. Los más prometedores consisten en una combustión escalonada: en una primera zona se inicia la combustión con una mezcla muy rica, en exceso de la estequiométrica, seguida por una zona de combustión con mezcla pobre. Con este sistema se reduce la emisión de óxidos de nitrógeno en un orden de magnitud y aún más si se utiliza catalizador en la primera (Fig. 11) ****

* NASA, Boeing y Me Donnell Douglas

** Problemas de Contaminación Atmosférica en la Combustión de Hidrocarburos. Programa de la Fundación Juan March por C. Sánchez Tarifa, F. Alvaro Fernández, A. Crespo Martínez, E. Fraga, A. Liñán, J. Salva, R. Sanmartín y J.L. Urrutia. Se incluía en este estudio la formación de óxidos de nitrógeno en mezclas H₂ - aire.

*** Se exceptúa el denominado "prompt NO", pero que solo constituye una pequeña proporción del total (2%).

**** Ref.17

Pese a su evidente complejidad y el importante aumento de volumen de la cámara de combustión que estos sistemas originan, es posible que su utilización sea necesaria en los futuros aviones supersónicos de transporte.

23 MOTORES DE TURBINA PARA MISIONES MILITARES

Este apartado comprende en principio los mismos tipos de motores que se incluyeron en 2.2. No obstante, existen dos tipos de motores: los que equipan los aviones de combate y los que propulsan misiles tácticos, que presentan notables diferencias en relación con los motores comerciales. Por el contrario, los motores de la aviación militar de transporte, helicópteros e incluso misiles de crucero no presentan diferencias específicas que hagan necesario su estudio por separado.

23.1 Motores para aviones de combate

El tipo clásico de motor para un avión de combate es un turborreactor de doble flujo con post-combustión y tobera convergente-divergente de sección variable (Fig.3c).

Los análisis que se efectuaron del "núcleo motor" se aplican en su mayor parte a esta clase de motores, así como el análisis del estado del arte de compresores, turbinas y cámaras de combustión. No obstante, existen importantes diferencias en otros aspectos que hay que tener en cuenta así como la existencia de dos nuevos componentes.

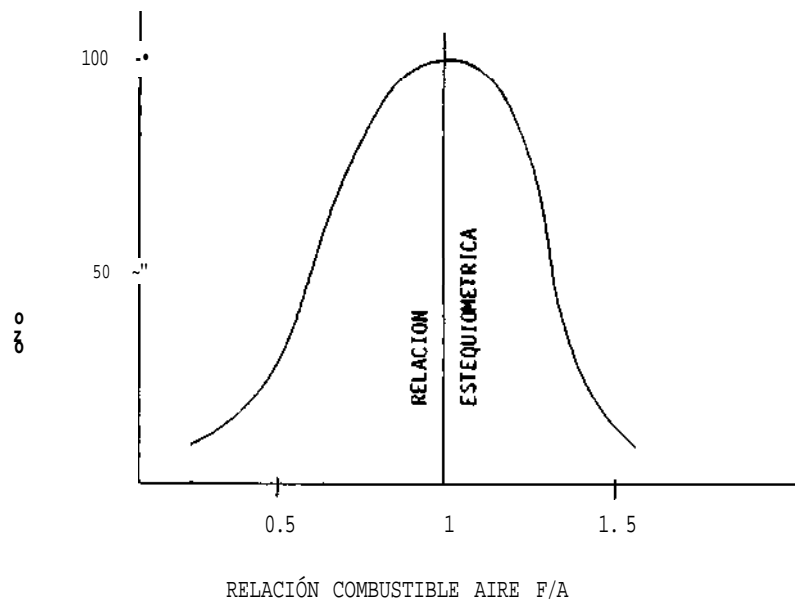
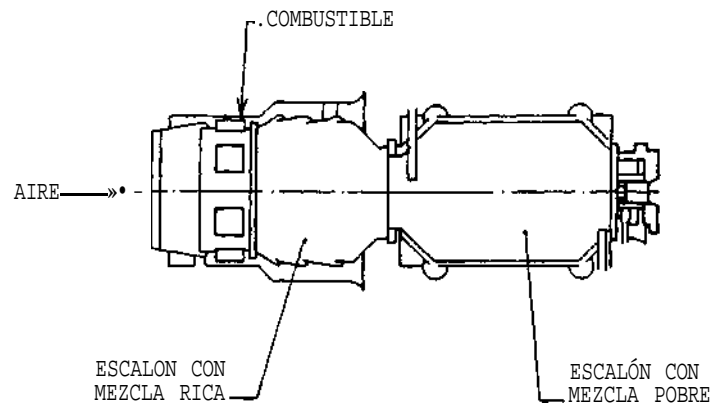
En un motor para un avión de combate, la relación empuje/peso prima sobre el ciclo de coste de vida. Por ello, la temperatura máxima del ciclo es considerablemente más alta que en los motores comerciales, aún a costa del consumo específico.

Por esta razón, estos motores son los principales impulsores de los desarrollos de materiales para altas temperaturas y los primeros en que se utilizarán.

Por otra parte, la optimización de la relación de flujos A y de la relación de compresión se llevan a cabo en forma completamente diferente a como se efectúa en un motor comercial, dependiendo de la misión principal para la que se optimice el motor.

Los aviones de combate pueden, en principio, clasificarse en aviones de superioridad aérea y en aviones de ataque al suelo. En la práctica los aviones están capacitados para ambas misiones aunque optimizados para una de ellas.

FIG. 11 CÁMARA DE COMBUSTIÓN ESCALONADA Y EMISIÓN ÓXIDOS DE NITRÓGENO



En el avión de superioridad aérea, su misión más importante es la intercepción, en la que el avión despegue con el post-combustor encendido, y continúa utilizándolo durante la subida y vuelo horizontal hasta interceptar el blanco. En esta misión del 75 al 85% del total del combustible del avión pueda consumirse con el post-combustor encendido.

Por el contrario, en una misión de ataque al suelo solamente se utiliza el post-combustor para el despegue y para el ataque al blanco, por lo que puede consumirse solamente alrededor de un 10% con el post-combustor encendido.

En ambos casos el radio de acción y el tiempo de vuelo en patrulla hay que tenerlos en cuenta, por lo que el consumo de combustible en crucero es también de gran importancia.

En un motor optimizado para un avión de superioridad aérea, el consumo de combustible con el post-combustor encendido es un parámetro de vital importancia, por lo que la presión en el post-combustor, o la que es equivalente, la presión de salida del "fan" ha de ser alta.

La condición de igualdad de presiones de los flujos primario y secundario a la entrada en el post-combustor proporciona una relación entre la presión del "fan" y la relación de flujos (Fig. 12), disminuyendo A a medida que la presión del "fan" aumenta.

Esta ley de dependencia crea el problema de la selección óptima de A en un motor de esta clase, ya que las leyes de variación del consumo específico con A son opuestas en regímenes subsónico y supersónico. (Fig. 13). Ello obliga a soluciones de compromiso con valores de A siempre mucho más pequeños que en motores comerciales *; o bien a recurrir a motores de geometría variable que permitan operar también con valores variables de A , solución que ha adoptado la General Electric en su motor para el próximo avión de combate (ATF) de la USAF.

* $A = 0.4$ en el EJ200 y $A = 0.25$ en el GE F. 404

FIG. 12o RELACIÓN DE COMPRESIÓN DEL FAN EN
 FUNCIÓN DE LA RELACIÓN DE FLUJOS,

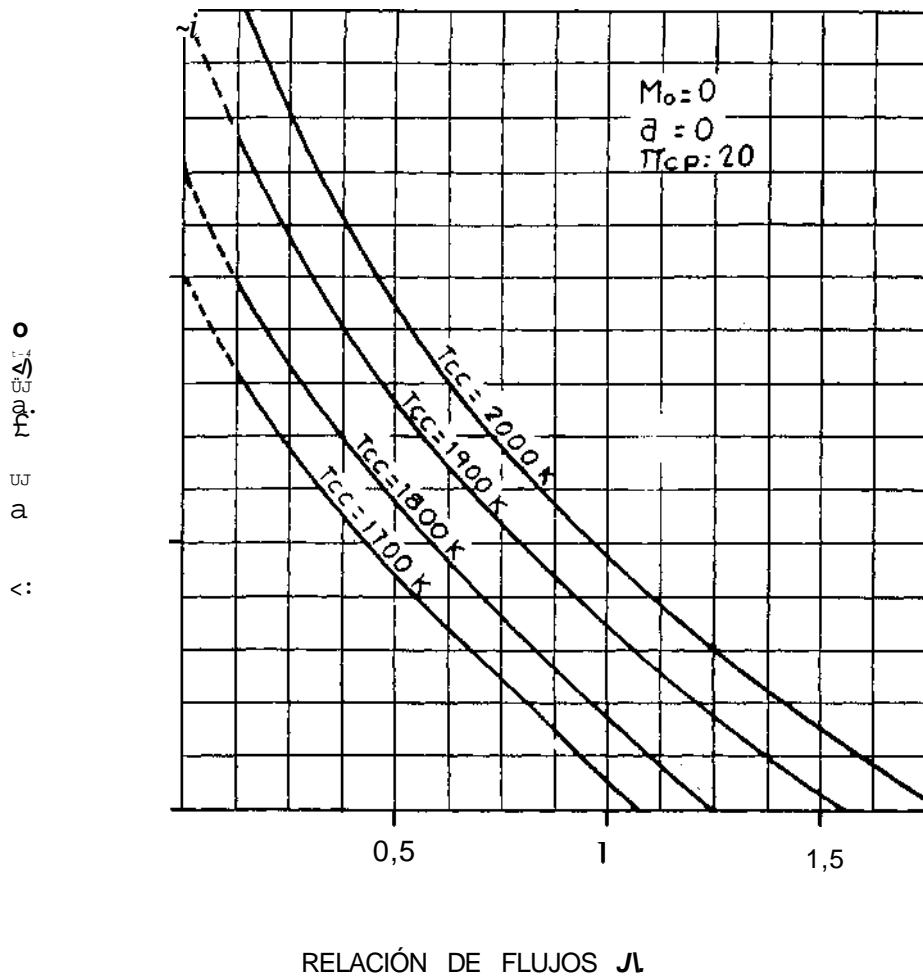
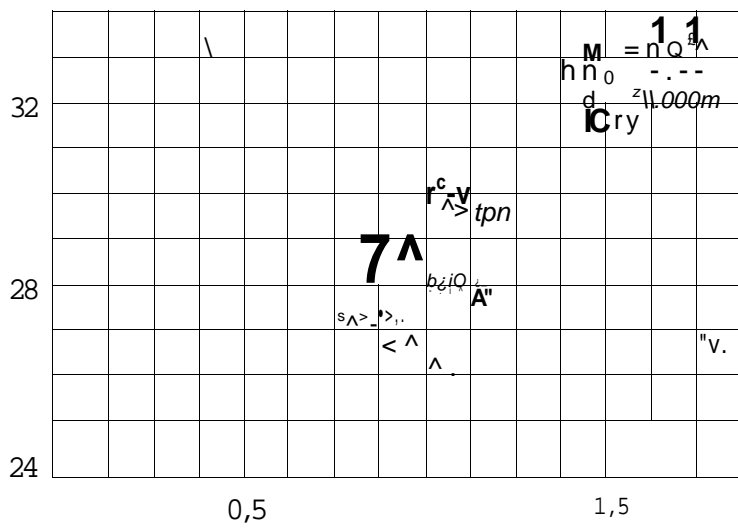
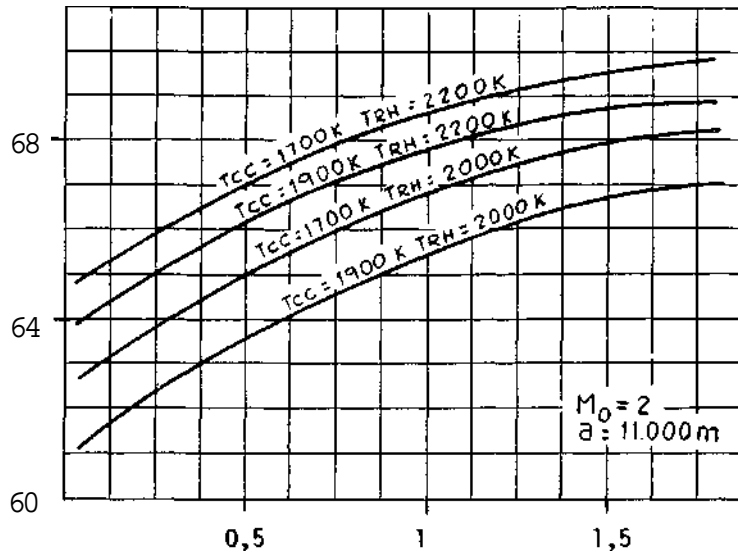


FIG. 13 CONSUMO ESPECIFICO EN FUNCIÓN DE LA RELACIÓN DE FLUJOS



RELACIÓN DE FLUJOS yV

232 Componentes

Post-combustor

Los problemas principales de un post-combustor son las inestabilidades de la combustión: longitudinales ("buzz") y transversales ("screech") que se controlan limitando los valores máximos de la relación combustible/aire y con amortiguadores del "screech", mediante inyección de aire en la zona de combustión primaria.

Un problema de difícil solución es el de la distribución irregular de temperaturas a la salida del post-combustor, que origina zonas calientes ("hot spots") en la zona divergente de la tobera. En los post-combustores que utilizan el aire secundario para la combustión la solución de este problema es particularmente difícil.

La tendencia actual es la de la eliminación en todo lo posible de la post-combustión. En la aviación militar existe el problema de la fuerte emisión infra-roja que origina, tanto en el chorro de salida como en la tobera, por lo que se tiende a que los motores tengan capacidad de vuelo supersónico con el post-combustor apagado en los futuros aviones supersónicos de transporte, e incluso en los militares, por el muy intenso ruido (180 db) al despegue. Asimismo, la formación de óxidos de nitrógeno en estos componentes es muy difícil de controlar. A la eliminación de los post-combustores ayuda el aumento progresivo de las relaciones combustible/aire en las cámaras de combustión tendiendo a relaciones estequiométricas.

Tobera de Salida

La práctica totalidad de los modernos aviones de combate van impulsados por motores con toberas convergentes-divergentes de sección variable. La ganancia de empuje que su utilización proporciona: 10-15% para un Mach de vuelo de 2, y del orden del 40% a Mach 3, explican la necesidad de emplearlas.

A diferencia de las toberas para motores subsónicos comerciales, que son elementos sencillos, las toberas convergentes-divergentes de estos motores de combate son componentes de elevada tecnología que presentan difíciles problemas de diseño y desarrollo. Estas toberas están constituidas por elementos discontinuos (pétalos), que permiten que varíen las áreas de gargante A_g y de salida A_s de la tobera.

Los principales problemas son los de optimización de la actuación mecánica; refrigeración, en relación con la vida y confiabilidad de los elementos de la tobera; y los problemas que origina el flujo inestable entre las dos toberas en instalaciones en las que dos motores se sitúan próximos el uno al otro, como ocurre en la mayoría de aviones bimotores de combate (F-14, F-15, F-16, F-18 y EFA) y en algunos de bombardeo (B-1). *

Los valores óptimos de las áreas de la garganta y de la sección de salida de la tobera que proporcionan una ganancia máxima de empuje tienen valores prefijados para cada altura y velocidad de vuelo. Para obtener esta ganancia máxima de empuje habría que disponer dos sistemas de actuación independientes, con la consiguiente penalidad en peso y coste.

Por ello, generalmente se utiliza un solo sistema de actuación, creando una ligazón mecánica entre A_s y A_g . La función que se crea $A_s = f(A_g)$ es de difícil optimización, ya que si se favorece la zona de combate en altura (Fig. 14) se perjudican los cruceros y la zona de combate a baja altura. Por ello existen también soluciones intermedias, permitiendo que la parte divergente de la tobera quede en posición de equilibrio de fuerzas fluidodinámicas a bajos números de Mach.

Conseguir una refrigeración eficiente de una tobera convergente-divergente constituye un problema tecnológico de no fácil solución.

La configuración geométrica de los pétalos no permite efectuar una refrigeración pelicular ("film cooling") del tipo que se utiliza en cámaras de combustión y post-combustores con distancias cortas entre los chorros de refrigeración. En las toberas el aire de refrigeración se inyecta por la sección de entrada (Fig. 15), siendo considerable la longitud a refrigerar. Por ello la efectividad de la refrigeración disminuye considerablemente en la parte divergente de la tobera, aumentando en gran manera la temperatura de los pétalos. Por ello hay que emplear grandes caudales de refrigeración con detrimento en las performances del motor.

Se han investigado soluciones más complejas para refrigerar las toberas, como inyectar aire por la garganta aprovechando la zona de depresión que se produce en la misma, pero esta solución presenta problemas de consideración, ya que hay que utilizar aire a presión superior a la atmosférica para que sea eficaz en todo el campo de vuelo del avión.

* Este problema está originado por la interacción de las capas límites del cuerpo del avión y estabilizadores verticales; con las formaciones fluidas helicoidales y toroidales arrastradas por los chorros supersónicos, dando lugar a resonancias, ("jet screech")

FIG. 14. TOBERA CONVERGENTE -DIVERGENTE
OPTIMIZACION.

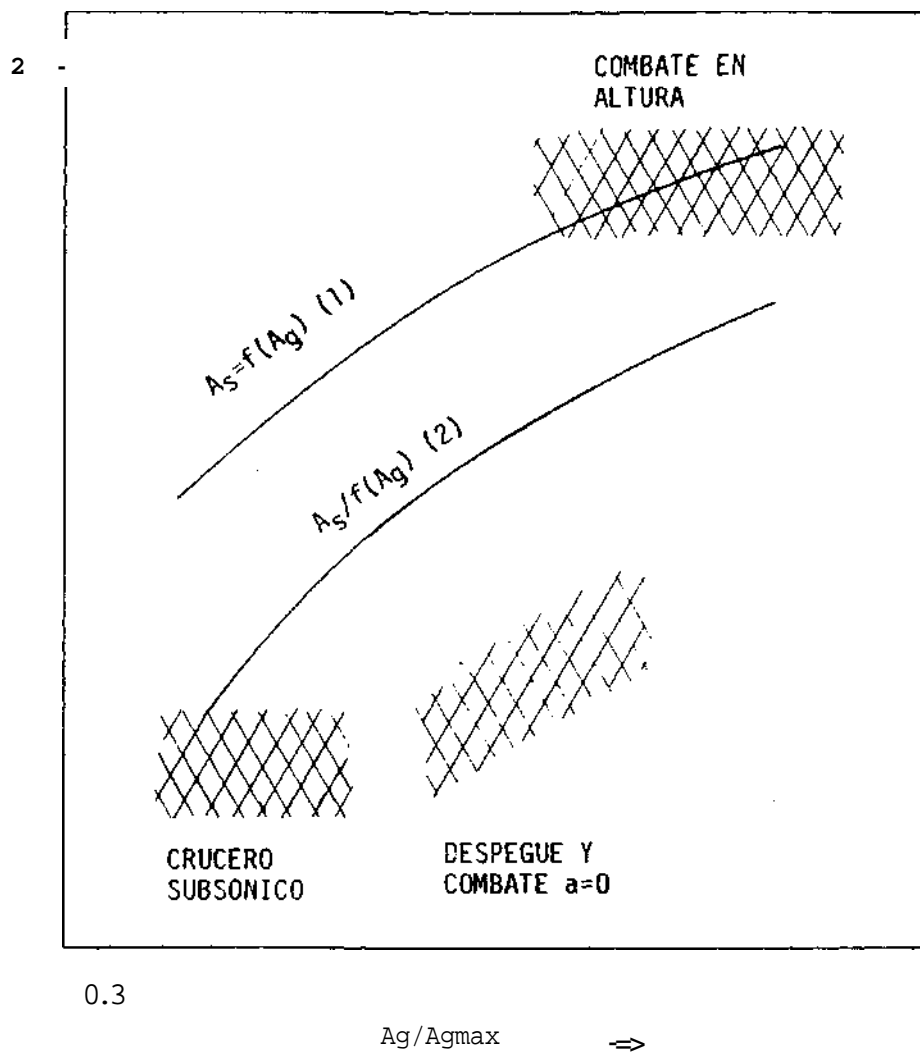
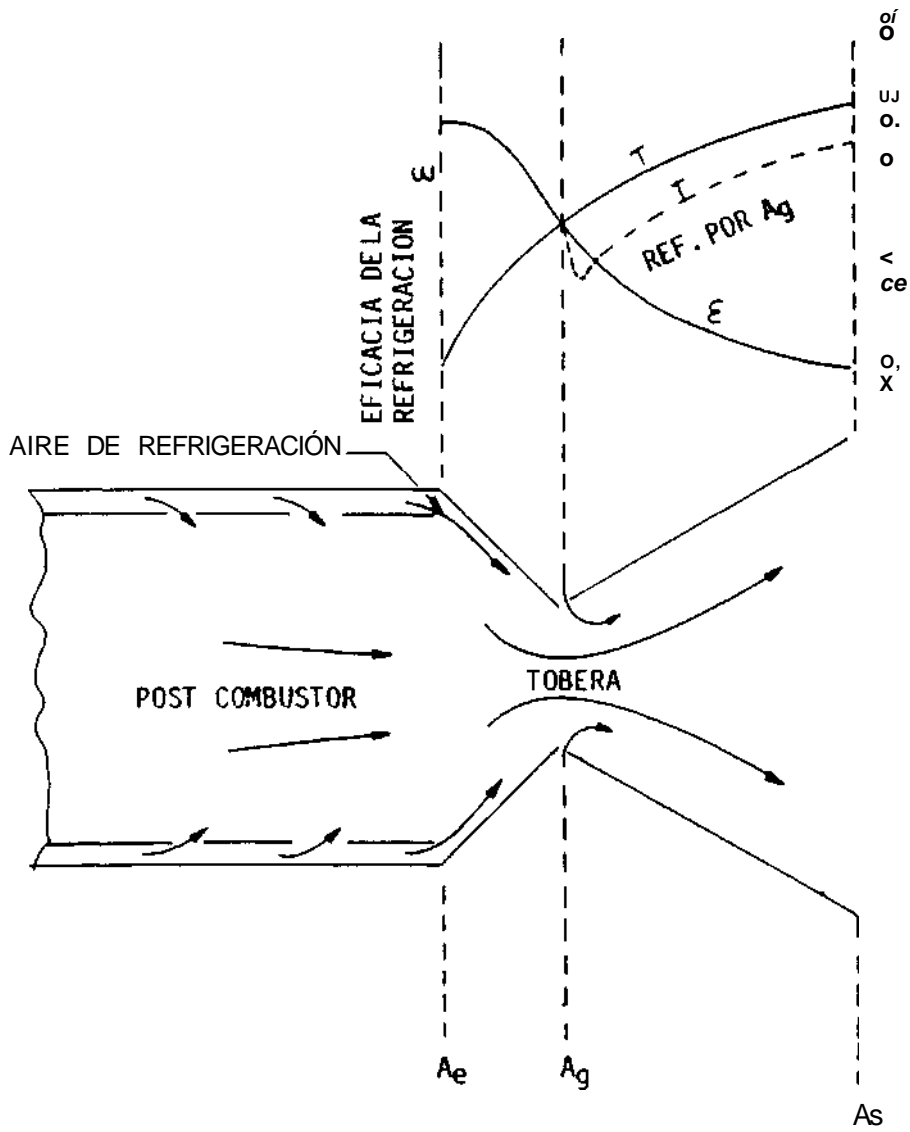


FIG. 15. TOBERA CONVERGENTE - DIVERGENTE.
REFRIGERACIÓN Y TEMPERATURA DE
PETALOS.



La solución que se presenta como más prometedora es la de utilizar pétalos cerámicos, que se encuentra próxima a ser introducida, con la que se eliminarían la mayor parte de los problemas de refrigeración y vida de los pétalos de las toberas.

Están en desarrollo nuevos tipos de toberas convergentes-divergentes. Posiblemente las más prometedoras son las bidimensionales (Fig. 16) *, con posibilidad de deflectar el chorro en el plano vertical del avión, e incluso invertirlo en los aterrizajes.

Estas toberas proporcionan una gran maniobrabilidad al avión con aumentos del 30 al 50% en maniobras de cabeceo y giro sobre su eje longitudinal, con aumentos aún mayores en sustentación.

Estas toberas presentan también la ventaja de una menor señal de radar; pero son más voluminosas y más pesadas que las axi-simétricas, y su diseño es difícil por los complicados problemas de sellado que presentan. En los Estados Unidos se encuentran en fase de ensayo y muy posiblemente equiparán los motores del nuevo avión de combate ATF.

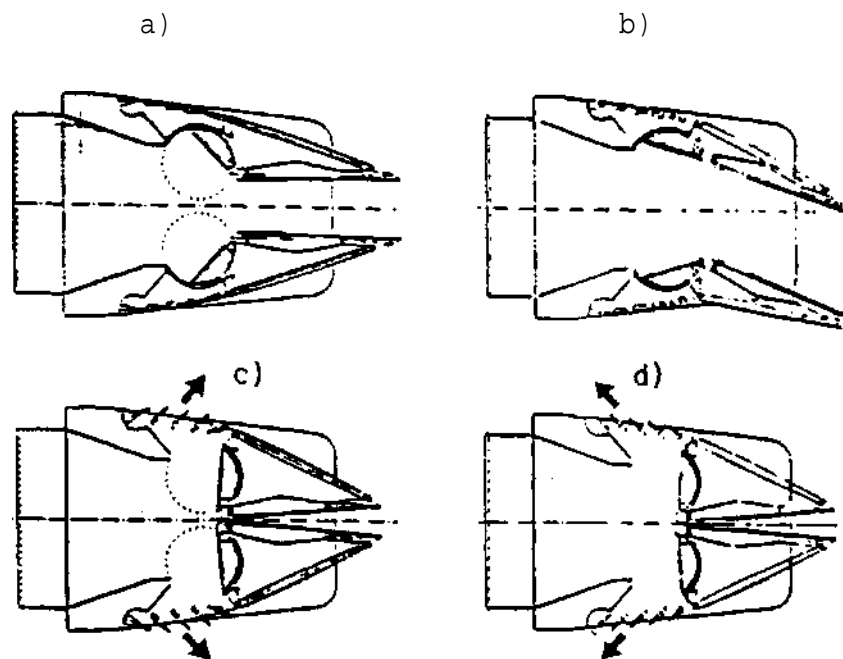
2.3.2 Motores de Turbina para Misiles

Se emplean pequeños turborreactores de doble flujo para impulsar los misiles de crucero y muy pequeños turborreactores para misiles tácticos superficie-superficie de alcance elevado, por su gran economía en cuanto a consumo en comparación con los motores cohete.

El sistema de control de estos motores así como sus sistemas auxiliares son muy sencillos, ya que no funcionan más que a un solo régimen; pero su principal característica es que pueden diseñarse para vida muy corta, con la consiguiente economía en peso y coste.

Estos diseños para vida muy corta han de efectuarse sin pérdida alguna en confiabilidad. Ello es posible porque los elementos calientes del motor, que son los de vida corta, su vida está limitada por la termofluencia, la fatiga térmica o una combinación de ambas. La vida por termofluencia se determina con precisión mediante modelos elastoplásticos y en cuanto a la vida por fatiga térmica, prácticamente no hay que considerarla ya que no hay ciclos térmicos de funcionamiento.

FIG. 16. TOBERA CONVERGENTE - DIVERGENTE BIDIMENSIONAL
CON DEFLEXIÓN DE EMPUJE



- a) EMPUJE AXIAL.
- b) EMPUJE DEFLECTADO.
- c) DEFLEXIÓN DEL EMPUJE CON ALABES
- d) INVERSIÓN DEL EMPUJE.

(La inflexión por alabes no se cree que se utilice por ahora).

Por todo ello, los últimos tipos de estos motores se diseñan con su turbina, el componente más caro del motor, en versión fungible.

2.4 PROPULSIÓN SUPERSÓNICA E HIPERSONICA

2.4.1 Aviación Supersónica Civil

La aviación civil supersónica, cuyo único representante en servicio es el Concorde, se encuentra en fase de estudio siendo probable que en un plazo de pocos años entre en servicio una nueva generación de aviación comercial supersónica, esta vez ya rentable.

Para la rentabilidad del avión supersónico de transporte es vital que la relación sustentación/resistencia de la célula tenga unos valores mínimos que permitan conseguirse alcances del avión de 10.000 a 11.000 Km (Fig. 17) *, que son imprescindibles para sobrevolar el océano Pacífico, principal mercado para estas aeronaves.

En segundo lugar, y con la misma prioridad, es la de disponer de una planta propulsora adecuada.

Como es sabido, no se prevé solución para el "bang" o estampido sónico, por lo que el avión habrá de volar en régimen subsónico sobre tierra. Por ello el motor habrá de tener buen consumo específico tanto en crucero supersónico a gran altura como en vuelo subsónico. Por otra parte, es también esencial que la emisión de ruido al despegue no supere la de los motores actuales de los aviones comerciales subsónicos.

La solución que se prevé es la de un turbofan de geometría variable, en el que pueda modificarse la relación de flujos A. El motor, si tuviese post-combustor, sólo lo utilizaría para la aceleración transónica.

En las Figs. 18a y 18b ** se muestran las soluciones propuestas por la Rolls-Royce para motores adecuados para la propulsión a $Mo = 2$ y $Mo = 3$.

Con ellos se conseguirían importantes reducciones en el consumo específico, especialmente en crucero subsónico, y disminuciones muy importantes de ruido al despegue en comparación con un turboreactor convencional.

* Ref. 19

** Ref. 19

FIG. 17 VALORES DE L/D NECESARIOS PARA CONSEGUIR
UN ALCANCE RENTABLE MÍNIMO.

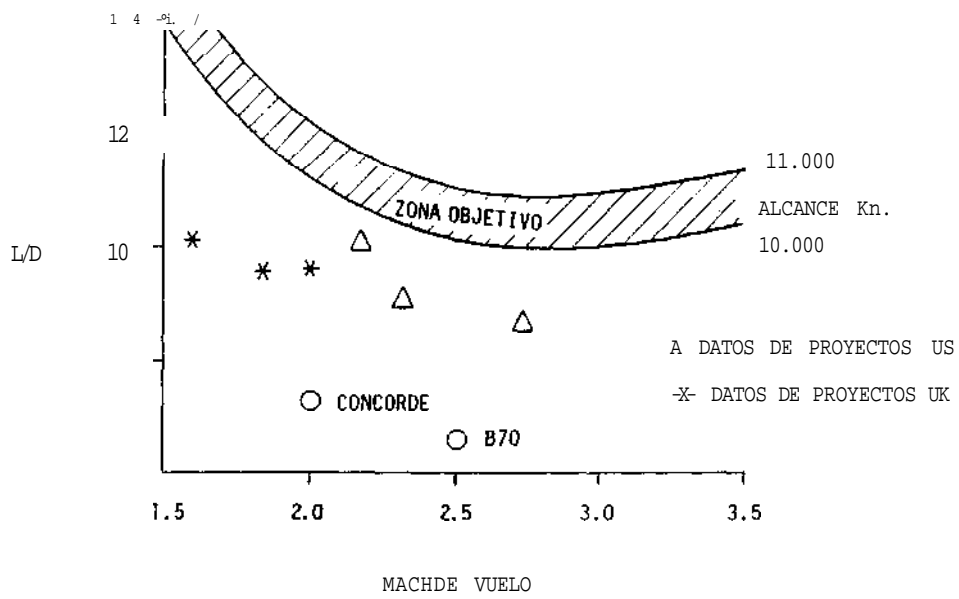


FIG. 18. PROPUESTAS ROLLS-ROYCE DE TURBORREACTORES DE GEOMETRÍA VARIABLE PARA MQ-2 y Mg-3

18a) TAMDEN FAN $M_n=2$

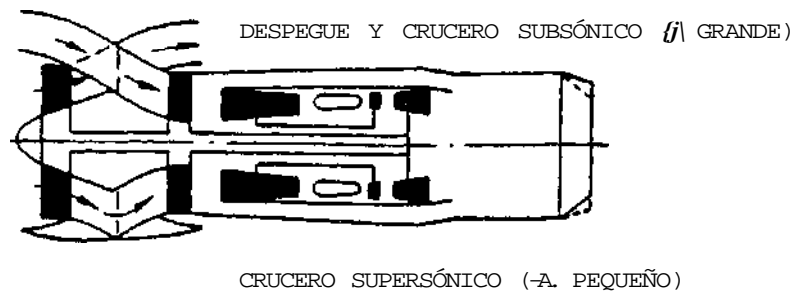


FIG. 18b) "AFT-FAN"

CRUCERO
 y PEQUEÑO A $M_n=3$
 AGRANDE A $M_n < 1$

DESPEGUE (A. GRANDE)

Finalmente se recuerda el tema de la posible influencia de la emisión de óxidos de nitrógeno en la estratosfera en relación con la disminución de la concentración en la capa de ozono. Si esta influencia se confirmase, lo que está todavía por evaluar, habría que recurrir a la utilización de cámaras de combustión especiales, ya tratadas en el apartado 2.2.3.

2.4.2 Propulsión Hipersónica

La propulsión hipersónica se encuentra en plena actualidad con importantes programas de investigación conducentes al desarrollo de aerorreactores o "airbreathing engines" para la propulsión de aeronaves capaces de poner cargas en órbita utilizando solamente esta clase de motores. También, como parte de dicho programa, se investiga el desarrollo de una aeronave hipersónica para el transporte de un punto a otro de la superficie terrestre, aunque existen dudas sobre la viabilidad de este último proyecto, a causa de problemas de adaptación del pasaje.

Desde hace muchos (*) años se ha estudiado la posibilidad de alcanzar velocidades orbitales utilizando "air breathing engines". Las ventajas son obvias: 8 Kg de O₂ por cada Kg de H₂ tomados de la atmósfera más el N₂ como propulsante inerte y la utilización de sustentación aerodinámica para disminuir el empuje necesario.

Todo ello implica reducciones muy grandes en la cantidad de propulsores y además la utilización de vehículos plenamente reusables y que podrían despegar y tomar tierra en aeropuertos convencionales con equipos y tiempos reducidos de mantenimiento en tierra. Por todo ello se consideran factibles reducciones del orden del 80% en el costo de situar una carga útil en órbita.

Frente a estas ventajas los problemas de desarrollo son de una enorme complejidad.

Como es sabido, la tecnología actual permite volar hasta Mach 3 con turborreactores. Este límite viene impuesto por las temperaturas máximas que pueden soportar los elementos de los conjuntos rotatorios del motor; la turbina de alta principalmente. Por encima de Mach 3 se emplea el estatorreactor de combustión subsónica, que ha venido utilizándose desde la década de los 50 para la propulsión de misiles, y modernamente combinados con motores cohete ("ram-rockets") para la propulsión de misiles tierra-aire de alta velocidad (M_Q 3 -4).

* Véase, por ejemplo: Ferri A; "Possible Directions of Future Research in Airbreathing Engines" Fourth AGARD Colloquium 1960

El estatorreactor de combustión subsónica tiene limitada su velocidad de vuelo al originar la compresión dinámica del aire temperaturas elevadas con fuerte disociación, próximas a las temperaturas de equilibrio de mezclas aire-hidrógeno; y esto unido a las pérdidas en la toma de aire, especialmente de la onda de choque final normal, hacen el efecto de que la propulsión con esta clase de estatorreactores no pueda sobrepasar la zona de vuelo de M_0 7-8.

El estatorreactor de combustión supersónica o scramjet ("supersonic combustion ram jet"), supera estos problemas al efectuar la compresión dinámica en la toma de aire solamente hasta un número de Mach también supersónico (normalmente de 0.3 M_0 a 0.5 M_0) y realizar la combustión en corriente supersónica en cámara de combustión divergente seguida de una tobera divergente. (Fig. 19) *

El scramjet puede funcionar en la alta atmósfera hasta velocidades orbitales (M_0 27), funcionando con hidrógeno. Pero su configuración le permite funcionar también a números de Mach mucho más bajos (6 ó 7).

Dependiendo de su configuración geométrica, para determinadas relaciones combustible/aire, y números de Mach bajos, se produce una onda de choque normal a la entrada de la cámara de combustión, funcionando el scramjet con combustión subsónica.

El scramjet es pues un motor extraordinariamente flexible capaz de funcionar con un amplio rango de números de Mach de vuelo. No obstante, un scramjet diseñado para elevados números de Mach, para funcionar a números de Mach bajos necesita una combustión piloto, o añadir al combustible (hidrógeno) aditivos especiales denominados pirofóricos, que aceleren la ignición y disminuyan el tiempo de residencia.

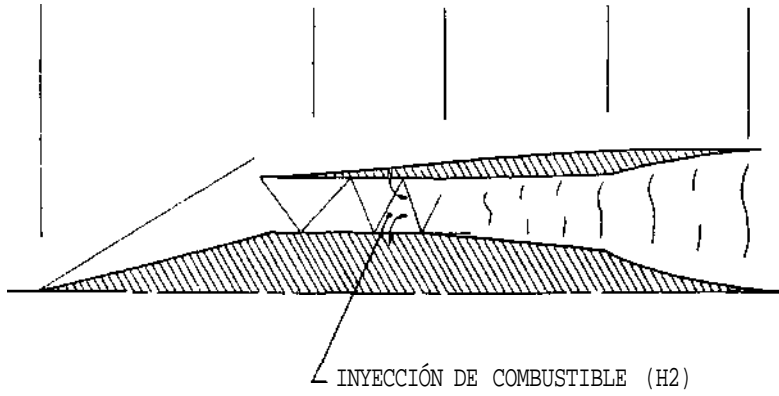
Para evitar estos inconvenientes se está estudiando también el scramjet de doble combustión ("dual combustion ramjet") (Fig. 21) en el cual una pre-combustión subsónica con mezcla con exceso de combustible genera gas y combustible precalentado para la combustión supersónica.

Es pues posible poner cargas en órbita utilizando solamente aerorreac-tores, y en ello se basa el programa NASP de los Estados Unidos, cuyo objetivo es con una sola aeronave, el X-30, propulsada con esta clase de motores, alcanzar y situar cargas en órbita.

El problema es de una complejidad extraordinaria.

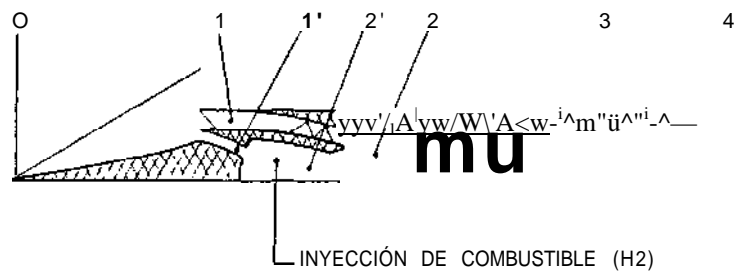
• Esquemas de las Figs. 19 y 20 según Ref. 5

FIG. 19. ESQUEMA DE UN 'SCRAMJET'



$$M_0 > M_2 > 1 \quad M_2 > K^{-1} > 1 \quad V, < M_{-4} > 1$$

FIG. 20. ESQUEMA DE UN "DUAL SCRAMJET"



$$M_0 > M_j > 1 \quad M_i, < 1 \quad M_{j,} > 1 \quad H-, ^\wedge 1 \quad M- > W_{j,} ^\wedge- 1$$

$$M, < M. "5 > 1$$

En primer lugar, la aeronave habrá de seguir un estrecho corredor altura-número de Mach hasta alcanzar alturas y velocidades orbitales, a causa de problemas estructurales y de funcionamiento de los scramjets; siguiendo un perfil de aproximadamente presión dinámica constante (de unos 61-80 KPa) hasta una altura de unos 30-40 Km, en donde problemas térmicos estructurales obligan a incrementar la pendiente (Fig. 21)*.

La selección de la combinación más adecuada de los sistemas de propulsión es muy compleja, existiendo numerosas combinaciones posibles de turborreactores con estatorreactores, tales como el tamden turbojet, wraparound turboramjet, air turboramjet, etc. y de turborreactores con scramjets; así como de ciclos híbridos con motores cohete. Todo ello ha dado lugar a una auténtica nueva disciplina sobre motores multiciclo dedicados a la propulsión hipersónica.

A título de ejemplo se incluyen en las Figs. 22 y 23 esquemas de un "air-turbo-ramjet", y de un "air-turbo rocket" señalándose que en este último caso el estatorreactor produce empuje aún a velocidad cero. Un sistema análogo puede emplearse con scramjets. (Fig. 24) **.

Por otra parte, los problemas de las tomas de aire son formidables. Estas tomas de aire han de diseñarse con geometría variable (área y forma) e integrarse en la estructura de la aeronave. Las toberas de salida han de ser también de geometría variable, debiendo funcionar en perfecto acuerdo en performances ("matching") con las tomas de aire, integrándose también con la estructura de la nave. Deficiencias en los rendimientos de estos componentes, pueden reducir la fuerza neta propulsiva a cero, ya que es la diferencia entre dos cantidades muy grandes: el empuje positivo y la fuerza negativa de la toma de aire.

La combinación y optimización de todos los sistemas y procesos anteriormente señalados constituyen una tarea en extremo compleja. A ello contribuye el que los medios experimentales de laboratorio tubos de choque, túneles balísticos ("gun wind tunnels"), solamente permiten tiempos de ensayo, cuando los números de Mach son elevados, de unos pocos milisegundos; y siendo además muy difícil ensayar por encima de Mach 12.

En las décadas de los 50 y los 60 se llevó a cabo un importante esfuerzo en propulsión supersónica, orientado principalmente con fines militares, pero fue prácticamente abandonado por ser los problemas demasiado complejos para los medios de cálculo de que se disponía.

* Ref. 2

**Ref.20

FIG. 21. PERFIL TÍPICO ALTURA- N° DE MACH DE PUESTA EN ÓRBITA UTILIZANDO AERORREACTORES

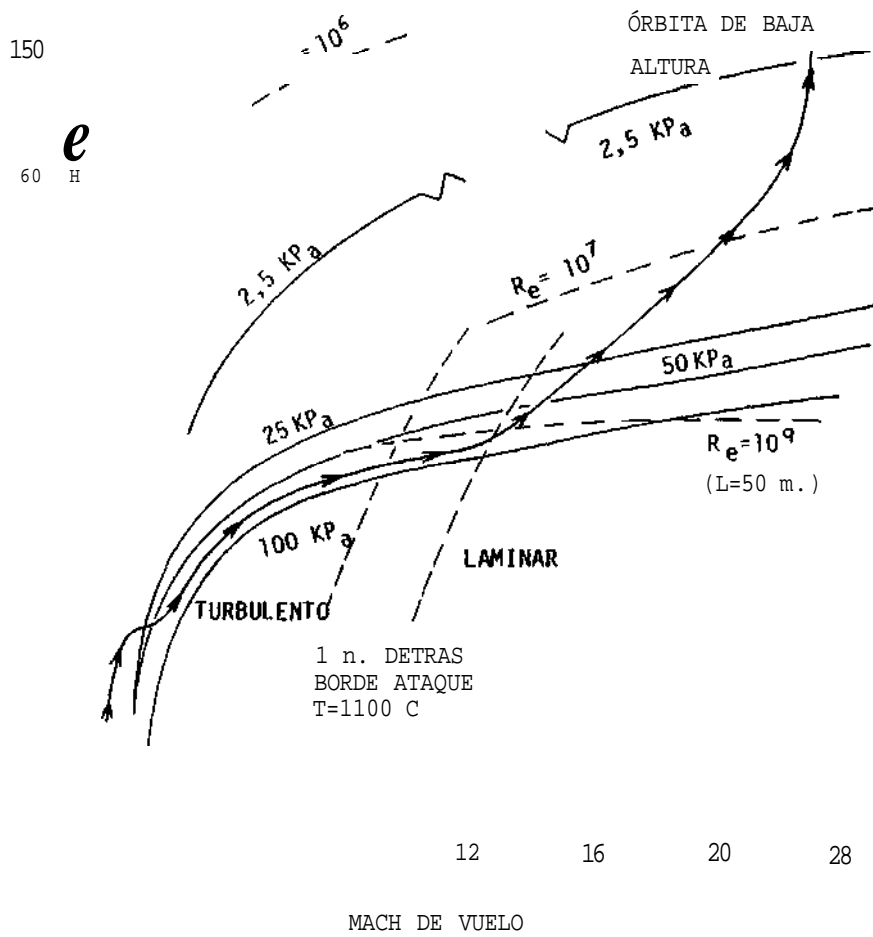


FIG. 22, ESQUEMA DE UN "AIR-TURBO-RAHJET"

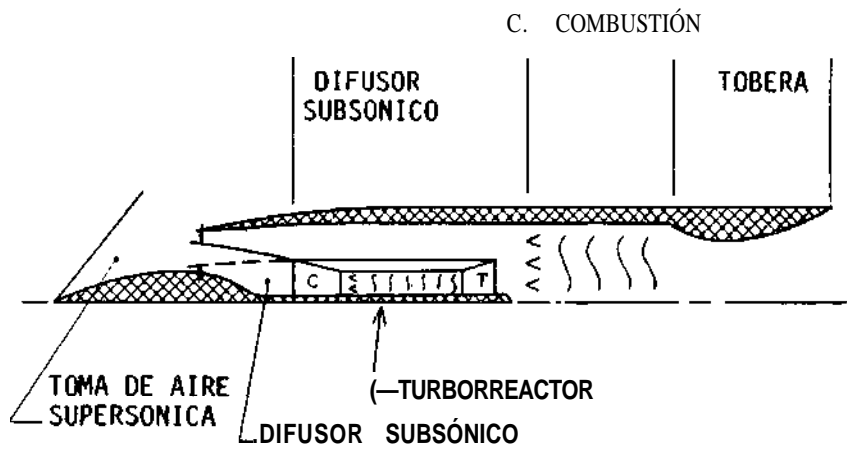


FIG. 23. ESQUEMA DE UN "AIR-TURBO-ROCKET"

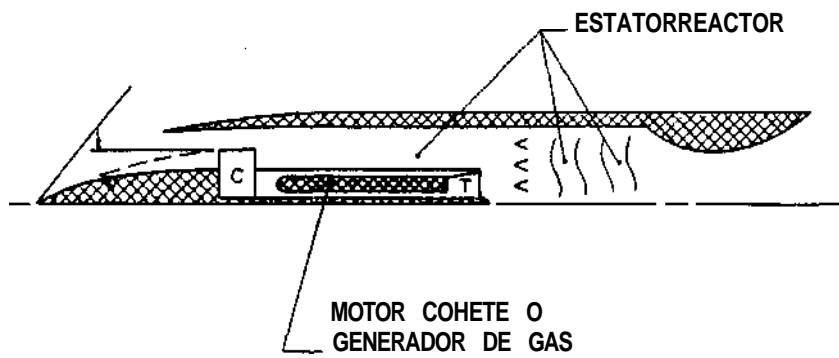
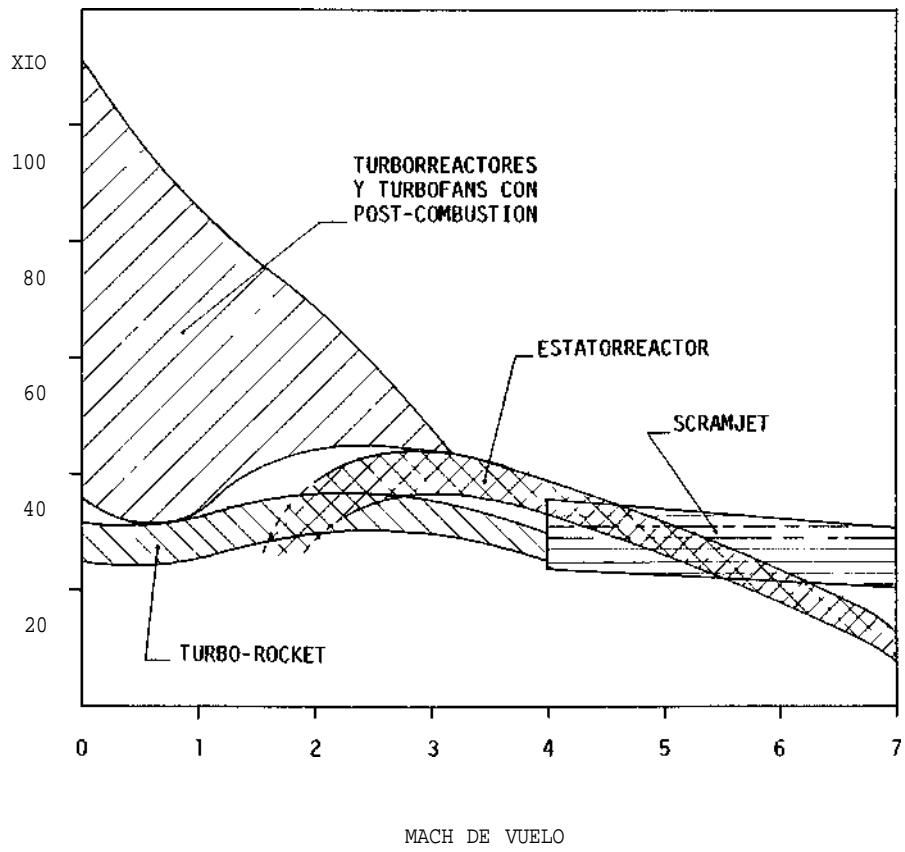


FIG. 24. IMPULSOS ESPECÍFICOS PARA VARIOS SISTEMAS DE PROPULSIÓN •



Los modernos ordenadores de gran potencia y las recientes técnicas de simulación, han permitido estudiar estos problemas, pero aún el factor de riesgo es muy grande. Este factor de riesgo puede medirse por el hecho de que un error de 1% en la estimación del consumo total de combustible puede traducirse en un error del 30-40% en el peso total de una aeronave tal como el X-30 del programa NASP.

La introducción de nuevas tecnologías, especialmente materiales, facilitarán en gran manera estos problemas y disminuirán los riesgos. De todas maneras, no se espera una decisión sobre el X-30 antes de dos o tres años.

Se señala por último que existen en Europa otros programas de desarrollo de aeronaves impulsadas, al menos parcialmente por aerorreactores para poner cargas en órbita. Son el Hotol inglés y el Sanger alemán, cuya descripción se incluye en las referencias. Estos programas son menos ambiciosos que el NASP, pero también son de gran importancia.

3. CONCLUSIONES

La propulsión por aerorreactores o los "air breathing engines" es la tecnología crítica para el desarrollo de la aviación en el momento actual.

Unos ejemplos significativos pueden señalarse:

En los programas de situar cargas en órbita con una aeronave totalmente reusable y capaz de despegar de un aeropuerto convencional, la propulsión por aerorreactores implica un 65% del costo total.

En los Estados Unidos, el reciente programa "Integrated High Performance Turbine Engine Technology" (IHPTET), en el que intervienen NASA, el Pentágono, con su Advance Research Agency (DARPA), los tres Servicios Militares, y en el que participan las siete principales empresas de motores USA, está orientado a proporcionar un tremendo impulso a los motores de aviación.

Sus principales objetivos son los de conseguir un motor en el que se consigan relaciones de compresión de 25-30 con solo tres escalones, combustiones con temperaturas próximas a la estequiométrica y un uso total de materiales cerámicos en turbinas y compresores utilizando anillos en vez de discos. Con ello se espera llegar a relaciones empuje/peso del orden de 20/1 y reducciones del consumo específico de combustible del 30 al 50% en motores civiles y militares respectivamente.

El programa tendrá una duración de unos 12-15 años y un costo total de unos 15 mil millones de dólares.

En Europa, los países del Mercado Común se han percatado de la importancia del tema. A este respecto, la propulsión ha sido incluida en los programas de desarrollo BRITE/EURAM; habiéndose comenzado por programas piloto y estando en preparación importantes programas de investigación que empezarán a desarrollarse a partir de 1992.

BIBLIOGRAFÍA

1. SÁNCHEZ TARIFA, C: Problemas de Desarrollo de Turborreactores. Cosmo 86. Ingeniería Aeronáutica y Astronáutica, Agosto-Septiembre 1986.
2. JOHNSON, P.J. y WHITEHEAD, A.H. (NASA Langley) y CHAPMAN, G.T. (NASA Ames): Hypersonics. Fitting Aerodynamics and Propulsión into the Puzzle. Aerospace America, Septiembre 1987.
3. LINDLAUF, R., ECKARDT, D., BATTENZZATO, L.: Advanced Technologies for New Generation Ducted Engines. AIAA/ SAME/ SAE/ASEE 23 Joint Propulsión Conference. San Diego, USA, 1987.
4. SÁNCHEZ TARIFA, C. y MERA DÍAZ, E.: A Study on the Optimization of Jet Engines for Combat Aircrafts. 8th International Symposium on Air Breathing Engines. Proceeding. Cincinnati, USA, 1987.
5. WALTRUP, P.J.: Hypersonic Airbreathing Propulsión: Evolution and Opportunities. The John Hopkins University. Laurel, Maryland, USA. AGARD Conference on Aerodynamics of Hypersonic Lifting Vehicles. Proceedings. 1987.
6. MUNZBERG, H.G.: Stages and Objectives on Turbojet Engine Development Aerospace, Enero, 1988.
7. LOWRIE, B.W., DENNING, R.M. y GUPTA, P.C.: The Next Generation Supersonic Transport Engine Critical Issues. Royal Aeronautical Society Symposium: Aerodynamics Design for Supersonic Flight, Abril, 1988.
8. BARRERÉ, M.: La Combustión Supersonique. Probléms Poses pur son Development. LAeronautique et l'Astronautique, n^a 128,1988.
9. MARTÍNEZ SÁNCHEZ, Manuel: Fundamentáis of Hypersonic Airbreathing Propulsión. Proceeding. The 24th Joint Propulsión Conference. Boston, USA, Julio, 1988.
10. SALEMAN, V., ANDREWS, M.: Propulsión System Intergration for Mach 4 to 6 Vehicles. AIAA/ASME/SAE/ASEE 24 Joint Propulsión Conference, Julio 1988.
11. WRAGG, J.D.: A Combat Engine for Europe - EJ200. Aerospace. Enero, 1989.
12. GAINES, M.: STOL Eagle Flies 2D Nozzles. Flight International, Mayo 1989.

13. GOLDSTON, J., RIFTEL, R., SHATTUCK, C: Propfan Propulsion System Design Considerations. ASME International Gas Turbine and Aeroengine Congress. Toronto, Canadá. Junio 1989.
14. CLOFT, T.G., MULDON, PATRICIA L.: Ultra High Bypass (**UHB**) Engine Critical Component Technology. ASME International Gas Turbine and Aeroengine Congress. Toronto, Canadá. Junio, 1989.
15. BRY, P.F.: Blading Design for Cooled High Pressure Turbines. AGARD - LS -167, Junio, 1989.
- 16- KIRK, G.E.: Composite Materials for Future Aeroengines. ASME International Gas Turbine and Aeroengine Congress. Toronto, Canadá, Junio 1989.
17. GLASSMANS, A.J., SNYDER, C.A., KNIP Jr., G.: Advanced Core Technology: Key to Subsonic Propulsion Benefits. ASME International Gas Turbine and Aeroengine Congress. Toronto, Canadá. Junio 1989.
18. KOLDEN, JENNIFER J.: A Method of Sizing Multi-Cycle Engines for Hypersonic Aircraft. ASME International Gas Turbine and Aeroengine Congress. Toronto, Canadá. Junio 1989.
19. KANDELO, S.W.: HSCT Propulsion Studies Focus on Reducing Emissions, Noise. Aviation Week and Space Technology, Julio 1989.
20. Hypersonic Technology Programme. Federal Ministry for Research and Technology. Bonn, Alemania 1989.
21. McMILLAN, W.L.: Propulsion Systems Technology Drives and Issues for the 1990. AGARD Highlights 89/2, Septiembre 1989.