

# PROBLEMAS DE DESARROLLO DE TURBORREACTORES

Carlos Sánchez Tarifa

## 1. Introducción

Una de las características más específicas de los turborreactores, tanto para aviones civiles como militares, es la de necesitar muy grandes recursos técnico-económicos para su desarrollo.

Se requiere la utilización de las más modernas tecnologías de diseño y fabricación; complejos y costosos medios de ensayo, y largo tiempo, que principalmente se emplea en modificaciones y ensayos de componentes y motores en tierra y en vuelo.

En total, el desarrollo de un moderno turborreactor de primera fila, puede requerir de 7 a 9 años de tiempo y un costo que puede sobrepasar los mil millones de dólares.

La primera consecuencia de ello es que pocas empresas disponen de los recursos técnicos, y sobre todo financieros, necesarios para desarrollar por sí solas un motor de primera fila. En el mundo occidental solamente Pratt and Whitney y General Electric, en Estados Unidos; Rolls Royce, en el Reino Unido y Snecma en Francia, disponen de tal capacidad.

Por otra parte, la repercusión económica de los motores de aviación en el balance aeronáutico de un país es muy elevada. La planta propulsora representa aproximadamente el 25% del coste inicial de la aeronave, pero a causa de los costes mucho más elevados del mantenimiento de los motores en comparación con los de las células resulta que el coste del ciclo de vida de los motores puede llegar a alcanzar cifras del orden del 40-50% del coste del ciclo de vida del avión. Por ello, las cifras de ventas de motores y componentes alcanzan cifras anuales en el mundo occidental que se aproximan a los 10 mil millones de dólares.

La importancia económica de los motores de aviación es la razón por la que

pocos países industrializados se permiten el lujo de renunciar a su fabricación. Empresas que pudieran denominarse de segunda fila, y de las que en Europa, sin contar la URSS, hay veinte, fabrican motores pequeños o de segunda fila por sí mismas, o desarrollan motores de primera fila mediante programas cooperativos internacionales.

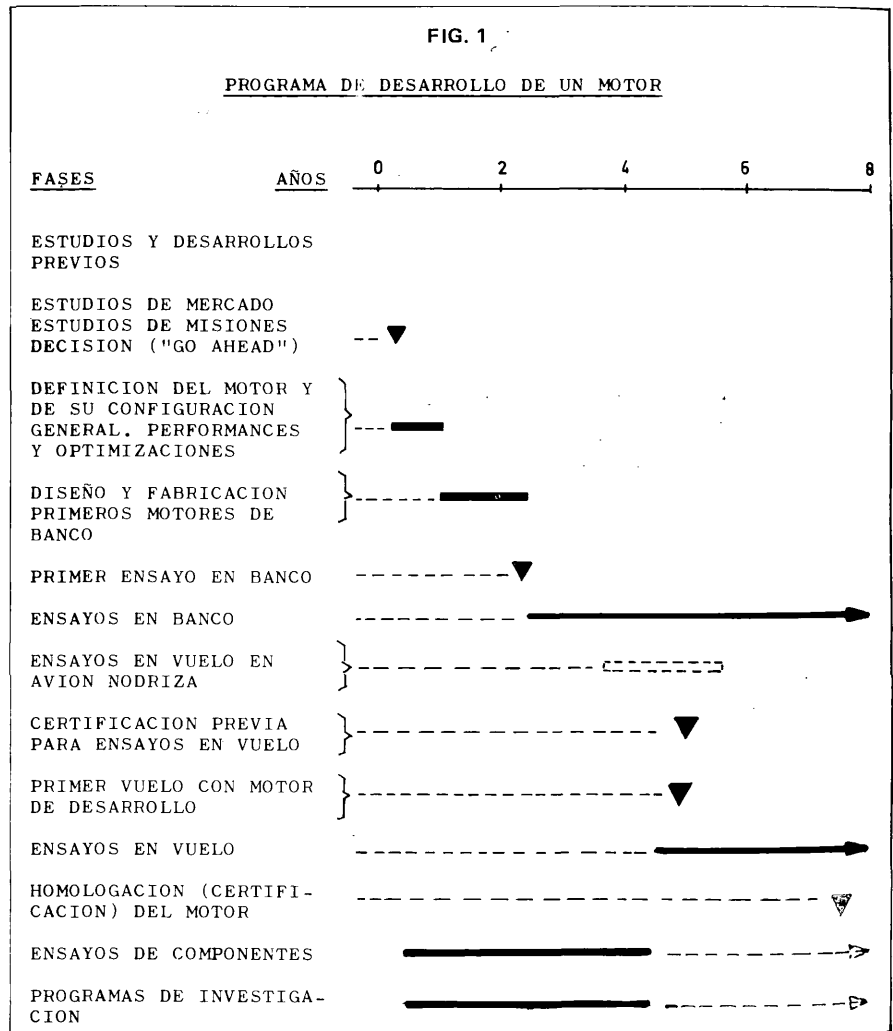
Estos programas de desarrollo multinacionales están en la actualidad en pleno apogeo (Ref. 1). Con ellos se aúnan recursos técnicos, se distribuyen costes, y

lo que es también muy importante, se garantiza el mercado; ya que no debe olvidarse que los elevados costes de desarrollo han de amortizarse en la serie, y si ésta es corta, la inversión resulta ruinosa.

## 2. Programa de desarrollo

### 2.1. Viabilidad y desarrollos previos

En la fig. 1 se resumen las fases de un



## PROBLEMAS DE DESARROLLO DE TURBORREACTORES

desarrollo típico de un motor y los jalones críticos del mismo.

Se tratarán, en general, los problemas de desarrollo, y se dedicará un apartado especial al problema de la optimización. Este tema es de gran interés y es escasa la literatura sobre el mismo, sobre todo para los motores de utilización militar.

El desarrollo de un motor civil se hace fundamentalmente para un determinado mercado; y el de un motor militar para una misión, aunque también cuentan en estos últimos consideraciones de mercado.

El programa de desarrollo ha de comenzar, por tanto, por una fase de viabilidad; en la que se define aproximadamente el motor y se analiza la factibilidad técnico-económica del programa. En los programas multinacionales en esta fase se distribuyen también los costos y los trabajos a realizar por los diferentes participantes.

En general, un desarrollo se basa, al menos parcialmente, en desarrollos anteriores de motores; o como mínimo en programas tecnológicos de desarrollo de componentes: compresores, cámaras de combustión y turbinas principalmente; actividades que las más importantes empresas de motores mantienen en forma prácticamente continua. Caso contrario, los riesgos aumentan considerablemente.

Como caso excepcional e ilustrativo, puede citarse el desarrollo a principios de la década de los 70 de motores turbopropulsor para los aviones de fuselaje ancho: B-747, DC-10 y L-1011.

Para tan excepcional mercado, Pratt and Whitney y Rolls Royce desarrollaron potentes motores turbopropulsor prácticamente de nueva concepción: JT9-D y RB-211, siendo este último el primer motor tipo trijeje. Estos desarrollos pusieron en dificultades financieras a las dos empresas, particularmente a la

Rolls Royce, que fue nacionalizada por el gobierno británico.

Por el contrario, la General Electric tuvo menores problemas para desarrollar sus motores CF-6, ya que partió del generador de gas(\*) del motor TF-39 que había desarrollado previamente mediante contrato con la USAF para propulsar el transporte militar Lockheed Galaxy.

A la larga los tres programas de desarrollo de estos motores, que continúan vigentes en la actualidad, han constituido un éxito económico para las tres empresas.

### 2.2. Desarrollo del Programa

El programa comienza con una fase en la que se definen los parámetros y variables característicos del motor; se calculan las performances partiendo de las de sus órganos componentes y se diseña la configuración general del motor.

Terminada esta fase comienza el diseño y fabricación de un primer conjunto de motores para ensayos en tierra, necesitando unos dos años para completar el diseño y fabricación de estos primeros motores de pruebas.

Estos motores se les destina fundamentalmente a la comprobación de performances, pero no se destinan a ensayos en vuelo; utilizándose posteriormente para ensayos de ingestión de aves y de granizo.

Una segunda serie de motores se destina a ensayos fluidodinámicos y mecánicos en tierra y en vuelo. Para la propulsión de un avión con motores en desarrollo, se necesita una certificación previa a este efecto de los motores (fig. 1). Estos ensayos en vuelo con el avión propulsado por los motores en desarrollo, pueden ir precedidos de ensayos en

(\*) Compresor de alta, cámara de combustión y turbina de alta.

vuelo en un avión nodriza polimotor, en el que uno de los motores es sustituido por el motor en desarrollo.

Los ensayos en tierra y en vuelo duran varios años, acumulándose varios miles de horas de pruebas. Durante el programa de desarrollo se introducen numerosas modificaciones en los órganos componentes; como consecuencia de defectos o posibles mejoras detectadas en los ensayos de los motores. También se introducen modificaciones como resultado de programas de desarrollo e investigación de componentes y materiales que continúan durante el desarrollo de los motores. Estas modificaciones pueden introducirse mientras no esté muy avanzado el programa de desarrollo.

El programa de desarrollo dura largo tiempo (7-9 años) desde el comienzo de la fase de viabilidad hasta la certificación u homologación de los motores.

Aún después de esta homologación, y con los motores ya en servicio, continúa la experimentación para la mejora de los motores y posteriores desarrollos.

### 3. Optimización del motor

La optimización del motor es uno de los trabajos más importantes del desarrollo y se lleva a cabo en la fase de definición del mismo.

En esta optimización se definen las variables que influyen decisivamente en las dos características funcionales más importantes de los motores; el empuje por unidad de peso y el consumo específico. Todo turborreactor moderno es del tipo turbopropulsor, de alta relación de flujos si se trata de un motor comercial, y de baja relación de flujos y con poscombustión si se trata de un motor para aviones militares de combate (\*). Los

(\*) Los motores para los aviones militares de transporte son análogos a los motores para aviones comerciales.

**PROBLEMAS DE DESARROLLO DE TURBORREACTORES**

FIG. 2

$$\lambda^* = \dot{m}_s / \dot{m}_p = F(T_c, \pi_g, M_0)$$

$$\pi_f^* = \phi(M_0)$$

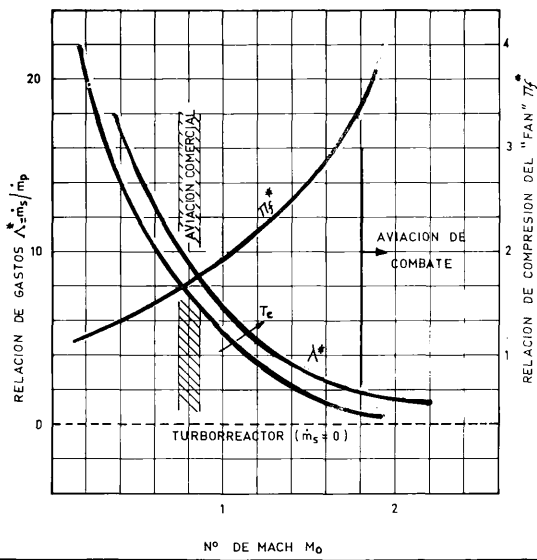


FIG. 3

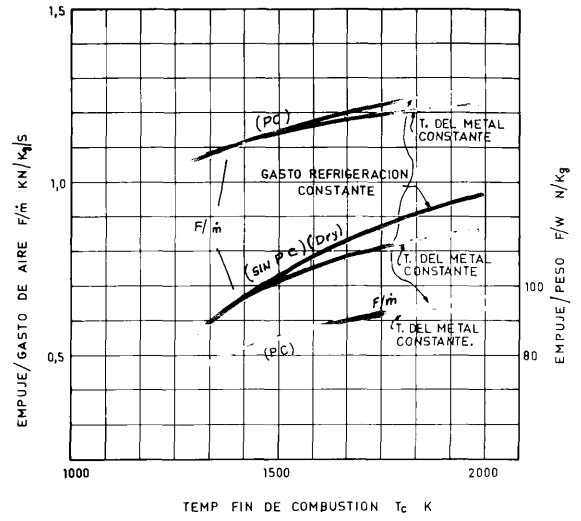


FIG. 4

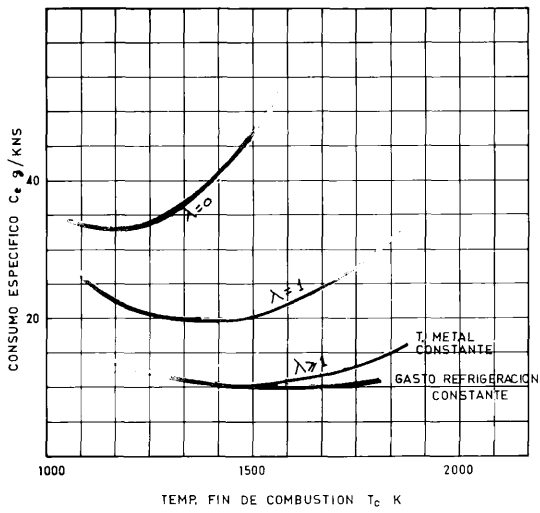
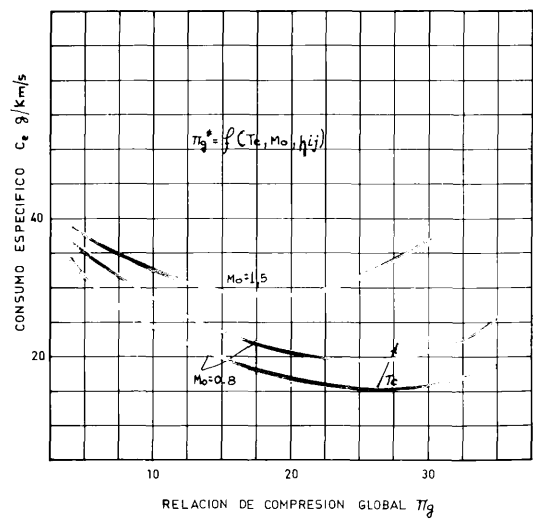


FIG. 5



## PROBLEMAS DE DESARROLLO DE TURBORREACTORES

turboreactores de flujo único no se emplean actualmente más que para aviones blanco o de reconocimiento no tripulados y para misiles tácticos de gran radio de acción. Los misiles de crucero estratégicos utilizan también turboreactores de doble flujo.

Las variables o parámetros más importantes que se optimizan son la relación de caudales máxicos de los flujos secundario y primario  $\Lambda$ ; la relación de compresión del fan  $\pi_f$ ; la temperatura de fin de combustión  $T_c$ ; la relación de compresión global  $\pi_g$  y la temperatura de post-combustión  $T_{pc}$ .

Los motores óptimos de las cuatro primeras variables  $\Lambda$ ,  $\pi_f$ ,  $T_c$  y  $\pi_g$  dependen de la velocidad y altura de vuelo; sobre todo la relación de flujos y la relación de compresión, cuya optimización se relaciona directamente con la del rendimiento propulsivo, y por tanto son funciones muy sensitivas de la velocidad de vuelo, como muestra la fig. 2.

Los aviones comerciales vuelan todos ellos prácticamente a la misma velocidad y altura de crucero: a números de Mach comprendidos entre 0,80 y 0,85 y a alturas de crucero de 9.000 a 11.000 metros. Por ello, sus condiciones de optimización están claramente definidas.

Los turboreactores comerciales se disponen con toberas de salida independientes para los flujos primario y secundario. Por tanto, la función:

$$C_e = f(\Lambda, \pi_f, M_o)$$

presenta dos valores óptimos independientes de  $\Lambda$  y  $\pi_f$  (fig. 2), que hacen mínimo el consumo específico. En la práctica, la relación de compresión del fan se optimiza a la velocidad de crucero, pero no se sobrepasan valores de  $\Lambda$  superiores a 5 ó 6, aunque sus valores óptimos a crucero son sensiblemente mayores. Ello es debido a problemas de optimización del diseño aerodinámico

simultáneo de un fan de gran diámetro y el compresor de baja, y también a causa del excesivo peso y resistencia aerodinámica del cárter del fan, que es de gran diámetro para valores elevados de  $\Lambda$ . Al no llegarse a los valores óptimos de la relación de flujos, queda margen para mejorar el rendimiento propulsivo, siendo ésta la razón de los nuevos desarrollos de las hélices supersónicas de pala ancha, denominados "propfan" o "unducted fan", y que funcionalmente no son más que compresores fan de gran relación de flujos.

La temperatura de fin de combustión ejerce una influencia fundamental en la relación empuje/peso, a través de la relación empuje/gasto de aire (fig. 3); ejerciendo también influencia en el consumo específico (fig. 4).

El aumento de temperatura de fin de combustión, o sea, de la temperatura de entrada en la turbina de alta, obliga a aumentar los caudales de aire destinados a refrigerar los álabes fijos y móviles y discos de turbinas. Estos caudales se sangran de los compresores, y su energía no se recupera más que parcialmente al inyectarlos en las turbinas. Por ello, el ciclo se deteriora y el aumento de la relación empuje/gasto de aire se atenúa (fig. 3).

De aquí se deduce el gran interés de los programas actuales de investigación para desarrollar materiales para álabes, capaces de soportar elevadas temperaturas.

En la figura 4 se muestra la influencia que ejerce en el consumo específico la temperatura  $T_c$  para diversos valores de  $\Lambda$ . Cuando la relación de flujos  $\Lambda$  es pequeña se presenta un mínimo del consumo específico a reducidos valores de la temperatura  $T_c$ .

Por el contrario, para grandes valores de  $\Lambda$  el mínimo se presenta para valores elevados de  $T_c$ , llegando a desaparecer al tenerse en cuenta el aumento necesari-

rio del caudal de refrigeración. Por todo ello, y por predominar en los motores comerciales el consumo específico sobre la relación empuje/peso, se emplean en estos motores comerciales valores de  $T_c$  que en la actualidad no suelen sobrepasar 1.500°K. En los turboreactores para aviones de combate estos valores de  $T_c$  son considerablemente mayores.

El consumo específico presenta un mínimo en función de la relación de compresión global, que depende, entre otras variables, del número de Mach y temperatura  $T_c$  (fig. 5).

Dicho mínimo se presenta para menores valores de  $\pi_g$  al aumentar el número de Mach.

La relación empuje/peso aumenta hasta un cierto límite con la relación de compresión, sobre todo si el aumento de relación de compresión se consigue aumentando la relación de compresión por escalón y no aumentando simplemente el número de escalones de los compresores. Por todas estas anteriores razones, en los motores para aviones comerciales subsónicos se utilizan relaciones de compresión globales iguales o superiores a 30/1. Los motores para aviones supersónicos de combate suelen emplear relaciones de compresión óptimas algo inferiores, sobre todo si se requiere que funcionen en crucero supersónico sin postcombustión.

### 4. Optimización de turboreactores para avión de combate

Los motores modernos para aviones de combate están constituidos por un turboreactor turbofán de pequeña relación de flujos, con post-combustión alimentada por ambos flujos, y por tanto con una única tobera de salida, convergente o convergente-divergente, que siempre es de sección variable.

**PROBLEMAS DE DESARROLLO DE TURBORREACTORES**

FIG. 6

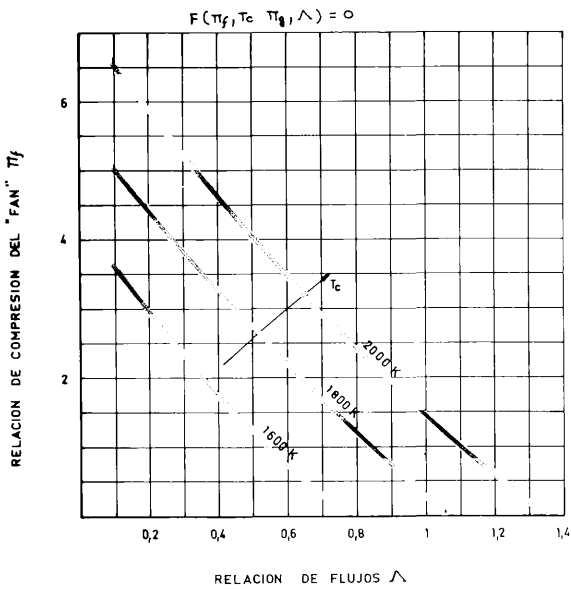


FIG. 7

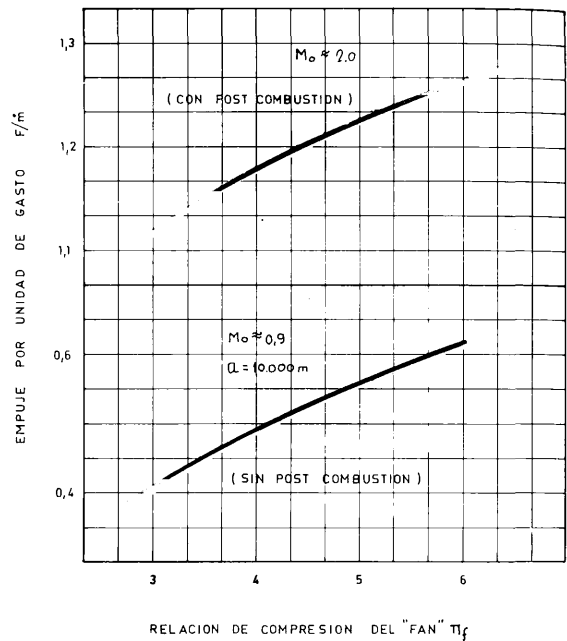
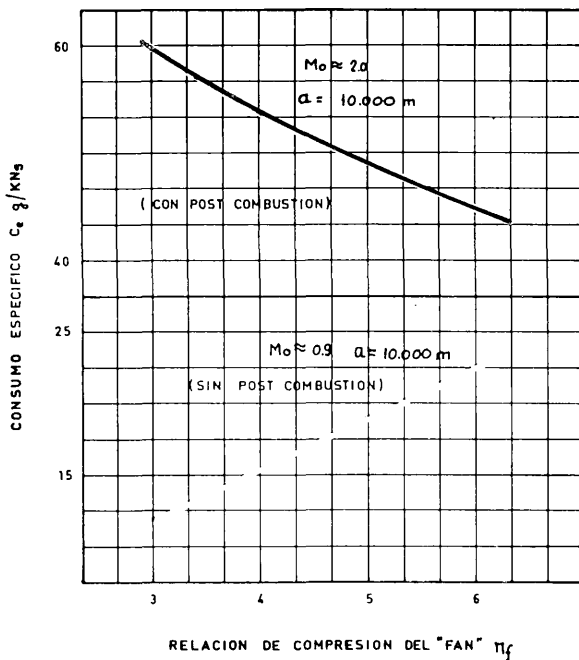


FIG. 8



La igualdad aproximada de presiones de los flujos primario y secundario a la entrada del post-combustor impone una relación entre la relación de caudales secundario y primario  $\Lambda$  y la relación de compresión del fan  $\pi_f$  que se expresa mediante la fórmula:

$$F(\Lambda, \pi_f, \pi_g, M_0) = 0$$

Función que se muestra en la figura 6.

Por tanto, el mínimo de la función:

$$C_p = F(\Lambda, \pi_f)$$

se presenta para valores dependientes entre sí de  $\Lambda$  y  $\pi_f$ .

Para la selección de las variables  $\pi_f$  (ó  $\Lambda$ ),  $T_c$  y  $\pi_g$ , a los que hay que añadir la temperatura de fin de post-combustión  $T_{pc}$ , que optimicen los valores del empuje por unidad de gasto y el consumo específico, es necesario prefijar la misión principal del avión de combate para la que éste ha sido optimizado.

Entre las muchas posibles misiones de

**PROBLEMAS DE DESARROLLO DE TURBORREACTORES**

un avión de combate, existen dos que son fundamentales para determinar el tipo de motor adecuado para el avión.

Son estas misiones la interceptación y el ataque al suelo. En la primera de estas misiones el avión despegue con el post-combustor encendido y lo mantiene encendido en subida, durante el vuelo horizontal supersónico y en la interceptación del blanco.

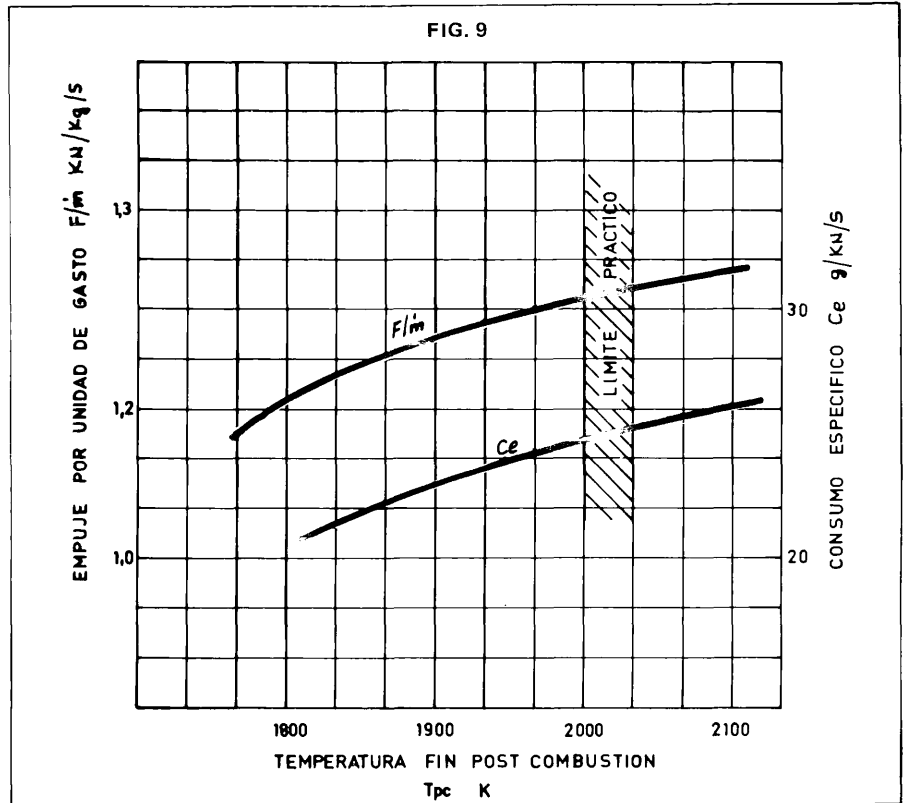
De esta manera, del 75 al 85% del combustible puede consumirse con el post-combustor encendido en esta clase de misiones.

Por el contrario en el ataque al suelo no se utiliza el post-combustor más que durante el despegue y en la aceleración previa al ataque al blanco, no consumiéndose normalmente más que una pequeña cantidad de combustible (10-15%) con el post-combustor encendido.

Así pues, en los motores para aviones de superioridad aérea (interceptación) es vital optimizar el consumo específico con el post-combustor encendido. Esta optimización se consigue con relaciones de compresión del fan  $\pi_f$ , elevadas, ya que en la misma proporción aumenta la presión en el post-combustor (figura 6).

Estos aumentos de  $\pi_f$  conducen a que aumente la relación empuje/peso (figura 7) a través de la relación empuje/gasto del aire.

Ahora bien, al aumentar  $\pi_f$  aumenta el consumo específico sin post-combustión (figura 8), deteriorándose las misiones subsónicas. Por otra parte, al aumentar  $\pi_f$  disminuye la relación de flujos  $\Lambda$  (figura 6), existiendo limitaciones en los valores mínimos de  $\Lambda$  por posible falta de aire secundario para la post-combustión y por falta de aire de refrigeración para el post-combustor y tobera de salida. Por ello, valores de  $\Lambda$  inferiores a 0,20-0,25 no suelen ser factibles.



Así pues, un motor para un avión interruptor de superioridad aérea es un turborreactor con altos valores de la relación de compresión en el fan (por encima de 3,5 ó 4), y valores pequeños de la relación de flujos (inferiores a 0,5). Por el contrario, un motor para un avión de ataque al suelo puede tener valores de  $\Lambda$  iguales o mayores a la unidad y pequeños valores de la relación de compresión del fan.

Por último, la temperatura máxima del post-combustor Tpc aumenta la relación empuje/peso (figura 9) aunque aumenta también el consumo específico. Valores por encima de unos 2.000°K originan importantes problemas de refrigeración en post-combustor y tobera y problemas de difícil solución de inestabilidades de la combustión.

**5. Referencias**

- 1) Braybrook, R.— A new engine for the next European Fighter. Janés. Defense Weekly. February 1984.
- 2) Sánchez Tarifa, C.— Desarrollo y Producción de Motores de Reacción. Perspectivas Nacionales. Revista de Ingeniería Aeronáutica y Astronáutica, 1985.
- 3) Moxon, J.— Front-line Power Flight International, 1986.



Carlos Sánchez Tarifa  
Doctor Ingeniero Aeronáutico  
SENER  
Catedrático de la E.T.S.I.A.