

# Motor y Aviación militar, situación actual

JOSE LUIS LOPEZ RUIZ,  
Dr. Ingeniero Aeronáutico.  
Consultor de SENER. Ingeniería y Sistemas

## INTRODUCCION

**H**ABLAR de motores en la Aviación Militar equivale a hablar de toda clase de motores, ya que la Aviación Militar utiliza una amplia gama de aeronaves que va desde el pequeño avión de escuela elemental u observación con motor alternativo que no supera los 300 kW, hasta el gran avión de transporte con motores turbofán de más de 250 kN de empuje nominal. En la Aviación Militar están también presentes los turboreactores puros, con y sin postcombustión, los turbofán de relación de derivación relativamente pequeña, con postcombustión en el flujo mezclado, los turbohélices y los turbomotores que equipan los helicópteros militares. Las aeronaves de colchón de aire ("hovercraft") utilizan también turbomotores, especialmente preparados para operaciones en condiciones de niebla salina, o motores diesel, particularmente en las que cumplen misiones de larga duración. Dentro del campo de aeronaves experimentales, promovidas siempre por la Aviación Militar, las ha habido propulsadas por motores cohete, de combustible sólido o líquido, por estatorreactores, por pulsorreactores y por combinaciones de estos motores, para aprovechar sus condiciones propulsivas óptimas en las distintas zonas de operación, que van desde el vuelo a punto fijo de los helicópteros y aeronaves con motores de empuje orientable, hasta números de Mach de 7, alcanzados por el X-15, y alturas desde el nivel del mar hasta 100 km. Además en estos momentos se está iniciando la nueva etapa de desarrollo de aeronaves espaciales, aptas para abandonar la atmósfera terrestre, lo cual exige el análisis de nuevos tipos de propulsión para optimizar misiones que incluyen vuelo atmosférico, a grandes alturas y números de Mach, y operación extraatmosférica con control de órbita y actitud de la aeronave.

TABLA I. CARACTERISTICAS DE TURBORREACTORES EN FUNCION DE LOS PARAMETROS DEL CICLO

TIPO DE MOTOR	RELACION DE COMPRES. TOTAL $\pi_c$	RELACION DE COMPRES. FAN $\pi_c^f$	RELACION DE DERIVACION $\alpha$	TEMP. DE POSTCOMB. $T_{14}$ (°K)	TEMP. DE TURBINA $T_{14}$ (°K)	CONSUMO ESPECIFICO S (mg/NS)	EMPUJE ESPECIFICO F/m <sup>2</sup> (Ns/Kg)
Turborreactor sin postcombustión	10-20				1110	28-31	530-570
					1670	37-40	910-940
Turborreactor con postcombustión	10-20			2000	1110	57-62	920-990
					1670	48-51	1125-1165
Turbofán bajo $\alpha$ sin postcombust.	20-30	2-4	0.2-1.0		1110	24-28	225-460
					1670	27-43	520-825
Turbofán bajo $\alpha$ con postcombust.	8-30	2-4	0.2-1.0	2000	1110	60-77	735-960
					1670	48-57	1000-1135
Turbofán alto $\alpha$ sin postcombust.	30-40	1.4-1.6	5-7.5		1110	22-28	55-120
		1.4-4.0	5-10		1670	19-29	125-265



El campo de motores de la Aviación Militar es, por tanto, todo el campo de la propulsión, a la cual ha contribuido de forma decisiva desde los inicios de la combinación de motores alternativos y hélice propulsora, hasta el desarrollo de los motores cohete de combustible sólido o líquido para impulsar los misiles intercontinentales o los grandes lanzadores de satélites y aeronaves espaciales.

Así como en el desarrollo de la Aviación Comercial siempre han sido elementos básicos la seguridad y la economía, la Aviación Militar ha estado siempre más dispuesta a asumir los riesgos inherentes a toda innovación para mantenerse en los límites de la tecnología y aprovechar las ventajas tácticas y estratégicas proporcionadas por los avances tecnológicos de cada momento, habiendo contribuido de esta forma al progreso de la Aviación Comercial con su experiencia de uso previo de los nuevos sistemas propulsivos. Con ésto no queremos decir que en los motores militares no se cuide la seguridad: las normas para certificación de motores, tales como las MIL-E-005007E (AS) de la U.S. Navy, o la más reciente MIL-E-87231 de la USAF, prescriben condiciones de cálculo y ensayo que pueden resultar más exigentes en muchos aspectos que las FAR.33 para certificación civil; así, por ejemplo, los factores de carga y pares giroscópicos de maniobra, las condiciones de re arranque en vuelo, la resistencia a operación con flujo de alimentación irregular y los ciclos operacionales impuestos durante los ensayos de certificación o calificación reflejan en las normas militares las condiciones operativas más duras a las que se someten normalmente los motores militares. Por el contrario el motor civil está mucho más condicionado por una competencia que le exige unos bajos costes de adquisición y mantenimiento, a la vez que un consumo de combustible pequeño, con unos tiempos de operación anual mucho mayores que los habituales en los motores militares.

No obstante los costes de desarrollo de un moderno turborreactor son tan grandes que, siempre que es posible, se intenta derivar de él motores con aplicación militar y civil, e incluso utilizar el generador de gas básico como núcleo de motores con distinta relación de derivación (by pass ratio) y turbohélices, para poder extender el campo de sus aplicaciones con el concepto de "familia de motores".

## MOTORES EN LA AVIACION MILITAR

Un hecho importante es la progresiva desaparición del motor alternativo del inventario de las flotas de aviones militares. A pesar de la pervivencia de antiguos aviones de transporte C-47 y C-54 en escuadrones militares de algunos países y de una numerosa flota de pequeños aviones y helicópteros con misiones de escuela, observación y enlace, los motores de turbina han alcanzado un grado de madurez que les permite una competencia ventajosa con los alternativos, incluso en el campo de las pequeñas potencias, de tal forma que en algunos casos aviones y helicópteros equipados inicialmente con motores alternativos han sido remotorizados con turbohélices o turbomotores, con un sustancial ahorro de peso, un alargamiento de los periodos entre revisiones y un consumo de combustible comparable. Por ello se puede decir que, en el momento actual, no hay ningún programa militar de nuevas aeronaves que especifique el motor alternativo como base de su propulsión.

Durante toda la fase inicial de desarrollo de la Aeronáutica cada nueva aeronave nació proyectada sobre la base de motores existentes de características bien conocidas. Esta situación se ha mantenido hasta fechas bien recientes y es consecuencia lógica de que los periodos de desarrollo de un nuevo motor son, normalmente, mucho más largos que los necesarios para desarrollar una nueva aeronave. Además el desarrollo de nuevos motores se apoya mucho más en datos experimentales y exige más ensayos que el de las aeronaves que impulsan, siendo, normalmente, de aplicación a más de un tipo de aeronave. Por ello las aeronaves que se proyectaban para el cumplimiento de ciertas misiones se equipaban con motores ya existentes, seleccionados entre los disponibles más adecuados, que, en algunos casos, se modificaban ligeramente para una mejor adaptación a la finalidad pretendida. Como caso contrario los modernos aviones de transporte de pasajeros, con motores instalados en góndolas independientes de la estructura del avión, han podido ofrecer a sus clientes versiones equipadas con motores de fabricantes diferentes, aunque de características bastante similares. En muchas ocasiones el desarrollo del motor durante su vida operativa ha propiciado también el desarrollo de la aeronave, permitiendo extender su ciclo de vida por encima del valor inicialmente previsto.

Más recientemente la situación ha cambiado: en la actualidad la mayor parte de nuevos desarrollos de aeronaves militares avanzadas llevan consigo el desarrollo paralelo de su motor propulsor. Tal ha sido el caso del programa del helicóptero americano LHX con su turbomotor T800 y es actualmente el del caza táctico ATF, así como el programa europeo EFA con su motor EJ-200, o el francés Rafale con el motor M 88. También el avión de ataque Tornado, concebido inicialmente sobre un motor de Rolls Royce, terminó por exigir el desarrollo de un nuevo motor, el RB.199, para poder cumplir los requerimientos impuestos. En el futuro los aviones hipersónicos y los transatmosféricos exigirán también motores diseñados para cumplir sus misiones, de tal forma que cuando se está concibiendo un nuevo avión militar se está pensando simultáneamente en el propulsor que ha de equiparle, en el radar que será su órgano de visión, en sus sistemas de navegación y control de vuelo, y en el armamento con el que va a operar. El avión propiamente dicho es así una parte de un sistema total, al que no se imponen a priori limitaciones por no existir los motores u otros sistemas complementarios adecuados, sino que se abordan los programas con la más amplia visión, aunque también con los riesgos y costes económicos que este tipo de actuación supone.



TABLA II. CARACTERISTICAS DE ALGUNOS TURBORREACTORES MILITARES

MOTOR	EMPUJE SIN/ CON POSTCOMB. kN	RELACION EMPUJE/PESO	RELACION DE DERIVACION	TEMPERAT. DE ENTRADA TURBO. (°C)	LONGITUD (m)	DIAMETRO MAXIMO (m)	CONFIGURACION COMPRESION/ TURBINA
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
PW 1120	60.2/91.6	7.25	0.19	1357	4.115	0.914	Doble árbol 3-10/2-1
F110-GE-100	/115 a 129	7.50	0.87		4.623	1.181	Doble árbol 3-9/1-2
F404-400 100 J	/71.1 /75.6 /80.0	7.33 7.80 8.25	0.34		4.039	0.889	Doble árbol 3-7/1-1
M53-P2	64.5/95.1	6.00	0.36	1260	4.850	1.054	Simple árbol 8/2
M88	46.8/73.3	8.30	0.50	1400	3.810	1.011	Doble árbol 3-6/1-1
RB 199 Mk 101 Mk 103 Mk 104	39.2/67.8 40.7/71.4 40.7/73.6	6.47 6.87 6.90	1.16 1.06	1327	3.226 3.581	0.870	Triple árbol 3-3-6/1-1-2
EJ-200	/90.0	≈ 10.	0.4	≈ 1525			Doble árbol 3-5/1-1

## TECNOLOGIA DE LOS MOTORES PARA AVIONES DE COMBATE

**P**ARA no dispersar excesivamente este trabajo, teniendo en cuenta, además, que la tecnología de los motores civiles va a ser tratada independientemente, vamos a centrarnos en el estado de la tecnología de los turborreactores para aviones militares de combate y los que pueden derivarse de ellos para aviones de apoyo táctico y bombarderos estratégicos, con alguna consideración adicional sobre futuros sistemas avanzados de propulsión para aviones de muy alta velocidad capaces de operar en alturas donde no existe el oxígeno necesario para ser utilizado como comburente en su sistema propulsivo.

En un moderno avión de combate se exigen muchas condiciones, varias de las cuales dependen de un motor conveniente: despegue corto, subida rápida hasta las condiciones de crucero, un crucero relativamente veloz pero con un consumo de combustible moderado, incluso un supercrucero a velocidad supersónica sin postcombustión, una penetración hacia su objetivo o punto de combate a gran velocidad y baja cota, para evitar su detección por los sistemas defensivos, un combate ágil caracterizado por maniobras con alto factor de carga y grandes ángulos de ataque, con rápidos cambios de velocidad y alturas de vuelo, capacidad para escaparse rápidamente y deshacer un combate no favorable, posibilidad de espera con reducido consumo de combustible y distancias de aterrizaje cortas. La buena adaptación del motor al avión se facilita si las dimensiones de aquél, área frontal y longitud, son pequeñas y, además, se requiere que el peso del motor más el combustible necesario para cumplir la misión asignada sean mínimos, para posibilitar un sistema de armas de mínimo peso y volumen, factores a los que va ligado de forma directa el coste. Otros factores como la emisión de los denominados "observables", signatura de infrarrojos y radar, especialmente en la tobera y en la toma de aire, humos y ondas detectables por sensores de las armas y sistemas de defensa, deben ser mantenidos en sus mínimos valores. Finalmente en aviones de combate de alta maniobrabilidad el motor debe soportar sus condiciones límites de operación que pueden conducir a un flujo de alimentación de aire con fuertes distorsiones, sobreabundante en ciertas circunstancias y escaso en otras, debiendo mantener un rendimiento global alto, propulsivo y térmico, tanto en las condiciones de subida a velocidades pequeñas como en la penetración y escape a altas velocidades, lo que exige acudir a elementos



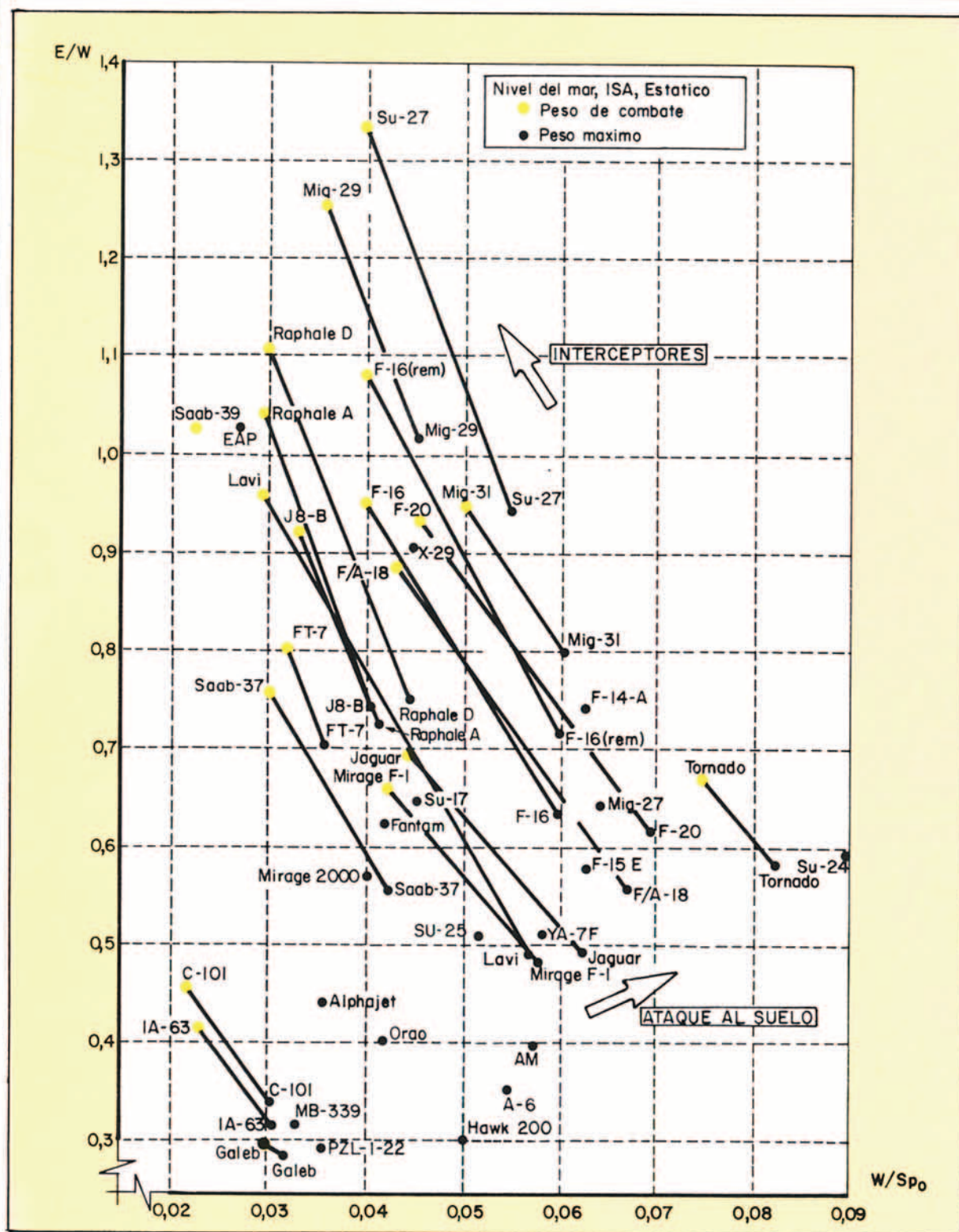


Figura 1. Carga alar y relación empuje/peso de aviones de combate.

de geometría variable en la toma de aire y en la tobera de salida de gases. En el caso de aviones polimotores los problemas de instalación se complican aún más por la posible interferencia entre tomas de aire y entre los chorros propulsivos de los distintos motores.

Cuando se inicia la fase de estudios de viabilidad de un nuevo avión de combate, es necesario fijar una o varias misiones típicas que se intentan cumplir con él. En un diagrama carga alar-relación empuje/peso,

cada una de las fases de cada misión que asignada al avión viene representada por dos puntos, inicial y final, ya dependen de la altura, velocidad de vuelo, empuje del motor y peso del avión (figura 1). En un diagrama de esta clase cada actuación del avión está representada por una familia de curvas, lo cual permite establecer límites para el cumplimiento de las actuaciones deseadas, tanto de dimensiones del avión, como de peso del mismo y empuje y consumo de combustible del motor. Normalmente se inicia el estudio con un motor de tecnología conocida, con la escala que se estime necesaria, y después se analizan los avances que será preciso incorporar y el beneficio que pueden aportar a las misiones del avión, de forma tal que al concluir los estudios de viabilidad se pueda pasar ya a la definición concreta tanto del avión como de su motor.

Ya dentro del propio motor existen varias alternativas posibles que han debido ser analizadas durante la fase de viabilidad. Los dos parámetros más importantes en el diseño de un nuevo turbomotor son su rendimiento térmico y la energía suministrada por unidad de masa de aire circulante, ya que de ellos depende el consumo específico y el tamaño del motor y, por lo tanto, su masa. En 1968 el profesor Münzberg, de la Universidad de Munich presentó los cálculos realizados para turborreactores con una hipótesis de

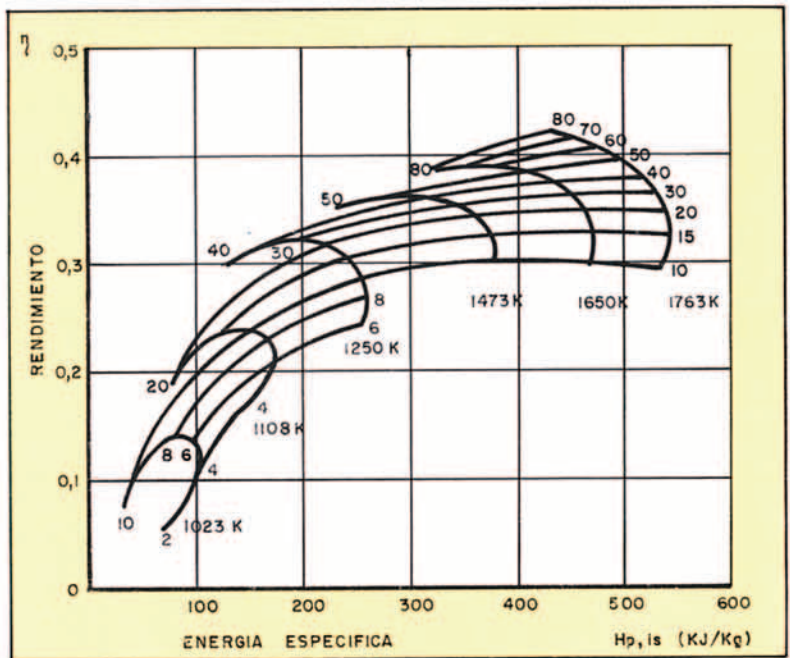


Figura 2. Rendimiento de turborreactores.

los cálculos realizados para turborreactores con una hipótesis de

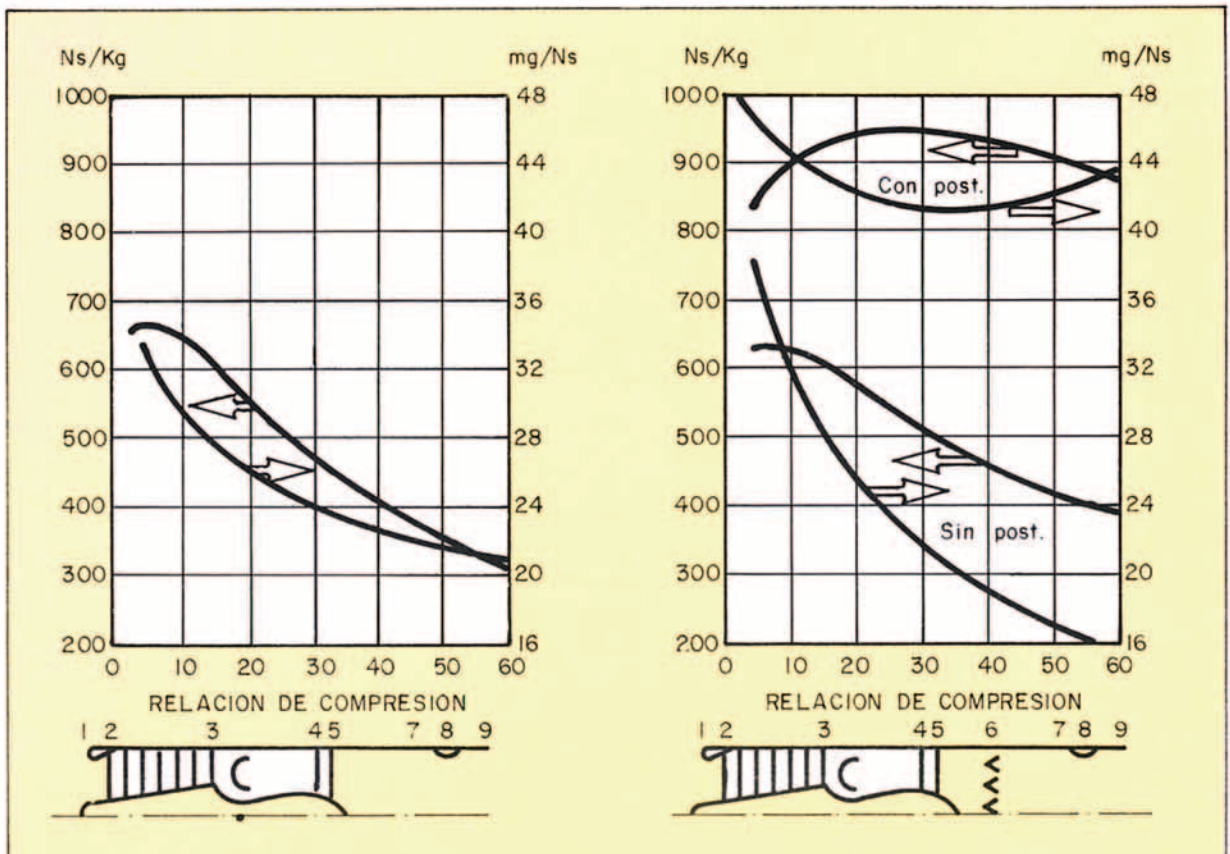
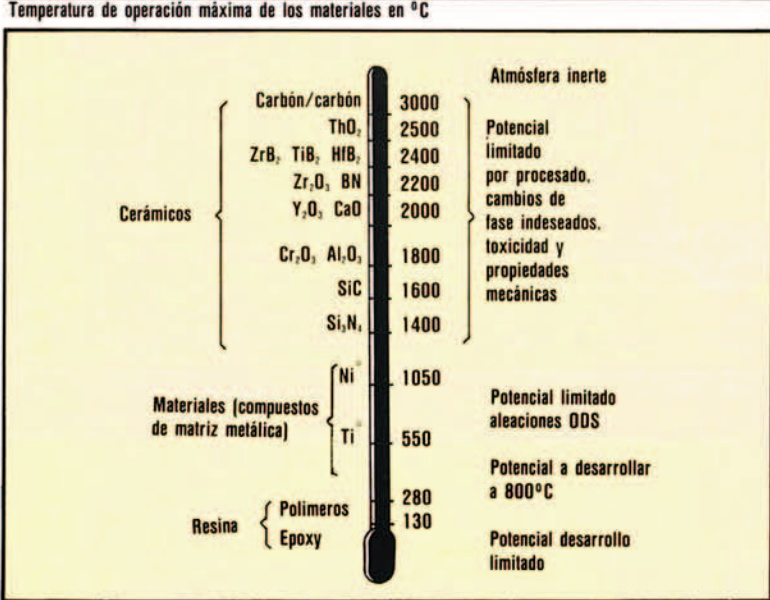
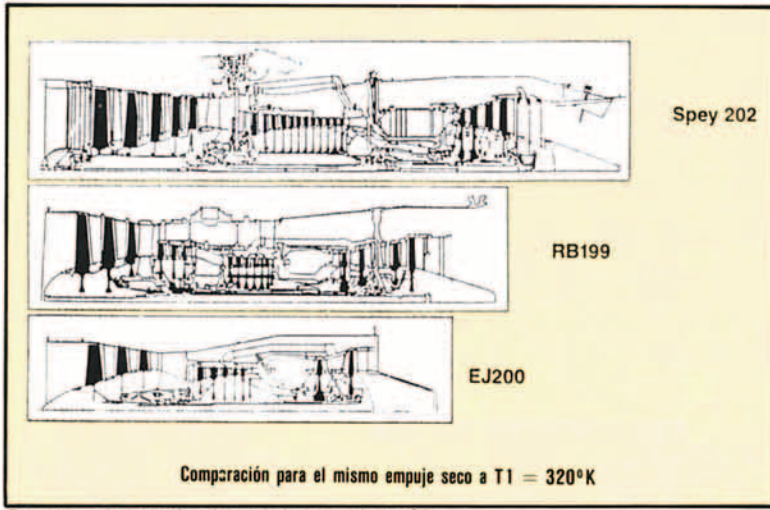


Figura 3. Variación de empuje por unidad de gasto de aire y de consumo específico de combustible.





Tendencias en el uso de materiales en motores de reacción

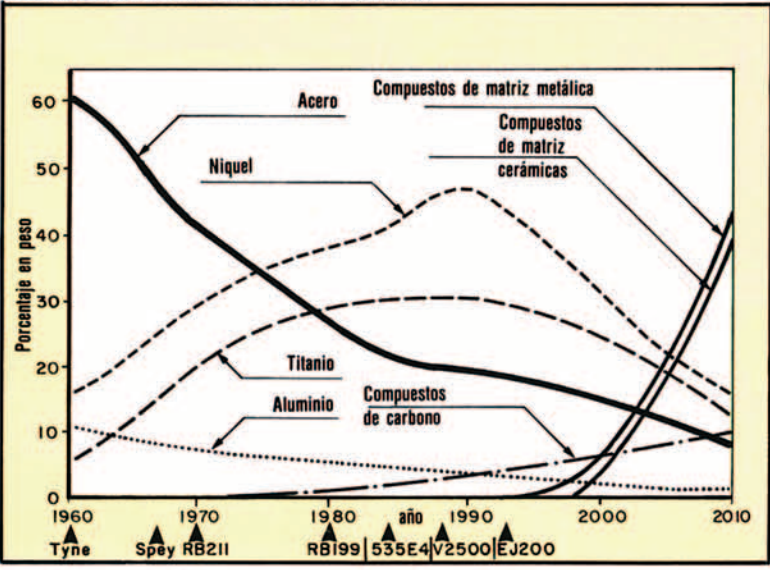


Figura 4. Evolución de los turbo reactores.

crecimiento con el tiempo de la temperatura admisible de entrada de gases en turbina. Estas hipótesis, bien confirmadas veinte años después, conducen al gráfico de la figura 2, en el que puede verse que hay dos puntos de diseño, según se desee máximo rendimiento o máximo empuje específico. En realidad el diseño se sitúa en un punto intermedio que, con los valores de temperatura de entrada en turbina actuales, unos  $1.800\text{ K}$ , corresponde a relaciones de compresión del orden de 30 para el turbo reactor puro.

En aviones de combate se requiere un alto empuje de motor durante ciertas fases de las misiones asignadas, que obligaría a sobredimensionar el motor y el avión en el resto de las fases. Por ello se acude frecuentemente a la postcombustión, inyectando combustible en el chorro de gases que sale de la turbina, antes de entrar en la tobera propulsora. El procedimiento, aunque disminuye el rendimiento térmico y aumenta bastante el consumo específico de combustible, permite aumentar notablemente el empuje por unidad de masa de gas circulante en el motor, pero la longitud de éste aumenta bastante para posibilitar la combustión en la zona entre turbina y tobera.

En los diseños más recientes de turbo reactores para aviones de combate se ha tratado de reducir el consumo específico de combustible, acudiendo a la fórmula del turbofán, derivando una parte del aire comprimido por el primer compresor del motor para que no pase por la cámara de combustión y mezclándolo posteriormente con el aire de salida de la turbina antes de entrar en la tobera. En este caso la postcombustión se efectúa en la mezcla de aire y gases. La elección de la relación de derivación más conveniente depende de la misión asignada al avión pero, en todo caso, suele ser muy inferior a la de los correspondientes motores civiles. En la tabla I se resumen los resultados obtenidos en los cálculos correspondientes a varios tipos de turbomotores similares, sin y con postcombustión, y con diversas relaciones de derivación; también puede verse la influencia de la temperatura de entrada a turbina y el efecto del motor con derivación de aire, si bien en este caso aumenta el área frontal.

En la figura 3 se presenta la variación de empuje por unidad de gasto de aire y el consumo específico



de combustible en función de la relación de compresión para un turboreactor y para un turboreactor con postcombustión. Salvo en los casos en que opera la postcombustión, el consumo específico disminuye al aumentar la relación de compresión, pero también disminuye el empuje por unidad de gasto al ser menor la elevación de temperatura permitida en la cámara de combustión. En la tabla II se reúnen las características de proyecto de algunos turbofanes modernos, para aviones de combate, que representan la tecnología de motores concebidos hace 20 años, pero que equipan los aviones operativos actualmente, junto a algunos otros de concepción actual para los aviones operativos en la última década de este siglo y la primera del siglo XXI.

Cuando se comparan motores de distintas generaciones para la misma aplicación (figura 4), se observa, en primer lugar, una importante reducción de su tamaño y una disminución del número de escalones de sus compresores y turbinas. Ello es debido, en primer lugar, a la mejora tecnológica de los materiales empleados, que posibilitan el uso de más altas temperaturas de ciclo y, en segundo lugar, a un mejor conocimiento aerodinámico, que permite un mejor proyecto de compresores, turbinas, cámaras de combustión y mezcladores de corriente. El cálculo estructural más preciso ha permitido reducir el peso y mejorar, por consiguiente, la relación empuje-peso de los motores, situada en torno a 7,5 en los motores actuales y que debe pasar a 10 en los de la próxima generación. Una lubricación mejor estudiada ha conducido a reducir las exigencias de mantenimiento y los costes asociados, al mismo tiempo que un registro continuo de los parámetros característicos de operación hace posible la previsión de sustitución de componentes en un mantenimiento preventivo individualizado, menos costoso que el estadístico utilizado hasta ahora.

Una consideración especial merece la tobera propulsiva: el aumento del margen de vuelo, alturas y velocidades, de los aviones obligó a utilizar toberas de geometría variable, convergentes o convergentes-divergentes, para mantener el rendimiento propulsivo en valores aceptables. Desde hace más de 25 años el motor Pegasus incorporó toberas orientables, que han permitido el desarrollo del avión Harrier, con capacidad para despegue y aterrizaje verticales, al poder utilizar el empuje del motor como fuerza propulsora o

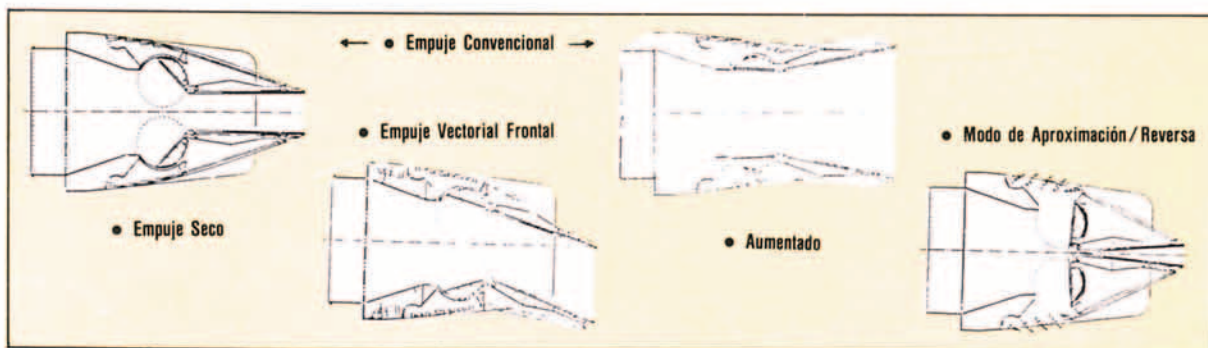


Figura 5. Operación de una tobera bidimensional.

sustentadora según la fase de vuelo. Pero hasta ahora todas las toberas eran axisimétricas. Los motores futuros incorporarán probablemente en algunas aplicaciones toberas bidimensionales (figura 5), que permiten con una geometría sencilla, tanto la orientación del empuje, como el mantenimiento de un alto rendimiento propulsivo en condiciones de vuelo muy variables. También harán posible el uso de parte del empuje del motor para el control del avión, sustituyendo parcial o totalmente a las superficies aerodinámicas convencionales.

## MOTORES PARA LA FUTURA EXTENSION DEL DOMINIO DE VUELO

**E**l aumento de la velocidad de vuelo, aunque mejora el rendimiento propulsivo del turboreactor, hace disminuir su rendimiento global, ya que la compresión del aire en el difusor de entrada al compresor hace aumentar su temperatura y limita la cantidad de combustible que puede quemarse en las cámaras para no sobrepasar la temperatura de entrada a turbina (figura 6). El empuje disponible por unidad de gasto de aire disminuye, por consiguiente, al aumentar la velocidad de vuelo. La solución está en la utilización del estatorreactor para velocidades de vuelo superiores a Mach 3, prescindiendo del compresor, puesto que la difusión permite obtener presiones suficientes para una combustión eficaz. De todas formas el estatorreactor debe combinarse con un turboreactor que propulse la aeronave a velocidades inferiores, constituyendo bien sea un conjunto integrado o bien dos elementos independientes de operación alternativa.

También se están estudiando turboreactores con prerrefrigeración del aire antes de entrar en el compresor, fórmula especialmente interesante cuando se utiliza hidrógeno como combustible en lugar de los combustibles normales derivados del petróleo. El hidrógeno líquido, almacenado en depósitos criogénicos, es un excelente refrigerador del aire que alimenta el motor antes de pasar al compresor. El inconveniente del hidrógeno, con alta energía por unidad de masa (22.250 kcal/kg., más del doble que la del queroseno),



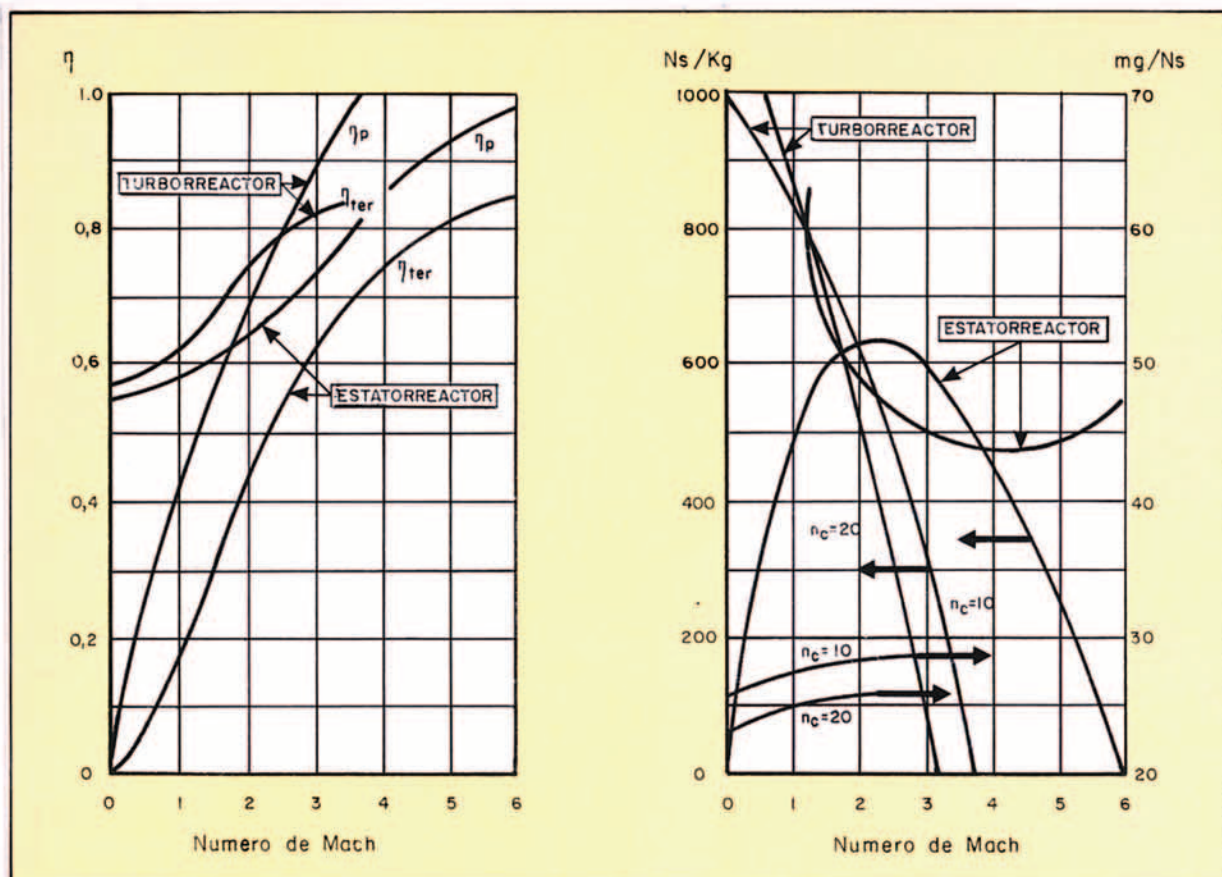


Figura 6. Rendimiento, empuje por unidad de gasto y consumo específico de turbo reactores y estatorreactores.

es su baja energía volumétrica (1.580 kcal/l, una sexta parte de la del queroseno), lo que obliga a grandes volúmenes para almacenamiento de combustible si se quiere operar con él durante períodos de tiempo largos. No obstante para aeronaves orbitales, en las que el peso es un factor decisivo, parece necesario contar con el hidrógeno como combustible, al menos durante la fase de inyección en órbita.

Dado el amplio margen de alturas y velocidades de vuelo en que se va a desarrollar la aviación en un próximo futuro, es evidente el esfuerzo necesario a realizar en el estudio y desarrollo de nuevos sistemas propulsivos y nuevos combustibles y comburentes de alta energía, tanto por unidad de peso, como por unidad de volumen. Hasta números de Mach del orden de 3 el turbofán parece un propulsor bastante adecuado. Entre Mach 3 y Mach 6 a 7, puede pensarse en el estatorreactor, cuyo área de aplicación puede extenderse hasta Mach 10 si se admite una combustión en flujo supersónico (SCRAMJET). Por encima de Mach 10 es el motor cohete el que proporciona una mejor eficacia para la propulsión, por lo cual es posible que los tres sistemas deban presentarse combinados en las futuras aeronaves transatmosféricas, lo que representa una indudable complicación y aumento de peso al arrastrar durante todo el vuelo elementos activos en sólo una parte de él.

También se está desarrollando actualmente un nuevo tipo de motor, denominado turbocohete, en el que la turbina es accionada por un generador de gas independiente, de tipo cohete  $\text{LO}_2/\text{LH}_2$ , lo cual permite aprovechar toda la energía tras la cámara del turbo reactor como energía propulsiva y aumentar la temperatura de combustión al no estar limitada por la temperatura de entrada en turbina.

## CONCLUSION

La propulsión, como parte esencial en el progreso de la Aeronáutica y Astronáutica, sigue estando en constante proceso de desarrollo. Como siempre ha sido a lo largo de la Historia, las aplicaciones militares serán las primeras en incorporar los avances para ganar las ventajas estratégicas y tácticas que de ellos se derivan. Con ello abren el camino a aplicaciones civiles que, como en el caso de la incorporación del turbo reactor o la del avión supersónico Concorde, han contribuido al perfeccionamiento del transporte aéreo, cuyo futuro está en el avión de transporte hipersónico y en los transbordadores espaciales. Sin embargo, antes de que estos últimos puedan ser hechos rutinarios, la Aviación Militar deberá haber hecho un uso intensivo de los nuevos sistemas propulsivos para garantizar su seguridad y su economía. ■