

# Sistema de propulsión. Emisiones y eficiencia

GREGORIO CORCHERO DÍAZ

*Profesor titular de Propulsión Aérea y Espacial  
E.T.S. Ingeniero Aeronáutico (UPM)*



## INTRODUCCIÓN

**E**n el transporte aéreo, el consumo de combustible siempre ha representado un condicionante importante por sus efectos en los costes de explotación de las aeronaves, con una importancia que ha ido en aumento con el paso del tiempo. Desde los años setenta hasta no hace muchos años, consecuencia de las subidas continuas del precio del petróleo, era usual leer y oír hablar de la subida del precio de los combustibles fósiles, del precio del barril de petróleo, y sus efectos en la economía. Los contaminantes o emisiones parecían tener unos efectos secundarios quizás no demasiado importantes para el público en general. Sin embargo y durante los últimos diez o quince años, el término ha cambiado y ahora se habla de emisiones, que ade-

más del coste monetario del combustible en sí incluyen también un coste importante medioambiental. P. Busquin, European Commissioner for Research, en el prólogo de *“European Aeronautics: A Vision for 2020”* [1] lo resume con la frase relativa al transporte aéreo que dice que éste debe ser *“más asequible, más seguro, más limpio y más silencioso”* en lugar de *“a mas altura, más moderno, más rápido”* como se decía en generaciones pasadas.

La referencia anterior presenta los objetivos globales para el transporte aéreo de 2020, que representan la base para la investigación y el desarrollo de la Aeronáutica en la Unión Europea; las estrategias –*the Strategic Research Agenda (SRA)*– a seguir para cumplir dichos objetivos las podemos encontrar en ACARE, *Advisory Council for Aeronautics Research in Europe*, creado con el objetivo primordial del de-





sobre cómo dichas emisiones se han ido reduciendo con el tiempo, y c) las tendencias actuales en la Unión Europea. Una presentación académica simple que se espera clarifique algunas ideas a posibles lectores no conectados directamente con la ingeniería de los sistemas de propulsión aérea.

## CONSUMO ESPECÍFICO, RENDIMIENTO Y EMISIONES

El consumo específico de combustible CE se define como el consumo de combustible necesario para generar la unidad de empuje,  $C_E=c/E$ , donde  $c$  representa el consumo de combustible y  $E$  el empuje generado. Un combustible clásico básicamente está formado por carbono C e hidrogeno H, más pequeñas cantidades de otros elementos químicos; es usual dar su fórmula química como  $CH_\lambda$ , donde  $\lambda$  representa el número de átomos de hidrógeno por átomo de carbono. En el proceso de combustión en aire el carbono se transforma en dióxido de carbono mientras el hidrogeno se transforma en vapor de agua, salvo pequeñas cantidades de carbono e hidrógeno que pasan a formar otras especies químicas en pequeñas cantidades y que desde el punto de vista de la masa de  $CO_2$  producida son despreciables; consecuentemente el consumo de combustible, o el consumo específico de combustible para un empuje fijo o dado, representan la producción o las emisiones de  $CO_2$ . A partir de este momento hablaremos de consumo específico y emisiones de dióxido de carbono indistintamente sabiendo que existe una relación biunívoca entre ellos.

Si se dejan las definiciones y se vuelve al sistema de propulsión o motor –siempre se consideran motores de reacción o sistemas funcionando con ciclo Brayton– se puede demostrar fácilmente que el consumo específico se puede expresar en función del rendimiento motor o eficiencia térmica  $\eta_M$  y el

sarrollo y seguimiento de éstas. En cuanto a las emisiones los objetivos son claros: reducción de las emisiones de dióxido de carbono (consumo de combustible) en un 50% y en un 80% las de óxidos de nitrógeno; reducciones a repartir entre avión y sistema de propulsión, más otros componentes integrantes del sistema de transporte aéreo. Al motor se le asigna entre el 15 y 20% para peso específico constante, mientras el resto se asigna al avión y demás componentes del sistema de transporte aéreo. La reducción del nivel sonoro también representa un objetivo importante.

Este artículo expone de forma sencilla y en lo relativo al sistema de propulsión: a) cómo el consumo específico de combustible y las emisiones se relacionan entre sí y su relación con la eficiencia global del sistema de propulsión, b) algunas ideas

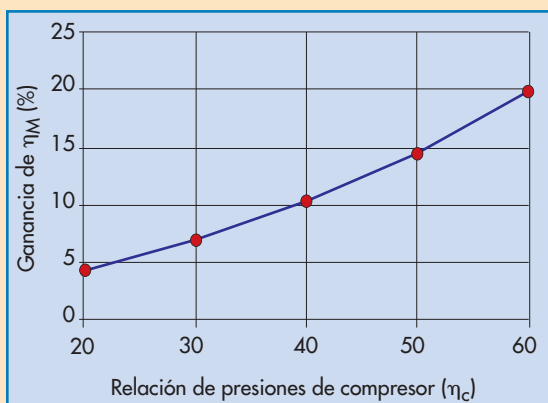


Figura 1. Ganancia de rendimiento motor con la relación de presiones del compresor  $\eta_c$  al incrementar la temperatura máxima del ciclo de 1.500 K a 1.700 K. Los % están referidos a los valores para 1.500 K y la misma  $\eta_c$ .

rendimiento de propulsión  $\eta_p$ , y la velocidad de vuelo  $V_0$ , ver expresión (1) donde FHV representa el poder calorífico inferior del combustible [2]. El primero representa la calidad del sistema produciendo potencia mecánica del chorro mientras el segundo representa su calidad convirtiendo la potencia mecánica producida en potencia útil para el vuelo,  $EV_0$ . Todos los sistemas de propulsión en su evolución buscan subir ambos rendimientos para así reducir el consumo específico de combustible.

$$C_E = \frac{1}{FHV} \frac{V_0}{\eta_M \eta_P} \quad (1)$$

Si se considera el rendimiento motor, básicamente hay dos modos de subir el rendimiento motor para una velocidad de vuelo: a) mejorando el rendimiento de los componentes del motor –rendimientos del compresor, turbina, etc.–, y b) eligiendo adecuadamente los valores de la relación de recalentamiento del motor  $T$ ,  $-T = T_{max}/T_{amb}$ ,  $T_{max}$  y  $T_{amb}$  representan en K la temperatura máxima del ciclo y la temperatura ambiente respectivamente – así como de la relación de presiones del compresor  $\eta_C$ . La figura 1 presenta para un turboreactor de flujo único una estimación de la ganancia de dicho rendimiento, supuesto que el diseño fuese para una condición de despegue ( $altura=0$  m, atmósfera estándar internacional y Mach de vuelo  $M_0=0.25$ ), en función de la relación de compresión del compresor al pasar de una  $T_{max}$  de 1500 K a 1700 K. Dicha figura muestra que la ganancia de  $\eta_M$  puede ser importante siempre que la temperatura y la relación de compresión del compresor se suban adecuadamente; en despegue los motores civiles de última generación funcionan con  $T_{max}$  del orden de los 1700 K. Los rendimientos del compresor y de la turbina son también variables importantísimas para la mejora del  $\eta_M$ , una subida de 1% en el rendimiento isentrópico del compresor se traduce aproximadamente en una subida de un 1% en  $\eta_M$  mientras que el mismo incremento en el caso de la turbina se convertiría en el 2% aproximadamente; la mejora del diseño aerodinámico de las turbomáquinas y en consecuencia su rendimiento es un área de gran importancia en la evolución de los sistemas de propulsión por su gran influencia en rendimiento motor del sistema de propulsión. Las casas de motores y la Unión Europea, mediante financiaciones a proyectos internacionales europeos, trabajan continuamente con estas variables para así disminuir el consumo de combustible.

El rendimiento de propulsión  $\eta_p$  es otra variable importante para la bajada del consumo específico de combustible y sobre el que la subida de  $T_{max}$  y  $\eta_C$ , sugerida en este párrafo para subir el  $\eta_M$ , tiene el efecto contrario al pretendido produciendo una bajada de éste; hablaremos de él y de cómo conseguir su subida en el apartado siguiente.

Las emisiones de óxidos de nitrógeno  $NO_x$  representan otra variable de interés –generalmente dada en partes por millón en volumen (ppmv)– cuya producción aunque pequeña no por eso es despreciable debido a sus efectos medioambientales. Representan una variable altamente dependiente del diseño específico de la cámara de combustión, que cae fuera de lo que puede representar esta corta presentación; en cualquier caso y como pequeña introducción puede decirse que existen múltiples estudios y correlaciones teórico experimentales para su estimación y como generalidad [3,4] que subir la temperatura máxima en la cámara de combustión así como la presión  $P_C$  se traducen en la subida de la producción de óxidos nitrosos. Los efectos beneficiosos de subida de  $T_{max}$  y  $\eta_C$  sobre  $\eta_M$  vuelven aquí a producir efectos no deseados como ocurría con el  $\eta_p$ . Habrá que diseñar cámaras de combustión que eviten que la temperatura en cualquier zona de la cámara sobrepase lo menos posible la  $T_{max}$  del motor; los diseños de las cámaras de combustión evolucionan continuamente con este objetivo.

Los párrafos anteriores justifican el por qué de la continua subida de la temperatura y presiones máximas de los motores así como de los trabajos para mejorar el diseño aerodinámico de las turbomáquinas. En esa subida de la  $T_{max}$  no debe olvidarse sus efectos perniciosos y muy importantes sobre la vida de la turbina; realmente la turbina limita drásticamente la  $T_{max}$ .

## EVOLUCIÓN Y TENDENCIAS

Como se ha comentado en el apartado anterior, para un turboreactor de flujo único la subida de la  $T_{max}$  provoca una caída en el rendimiento de propulsión. Esto es consecuencia de la subida de la velocidad del chorro o velocidad de los gases en la sección de salida de la tobera del motor y, para una velocidad de vuelo dada, cuanto más se aleja ésta de la velocidad de vuelo menor es el  $\eta_p$ . Desde el punto de vista de  $\eta_p$  interesan velocidades de salida próximas a las de vuelo, ver expresión (2) donde  $V_S$  representa la velocidad de salida del chorro.

$$\eta_P = \frac{2V_0}{V_S + V_0} \quad (2)$$

¿Cómo se puede bajar la  $V_S$  hacia valores próximos a  $V_0$  y subir el  $\eta_p$  sin bajar o con bajadas pequeñas en el  $\eta_M$ ? La respuesta a esta pregunta ha marcado y sigue marcando la evolución de los motores de reacción. ¿Cómo se puede conseguir? Transvasando parte de la potencia mecánica disponible en el chorro, por ejemplo mediante una turbina extra, a un segundo sistema –un segundo chorro– que manejando grandes cantidades de aire proporcione unas velocidades de salida próximas a las de vuelo. Esto originará dos chorros a velocidad

des más bajas y próximas a la de vuelo y en consecuencia propulsivamente más eficientes, mientras que la potencia mecánica del sistema completo prácticamente se mantiene constante con una ligera caída debido a las pérdidas en el sistema de transvase de potencia lo que hace que el rendimiento motor se mantenga prácticamente constante. Esto dio origen a los turbohélices para vuelo subsónico bajo  $-M_0=0.6-$ , donde el transvase se produce mediante una turbina extra a una hélice o para Mach de vuelos subsónicos más altos a un prop-fan o hélice curvada hacia atrás para así retrasar los efectos de compresibilidad en la hélice; el sistema de turbohélice y prop-fan originaron, para su gama de velocidades de vuelo, que el rendimiento de propulsión se duplicase, reduciendo el consumo específico en la misma proporción. Para Mach de vuelo subsónicos altos y altos niveles de empuje, el mismo concepto dio origen a los turbofanos o turboreactores de doble flujo –son los sistemas habituales en la aviación civil o de transporte, excepto para cortas distancias como puede ser el transporte regional, donde aparecen los turbohélices– y donde el transvase del primario o core se realiza a un compresor o fan que comprime un segundo flujo, secundario o bypass, para su posterior expansión en una segunda tobera. Conceptualmente serían similares al turbohélice pero sin los problemas de compresibilidad y caída de rendimiento de la hélice, permitiendo así el vuelo a números de Mach vuelo superiores, aunque con  $\eta_p$  inferiores a los obtenibles en turbohélices.

El flujo secundario o del bypass está controlado por dos parámetros: la relación de presiones del fan y la relación de derivación o relación entre el gasto que circula por el bypass y el que circula por el primario. La optimización del sistema completo para  $C_E$  mínimo proporciona relaciones de derivación

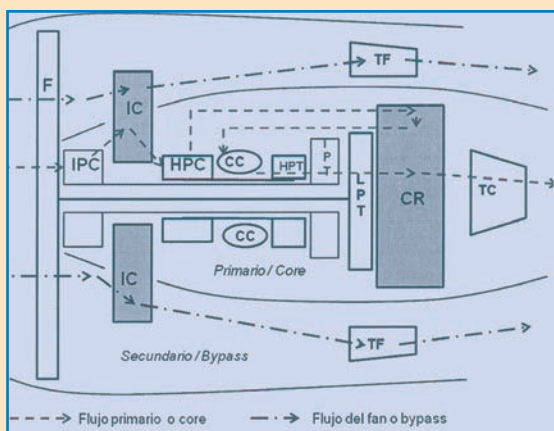


Figura 2. Esquema de flujo del turboreactor de doble flujo intercooler-regenerativo.

F=Fan; IPC=compresor intermedio; HPC=compresor de alta; HPT=turbina de alta; IPT= turbina intermedia; LPT=turbina de baja; CC=cámara combustión; IC=intercooler; CR=cambiador de calor regenerativo; TF=tobera fan; TC=tobera de primario o core.

bastantes más altas que las actuales en uso; una parte importante de la investigación en los proyectos de los Programa Marco Europeos se han dedicado al desarrollo tecnológico que permita el uso de relaciones de derivación más próximas a los valores óptimos. Un ejemplo de estos proyectos es el VITAL [5] cuyo desarrollo permitiría el uso de relaciones de derivación de 12-15 frente a los 4-8 actuales para motores de corto y largo alcance proporcionando reducciones de las emisiones de CO<sub>2</sub> del orden del 7% respecto a motores con entrada en servicio antes del año 2000, como puede ser el caso del CFM56 o el Trent 772B. Este proyecto también incluye estudios sobre nuevos conceptos en sistemas de propulsión con el objetivo de mejorar el rendimiento motor aunque ello pudiese conducir a configuraciones no convencionales [6]. Otro proyecto europeo importante es el proyecto DREAM dedicado también a objetivos similares.

Además de los estudios de VITAL dedicados a nuevos conceptos y subida del rendimiento motor  $\eta_M$ , han existido otros proyectos europeos así como estudios en NASA dedicados a este objetivo. Un ejemplo es el proyecto NEWAC [7], dedicado al desarrollo tecnológico del turbofán intercooler-regenerativo, ver figura 2. Conceptualmente el intercooler transvase energía de la entrada del compresor al bypass ahorrando potencia en el compresor de alta para la misma relación de compresión; esto originaría un incremento de consumo de combustible para conseguir la  $T_{max}$  deseada. Este incremento de consumo se evita transvasando energía desde la corriente a la salida de la última turbina, la LPT, a la corriente a la salida del compresor de alta. El sistema intercooler-regenerativo además de proporcionar una disminución importante del  $C_E$  también proporciona una disminución importante en la producción de óxidos nitrosos NO<sub>x</sub>, consecuencia de una menor presión máxima de funcionamiento o diseño [6]. Finalmente en la referencia [8] se pueden encontrar ideas muy interesantes sobre futuros y visionarios conceptos en propulsión aérea.

Hasta este instante se ha hablado solamente de la disminución del consumo específico de combustible. El objetivo final es la reducción del consumo total de combustible en la realización de la misión por la aeronave y en dicho consumo, además de la aeronave en sí y del consumo específico de combustible del motor, aparecen otras variables importantes del motor, aunque con una menor relevancia que éste para el caso del transporte subsónico [9]; éstas son el peso específico del motor  $E/W_m - W_m$  representa el peso del motor y E el empuje– y la resistencia extra originada por el motor. El peso contribuye al peso total de la aeronave y la resistencia aerodinámica efectiva de la aeronave  $L/D - L$  representa la sustentación y D la resistencia–; ambas variables contribuyen al aumento del consumo total



de combustible y deben tenerse y de hecho se tienen en cuenta en el diseño de nuevos sistemas de propulsión [9]. En el proyecto VITAL además de mejorar el rendimiento de propulsión se pretenden importantes reducciones de peso en el grupo de baja, encargado de mover el fan; esta disminución de peso, acumulada a la bajada de CE y la aplicación de tecnologías adquiridas en otros proyectos europeos, se traduciría en una reducción total del consumo de combustible del 18% [7]. En el caso del turbofan intercooler-regenerativo, el posible aumento de peso y de tamaño, una medida de la resistencia, representan problemas importantes que pueden reducir sus beneficios finales [6]. Finalmente decir que el cálculo del consumo de combustible total en una misión es un problema complejo, incluyendo motor, avión, misión, sistema de gestión del transporte aéreo, etc., así como la relación entre ellos; la Ref. [16] puede proporcionar una idea de ello.

### NUEVOS COMBUSTIBLES

El empleo de nuevos combustibles en el transporte aéreo siempre es un tema interesante e incluido en los objetivos contenidos en la SRA, pero que exige estudios muy extensos y complejos. Se podría hablar de dos situaciones posibles: a) diseño de nuevos sistemas de transporte aéreo –avión, motor, aeropuerto, etc.– para el uso del nuevo combustible, y b) uso del nuevo combustible en motores actuales. En el caso de uso en motores actuales y desde el punto de vista de motor exclusivamente exigiría una simulación detallada del comportamiento del motor con el nuevo combustible para conocer sus beneficios así como descubrir los componentes a redimensionar si ello fuese necesario [10]. En cualquiera caso es de esperar cambios importantes en la cámara de combustión, sistema de control de combustible y control del motor.

La ref. [11], dedicada a temas similares pero para el caso del transporte terrestre, es muy clara –incluso expresiva en su propio título “Del pozo a las ruedas”– y muestra la necesidad de estudiar el proceso completo: desde la producción del combustible, su distribución, manejo, efectos medioambientales, seguridad, posibles cambios de configuración de los sistema usuarios del combustible como pueden ser el aeropuerto, la aeronave, el motor, etc., es decir un estudio completo del sistema de transporte así como de sus componentes. Aparte de los trabajos recientes con biocombustibles del grupo liderado por Boeing, existen otros estudios interesantes con dichos objetivos; es de destacar: a) los estudios de NASA en los 70-80s para el uso del hidrógeno y que desembocaron en la publicación del libro *Hydrogen Aircraft Technology* [12] así como en diferentes artículos en revistas de investigación de primera línea o en re-

ports NASA [13], b) los estudios en Rusia para el uso de Gas Natural, y c) el proyecto CRYOPLANE [14,15] en la Unión Europea y dentro del V Programa Marco, dedicado a una posible implantación del hidrógeno como combustible alternativo en el transporte aéreo.

### REFERENCIAS

1. Comisión de Expertos, *European Aeronautics: A Vision for 2020*, European Commission, 2001.
2. Hill, P. G., Peterson, C. R., *Mechanics and Thermodynamics of Propulsion*, Addison-Wesley, London, 1965.
3. Lefebvre, A. H., *Gas Turbine Combustion*, Taylor&Francis, London, 1998.
4. Lewis, G. D., *A new Understanding of NOx formation*, 10th ISABE International Symposium on Air Breathing Engines, Nottingham, England, 1991, paper ISABE91-7064.
5. *Environmentally Friendly Aero Engine (VITAL)*. Sixth Framework Programme of the European Communities, contract AIP4-CT-2004-012271, 2004.
6. Corchero, G., Montañés, J. L., Pascovici, D., Ogaji, S., *An Insight into Some Innovative Cycles for Aircraft Propulsion*, Proc. IMechE Vol. 222 Part G: J. Aerospace Engineering, 2008, 731-747.
7. *New Aero Engine Concepts (NEWAC)*. Sixth Framework Programme of the European Communities, 2006.
8. Sehra, A. K., Liu, F., *Revolutionary Propulsion Systems for 21st Century Aviation*, NASA TM-2003-212615, International Gas Turbine Congress, Tokio, Japan, 2003, paper IGTC-03-ABS-066b
9. Johnsen, A., Bullock, R. O., *Aerodynamics Design of Axial-Flow Compressors*, NASA SP-36, 1965.
10. Corchero, G., Montañés, J. L., *An Approach to the Use of Hydrogen for Commercial Aircraft Engines*, Proc. IMechE, Vol. 219 Part G: J. Aerospace Engineering, 2005, 35-43.
11. Kreith, F., West, R. E., *Gauging Efficiency, Well to Wheel*, Mech. Engineering Power, June, 2003, 20-24
12. Brewer, G. D., *Hydrogen Aircraft Technology*, CRC Press, London, 1991
13. Brewer, G. D., Morris, R.E., Lange, R. H., More, J. W., *Study of the Application of Hydrogen Fuel to Long-range Subsonic Transport Aircraft*, NASA CR-132559, 1975.
14. *Liquid Hydrogen Fuelled Aircraft – System Analysis (CRYOPLANE)*, Fifth Framework Programme of the European Communities, contract G4RD-CT-2000-00192, 1999.
15. Klug, H. G., Reinhard, F., *CRYOPLANE: Hydrogen Fuelled Aircraft – Status and Challenges*, Air&Space Europe, 2001, Vol 3, 252-254.
16. Filippone, A., *Analysis of Carbon-Dioxide Emissions from Transport Aircraft*, J. of Aircraft, Vol. 45, 2008. •