

reduccion para vuelos de corta distancia

Geared open rotor performance assessment for short range civil aviation

Pablo Bellocq¹, Pericles Pilidis, Vishal Sethi²

Recibido: Julio 2010

Aceptado: Septiembre 2010

Resumen.- Como resultado de la presente situación económica, la continua subida en el precio del combustible y las normativas ambientales cada día más exigentes, las aerolíneas requieren aviones radicalmente más eficientes y amigables con el medio ambiente.

Los fabricantes de motores proponen actualmente cuatro alternativas para la reposición del A320: el turbofan con caja de reducción, turbofan avanzado, el open rotor contra rotativo con caja de reducción y el open rotor contra rotativo a transmisión directa. El open rotor contra rotativo es la tecnología que ofrece un mayor potencial de ahorro de combustible pero presenta mayores desafíos técnicos como son: el diseño de componentes contra rotativos fiables, el diseño de hélices silenciosas, el diseño de un mecanismo de cambio de ángulo de hélices capaz de funcionar en la parte caliente del motor, la operación estable en modalidad de frenado, etc.

Para diseñar un motor lo más eficiente posible y que a su vez cumpla con los requisitos de certificación para la aviación civil es necesaria una plataforma de simulación multidisciplinar que ayude a cuantificar el impacto de las decisiones de diseño y operación. Este artículo describe el módulo de performance del motor de esta herramienta y propone como caso de estudio la evaluación del open rotor con caja de reducción.

Los resultados de este estudio muestran que el open rotor con caja de reducción podría reducir cerca de un 21% el consumo de combustible frente a un turbofan actual. Esto significa aproximadamente una ventaja del 21% de emisiones gaseosas y un 7.7% del costo operativo de una aerolínea europea promedio.

Palabras Clave: Motores de Avión, simulación 0D, open rotor contra rotativo

Summary.- As a consequence of increased stringent environmental regulations in a highly competitive market, airlines require radically more efficient and environmentally friendly aircraft.

Engine manufacturers propose four different alternatives for the replacement of the A320: the geared turbofan, the advanced turbofan, the counter-rotating geared open rotor and the counter-rotating direct drive open rotor. The open rotor technology offers the more potential fuel saves than the other options but there are major challenges associated with the development of this technology such as: the design of reliable counter-rotating components, the design of silent propellers, the design of a pitch changing mechanism capable of safely operating in hot sections of the engine and the stable operation in reverse thrust setting.

¹ Ing. Ind. Graduado Universidad de Montevideo, Investigador Doctoral Department of Power and Propulsion Cranfield University, p.a.bellocq@cranfield.ac.uk

² PhD, Catedrático de Performance de Turbinas de Gas, p.pilidis@cranfield.ac.uk; PhD, Profesor de Turbomaquinaria e Investigador, v.sethi@cranfield.ac.uk Department of Power and Propulsion Cranfield University MK430AL, Reino Unido

In order to design the most efficient engine that meets the certification requirements, a multi-disciplinary simulation tool is required to quantify the implication of different design and operation choices. This article focuses on the performance module of this simulation tool and on the performance assessment of the geared open rotor architecture.

The simulation results suggest that the geared open rotor has the potential to reduce the fuel consumption by approximately 21% compared to a current turbofan. This is directly translated into a 21% reduction of gaseous emissions and approximately a 7.7% reduction of the average European airline total operating cost.

Key Words: Aircraft engines, 0D simulation, counter-rotating open rotor

Nomenclatura:

Abreviaciones

GTF	Turbofan con caja de reducción
GOR	Open rotor con caja de reducción
DDOR	Open rotor de transmisión directa
IPC	Compresor de baja presión
HPC	Compresor de alta presión
HPT	Turbina de alta presión
IPT	Turbina de presión intermedia
LPT	Turbina de baja presión
CRP	Hélices contra rotativas
CRT	Turbina contra rotativa
DPGB	Caja de reducción planetaria diferencial
PCM	Mecanismo de cambio de pitch
OR	Open Rotor
COT	Temperatura de salida del combustor

Símbolos

n	Velocidad de giro
D	Diámetro
PR	Relación de compresión
$P_{salida}/P_{entrada}$	
Wc	Flujo másico corregido
$\dot{m}\sqrt{T}/P$	
$dhqTRdes$	$(\Delta H/\Delta H_{Diseño})/(T/T_{Diseño})$
Nc	Velocidad de giro corregida
N/\sqrt{T}	
C_T	Empuje / $\rho \cdot D^4$
C_P	Potencia / $\rho \cdot D^5$
η_{st}	Eficiencia de hélice $C_T J / C_P$

η_{ech}	Eficiencia mecánica
J	Relación de avance v/nD
$\beta_{0.75}$	Angulo de pala a 75% del radio
T	Torque
P	Potencia
r	Radio

Subíndices

1	Hélice delantera
2	Hélice trasera
P	Planeta (Planet)
S	Sol (Sun)

1. Introducción: Tres alternativas para el futuro de la propulsión.-Desde enero del año 2005 hasta agosto del 2008 el precio del combustible de aviación (Jet A) subió de 56 a 92 US\$ por barril, con un pico máximo de 180 US\$ por barril en el año 2008 [1]. Considerando que el combustible representa un promedio del 37% del costo directo de operación de una aerolínea [2] lo cual implica que un vuelo cualquiera es hoy aproximadamente 24% más caro para la aerolínea de lo que lo era hace 5 años. Esto hace que las aerolíneas requieran fuertes reestructuraciones para bajar radicalmente los costos operativos y da lugar a la filosofía “low cost”. Al mismo tiempo las aerolíneas piden a los fabricantes de aviones que desarrollen aeronaves más eficientes.

Al mismo tiempo, la Organización Internacional de Aviación Civil fija límites cada vez más restrictivos en términos de emisiones gaseosas y ruido para permitir la certificación y operación de aeronaves. Esto implica que las nuevas tecnologías de propulsión no solo tienen que ser notablemente más eficientes que las actuales, sino que a su vez menos ruidosas, más seguras y menos contaminantes. El desarrollo de este tipo de tecnologías es extremadamente costoso (el desarrollo de un nuevo motor para un A320/737 es del orden de 5 billones de euros) y los fabricantes de motores prefieren minimizar sus riesgos y seguir produciendo la tecnología actual que ha probado ser fiable y segura. Por esta razón tanto CFM¹ como IAE² proponen un turbofan avanzado para la nueva generación del A320/737.

Por otro lado los fabricantes proponen tres conceptos alternativos que ofrecen un mayor potencial de ahorro, pero que requieren un mayor tiempo de desarrollo y al no haber sido usados aún comercialmente no hay suficiente experiencia como para predecir su fiabilidad ni sus costos de mantenimiento. Estos conceptos son:

A) El turbofan con caja de reducción de Pratt & Whitney. Este concepto fue elegido por Bombardier para propulsar los aviones CS-100 y CS-300, cuyas pruebas de certificación están programadas para comienzos del año 2011. El GTF permite operar el fan y la turbina de baja presión a sus respectivas velocidades de giro óptimas y aumentar la eficiencia del ciclo reduciendo el consumo de combustible aproximadamente 15% frente a un motor del año 2000[3]. Este motor también tiene la ventaja de ser más resistente a la ingestión de pájaros que el turbofan clásico, dado que el fan gira más lentamente.

B) El open rotor con caja de reducción de IAE y CFM: Este concepto fue desarrollado por Pratt & Whitney, Allison y NASA bajo el nombre comercial P&W-Allison 578-DX y realizó su primer vuelo de demostración sobre un McDonnell Douglas MD-81 en el año 1989 [4]. Se comenzó a desarrollar a inicios de la década del 80 cuando el precio del petróleo alcanzaba valores máximos en la historia. El demostrador P&W-Allison 578-DX fue capaz de reducir notablemente el consumo de combustible (no se conocen los valores exactos porque no fueron publicados por tratarse de información estratégica de las empresas), pero presentaba altos niveles de ruido y vibraciones por lo que al bajar el precio del petróleo (1986 en adelante) las aerolíneas perdieron el interés por este concepto.

La figura 1 (impresión de un artista, no es un dibujo técnico) muestra la configuración de un motor OR con caja de reducción moderno proyectado por Rolls Royce. Cuenta con un compresor de baja presión y un compresor de alta presión alimentados por sus respectivas turbinas, una cámara de combustión, una turbina de baja presión que alimenta dos hélices contra rotativas a través de una caja de reducción planetaria diferencial, y una tobera de salida.

¹ CFM es un consorcio formado por General Electric y SNECMA Moteurs en el año 1974 para el desarrollo, fabricación y comercialización de motores para aviones pequeños (hasta ~200 pasajeros).

² International Aero Engines es un consorcio formado por Pratt & Whitney, Rolls Royce, Japanese Aero Engines Corporation and MTU Aero Engines en el año 1983 con el mismo fin que CFM.

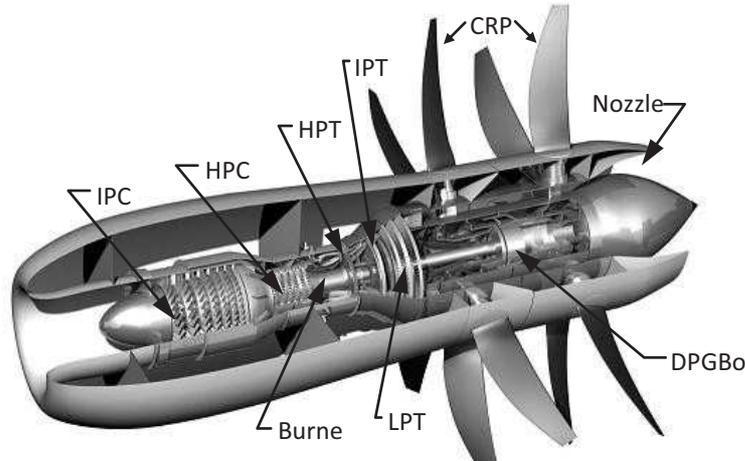


Figura 1.- Motor OR con caja de reducción (cortesía de Rolls-Royce)

Una particularidad de este diseño es que las hélices están ubicadas en la parte trasera del motor. Esto no es común en motores con hélices e implica que no se pueda montar debajo del ala (debe ser instalado en la parte trasera del fuselaje) y que el mecanismo que regula el ángulo de las hélices debe operar en la parte caliente del motor. Si se desea diseñar un GOR con las hélices en el frente del motor serían necesarios tres ejes concéntricos para poder transmitir potencia desde las turbinas hasta los dos compresores y la caja de reducción. Hoy en día, solamente Rolls Royce produce motores para aviación con tres ejes concéntricos, pero su complejidad de diseño, fabricación y mantenimiento se justifica solamente en motores de mayor tamaño.

C) El open rotor de transmisión directa de CFM: Este concepto fue desarrollado por General Electric y NASA bajo el nombre comercial de GE-36 UDF y se llevó hasta la fase de demostración en vuelo en un Boeing 7J7 y un McDonnell Douglas MD-81 en el año 1987 [5]. Al igual que el P&W-Allison 578-DX el GE-36 UDF logró reducir notablemente el consumo de combustible pero los altos niveles de ruido y vibraciones producidos, sumados a la bajada del precio del petróleo dictaron el final del proyecto.

La figura 2 presenta una sección transversal del motor GE-36, el único OR a transmisión directa construido hasta el momento. El DDOR cuenta con una turbina de baja presión contra rotativa y cada hélice del motor está conectada directamente a una parte de la turbina. Este tipo de turbinas a diferencia de las turbinas convencionales no está compuesta de una sucesión de rotores y estatores, sino de rotores que giran en sentidos opuestos (las etapas impares giran en un sentido, y las etapas pares en sentido contrario). Por esta razón, todos los componentes que en la figura 2 están a la derecha del componente señalado como "Mid-Frame" son rotativos (incluyendo al "Centerbody") y deben estar de alguna forma fijados al "Mid-Frame". Esto hace que este componente sea una pieza estructural clave en la arquitectura DDOR y uno de los puntos de anclaje del motor al avión. Al mismo tiempo el "Mid-Frame" está expuesto al flujo de gases calientes (~1100° K) por lo que requiere una adecuada refrigeración para poder cumplir con sus funciones estructurales. El aire de refrigeración necesario (~20% del aire de entrada al motor [6]) es tomado del final del IPC y llevado hasta el "Mid-Frame" a través del bypass ("Bypass Duct" en la figura 2). Otra peculiaridad de este diseño es que el mecanismo que regula el ángulo de las hélices (PCM en la figura 2) debe pasar por dentro de los alabes de la turbina contra rotativa.

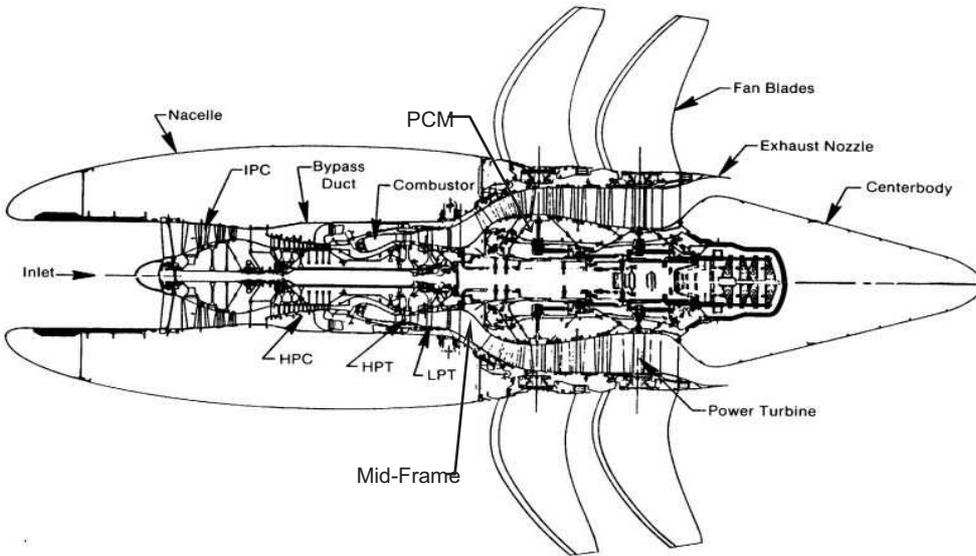


Figura 2: Sección del GE-36 UDF [6]

2. Ventajas y Desafíos de la tecnología open rotor.-Los motores OR (tanto el de transmisión directa como el que utiliza caja de reducción) tienen el potencial de alcanzar eficiencias superiores a las del turbofan y el GTF porque alcanzan una mayor eficiencia propulsiva³. Al mismo tiempo esta nueva tecnología requiere gran cantidad de desarrollos previos a alcanzar la certificación, mientras se espera que el GTF obtenga su certificación en el año 2012. Los fabricantes de aviones aún no han decidido qué motor propulsará las reposiciones del A320/737 por lo cual los fabricantes de motores actualmente trabajan desarrollando tecnologías que permitan resolver los siguientes desafíos principales:

- Elevado ruido ambiente con respecto a los requerimientos de certificación
- Elevado ruido en cabina que resulta en una pérdida de confort para el pasajero
- Fuertes vibraciones que implican reforzar estructuras haciendo un avión más pesado
- Instalación en la parte trasera del fuselaje del avión
- Construcción de hélices seguras que no se desprendan
- Diseño y refrigeración del "Mid-Frame"
- Diseño de una caja de reducción fiable y eficiente
- Diseño de una turbina contra rotativa eficiente y estable

Las formas de solucionar los principales desafíos anteriormente mencionados están ligadas entre sí e incluso pueden ser conflictivas (ej.: para aumentar la eficiencia de la turbina contra rotativa se podría aumentar su velocidad de giro pero esto implicaría un aumento en el ruido producido por las hélices). A su vez, incluso cuando se mejora la eficiencia del motor se imponen penalizaciones en el lado de la aeronave que puede resultar en un aumento del consumo de combustible. Por estas razones, una plataforma de simulación multidisciplinar (que incluya los aspectos básicos de performance y diseño mecánico del motor, performance de la aeronave, ruido y emisiones) como la descrita en [7 y 8] (llamada TERA: Techno-economic, Environmental and Risk Assessment) puede ayudar a los fabricantes de motores y aviones a analizar el impacto de las distintas soluciones en el consumo total de combustible y en el gasto de operación de la

³ Las características del chorro de aire generado por un open rotor contra rotativo (velocidad relativamente baja y componente de giro casi nula) permiten que cerca de un 95% de su energía cinética puede ser convertida en energía de propulsión (cerca de un 70% para un turbofan).

aeronave. Es importante destacar que este tipo de herramienta no pretende sustituir ningún software de diseño sino que su objetivo es identificar las relaciones entre las variables clave de diseño, para poder identificar posibles diseños óptimos (a ser estudiados en detalle para evaluar su factibilidad) y para poder cuantificar el impacto de decisiones de diseño.

Una plataforma TERA para OR requiere módulos de simulación específicos capaces de representar el comportamiento de este tipo de motores y tener en cuenta los aspectos básicos de su diseño mecánico (también el de la aeronave) que afectan al consumo de combustible y a las emisiones gaseosas y de ruidos. Este artículo se centra en la descripción del módulo de performance desarrollado para esta plataforma de simulación y una evaluación preliminar del performance del GOR.

3. Modelado del performance de open rotors

3.1 Necesidades.- Un modelo de performance de un motor de avión debe ser capaz de estimar el empuje producido y el consumo de combustible dadas las condiciones de operación del motor así como las presiones temperaturas, flujos máscicos y velocidades de giro en cada componente del motor. Luego este modelo es utilizado principalmente (en conjunto con un modelo de la aeronave) para evaluar el empuje y consumo a lo largo de varios puntos de una misión (definida por una trayectoria), permitiendo estimar el consumo total de combustible. El resultado de este tipo de simulaciones también permite estimar otras variables que se puedan derivar de los flujos máscicos, presiones, temperaturas y velocidades de giro como pueden ser las emisiones gaseosas, ciclos de fatiga (por giro y fatiga térmica) de los componentes, etc.

El modelo de performance necesario para la evaluación de OR debe permitir simular diversos diseños de:

- Componentes convencionales del motor (Compresores, turbinas, conductos, flujos de refrigeración, etc.)
- Hélices contra rotativas independientes en diseño y en control
- Una caja de reducción diferencial planetaria
- Una turbina contra rotativa

3.2 Metodologías disponibles para el modelado del performance de open rotors.-

Existe una metodología bien definida y establecida entre los fabricantes de motores para la simulación del performance de motores de avión [9 - 11]. También hay disponible software comercial siendo Gasturb el más conocido y utilizado [12]. Estos programas están basados en un modelo termodinámico del aire (aire mezclado con combustible Jet A), en el cálculo de las reacciones químicas que ocurren dentro del motor [13 y 14], y en modelos 0D que describen el funcionamiento de cada componente. Las referencias [15 - 17] describen los modelos 0D de los componentes principales⁴ de los motores de avión clásicos (jet y turbofan): difusor de entrada, fan, compresor (axial y radial), ducto, sistemas de refrigeración, cámara de combustión, turbina, tobera de salida, mezclador, intercambiador de calor, post-combustor y hélice.

Un modelo 0D, es un modelo adimensional, o cuasi adimensional que permite estimar el funcionamiento de un componente en todo su rango de operación, a partir de un mapa de operación de un componente similar (a diferencia de los modelos dimensionales que predicen el

⁴ En este tipo de simulaciones se consideran los componentes principales y los secundarios (ej.: motores de control, bombas y válvulas hidráulicas, sellos, etc.) se aproximan como pérdidas de potencia (que pueden ser constantes o relacionadas con algún otro parámetro de funcionamiento del motor).

funcionamiento a partir de la geometría⁵). La figura 3 muestra el mapa de un diseño específico de un compresor (IPC) y una turbina (IPT) de un OR. Para obtener el funcionamiento de componentes similares, estos mapas son escalados en todos sus ejes y se aplican factores de corrección para tener en cuenta el efecto del cambio de dimensiones (numero de Reynolds), presiones y temperaturas (propiedades del aire) [15]. Cabe destacar que cuanto más se aumenta o disminuye el mapa con respecto al diseño conocido los resultados son menos exactos, por esta razón para la exploración de diseños de motores se parte de un diseño base y se varían los parámetros de diseño entre $\pm 10\%$. Utilizada de este modo, la simulación 0D es particularmente atractiva por su nivel de simplicidad y bajo tiempo de cálculo.

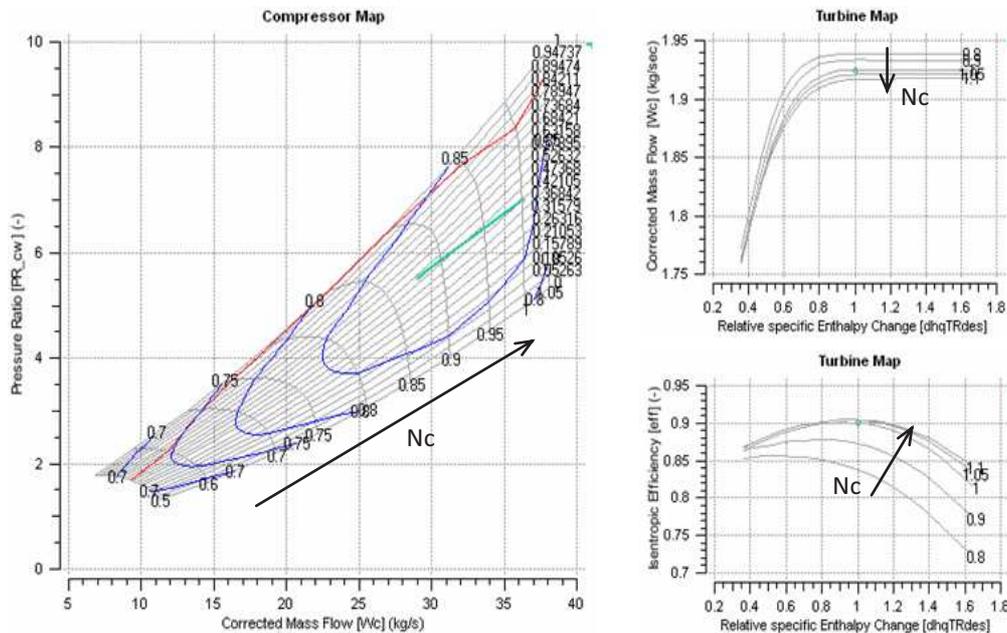


Figura3: Mapas 0D de un compresor y una turbina de presión intermedia

Esta forma de representar compresores y turbinas permite obtener el flujo másico, las temperaturas y presiones de entrada y salida así como la velocidad de giro de cada eje para una condición de operación dada. Esto se consigue por medio de un proceso iterativo en el que se estiman las velocidades de giro de cada eje y los flujos másicos y se verifican las estimaciones con un balance de masa y de energía en cada componente.

No se encontró en la literatura ningún modelo 0D de los tres componentes específicos del OR (CRT, CRP y DPG) ni ninguna metodología específica para modelar OR sino que siempre se han modelado como turbofan o como un turbohélice. La referencia [18] reporta en detalle estas dos técnicas y muestra que la representación es precisa para un diseño fijo, pero que no permite analizar el impacto en los cambios en las variables de diseño específicas de un OR, simplemente porque no existen en estos modelos. Por este motivo es necesario desarrollar una nueva metodología para simular el performance de OR.

3.3 Nueva metodología para modelar performance de Open Rotor.-La nueva metodología propuesta se basa en modelos 0D los tres componentes específicos de esta

⁵ Modelos 1D consideran la geometría de a lo largo de la línea media de flujo a lo largo del motor, los modelos 2D consideran la geometría a lo largo de diversas líneas de flujo a lo largo del motor, y los modelos 3D consideran la geometría completa de todos los componentes.

tecnología, los modelos 0D de los componentes clásicos y una nueva iteración que permite satisfacer los balances de masa y energía en todos los componentes.

3.3.1 Hélices contra rotativas.-El mapa mostrado en la figura 4a representa el funcionamiento de una hélice de forma adimensional. Su justificación y limitaciones se pueden encontrar en [17].

Para una velocidad de vuelo, una velocidad de giro, un diámetro y un ángulo de palas se puede leer del mapa la potencia necesaria y la fuerza de empuje producida por una hélice. Esta representación es usada para calcular el performance de la hélice delantera (asumiendo que la hélice trasera no influye en el funcionamiento de la delantera), y es adaptada para calcular el performance de la trasera según se explica en detalle en la referencia [20]. La clave reside en que el mapa solo es capaz de describir la operación de la hélice cuando el aire entra de forma perpendicular al plano de la misma. En el caso de la hélice trasera el flujo llega con una componente de giro (x en la figura 4b) que se puede calcular obteniendo $v_{s\perp}$ por medio de la teoría del vórtice [21] y asumiendo que el ángulo de salida es igual al ángulo de la pala [22]. Esta componente de giro se utiliza para encontrar un punto imaginario en el mapa (con flujo de entrada perpendicular a la hélice) que tenga las mismas condiciones aerodinámicas que en el caso real (con flujo de entrada girando). En este punto imaginario las fuerzas sobre las palas son iguales que en el caso real permitiendo el cálculo de la potencia y el empuje de la hélice trasera. Esta metodología fue adecuadamente validada con resultados experimentales disponibles en [23].

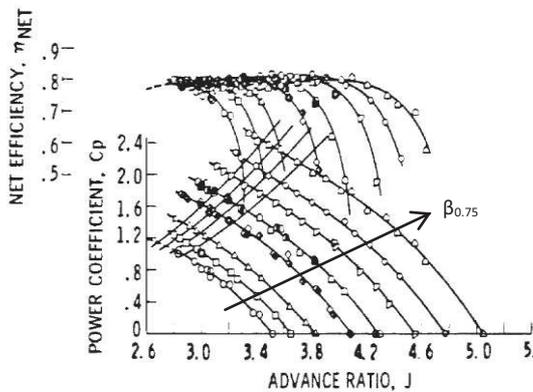


Figura 4 a: Mapa típico de una hélice [19]

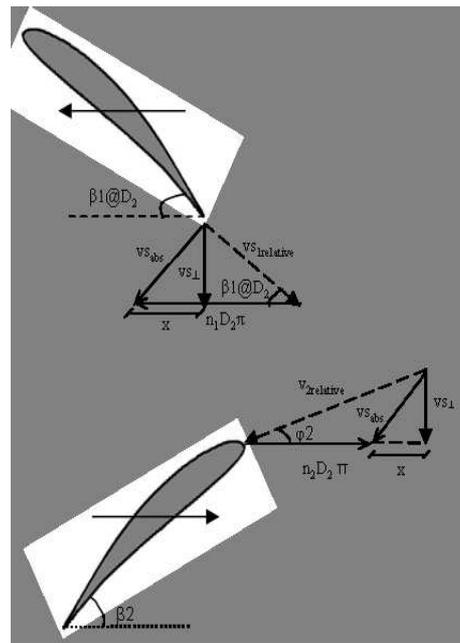


Figura 4 b: Triángulos de velocidades [20]

3.3.2 Caja de reducción planetaria diferencial.-La figura 5a muestra la configuración de la caja de reducción utilizada en el GOR y la referencia [25] describe en detalle su diseño mecánico. Esta tiene tres ejes (sun, carrier y ring) que pueden ser usados tanto como entrada como salida de potencia. En la aplicación del GOR se conecta el sun a la turbina de baja presión, el carrier a la hélice delantera y el ring a la hélice trasera. A diferencia de las cajas de reducción planetarias convencionales, la DPGB no tiene una relación de velocidades fija sino una relación de torques fija y las velocidades de giro provienen de las cargas aplicadas en las salidas.

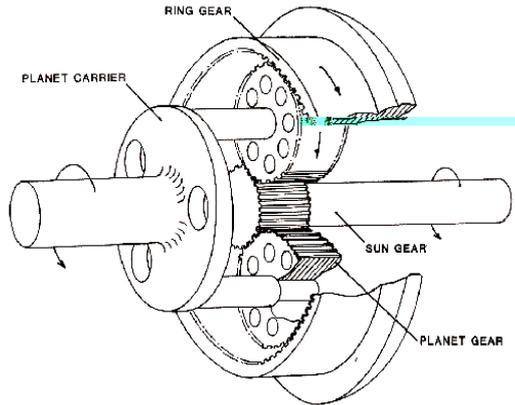


Figura 5 a: DPGB [24]

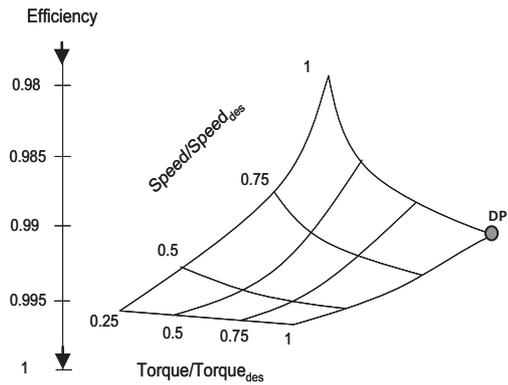


Figura 5 b: Eficiencia de una DPGB [27]

Las siguientes ecuaciones describen el funcionamiento mecánico de la DPGB [26] mientras que la eficiencia mecánica se obtiene del mapa de la figura 5 b [27] (en esta figura torque y speed son los correspondientes al eje de entrada, en este caso el sun).

$$T_{\text{Ring}} = T_{\text{Sun}} \left(1 + \frac{r_p}{r_s} \right) \text{ lech} \quad T_{\text{Carrier}} = T_{\text{Sun}} \left(1 + \frac{p}{r_s} \right) \text{ lech}$$

$$\eta_{\text{lech}} P_{\text{Sun}} + P_{\text{Carrier}} + P_{\text{Ring}} = 0$$

3.3.3 Turbina contra rotativa.-No se encontró ninguna descripción de la operación de CRTs en la literatura. Para estudiar su comportamiento se desarrolló un programa de cálculo 1D que permite diseñar una CRT dados los requerimientos, y calcular su operación dadas las condiciones de uso. Este programa y los estudios realizados con él están descritos en la referencia [20], y permiten llegar a las siguientes conclusiones:

- La potencia extraída de una CRT, al igual que en una turbina convencional depende del flujo másico corregido y de la velocidad total de giro corregida ($Nc = \sqrt{n_1^2 + n_2^2} \sqrt{T}$ siendo n_1 y n_2 las velocidades de giro de cada parte de la CRT).
- Torque₁/Torque₂ varía menos de 1% para todo el rango de operación de la turbina por lo que se puede considerar constante.

Estos resultados permiten utilizar el mapa 0D de turbinas convencionales para representar el funcionamiento de CRTs. La única diferencia es que se debe utilizar la suma de las velocidades de giro y dividir la potencia entre los dos ejes siguiendo una regla de relación de torques constante.

3.3.4 Motor completo.-Una vez definidas las metodologías para simular los nuevos componentes, éstos fueron programados (utilizando su lenguaje descrito en [28]) en objetos

dentro del software de performance PROOSIS desarrollado por los fabricantes de motores europeos [11]. Seguidamente se construyeron los esquemas de los motores DDOR y GOR (esquema del GOR mostrado en la figura 6) y finalmente se establecieron los modelos matemáticos que incluyen todas las ecuaciones de los componentes en forma ordenada para ser resueltas de acuerdo con la iteración que se encuentra en [20]. En el esquema presentado hay un puerto no conectado en el sistema de aire secundario y representa la refrigeración de los sellos de las hélices que se descarga al ambiente.

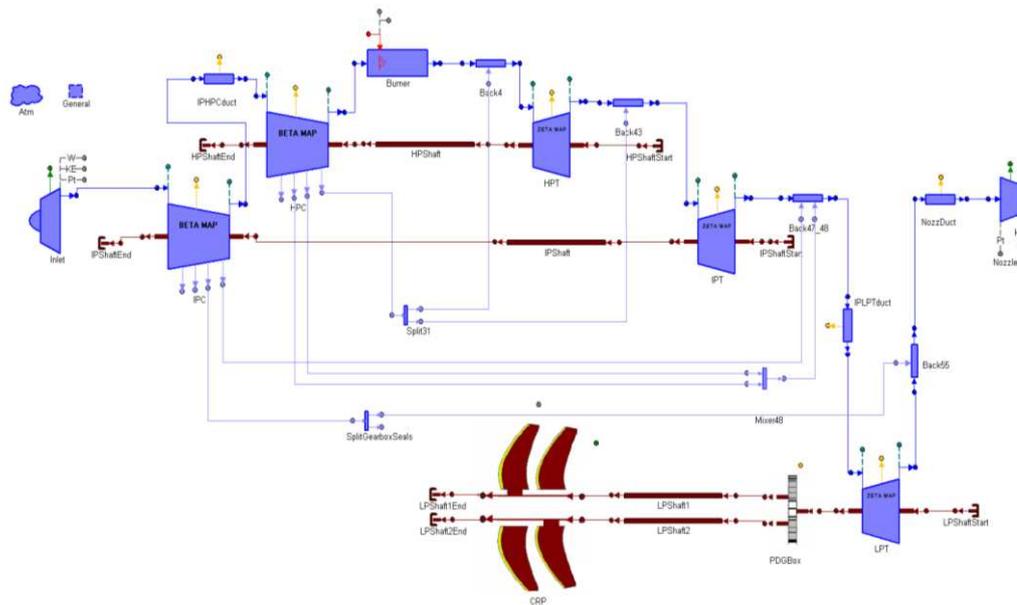


Figura 6: Esquema del motor GOR en PROOSIS

En los modelos del GOR y DDOR se toman la altura y velocidad de vuelo como condiciones de operación y la temperatura de salida de la cámara de combustión y las velocidades de giro de las hélices como variables de control del motor. Para tener idea de la complejidad del sistema, El GOR que se presenta en la figura 6 resulta en un modelo matemático con 1595 variables y 1595 ecuaciones de las cuales 168 son mapas y tablas (y no se pueden despejar).

4. Evaluación del performance del GOR

4.1 GOR base.-El modelo descrito en los párrafos precedentes se utiliza para evaluar el consumo de combustible de un GOR del nivel tecnológico esperado para una entrada en servicio en el año 2016 (definido en la Tabla I). Para poder obtener las condiciones de operación deseadas en el punto de diseño se escalan los mapas de cada componente resolviendo las ecuaciones del motor al mismo tiempo que se utiliza el método de minimización de Newton Raphson con los parámetros de diseño como objetivos. Luego se obtiene el funcionamiento del motor resolviendo las ecuaciones para cada condición de vuelo.

Componente	Parametro, [unidades]	Valor
IPC	Relación de compresión [-]	7
	Eficiencia isentrópica, [-]	0.87
HPC	Relación de compresión, [-]	6.5
	Eficiencia isentrópica, [-]	0.87
Cámara de combustión	Pérdida de presión, [%]	4
	Temperatura de salida, [K]	1725
HPT	Eficiencia isentrópica, [-]	0.90
IPT	Eficiencia isentrópica, [-]	0.90
LPT	Eficiencia isentrópica, [-]	0.93
DPGB	Eficiencia mecánica, [-]	0.993
	$T_{Carrier} / T_{Ring}$, [-]	1.28
	Reducción de velocidad, [-]	8.1
CRP	Diámetros hélices 1 y 2, [m]	4.2
	RPM hélices 1 y 2 [1/min]	930
	Eficiencia hélices 1 y 2, [-]	0.82
	Distancia entre hélices, [m]	1.05
	Geometría de palas	SR-7A [29]
Tobera de salida	Relación de expansión, [-]	1.3
Accesorios	Consumo de potencia, [kW]	190
Motor	Empuje diseño, [kN]	24.04

Tabla I: Definición de un GOR con tecnología del año 2016 en su punto de diseño:
Alt. = 10668m, Mach = 0.72 y $\Delta TISA = +15$ K.

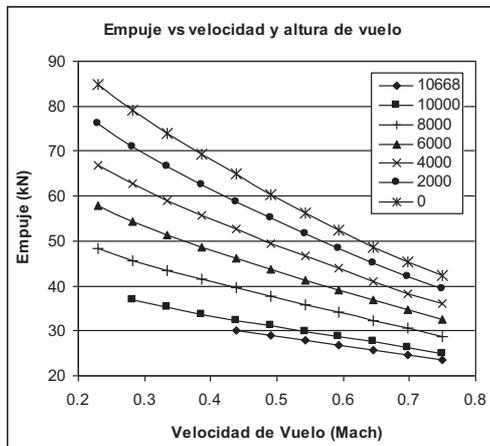


Figura 7 a: Empuje producido (COT=1725K)

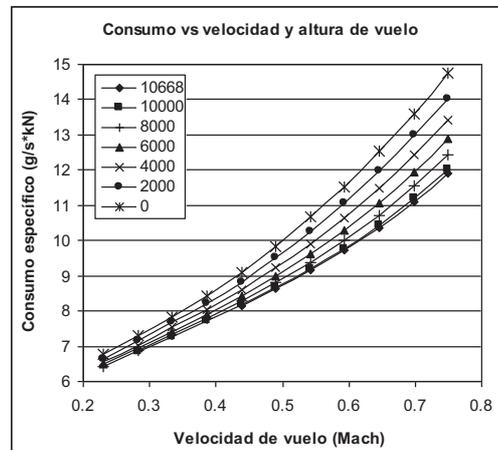


Figura 7 b: Consumo de combustible (COT=1725)

Las figuras 7a y 7b muestran el empuje producido y el consumo de este motor para alturas y velocidades entre despegue y crucero (COT=1725K). Se puede observar que el consumo específico de combustible crece más rápidamente para velocidades de vuelo superiores a Mach 0.6. Esto se debe a una pérdida de eficiencia en las hélices debido a efectos transónicos en la punta de las palas. Por esta razón un avión propulsado con OR debe volar a una velocidad un tanto menor (Mach 0.75) a la de un turbofan (Mach 0.83) para aprovechar su potencial de ahorro de combustible.

La tabla II compara el consumo específico de combustible del GOR estudiado con respecto al CFM-5B¹ [30] (a igual empuje en cada punto de operación y fin de subida y crucero son los correspondientes al GOR). De los datos presentados se puede deducir que el GOR proporciona un ahorro de consumo específico mayor al 30% para todos los puntos de la misión.

Consumo (g/s*kN)	CFM56-5B	GOR _{Base}	Ahorro %
Fin de subida	17.47	11.85	32.2
Despegue	11.2	6.68	40.4
Inicio de Crucero	16.22	11.36	30

Tabla II: Comparación de consumo específico GOR vs CFM56-5B

Es importante destacar que para estimar el ahorro de combustible de una misión es necesario evaluar la diferencia en empuje requerido y la diferencia de tiempo de vuelo. Se puede hacer una simple estimación considerando que el peso del avión propulsado por OR es un 6% más pesado [31] por lo tanto requiere un empuje 6% mayor (asumiendo la misma eficiencia aerodinámica que el avión propulsado por un turbofan). Por otro lado el avión propulsado por un OR viaja a una velocidad de crucero menor (Mach 0.75) causando un incremento del tiempo de vuelo del 4% para una misión de aproximadamente dos horas. Esto quiere decir que si se considera un ahorro promedio del 33% en consumo específico el ahorro total de combustible en la misión será de 25.2%.

4.2 Evaluación de un GOR silencioso.- El GOR estudiado en el apartado anterior presenta buen rendimiento a lo largo de la misión, pero probablemente no cumpla con los criterios de certificación de ruidos al igual que los prototipos realizados en el pasado. En este apartado se estudia el consumo de un GOR al que se le aplican las técnicas de reducción de impacto acústico sugeridas en [32]. La Tabla III resume los cambios de diseño y operación con respecto al GOR base y la Tabla IV compara sus consumos específicos con respecto al CFM56-5B.

Componente	Parametro, [unidades]	Valor
DPGB	$T_{Carrier} / T_{Ring}$, [-]	1.3
	Reducción de velocidad 1, [-]	7.92
	Reducción de velocidad 2, [-]	7.35
CRP	Diámetro hélice delantera, [m]	4.2
	RPM hélice delantera, [1/min]	930
	Diámetro hélice trasera, [m]	3.85
	RPM hélice trasera, [1/min]	1001
	Distancia entre hélices, [m]	1.47
	RPMs despegue/ RPMs crucero, [-]	0.8

Tabla III: Definición de un GOR silencioso con tecnología del año 2016 en su punto de diseño.

Consumo (g/s*kN)	CFM56-5B	GOR _{Silencioso}	Ahorro %
Fin de subida	17.47	12.60	27.9
Despegue	11.2	7.51	33
Inicio de Crucero	16.22	12.07	25.6

Tabla IV: Definición de un GOR silencioso con tecnología del año 2016 en su punto de diseño

¹ El CFM 56-B fue introducido en el año 1995 hoy día tiene el 60% del mercado de los A318, A319, A320 y A321 [33]

Los resultados de las simulaciones muestran que si bien el GOR silencioso es menos eficiente que el GOR base, sigue proporcionando un ahorro sustancial de combustible cercano al 21 % en una misión de dos horas.

4.3 Optimización de velocidades de giro de las hélices.- El modelo desarrollado puede ser de utilidad para optimizar así como cuantificar el impacto de diversas decisiones de diseño y operación. En lo que respecta al control del GOR las tres variables fundamentales que se controlan para alcanzar un empuje deseado son: COT, n_1 y n_2 . Como se reporta en [32], n_1 y n_2 tienen gran impacto en el ruido generado por interacción de las hélices. Por esta razón es de gran interés estudiar el impacto de n_1 y n_2 en el performance de un OR. Las figuras 8a y 8b muestran el consumo específico de combustible del GOR base en despegue y crucero operando a diversas relaciones de giro (n_1/n_2) mientras se mantiene n_1 constante.

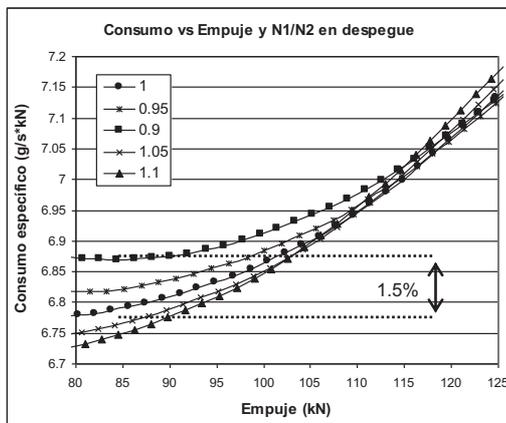


Figura 8a: Consumo en despegue

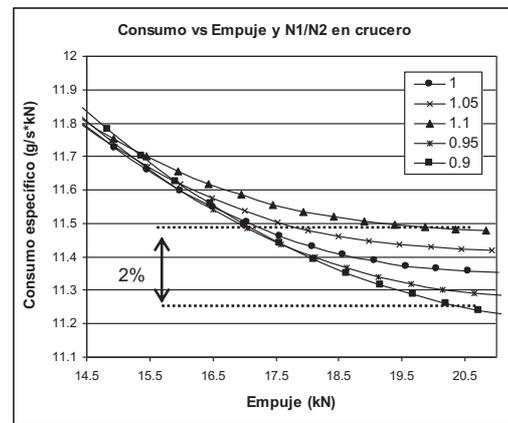


Figura 8b: Consumo en crucero

Se observa que la relación de giro (dentro del rango estudiado) puede modificar un 1.5% el consumo en la condición de despegue y un 2% en el comienzo del crucero. Es importante notar que relaciones de giro superiores a 1 dan como resultado una mayor eficiencia en despegue siendo lo opuesto en crucero. Este tipo de análisis puede ser usado para optimizar el control de un OR.

5. Conclusiones.- Existen cuatro alternativas para propulsar la reposición del A320/737: el turbofan avanzado, el turbofan con caja de reducción, el DDOR y GOR. Los OR tienen mayor potencial de ahorro de combustible dada su mayor eficiencia propulsiva pero presentan mayores desafíos técnicos que sus competidores.

El presente artículo describió los desarrollos básicos necesarios para modelar el performance de OR dentro de una plataforma de simulación multidisciplinar. Este tipo de software es de utilidad para evaluar el impacto de las diversas decisiones de diseño y operación en un motor de avión.

La evaluación de un GOR base muestra que esta tecnología podría ahorrar cerca de un 25% de combustible en una misión de dos horas con respecto a un CFM56-5B (el motor más utilizado en la familia A320/737). Sin embargo el GOR con un diseño silencioso mostró ser un 21% más eficiente que el CFM56-5B lo que resulta en un ahorro del 7.7% en el costo directo de operación de una aerolínea europea.

6.- Referencias

1. http://www.iata.org/whatwedo/economics/fuel_monitor/Pages/index.aspx (17 de Agosto de 2010).
2. "Operating Economy of AEA airlines 2007", Diciembre 2007, Association of European Airlines.
3. P. Seidenman, D. J. Spanovich, "Powerplant Performance", Aviation Week, Overhaul & Maintenance. Noviembre 2009.
4. D.G. Stephens, C.A. Powell, "ATP Interior Noise Technology and Flight Demonstration Program", NASA- 19890027708, Junio 1988.
5. R. D. Hager, D. Vrabel, "Advanced turboprop project", NASA SP-495, 1988.
6. "Full scale technology demonstration of a modern counterrotating unducted fan engine concept, Design report", NASA CR-180867, Diciembre 1987.
7. P. Bellocq, P. Pilidis, V. Sethi, "TERA: Una metodología multidisciplinar para evaluación, optimización y comparación de sistemas energéticos y de propulsión", Memoria de Trabajos de Difusión Científica y Técnica, ISSN 1510-7450, N° 7, 2009 , pags. 88-98.
8. S. Bretschneider, O. Arago, S. Staudacher, "Architecture of a Techno and Environmental Risk Assessment Tool Using a Multi-Modular Build Approach", ISABE-2007-1103, 18th ISABE Conference, Beijing, China.
9. "Aerospace Recommended Practice: Gas Turbine Engine Performance Presentation and Nomenclature for Digital Computers Using Object Oriented Programming", SAE ARP 5571 (Draft 6), SAE, August 2004.
10. J.K. Lytle, "The Numerical Propulsion System Simulation: A Multidisciplinary Design System for Aerospace Vehicles", NASA/TM-1999-209194, Julio 1999.
11. A. Bala, V. Sethi, E. Lo Gatto, V. Pachidis and P. Pilidis, "PROOSIS – A Collaborative Venture for Gas Turbine Performance Simulation using an Object Oriented Programming Schema", SAE 2007 Proceedings, ISABE 2007-1357.
12. <http://www.gasturb.de/> (17 de Agosto de 2010)
13. K.G. Kyprianidis, V. Sethi, S.O.T. Ogaji, P. Pilidis, R. Singh, "Thermo-fluid modelling for Gas Turbines – Part I: Theoretical foundation and uncertainty analysis", Proceedings of ASME TURBO EXPO 2009: Power for Land, Sea and Air GT2009, June 8-12, 2009, Orlando, FL, USA, GT2009-60092.
14. K.G. Kyprianidis, V. Sethi, S.O.T. Ogaji, P. Pilidis, R. Singh, "Thermo-fluid modelling for Gas Turbines – Part II: Impact on performance calculations and emissions predictions at aircraft system level", Proceedings of ASME TURBO EXPO 2009: Power for Land, Sea and Air GT2009, June 8-12, 2009, Orlando, FL, USA, GT2009-60101.
15. P.P Walsh, P. Fletcher, "Gas Turbine Performance", Second edition, Blackwell Science, 2004.
16. H Cohen, G.F.C. Rogers, H.I.H. Saravanamuttoo, "Gas turbine Theory", Fifth edition, Prentice Hall, 1996.
17. N. Wilbur Clifton, "Airplane propeller principles", J. Wiley & Sons, inc, 1944.
18. A.J.B. Jackson, "Optimization of Aero and Industrial Gas Turbine Design for the Environment", PhD Thesis, Cranfield University, 2009.
19. R.J. Jeracki, D.C. Mikkelsen, "Wind Tunnel Performance of Four Energy Efficient Propellers Designed for Mach 0.8 Cruise", NASA TM - 79124, 1979.
20. P. Bellocq, V. Sethi, L. Cerasi, S. Ahlefelder, R Singh, "Advanced open rotor performance modelling for multidisciplinary optimization assessments", Proceedings of ASME Turbo Expo 2010: Power for Land, Sea and Air, GT2010, June 14-18, 2010, Glasgow, UK, GT2010-22963.
21. B. Chandrasekaran, "Method for the Prediction of the Installation Aerodynamics of a Propfan at Subsonic Speeds", NASA CR – 3887, Abril 1985.
22. C. Mateos Borrego, "CFM56 Core Fitted With a new Propfan Designed using CFD", MSc Thesis, Cranfield University, 2009.
23. D. Biermann, W. H. Gray, "Wind-tunnel tests of single and dual rotating pusher propellers having from three to eight blades", NACA War Time Report L-359, 1942.
24. P. Lynwander, "Gear Drive Systems: Design and Application", M. Dekker, 1983.
25. J. Dominy, R.A. Midgley, "A Transmission for the Contra-Rotating Prop-Fan Powerplant", 20th Joint Propulsion Conference, Cincinnati, OH, California, June 11-13, 1984, AIAA-84-1196.
26. David B. Dooner, Ali A. Seireg, "The Kinematic Geometry of Gearing : a Concurrent Engineering Approach", Publisher: John Wiley, 1995.
27. J. Dominy, "Transmission Efficiency in Advanced Aerospace Powerplant", 23rd Joint Propulsion Conference, San Diego, CA, June 29-July 2, 1987, AIAA-87-2043.

28. P. Cobas, "PROOSIS Modelling Language Manual", EA International, 2007.
29. G. L. Stefko, G. E. Rose, G. G. Podboy, "Wind Tunnel Performance Results of an Aeroelastically Scaled 2/9 Model of the PTA Flight Test Prop-Fan", NASA TM - 89917, 1987.
30. V. Sethi, "Advanced Performance Simulation of Gas Turbine Components and Fluid Thermodynamic Properties", PhD Thesis, Cranfield University, 2008.
31. I. Goldsmith, "A Study to Define the Research and Technology Requirements for Advanced Turbo/Propfan Transport Aircraft," NASA CR-166138, Tech. Report, 1981.
32. A. Peters, "Assessment of Propfan Propulsion Systems for Reduced Environmental Impact". MSc Thesis Aeronautics and Astronautics, Massachusetts Institute of Technology 2010.
33. <http://www.cfm56.com/products/cfm56-5b> (17 de Agosto de2010).