

ANÁLISIS DEL DESEMPEÑO DE UNA TURBINA DE GAS CUANDO HAY INDICIOS DE DETERIORO EN SUS COMPONENTES

RESUMEN

Las turbinas de gas utilizadas en aeronaves deben ser sometidas a mantenimientos reconstructivos cuando se ha detectado que su desempeño está disminuyendo por el deterioro propio que experimenta toda máquina en operación. Los signos de dicho deterioro son el aumento del consumo de combustible, modificaciones en las relaciones de compresión del compresor y de la turbina, que repercuten directamente en la potencia de la máquina, y por ende, en las lecturas de parámetros como son la relación de presión (EPR) y la temperatura de los gases de escape (EGT). En este documento se simulará el desempeño de un motor GE CF6-80C2 utilizado en el avión Boeing 747 cuando éste se encuentra deteriorado.

PALABRAS CLAVES: Turbina de gas, desempeño, deterioro, consumo de combustible, relaciones de presión, parámetros, programa de simulación para turbinas de gas (GSP).

ABSTRACT

Gas turbines installed in airplanes have to be send to the repair shop in order to perform major maintenance and overhaul when reduction of their performance has been detected. This malfunction is normal when the operation-hours of this machine, are higher or equal to the constructor's specification.

Deterioration is detectable in increasing fuel consumption, change pressure ratio in compressor and turbine. This situation produces changes in the turbines's power, and it is reflected in the parameters. In this paper, the performance of a deteriorated CF6-80C2 gas turbine, used by Boeing 747 airplane, is simulated both, under normal operating condition and deteriorating condition

KEYWORDS: Gas turbines, performance, deterioration, fuel consumption, pressure ratio, parameters, gas turbine simulation program. (GSP)

1. INTRODUCCION

Después de la segunda guerra mundial, la expansión del conocimiento en el campo de las turbinas de gas ha sido vertiginoso. Por esta razón, recientemente se han desarrollado varios programas de computadora con el propósito de modelar el comportamiento de turbinas de gas bajo diferentes condiciones de operación. Para la realización de esta investigación, se utilizó el programa GSP, desarrollado por Delft University of Technology. (Holanda) y por el NLR (Netherlands National Aerospace Laboratory); se utilizó la turbina Turbo-Fan General Electric **GE CF6-80C2** y se modeló su desempeño bajo diferentes tipos e intensidades de deterioro. Para más información sobre este tipo de turbina, la página web del fabricante es:

<http://www.geae.com/engines/commercial/cf6/index.html>

Fecha de Recepción: 31 Mayo de 2005
Fecha de Aceptación: 15 Noviembre de 2005

CARLOS A ESTRADA

Ingeniero Mecánico Msc.
Profesor Auxiliar
Universidad Tecnológica de Pereira
carlos_a_estrada@utp.edu.co

GERMAN DAVID ARIAS

Estudiante de Ingeniería Mecánica
Universidad Tecnológica de Pereira
smallgrece@yahoo.com



Figura 1. Apariencia de una turbina de gas para aplicaciones aeronáuticas GE CF6-80C2.

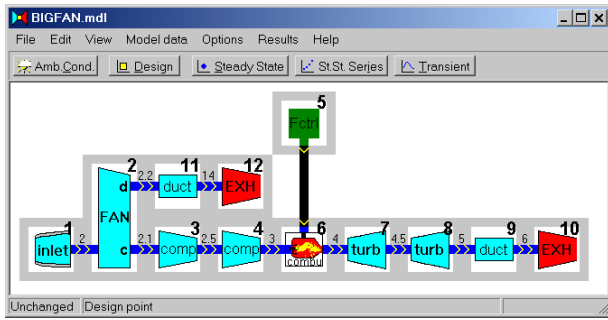


Figura 2. Esquema proporcionado por el software GSP para una turbina de gas GE CF6-80C2.

El software GSP tiene la capacidad de simular diferentes tipos de turbinas de gas, bajo una gran diversidad de condiciones de operación. Cada una de las turbinas inscritas en la librería de este programa, posee los parámetros de diseño de fabricante, y es aquí, en donde es posible consultar el punto de máxima potencia del equipo, cuando este no acusa deterioro, y está operando bajo condiciones atmosféricas estándar a nivel del mar. La turbina GE CF6-80C2 posee los parámetros de operación máximos mostrados en la tabla 1.

2. SIMULACIÓN DE DETERIORO

El uso normal de cualquier dispositivo mecánico trae consigo deterioro. Las turbinas de gas no escapan a esta realidad; pero si requieren de una atención especial debido las implicaciones de toda índole que podría llegar a tener una falla que cause la salida de servicio de uno de estos equipos. Por otra parte, cuando una turbina de gas acusa de deterioro, el rendimiento de la misma se afecta de una manera vertiginosa y progresiva, que conlleva a la pérdida de potencia, aumento en el consumo de combustible, y lo que es más grave; Aumento en la temperatura de los gases de escape, que puede causar daños irreversibles al equipo.

Parámetro	Valor	Parámetro	Valor
W1[kg/s]	802.86	N2[rpm]	10300
TT2[K]	288.15	TT4[K]	1458.63
PT2[bar]	1.013	PT4[bar]	28.74
TT2.1[K]	335.7	TT4.5[K]	1081.25
TT2.2[K]	338.8	PT4.5[bar]	7.04
PT2.1[bar]	1.67	TT5[K]	781.83
PT2.2[bar]	1.72	PT5[bar]	1.59
PRc_2	1.65	TT6[K]	781.8
PRd_2	1.7	PT6[bar]	1.57
N1[rpm]	3390	TS9[K]	702.2
BPR_2	5.05	PS9[bar]	1.013
TT2.5[K]	380.49	TT14[K]	338.82
PT2.5[bar]	2.49	PT14[bar]	1.67
TT3[K]	822.5	FN[kN]	254.08
PT3[bar]	29.94	TSFC[kg/N h]	0.035

Tabla 1. Parámetros de diseño de una turbina GE CF6-80C2 usando GSP

El deterioro en una turbina de gas no es exclusivo de algún o algunos elementos en particular, sino que es la suma del deterioro presentado por la totalidad de las partes que interactúan en la operación de la misma (entrada de aire, compresores, cámaras de combustión y turbinas). Por ello; en esta investigación, se ha simulado el deterioro de varios componentes individualmente, es decir, se ingresan valores de deterioro solo el componente de interés, dejando todos los demás en los valores de punto de operación de diseño. Se observará que el deterioro individual en cada una de las partes repercute directamente en el desempeño total de la máquina. Finalmente, se considerará el caso en que la turbina experimenta deterioro de todos sus componentes y verificará la desviación existente en el desempeño de una turbina deteriorada, con respecto a una turbina en condiciones optimas de operación.

Cuando los componentes de una turbina de gas se encuentran deteriorados, Los parámetros de operación de la misma experimentan cambios sustanciales, pero propios de esa condición. Estos parámetros son los que proporcionan información detallada a la tripulación acerca del rendimiento de las turbinas. Dichos parámetros se pueden describir de la siguiente manera:

Parámetro	Definición
EPR	Relación de Presiones de la Turbina
N1	Velocidad de Rotación de Compresor de Baja
N2	Velocidad de Rotación de Compresor de Alta
EGT	Temperatura de Gases de Escape
FF	Flujo de Combustible

Tabla 2. Parámetros de operación de una turbina GE CF6-80C2

Para simular deterioro en los componentes que constituyen una turbina de gas utilizando GSP, se ajusta el factor que expresa dicho deterioro en el componente afectado. Esto puede ser una pérdida de presión ΔP, o cambios en la eficiencia isentrópica. Seguidamente se simula la operación de la turbina y se comparan los rendimientos obtenidos, tanto en la condición de deterioro, como en la condición de diseño. Estas diferencias son fácilmente apreciadas cuando la simulación es realizada en términos de incremento o decremento de la cantidad de combustible que entra a la cámara de combustión de la turbina.

2.1 SIMULACIÓN DE DETERIORO DE LA ENTRADA DE AIRE (Inlet)

La manera como se puede simular deterioro entre la toma de aire y la primera etapa de compresión de la turbina de gas, es asumiendo una pérdida de presión (ΔP) entre estos dos puntos. Para esta investigación se utilizaron los siguientes valores de cambio de presión:

$$PR_1 = 0.97 \text{ ó Ram recovery}$$

$$PR_2 = 0.90$$

La figura 3 muestra que cuando hay deterioro en el ducto de entrada de la turbina, este se puede tipificar como una perdida de presión en esta sección. Cuando esto sucede, hay cambios en parámetros como el EPR, N1, y N2. Por otra parte el EGT también es mas alto que cuando el motor esta libre de deterioro.

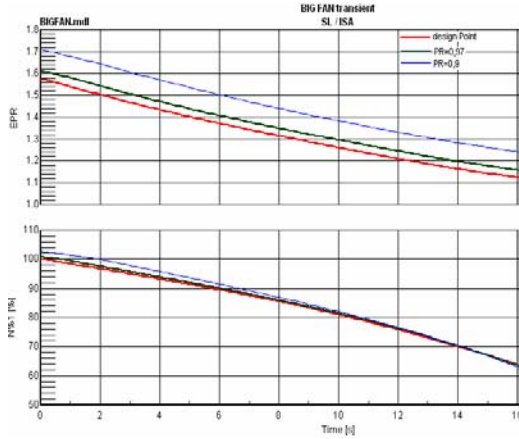


Figura 3. Resultado de los parámetros de EPR y N1 cuando se simula deterioro entre la toma de aire, y la primera etapa de compresión.

Al usar una disminución de presión en el ducto de entrada de la turbina de gas de un 10 %, se nota que la temperatura máxima aumenta en un 3,1% con respecto al punto de diseño (Figura 4), lo que significa que la temperatura de gases de escape que debe recibir la primera etapa de turbina pasa de 1460 K a 1505 K. La tabla 3 muestra los porcentajes con los que varían los parámetros con respecto al punto de diseño cuando la entrada de aire de la turbina se simula como deteriorada.

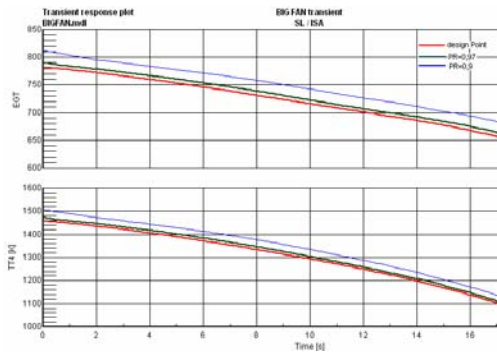


Figura 4. Resultado de los parámetros de TT4 y EGT cuando se simula deterioro entre la toma de aire, y la primera etapa de compresión.

	EPR	TT4	N1	FN	SFG
PR(97%)	-1.9	1.1	3	-3.92	4.9
PR(90%)	-8.86	3.1	12	-12.2	14.3

Tabla 3. Cambio en las lecturas de los parámetros cuando se simula deterioro entre la toma de aire, y la primera etapa de compresión.

2.2 SIMULACIÓN DE DETERIORO DE LA PRIMERA ETAPA DE COMPRESOR O VENTILADOR (Fan)

La manera como se puede simular deterioro de la primera etapa de compresión o ventilador de una turbina de gas, es reduciendo su eficiencia isentrópica. Por tanto, estas eficiencias se modificarán siguiendo los lineamientos establecidos en el manual del software GSP; como sigue.

Cambio de eficiencia (%) = -10
 Eficiencia de operación (%) = 83.7

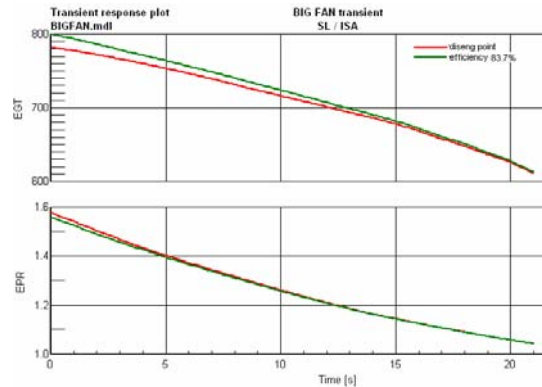


Figura 5. Resultado de los parámetros de EGT y EPR cuando se simula deterioro en el Ventilador.

Al cambiar la eficiencia del Ventilador, las condiciones de operación de toda la máquina presentan cambios, que aunque sin ser muy significativos, se deben considerar. Se observa en la figura 5 que el EGT aumenta un poco y el EPR decae, trayendo consigo perdida de empuje.

	EPR	EGT	FN	SFG
$\Delta \text{eff} (-10\%)$	1.1	2.85	-2	2

Tabla 4. Cambios porcentuales que sufren los principales parámetros de la turbina con respecto al punto de diseño, cuando se induce deterioro en el ventilador

En el mapa del compresor mostrado en la figura 6 se puede apreciar como el punto de operación se desplaza desde el punto de diseño hacia la izquierda. Son mostradas dos curvas, una corresponde a un equipo nuevo y la otra corresponde a un equipo deteriorado. Las dos líneas están casi superpuestas, lo que significa, que un deterioro en el Ventilador reduce la potencia, pero no de una manera muy significativa. Vale la pena mencionar que en el mapa del compresor, la línea más a superior es

llamada la “Surge Line” o “Línea de Reverso” Dicha línea constituye en un límite operacional, ya que bajo condiciones normales y seguras de operación, el punto de operación no debe estar por fuera de esta línea, de presentarse esta situación, el compresor puede experimentar graves daños.

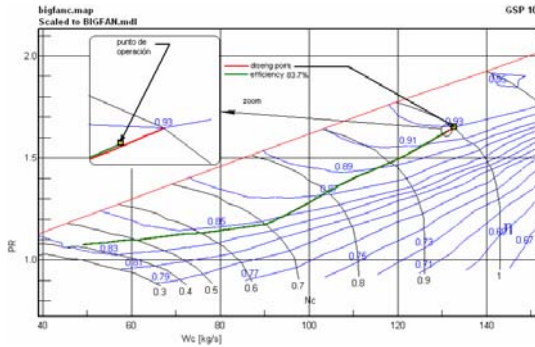


Figura 6. Mapa operación del Ventilador. Simulación del desplazamiento del punto de operación usando un ventilador nuevo y uno deteriorado.

2.3 SIMULACIÓN DE DETERIORO DEL COMPRESOR DE ALTA PRESIÓN (HPC)

Es posible modificar los valores de la relación de compresión en el compresor ($\epsilon_{HPC} = 11,98$) y/o la eficiencia isentrópica del mismo equipo ($\eta_{HPC} = 0,84$). De esta manera, se estarían simulando las dos condiciones que caracterizan el deterioro de este componente de una turbina de gas. Para este propósito, se hará uso de los valores de deterioro sugerido por el manual de operación del software GSP.

$$\Delta \text{ eff } (\%) = -4,0$$

$$\Delta \text{ flujo Corregido } (\%) = -2,0$$

Los valores presentados en la tabla 5 muestran que el deterioro en el compresor afecta de una manera muy severa la operación de la turbina de gas.

%	EPR	TT4	FN	SFG
$\Delta \eta (-10)$	-6.9	8.18	-8.62	8.5
$\Delta \eta (-4)$	-2.6	2.74	-3.13	3.11

Tabla 5. Resultados de la simulación en GSP cuando se ha inducido deterioro en el compresor de alta presión

A medida que la eficiencia del compresor es reducida, se evidencia que la temperatura de la salida de los gases de la cámara de combustión TT4, aumenta; El empuje disminuye debido a la reducción en el valor de EPR y el punto de operación en el compresor se desplaza acercándose a la línea de Reverso, con el peligro que eso conlleva.

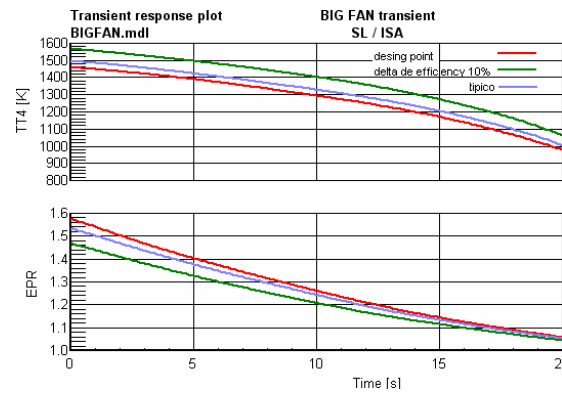


Figura 7. Resultado de los parámetros de EPR y TT4 cuando se simula deterioro en el compresor de alta presión.

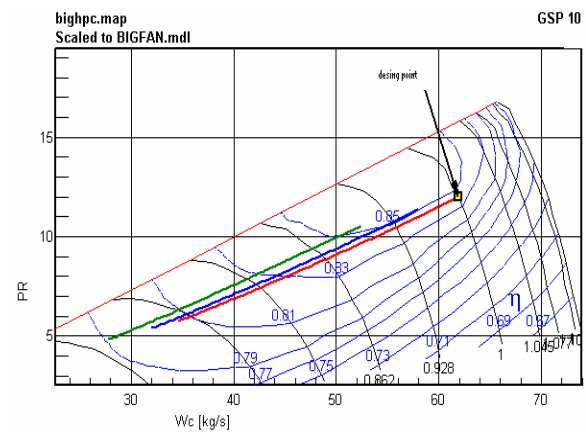


Figura 8. Mapa de compresor de alta presión. Desplazamiento del punto de operación cuando se ha inducido deterioro.

2.5 SIMULACIÓN DE DETERIORO DE LA TURBINA DE ALTA PRESIÓN (HPT)

De acuerdo al punto de diseño de la turbina de alta presión, la eficiencia es del orden del 92%, usando la nomenclatura de GSP, $\eta_{HPT} = 0,92$. Este valor fue reducido haciendo uso de los valores de deterioro sugerido por el manual de operación del software GSP; así:

$$\Delta \text{ eff } (\%) = -4,0$$

$$\Delta \text{ flujo Corregido } (\%) = -2,0$$

Según las graficas obtenidas con la simulación, Figura 9, es posible afirmar que cuando la turbina de alta presión esta deteriorada, se presentan pérdida de empuje y aumento en el consumo de combustible.

La tabla 6 muestra en porcentaje el cambio que sufren los parámetros con respecto al punto de diseño de la turbina.

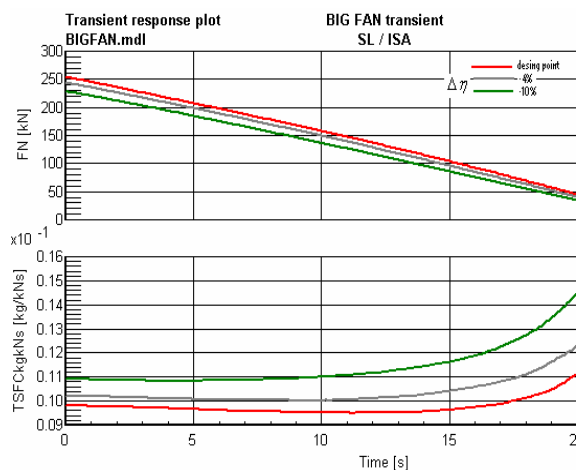


Figura 9. Resultado de los parámetros de empuje (FN) y de consumo de combustible (TSFC) cuando se simula deterioro en la turbina de alta presión.

%	N1	TT4	FN	SFG
$\Delta\eta$ (-10)	-2.95	6.85	-8	11.22
$\Delta\eta$ (-4)	-2.85	1.37	-4	4.2

Tabla 6. Variación de los parámetros cuando se ha inducido deterioro en la turbina de alta presión

3. SIMULACIÓN DE LA OPERACIÓN DE LA TURBINA BAJO CONDICIONES DE VUELO

Luego de simular el deterioro de cada componente por separado, para ver como influye cada elemento en la operación de la turbina de gas; es apenas de suponer, que una maquina de estas características no se deteriora por partes; Por eso, las simulaciones de vuelo serán hechas con un deterioro total de los componentes que constituyen la turbina de gas, deteriorándolos todos simultáneamente y observando el comportamiento que adquiriría la maquina bajo estas condiciones (Tabla 7).

Vamos a suponer que la turbina está instalada en un avión Boeing 747, el despegue se realizará a presión atmosférica estándar (nivel del mar) con una temperatura ambiente de 27 °C. El avión acelera al máximo en la pista y después de 15 seg alcanza una velocidad de Mach = 0,22, Seguidamente, la aeronave rota y comienza a ascender con una velocidad vertical de 3000 ft/min hasta llegar a una altura de 4000 ft. A partir de esta altura la velocidad aumenta a Mach = 0,32 y continua su ascenso a una velocidad vertical de 1500 ft/min hasta llegar a una altura de crucero de 30000 ft. Luego la velocidad llega a Mach =0,82 que es velocidad máxima de crucero. La simulación continúa durante dos minutos hasta parar.

En un despegue, al aumentar la velocidad de la aeronave, el empuje producido por las turbinas de gas es reducido. Esto es mostrado por la ecuación:

$$F = m(c - c_o) + A (p - p_o) \tag{1}$$

%	Delta efficiency	Delta corrected flow	PR Ram recovery
Inlet	---	---	-3,0
Fan	-5,0	---	---
LPC	-3,0	---	---
HPC	-3,0	-2,0	---
Combustor	-2,5	---	8,0
HPT	-3,0	2,0	---
LPT	-3,0	---	---
Exhaust nozzle	---	-5,0	---

Tabla 7. Valores utilizados para inducir deterioro en distintos componentes de la turbina de gas.

en donde el término **m** corresponde al flujo másico en Kg/s, **c** corresponde a la velocidad de salida de los gases de combustión en m/s; **C_o** corresponde a la velocidad que tendría la aeronave en m/s; **A** es el área transversal de la salida de los gases de combustión; **p** es el valor de la presión a la salida de los gases de escape, por último, el término **p_o** se refiere a la presión atmosférica local. Si se observa la ecuación 1, al aumentar la velocidad de la aeronave, es decir el **C_o**, Inmediatamente el empuje producido disminuye, lo mismo sucede con la presión atmosférica local **P_o**, que se hace más pequeña a medida que la altura sobre el nivel del mar se incrementa.

En la figura 10 se muestra la divergencia presentada cuando se hace la simulación para un motor nuevo y un motor que acusa de deterioro en todas sus partes. Se nota que el motor nuevo produce mayor potencia con un consumo específico de combustible menor. Cosa contraria a lo mostrado por la línea correspondiente a la turbina de gas deteriorada.

Al llevar la atención al compresor de baja presión, y usando como referencia su mapa de operación, podemos observar que en un motor nuevo, el punto de operación del compresor se desplaza de una manera segura, suficientemente lejos de la línea de reverso. Lo opuesto sucede con la línea de operación correspondiente al compresor deteriorado. Se ve que el punto de operación se desplaza más cerca de esta línea, con los riesgos que esto conlleva para la segura operación del equipo (Figura 10).

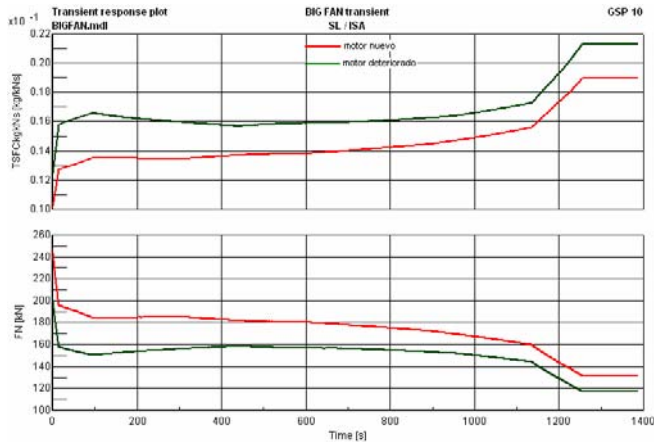


Figura 10. Resultado de los parámetros de empuje (FN) y de consumo de combustible (TSFC) cuando se simula deterioro en la totalidad de los componentes de la turbina.

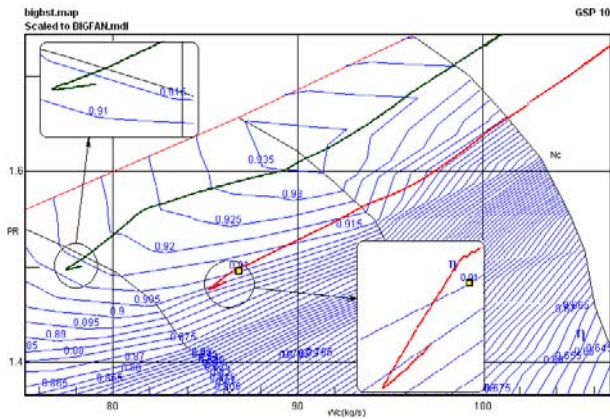


Figura 11 LPC. Mapa de compresor de alta presión. Desplazamiento del punto de operación cuando se ha inducido deterioro en la totalidad de los componentes de la turbina de gas.

4. CONCLUSIONES

El deterioro de los componentes que constituyen una turbina de gas produce aumento en el consumo específico de combustible **TSFC**, aumento de la temperatura de los gases de escape **EGT** (lo que implica una mayor temperatura en la entada de la turbina de alta presión **TT4**) y una reducción del empuje **FN**. Los mayores contribuyentes para la reducción de los parámetros anteriormente citados, son deterioro en el compresor alta presión, y la turbina de alta presión.

Es posible mediante simulación hacer predicciones sobre la operación de las turbinas de gas y con ello garantizar que los programas de mantenimiento se ajusten con mayor detalle a la realidad, evitando así incidentes que podrían ser catastróficos.

El empuje de una turbina de gas decrece a medida que la altura sobre el nivel del mar es incrementada. El mismo efecto es producido por la velocidad de la aeronave, pues

a medida que esta aumenta, el empuje de sus motores decrece.

5. BIBLIOGRAFÍA

[1] Cohen, H., Rogers, G.F.C., Saravannamuttoo, H.I.H., Gas Turbine Theory, 4th ed., Longman, London, 1996. ISBN 0-582-23632-0

[2] C.J. Houtman, W.P.J. Visser - GASTURBINES (1999); Gas Turbine Theory. Delft University of Technology Mechanical Engineering Faculty.

[3] GSP Gas Turbine Simulation Program User manual

<http://www.gspteam.com/main/main.shtml>