Trabajo Fin de Grado
Ingeniería Aeroespacial

Desarrollo de un modelo del turbohélice RR. Tyne 11: Aplicación a la evaluación de prestaciones

Autor: Manuel Moya Pérez

Tutor: Francisco J. Jiménez-Espadafor Aguilar

Dep. Ingeniería Energética
Escuela Técnica Superior de Ingeniería
Universidad de Sevilla

Sevilla, 2014

Trabajo Fin de Grado
Ingeniería Aeroespacial

Desarrollo de un modelo del turbohélice RR. Tyne 11: Aplicación a la evaluación de prestaciones

Autor:
Manuel Moya Pérez

Tutor:
Francisco J. Jiménez-Espadafor Aguilar
Catedrático

Dep. Ingeniería Energética
Escuela Técnica Superior de Ingeniería
Universidad de Sevilla

Sevilla, 2014

Trabajo Fin de Grado: Desarrollo de un modelo del turbohélice RR. Tyne 11: Aplicación a la evaluación de prestaciones

Autor: Manuel Moya Pérez
Tutor: Francisco J. Jiménez-Espadafor Aguilar

El tribunal nombrado para juzgar el trabajo arriba indicado, compuesto por los siguientes profesores:

Presidente:

Vocal/es:

Secretario:

acuerdan otorgarle la calificación de:

El Secretario del Tribunal

Fecha:

A toda mi familia
Y en especial, a mi abuela Mari.

Índice general

1. Introducción **1**

2. Estado del arte **3**
2.1. GSP . . . 3
2.2. GasTurb . . . 7
2.3. EES . . . 8
2.4. Degradación . . . 9
2.4.1. Erosión . . . 9
2.4.2. Corrosión . . . 9
2.4.3. Daños por impacto . . . 9
2.4.4. Abrasión . . . 10
2.4.5. Fouling . . . 10

3. Modelo del motor **13**
3.1. Especificaciones R.Tyne 11 . . . 13
3.2. Datos de partida . . . 15
3.3. Modelos similares . . . 15

4. Diseño del modelo **19**
4.1. Modelado GSP . . . 19
4.1.1. Punto de diseño . . . 19
4.1.2. Puntos off-design . . . 22
4.1.3. Problemas encontrados . . . 24
4.2. EES . . . 25
4.3. Validación . . . 30

5. Evaluación de prestaciones **35**
5.1. Características del avión . . . 35
5.2. Misión de patrulla marítima . . . 36
5.2.1. Segmentos . . . 37
5.2.2. Estudio de las principales variables a lo largo de la misión. . . . 41

6. Degradación **51**
6.1. Definición de la degradación del motor . . . 51
6.2. Modificación del mapa operativo SFC frente a Potencia de la hélice . . . 52
6.3. Aplicación de la degradación a la misión . . . 53
6.3.1. Repercusión en el coste de la misión . . . 56
6.4. Despegue . . . 57

6.4.1. Despegue a nivel del mar 57
6.4.2. Despegue a elevada altitud 70
6.4.3. Consideraciones sobre el empuje: limitación de T.I.T. 74
6.5. Crucero 74

7. Conclusiones **79**

Capítulo 1

Introducción

El objetivo de este proyecto es conseguir un modelo teórico mediante software de un motor turbohélice Rolls-Royce R.Tyne 11 (En el apartado *Modelo de motor* se detallará con profundidad sus características y arquitectura) para, finalmente, llevar a cabo diversas aplicaciones del motor. De esta forma podemos predecir el comportamiento del mismo en la realidad sin necesidad de hacerlo experimentalmente, reduciendo considerablemente el sobrecoste para cualquier empresa.

La aplicación considerada en este caso ha sido la degradación de tipo fouling de los compresores y de la turbina de alta. Esto consiste en considerar una disminución porcentual del gasto corregido y del rendimiento de cada uno de dichos componentes. Para ello, en primer lugar se ha definido con GSP el modelo del motor a partir de varios puntos de operación obtenidos de forma empírica (Potencia en el eje frente a consumo específico). El siguiente paso es reproducir el modelo con todas las ecuaciones del ciclo termodinámico y de cada uno de los mapas de los compresores y turbinas mediante EES. Ambos procesos se describen en el apartado *Diseño del modelo* de este trabajo.

A partir de aquí se manipulan los mapas de las turbomáquinas correspondientes para la degradación y finalmente en *Evaluación de prestaciones* se realiza un estudio comparativo de un avión determinado y una misión concreta con un alcance determinado para analizar de qué forma se reducen las prestaciones del motor y cuánto sería el coste anual adicional de operar con un motor degradado.

Más adelante, en *Degradación* se estudia cómo se ven perjudicadas las variables termodinámicas del ciclo del motor cuando sufre varios niveles de degradación. Para ello se han considerado un crucero a una altitud y velocidad determinadas y un despegue (a nivel del mar con diferentes temperaturas y a la altitud de México). En esta segunda aplicación lo importante es observar qué componente degradado afecta más y qué efecto tienen sobre el despegue las diferentes situaciones consideradas. Por tanto en crucero se han degradado los tres componentes uno por unos, observando cual afecta más y en el despegue el motor entero en los tres niveles de deterioro.

Finalmente, en *Conclusiones* se ha realizado un análisis cualitativo de los resultados obtenidos en los apartados anteriores, *Evaluación de prestaciones* y *Degradación* y se han comentado posibles soluciones para compensar los efectos de la degradación.

Capítulo 2

Estado del arte

2.1. GSP

GSP, *turbine Simulation Programme* es un software utilizado para el modelado y análisis de motores y turbinas de gas. Presenta un interface sencillo como se muestra en la figura 2.1. En esta pantalla podemos seleccionar los componentes que van a formar el motor (Toma dinámica, compresores, turbinas, cámaras de combustión, toberas y conductos). Son arrastrados hasta la pestaña derecha de la figura 2.2. Una vez unidos todos los componentes se pueden realizar tres tipos de análisis: En el punto de diseño, en puntos fuera de diseño y análisis en régimen transitorio. El primer paso es configurar los parámetros del motor en el punto de diseño. Para ello, haciendo click en cada componente se pueden introducir las características de cada uno de ellos, como por ejemplo la caída de presión de remanso y el gasto de aire en la toma dinámica, las relaciones de compresión y expansión y rendimientos en compresores y turbinas y así hasta completar todos los datos necesarios. Después, una vez definido el punto de diseño ya se dimensiona el motor (gasto de aire) y con ello se determinan los factores de escalado de los mapas de los compresores y turbinas para determinar sus rendimientos y relaciones de compresión/expansión en los puntos fuera de diseño.

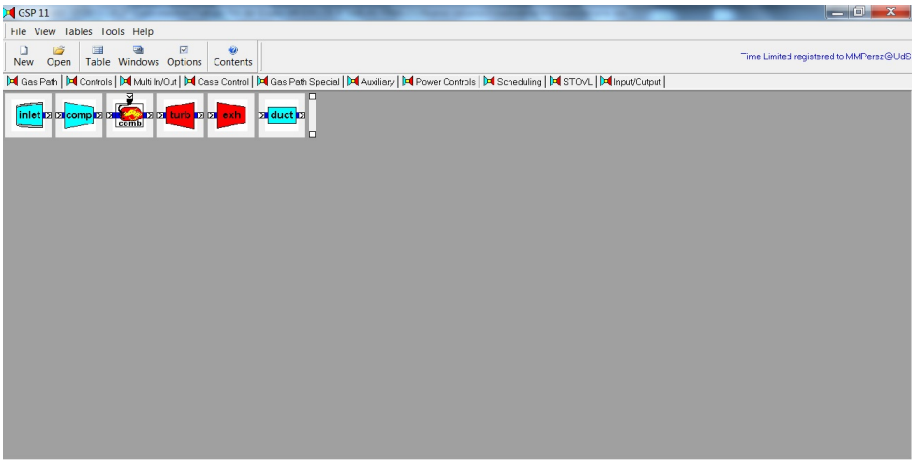


Figura 2.1: Ventana principal de GSP[3]

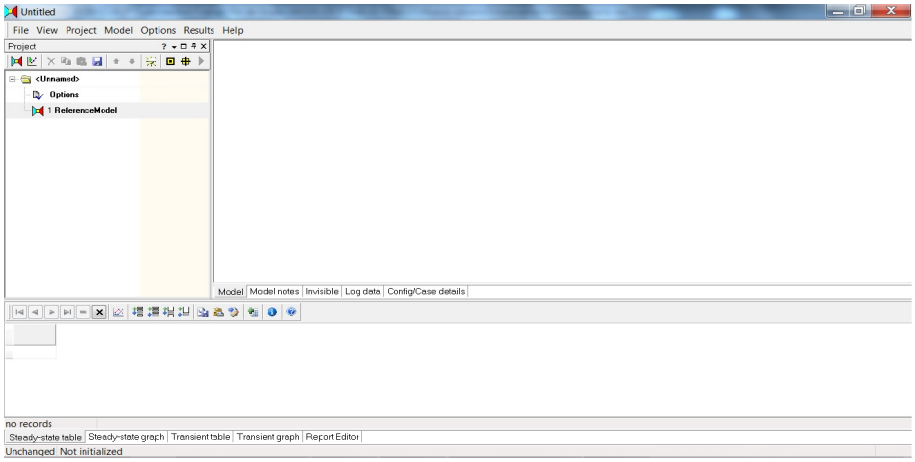


Figura 2.2: Ventana de proyectos de GSP[3]

Punto de diseño

- Toma dinámica

$$\pi_{td}$$

$$Gasto$$

- Compresores

$$RPM$$

$$\%RPM$$

$$\eta_c$$

$$\pi_c$$

- Cámara de combustión

$$\eta_{cc}$$

$$\Delta_{pp}$$

$$Dosado$$

- Turbinas

$$RPM$$

$$\%RPM$$

$$\eta_t$$

- Tobera

$$CV$$

$$CX$$

Donde CV es el coeficiente de velocidad que multiplica al término de velocidad en el empuje:

$$G(V_s - V_a)$$

Y CX es el coeficiente de empuje que multiplica al empuje ideal:

$$FG = CX \cdot FG_{ideal}$$

Ambos coeficientes cuantifican el rendimiento de la tobera. Por otra parte si se utilizan mapas para análisis fuera de diseño, se ha de determinar los puntos en diseño sobre los mapas de cada uno de los compresores y turbinas, ésto junto con los factores de escalado correspondientes se obtienen los puntos de operación fuera de diseño. Para determinar el punto de diseño sobre el mapa, tanto en compresores como en turbinas GSP utiliza las revoluciones corregidas y un parámetro β que carece de sentido físico. En la figura 2.3 se puede ver el mapa de un compresor (π_c en función de W_c las curvas de nivel del rendimiento y las curvas de isorrevoluciones corregidas además de las lineas β) donde está situado el punto en diseño en la línea de $\beta = 0,3333$ y revoluciones corregidas=0,97.

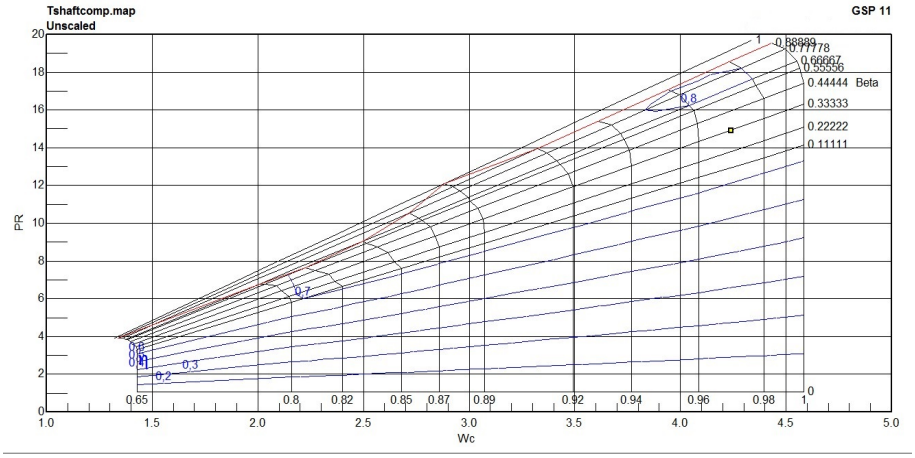


Figura 2.3: Punto de diseño sobre el mapa del compresor de alta presión [3]

Off-Design

- Toma dinámica
  Se eligen varias opciones para puntos fuera de diseño:
  MIL-E5008B standard
  User specified PR
  User specified design only
  RR map

- Compresores
  Free state rotor speed
  User specified rotor speed→ RPM
  Speed determined by shaft

- Cámara de combustión
  User specified combustion efficiency
  Use combustion efficiency map
  Use afterburner combustion efficiency maps

- Turbinas
  Free state rotor speed
  User specified rotor speed $\rightarrow RPM$
  Speed determined by shaft

- Tobera CV CX

GSP almacena los puntos de los mapas del compresor en matrices de la siguiente forma:

Key	A[1]	A[2]	A[3]	A[4]	A[5]
P[1]	F[1,1]	F[1,2]	F[1,3]	F[1,4]	F[1,5]
P[2]	F[2,1]	F[2,2]	F[2,3]	F[2,4]	F[2,5]
P[3]	F[3,1]	F[3,2]	F[3,3]	F[3,4]	F[3,5]

Tabla 2.1: Tabla matriz del mapa de la turbomáquina

Donde **P** son los parámetros (speed o revoluciones corregidas adimensional), **A** los argumentos (β) y **F** los valores de la función en cuestión (eficiencia, relación de compresión/expansión y gasto corregido). **Key** es un número que indica el número de filas y de columnas de la matriz anterior.

$$Key = n^{o} filas + n^{o} columnas/1000$$

Para integrar los mapas de compresores y turbinas, GSP v.11 utiliza los puntos definidos en la matriz anterior, es decir no es una función continua con una expresión analítica si no una función discreta, por tanto no están todos los puntos que definen el mapa. Por consiguiente, si fuera de diseño el compresor da una gasto corregido y una relación de compresión que no está definida, lo que ocurre es que GSP interpola de forma bicuadrática. Es decir, con 16 puntos halla los coeficientes A_i de un polinomio bicuadrático:

$$Z = A_0 + A_1X + A_2X^2 + A_3Y + A_4Y^2 + A_5XY$$

De esta forma aproxima todos los puntos de operación dentro del mapa. GSP v.11 podría mejorar esto o bien utilizando otro tipo de interpolación o bien aumentando el número de puntos necesarios para la definición del mapa.

Por otro lado el interface del programa permite al usuario un sencillo manejo sobre los componentes de la máquina, aunque no está bien depurado porque, por ejemplo se han tenido problemas al cambiar los valores del número de iteraciones o también da errores en el caso de utilizar puntos en lugar de comas que cualquier programa bien depurado es capaz de solventar.

GSP v.11 es una herramienta muy útil para el análisis de las actuaciones de motores, pues permite un análisis rápido y fiable numéricamente en poco tiempo y además proporciona como variables de salida todas las magnitudes químicas, dinámicas y termodinámicas (presión, temperatura, entropía, entalpía, velocidad, composición del fluido, etc).

2.2. GasTurb

GasTurb es una herramienta para la simulación del ciclo termodinámico de motores y turbinas de gas, al igual que GSP permite analizar su comportamiento bajo ciertas condiciones. Posee tres grados diferentes de simulación: "Basics", "Performance" y "More". Para cada uno de ellos se puede considerar el análisis en el punto de diseño o fuera de diseño, igual que ocurre con GSP.

- Basics: Para analizar ciertas variables que son fundamentales en el ciclo.
- Performance: Para estudiar el ciclo con más detalle en los puntos fuera de diseño.
- More: Para realizar un diseño preliminar del motor.

En la figura 2.4 se puede observar el interface del GasTurb y las opciones de análisis expuestas anteriormente. El método numérico de resolución del GasTurb es similar al del GSP, ambos implementan el método de Newton-Raphson, en el que la matriz jacobiana se calcula en cada iteración, sin embargo GSP dispone también de una variable mejorada de Newton-Raphson, es el método Broyden, en el cual la matriz jacobiana se calcula entera en la primera iteración.

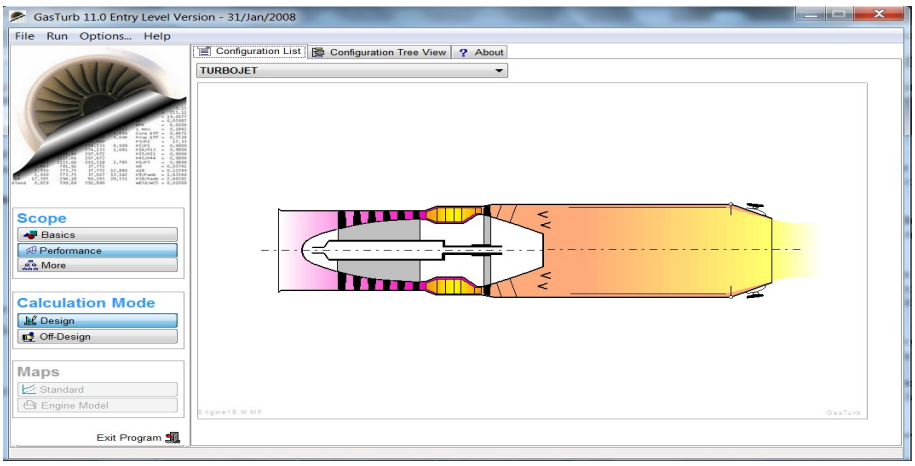


Figura 2.4: GasTurb [10]

Por otra parte, a la hora de modelar un tipo de motor, GasTurb presenta una biblioteca de modelos con los mapas de turbina y compresor implementado en cada uno de ellos, mientras que GSP proporciona mayor versatilidad, pues se construye a partir de componentes a gusto del usuario y además permite configurar mayor cantidad de variables que GasTurb.

2.3. EES

EES son las iniciales de *Engineering Equation Solver*. Como su propio nombre indica, con este programa se pueden resolver ecuaciones algebraicas de forma sencilla y rápida mediante métodos de iteración. Puede resolver ecuaciones diferenciales, ecuaciones con variable compleja, optimizar, regresiones lineales y no lineales o generar gráficas.

A la hora de resolver sistemas de ecuaciones algebraicas no lineales, EES utiliza el método de Newton con una mejora, y es que la matriz jacobiana del sistema es calculada mediante métodos numéricos en cada una de las iteraciones. Para ahorrar espacio y tiempo de cálculo, las matrices jacobianas se almacenan como matrices dispesas (*sparse*).

El método de cálculo ya mencionado requiere de la identificación de un valor inicial ("Guess value") para cada una de las variables del problema y unos límites superior e inferior, de esta forma comienza la iteración y en cada paso iterativo estos valores iniciales se van modificando, acercándose cada vez al valor exacto de la solución. Lo ideal es conocer de antemano el valor exacto o al menos de forma muy aproximada de la solución, pues de lo contrario, si se introducen valores iniciales alejados, podrían surgir problemas de convergencia y no hallar el valor correcto.

En la variación del método de Newton que utiliza EES, uno de los aspectos novedosos que lleva a cabo es que el sistema de ecuaciones lo agrupa por bloques de ecuaciones, de forma que los primeros grupos son los que se resuelven de forma más inmediata, así las ecuaciones pertenecientes al mismo grupo se resuelven de manera simultánea, esto además de agilizar el cálculo numérico proporciona fiabilidad de resultados. El algoritmo utilizado en el método comentado se conoce como Tarjan.

EES posee una amplia variedad de bibliotecas que contienen funciones termodinámicas para el cálculo de entropía, entalpía, densidad entre otras magnitudes de forma que se pueden definir dichas estas variables sin tener que programar la función. Esto es una gran ventaja frente a matlab por ejemplo.

Para comparar y establecer un rápido análisis de la evolución de los cálculos realizados, EES muestra los resultados en tablas en cuyas columnas se muestran las variables que se desean evaluar. Además, para las integraciones utilizadas en este proyecto, el programa permite controlar tanto los límites como los pasos de integración mediante tablas integrales, que no son más que un conjunto de columnas a través de las cuales se indican antes de integrar los valores de las variables de integración, y a partir de ahí el programa comienza el cálculo.

Otra herramienta útil de EES es la interpolación numérica de dos dimensiones mediante matrices de datos. Esto no es más que definir de nuevo una tabla en la que cada columna representa un valor de una variable y cada fila el valor de la segunda variable. Los elementos de la matriz son, por tanto, los valores de la variable dependiente. Esta herramienta se utiliza para la interpolación de los mapas de los compresores, puesto que GSP lo único que proporciona son valores numéricos concretos, no una función de dos dimensiones. [4]

2.4. Degradación

La degradación es un fenómeno que se presenta durante la vida útil de una turbomáquina y que afecta a su rendimiento global. En el caso de turbinas de gas para aviación el efecto es mayor debido a las diferentes condiciones ambiente sobre las que operan estos motores, los distintos regímenes de giro o la ingesta de gran cantidad de partículas y suciedad del aire.

Debido al aumento en el precio del combustible y la consiguiente disminución de los márgenes de beneficios, la degradación se ha convertido en un tema necesario de estudio. El hecho de predecir su comportamiento y mantenerla a un bajo nivel puede ser la diferencia entre beneficios o pérdidas para las aerolíneas que operan con estos motores.

Además del mayor consumo de combustible la fiabilidad se puede ver comprometida. A medida que se degrada una turbomáquina esta se aleja del punto de funcionamiento de diseño, aumentando la posibilidad de fallos y roturas. Esto supone un impacto negativo en el sector, donde la desconfianza en la seguridad por parte del cliente puede provocar pérdidas económicas elevadas.

Existen diferentes tipos de degradaciones, las cuales se nombrarán a continuación seguidas de una breve explicación. Todas ellas se deben a procesos que tienen lugar durante la vida útil del motor y algunas no son reversibles a menos que se sustituya la pieza o parte afectada.

2.4.1. Erosión

La erosión es la pérdida de material por parte de los álabes de los distintos componentes debido al choque de partículas de gran dureza que se encuentran presentes en el aire. Este tipo de degradación no se suele dar en máquinas de uso industrial, ya que disponen de filtros de partículas a la entrada, en cambio las turbomáquinas empleadas en aviación son muy susceptibles a este problema. Al operar en todo tipo de condiciones ambientales, y sobre todo a baja cota, el aire que ingieren contiene gran cantidad de partículas, si bien éstas deben ser de un tamaño superior a 20 μm de diámetro para que provoquen este fenómeno.[1]

2.4.2. Corrosión

La corrosión es la pérdida de material de los componentes del motor por las reacciones químicas que tienen lugar con ciertos elementos o contaminantes del aire tales como sales, ácidos o gases reactivos. Este fenómeno es potenciado por las altas temperaturas de funcionamiento de las turbomáquinas, las cuales aceleran las reacciones químicas entre los reactivos.

2.4.3. Daños por impacto

Los daños por impacto son provocados por objetos de gran tamaño que entran en el motor y chocan con algún elemento provocando su rotura, generalmente los álabes del compresor de baja. Si algún álabe se desprende y pasa a otro elemento del motor puede provocar un fallo catastrófico en el mismo; véase los impactos de pájaros *birdstrike* en turbofanes de aplicación

civil.

2.4.4. Abrasión

La abrasión surge cuando la superficie de una pieza en movimiento roza con otra que es fija. En algunos motores esto se permite en la configuración de arranque, para que cuando se alcancen las temperaturas y presiones nominales las tolerancias entre estas piezas sean las de diseño.

El continuo desgaste provocará unas tolerancias mayores de las esperadas y un flujo de aire que pasará por estas zonas en vez de por la corona de álabes. Para tener una idea de la magnitud del problema, un aumento de la tolerancia entre un 1 a 3.5 % en un compresor provoca reducciones en la relación de compresión en torno a un 15 %.[1]

2.4.5. Fouling

El fenómeno del fouling, figura 2.5 es debido a la adherencia de partículas de suciedad del aire sobre las superficies de los componentes de la turbomáquina. La adherencia puede producirse por aceite o agua y las partículas suelen ser menores de 2 μm [1]. Este proceso da como resultado un aumento del grosor de los álabes de los compresores y turbinas así como un aumento de la rugosidad de la superficie. La rugosidad, que también puede ser provocada por la erosión o la corrosión, tiene un efecto en la transición del flujo laminar al turbulento y por lo tanto las pérdidas de presión se ven aumentadas.

Figura 2.5: Fenómeno de fouling en una turbina de gas industrial de 35 mW.[2]

Este tipo de degradación se puede solventar mediante lavados; siendo el período entre lavados una variable fundamental a la hora de minimizar los impactos económicos debido a la inoperatividad de los motores en estos procesos. El fouling se encuentra presente en todas las

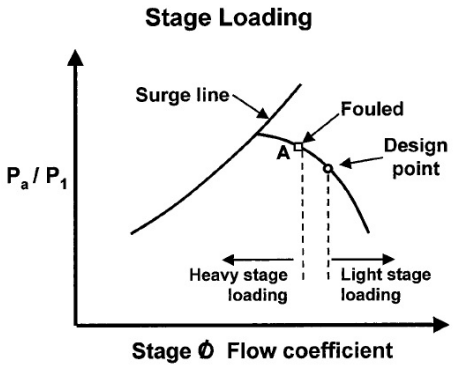


Figura 2.6: Disminución del margen de bombeo en el mapa del compresor.[2]

turbinas de aviación, por lo que en este proyecto, ha sido el tipo de degradación elegida para su estudio.

En los compresores axiales las partículas en suspensión pueden depositarse en los álabes y disminuir las características del mismo. El efecto del fouling en un compresor es la disminución del gasto de aire, del rendimiento isentrópico y afectando al coeficiente de flujo; esto provoca un "remacheo" de la turbomáquina; es decir, al modificar la geometría de los álabes se tiene un compresor distinto, lo que conlleva una turbomáquina con unas características diferentes y una potencia menor. Además esta degradación disminuye los márgenes de bombeo de la línea de operación, aumentando la posibilidad de que el compresor pueda entrar en bombeo y afectar al correcto funcionamiento del motor, figura 2.6. En el caso de turbinas industriales se supone que las pérdidas de potencia por este fenómeno se sitúan en torno al 80 %. [2]

La disminución del coeficiente de flujo en las primeras etapas del compresor afectan al funcionamiento de los escalonamientos posteriores. El punto de operación del primero se desplaza hacia la izquierda como se observa en la figura 2.6, aumentando la relación de compresión, lo que provoca en el siguiente escalonamiento una densidad más elevada de la considerada en diseño, disminuyendo de nuevo el coeficiente de flujo y aumentando la relación de compresión. Este efecto acumulativo puede dar lugar en los últimos escalonamientos a una situación de bombeo. En la figura 2.7 se observan las modificaciones en el triángulo de velocidades debidas al efecto del fouling.

Las turbinas también pueden verse afectadas por este tipo de degradación, ya sea por la suciedad que entra desde la toma dinámica, ceniza de la cámara de combustión o la proveniente de los combustibles empleados. Otro problema que acarrea el fouling en las turbinas es el taponamiento de los orificios de refrigeración de los álabes, lo que puede provocar un aumento de la temperatura y un fallo prematuro del componente. La corrosión es también muy importante en estos elementos debido a que gran parte de los combustibles contienen trazas de metales que, gracias a las altas temperaturas, reaccionan químicamente con los álabes.

El fouling en la turbina disminuye el área de paso, modificando el punto de operación en diseño y disminuyendo la potencia disponible. La penalización en el coeficiente de flujo provoca el aumento de la relación del compresor asociado para compensar la capacidad de la turbina.

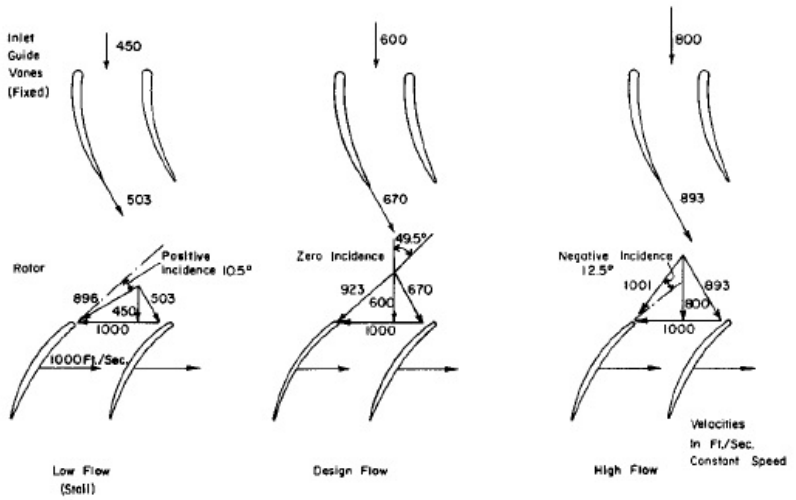


Figura 2.7: Modificación del triángulo de velocidades por el fouling.[2]

Para la simulación en el proyecto se ha optado por tomar tres estados de degradación en los compresores de baja y alta y en la turbina de alta:

- Nuevo y limpio, con una penalización del gasto de 0 % y del rendimiento de 0 %.
- Degradación media, con una penalización del gasto de 3 % y del rendimiento de 2.5 %.
- Degradación máxima, con una penalización del gasto de 6 % y del rendimiento de 5 %.

La turbina de potencia no se ha tenido en consideración debido a que los efectos del fouling en estas zonas son mucho menores que en los otros elementos de la turbomáquina. En la figura 2.8 se observa la modificación en la relación de compresión y en el rendimiento isentrópico de un compresor axial.

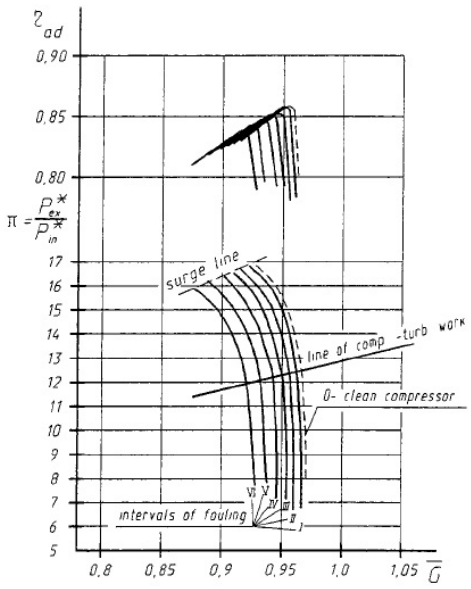


Figura 2.8: Modificación del rendimiento y la relación de compresión en un compresor axial.[2]

Capítulo 3

Modelo del motor

En este capítulo se van a detallar las características del motor utilizado como modelo para el proyecto Rolls-Royce R.Tyne 11. Es conveniente decir que es difícil encontrar información acerca de un motor de aviación concreto debido a que es una de las partes más valiosas de un avión y además el que determina la cantidad de combustible, y por tanto el coste de cada trayecto. Es una máquina en continuo cambio tecnológico y las empresas de motores luchan por ser pioneras en el sector, por este motivo guardan con recelo las características específicas de sus motores.

Por consiguiente, para obtener una aproximación fiable de la realidad se han considerado varios modelos de la misma familia de Rolls-Royce y se ha comparado sus características. A partir de ahí se han estimado los valores concretos de las mismas.

3.1. Especificaciones R.Tyne 11

El motor a tratar, Rolls-Royce R.Tyne 11 es un turbohélice de doble eje. El eje de baja une la turbina de baja relación de expansión con el compresor de baja relación de compresión y la Propeller Gear Box. El eje de alta une el generador de gas (turbina de alta relación de expansión con compresor de alta relación de compresión). Además de esto se compone de una toma dinámica, una cámara de combustión y la tobera. En la figura 3.1 se puede observar el esquema interno del motor en cuestión.

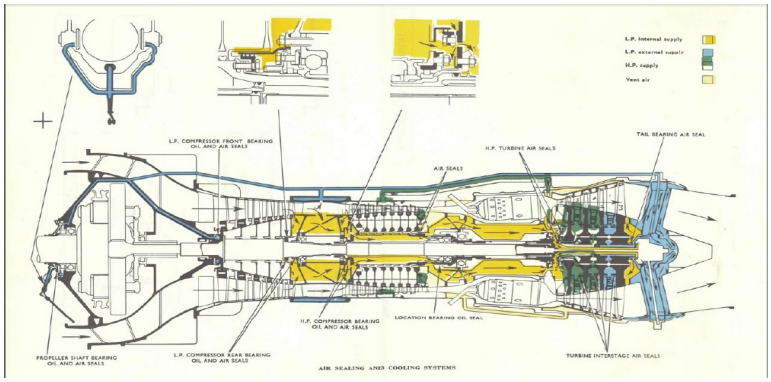


Figura 3.1: Esquema del motor [11]

Las características generales de diseño del motor se describen a continuación [11]

- Potencia en el eje de baja en diseño→ 4050 hp
- Revoluciones del eje de baja en diseño → 15250 rpm (96 % del total)
- Revoluciones del eje de alta en diseño → 17850 rpm (101,3 % del total)
- Peso del motor incluyendo RGB → 2487 $lb = 1128\ kg$
- Ratio de reducción entre las revoluciones de LP y el eje de la hélice → $0,064 - 1$
- Gasto de aire en diseño → $33,75\ lb/s = 15,3\ kg/s$

Compresores

El motor se compone de dos compresores axiales; el de baja relación de compresión contiene 6 etapas proporcionando una relación de compresión de 3,6-1 y el de alta 9 etapas con un ratio de compresión de 3,3-1. En total la relación de compresión es de 11,8-1.

Por otro lado, para el compresor de baja se ha considerado un rendimiento isentrópico de 0,83 mientras que para el de alta de 0,82.

Turbinas

Para mover los compresores, el motor dispone a su vez de otras dos turbinas axiales; la de baja relación de expansión se compone de 3 etapas mientras que la de alta consta de 1 etapa.

Al mismo tiempo se ha considerado unos rendimientos isentrópicos de 0,875 para la turbina de alta y 0,887 para la de baja.

	Compresor LP	Compresor HP	Turbina HP	Turbina LP
Relación compresión/expansión	3,6	3,3	-	-
Rendimiento	0,83	0,82	0,875	0,887
Etapas	6	9	1	3

Tabla 3.1: Tabla resumen

A continuación se adjunta una tabla resumen de las prestaciones de compresores y turbinas en diseño.

La cámara de combustión se compone de una carcasa anular con 10 tubos y a la entrada de la turbina se puede llegar a alcanzar una temperatura máxima de 1323,15 kelvin o lo que es lo mismo, 1050 ºC.

3.2. Datos de partida

Además de los datos nominales del motor, expuestos anteriormente, se ha trabajado con el mapa operativo fuera de diseño que se muestra en la figura 3.2. En ella se representan consumo específico (SFC $[\frac{lb}{hr-shp}]$) y potencia de la hélice ($shaft\ horsepower[hp]$) para varias cotas de vuelo y varias velocidades. En la tabla 3.3 (Puntos de operación), adjunta al final de esta sección, se muestran los valores numéricos de la figura 3.2.

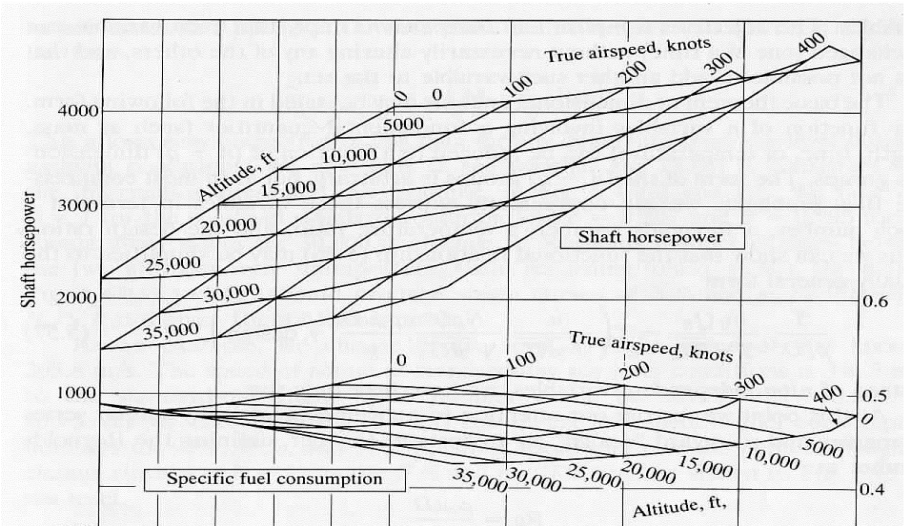


Figura 3.2: Mapa operativo [5]

3.3. Modelos similares

Rolls-Royce Tyne hace referencia a una gran familia de turbohélices de doble eje con características similares. Dentro de esta familia de motores existen varias variantes cuyas diferencias principales residen en las relaciones de compresión y la potencia de la hélice en despegue. En la tabla **Variantes y aplicaciones** se muestran algunos motores de la familia y los aviones a los que dan servicio.

Variantes	Potencia nominal takeoff [hp]	Aplicaciones
R. Tyne 1	4370	Vickers Type 951 Vanguard
R. Tyne 11	4500	Vickers Type 952 Vanguard
R. Tyne 12	4616	Canadair CL-44
R. Tyne 20 Mk 22	5670	Transall C-160
R. Tyne 20	4860	Aeritalia G.222T

Tabla 3.2: Variantes y aplicaciones [12]

Como se deduce de la tabla, el motor considerado dio servicio al Vickers Type 952 Vanguard, un avión comercial de corto y medio alcance que estuvo operativo desde el año 1959 hasta el 1996.

Velocidad $[knot]$	Altitud $[ft]$	SFC $[\frac{lb}{hr-shp}]$	Pshaft $[hp]$
0	0	0,53	4050
0	5000	0,51	3750
0	10000	0,49	3400
0	15000	0,485	3050
0	20000	0,48	2600
0	25000	0,478	2200
0	30000	0,475	-
0	35000	0,47	-
100	0	0,525	4100
100	5000	0,51	3800
100	10000	0,49	3500
100	15000	0,48	3100
100	20000	0,475	2700
100	25000	0,475	2250
100	30000	0,475	1850
100	35000	0,475	1500
200	0	0,52	4350
200	5000	0,495	3900
200	10000	0,485	3600
200	15000	0,478	3250
200	20000	0,478	2850
200	25000	0,475	2450
200	30000	0,479	2000
200	35000	0,485	1600
300	0	0,49	4400
300	5000	0,475	4250
300	10000	0,475	4050
300	15000	0,467	3800
300	20000	0,4699	3500
300	25000	0,46	3050
300	30000	0,465	2700
300	35000	0,47	1800
400	0	0,475	4500
400	5000	0,46	4500
400	10000	0,453	4100
400	15000	0,45	3750
400	20000	0,45	3300
400	25000	0,45	2900
400	30000	0,45	2500
400	35000	0,45	2100

Tabla 3.3: Puntos de operación

Capítulo 4

Diseño del modelo

En este capítulo se pretende abordar la construcción de un modelo matemático que represente fielmente las características del motor. Para ello se emplea el programa GSP, que proporcionará los mapas característicos de este turbohélice y a continuación mediante EES se construirá el modelo con los mapas generados. Se comprobará que los resultados del modelo se ajustan a los ofrecidos por GSP en sección *Validación*.

4.1. Modelado GSP

Para realizar el modelo del motor en GSP es necesario definir el punto de diseño del motor; a partir de él y aplicando los mapas tipo de compresor, cámara de combustión y turbina se calcularán los puntos fuera de diseño. La validez de los resultados se compara con los puntos de la figura 3.3.

En los cálculos de las magnitudes fluidas del programa se ha hecho uso del comportamiento ideal de los gases, desactivando la opción de introducir las variaciones reales que se producen en la constante de los gases.

4.1.1. Punto de diseño

Antes de comenzar con el cálculo del punto de diseño se construye el motor con los diferentes componentes de los que dispone el programa. El turbohélice de estudio presenta doble eje; un eje para el generador de gas y otro para la turbina de potencia, compresor de baja y caja reductora. En la figura 4.1 se presenta el aspecto del esquema del motor, en el que se han establecido mediante su numeración los elementos que se encuentran unidos por ejes.

Para cada componente se tiene que aportar una serie de valores de variables para que el problema se encuentre cerrado; estos valores afectarán al resultado fuera de diseño y a la posterior validación, esto sólo se puede conseguir repitiendo el proceso variando ciertas magnitudes hasta que los datos concuerden.

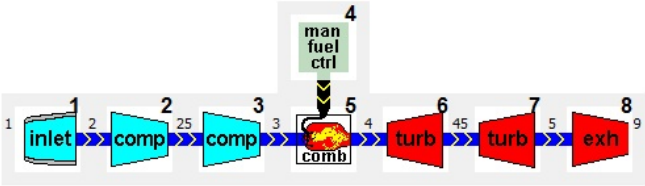


Figura 4.1: Esquema del motor en GSP

Toma dinámica

Este elemento del turbohélice transforma la presión dinámica debida a la velocidad de vuelo en presión estática, comprimiendo el aire antes de ser introducido en el compresor de baja. Para definir la toma dinámica es necesario aportar los valores de gasto de aire y pérdida de presión de remanso debida a efectos de fricción sobre las paredes. Estos valores son:

- $G_{td} = 15,31\ kg/s$
- $\pi_{td} = 0,97$

Compresor de baja

Una vez que el flujo atraviesa la toma dinámica entra en el compresor de baja, para el cual es necesario definir una velocidad de giro del rotor, una relación de compresión y un rendimiento isentrópico:

- Design Rotor Speed=15250 rpm (96 %)
- $\pi_{cLP} = 3,6$
- $\eta_{cLP} = 0,83$

Hay que fijar la opción de que la velocidad de giro del eje de baja no es libre, sino que se encuentra fijada a unas vueltas para que la hélice gire a unas revoluciones constantes. Además se tiene que nombrar el eje al que se encuentra sujeto, el cual coincidirá con el de la turbina de baja.

Compresor de alta

En este componente los datos a fijar son los mismos que en el anterior, aunque en este caso se toma la opción de giro libre del eje. El compresor de alta forma parte del generador de gas del turbohélice, el cual tiene unas revoluciones que vienen determinadas por las condiciones operativas.

- Design Rotor Speed=17850 rpm (101,3 %)
- $\pi_{cLP} = 3,3$

- $\eta_{cLP} = 0,82$

El rendimiento isentrópico menor se ha tomado teniendo en cuenta que el compresor de alta perjudica su funcionamiento. Aunque ambos compresores fuesen iguales, el hecho de incorporar un compresor delante provoca que las condiciones de presión y temperatura del fluido varíen y perjudiquen el rendimiento normal de la pieza.

Cámara de combustión

En la cámara de combustión se han fijado los valores del dosado, de la eficiencia de la combustión y las pérdidas de presión de remanso en diseño.

- $f = 0,018$
- $\eta_{cc} = 0,96$
- $\pi_{cc} = 0,02$

El combustible empleado ha sido Jet A1, que es el utilizado en aviación comercial y concretamente en este turbohélice.

No se han tenido en cuenta efectos de inyección de agua, compresión del combustible o emisiones.

Ligado a la cámara de combustión se encuentra el *Manual Fuel Control*. Esta herramienta será empleada en el caso fuera de diseño, en el que se impondrá como un grado de libertad la cantidad de combustible inyectada en la cámara por segundo.

Turbina de alta

Al igual que en el caso de los compresores, es necesario numerar el eje y tomar la turbina con velocidad de giro libre. Además en estos casos hay que introducir la eficiencia mecánica del eje.

- Design Rotor Speed=17850 rpm $(101,3\ \%)$
- $\eta_{mec1} = 0,988$
- $\eta_{cLP} = 0,875$

Turbina de baja

En esta turbina, además de todo lo anterior se debe aportar la potencia útil que ofrece en el eje, que en este caso es de unos 4050 hp. La velocidad de giro es constante e igual a la del compresor de baja.

- Design Rotor Speed=15250 rpm $(96\ \%)$
- $\eta_{mec1} = 0,988$
- $\eta_{cLP} = 0,887$
- $P_{shaft} = 3020,08\ kW$

Tobera convergente

Para este último componente sólo es necesario tomar un valor del coeficiente CX o CV, lo cuales modifican el empuje de forma que se tenga en cuenta los efectos de la fricción sobre las paredes de la tobera.

- $CX = 0,985$
- $CV = 1$

4.1.2. Puntos off-design

Una vez resuelto el punto de diseño del motor se calculará mediante el empleo de los mapas los diferentes puntos de operación, teniendo que modificar el punto de diseño de nuevo si los valores no se encuentran dentro de un margen de error. Este proceso es un trabajo tedioso ya que no es posible conocer totalmente qué efecto tendrá la modificación de una de las variables de diseño.

Toma dinámica

En la toma dinámica fuera de diseño las pérdidas de presión de remanso no se mantienen constantes. Para ello GSP tiene cuatro opciones: emplear un estándar militar, fijar una pérdida de presión constante, modelar las pérdidas como una función del gasto corregido o emplear un mapa. Se ha optado por la tercera opción; la pérdida de presión de remanso estará modelada mediante el gasto corregido que entra en la toma dinámica, el cual estará sujeto a las condiciones de vuelo de la aeronave.

Compresor de baja

Para los compresores se ha hecho uso de un mapa de operación genérico, figura 4.2. A este se le aplica un factor de escala obtenido del punto de diseño, lo que ajustará este mapa al compresor concreto que se está usando. Para situar el punto de diseño en el mapa se emplean las variables *Map Design Rotor Speed* y *Map Design Beta Value*; el posicionamiento de este punto no tendrá repercusiones en el cálculo de diseño pero si en los resultados off-design. Valores se han tomado para que el margen de bombeo en diseño se encuentre entre un 15 y un 20 %.

- $\beta_{design_{cLP}} = 0,315$
- $Speed_{design_{cLP}} = 0,9$

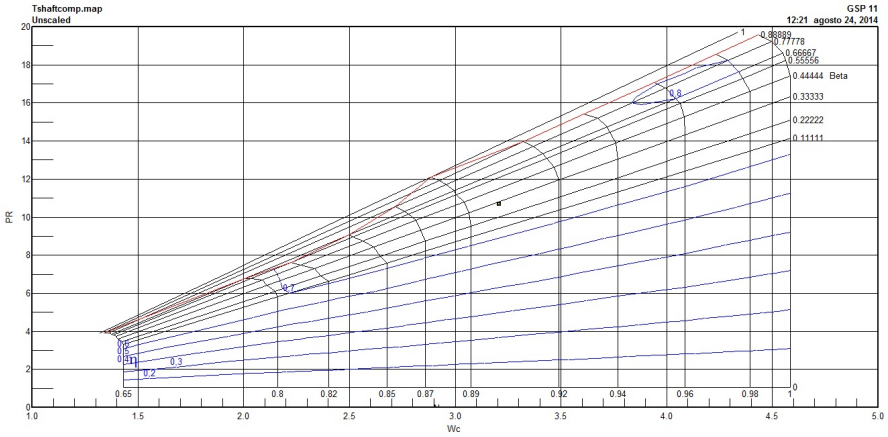


Figura 4.2: Mapa genérico empleado para el compresor de alta presión [3]

Compresor de alta

Para el compresor de baja se toma un punto en el mapa que presente un margen de bombeo en diseño en torno al 10 o 15 %, para que fuera de diseño no se dé una situación de bombeo en este componente.

- $\beta_{design_{cHP}} = 0,33$
- $Speed_{design_{cHP}} = 0,97$

Cámara de combustión

En la cámara de combustión también se ha empleado un mapa de operación, el cual relaciona el rendimiento de la combustión con la diferencia de temperatura de remanso entre la entrada y la salida de este elemento. Las pérdidas por presión de remanso siguen la misma regla que para el caso de la toma dinámica; son función del gasto corregido.

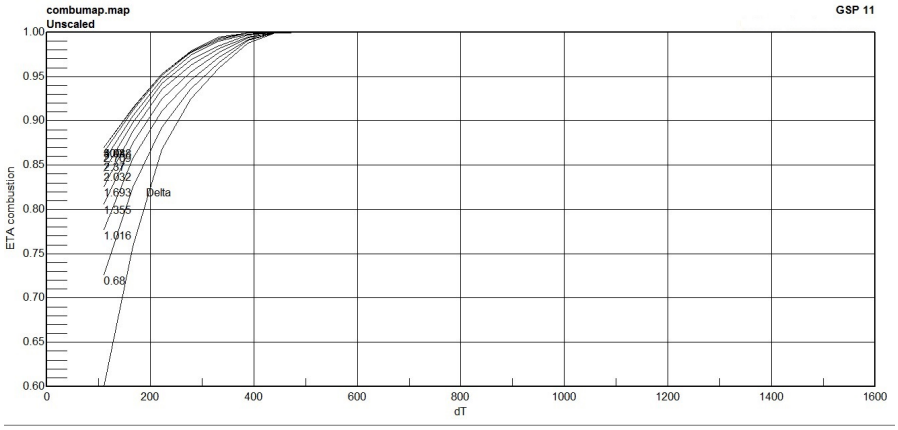


Figura 4.3: Mapa genérico de la cámara de combustión empleado en el modelo [3]

En la figura 4.3 se observa el mapa genérico de la cámara de combustión utilizado en el desarrollo del modelo en GSP. El eje de abcisas se corresponde con la variable dT que es la

diferencia entre la temperatura de salida de la turbina y la de entrada a la cámara de combustión. En el eje de ordenadas se representa el rendimiento de combustión que se emplea en el balance de energía en la cámara de combustión. Y por último las distintas relaciones de presiones a la entrada y salida (δ) de las que se tienen distintas curvas que evolucionan con la diferencia de temperatura. A medida que aumenta esta diferencia el rendimiento de la combustión es mayor, al igual que ocurre con el aumento de la relación de presiones.

Turbina de alta

En las turbinas, al igual que los compresores, es necesario establecer un punto de operación en diseño a partir de el cual se calcularán todas las condiciones fuera de diseño. La localización de estos puntos se toma aquella en la que la turbina se encuentre trabajando en condiciones críticas, ya que es el funcionamiento normal de estas en los motores de aviación.

- $\beta_{design_{tHP}} = 0,7$
- $Speed_{design_{tHP}} = 0,95$

Turbina de baja

Se sigue el mismo procedimiento que para el caso de alta, salvo que en este caso los puntos estarán un poco más alejados del punto crítico.

- $\beta_{design_{tHP}} = 0,68$
- $Speed_{design_{tHP}} = 0,9$

Tobera

El funcionamiento de la tobera fuera de diseño se basa en aplicar los coeficientes CV y CX mencionados anteriormente, los cuales también tienen efecto en el punto de diseño; por tanto el comportamiento off-design es el mismo que el de diseño.

4.1.3. Problemas encontrados

Durante el proceso de modelado en GSP se han presentado gran cantidad de problemas, llegando al punto de tomar como variables de referencia solamente el consumo específico y la potencia en el eje. Se ha llegado a esta conclusión debido a que con el gasto ofrecido como dato, el consumo específico y la potencia se tenía un dosado de un $1,5$ %, lo que se consideró excesivamente pequeño; además el ciclo no coincidía fuera de diseño. Se aumentó el dosado y se obviaron las demás variables, consiguiendo así modelar esta parte del turbohélice. Los errores son menores del 5 % y la temperatura de entrada a la turbina de alta no supera los $1323,15$ K en ningún punto de operación.

La gran mayoría de complicaciones surgen de los pocos datos de partida del fabricante, ya que es imposible conocer las características internas del motor en el punto de diseño tales como rendimientos isentrópicos, relaciones de compresión, situación del punto de operación en el mapa, pérdidas de presión de remanso, etc.. Se ha intentado por todos los medios que los datos sean los más coherentes posible, tomando algunos de motores semejantes. Si bien se aleja del funcionamiento del turbohélice en algunas variables, en el consumo específico y potencia se tiene bastante exactitud. Estas magnitudes tendrán el mayor interés en el estudio del fouling y de los sobrecostes de operación asociados al mismo.

4.2. EES

En este apartado se describen las ecuaciones de cada componente utilizadas para el modelo desarrollado en EES, que no son más que las ecuaciones del ciclo termodinámico, balance de masa y balance de energía entre las turbomáquinas.

Ecuaciones del ciclo

Las ecuaciones del ciclo han sido definidas como ecuaciones de estado en cada unos de los puntos del mismo. En la figura 4.4 se puede ver la evolución de la entropía y entalpía a lo largo de las secciones del motor, dadas unas condiciones de vuelo y potencia de la hélice. El punto **a** es el ambiente justo antes de la toma dinámica, el punto **01** hace referencia a las condiciones de remanso[1] a la entrada del compresor de baja, el punto **02** es la entrada al compresor de alta, el punto **03** la entrada a la cámara de combustión, el **04** la entrada a la turbina de alta, el punto **05** la entrada a la turbina de baja, el **06** la entrada a la tobera y, por último, el punto **s** se corresponde con la salida de la tobera.

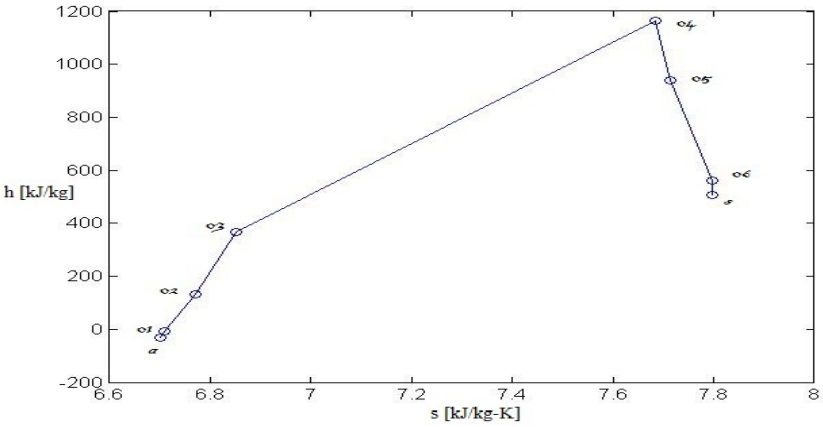


Figura 4.4: Ciclo termodinámico

Es importante señalar que EES trae incorporadas las funciones termodinámicas de entropía y entalpía para una lista de gases como O2, CO2 y N2 entre otros, por lo que como se aclaró en

[1]Por notación se considera que las magnitudes **0i** hacen referencia a magnitudes de remanso o totales, mientras que las magnitudes **i**, sin el cero delante, se refiere a las estáticas, por eso los puntos **a** y **s** se corresponden con las magnitudes estáticas.

la sección anterior, al utilizar gases ideales la entalpía se define con la temperatura solamente y la entropía con temperatura y presión. En este caso la diferencia con utilizar gases reales sería que para definir la entalpía se necesitaría además la presión. EES también utiliza una entalpía de referencia para ciertos gases de la lista. Esta entalpía de referencia se corresponde con la entalpía a la temperatura ambiente. La composición del aire empleada en nuestro modelo es una media ponderada de oxígeno, nitrógeno y argón, tal y como viene definido en GSP:

- 75,55 % N2
- 23,15 % O2
- 1,3 % Ar

Por consiguiente, para definir la entalpía en un punto, por ejemplo en el **01**, primero se calculan las entalpías de los tres gases anteriores y posteriormente se calcula la media ponderada de las tres entalpías, a continuación se muestran las ecuaciones:

$$\begin{aligned} h01oxigeno &= Enthalpy(O2; T = T01) \\ h01n2 &= Enthalpy(N2; T = T01) \\ h01ar &= Enthalpy(Ar; T = T01) \\ h01 &= h01oxigeno \cdot a + h01n2 \cdot c + h01ar \cdot j \end{aligned}$$

Donde **a**, **c** y **j** son los coeficientes de ponderación. A partir de la cámara de combustión se introducen CO2 y agua. De los gases utilizados a lo largo del ciclo, solo el CO2 es el único que no incorpora la entalpía de referencia en la función entalpía, por tanto, para los demás, la función de entalpía a la temperatura de referencia ($T = 298,15\ K$) es cero.

A continuación se van a definir las ecuaciones empleadas en el cálculo de las diferentes variables del ciclo:

Toma dinámica

$$Wc_{td} = Gasto_{td} \cdot \frac{\sqrt{\theta_0}}{\delta_0} \tag{4.1}$$

$$\pi_{td} = 1 - factorlineal_{td} \cdot {Wc_{td}}^2 \tag{4.2}$$

$$P_{01} = \pi_{td} P_{0a} \tag{4.3}$$

$$h_{01} = h_{0a} \tag{4.4}$$

$$s_{0a} = s_a \tag{4.5}$$

$$h_{0a} - h_a = \frac{V_a^2}{2} \tag{4.6}$$

Compresor LP

$$s_{01} = s_{02s} \tag{4.7}$$
$$P_{02s} = P_{02} \tag{4.8}$$
$$\eta_{cLP} \cdot (h_{02} - h_{01}) = h_{02s} - h_{01} \tag{4.9}$$
$$\pi_{cLP} = \frac{P_{02}}{P_{01}} \tag{4.10}$$
$$Wt_{cLP} = Gasto_{cLP} \cdot (h_{02} - h_{01}) \tag{4.11}$$
$$Gasto_{td} = Gasto_{cLP} \tag{4.12}$$
$$\theta_1 = \sqrt{\frac{T_{01}}{T_{ref}}} \tag{4.13}$$
$$\delta_1 = \frac{P_{01}}{P_{ref}} \tag{4.14}$$
$$Wc_{cLP} = Gasto_{cLP} \cdot \frac{\theta_1}{\delta_1} \tag{4.15}$$
$$Nref_{cLP} = 16944,4444 \tag{4.16}$$
$$Speed_{cLP} = \frac{N_{cLP}}{Nref_{cLP} \cdot \theta_1} \tag{4.17}$$
$$N_{cLP} = N_{tLP} \tag{4.18}$$
$$\eta_{cLP} = f(\beta_{cLP}, Speed_{cLP}) \tag{4.19}$$
$$Wc_{cLP} = f(\beta_{cLP}, Speed_{cLP}) \tag{4.20}$$
$$\pi_{cLP} = f(\beta_{cLP}, Speed_{cLP}) \tag{4.21}$$

Compresor HP

$$s_{03s} = s_{02} \tag{4.22}$$
$$P_{03} = P_{03s} \tag{4.23}$$
$$\eta_{cHP} \cdot (h_{03} - h_{02}) = h_{03s} - h_{02} \tag{4.24}$$
$$\pi_{cHP} \cdot P_{02} = P_{03} \tag{4.25}$$
$$Wt_{cHP} = Gasto_{cHP} \cdot (h_{03} - h_{02}) \tag{4.26}$$
$$\theta_2 = \sqrt{\frac{T_{02}}{T_{ref}}} \tag{4.27}$$
$$\delta_2 = \frac{P_{02}}{P_{ref}} \tag{4.28}$$
$$Wc_{cHP} = Gasto_{cHP} \cdot \frac{\theta_2}{\delta_2} \tag{4.29}$$
$$Nref_{cHP} = 14880,60298 \tag{4.30}$$
$$Speed_{cHP} = \frac{N_{cHP}}{Nref_{cHP} \cdot \theta_2} \tag{4.31}$$
$$N_{cHP} = N_{tHP} \tag{4.32}$$
$$\eta_{cHP} = f(\beta_{cHP}, Speed_{cHP}) \tag{4.33}$$
$$Wc_{cHP} = f(\beta_{cHP}, Speed_{cHP}) \tag{4.34}$$
$$\pi_{cHP} = f(\beta_{cHP}, Speed_{cHP}) \tag{4.35}$$
$$Gasto_{cHP} = Gasto_{cLP} \tag{4.36}$$

Cámara de combustión

$$L = 43031 \tag{4.37}$$
$$Gasto_{cHP} \cdot (h_{03} - h_{03ref}) + cons \cdot L \cdot \eta_{cc} = (h_{04} - h_{04ref}) \cdot Gasto_{tHP} \tag{4.38}$$
$$Wcdiseo_{cc} = 1,996614364 \tag{4.39}$$
$$RRdiseo_{cc} = 0,98 \tag{4.40}$$
$$factorlineal_{cc} = \frac{(1 - RRdiseo_{cc})}{(Wcdiseo_{cc})^2} \tag{4.41}$$
$$\theta_{cc} = \frac{T_{03}}{T_{ref}} \tag{4.42}$$
$$\delta_{cc} = \frac{P_{03}}{P_{ref}} \tag{4.43}$$
$$Wc_{cc} = Gasto_{cHP} \cdot \frac{\sqrt{\theta_{cc}}}{\delta_{cc}} \tag{4.44}$$
$$\pi_{cc} = 1 - factorlineal_{cc} \cdot {Wc_{cc}}^2 \tag{4.45}$$
$$P_{04} = P_{03} \cdot \pi_{cc} \tag{4.46}$$
$$dT = T_{04} - T_{03} \tag{4.47}$$
$$\eta_{cc} = f(dT, delta_{cc}) \tag{4.48}$$
$$Gasto_{tHP} = Gasto_{cHP} + cons \tag{4.49}$$

Turbina HP

$$s_{05s} = s_{04} \tag{4.50}$$
$$P_{05} = P_{05s} \tag{4.51}$$
$$(h_{04} - h_{05s}) \cdot \eta_{tHP} = h_{04} - h_{05} \tag{4.52}$$
$$Wt_{tHP} = Gasto_{tHP} \cdot (h_{04} - h_{05}) \tag{4.53}$$
$$\theta_4 = \sqrt{\frac{T_{04}}{T_{ref}}} \tag{4.54}$$
$$\delta_4 = \frac{P_{04}}{P_{ref}} \tag{4.55}$$
$$Wc_{tHP} = Gasto_{tHP} \cdot \frac{\theta_4}{\delta_4} \tag{4.56}$$
$$Nref_{tHP} = 8963,448598 \tag{4.57}$$
$$Speed_{tHP} = \frac{N_{tHP}}{Nref_{tHP} \cdot \theta_4} \tag{4.58}$$
$$\eta_{tHP} = f(\beta_{tHP}, Speed_{tHP}) \tag{4.59}$$
$$Wc_{tHP} = f(\beta_{tHP}, Speed_{tHP}) \tag{4.60}$$
$$\pi_{tHP} = f(\beta_{tHP}, Speed_{tHP}) \tag{4.61}$$
$$\pi_{tHP} \cdot P_{05} = P_{04} \tag{4.62}$$

Turbina LP

$$P_{06} = P_{06s} \tag{4.63}$$
$$s_{05} = s_{06s} \tag{4.64}$$
$$\eta_{tLP} \cdot (h_{05} - h_{06s}) = h_{05} - h_{06} \tag{4.65}$$
$$Wt_{tLP} = Gasto_{tLP} \cdot (h_{05} - h_{06}) \tag{4.66}$$
$$\theta_5 = \sqrt{\frac{T_{05}}{T_{ref}}} \tag{4.67}$$
$$\delta_5 = \frac{P_{05}}{P_{ref}} \tag{4.68}$$
$$N_{tLP} = 15000 \tag{4.69}$$
$$Wc_{tLP} = Gasto_{tLP} \cdot \frac{\theta_5}{\delta_5} \tag{4.70}$$
$$Nref_{tLP} = 8727,26422 \tag{4.71}$$
$$Speed_{tLP} = \frac{N_{tLP}}{Nref_{tLP} \cdot \theta_5} \tag{4.72}$$
$$\eta_{tLP} = f(\beta_{tLP}, Speed_{tLP}) \tag{4.73}$$
$$Wc_{tLP} = f(\beta_{tLP}, Speed_{tLP}) \tag{4.74}$$
$$\pi_{tLP} = f(\beta_{tLP}, Speed_{tLP}) \tag{4.75}$$
$$\pi_{tLP} \cdot P_{06} = P_{05} \tag{4.76}$$
$$Gasto_{tLP} = Gasto_{tHP} \tag{4.77}$$

Tobera

$$CX = 0,985 \tag{4.78}$$
$$A_s = 0,12277 \tag{4.79}$$
$$FN = CX \cdot Gasto_{tob} \cdot V_s - Gasto_{td} \cdot V_a + A_s \cdot (P_s - P_a) \tag{4.80}$$
$$Gasto_{tLP} = Gasto_{tob} \tag{4.81}$$
$$s_{06} = s_s \tag{4.82}$$
$$\frac{V_s^2}{2} = (h_{06} - h_s) \tag{4.83}$$
$$Gasto_{tob} = V_s \cdot A_s \cdot \rho_s \tag{4.84}$$
$$P_s = P_a \tag{4.85}$$

Es importante señalar que se ha impuesto la condición de tobera adaptada. Esto se debe a que en el modelo GSP se observa que para todos los puntos de operación del turbohélice la tobera está siempre adaptada, es decir, la presión a la salida es igual a la presión ambiente (ecuación 1.85). Resultado lógico al tratarse de un turbohélice, pues la mayor parte de la potencia la recibe la hélice, siendo la tracción de la misma mayor que el empuje caliente del fluido que sale por la tobera. Para tener una idea de lo anterior, mientras que la hélice proporciona un empuje de 14 kN, el empuje caliente es de 3 kN. Por lo que la energía del flujo caliente es pequeña, permitiendo que a la salida la presión del mismo se adapte a la del ambiente.

Acople potencia Generador de Gas

$$\eta_{mecHP} \cdot Wt_{tHP} = Wt_{cHP} \tag{4.86}$$
$$\eta_{mecHP} = 0,988 \tag{4.87}$$

Acople de potencia eje potencia

$$\eta_{mecLP} \cdot Wt_{tLP} = Wt_{cLP} + P_{shaft} \tag{4.88}$$
$$\eta_{mecLP} = 0,988 \tag{4.89}$$

4.3. Validación

Para la validación de los resultados primero se van a comparar lo datos de partida de la figura 3.3 con los extraídos del análisis en GSP y a continuación se expondrá el error relativo cometido. Para la validación no se han tenido en cuenta los puntos de operación de velocidad 0 y 100 *knots* con las ocho cotas de vuelo correspondientes a cada velocidad, pues no son puntos de operación usuales para un motor.

En la figura 4.5 se adjunta la tabla de excel que muestra el error relativo del consumo específico de los resultados de GSP con respecto a los datos de partida y en la figura 4.6 lo mismo pero con los resultados de EES con respecto a GSP. Se observa que el error relativo máximo para GSP (celda en rojo) está en un $4,9\,\%$, valor que está dentro del límite exigido para

declarar el modelo como válido (Error $< 5\,\%$). En cambio el error máximo de los resultados del consumo específico de EES alcanza un valor de $5,98\,\%$ y se alcanza en un punto de operación extremo, máxima velocidad a máxima altitud donde el motor raramente operará, por lo que tampoco es muy significativo. Los resultados muestran que tanto el modelo de GSP como el de EES se pueden considerar válidos.

Vta	Zp	SFCshaft	SFCshaft_Referencia	PWshaft	TT4	
[ft/s]	[ft]	[lb/hp h]	[lb/hp h]	[hp]	[K]	ERROR_SFCshaft [%]
0	0	0,5399975	0,54	4050	1266,1862	0,000462903
338	0	0,5194159	0,52	4300	1290,3352	0,112322705
	5000	0,5135097	0,495	3900	1285,3352	3,739342492
	10000	0,5084243	0,485	3550	1280,823	4,829744507
	15000	0,5005491	0,478	3300	1289,6728	4,717386151
	20000	0,5002678	0,478	2800	1253,8618	4,658543162
	25000	0,4978414	0,475	2450	1237,1513	4,808711478
	30000	0,5003566	0,479	2000	1193,0515	4,458573525
	35000	0,5051865	0,485	1600	1155,7436	4,162155088
506	0	0,5075224	0,49	4400	1277,1892	3,576006307
	5000	0,4978981	0,475	4250	1289,598	4,82065224
	10000	0,4944475	0,475	3750	1283,4869	4,094202727
	15000	0,4887539	0,467	3450	1286,7664	4,658230696
	20000	0,4851115	0,4699	3075	1276,8509	3,237176878
	25000	0,4828803	0,46	2650	1250,175	4,973980387
	30000	0,481868	0,465	2300	1233,742	3,627527166
	35000	0,4913405	0,47	1750	1164,5447	4,540530451
675	0	0,4928027	0,475	4500	1255,8324	3,747946774
	5000	0,481919	0,46	4500	1289,4864	4,764998997
	10000	0,4752358	0,453	4150	1289,419	4,908571126
	15000	0,4723105	0,45	3700	1288,9425	4,957884139
	20000	0,4694727	0,45	3300	1278,3311	4,327262663
	25000	0,4684486	0,45	2900	1264,1733	4,099680047
	30000	0,4669533	0,45	2600	1265,8916	3,767392037
	35000	0,4717235	0,45	2300	1272,7708	4,827439228

Figura 4.5: Tabla de errores GSP

Vta	Zp	SFCshaft	SFCshaft_Referencia	PWshaft	TT4	
[ft/s]	[ft]	[lb/hp h]	[lb/hp h]	[hp]	[K]	ERROR_SFCshaft [%]
0	0	0,5399975	0,5399975	4050	1266,1862	0,000462903
338	0	0,5288706	0,519415922	4300	1303,0	1,820254079
	5000	0,5213083	0,513509745	3900	1295,0	1,518671471
	10000	0,5163763	0,508424261	3550	1291,0	1,564057845
	15000	0,5132527	0,500549106	3300	1307,0	2,537938672
	20000	0,5116087	0,500267836	2800	1268,0	2,266968015
	25000	0,5117731	0,49784138	2450	1254,0	2,798434985
	30000	0,5139103	0,500356567	2000	1206,0	2,708820795
	35000	0,5135815	0,505186452	1600	1162,0	1,6617786
506	0	0,5153899	0,507522431	4400	1286,0	1,550175288
	5000	0,5074988	0,497898098	4250	1317,0	1,928242466
	10000	0,5037176	0,494447463	3750	1296,0	1,874849886
	15000	0,502238	0,488753937	3450	1305,0	2,75886985
	20000	0,5012516	0,485111494	3075	1299,0	3,327098249
	25000	0,501416	0,48288031	2650	1274,0	3,838574223
	30000	0,5040464	0,481868001	2300	1261,0	4,602589644
	35000	0,5076632	0,491340493	1750	1178,0	3,322072272
675	0	0,4971417	0,492802747	4500	1260,0	0,880456853
	5000	0,4908945	0,481918995	4500	1309,0	1,862453422
	10000	0,4882641	0,475235827	4150	1320,0	2,741440164
	15000	0,4874421	0,472310479	3700	1311,0	3,203752957
	20000	0,4872777	0,469472682	3300	1303,0	3,792565479
	25000	0,4884285	0,46844856	2900	1292,0	4,265136714
	30000	0,4928673	0,466953264	2600	1302,0	5,549598729
	35000	0,4999364	0,471723477	2300	1313,0	5,980826793

Figura 4.6: Tabla de errores EES

Capítulo 5

Evaluación de prestaciones

Para evaluar las prestaciones del motor se ha considerado un avión de transporte militar equipado para llevar a cabo una misión de patrulla marítima por la costa de Andalucía. Definido el avión, se realiza la misión suponiendo los motores en buen estado, evaluando las tendencias de las magnitudes principales de operación del motor.

5.1. Características del avión

El avión elegido para la misión es un Alenia G222, propulsado por dos turbohélices General Electric T-64-GE-P4D de características similares (potencia y peso) que el Rolls-Royce R. Tyne 11. Además existe una versión de este avión (G.222T) que monta Rolls-Royce Tyne y otra (G.222 SAMA) equipada de un depósito de 6300 litros de agua para misiones antiincendios. A continuación se presentan las características del avión [9]:

PESOS Y CARGAS

- MTOW=31800 kg
- OWE=17000 kg
- MPL=11500 kg
- Max. Fuel Load=9734 kg
- Max. Landing Weight=27000 kg
- Max. Wing Load=387,8 kg/m^2
- Max. Power Load=4,60 kg/kW

PERFORMANCE

- S_{alar}=82 m^2
- V_{MAX}=162 m/s
- V_{STALL}=46,3 m/s
- Max. Ceiling=9145 m
- Distancia TO=580 m
- Distancia Landing (rodadura)=340 m
- Range MPL=2148 km
- Range 6000 kg payload=4262 km
- Range Ferry=5926 km

Donde MPL es la máxima carga de pago y V_{stall} la velocidad de entrada en pérdida.

Para el modelo aerodinámico del avión se ha utilizado una polar parabólica compensada de coeficientes constantes:

$$C_D = C_{D0} + KC_L^2 + K_1 C_L$$

Donde los coeficientes C_{D0}, K y K_1 se han obtenido a partir de históricos de aviones similares y del mismo tipo de misión.

- K=0,0312
- K_1=-0,0041
- C_{D0} (Despegue)=0,07
- C_{D0} (Subida)=0,035
- C_{D0} (Aceleración)=0,035
- C_{D0} (Crucero)=0,033
- C_{D0} (Deceleración)=0,045
- C_{D0} (Descenso)=0,055

Se ha considerado un rendimiento de la hélice (η_p) constante de 0,75 para todos los segmentos en vuelo. En la figura 5.1 se puede ver el avión con el que se desarrolla la aplicación de este trabajo.

Figura 5.1: Alenia G.222 [13]

5.2. Misión de patrulla marítima

Se define la ruta de vigilancia marítima por el sur de Andalucía desde la base naval Rota hasta Almería y vuelta a la base con un alcance de 1138 kilómetros. Figura 5.2.

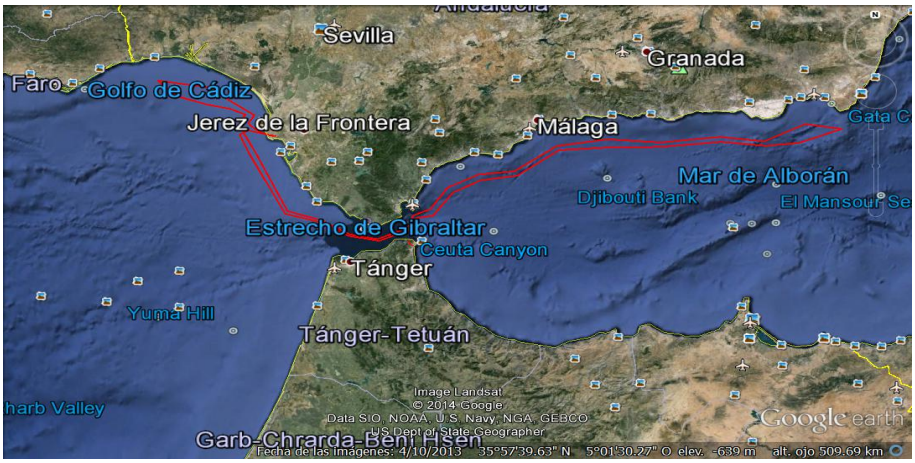


Figura 5.2: Ruta de vigilancia marítima [14]

Para esta misión el avión consta de 5898 kg de equipo de vigilancia y detección paletizado y se decide llenar hasta 4800 kg de combustible para conseguir el alcance deseado de la misión y considerando un excedente por si ante alguna situación de emergencia el avión tiene que desplazarse a algún lugar o realizar algún tipo de maniobra. Por tanto el peso desglosado del avión al despegue queda de la siguiente manera:

- Carga de pago=5898 kg
- Combustible=4800 kg
- Peso en vacío=17000 kg
- Peso al despegue=27698 kg

5.2.1. Segmentos

Despegue

Para el despegue se ha fijado la potencia correspondiente a la que entrega el motor con la temperatura de entrada a la turbina en el punto de diseño. Por otra parte, las ecuaciones se han integrado con respecto a la velocidad, desde la velocidad inicial ($V_0 = 0\ m/s$) hasta la velocidad de despegue ($V_{LOF} = 58,14\ m/s$). También se ha variado el coeficiente de sustentación desde 1 al inicio hasta 1,6 en el instante de despegue debido a la progresiva deflexión de los flaps durante el mismo.

Al imponerla potencia en el eje y las condiciones de vuelo se obtiene el empuje responsable de la aceleración de la nave.

$$\frac{\partial m(t)}{dV} = \frac{-c(t)Nm(t)}{T - D - \mu_r(W - L)} \tag{5.1}$$

$$\frac{\partial t}{dV} = \frac{m(t)}{T - D - \mu_r(W - L)} \tag{5.2}$$

$$\frac{\partial x}{dV} = \frac{V(t)m(t)}{T - D - \mu_r(W - L)} \tag{5.3}$$

$$D = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_D \tag{5.4}$$

$$L = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_L \tag{5.5}$$

$$C_D = C_{D0} + K C_L^2 + K_1 C_L \tag{5.6}$$

$$C_L = \frac{2L}{\rho V^2 S} \tag{5.7}$$

Donde N=Número de motores.
Para esta misión se han considerado:

- mu_r=0,02
- P_{shaft}=2588 KW
- H=0 m

Subida

Para la subida los parámetros a variar son las altitudes inicial y final, la velocidad de vuelo considerada constante y la velocidad de subida, también supuesta constante. Con esto obtenemos el gradiente de subida, por consiguiente el ángulo de subida (γ_{climb}), las fuerzas propulsivas (Empuje) y aerodinámicas (Sustentación y resistencia), el tiempo de subida y la distancia horizontal recorrida. Las ecuaciones empleadas se detallan a continuación:

$$\frac{\partial m(t)}{dt} = -c(t)N \tag{5.8}$$

$$V_h = V cos(\gamma_{climb}) \tag{5.9}$$

$$V_v = V sin(\gamma_{climb}) \tag{5.10}$$

$$T = D + W sin(\gamma_{climb}) \tag{5.11}$$

$$D = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_D \tag{5.12}$$

$$L = W cos(\gamma_{climb}) \tag{5.13}$$

$$C_D = C_{D0} + K C_L^2 + K_1 C_L \tag{5.14}$$

$$C_L = \frac{2L}{\rho V^2 S} \tag{5.15}$$

Para esta misión se han considerado:

- H_0=0 m
- H_f=2000 m
- V=120 m/s
- V_v=1500 ft/min

Aceleración

Para alcanzar la velocidad de crucero se ha decidido establecer un tramo de aceleración a altitud constante (altitud de crucero) una vez concluida la subida. En este segmento lo único que se impone es la altitud de vuelo, un empuje constante mayor que la resistencia aerodinámica y las velocidades inicial (velocidad final de subida) y final (velocidad inicial del crucero). Las ecuaciones empleadas se detallan a continuación:

$$\frac{\partial m(t)}{dV} = \frac{-c(t)Nm(t)}{T-D} \tag{5.16}$$

$$\frac{\partial x}{dV} = \frac{m(t)V}{T-D} \tag{5.17}$$

$$\frac{\partial t}{dV} = \frac{m(t)}{T-D} \tag{5.18}$$

$$C_D = C_{D0} + KC_L^2 + K_1 C_L \tag{5.19}$$

$$D = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_D \tag{5.20}$$

$$C_L = \frac{2W}{\rho V^2 S} \tag{5.21}$$

En esta misión se han considerados los siguientes valores:

- V_0=120 m/s
- V_f=150 m/s
- H=2000 m
- T=34 kN

Crucero

El crucero se ha considerado a velocidad y altitud constantes. Por tanto éstas son las variables que se imponen en este segmento. Además es necesario definir el alcance del crucero y con éste se obtiene la autonomía. Las ecuaciones empleadas se detallan a continuación:

$$\frac{\partial m(t)}{dt} = -c(t)N \tag{5.22}$$

$$T = D \tag{5.23}$$

$$D = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_D \tag{5.24}$$

$$C_D = C_{D0} + KC_L^2 + K_1 C_L \tag{5.25}$$

$$C_L = \frac{2W}{\rho V^2 S} \tag{5.26}$$

La altitud, velocidad y alcance del crucero se recogen en los siguientes puntos:

- H=2000 m
- V=150 m/s
- Range=950 km

Deceleración

Una vez concluido el crucero se realiza un tramo de deceleración para adaptar la velocidad del crucero a la del descenso, con lo cual es un segmento similar al de aceleración (se fijan la altitud y velocidades inicial y final) solo que el empuje que se impone ha de ser menor que la resistencia aerodinámica. Se realiza también a altitud constante igual a la del crucero. Las ecuaciones empleadas se detallan a continuación:

$$\frac{\partial m(t)}{dV} = \frac{-c(t)Nm(t)}{T-D} \tag{5.27}$$

$$\frac{\partial x(t)}{dV} = \frac{m(t)V}{T-D} \tag{5.28}$$

$$\frac{\partial t}{dV} = \frac{m(t)}{T-D} \tag{5.29}$$

$$D = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_D \tag{5.30}$$

$$C_D = C_{D0} + KC_L^2 + K_1 C_L \tag{5.31}$$

$$C_L = \frac{2W}{\rho V^2 S} \tag{5.32}$$

Para esta misión se han considerado los siguientes valores:

- V_0=150 m/s
- V_f=120 m/s
- H=2000 m
- T=21 kN

Descenso

Por último se realiza un descenso desde la altitud de crucero hasta la altitud de aterrizaje/despegue con velocidad constante y velocidad vertical constante. Así se define un gradiente de descenso y el correspondiente ángulo de descenso (γ_d). Es un tramo similar a la subida. Las ecuaciones empleadas se detallan a continuación:

$$\frac{\partial m(t)}{dt} = -c(t)N \tag{5.33}$$

$$V_h = V cos(\gamma_d) \tag{5.34}$$

$$V_v = V sin(\gamma_d) \tag{5.35}$$

$$T = D + W sin(\gamma_d) \tag{5.36}$$

$$D = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_D \tag{5.37}$$

$$L = W cos(\gamma_d) \tag{5.38}$$

$$C_D = C_{D0} + KC_L^2 + K_1 C_L \tag{5.39}$$

$$C_L = \frac{2L}{\rho V^2 S} \tag{5.40}$$

Para esta misión se han considerado los siguientes valores:

- H_0=2000 m
- H_f=0 m
- V=120 m/s
- V_v=-1500 ft/min

Atmósfera ISA

Para calcular las condiciones de vuelo a cada altitud se ha empleado el modelo de atmósfera ISA:

$$R = 287\ J/kg - K \tag{5.41}$$
$$g = 9,81\ m/s^2 \tag{5.42}$$
$$\lambda = -6,5 \cdot 10^{-3}\ K/m \tag{5.43}$$
$$T_0 = 288,15\ K \tag{5.44}$$
$$P_0 = 101,325\ Pa \tag{5.45}$$
$$\rho_0 = 1,225\ kg/m^3 \tag{5.46}$$
$$T_a = T_0 + \lambda h \tag{5.47}$$
$$P_a = P_0 \left(1 + \frac{\lambda h}{T_{a0}}\right)^{\left(\frac{-g}{\lambda R}\right)} \tag{5.48}$$
$$\rho = \rho_0 \left(1 + \frac{\lambda h}{T_{a0}}\right)^{\left(\frac{-g}{\lambda R}-1\right)} \tag{5.49}$$

5.2.2. Estudio de las principales variables a lo largo de la misión.

Una vez definidos cada uno de los segmentos de la misión, se estudia cómo afecta la degradación de los dos compresores y la turbina de alta a las ciertas variables del ciclo termodinámico del motor, al empuje, potencia y consumo del mismo, así como un análisis económico del sobrecoste en combustible anual para el motor degradado frente al motor en buen estado. En la figura 5.3 se muestra un esquema del perfil de la misión.

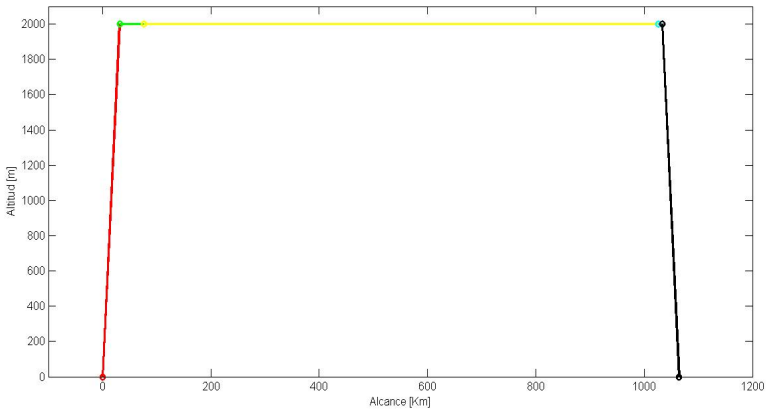


Figura 5.3: Perfil de la misión

Para este perfil de misión se han considerado tres estados del motor:

- Motor en condiciones de servicio
- Degradación media de los compresores y de la turbina de alta:

$$\Delta W_c = 3,0\,\%$$

$$\Delta \eta_c = 2,5\,\%$$

- Degradación máxima de los compresores y de la turbina de alta:

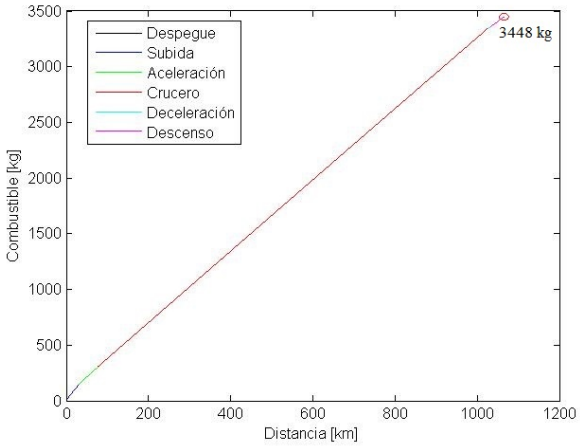
$$\Delta W_c = 6,0\,\%$$

$$\Delta \eta_c = 5,0\,\%$$

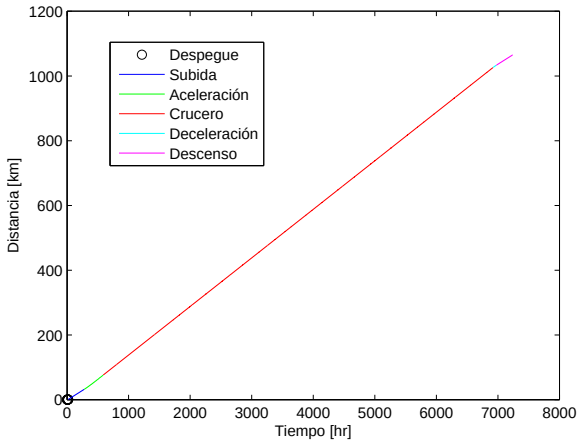
Motor en condiciones de servicio

En primer lugar se representan la distancia total, el tiempo, la masa total y el combustible consumido en toda la misión. Como se puede observar el consumo de combustible tras concluir la ruta es de 3448 kg, mientras el avión es cargado con 4800 kg por si es necesario realizar una maniobra de emergencia, que tenga capacidad de recorrer hasta un cuarto del trayecto total. Por otro lado, el tiempo empleado en la misión es de 2 horas y la distancia 1138 km.

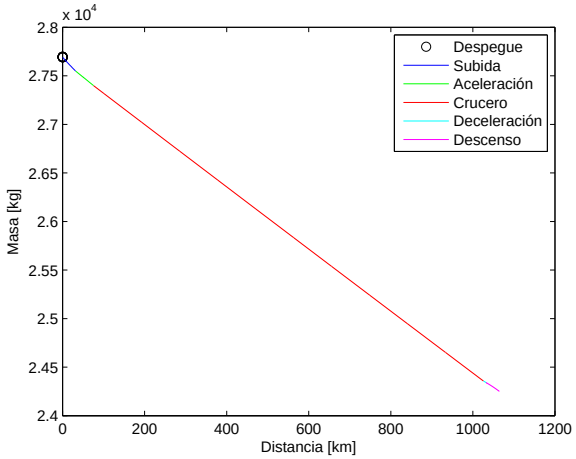
Es importante resaltar que la masa de combustible consumida aumenta aproximadamente de forma lineal con la distancia y, consecuentemente, con el tiempo. Esto se justifica porque el consumo de combustible no experimenta mucha variación durante el recorrido, como se puede comprobar más abajo en la gráfica del consumo.



5.4.1 Combustible consumido



5.4.2 Distancia frente al tiempo



5.4.3 Masa en cada punto de la misión

En las siguientes figuras adjuntas se representan la evolución del consumo de combustible, empuje caliente, empuje de la hélice, gasto, potencia, temperatura de entrada a la turbina de alta, temperatura de salida y velocidad de salida a lo largo de la misión. En ellas se observa una discontinuidad entre segmentos, es decir hay pequeños saltos en cada una de las variables

representadas cuando se pasa de un segmento de vuelo a otro. Esto se debe a que el C_{D0} varía de forma instantánea. Es decir en crucero el avión se ha considerado con un $C_{D0} = 0,033$ mientras que en la aceleración 0,035. No se ha contemplado la transición que habría durante la deflexión de las superficies hipersustentadoras. Por otra parte el hecho de considerar un empuje constante en los tramos de aceleración y deceleración produce una discontinuidad con respecto al crucero, descenso y subida en el empuje (en estos segmentos el empuje es distinto al considerado en aceleración y deceleración) y esto a su vez implica que en el resto de variables también la haya.

Consumo
La representación del consumo de combustible en el despegue es una linea descendente con una pendiente muy pequeña que debido al tamaño de la representación se percibe como un punto. Esto significa que durante este segmento el consumo disminuye muy poco, desde $0,2438\ kg/s$ hasta $0,2422\ kg/s$. Esto encuentra su justificación en la forma en la que se ha modelado el despegue; al imponer la potencia de la hélice constante durante el mismo, al aumentar la velocidad hasta la velocidad de despegue, la toma dinámica comprime cada vez más, la entalpía de remanso a la entrada del compresor de baja es cada vez mayor y, por consiguiente, con menos trabajo del compresor el motor es capaz de comprimir lo mismo y, como consecuencia, el consumo es menor.

El siguiente segmento es el de subida. Aquí se aprecia algo similar a lo que ocurre en despegue y es que también disminuye de forma lineal también. En este caso, al imponerse la velocidad vertical y la velocidad de vuelo, lo que sucede es que al subir, la densidad disminuye y consigo el empuje de la hélice y, a su vez, la potencia que la turbina de baja entrega a la hélice, por lo que el consumo disminuye.

En el tramo de aceleración la tendencia es contraria. Al definir un empuje constante (superior a la resistencia en todo el tramo) la potencia de la hélice aumenta al hacerlo la velocidad (según la definición de potencia de la hélice; expresión 5.50) y consigo el consumo de combustible para proporcionar la potencia requerida. Si bien, también es importante comentar que el aumento no es completamente lineal, pues a medida que aumenta la velocidad (expresión 5.37), la resistencia también lo hace hasta que se aproxima al empuje impuesto. En el momento en que resistencia y empuje se igualen, el consumo experimenta un máximo.

$$P_{shaft} = \frac{T \cdot V}{\eta_p \cdot \eta_{box}} \tag{5.50}$$

En crucero el consumo de combustible disminuye muy poco, casi constante durante todo el segmento debido a que tanto densidad como velocidad son constantes, con lo que el único término que produce una disminución de la resistencia es el coeficiente de resistencia, que al reducirse el peso del avión durante este segmento, la sustentación disminuye y también el coeficiente de sustentación, por lo que según la expresión 5.39, el coeficiente de resistencia se reduce.

A continuación, en el segmento de deceleración se observa que el consumo de combustible disminuye de forma lineal. En este caso ocurre justo lo contrario a lo que sucede en el segmento de aceleración. Aquí mientras el empuje se impone constante y menor a la resistencia en todo el tramo provocando que la velocidad disminuya y consecuentemente también lo haga la

resistencia aerodinámica. Al disminuir la velocidad, según la expresión 5.50 también disminuye la potencia que la turbina de baja entrega a la hélice y, por tanto, el consumo de combustible.

Finalmente en el tramo de descenso, el consumo de combustible vuelve a aumentar con tendencia lineal. La explicación es justo la misma que para el segmento de subida. Al impone una velocidad de descenso constante y la velocidad de vuelo también constante, conforme desciende aumenta la densidad y consecuentemente la resistencia aerodinámica. De esta forma, para mantener constante la velocidad el motor requiere mayor empuje, por consiguiente mayor potencia y, por tanto, mayor consumo de combustible.

Empuje caliente
El empuje caliente (el que produce el flujo de salida por la tobera) disminuye en el despegue desde los $3,3\ kN$ hasta los $2,54\ kN$. Se observa que es el segmento que experimenta mayor variación de empuje caliente. Esto se debe al aumento de la velocidad de vuelo. Si se tiene en consideración que la presión de salida es la presión ambiente, que el gasto de aire durante el despegue se mantiene prácticamente constante debido a que se le ha impuesto una potencia fija en este segmento y que, además, la velocidad de salida se mantiene constante, como se puede apreciar en la figura 5.4.11, el empuje, como resultado, tiene que disminuir atendiendo a la expresión 4.80.

En el segmento de subida el empuje caliente se mantiene constante. Pese a que la velocidad de salida aumenta, como se observa en la figura 5.4.11, el gasto disminuye.

En el tramo de aceleración se observa que el empuje caliente aumenta de forma parabólica. La explicación de esto reside en que el gasto aumenta de forma parabólica también (como se aprecia en la figura 5.4.7), pues que tanto velocidad de salida como velocidad de vuelo aumentan de la misma forma, siendo la diferencia prácticamente constante. Por otra lado el aumento del gasto se explica por el incremento de la velocidad de salida. En la figura 5.4.11 se observa que que el aumento de la velocidad de salida no es completamente lineal, debido a que la aceleración en cada punto va disminuyendo conforme la resistencia aerodinámica aumenta.

En el caso del crucero el empuje caliente es casi constante, la pequeña disminución se justifica porque el rendimiento de la turbina de baja aumenta y la velocidad de salida disminuye (como se observa en la figura 5.4.11) teniendo en cuenta el ciclo termodinámico (al aumenta el rendimiento de la turbina de baja, la temperatura de entrada a la tobera disminuye y por tanto, la velocidad).

Para el segmento de deceleración el empuje caliente aumenta muy poco debido al aumento del gasto.

Finalmente en el tramo de descenso el empuje experimenta un incremento lineal considerable debido al incremento del gasto provocado por el aumento de la densidad al disminuir la altitud (figura 5.4.7).

Empuje de la hélice
En despegue se puede ver que el empuje que proporciona la hélice disminuye ligeramente. Esto se explica echando un vistazo a la expresión 5.50 en la que se demuestra que a potencia

constante, al aumentar la velocidad el empuje disminuye.

En el segmento de subida el empuje de la hélice disminuye un poco debido a la reducción del gasto al disminuir la densidad conforme aumenta la altitud. La disminución del gasto provoca que la potencia requerida por la hélice sea menor y , por tanto, el empuje de la misma.

En el segmento de aceleración el empuje de la hélice se reduce en muy poca medida a causa del aumento del empuje caliente, ya que se el empuje total se ha impuesto constante. La disminución del empuje de le hélice no se aprecia en la gráfica por cuestiones de representación.

Para el crucero, el empuje de la hélice disminuye de una forma tan suave que parece que se mantiene constante durante todo el segmento. La pequeña variación es debida a la reducción de la resistencia aerodinámica provocada por la disminución del coeficiente de sustentación.

En el tramo de deceleración se observa que el empuje de la hélice disminuye debido al aumento del empuje caliente. La reducción del gasto provocada por la disminución de la velocidad en este tramo hace que la hélice requiera menos potencia.

Finalmente el empuje aumenta en el tramo de descenso debido al aumento del gasto provocado por el incremento de la densidad al descender. Esto da como resultado que la hélice requiera más potencia.

Gasto
El gasto en el tramo de despegue aumenta debido principalmente al aumento de velocidad, ya que la potencia requerida por la hélice es constante.

En el tramo de subida el gasto de aire que pasa por el motor experimenta una gran reducción provocada por la disminución de la densidad durante la subida. Esto explica por qué la variación es lineal.

En el siguiente segmento, aceleración, el gasto aumenta de forma parabólica como se comentó anteriormente. Esto se justifica por el aumento en la velocidad que no crece de forma lineal si no que la aceleración va disminuyendo hasta que empuje y resistencia aerodinámica se igualen.

En el crucero el gasto permanece constante, pues tanto la velocidad como la densidad lo son.

En el segmento de deceleración se puede ver que el gasto de aire se reduce debido a la reducción de la velocidad.

Finalmente en el segmento de descenso el gasto crece de forma lineal provocado por el incremento de la densidad durante el descenso, de forma análoga a la subida.

Potencia
Como se comentó anteriormente, la potencia al despegue se ha impuesto constante. Esto viene representado por el punto azul de la parte izquierda de la figura 5.4.8.

En la subida se aprecia una disminución lineal de la potencia de la hélice, desde los 3196 kW hasta 2880 kW. Esto viene dado por la disminución del gasto y la resistencia aerodinámica, que como se ha comentado en los anteriores comentarios, al subir disminuye, requiriendo menor empuje de la hélice.

En la misma gráfica se puede apreciar que el segmento de aceleración sigue la misma tendencia que las anteriores magnitudes, alcanzando un máximo cuando el empuje se iguala con la resistencia. El aumento del gasto provoca que la hélice pida mayor potencia para generar el mismo empuje del motor.

La potencia de la hélice en crucero sigue la misma tendencia que la tracción de la hélice (figura 5.4.6) y su justificación, por tanto, es la misma. Al disminuir el peso por el consumo de combustible durante el crucero, el coeficiente de sustentación cae ligeramente y consigo el coeficiente de resistencia aerodinámica.

La potencia de la hélice en el segmento de deceleración cae unos 400 kW debido a la misma causa pero de forma contraria que en el caso del tramo de aceleración. Al disminuir la velocidad, disminuye el gasto de aire que circula por el motor y por consiguiente la potencia que la hélice demanda para mantener el mismo empuje total.

En el último segmento de descenso la potencia vuelve a crecer linealmente. Esto se justifica nuevamente en el aumento del gasto debido al incremento de densidad en el descenso.

T_{04}
La temperatura de entrada a la turbina disminuye 7 kelvin, por tanto es casi constante durante este segmento. Esto se debe a que la potencia que la turbina de baja entrega a la hélice es constante y, además, al ir aumentando la velocidad el rendimiento de la turbina aumenta ligeramente, pero lo suficiente para reducir el consumo de combustible y por tanto, la temperatura de entrada a la turbina.

En subida la T_{04} experimenta un pequeño incremento de 5 kelvin. Es importante tratar de entender el por qué sucede esto. Si se observa el ciclo termodinámico, se aprecia que conforme se sube la temperatura de remanso de entrada a los compresores disminuye. Y aunque la potencia entregada a la hélice disminuya (esto tiene como resultado la disminución de T_{04}), los rendimientos de las turbinas también, por lo tanto, las turbinas necesitan hacer mayor trabajo para darlo a la hélice y a los compresores, esto tiene como consecuencia el aumento de T_{04}. El resultado de ambos efectos es que la temperatura se mantiene casi constante.

A continuación, en el segmento de aceleración se observa que la temperatura de entrada a la turbina sigue la misma tendencia que la potencia entregada a la hélice, esto explica el aumento en la T_{04}. Se podría pensar que al aumentar la velocidad el incremento de la compresión de la toma dinámica reduce el trabajo del compresor de baja, pues necesitaría comprimir menos. Efectivamente esto es lo que ocurre, sin embargo, la reducción de potencia del compresor es menor que el incremento de potencia en la hélice, por tanto en el balance, la turbina de baja necesita ejercer mayor potencia, aumentando así la temperatura de entrada a la turbina.

En crucero se tiene el mismo resultado. La temperatura de salida de la cámara de com-

bustión sigue la misma tendencia que la potencia. Además, en este caso el compresor de baja experimenta una escasa aumento de potencia de 5 kW.

En el tramo de deceleración la temperatura desciende considerablemente de la misma forma que la potencia de la hélice. En este caso, al disminuir la velocidad, el compresor tiene que ejercer mayor potencia, pero la potencial requerida por la hélice disminuye mucho más que lo que aumenta la del compresor de baja, por tanto la potencia que proporciona la turbina de baja se reduce y por consiguiente la T_{04}.

Por último, en el tramo de descenso la temperatura de salida de la cámara de combustión vuelve a aumentar. La razón principal es el aumento del gasto cuando se desciende (incremento de densidad). Esto tiene dos consecuencias; la primera es que el compresor, al aumentar la cantidad de aire que pasa por él tiene que aumentar la relación de compresión y así la potencia consumida y por otra parte la hélice demanda mayor potencia, luego la turbina de baja necesita aumentar en gran medida la potencia producida.

T_s

En despegue la temperatura de salida disminuye ligeramente, en torno a 6 kelvin. al aumentar la velocidad durante este tramo, los rendimientos de las turbinas aumentan, de esta forma la temperatura de entrada a la tobera es más baja y la diferencia de entalpías en la tobera es ligeramente menor; consecuentemente la velocidad de salida experimenta un leve descenso.

En el tramo de subida vuelve a caer la temperatura de salida. En este caso lo que ocurre es que al subir, la velocidad de salida aumenta y la temperatura de entrada a la tobera se mantiene casi constante.

En el tramo de aceleración la temperatura de salida aumenta. Como se ha visto anteriormente, la temperatura de entrada a la turbina aumenta y además, el gasto en este tramo va aumentando por lo que es de esperar que el flujo a la salida tenga mayor energía.

En crucero la temperatura de salida sigue la linea de las anteriores magnitudes, experimenta poca variación ya que el tanto la T_{04} como el gasto de aire y la potencia de la hélice son prácticamente constantes.

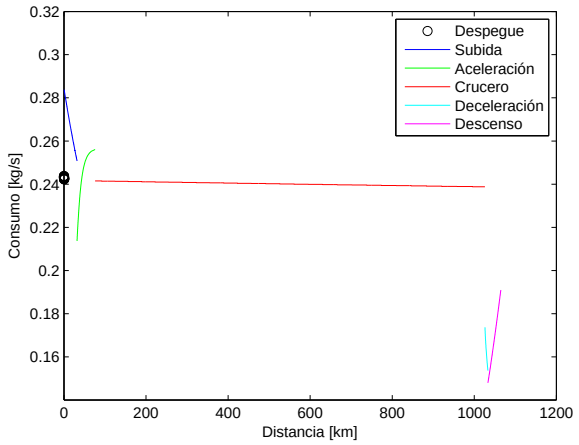
En el tramo de deceleración ocurre que los rendimientos de las turbinas aumentan y, como ocurre en despegue, la temperatura de entrada a la tobera va siendo cada vez más baja; consecuentemente la temperatura de salida. Por este motivo se justifica en la gráfica 5.4.11 que la velocidad de salida también caiga.

Finalmente en el descenso vuelve a subir la temperatura de salida, por la misma razón que en el tramo de aceleración; pero en este caso se observa que la velocidad de salida no aumenta también, si no que disminuye ligeramente. Su justificación reside en que la temperatura de entrada a la tobera experimenta un incremento ligeramente superior al de la temperatura de salida. La expresión 4.83 sirve de ayuda para entender la explicación anterior.

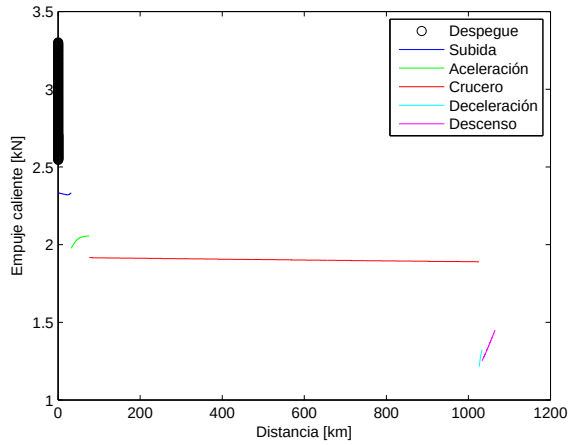
V_s

Las tendencias de la velocidad de salida de la tobera han sido explicadas en los apartados

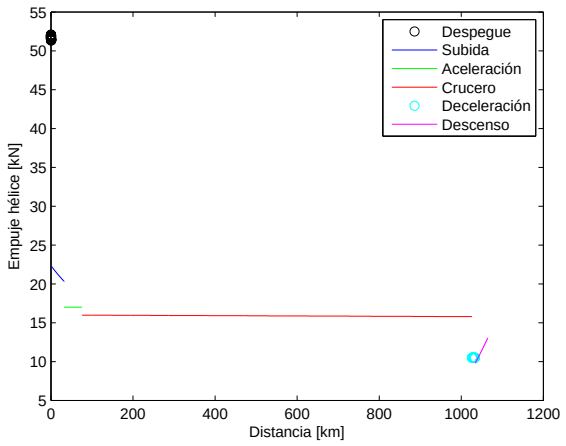
anteriores, en los comentarios de cada una de las gráficas.



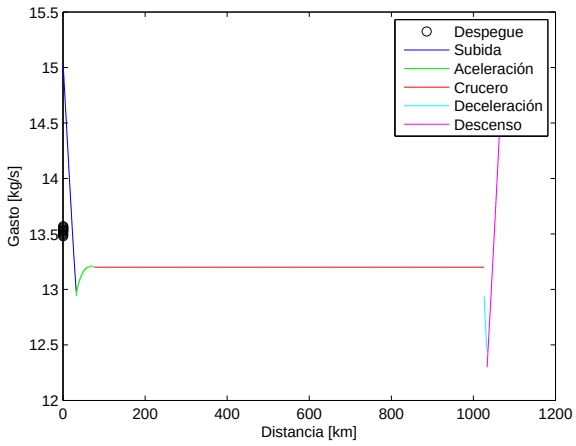
5.4.4 Consumo



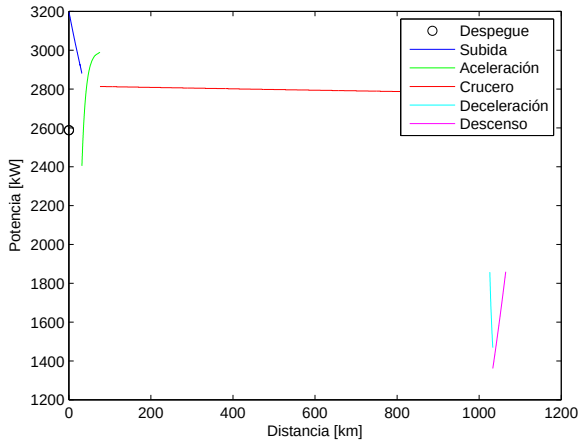
5.4.5 Empuje caliente



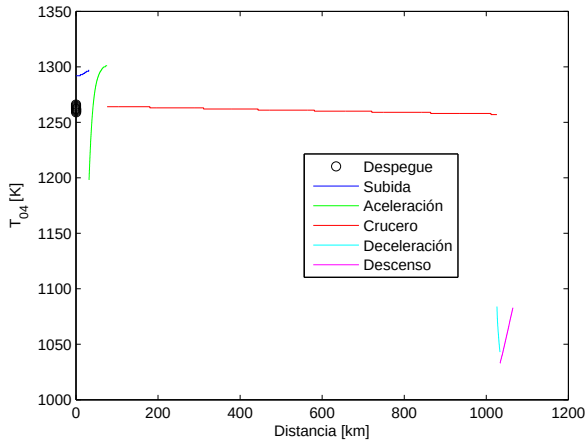
5.4.6 Empuje de la hélice



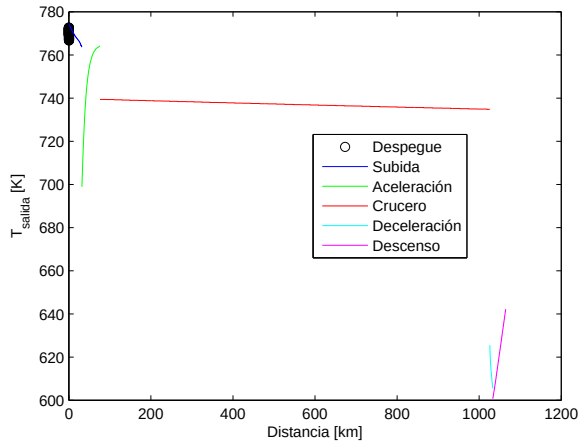
5.4.7 Gasto



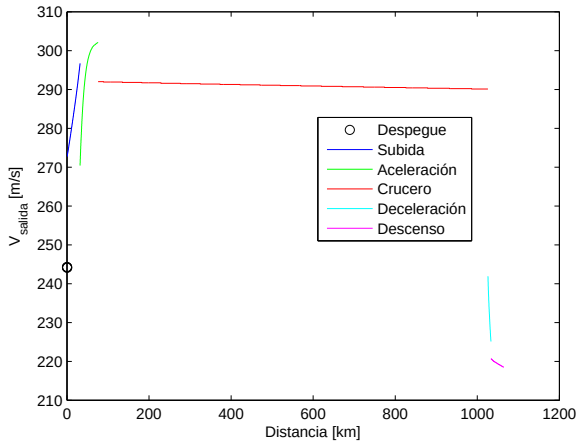
5.4.8 Potencia



5.4.9 Temperatura de entrada a la turbina



5.4.10 Temperatura de salida



5.4.11 Velocidad de salida

Capítulo 6

Degradación

En este capítulo se comienza definiendo la degradación de los mapas operativos que llevan consigo la penalización de las prestaciones del motor, para ello se muestra la modificación del consumo específico de los puntos de operación para los tres niveles de degradación. A continuación se muestra las magnitudes del motor analizadas en el capítulo anterior pero en este caso para las diferentes degradaciones. Y por último se lleva a cabo un análisis detallado de los efectos de la degradación sobre los segmentos de despegue y crucero.

6.1. Definición de la degradación del motor

Como se comentó en el capítulo *Estado del arte*. El tipo de degradación considerado en este trabajo ha sido el fouling, y para modelarlo se han realizado reducciones porcentuales en el gasto corregido y rendimientos de los compresores y turbina de alta, al fin y al cabo no es más que modificar los mapas de dichas turbomáquinas. La modificación consiste en representar los puntos de operación y aproximarlos mediante una curva, éstos vienen dados en la figura 3.3. Una vez hecho esto se toman los puntos de corte con las curvas de vueltas constantes y se le aplica los coeficientes de penalización del gasto, relacionando el nuevo valor del mismo con las revoluciones corregidas del punto de corte. Este nuevo valor se sitúa en la curva de operación dando lugar a una nueva relación de compresión. La penalización en el rendimiento isentrópico se aplica directamente sobre la matriz de las curvas de isorrendimiento.

Para el caso de la turbina en la que no se tiene una curva de operación sino un punto debido al bloqueo sónico, se emplea el mismo procedimiento del rendimiento en compresores también para el gasto. En las figuras 6.1 y 6.2 se representan los diferentes mapas degradados de los componentes. Se observa el desplazamiento en los mapas mediante los cuales se pretende modelar la pérdida de rendimiento y el comportamiento propio de un turbohélice con degradación por fouling. Para el caso del compresor, se ha representado en negro la máxima degradación, en rojo el nivel medio y en azul el compresor en buen estado. Se observa cómo a medida que se degrada, las lineas de isorrevoluciones corregidas se desplazan a la izquierda correspondiéndose con un gasto menor. A su vez las curvas de nivel del rendimiento se desplazan hacia la derecha, por tanto, para un mismo gasto y relación de compresión, el rendimimento de la turbomáquina es menor. Lo mismo ocurre con la turbina, solo que en este caso la relación de expansión se mantiene prácticamente constante.

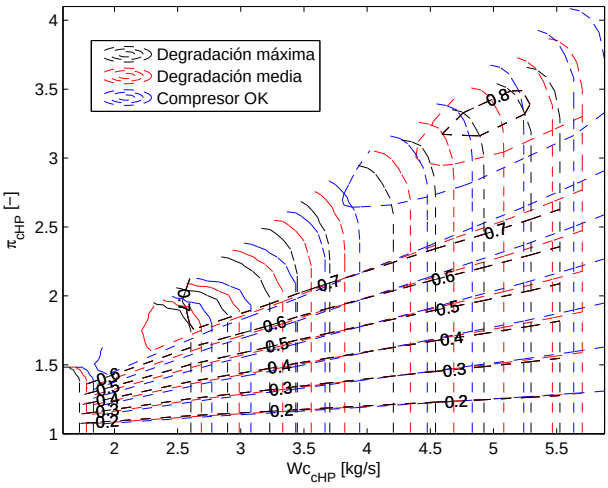


Figura 6.1: Efecto del fouling en el mapa de compresor

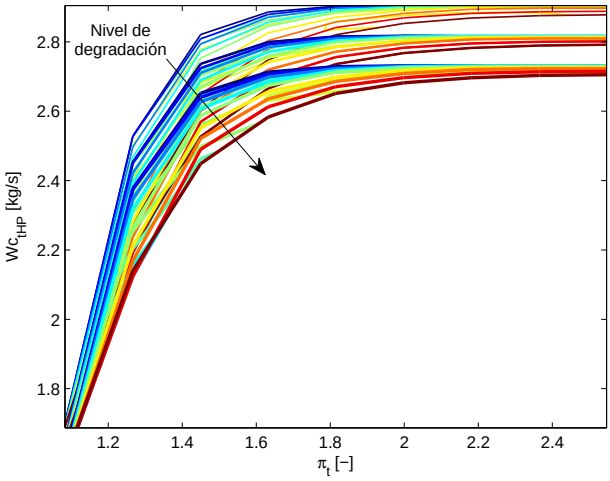


Figura 6.2: Efecto del fouling en el mapa de turbina

6.2. Modificación del mapa operativo SFC frente a Potencia de la hélice

Una vez definido el proceso de degradación y visto cómo varían los mapas de los componentes del motor, se procede a visualizar la variación del consumo específico de los puntos de operación tomados para la validación del modelo.

En la figura 6.3 se observa cómo al aumentar el nivel de degradación, aumenta el consumo específico, pues el consumo de combustible también lo hace debido a que para mantener las mismas condiciones de empuje y velocidad, para suministrar la misma potencia el motor demanda mayor cantidad de combustible. A continuación se muestran los incrementos en el consumo específico con respecto al mapa nominal.

- Degradación media $\rightarrow 1,6\,\%$

- Degradación máxima $\rightarrow 2,4\,\%$

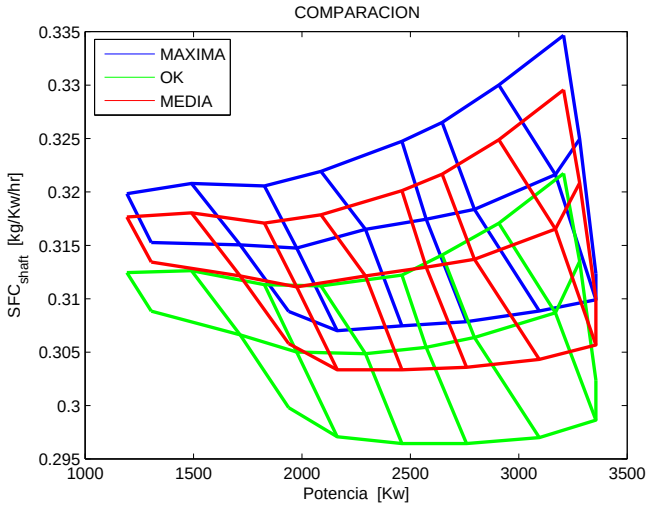


Figura 6.3: Efecto de la degradación sobre el mapa de operación

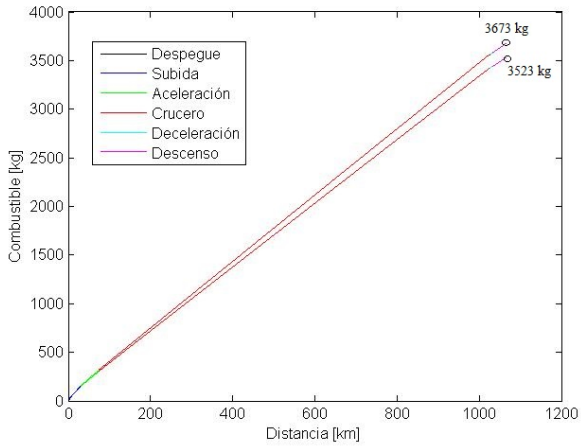
6.3. Aplicación de la degradación a la misión

En primer lugar se representan las variables principales para la misión con el motor degradado a los dos niveles de degradación considerados. Se observa en ambos casos que el consumo es mayor que para el motor en buen estado, como era de esperar.

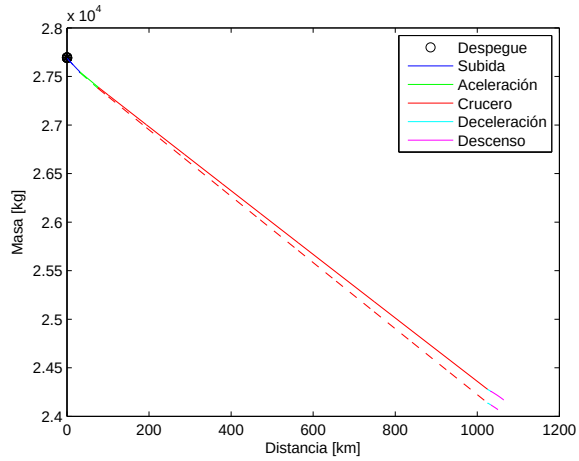
Una vez comentadas las tendencias de las magnitudes evaluadas a lo largo de la misión en la sección *Motor en condiciones operativas* de la sección *Misión de patrulla marítima* se procede a exponer las diferencias en las mismas cuando el motor está degradado. Se ha representado con estilo de linea discontinua la magnitud asociada a la degradación máxima y con linea continua la correspondiente a degradación media. Así como el despegue para máxima degradación se ha representado con asteriscos y para el nivel medio, mediante círculos. Al ser poca la distancia empleada en este tramo frente a la total, la variación que experimenta no se observa con claridad en las figuras, pero se ha tenido en cuenta en la representación porque da una idea de los valores que alcanza, no obstante, en la sección *Degradación* se verá con más detalle este segmento.

Comparando gráficas se puede observar que el consumo por ejemplo es una centésima mayor con el motor degradado a nivel medio que con el motor en buen estado. En la representación se aprecia bien sobretodo al despegue y en crucero (figura 6.4.5). El resultado es apreciable si comparamos las figuras 5.4.1 y 6.4.1, donde se observa que la cantidad de combustible consumido con el motor degradado a nivel medio son casi 100 kg más y con máxima degradación, 225 kg. En la sección *Coste* se observa cómo afectan estas cantidades al coste de la misión.

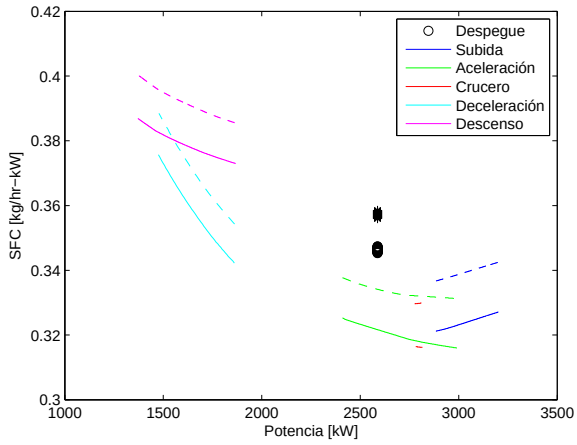
El empuje caliente no experimenta mucha más variación, simplemente se puede notar que aumenta ligeramente cuanto más degradado esté el motor. Esto es un resultado del mayor



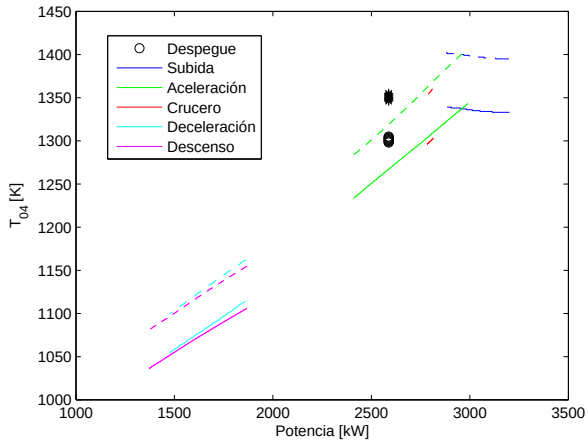
6.4.1 Combustible consumido



6.4.2 Masa en cada punto de la misión



6.4.3 Consumo específico frente a potencia



6.4.4 T_{04} frente a potencia

consumo de combustible.

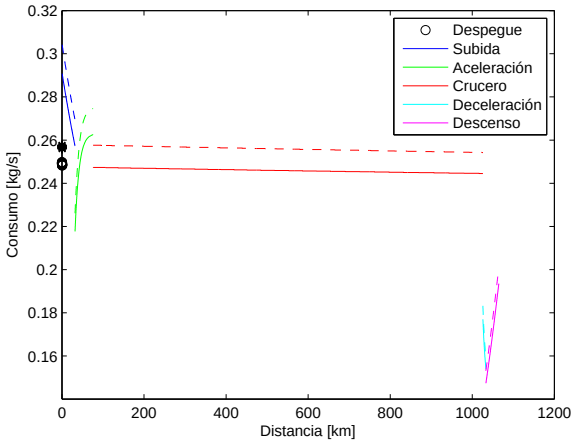
Tanto el empuje de la hélice como la potencia entregada a la misma son ligeramente superiores en el caso degradado. Para tener una idea, en el tramo de subida, por ejemplo, la potencia de la hélice es 4 kW superior frente a un orden de magnitud de 3000 kW que es donde opera.

Donde sí es importante la diferencia es en el gasto. Al comparar las figuras 6.4.8 y 5.4.7 se aprecia que el gasto es $0,5$ kg/s superior para el caso del motor en buen estado. Esto es consecuencia de los mapas operativos de las turbomáquinas degradadas en las que el gasto corregido disminuye, como se vio en la sección *fouling* de *Estado del arte*. El resultado es que al reducir el gasto se necesita mayor consumo para mantener más o menos los mismos niveles de operación de los componentes del motor.

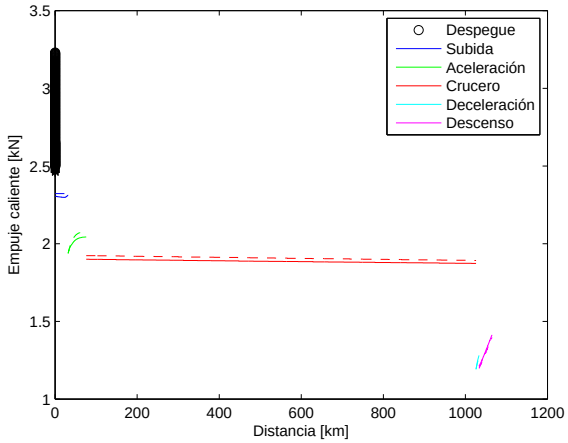
De las restantes magnitudes, la más importante y la que más se ve afectada es la temperatura de entrada a la turbina (T_{04}) que aumenta unos 40 kelvin para degradación media y 80 kelvin para la máxima sobre el motor en buen estado. Este resultado no es admisible porque en ese intervalo de temperatura los álabes de la turbina pueden romperse por el exceso de

cargas térmicas y consigo el motor. El ejemplo es claro si se comparan las figuras 6.4.10 y 5.4.9. Al final de la subida la temperatura es de 1297 K para el motor en buenas condiciones, mientras que para el degradado medio es de 1339 K y cuanto menos admisible para el nivel máximo, alcanzándose 1402 K . Si tenemos en cuenta que la temperatura máxima admisible de entrada a la turbina es de $1323,15$ K, el motor ya habría fallado. Es necesario entonces un limitador de temperatura para evitar el problema, a cambio, las prestaciones del motor se verían perjudicadas, pues no es capaz de proporcionar la potencia necesaria. En ese caso habría que tomar medidas como variar el perfil de la misión, por ejemplo considerar un gradiente de subida más suave o llegar a una altitud más baja.

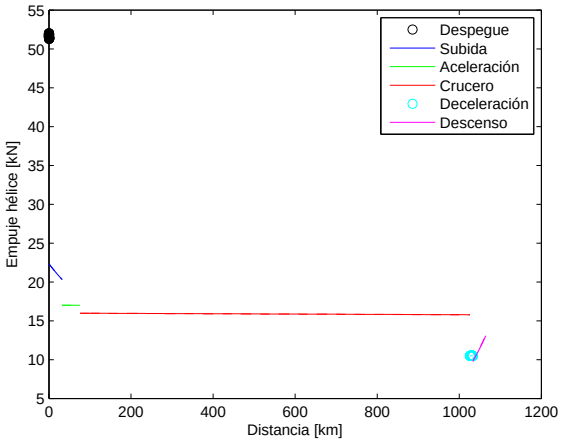
Como se puede ver en las gráficas expuestas, a medida que el motor se degrada, las prestaciones se ven más perjudicadas. Otra magnitud a tener en cuenta que refleja esta conclusión es el consumo específico. En la figura 6.4.3 donde se representa esta magnitud frente a la potencia se puede ver que para una misma potencia demandada por la hélice, el consumo específico es mayor cuanto más degradado esté el motor. Igual ocurre con la temperatura de entrada a la turbina (figura 6.4.4).



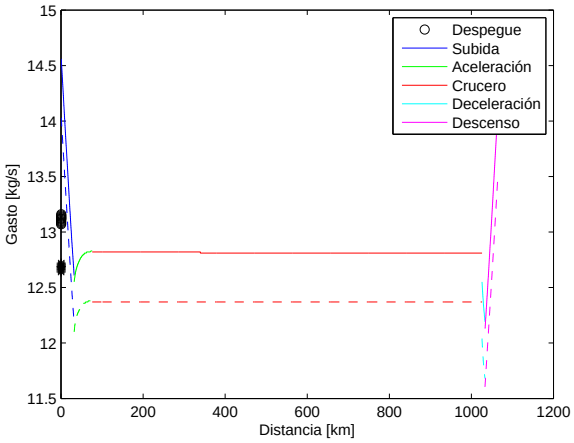
6.4.5 Consumo



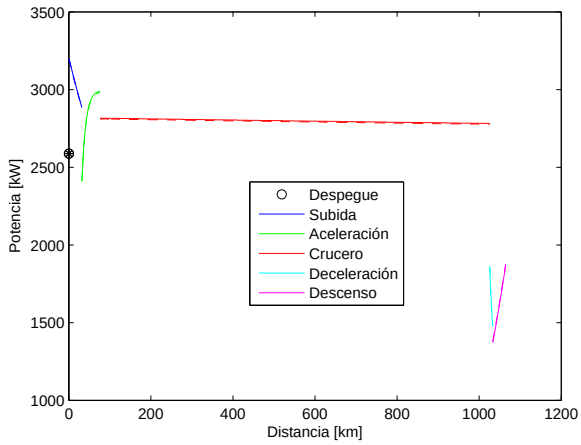
6.4.6 Empuje caliente



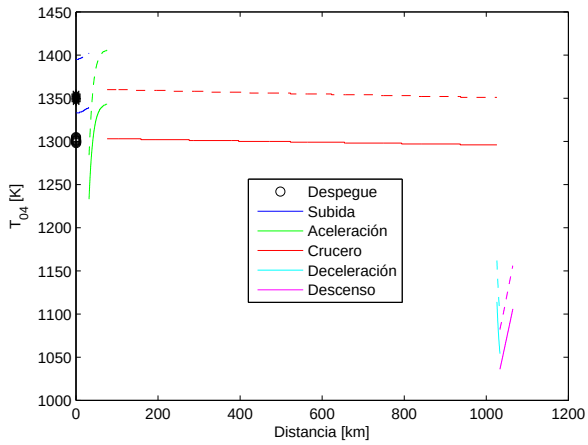
6.4.7 Empuje de la hélice



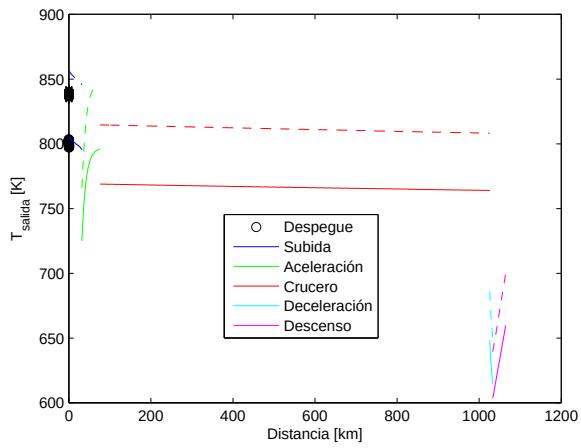
6.4.8 Gasto



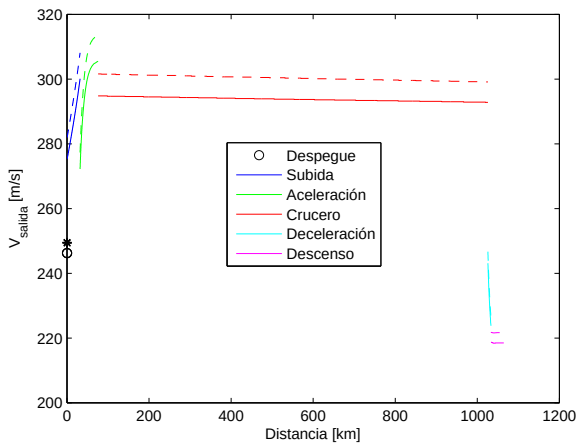
6.4.9 Potencia



6.4.10 Temperatura de entrada a la turbina



6.4.11 Temperatura de salida



6.4.12 Velocidad de salida

6.3.1. Repercusión en el coste de la misión

En este apartado se va a analizar el efecto económico más importante de la degradación pero previamente a la evaluación del coste de la misión debido al exceso de combustible consumido por la degradación del motor, se muestra la tabla resumen masa de combustible donde se pueden observar los valores de la cantidad de combustible consumido en cada segmento de la misión y el total para los tres estados del motor considerados en este trabajo. No es más que otra muestra de la importancia que tiene el efecto de la degradación.

A partir del combustible total represetando en la tabla adjunta, se calcula el sobre coste de operar con los motores degradados con respecto al estado en condiciones de servicio considerando un coste de combustible de $0,9213\ \$/kg$, valor dado en la página de la IATA actualizado al 22 de agosto de 2014. Además se ha considerado que la misión se realiza dos veces al día durante todos los días del año (365). Los resultados se pueden ver en la tabla 5.1.

Segmentos	$[kg]$	Degradación media $[kg]$	Degradación máxima $[kg]$
Despegue	8,527	8,74	9,03
Subida	140	143,5	150,2
Aceleración	151,8	155,3	161,6
Crucero	3041	3115	3241
Deceleración	17,87	18,02	18,59
Descenso	88,55	89,01	92,4
Total	3448	3523	3673

Tabla 6.1: Tabla resumen masa de combustible

	Motor en buen estado	Degradación media	Máxima degradación
Coste misión [$]	3176,5	3251,9	3383,9
Coste anual [$]	2318900	2373900	2470200
Sobre coste anual [$]	0	55000	151300

Tabla 6.2: Tabla del coste de combustible consumido en la misión

6.4. Despegue

En esta sección se va a analizar con detalle el despegue en varias situaciones: despegue a nivel del mar a diferente temperatura ambiente, considerando los dos niveles de degradación y despegue en México. Para ambos casos se observarán las magnitudes termodinámicas más importantes como temperatura de entrada a la turbina, temperatura de salida, velocidad de salida, empujes, rendimientos, gastos, consumo de combustible y potencia de las turbomáquinas.

Al tratarse del mismo avión, se ha tratado el despegue con el mismo modelo aerodinámico, es decir, $C_{D0} = 0,07$ y el mismo peso al despegue, 27698 kg.

6.4.1. Despegue a nivel del mar

En primer lugar se observa con detalle la temperatura de entrada a la turbina. Para llevar a cabo la comparación entre las distintas situaciones se toma como referencia el motor en buen estado a nivel del mar. En este punto, la distancia de despegue es $528,28$ m, empleando una potencia en la hélice de 2588 kW despegando con una velocidad de $58,14$ m/s. Para estas condiciones, la temperatura de entrada a la turbina al inicio del despegue es de $1266,26$ K.

Como es de esperar, a medida que se degrada el motor la temperatura de salida de la cámara de combustión aumenta, pues como se explicó en la sección de evaluación de prestaciones, al degradarse el gasto de aire disminuye y para conseguir las mismas prestaciones el motor demanda más consumo y, por tanto, mayor temperatura. Esto se aprecia en la figura 6.4.

También se observa que en el peor de los casos considerados, la temperatura de entrada a la turbina excede la temperatura máxima ($1323,15$ K) cuando el motor está degenerado al nivel máximo, así que se ha realizado otro caso en el que se fija la temperatura al inicio del despegue como la temperatura máxima, ya que durante este segmento ésta decrece.

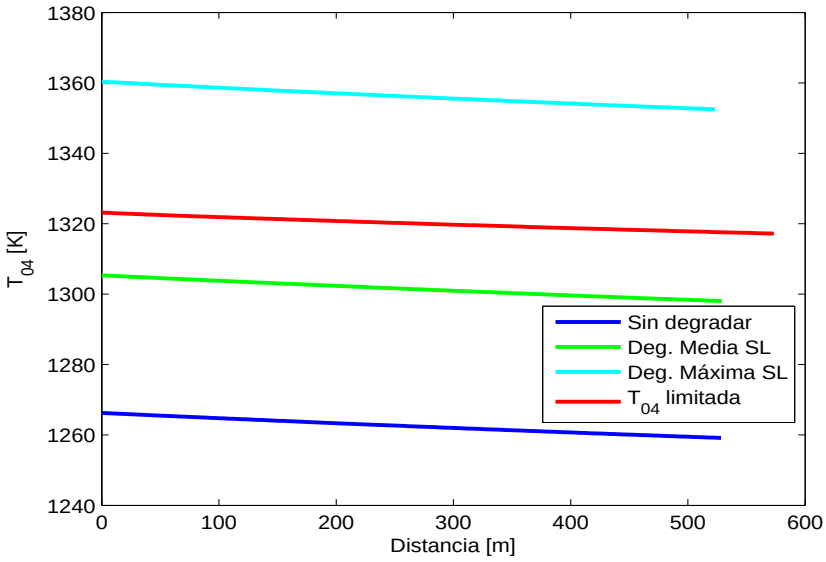


Figura 6.4: Temperatura de entrada a la turbina

El comportamiento de la temperatura a lo largo del despegue se comentó en la sección *evaluación de pretaciones*. La velocidad de vuelo va aumentando, con lo cual el gasto también (Figura 6.5) y la temperatura y presión de remanso de entrada de los compresores son mayores, debido a la acción de la toma dinámica, esto provoca una disminución en la relación de compresión de cada uno, como se puede observar en las figuras 6.7.10 y 6.7.16, manteniéndose constante las relaciones de expansión de las turbinas; como resultado, la ligera disminución de la T_{04}.

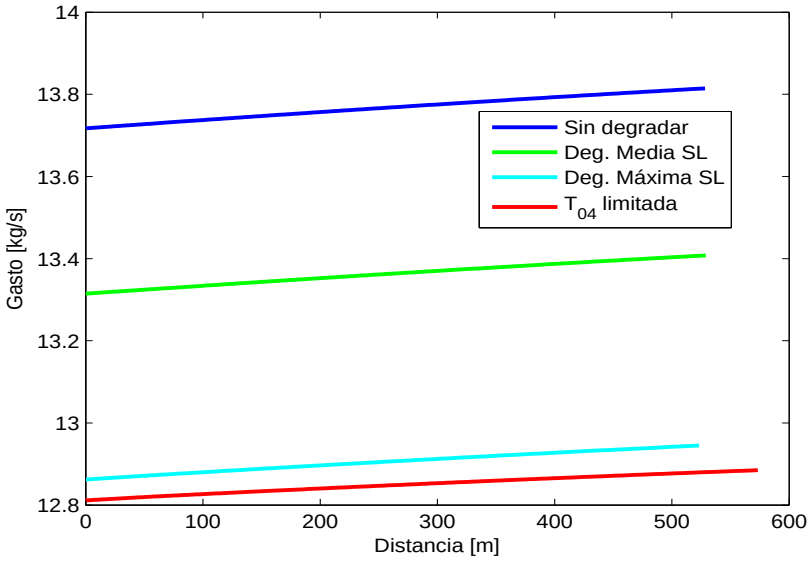


Figura 6.5: Gasto de aire por la tobera

Es importante señalar que el consumo específico disminuye (figura 6.6) durante este segmento ya que se mantiene la potencia constante durante el mismo y el consumo de combustible

disminuye tal y como aparece en la figura 6.7.5.

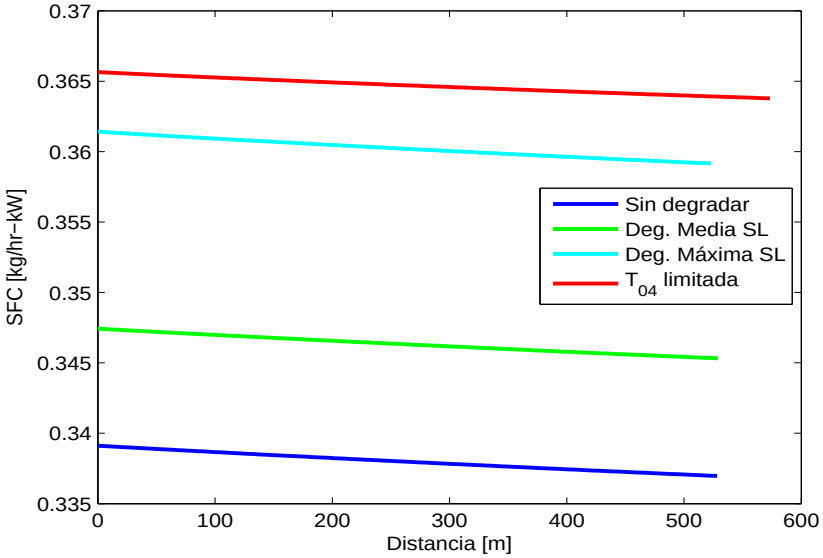
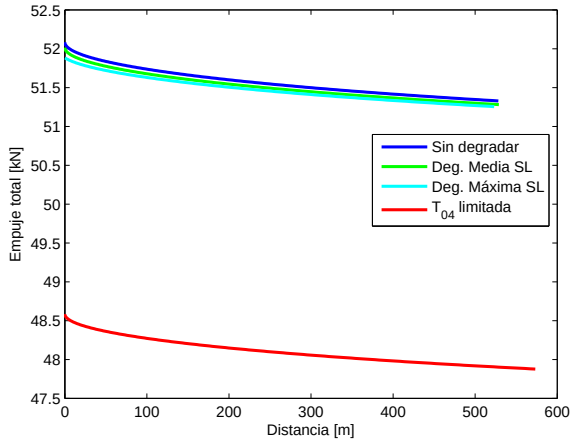
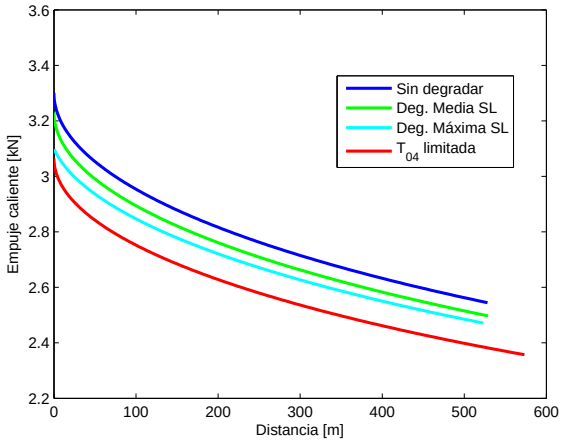


Figura 6.6: Consumo específico

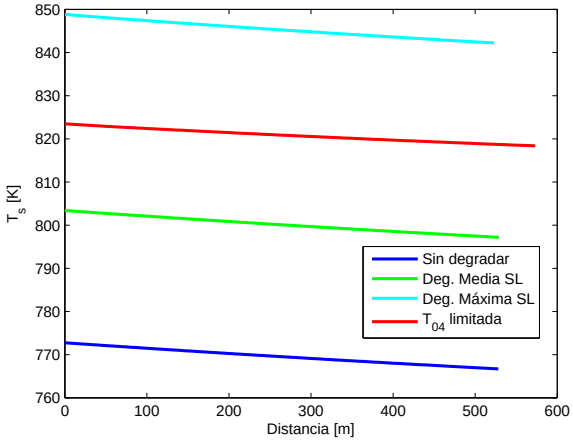
En la figura 6.6 se observa que el consumo específico es mayor para el caso en que se limita la temperatura de entrada a la turbina. A priori es algo incongruente, sin embargo, al limitar la temperatura cuando el motor está degenerado al máximo, la potencia que éste proporciona a la hélice se reduce de los $2588kW$ hasta $2414,86kW$. Ésta reducción tiene más peso que la del consumo de combustible ($SFC = \frac{m_f}{P_{shaft}}$), lo que justifica el resultado anterior.



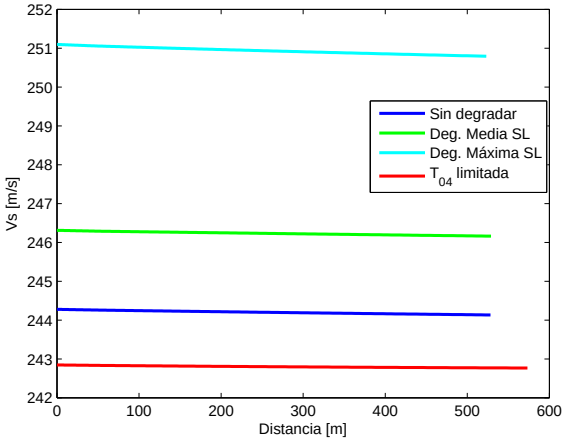
6.7.1 Empuje total



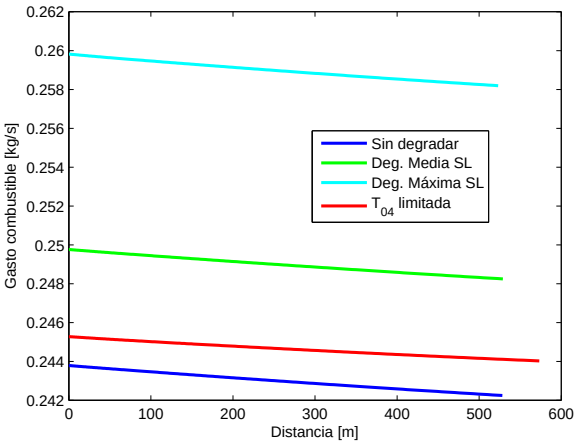
6.7.2 Empuje caliente



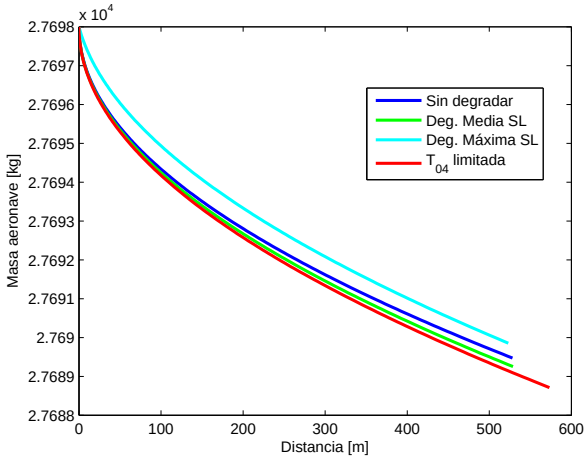
6.7.3 Temperatura de salida



6.7.4 Velocidad de salida



6.7.5 Gasto de combustible



6.7.6 Masa de la aeronave

A continuación se van a comentar las magnitudes características de los compresores y turbinas, tales como rendimiento, potencia, gasto corregido, parámetros β, velocidad corregida adimensional (speed) y relaciones de compresión y expansión cuyas gráficas vienen adjuntas a continuación de los comentarios siguientes.

A la vista de las gráficas se observan varios resultados importantes. En primer lugar ocurre que el parámetro β es menor cuanto menos degradado esté el motor, algo coherente si se sabe que cuanto mayor sea β más cerca se sitúa el punto de operación de la linea de bombeo[1] Para los compresores lo ideal es operar en torno al 0,26 para el de baja y 0,3 para el de alta, de forme que se asegure unos márgenes estáticos de 15-25 % y 20-30 % respectivamente.

Por otro lado, los rendimientos de los compresores disminuyen ligeramente a lo largo del despegue, tanto menor cuanto mayor sea el nivel de degradación. Esto provocaría que para una misma relación de compresión, la potencia que entregase el compresor fuese mayor, pero la relación de compresión cae también por el razonamiento explicado anteriormente. Siendo así, la potencia que demanda el compresor debería disminuir, pero ocurre lo contrario porque el gasto de aire aumenta a lo largo del segmento ($W_t = Gasto \cdot (h_{03} - h_{02})$).

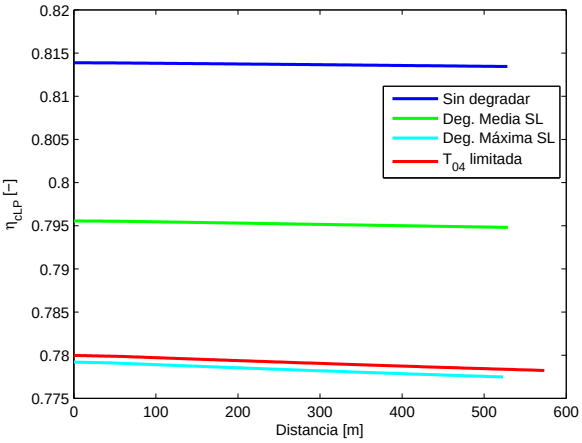
Es importante comentar la tendencia de las revoluciones corregidas adimensionales en el caso de los compresores. Para el de baja, como se definió en secciones anteriores, éste opera a revoluciones constantes y a medida que aumentan las condiciones de remanso a la entrada del compresor debido al incremento de velocidad, el parámetro speed disminuye atendiendo a la expresión 4.17. En el compresor de alta la tendencia se justifica de la misma forma, pero como se observa en su correspondiente gráfica (figura 6.7.14) las lineas de cada caso de degradación no parten del mismo punto debido a que cuanto menor sea el nivel de degradación, a menores revoluciones trabaja el generador de gas para dar el mismo servicio.

El caso de la temperatura de entrada a la turbina fijada es en cierta forma independiente y ciertas magnitudes no son comparables, pues la potencia a la que trabaja la hélice es menor y eso justifica que el parámetro speed, la relación de compresión, la potencia del compresor y el gasto corregido sean menores que para el caso del motor en buen estado. Además se observa que la linea correspondiente se prolonga un poco más que el resto, es decir, la distancia de despegue para el caso de la temperatura fijada es mayor ($573\,m$), pues el empuje total es menor.

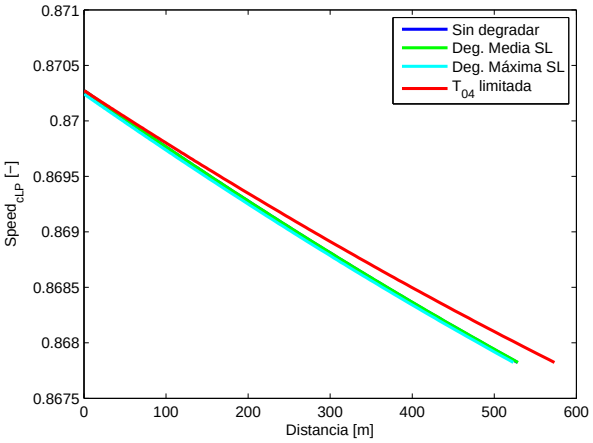
El comportamiento de las turbinas es diferente, ya que al estar bloqueadas[2] trabajan siempre en torno al mismo punto de operación, como se puede ver en la figura 6.7.33. Por este motivos no se observan grandes variaciones en ninguna de las gráficas de las turbinas, aunque sí cabe destacar el aumento de la potencia que es resultado del aumento de la potencia de los compresores, como se muestra en las gráficas.

[1] La linea de bombeo se corresponde con $\beta = 1$.

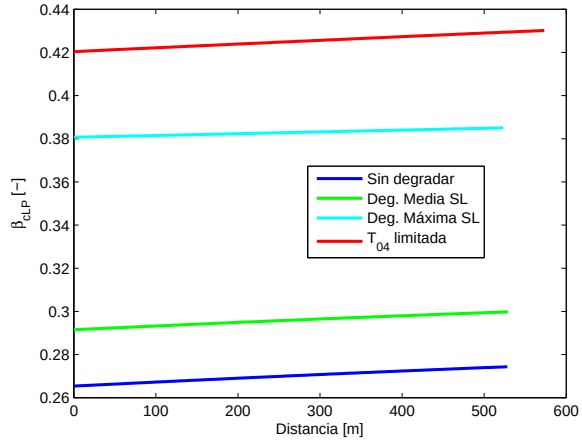
[2] El gasto de aire que pasa a través de ellas es constante.



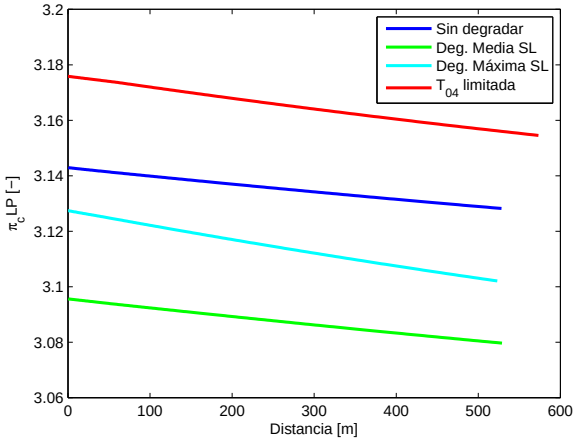
6.7.7 η_{cLP}



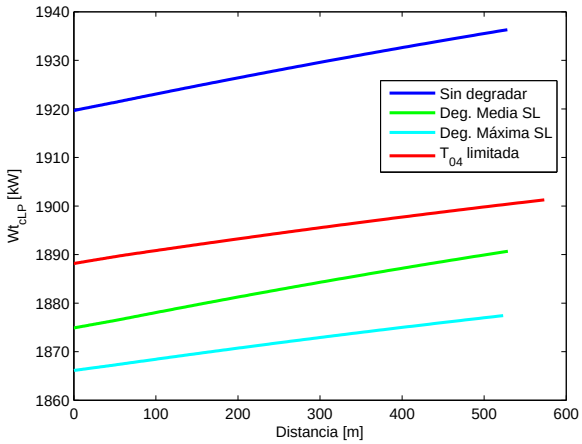
6.7.8 $Speed_{cLP}$



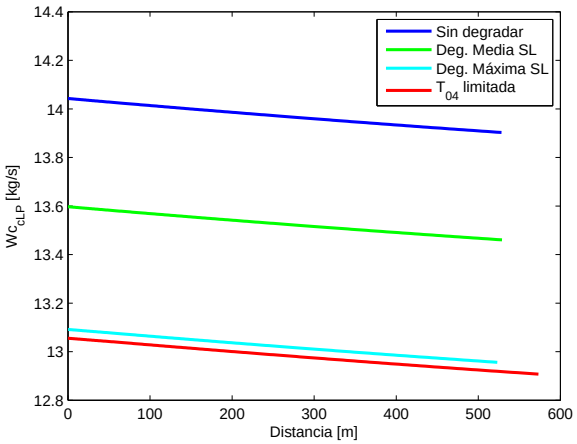
6.7.9 β_{cLP}



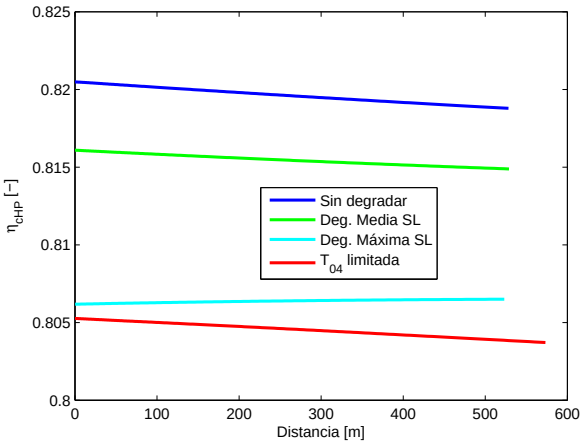
6.7.10 π_{cLP}



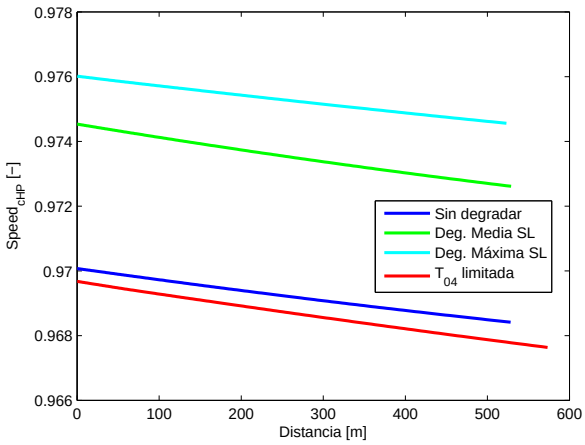
6.7.11 Potencia compresor de baja



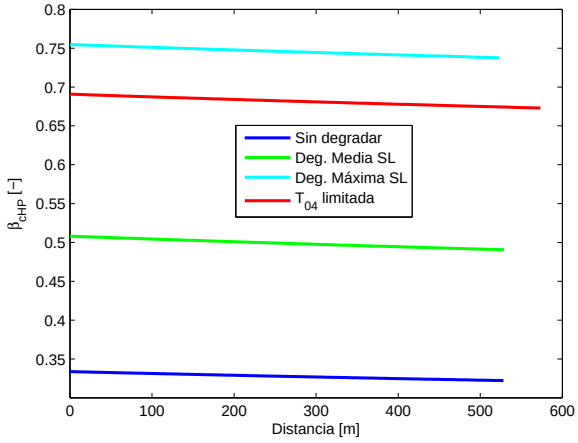
6.7.12 Gasto corregido compresor de baja



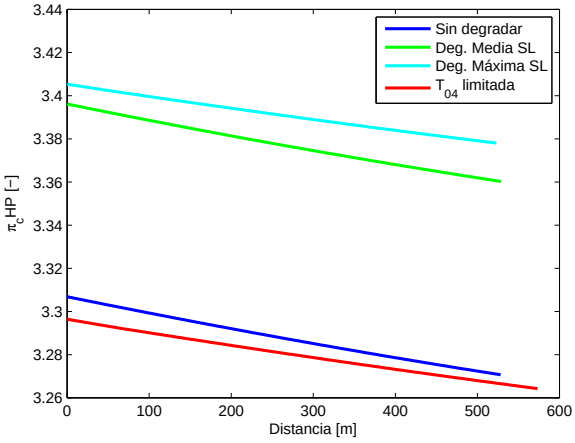
6.7.13 η_{cHP}



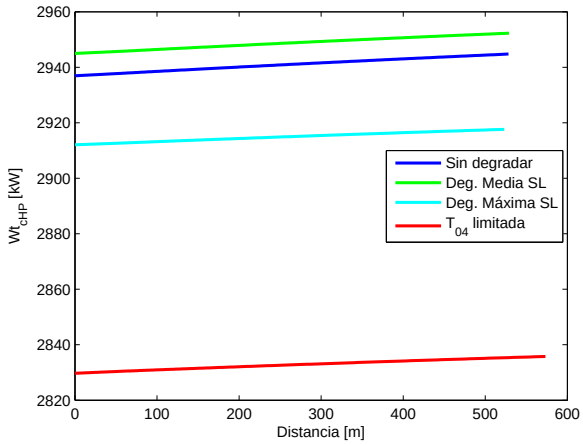
6.7.14 $Speed_{cHP}$



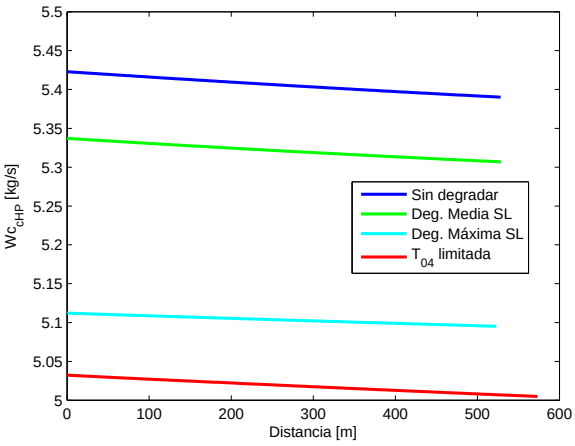
6.7.15 β_{cHP}



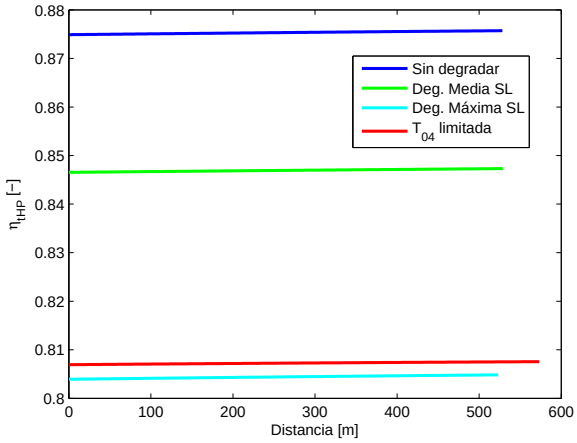
6.7.16 π_{cHP}



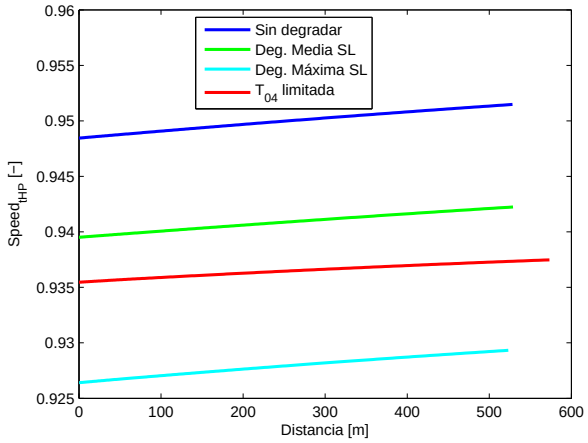
6.7.17 Potencia compresor de alta



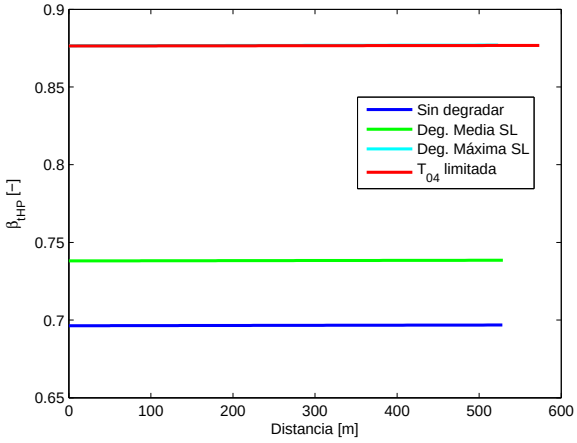
6.7.18 Gasto corregido compresor de alta



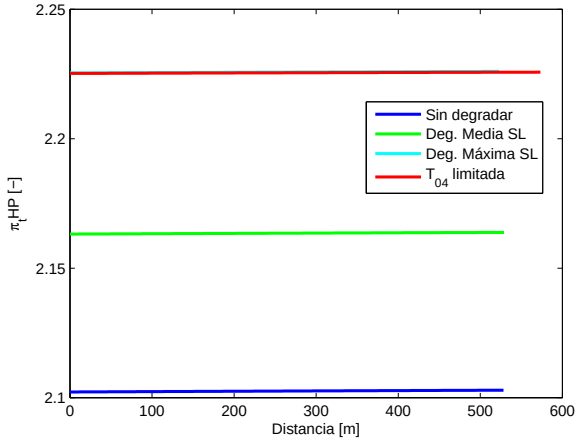
6.7.19 η_{tHP}



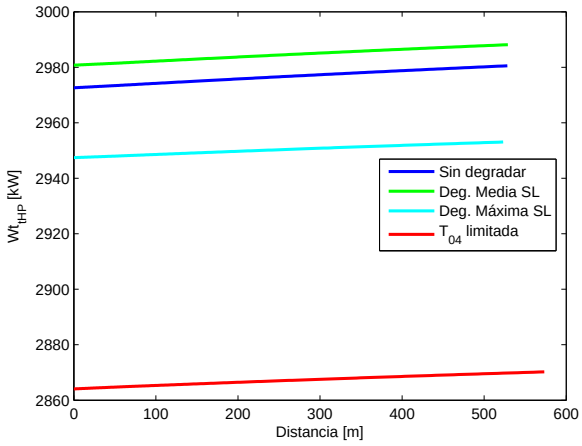
6.7.20 $Speed_{tHP}$



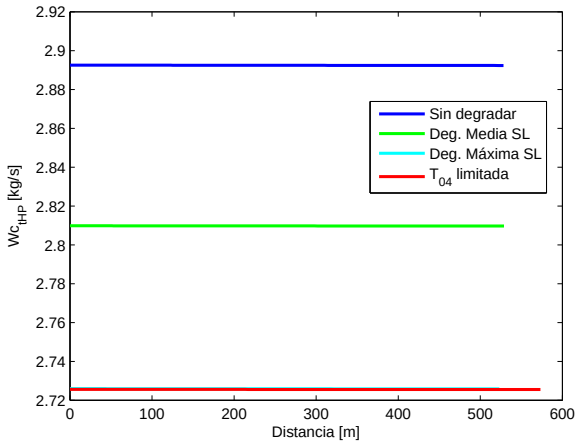
6.7.21 β_{tHP}



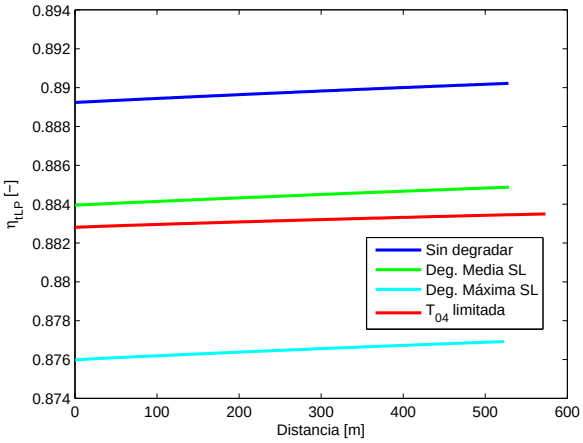
6.7.22 π_{tHP}



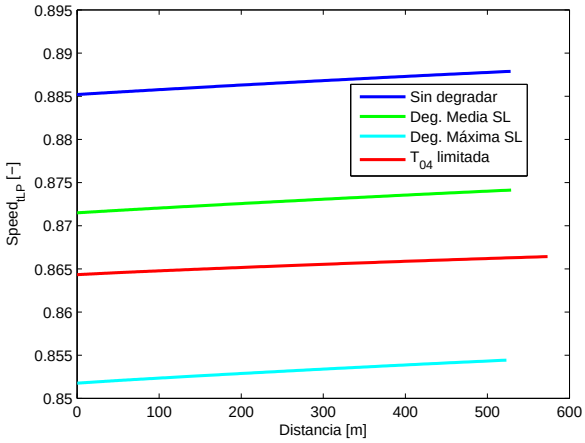
6.7.23 Potencia turbina de alta



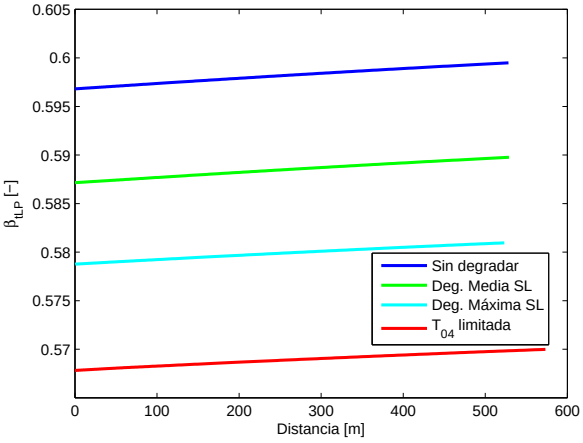
6.7.24 Gasto corregido turbina de alta



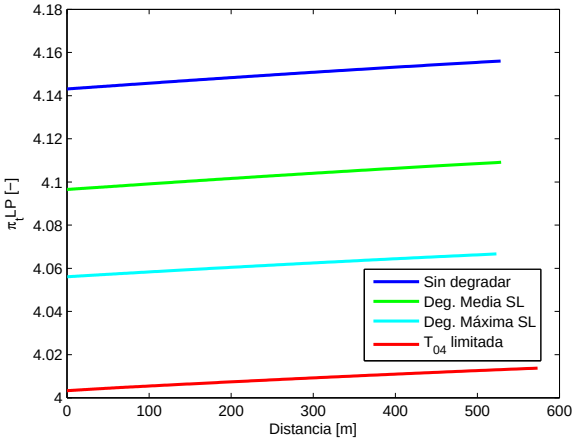
6.7.25 η_{tLP}



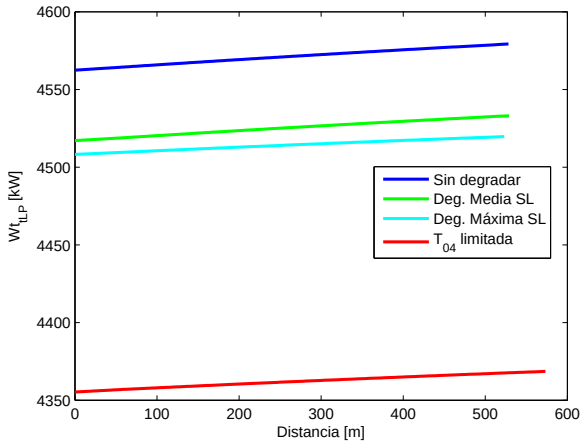
6.7.26 $Speed_{tLP}$



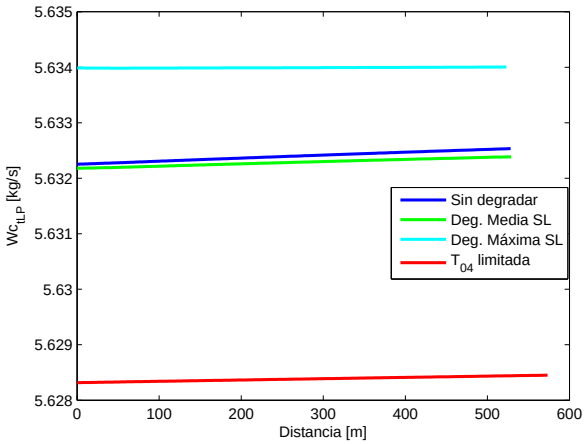
6.7.27 β_{tLP}



6.7.28 π_{tLP}

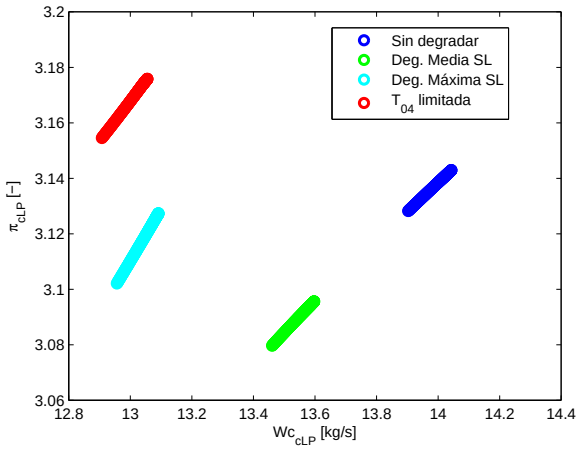


6.7.29 Potencia turbina de baja

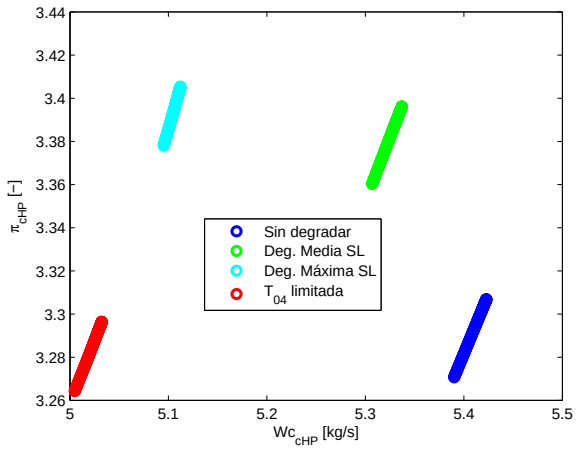


6.7.30 Gasto corregido turbina de baja

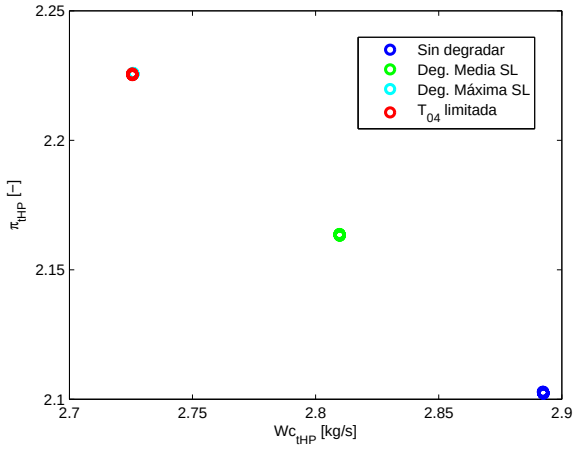
En cuanto a las gráficas siguientes que representan los puntos de operación, se aprecia que cuanto mayor es la degradación, menor es el gasto corregido de estos puntos tanto para compresores como turbinas.



6.7.31 Puntos de operación del compresor de baja



6.7.32 Puntos de operación del compresor de alta



6.7.33 Puntos de operación de la turbina de alta

Para el estudio de la influencia de la temperatura ambiente en el comportamiento del turbohélice se ha realizado un análisis del despegue para una temperatura ambiente de 15 ^{o}C y otra de 40 ^{o}C, que se compararán con las condiciones anteriores de 25 ^{o}C. Cabe destacar que la presión ambiente se ha tomado constante e igual al caso anterior, mientras que la densidad del aire sí se ve afectada por la temperatura. Esto hace que las velocidades de despegue no sean las mismas en los tres casos, ya que además de estar influenciada por la masa de la aeronave, también depende de la densidad. Es por esto por lo que se ha optado por representar las variables en función de la velocidad y no la distancia; a una misma velocidad se tienen condiciones de remanso idénticas en la entrada (si se toma el mismo modelo de atmósfera).

En la figura 6.7 se observa que la temperatura de entrada a la turbina es mayor cuanto mayor es la temperatura ambiente. Esto sucede porque al mantener la misma presión ambiente y aumentar la temperatura se produce una traslación del ciclo hacia arriba y a la derecha, de forma que se vuelve menos isentrópico y los rendimientos de los componentes se ven penalizados, así como el empuje y el consumo de combustible. Esto se corrobora en la figura 6.10.3 donde se aprecia que la temperatura de salida es menor cuanto menor es la temperatura ambiente.

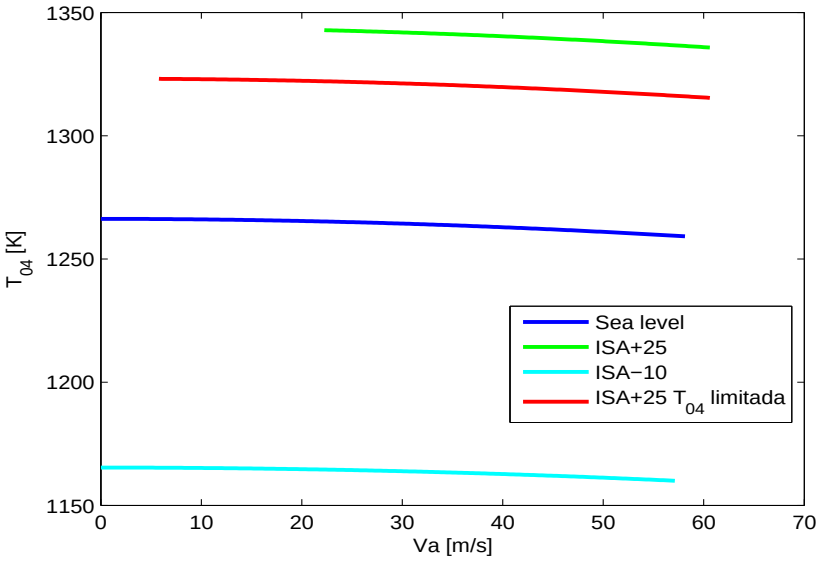


Figura 6.7: T_{04}

En todas las gráficas que aparecen se ve que tanto para el caso en que la temperatura de entrada a la turbina está fijada como para el de máxima temperatura ambiente, las velocidades iniciales no aparecen en 0, y es que en EES, al resolver para ambos casos da problemas de convergencia a bajas velocidades, algo normal al tratarse de condiciones extremas que no se contemplan en los mapas de compresores, es decir, que los puntos de operación correspondientes se salen de dichos mapas.

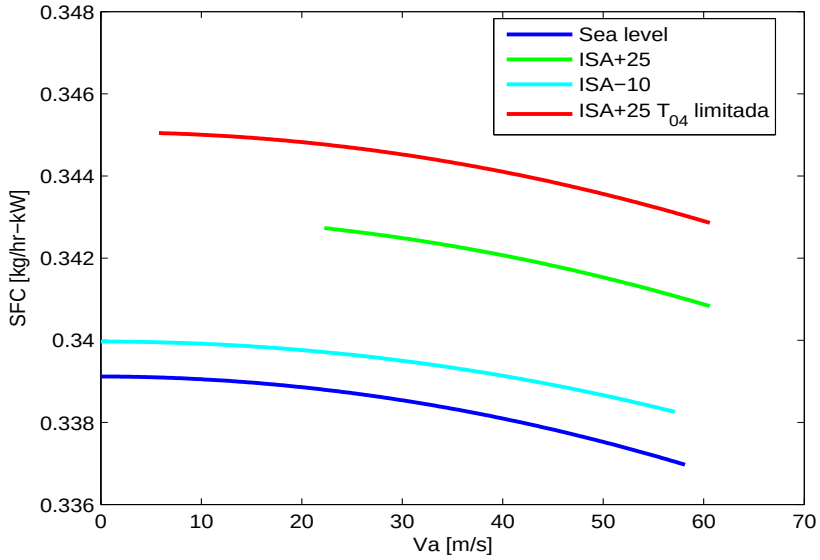


Figura 6.8: Consumo específico

En la figura 6.9 se observa que cuanto menor es la temperatura ambiente, mayor es el gasto de aire que circula a través del motor, pues la densidad es mayor. Además se aprecia que la velocidad de despegue es menor cuanto menor es la temperatura ambiente, y por tanto, la carrera de despegue.

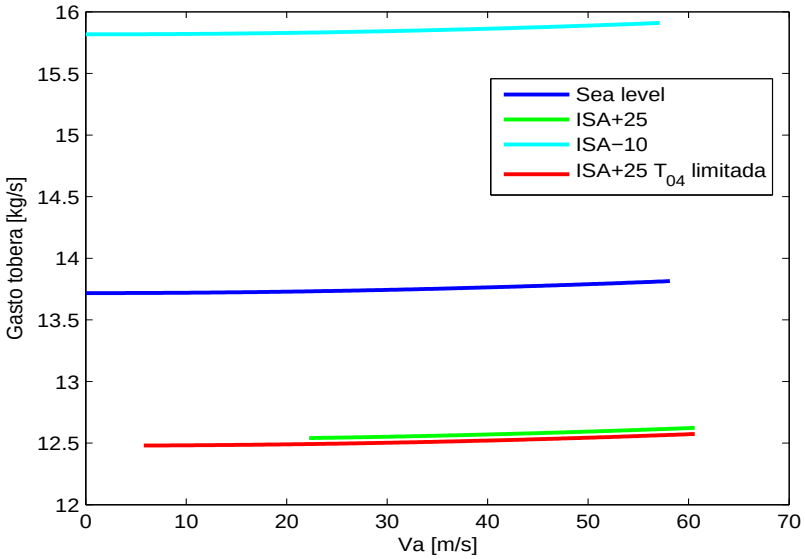
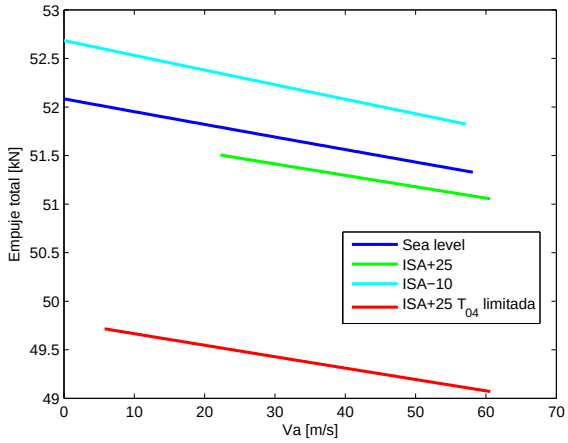


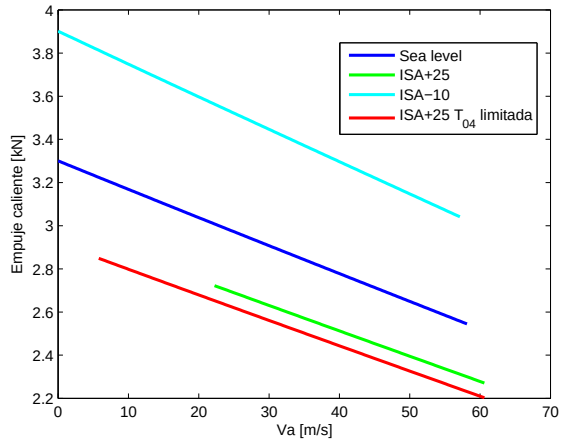
Figura 6.9: Gasto de aire por la tobera

En las figuras 6.10.1 y 6.10.2 se puede ver la penalización comentada anteriormente en el empuje. Cabe destacar que la diferencia para el caso de la temperatura fijada hay mayor diferencia de empuje porque la potencia requerida por la hélice es menor, mientras que en el resto de casos es la misma.

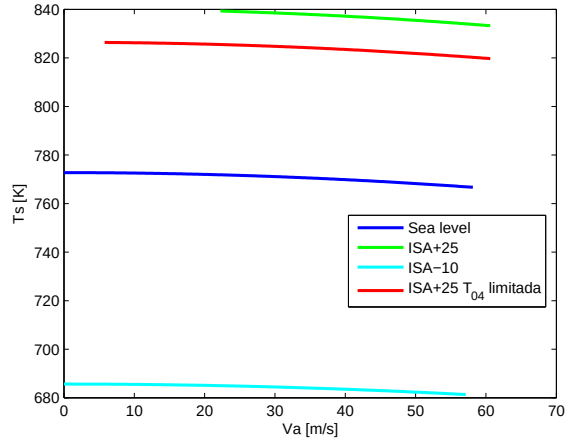
En la figura 6.10.5 también se ve penalizado el consumo de combustible, aunque sea menor para el caso de la temperatura fijada, pues al consumir menos potencia, se necesita menos combustible. En este caso para poder comparar los cuatro casos considerados hay que echar un vistazo a la figura 6.8 donde se ve que el consumo específico es mayor.



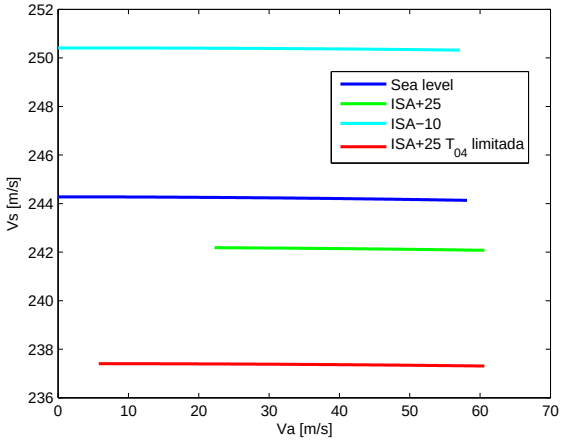
6.10.1 Empuje total



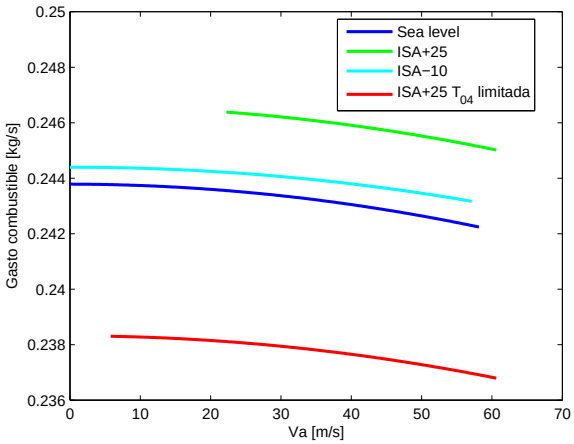
6.10.2 Empuje caliente



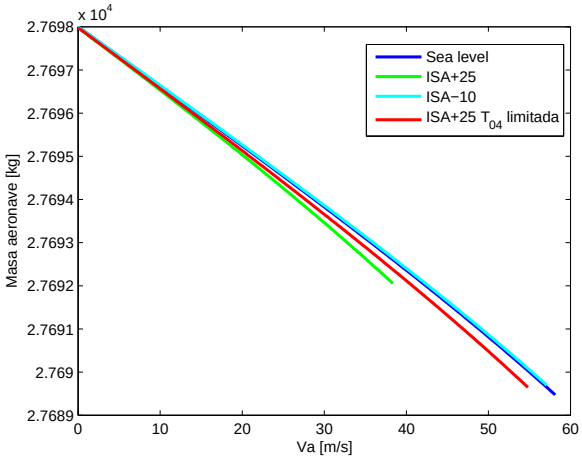
6.10.3 Temperatura de salida



6.10.4 Velocidad de salida

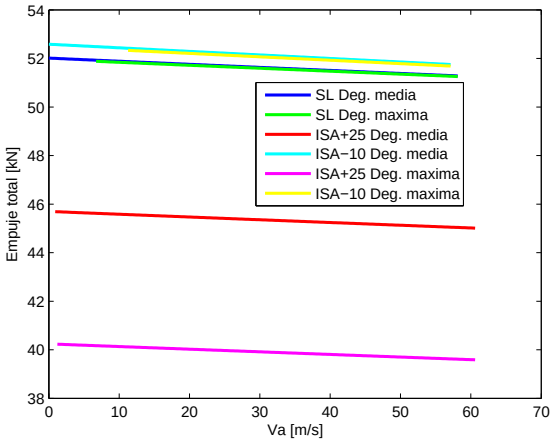


6.10.5 Gasto de combustible

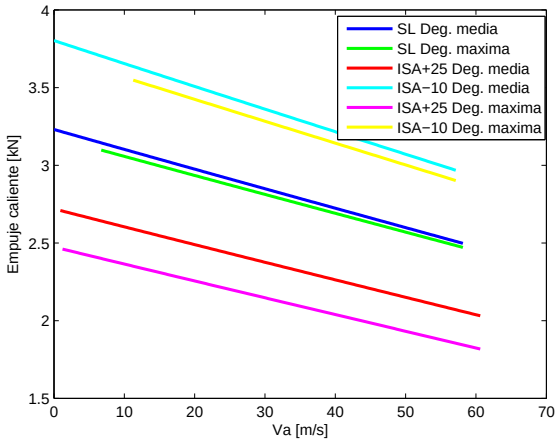


6.10.6 Masa de la aeronave

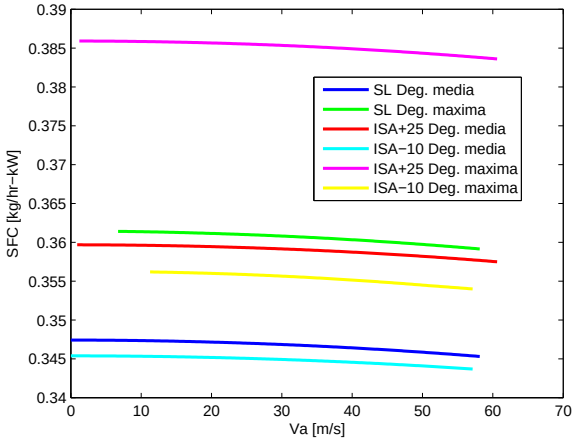
Ahora se representan las mismas magnitudes anteriores para los dos niveles de degradación considerados en las tres condiciones ambientales, a nivel del mar (25 ^oC), a 40 ^oC y a 15 ^oC. Los resultados son coherentes, por ejemplo el empuje tanto el total como el caliente y el gasto de aire son menores en el caso de máxima degradación a 40 ^oC, así como el consumo específico es mayor.



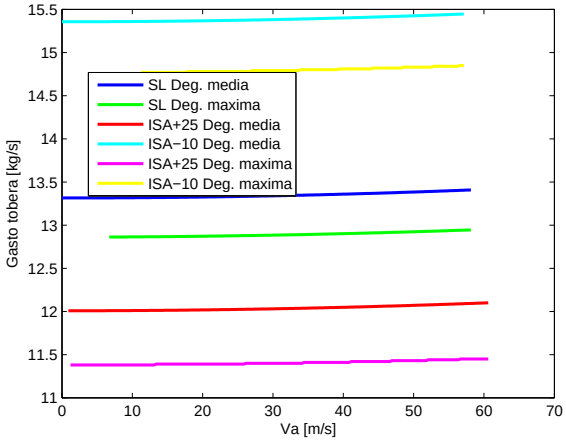
6.10.7 Empuje total



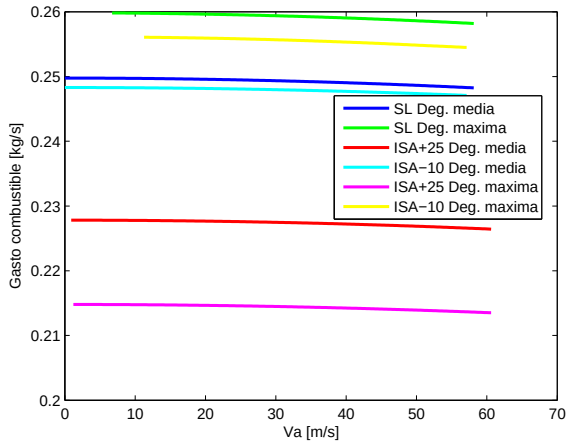
6.10.8 Empuje caliente



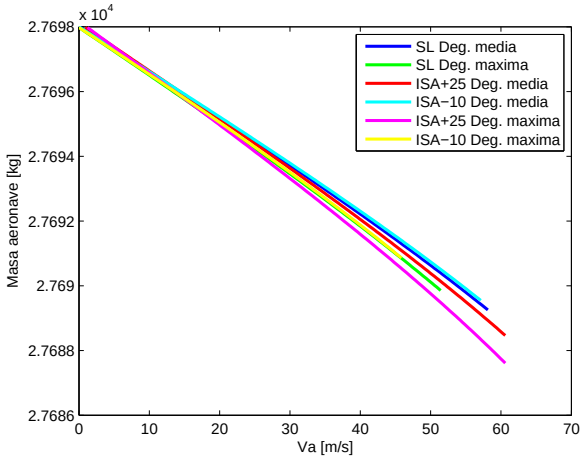
6.10.9 Consumo específico



6.10.10 Gasto de aire por la tobera



6.10.11 Gasto de combustible



6.10.12 Masa de la aeronave

6.4.2. Despegue a elevada altitud

Para comprobar el efecto de la altitud en las características del turbohélice se ha modelado un despegue típico en el Aeropuerto Internacional de la Ciudad de México, situado a unos 2237 m de altitud. Esta situación provocará que la temperatura, densidad y presión del ambiente

limiten la operación de la turbomáquina.

Siguiendo con el esquema de gráficas que se ha llevado hasta ahora, se muestra en la figura 6.10 la temperatura de entrada a la turbina. Ésta es mayor a medida que se degrada el motor y a medida que la altitud aumenta, por tanto el máximo se alcanza cuando el motor está degradado al máximo nivel en México y el mínimo cuando está a nivel del mar en buen estado. Lo que ocurre es que se ha limitado la temperatura a $1323,15\ K$ al inicio del despegue para los tres estados del motor en México porque en los análisis iniciales se observó que la temperatura excedía el máximo.

El motivo de que la temperatura de entrada en la turbina en México sea mayor es porque al considerar la misma temperatura ambiente pero menor presión, por estar a una altitud elevada, el ciclo termodinámico del motor se desplaza hacia la derecha y menos isentrópico (menor eficiencia), al igual que ocurre en el despegue a mayor temperatura ambiente. Además el gasto de aire, al ser menos denso, es más pequeño (figura 6.11.4) y por tanto, los rendimientos de los compresores caen considerablemente ya que para conseguir la misma relación de compresión necesitan consumir mayor potencia, alcanzando mayores temperaturas a la salida de la cámara de combustión.

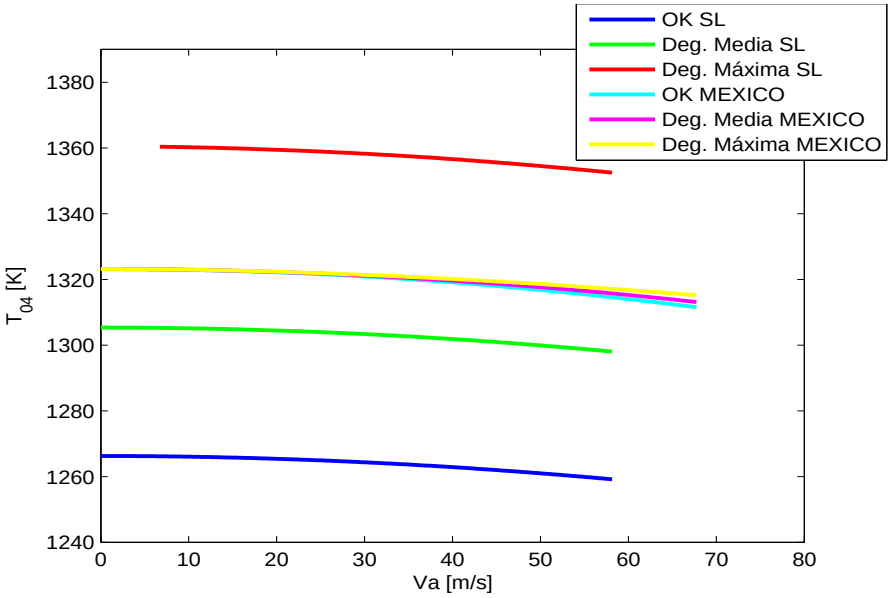
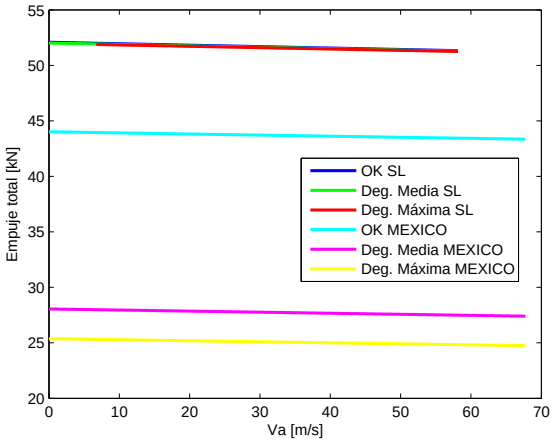


Figura 6.10: T_{04}

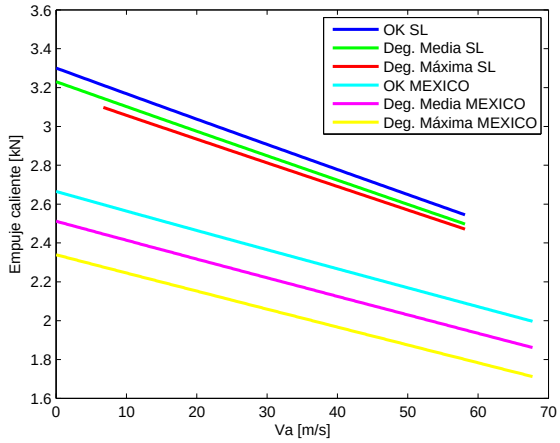
Se observa que el empuje a elevada altitud es más pequeño, principalmente se debe a la densidad, que provoca que el gasto de aire sea menor. Además, al limitar la temperatura de entrada a la turbina para los casos desarrollados en México, la potencia consumida por la hélice es mucho más baja y como consecuencia el empuje que entrega la misma es menor. Esto a su vez da como resultado que el consumo de combustible sea menor. Por ello no es adecuado comparar los consumos de combustible, pues las condiciones no son las mismas (Potencia de la hélice), si no que lo ideal es comparar el consumo específico en cada caso. En la figura 6.11.3 se observa que tanto para el motor en buen estado como a nivel medio de degradación el consumo específico es menor en México mientras que para el caso de máxima degradación

es más favorable a nivel del mar.

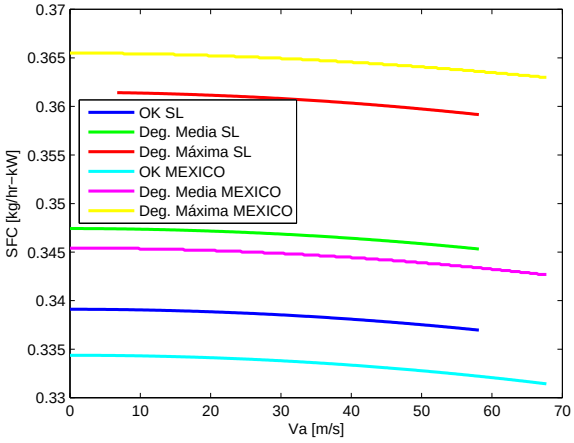
Por último es importante comentar que al desarrollar menor empuje durante el despegue y al ser la densidad en México menor, la velocidad de despegue y la carrera de despegue aumentan. Por ejemplo, la distancia de despegue a máxima degradación en México es $1826,34\ m$ (tres veces mayor que a nivel del mar) y la velocidad de despegue $67,72\ m/s$ (casi $10\ m/s$ mayor que a nivel del mar).



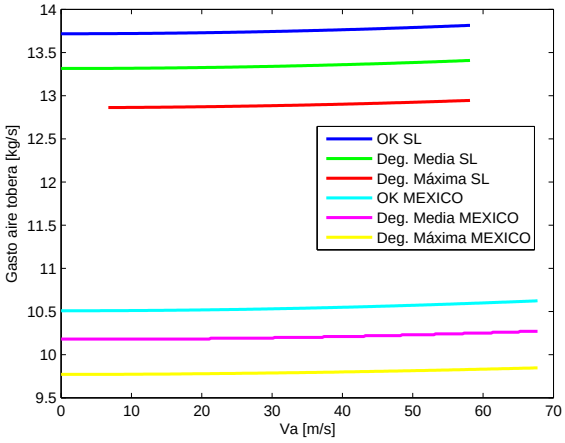
6.11.1 Empuje total



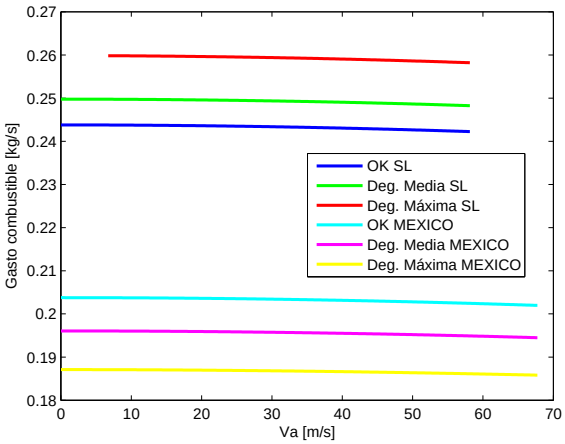
6.11.2 Empuje caliente



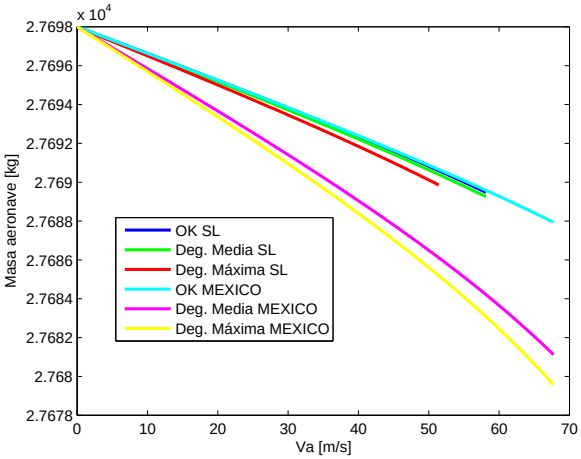
6.11.3 Consumo específico



6.11.4 Gasto de aire por la tobera



6.11.5 Gasto de combustible



6.11.6 Masa de la aeronave

6.4.3. Consideraciones sobre el empuje: limitación de T.I.T.

Una de las consecuencias que tienen lugar al evaluar las prestaciones de operación del motor tras producirse el fenómeno de la degradación es que la temperatura de entrada en la turbina supera el valor máximo, por tanto, el sistema de protección del motor responde ante esta situación, reduciendo el consumo para reducir la temperatura hasta el máximo considerado ($1323,15\ K$). A modo de ilustración, en la sección *Despegue a nivel del mar* se ha considerado el caso en el que se limita la temperatura de entrada en la turbina, por lo que se puede corroborar en la figura 6.7.5 el resultado expuesto al inicio del párrafo.

Por otra parte, la reducción en el consumo de combustible implica reducción de potencia y, por consiguiente la disminución del empuje total. Esto se observa precisamente en las figuras 6.7.1 y 6.7.2, donde la reducción del empuje total representa un $6,7\,\%$ y la del empuje caliente un $7\,\%$ sobre el motor en condiciones óptimas.

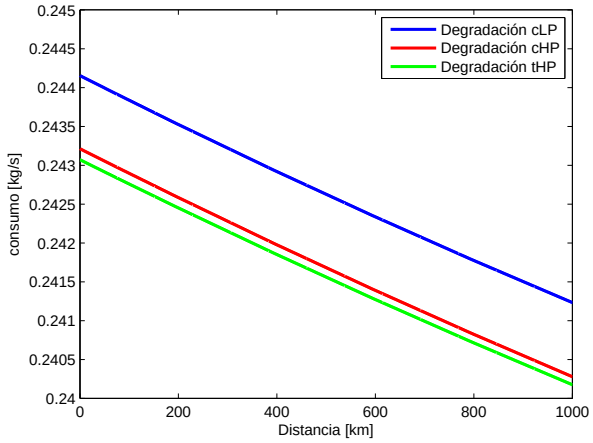
El problema no es que solamente se reduzca el empuje, si no que como se observa también en las gráficas, la distancia de despegue aumenta casi $100\ m$. Resultado que no es admisible y menos aún al tratarse de un avión militar que debe ser capaz de despegar en pistas cortas y no habilitadas, con más razón para que el periodo de revisiones del motor se efectúe de forma más frecuente.

6.5. Crucero

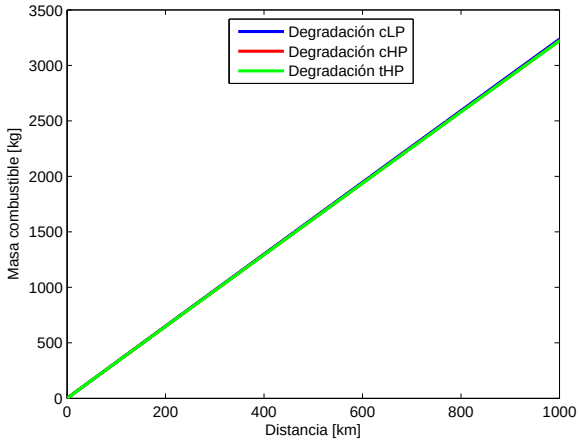
En este punto se realiza un estudio comparativo de degradación de los tres componentes considerados (los dos compresores y la turbina de alta) uno por uno para determinar cual de ellos afecta más a las prestaciones del motor y, por tanto, a cual de ellos es necesario realizar un mantenimiento más preciso.

En este caso se ha considerado un crucero de $1000\ km$ de alcance, con una masa inicial de 27397[3] kg que es justamente la masa inicial en el crucero de la misión con los motores en buen estado.

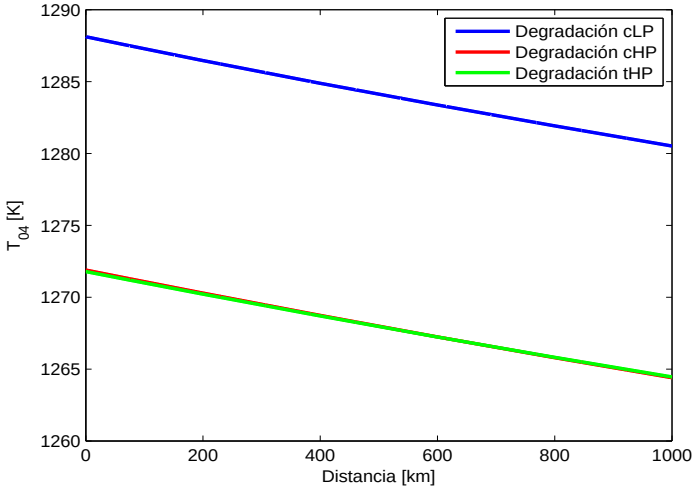
[3]Se ha considerado este valor como se podría haber escogido cualquier otro similar



6.11.7 Gasto de combustible



6.11.8 Masa de la aeronave



6.11.9 Temperatura de entrada a la turbina

Se observa que cuando se degrada el compresor de baja, la temperatura de entrada a la turbina es mayor y el consumo de combustible también. Aunque no se aprecia del todo bien en la figura 6.11.8 la masa al final del crucero para cada caso se muestra en la tabla pesos, donde se observa que el avión acaba el crucero con menos peso cuando el compresor de baja está degradado. Por tanto se puede decir que al degradar el compresor de baja las prestaciones del motor se ven más perjudicadas.

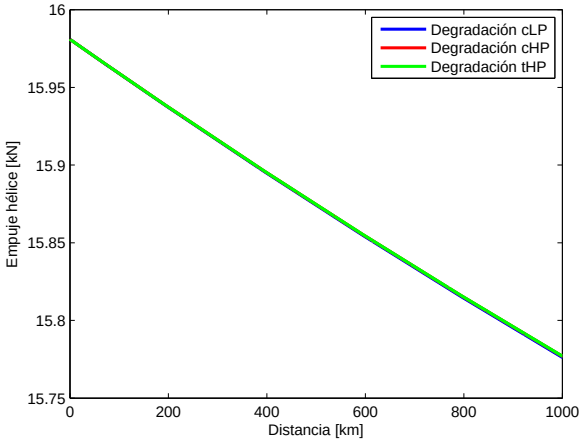
Compresor de baja $[kg]$	Compresor de alta $[kg]$	Turbina de alta $[kg]$
24162	24175	24176

Tabla 6.3: Tabla peso del avión al final del crucero

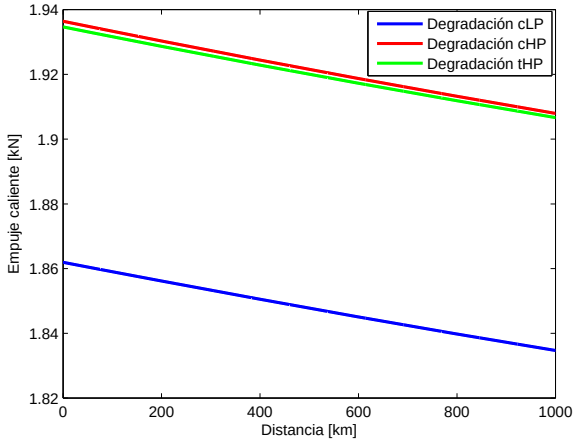
Ahora, a la vista de las gráficas lo importante es explicar el porqué es el compresor de baja el que penaliza en mayor medida sus características. Para ello se debe pensar en qué consiste la degradación. Como se vio en *Estado del arte* el fouling (el tipo de degradación realizada a los

compresores y turbina de alta) provoca una reducción del gasto corregido y de la relación de compresión, así como del rendimiento de la turbomáquina. Teniendo en cuenta que cualquier perturbación en las prestaciones aguas arriba del motor tiene una mayor repercusión en el resto del motor, por ejemplo una caída en el rendimiento del compresor de baja provoca que el ciclo termodinámico del motor se desplace hacia la derecha y el rendimiento de los demás componentes se vea penalizado, la degradación del compresor de baja perjudica en mayor medida el servicio del motor que en el de alta. Esto se aprecia en las figuras 6.11.16, 6.11.17 y 6.11.18 en las que no solo el compresor de baja es el que demanda menos potencia, si no que la degradación del mismo provoca que el generador de gas entregue menos potencia.

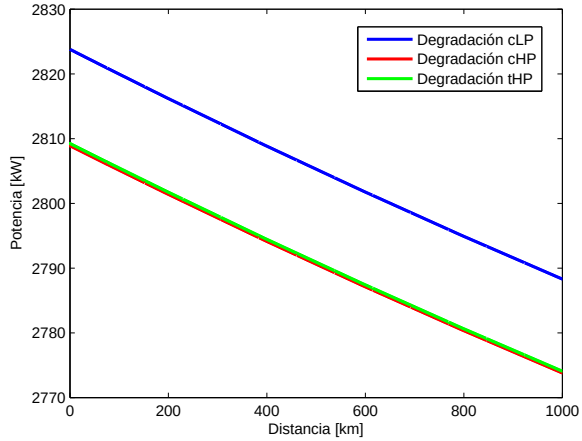
Por otra parte es importante mencionar que el compresor de baja es el que posee mayor rendimiento y relación de compresión. Por lo que en cierta medida tiene mayor peso en la compresión del flujo. Esto explica, por otra parte, el resultado expresado en el párrafo anterior.



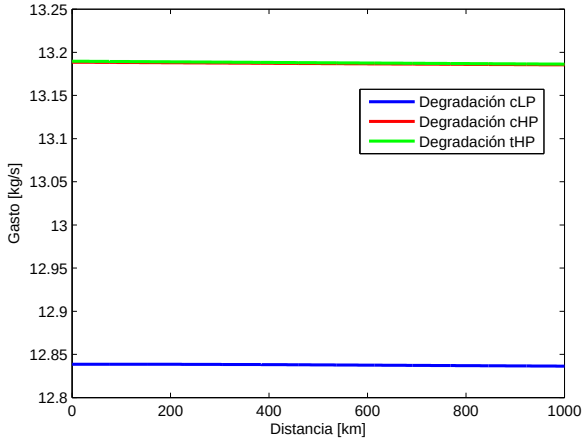
6.11.10 Empuje total



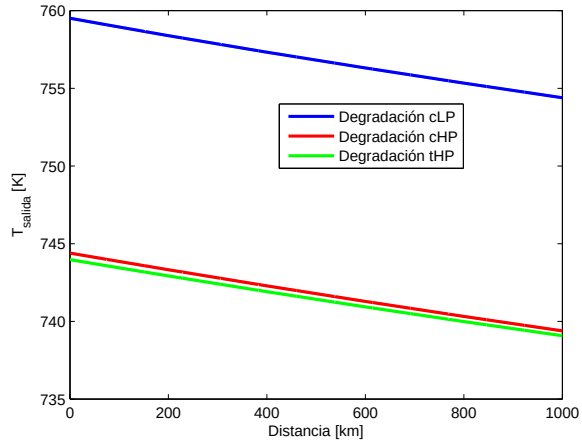
6.11.11 Empuje caliente



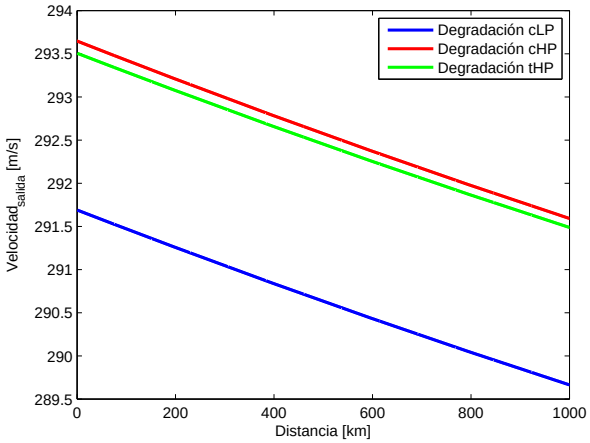
6.11.12 Potencia de la hélice



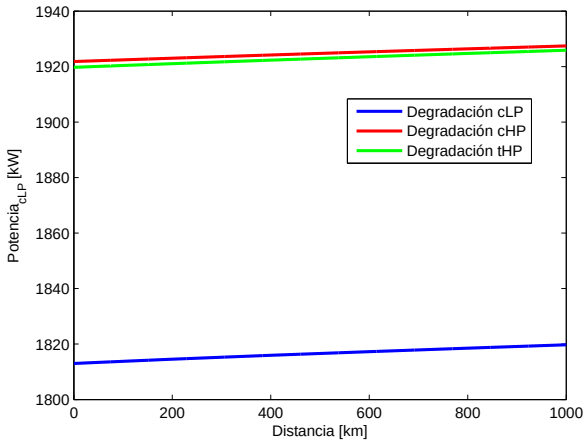
6.11.13 Gasto de aire por la tobera



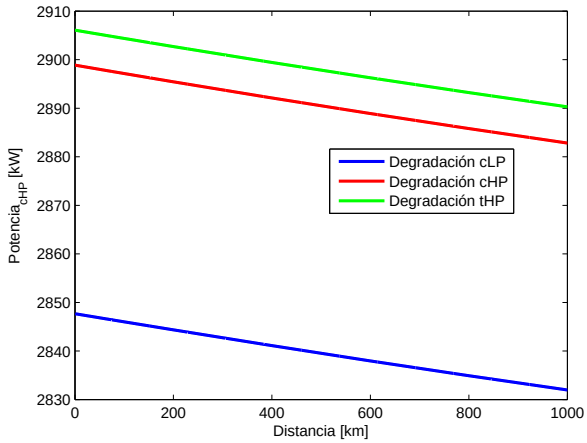
6.11.14 T_s



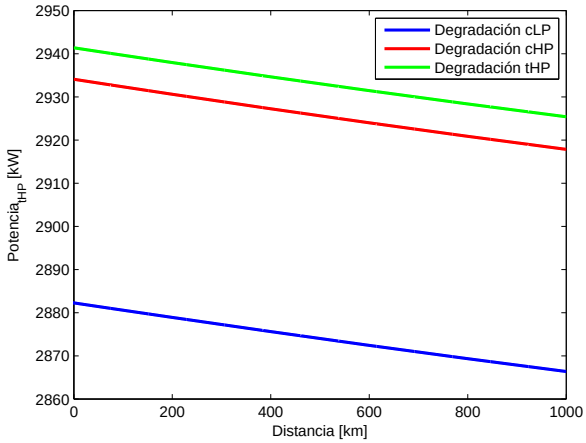
6.11.15 Velocidad de salida



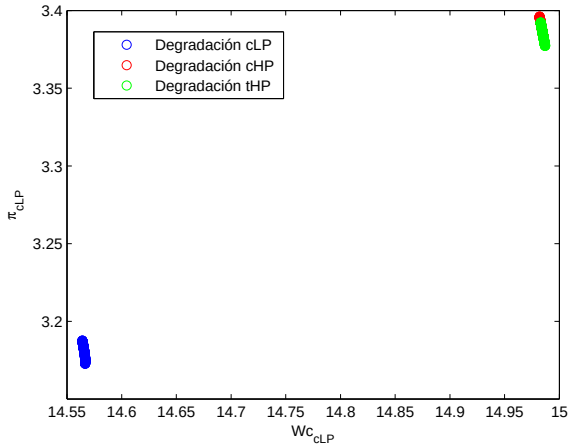
6.11.16 Potencia compresor de baja



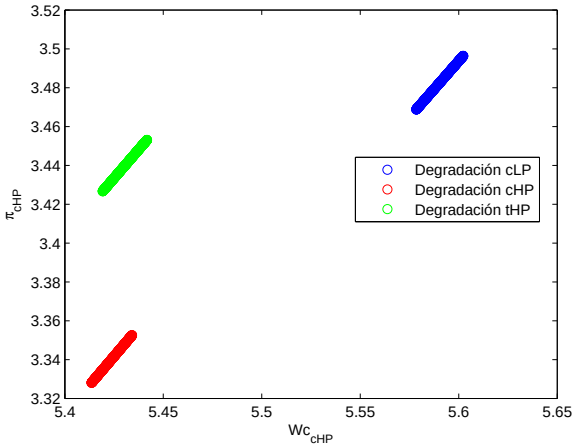
6.11.17 Potencia compresor de alta



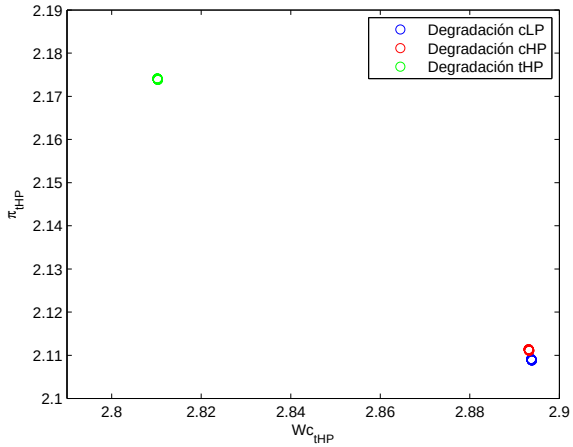
6.11.18 Potencia turbina de alta



6.11.19 Gasto corregido compresor de baja



6.11.20 Gasto corregido compresor de alta



6.11.21 Gasto corregido turbina de alta

Capítulo 7

Conclusiones

Se ha comprobado en la misión de patrulla marítima que el efecto del fouling en los componentes de un motor afecta en gran medida a las prestaciones del mismo (Empuje, potencia, relación de compresión, rendimientos...) y añade un coste adicional debido al aumento del consumo de combustible, por lo que es necesario un buen mantenimiento del motor. Pero además de esto, la degradación tiene otras consecuencias que deben ser tenidas en cuenta, por ejemplo, aunque en el análisis realizado en este trabajo se ha considerado que los dos motores se deterioran de igual forma, lo normal es que no sea así, por lo que podría afectar a la estabilidad del avión, pues uno de los dos proporciona más empuje que el otro, produciendo así un par de guiñada. Otra consecuencia importante es la modificación del perfil de vuelo; como se comentó en el último apartado de *Evaluación de prestaciones*, en el caso de que al estar degradado el motor, la temperatura de entrada a la turbina superase el máximo (el segmento de subida es el más susceptible a ello), habría que modificar la altitud final o el gradiente de subida. Al final se traduce en menor distancia en crucero y más en subida, y ésto en mayor consumo.

Por otra parte, en la sección de *Degradación* se vio que el deterioro del compresor de baja provoca mayores repercusiones en las prestaciones del motor, luego el mantenimiento de este componente debería ser más frecuente. A partir de este resultado hubiera sido interesante realizar un análisis más profundo en el que se determinase si es más rentable el mantenimiento de todos los componentes o sólo del compresor de baja.

Sería también interesante llevar a cabo un análisis más exhaustivo de las "performances" del avión y también realizar el mismo tipo de aplicación, es decir, evaluar las prestaciones del motor en una misión concreta pero con un turbofán u otro tipo de motor.

Para tener una idea del sobre coste de la misión referido al coste del motor en buen estado, se desglosa el porcentaje de incremento del coste de la misión para los casos degradados.

- Degradación media $\rightarrow 2,37\,\%$
- Degradación máxima $\rightarrow 6,52\,\%$

Por tanto, un incremento de 75 kg en la masa de combustible consumido para un motor degradado a nivel medio supone un $2,37\,\%$ del coste del motor en buen estado. Y un incremento de 225 kg para el caso de máxima degradación supone un coste de $6,52\,\%$.

Finalmente, se muestra un estudio de uno de los parámetros más importantes para comparar el coste de una misma misión llevada a cabo por diferentes aviones o, en este caso, para diferentes estados de una misma aeronave, pues no solo varía el combustible total, sino que también lo hace el tiempo empleado, el alcance. Este parámetro es el $CASM$, en este caso $CAPM$ (Cost per Available 100-kg-Payload per nautical mille), pues al no llevar pasajeros la comparación tiene lugar a través de la carga de pago. Para el estudio en cuestión, al tratarse del mismo avión, la carga de pago es la misma y, además, al estar definido el alcance de la misión y al haber impuesto las velocidades de los segmentos de igual forma para los casos degradados, el tiempo empleado es el mismo ($2,01\ hr = 7238\ s$). Por tanto lo que varía en este parámetro es la masa de combustible consumida. A continuación se definen cada una de las variables que intervienen en el cálculo del CASM.

$$CAPM = DOC/AP_{100}M \tag{7.1}$$
$$DOC = (t * CI + M_{fuel}) * cost_{fuel} \tag{7.2}$$
$$AP_{100}M = Alcance \cdot P_{100} \tag{7.3}$$
$$P_{100} = PL/100 \tag{7.4}$$

Donde DOC (Direct Operating Cost) es el coste operativo directo de la misión, t el tiempo total empleado y $cost_{fuel}$ el coste de combustible. El valor utilizado del precio de combustible JET-A1 (tiempo de combustible considerado en este trabajo) es $2,818\ \$/gallon$[1] (dólar estadounidense) y viene dado por la página oficial de la Asociación Internacional de Transporte Aéreo (IATA) del día 22 de agosto de 2014.

$AP_{100}M$ (Available 100-kg-Pay load) es el indicador comparativo de la carga de pago, es decir, se ve cuánto cuesta realizar la misión por cada 100 kg de carga de pago. El CI (Cost Index) es un parámetro que refleja el coste de mantener un avión en vuelo. Cuanto mayor sea el CI, más rápido debe volar la aeronave. Es esencialmente una variable que las compañías aéreas ajustan a su medida en función del tipo de trayecto o del tipo de avión. En este caso el valor utilizado es de 1 kg/s.

En la tabla siguiente se puede observar el $CAPM$ calculado para la misión en cada uno de los tres casos de degradación considerados.

Misión	DOC [$]	CASM [$]
Motor en buen estado	9845,0118	$0,27165$
Degradación media	9914,1093	$0,27355$
Degradación máxima	10052,3043	$0,27737$

Tabla 7.1: Tabla CAPM

El incremento del $CAPM$ de los casos degradados con respecto al valor del motor en buen estado se muestra a continuación:

- Degradación media $\rightarrow 0,7\,\%$
- Degradación máxima $\rightarrow 2,1\,\%$

[1] 1 gallon=3,7854 litros

Como se puede ver, a medida que aumenta el nivel de degradación, mayores son el $CAPM$ y el coste operativo directo. Tanto esta tabla como la adjunta en el apartado *Coste* del capítulo *Evaluación de prestaciones* hacen tomar conciencia de los perjuicios económicos que conlleva este tipo de degradación (fouling) en las compañías aéreas.

Bibliografía

[1] Ranier Kurz y Klaus Brun, *DEGRADATION IN GAS TURBINE SYSTEM*, International Gas Turbine & Aeroengine Congress & Exhibition, Munich, Alemania, 2000.

[2] Cyrus B. Meher-Homji y Andrew Bromley, *GAS TURBINE AXIAL COMPRESSOR FOULING AND WASHING*, Proceedings of the thirty-third turbomachinery symposium, Houston, Texas, 2004.

[3] GPS Development Team Members, *GSP 11 USER MANUAL*, National Aerospace Laboratory NLR, Amsterdam, 2013.

[4] F-Chart Software, *ENGINEERING EQUATION SOLVER*, Middleton, 2000.

[5] Philip G. Hill y Carl R. Peterson, *MECHANICS AND THERMODYNAMICS OF PROPULSION*, Addison-Wesley, Segunda Edición, 1992, págs. 198–200.

[6] John B.Heywood, *INTERNAL COMBUSTION ENGINE FUNDAMENTALS*,Mc Graw-Hill International Edition Automotive Technology Series, 1988, págs. 69–71.

[7] S. L. Dixon, *FLUID MECHANICS, THERMODYNAMICS OF TURBOMACHINERY*,Pergamon Press Ltd, Cuarta Edición, 1998.

[8] Tomás Sánchez Lencero, Antonio Muñoz Blanco y Francisco José Jiménez-Espadafor Aguilar, *TURBOMÁQUINAS TÉRMICAS*, Editorial Síntesis, 2010.

[9] Paul Jackson Fraes *Jane's All the World's Aircraft 2007 - 2008*

[10] Joachim kurzke *Manual GasTurb 12, Design and Off-Design Performance of Gas Turbines*

[11] http://www.enginehistory.org/GasTurbines/Rolls-Royce/Transall-SAAF,R-RTyneEngine_1.pdf, 20 de Agosto 2014

[12] http://en.wikipedia.org/wiki/Rolls-Royce_Tyne, 5 de Agosto 2014

[13] http://www.combataircraft.com/en/Military-Aircraft/Aeritalia/G-222/, 2 de Agosto 2014

[14] Aplicación Google Earth, 20 de Junio