

Proyecto Fin de Grado

Ingeniería Aeroespacial

Modelado del turbohélice Allison T56-A-15 a partir del ensayo en banco de potencia: Aplicación a la evaluación de prestaciones

Autor: Ángela Escalona Cabello

Tutor: Francisco José Jiménez-Espadafor Aguilar

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

Sevilla, 2017



Proyecto Fin de Grado
Ingeniería Aeroespacial

Modelado del turbohélice Allison T56-A-15 a partir del ensayo en banco de potencia: Aplicación a la evaluación de prestaciones

Autor:
Ángela Escalona Cabello

Tutor:
Francisco José Jiménez-Espadafor Aguilar
Catedrático

Dep. Ingeniería Energética
Escuela Técnica Superior de Ingeniería
Universidad de Sevilla
Sevilla, 2017

Proyecto Fin de Grado: Modelado del turbohélice Allison T56-A-15 a partir del ensayo en banco de potencia:
Aplicación a la evaluación de prestaciones

Autor: Ángela Escalona Cabello

Tutor: Francisco José Jiménez-Espadafor Aguilar

El tribunal nombrado para juzgar el Proyecto arriba indicado, compuesto por los siguientes miembros:

Presidente:

Vocales:

Secretario:

Acuerdan otorgarle la calificación de:

Sevilla, 2017

El Secretario del Tribunal

Índice

Índice	vii
Índice de Tablas	ix
Índice de Figuras	xi
Notación	xiii
1 Introducción	1
2 Modelo de Motor	3
2.1 Descripción del turbohélice Allison T56-A-15	3
2.2 Ensayo en banco de potencia	5
2.2.1 Descripción del banco de potencia	5
2.2.2 Magnitudes medidas	6
2.2.3 Congruencia de los datos	8
2.3 Ecuaciones del ciclo	9
2.3.1 Admisión	11
2.3.2 Compresor	12
2.3.3 Cámara de combustión	13
2.3.4 Turbina	13
2.3.5 Tobera de salida	14
2.3.6 Hélice	15
3 Diseño del Modelo	17
3.1 Modelado del ciclo en MatLab	17
3.2 Mapas de compresor y turbina	19
3.2.1 Compresor	21
3.2.2 Turbina	24
4 Análisis Estadístico	27
4.1 Distribuciones de probabilidad	27
4.2 Método de resolución	28
4.3 Modelado final del turbohélice Allison T56-A-15	32
5 Evaluación de Prestaciones	37
5.1 Características de la aeronave	37
5.2 Operación Atalanta	40
5.2.1 Perfil de la misión	40
5.2.2 Resultados de la misión	48
6 Conclusiones	61

7	Anexos	63
7.1	<i>Propiedades de los gases reales</i>	63
7.1.1	Combustible	63
7.1.2	Calor específico a presión constante C_p	66
7.1.3	Entalpía h	68
7.1.4	Entropía s	70
7.1.5	Integral C_p/T	70
	Bibliografía y Consultas Web	73

Índice de Tablas

Tabla 2–1. Especificaciones de dos motores T56-A.	5
Tabla 2–2. Datos de ensayo en banco en SI.	8
Tabla 3–1. Ecuaciones del ciclo en el modelado inicial.	17
Tabla 4–1. Ecuaciones del ciclo en el modelado final.	33
Tabla 5–1. Coeficientes de la polar parabólica de coeficientes constantes en diferentes segmentos de vuelo del P-3 Orión.	40
Tabla 5–2. Condiciones de despegue.	45
Tabla 5–3. Distancias recorridas, tiempos empleados y combustible consumido en cada segmento de la misión.	48
Tabla 7–1. Constantes de los elementos de la combustión.	65
Tabla 7–2. Constantes de los elementos de la combustión (continuación).	65

Índice de Figuras

Figura 2-1. Corte del turbohélice Allison T56.	4
Figura 2-2. Hélice Hamilton Standard 54H60-77.	4
Figura 2-3. Banco de ensayo (freno hidráulico).	6
Figura 2-4. Tabla de datos proporcionada por la Maestranza Aérea de Sevilla.	7
Figura 2-5. Comparación datos iniciales.	9
Figura 2-6. Etapas del turbohélice Allison T56-A-15.	10
Figura 2-7. Datos (Negro) e incógnitas (Rojo) de la admisión.	11
Figura 2-8. Datos (Negro) e incógnitas (Rojo) del compresor.	12
Figura 2-9. Datos (Negro) e incógnitas (Rojo) de la cámara de combustión.	13
Figura 2-10. Datos (Negro) e incógnitas (Rojo) de la turbina.	14
Figura 2-11. Datos (Negro) e incógnitas (Rojo) de la tobera de salida.	15
Figura 2-12. Datos (Negro) e incógnitas (Rojo) de la hélice.	16
Figura 3-1. Mapa del compresor genérico proporcionado por GSP.	21
Figura 3-2. Mapa del compresor (I) escalado con los puntos de partida (azul).	23
Figura 3-3. Mapa del compresor (II) escalado con los puntos de partida (azul).	23
Figura 3-4. Mapa de la turbina genérico proporcionado por GSP.	24
Figura 3-5. Mapa de la turbina (I) escalado con los puntos de partida (rojo).	26
Figura 3-6. Mapa de la turbina (II) escalado con los puntos de partida (rojo).	26
Figura 4-1. Función de densidad de distribución normal.	27
Figura 4-2. Obtención de N puntos.	29
Figura 4-3. Entradas y salidas del modelo matemático del motor.	29
Figura 4-4. Densidad de las diferentes variables 2-D.	30
Figura 4-5. Mapas del compresor.	31
Figura 4-6. Mapas de la turbina.	31
Figura 4-7. Curva característica a $h = 0$ ft.	36
Figura 4-8. Curva característica a $h = 8000$ ft.	36
Figura 5-1. Lockheed P-3 Orión.	38
Figura 5-2. Vista de alzado, planta y perfil del Lockheed P-3 Orión.	39
Figura 5-3. Operación Atalanta.	40
Figura 5-4. Operación Atalanta: mapa de la misión.	41
Figura 5-5. Operación Atalanta: perfil de la misión.	41

Figura 5-6. Atmósfera ISA.	42
Figura 5-7. Combustible consumido en la misión.	49
Figura 5-8. Distancia recorrida durante la misión.	49
Figura 5-9. Masa en cada punto de la misión.	49
Figura 5-10. Variación del consumo en cada uno de los segmentos de vuelo.	51
Figura 5-11. Variación del empuje en cada uno de los segmentos de vuelo.	52
Figura 5-12. Variación del gasto en cada uno de los segmentos de vuelo.	53
Figura 5-13. Variación de la potencia en cada uno de los segmentos de vuelo.	54
Figura 5-14. Variación de la temperatura de remanso a la entrada de la turbina en cada uno de los segmentos de vuelo.	55
Figura 5-15. Variación de la temperatura de salida en cada uno de los segmentos de vuelo.	56
Figura 5-16. Mapas del motor durante la subida.	57
Figura 5-17. Mapa del motor durante el crucero.	58
Figura 5-18. Mapas de compresor y turbina en los despegues.	58
Figura 7-1. Comparativa del calor específico a presión constante antes de la combustión y después de la misma.	67
Figura 7-2. Comparativa de la entalpía antes y después de la combustión.	70
Figura 7-3. Comparativa de la integral de calor específico a presión constante dividido por la temperatura antes de la combustión y después de la misma.	72

Notación

p_i	Presión en la etapa i
p_{0i}	Presión de remanso en la etapa i
T_i	Temperatura en la etapa i
T_{0i}	Temperatura de remanso en la etapa i
h_i	Entalpía en la etapa i
h_{0i}	Entalpía de remanso en la etapa i
RPM	Revoluciones por minuto del eje
$\dot{m}$	Gasto de aire
$\dot{m}_f$	Gasto de combustible
$\dot{W}_c$	Potencia absorbida por el compresor
$\dot{W}_t$	Potencia generada por la turbina
$\dot{W}_h$	Potencia absorbida por la hélice
P_{shaft}	Potencia absorbida por el eje
η_{pc}	Rendimiento politrópico del compresor
η_{pt}	Rendimiento politrópico de la turbina
η_{mec}	Rendimiento mecánico
η_{cc}	Rendimiento de la cámara de combustión
Δp_{cc}	Pérdida de carga en la cámara de combustión
π_c	Relación de compresión
M_i	Número de Mach en la etapa i
H_p	Poder calorífico del combustible
π_t	Relación de expansión

E_{jet}	Empuje proporcionado por la tobera
V_0	Velocidad del aire a la entrada del motor
C_s	Velocidad del fluido a la salida
π_{tob}	Pérdida de presión en la tobera
π_d	Pérdida de presión en la toma dinámica
N_c	Revoluciones corregidas
θ	$T[K]/T_{ref}$, siendo $T_{ref} = 288.15\ K$
η_c	Rendimiento isentrópico del compresor
η_t	Rendimiento isentrópico de la turbina
δ	$p[bar]/p_{ref}$, siendo $p_{ref} = 1.01325\ bar$
W_c	Gasto corregido
N	Revoluciones del motor
S_{W_c}	Factor de escalado del gasto corregido
S_{PR}	Factor de escalado de la relación de compresión/expansión
S_η	Factor de escalado del rendimiento isentrópico

1 INTRODUCCIÓN

El objetivo de este proyecto es obtener un modelo representativo del motor Allison T56-A-15 a partir de datos obtenidos en banco de potencia con la mayor fiabilidad posible, con la finalidad de llevar a cabo diversas aplicaciones del motor. De esta forma, se puede predecir el comportamiento del mismo en la vida real sin necesidad de la comprobación experimental, lo que supone un ahorro económico y de recursos a cualquier empresa.

La motivación del proyecto ha sido la falta de disponibilidad del comportamiento del motor en unas condiciones operativas diferentes a las de la Maestranza Aérea de Sevilla. Por lo tanto, para conocer la respuesta del motor al cambiar las condiciones (aumento de la altitud, cambio en las condiciones de temperatura y presión, etc.), es necesario un modelo representativo del mismo.

El motor en el cual se basa este proyecto es el turbohélice Allison T56-A-15, del que se dispone de la totalidad de puntos de operación que habilitan al motor tras una operación de mantenimiento, obtenidos de forma empírica mediante un ensayo en banco realizado en la Maestranza Aérea de Sevilla. Esto se recoge en el capítulo *Modelo del Motor*, en el que se estudia más detenidamente el motor, el ensayo realizado y la congruencia de los datos obtenidos. También, se expresan las ecuaciones del ciclo en cada uno de los componentes.

Para producir el modelo matemático se ha empleado MatLab, donde se programa el ciclo termodinámico empleado en el diseño del modelo. El siguiente paso es obtener los mapas de compresor y turbina del motor, para ello, como punto de partida se necesitan mapas genéricos proporcionados por GSP, y tras la resolución del modelo de motor para los puntos iniciales, dichos mapas se escalan y se obtienen los mapas del motor estudiado. La obtención se describe en el apartado *Diseño del Modelo*.

A partir de aquí se le aporta mayor validez al modelo realizando un estudio estadístico. En el capítulo *Análisis Estadístico* se calculan más puntos del motor empleando distribuciones normales obtenidas a partir de los puntos iniciales, y finalmente se obtienen unos mapas definitivos de compresor y turbina.

Una vez se tiene el modelo del motor, se pasa a la *Evaluación de Prestaciones*, en el apartado del mismo nombre, en el que se realiza un estudio de los motores instalados en un avión de patrulla marítima, lo que permite ver la evolución de las variables termodinámicas a lo largo de una misión.

Finalmente, en el capítulo *Conclusiones*, se recogen con más detalle las implicaciones del proyecto, así como los resultados clave que se obtienen a lo largo del mismo. Además, se estudian las posibles mejoras del proyecto y líneas futuras que se podrían seguir para ampliarlo.

2 MODELO DE MOTOR

En este capítulo se detallarán las características del motor estudiado, el turbohélice Allison T56-A-15, así como los datos de partida del proyecto. Como ya se ha comentado anteriormente, se pretende obtener un modelo fiable del motor fuera de diseño, por lo que en este apartado también se resolverá el ciclo con los puntos iniciales, obteniéndose así un mapa de compresor y turbina. En concreto, para esta primera parte es necesario conocer bien las características del turbohélice, así como su comportamiento en diferentes condiciones de operación.

2.1 Descripción del turbohélice Allison T56-A-15

El Allison T56 es un turbohélice militar monoje y de diseño modular desarrollado originalmente por la compañía estadounidense Allison Engine Company, y que actualmente es producido por Rolls-Royce. Las principales aeronaves que han llevado estos motores han sido: Lockheed Martin C-130A-H Hercules, Lockheed Martin P-3C Orion, Northrop Grumman E-2C Hawkeye y Northrop Grumman C-2A Greyhound entre otras.

El turbohélice estudiado está compuesto por un compresor axial de 14 etapas. Tras el compresor, el motor consta de seis cámaras de combustión cilíndricas, que emplean JP8 como combustible. Para proporcionar potencia al compresor y a la hélice, el motor tiene una turbina de 4 etapas.

Mientras que el compresor gira a las mismas revoluciones que la turbina, para la hélice hay que reducir la velocidad de giro, de lo cual se encarga la caja reductora que reduce las revoluciones con una relación de 13,54:1. La hélice instalada en este motor es una Hamilton Standard 54H60-77 de cuatro palas y 4,11 m de diámetro. Dicha hélice varía dependiendo de la aeronave, pero en los siguientes apartados nos centraremos en el Lockheed Martin P-3C Orion, por lo tanto la hélice especificada es la que emplea dicho avión.

Tras pasar por la turbina, el aire pasa por una tobera encargada de acelerar el fluido y proporcionar empuje, aunque dicho empuje no es comparable con el que da la hélice.

En la figura inferior podemos ver una sección del motor mostrando todos sus componentes, se puede observar la caja reductora, las 14 etapas de compresor, la cámara de combustión, las 4 etapas de turbina, y finalmente la tobera.

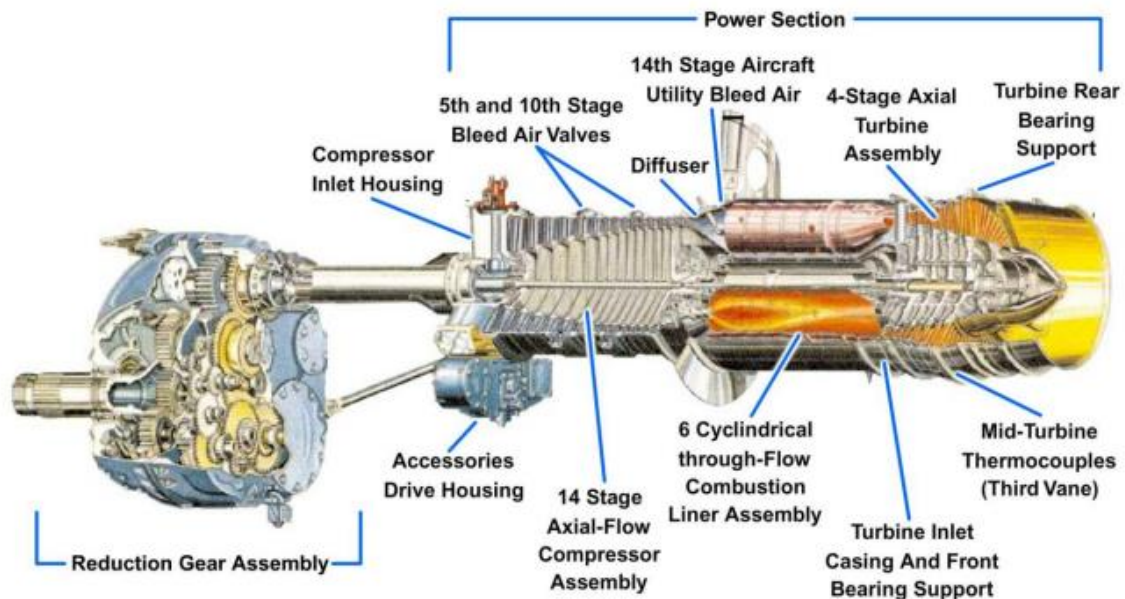


Figura 2-1. Corte del turbohélice Allison T56.



Figura 2-2. Hélice Hamilton Standard 54H60-77.

Por último, se recogen en una tabla algunas de las características de dos motores de la familia T56-A:

Tabla 2-1. Especificaciones de dos motores T56-A.

Especificaciones	T56-A Serie III	T56-A Serie IV
Potencia (shp)	4591	5250
Relación de compresión	11,3	11,5
Longitud (in)	146,3	146,1
Diámetro (in)	27	27
Peso (lb)	1920	1940
Etapas del compresor	14HP	14HP
Etapas de la turbina	4HP	4HP

2.2 Ensayo en banco de potencia

Para la obtención de los puntos de partida se ha realizado un ensayo en banco. En este apartado, se conocerá el banco de potencia empleado con más detalle, así como las magnitudes medidas en el mismo. Una vez se tienen los datos iniciales, se pasa al análisis de dichos datos.

2.2.1 Descripción del banco de potencia

Para probar el motor Allison T56-A-15 en la Maestranza Aérea de Sevilla, se emplea un banco de pruebas con un freno dinamométrico.

Los frenos dinamométricos son los encargados de crear un par resistente que es el que proporciona la "carga" al motor. Esta "carga" ha de ser variable para ensayar distintas condiciones operativas del motor. Se han desarrollado diferentes tipos de frenos basados en distintos principios. En concreto interesa en este proyecto el freno hidráulico, que es con el que ha sido ensayado el motor estudiado en la Maestranza Aérea de Sevilla.

Los frenos hidráulicos se componen de un rotor que gira accionado por el eje del motor y un estator o carcasa fija al sistema de medida de fuerza. Entre el rotor y el estator hay una cantidad variable de agua. En el freno hidráulico tipo Froude, que es el más comúnmente usado, carcasa y rotor están provistos de cavidades y álabes oportunamente conformados, que imparten al agua un movimiento turbulento, que transforma en calor el trabajo mecánico desarrollado por el motor. Las variaciones de carga se consiguen cambiando la cantidad de agua en el interior del freno. La resistencia que el agua opone a la rotación del rotor reacciona sobre el estator produciendo un par resistente igual al par motor.



Figura 2-3. Banco de ensayo (freno hidráulico).

2.2.2 Magnitudes medidas

La base de este proyecto son los datos proporcionados por la Maestranza Aérea de Sevilla, que consisten en una tabla en la que se da información del motor ensayado en banco a cota cero para diferentes regímenes de funcionamiento, entre los que se encuentra despegue y 75% de palanca.

	TEST BENCH	NAME	MOTORES T56	Software ver.:	ASON DAS, ver 7.0	PIN:	TH02
	ASSY NAME:	MOTOR T-56		Test Type:	ACEPTACION	S/N:	001
	Part Number:	8875451		Operator:	Sabino	Manual:	2J-T56-3-1(16RC3)
	Serial Number:	AE-111054		Work Order:	201319605	Rev. Date:	REVISION 4 10592
	Upper Assy:	T-10		Test Date:	9/12/2015		
				Q.C. Sign:	GIPRIANO		
REMARKS:							

GB S/N:	AG-021671	LB. TORQUE:	29540	TORQUE S/N:	A-16356			
Duración de la prueba:	2h52m 42s	TURBINA S/N:	A-11458	Fichero:	e:\HISTORICO 2012\T56-14\AE-111054			
Densidad combustible:	0,801 (15.0 °C)	MODEL NO.:	T56-A-15 LFE	Poder calorífico:	18585,6			
		Punto 1	RALENTI GND BAJA	RALENTI GND ALTA	75% NORMAL	100% NORMAL	MILITAR	TAKE OFF
1 TIEMPO	SEG		6884,5	6341	6015,3	6109,1	6177,4	6276,2
2 P. BAROMETRICA	"HgA		30,36	30,37	30,37	30,37	30,37	30,37
3 ENGINE SPEED	RPM		10057	13602	13819	13820	13822	13819
4 DYNO SPEED	RPM		743	1004,9	1020,9	1021	1021,1	1021
5 POWER LEVEL	DEG		20,21	20,11	70,24	82,29	85,88	87,95
6 FUEL FLOW	PPH		617	791	1724	2174	2318	2414
7 FUEL TEMPERATURE	°C		14	13,7	13,9	13,8	13,7	13,7
8 VIBRATION RGB	mils		0,379	0,818	0,981	0,958	1,046	1,068
9 VIBRATION COMPRESSOR	mils		0,059	0,059	0,139	0,177	0,193	0,217
10 VIBRATION TURBINE	mils		0,31	0,507	0,329	0,382	0,398	0,401
11 TURBINE INLET TEMP (TIT)	°F		1182,1	1060,8	1606	1843,8	1916,3	1982,2
12 OIL PRESSURE RGB	PSI		104	187	194	193	194	194
13 OIL PRESSURE POWER SECTION	PSI		47,4	54,8	55,8	55,6	55,6	55,5
14 OIL PRESSURE BEARING POSTERIOR TURBINA	PSI		28,1	32,4	33,4	33,3	33,2	33,2
15 COMPRESSOR INLET TEMPERATURE (TT2)	°C		18,4	17,3	16,9	17	16,9	17
16 COMPRESSOR INLET PRESSURE TOTAL (PT2)	"HgA		30,368	30,363	30,362	30,362	30,36	30,361
17 TORQUEMETER ENGINE	Lb. In		1425	1141	12950	18342	20052	21201
18 TORQUEMETER DYNO	Lb. Ft		688	1000	14292	20344	22195	23416
19 SCAVENGE OIL PRESSURE PS	PSIG		27,9	37,5	38,3	37,9	37,9	38
20 SCAVENGE OIL PRESSURE GB	PSIG		27,6	37	38	37,8	37,8	37,3
21 TEST CELL REFERENCE PRESSURE (PS7)	"HgA		30,368	30,371	30,369	30,37	30,369	30,369
22 LITE HOUSE PRESSURE	"Hg		0,357	0,87	3,091	3,702	3,865	3,947
23 PRESS. DISCHARGE COMPRESSOR	PSI		34,68	88,58	108,98	116,38	118,58	119,89
24 TEMP. INLET OIL MOTOR	°C		75,5	77,5	77,6	78	77,1	76,8
25 TEMP. OUTLET OIL MOTOR	°C		102	111,8	104,4	108,1	110,4	112,3
26 TEMP. INLET GEAR	°C		76,8	78,8	78,7	79,1	78,2	78,3
27 TEMP. OUTLET GEAR	°C		86,3	96,6	91,4	95,6	97,4	98,6
28 OIL QUANTITY	Lbs		249,4	249,4	249,4	249,4	249,4	249,4
29 OIL FLOW	PPM		80	114	118	120	119	118
30 POWER DYNO	SHP		97	191	2778	3955	4315	4552
31 P. ANTHCE 1	PSI		0,944	2,744	2,918	2,888	2,879	2,868
32 P. ANTHCE 2	PSI		0,977	2,774	2,951	2,919	2,911	2,901
33 PRESS. DISCHARGE FUEL CONTROL	PSI		152	199	343	442	504	512

Figura 2-4. Tabla de datos proporcionada por la Maestranza Aérea de Sevilla.

Se puede observar en la tabla anterior, como para cada régimen de vuelo estudiado, se proporcionan datos como pueden ser la temperatura de entrada a la turbina, la temperatura y presión a la entrada del compresor, el gasto de combustible, la velocidad de giro del eje, etc. A partir de dicha información, se construye una tabla que sólo contenga los datos que se van a emplear en unidades del Sistema Internacional.

Tabla 2–2. Datos de ensayo en banco en SI.

Especificaciones	75% Normal	100% Normal	Take off	Militar
Presión barométrica (Pa)	102853	102853	102853	102853
Revoluciones (RPM)	13819	13820	13822	13819
Gasto de combustible (kg/s)	0,2172	0,2739	0,2920	0,3041
Temp. Entrada turbina (K)	1148	1280	1320	1345
Temp. Entrada compresor (K)	290,05	290,15	290,05	290,15
Pres. Entrada compresor (Pa)	102826	102826	102819	102822
Pres. Salida compresor (Pa)	751390	802411	817580	826612
Torque τ (Nm)	1463,15	2072,36	2265,57	2395,39

Se puede observar que los dos regímenes de ralentí no se han incluido en la tabla superior debido a que posteriormente no se emplearán en el análisis. Además, a pesar de que la potencia no es dada directamente, se puede calcular a partir de las revoluciones y el torque del motor mediante la siguiente expresión:

$$P_{shaft}(W) = 745,7 \cdot P_{shaft}(shp) = 745,7 \cdot \frac{2 \cdot RPM \cdot \tau(lb \cdot ft)}{33000 \cdot \pi} \quad (2-1)$$

2.2.3 Congruencia de los datos

Analizando los datos proporcionados en el apartado anterior, se puede observar que son bastante lógicos. En todos los regímenes, las revoluciones del motor permanecen prácticamente constantes, al igual que la presión barométrica a la entrada del motor, debido a que el ensayo en banco se realiza a una altitud fija. A medida que va aumentando la potencia, desde el 75% normal hasta el militar, los diferentes valores se comportan de manera esperada. La temperatura de remanso a la entrada de la turbina y el gasto de combustible aumentan a medida que lo hace la potencia, al igual que ocurre a la presión de remanso a la salida del compresor.

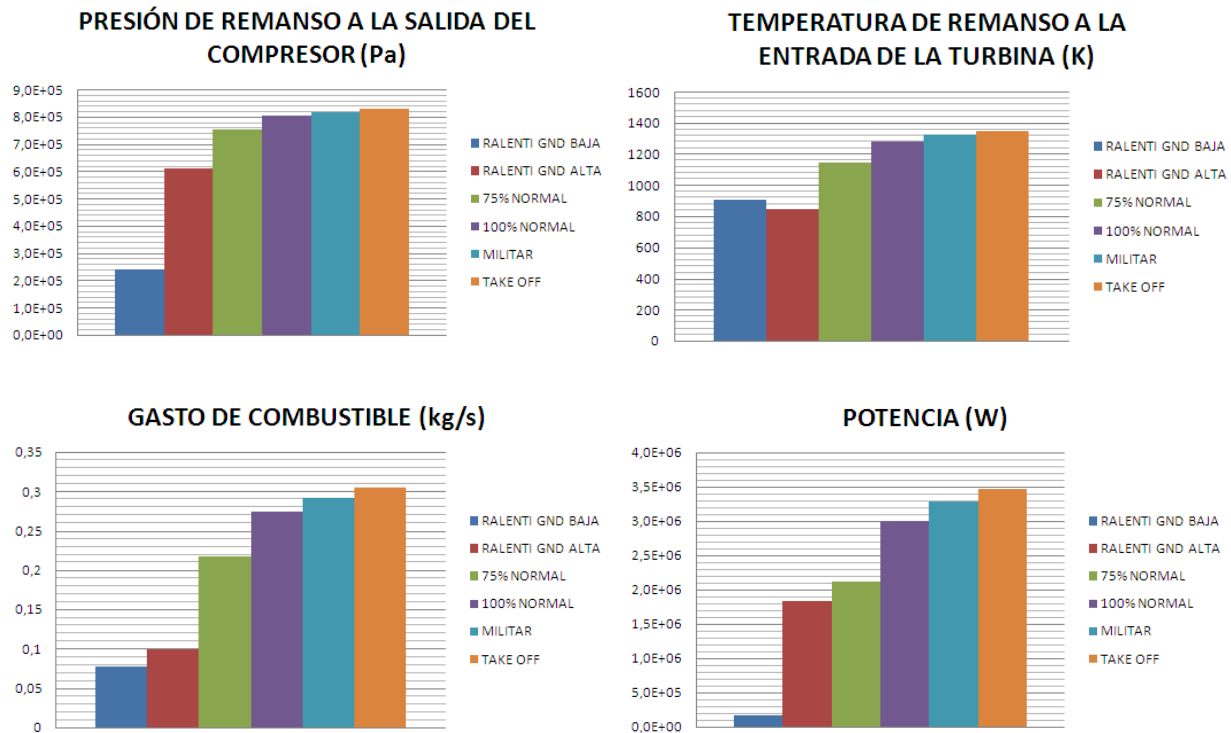


Figura 2-5. Comparación datos iniciales.

2.3 Ecuaciones del ciclo

Una vez conocidos los puntos iniciales, se pasa a especificar las ecuaciones de cada componente del motor. Antes de comenzar, se van a detallar a qué se refieren los subíndices empleados mediante la siguiente figura de un turbohélice monoeje genérico:

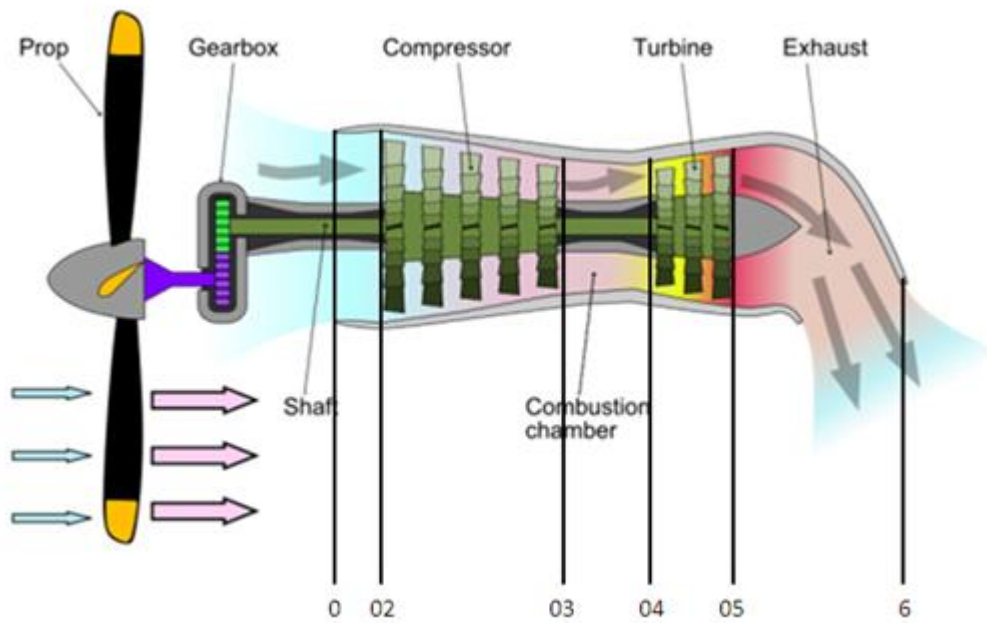


Figura 2-6. Etapas del turbohélice Allison T56-A-15.

- Etapa **0-02**: Toma dinámica
- Etapa **02-03**: Compresor
- Etapa **03-04**: Cámara de combustión
- Etapa **04-05**: Turbina
- Etapa **05-6**: Tobera

En todos los cálculos y ecuaciones que se mostrarán a continuación, aparecerán las variables C_p y h . En el apartado 7.2 de los Anexos, se explica la obtención de estas propiedades que son función de la temperatura, por lo tanto ahora se obviarán esas ecuaciones y su obtención.

Los datos del ciclo que se tienen que calcular son los siguientes:

$$\pi_c \quad T_{03} \quad \dot{W}_c \quad \dot{W}_t \quad p_{04} \quad p_{05} \quad \pi_t \quad T_{05} \quad T_{06} \quad T_6 \quad M_6 \quad \dot{m} \quad (2-2)$$

A partir de los datos de las tablas que son los que se muestran a continuación:

$$p_0 \quad p_{02} \quad T_{02} \quad p_{03} \quad T_{04} \quad \dot{m}_f \quad P_{shaft} \quad (2-3)$$

Una vez definidos los datos de partida y la información a obtener, se irán detallando las ecuaciones empleadas para la resolución del ciclo en cada uno de los componentes del motor. Cabe destacar que los rendimientos politrópicos de la turbina y del compresor, así como el rendimiento mecánico y la pérdida de carga en la cámara de combustión, la admisión y la tobera son desconocidos, y su método de cálculo se detallará en apartados posteriores del trabajo.

2.3.1 Admisión

Para la toma dinámica del motor, se tiene como datos de entrada la temperatura y presión de remanso a la salida de la misma, así como la presión a la entrada del motor. De estos datos, se tienen que obtener el resto de variables no conocidas entre las que se encuentran la temperatura, la velocidad y el Mach a la entrada del motor, la temperatura y presión de remanso al principio de la admisión, y la pérdida de presión en la toma dinámica, constante para todos los puntos. Cabe destacar que al ser el ensayo en banco, para los puntos de partida tanto la velocidad, y consecuentemente el Mach, son nulos, y que la resolución de este componente del motor no es necesaria en primera instancia dado que se tienen todos los datos necesarios para comenzar a resolver el ciclo a partir del compresor.

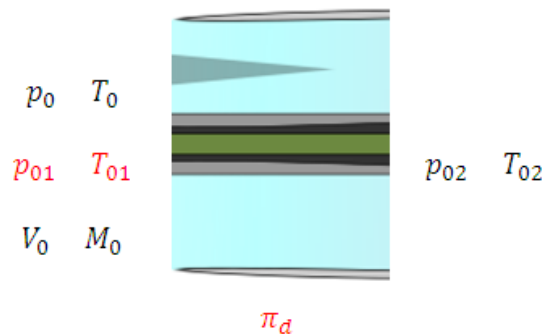


Figura 2-7. Datos (Negro) e incógnitas (Rojo) de la admisión.

$$\frac{p_{01}}{p_0} = e^{\frac{\int_{T_0}^{T_{01}} \frac{C_P(T)}{T} dT}{R}} \quad (2-4)$$

$$V_0 = M_0 \sqrt{\gamma R T_0} \quad (2-5)$$

$$h_{01}(T_{01}) = h_0(T_0) + \frac{V_0^2}{2} \quad (2-6)$$

$$h_{02}(T_{02}) = h_{01}(T_{01}) \quad (2-7)$$

$$p_{02} = \pi_d p_{01} \quad (2-8)$$

2.3.2 Compresor

El compresor está definido con los datos dados, ya que se conoce la presión de remanso tanto a la entrada como a la salida del mismo, así como la temperatura de remanso a la entrada, por lo que únicamente faltaría obtener la temperatura de remanso a la salida y la potencia absorbida por el compresor, ya que la relación viene definida por la presión a la entrada y salida del mismo.

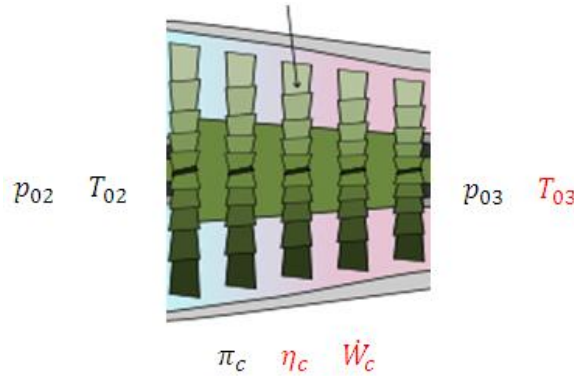


Figura 2-8. Datos (Negro) e incógnitas (Rojo) del compresor.

$$\pi_c = \frac{p_{03}}{p_{02}} \quad (2-9)$$

$$\pi_c = e^{\frac{\eta_c \int_{T_{02}}^{T_{03}} \frac{C_P(T)}{T} dT}{R}} \quad (2-10)$$

$$\int_{T_{02}}^{T_{03}} \frac{C_p(T)}{T} dT = f(T_{02}, T_{03}) \rightarrow T_{03} \quad (2-11)$$

$$\dot{W}_c = \dot{m}(h_{03}(T_{03}) - h_{02}(T_{02})) \quad (2-12)$$

2.3.3 Cámara de combustión

En la cámara de combustión, se conoce la presión de remanso, y la temperatura de remanso a la salida de la misma. Falta por calcular la temperatura de remanso a la entrada de la misma y la presión de remanso a la salida, además, en este componente se calculará el gasto de aire del motor.

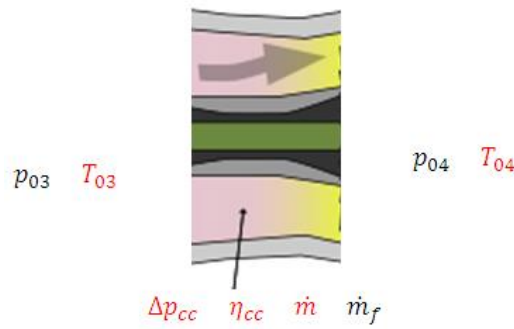


Figura 2-9. Datos (Negro) e incógnitas (Rojo) de la cámara de combustión.

$$p_{03} = \frac{p_{04}}{\Delta p_{cc}} \quad (2-13)$$

$$\eta_{cc} H_p \dot{m}_f = ((\dot{m} + \dot{m}_f)(h_{04} - h_{ref}) - \dot{m}(h_{03} - h_{ref})) \quad (2-14)$$

2.3.4 Turbina

Para la resolución de la turbina se tienen como datos la presión de remanso a la entrada, siendo el resto de valores desconocidos. Faltaría por calcular la temperatura de remanso a la entrada, así como la presión y temperatura de remanso a la salida. La relación de expansión vendría definida una vez conocidas las presiones y la potencia de la turbina se calcula a partir de la potencia de la hélice y la del compresor.

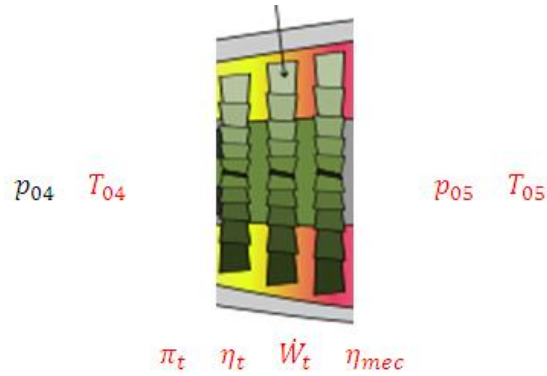


Figura 2-10. Datos (Negro) e incógnitas (Rojo) de la turbina.

$$\dot{W}_t \eta_{mec} = P_{shaft} + \dot{W}_c \quad (2-15)$$

$$\dot{W}_t = (\dot{m} + \dot{m}_f)h_{04} - (\dot{m} + \dot{m}_f)h_{05} \rightarrow h_{05} = f(T_{05}) \rightarrow T_{05} \quad (2-16)$$

$$p_{04} = p_{05} e^{\frac{\int_{T_{05}}^{T_{04}} \frac{C_p(T)}{T} dT}{R \eta_t}} \quad (2-17)$$

$$\pi_t = \frac{p_{04}}{p_{05}} \quad (2-18)$$

2.3.5 Tobera de salida

Ya sólo falta por calcular la tobera. De este elemento se obtendrá la temperatura de salida, el empuje y la velocidad. En este componente no se conocen ni las temperaturas ni las presiones de remanso ni a la entrada ni a la salida. Además, se conoce que la tobera está adaptada debido a la cota de vuelo a la que se han tomado los datos de partida por lo que se conoce que la presión a la salida es igual a la presión ambiente. Por último, sería necesario calcular la velocidad de salida de los gases, así como el Mach a la salida.

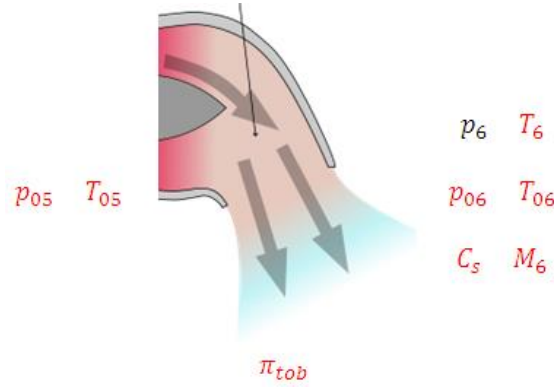


Figura 2-11. Datos (Negro) e incógnitas (Rojo) de la tobera de salida.

$$E_{jet} = (\dot{m} + \dot{m}_f)C_s - \dot{m}V_0 \quad (2-19)$$

$$\ln\left(\frac{p_{06}}{p_6}\right) = \frac{1}{R} \int_{T_6}^{T_{06}} \frac{C_P(T)}{T} dT \rightarrow \int_{T_6}^{T_{06}} \frac{C_P(T)}{T} dT = f(T_{06}, T_6) \rightarrow T_6 \quad (2-20)$$

$$T_{06} = T_{05} \quad (2-21)$$

$$p_6 = p_0 \quad (2-22)$$

$$\pi_{tob} = \frac{p_{06}}{p_{05}} \quad (2-23)$$

2.3.6 Hélice

Por último, queda calcular la potencia absorbida por la hélice, obtenida a partir de las potencias de la turbina y compresor, ya que la potencia proporcionada por la turbina es la potencia absorbida por el compresor más la potencia entregada al eje. La potencia de la turbina está multiplicada por un rendimiento mecánico para contabilizar las pérdidas.



Figura 2-12. Datos (Negro) e incógnitas (Rojo) de la hélice.

$$P_{shaft} = \dot{W}_t \eta_{mec} - \dot{W}_c \quad (2-24)$$

$$E_h = \eta_P \frac{P_{shaft}}{V_0 \eta_{box}} \quad (2-25)$$

3 DISEÑO DEL MODELO

Una vez conocidos los datos de partida y las ecuaciones que definen el ciclo del motor, se pasa en este apartado a calcular los datos del ciclo que no se proporcionan al inicio, así como a la obtención de todos los rendimientos y pérdida de presiones en algunos de los componentes. Por último, también se obtendrán los mapas de compresor y turbina a partir de los mapas genéricos, de manera que a partir de los cuatro puntos estudiados inicialmente, se conocerá el funcionamiento del motor fuera de diseño.

3.1 Modelado del ciclo en MatLab

En este apartado, se va a detallar cómo se han introducido las ecuaciones del ciclo en MatLab. Para ello, se ha empleado el comando `fmincon` de MatLab, que se encarga de encontrar el mínimo de una función multivariable no lineal con restricciones. Al poder imponer restricciones, mediante inecuaciones y límites superiores e inferiores de las variables, se puede forzar a que se cumpla la física del problema y que los valores finales de las incógnitas sean coherentes.

Para que el modelo de motor diseñado a continuación sea fiel a los puntos proporcionados al inicio, es necesario que la potencia del eje, la temperatura de remanso a la entrada a la turbina, la relación de compresión, y el gasto de combustible tengan un valor lo más cercano posible a los de la tabla inicial. Por lo tanto, formando el siguiente sistema de ecuaciones en el que los rendimientos y las variables no conocidas del ciclo son las incógnitas, se obtiene el sistema de ecuaciones no lineal, con las ecuaciones del ciclo expuestas anteriormente, al que se le puede aplicar el comando de MatLab definido en el párrafo anterior:

Tabla 3–1. Ecuaciones del ciclo en el modelado inicial.

COMPRESOR	
$F_1 = p_{03} - \left(p_{02} e^{\frac{\eta_c \int_{T_{02}}^{T_{03}} \frac{C_P(T)}{T} dT}{R}} \right) \quad (3-1)$	
$F_2 = \dot{W}_c - \dot{m}(h_{03} - h_{02}) \quad (3-2)$	

CÁMARA DE COMBUSTIÓN

$$F_3 = \eta_{cc} H_p \dot{m}_f - \left((\dot{m} + \dot{m}_f)(h_{04} - h_{ref}) - \dot{m}(h_{03} - h_{ref}) \right) \quad (3-3)$$

$$F_4 = p_{04} - p_{03} \Delta p_{cc} \quad (3-4)$$

TURBINA

$$F_5 = \dot{W}_t \eta_{mec} - (P_{shaft} + \dot{W}_c) \quad (3-5)$$

$$F_6 = \dot{W}_t - \left((\dot{m} + \dot{m}_f) h_{04} - (\dot{m} + \dot{m}_f) h_{05} \right) \quad (3-6)$$

$$F_7 = p_{04} - \left(p_{05} e^{\frac{\int_{T_{05}}^{T_{04}} \frac{C_p(T)}{T} dT}{R \eta_t}} \right) \quad (3-7)$$

TOBERA

$$F_8 = \ln \left(\frac{p_{06}}{p_6} \right) - \frac{1}{R} \int_{T_6}^{T_{06}} \frac{C_p(T)}{T} dT \quad (3-8)$$

$$F_9 = T_{06} - T_{05} \quad (3-9)$$

$$F_{10} = p_6 - p_0 \quad (3-10)$$

$$F_{11} = p_{06} - \pi_{tob} p_{05} \quad (3-11)$$

Se puede observar que las ecuaciones no son exactamente las definidas en el apartado anterior. Esto se debe a que junto con el comando de MatLab `fmincon`, se empleará el comando `fsolve`, que se encarga de encontrar la solución a un sistema de ecuaciones de la forma $F(x) = 0$.

Una vez definido el sistema, ya se puede aplicar la función `fmincon`, que recibe como elementos de entrada, la función objetivo que tiene que minimizar, la función que se encarga de resolver las funciones anteriores con `fsolve`, así como valores iniciales de las variables de las que se busca el resultado, y límite superior e inferior de cada una de ellas. Los argumentos de salida de esta última función serán los rendimientos y variables del ciclo que hacen que los puntos iniciales tengan exactamente el valor dado o un valor lo más cercano posible, y el valor de la función objetivo T , que en este caso ha sido la suma de cada una de las funciones:

$$T = \sum_i F_i \quad (3-12)$$

A continuación, se mostrarán los valores obtenidos de los diferentes rendimientos y las pérdidas de presión con un error de las variables con respecto a los valores proporcionados en la tabla inicial menor al 5 %, así como lo que representa cada símbolo.

- Rendimiento politrópico del compresor: η_c
- Rendimiento politrópico de la turbina: η_t
- Rendimiento de la cámara de combustión: η_{cc}
- Rendimiento mecánico: η_{mec}
- Pérdida de carga en la cámara de combustión: Δp_{cc}
- Pérdida de carga en la tobera: π_{tob}

$$\eta_c = 0,8549 \quad (3-13)$$

$$\eta_t = 0,8450 \quad (3-14)$$

$$\eta_{cc} = 0,9465 \quad (3-15)$$

$$\eta_{mec} = 0,9861 \quad (3-16)$$

$$\Delta p_{cc} = 0,9878 \quad (3-17)$$

$$\pi_{tob} = 0,9890 \quad (3-18)$$

$$\eta_{box} = 0,9880 \quad (3-19)$$

3.2 Mapas de compresor y turbina

Una vez modelados y cuadrados los puntos proporcionados en las tablas, dados todos para una misma cota de

vuelo, se tiene que predecir a partir de esos resultados el comportamiento del motor a diferentes altitudes.

Para ello, se tomarán del programa GSP los mapas genéricos de compresor y turbina. En estos mapas existen diferentes líneas en las que se mantienen constantes las revoluciones corregidas, de manera que cada vez que se cambia de una línea a otra se cambia la cota de vuelo. Esto queda demostrado en la ecuación (3-19), ya que si se mantiene la altitud fija, la temperatura de remanso a la entrada del compresor tampoco varía, por lo que se obtienen unas revoluciones corregidas constantes.

$$N_c = \frac{N}{\sqrt{\frac{T[K]}{T_{ref}}}} = \frac{N}{\sqrt{\frac{T[K]}{288.15}}} = \frac{N}{\sqrt{\theta}} \rightarrow N_c = f(N, T_{02}) \quad (3-20)$$

Antes de comenzar con los mapas, es necesario aclarar que GSP proporciona un mapa genérico no escalado, de manera que los ejes no coinciden con los resultados del modelo matemático sometido a estudio. Para ello, se tiene que seguir un procedimiento de escalado:

- 1) Hacer coincidir el punto de diseño del mapa genérico con el punto de diseño del modelo. De los cuatro datos de partida, se toma como punto de diseño aquel de mayor potencia, que coincide en este caso con el caso de Take Off. El punto de diseño del mapa genérico lo proporciona GSP.
- 2) Los mapas vienen representados por tres tablas, una para el gasto corregido, otra para la relación de compresión, y por último, una para el rendimiento isentrópico, siendo las columnas de dichas tablas los diferentes valores de las revoluciones corregidas. El escalado consiste en multiplicar cada una de estas tablas por su factor de escalado. A continuación, se ofrece el cálculo de los factores, correspondiendo el subíndice DP al punto de diseño del modelo, y el subíndice MAP DP al punto de diseño del mapa sin escalado. Además, se proporciona la relación entre los rendimientos politrópicos e isentrópicos de compresor y turbina.

$$S_{W_c} = \frac{W_{c_{DP}}}{W_{c_{MAP DP}}} \quad (3-21)$$

$$S_{PR} = \frac{PR_{DP} - 1}{PR_{MAP DP} - 1} \quad (3-22)$$

$$S_{\eta} = \frac{\eta_{DP}}{\eta_{MAP DP}} \quad (3-23)$$

$$\eta_c = \frac{\left(\frac{p_{03}}{p_{02}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\left(\frac{p_{03}}{p_{02}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma\eta_{pc}}} - 1} \eta_t = \frac{1 - \left(\frac{p_{05}}{p_{04}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma\eta_{pt}}}}{1 - \left(\frac{p_{05}}{p_{04}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \quad (3-24)$$

El método anterior se emplea tanto para turbina como para compresor. Se estudia en los siguientes apartados cada uno de ellos con más profundidad.

3.2.1 Compresor

El mapa genérico del compresor proporcionado por GSP se muestra en la siguiente figura. Es importante especificar que representa cada línea en dicho mapa. En el eje de ordenadas, se encuentra PR, que se refiere a la relación de compresión. En las abscisas, está W_c , que es el gasto corregido. Cada línea negra representa revoluciones corregidas constantes N_c . Las líneas azules varían cuando lo hace el rendimiento isentrópico η .

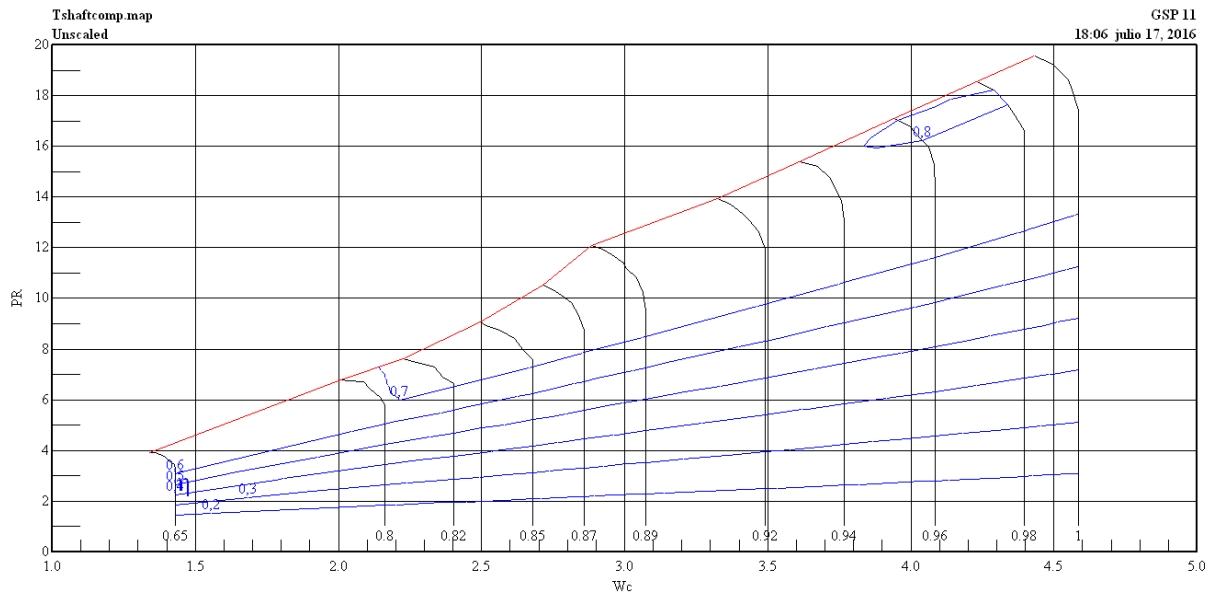


Figura 3-1. Mapa del compresor genérico proporcionado por GSP.

Las diferentes magnitudes representadas se definen de la siguiente forma:

$$W_c = \dot{m} \frac{\sqrt{\frac{T[K]}{p[bar]}}}{p_{ref}} = \dot{m} \frac{\sqrt{\frac{T[K]}{288.15}}}{1.01325} = \dot{m} \frac{\sqrt{\theta}}{\delta} \quad (3-25)$$

$$PR = \pi_c = \frac{p_{03}}{p_{02}} \quad (3-26)$$

$$N_c = \frac{N}{\sqrt{\frac{T[K]}{T_{ref}}}} = \frac{N}{\sqrt{\frac{T[K]}{288.15}}} = \frac{N}{\sqrt{\theta}} \quad (3-27)$$

$$\eta_c = \frac{\left(\frac{p_{03}}{p_{02}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\left(\frac{p_{03}}{p_{02}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma\eta_{pc}}} - 1} \quad (3-28)$$

Una vez conocida la forma de obtener las variables corregidas de GSP, se calcula el mapa escalado y se representa sobre él los puntos del modelo estudiado. Antes de comenzar, se van a especificar los factores de escalado utilizados en este caso:

$$S_{W_c} = \frac{W_{cDP}}{W_{cMAP DP}} = \frac{13,4797}{4,4822} = 3,0074 \quad (3-29)$$

$$S_{PR} = \frac{PR_{DP} - 1}{PR_{MAP DP} - 1} = \frac{7,7630 - 1}{19,2960 - 1} = 0,3696 \quad (3-30)$$

$$S_{\eta} = \frac{\eta_{DP}}{\eta_{MAP DP}} = \frac{0,8243}{0,7868} = 1,0476 \quad (3-31)$$

Para el modelo, se representarán dos mapas, uno que muestre el gasto corregido frente a la relación de compresión para diferentes valores de las revoluciones corregidas, y otro que represente el gasto corregido frente al rendimiento isentrópico para diferentes valores de las revoluciones corregidas, de manera que es más fácil identificar la ubicación de los puntos de partida en ellos.

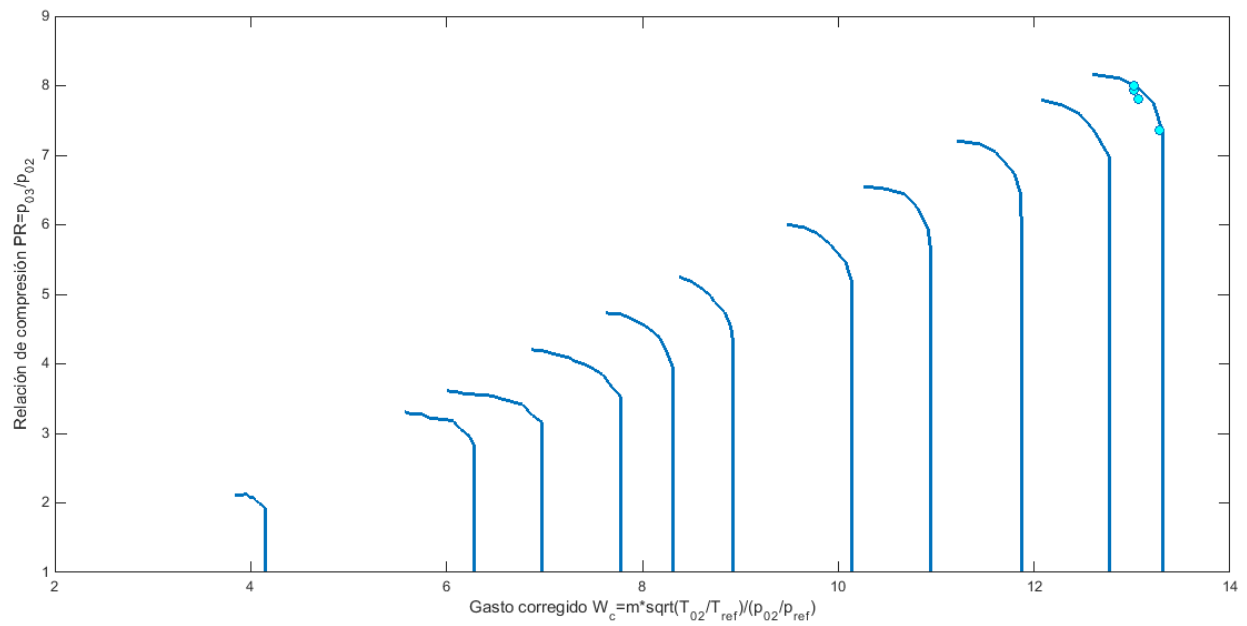


Figura 3-2. Mapa del compresor (I) escalado con los puntos de partida (azul).

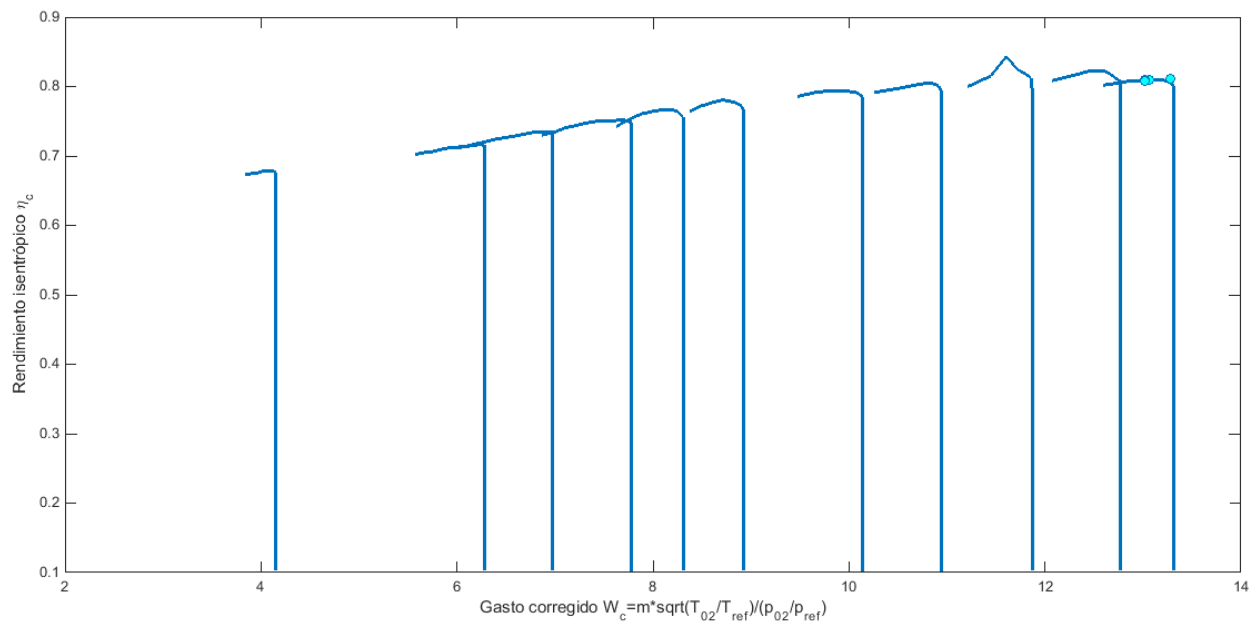


Figura 3-3. Mapa del compresor (II) escalado con los puntos de partida (azul).

3.2.2 Turbina

Al igual que ocurría en el compresor, para la turbina también es necesario definir lo que se representa en el mapa. En este caso, los ejes de abscisas y ordenadas se han cambiado, de manera que en el eje x se representa la relación de expansión PR, y en el eje y el gasto corregido W_c . Las líneas azules representan diferentes valores del rendimiento isentrópico de la turbina η y las líneas negras revoluciones corregidas N_c .

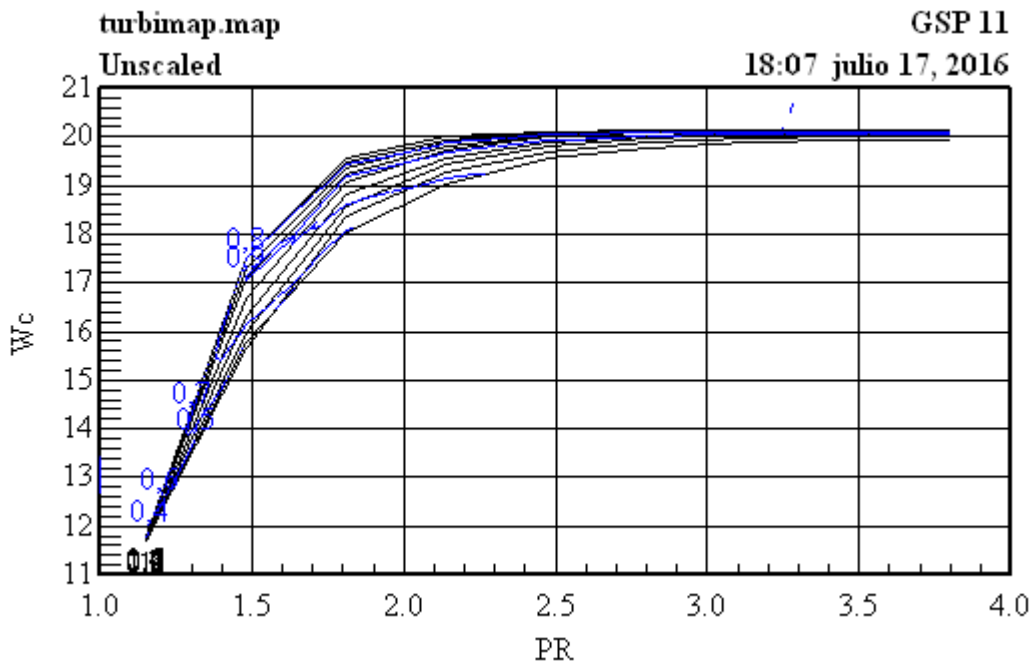


Figura 3-4. Mapa de la turbina genérico proporcionado por GSP.

En el caso de la turbina, las diferentes magnitudes representadas se calculan mediante las siguientes expresiones:

$$W_c = (\dot{m} + \dot{m}_f) \frac{\sqrt{\frac{T[K]}{p[\text{bar}]}}}{p_{ref}} = (\dot{m} + \dot{m}_f) \frac{\sqrt{\frac{T[K]}{p[\text{bar}]}}}{\frac{288.15}{1.01325}} = (\dot{m} + \dot{m}_f) \frac{\sqrt{\theta}}{\delta} \quad (3-32)$$

$$PR = \pi_t = \frac{p_{04}}{p_{05}} \quad (3-33)$$

$$N_c = \frac{N}{\sqrt{\frac{T[K]}{T_{ref}}}} = \frac{N}{\sqrt{\frac{T[K]}{288.15}}} = \frac{N}{\sqrt{\theta}} \quad (3-34)$$

$$\eta_t = \frac{1 - \left(\frac{p_{05}}{p_{04}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}\eta_{pt}}}{1 - \left(\frac{p_{05}}{p_{04}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \quad (3-35)$$

Al igual que en el caso del compresor, antes de representar el mapa escalado de la turbina con los puntos correspondientes del modelo a estudiar, se van a especificar los valores de los factores de escalado:

$$S_{W_c} = \frac{W_{c_{DP}}}{W_{c_{MAP DP}}} = \frac{3,9265}{20,0580} = 0,1958 \quad (3-36)$$

$$S_{PR} = \frac{PR_{DP} - 1}{PR_{MAP DP} - 1} = \frac{6,8586 - 1}{3,2700 - 1} = 2,5809 \quad (3-37)$$

$$S_{\eta} = \frac{\eta_{DP}}{\eta_{MAP DP}} = \frac{0,8921}{0,9111} = 0,9792 \quad (3-38)$$

Se puede pasar a continuación, a la representación gráfica de los mapas de la turbina que al igual que antes serán dos. En el primero, se representará el gasto corregido frente a la relación de expansión, para diferentes valores de las revoluciones corregidas, y el segundo, en lugar de representar la relación de expansión, representa el rendimiento isentrópico de la turbina.

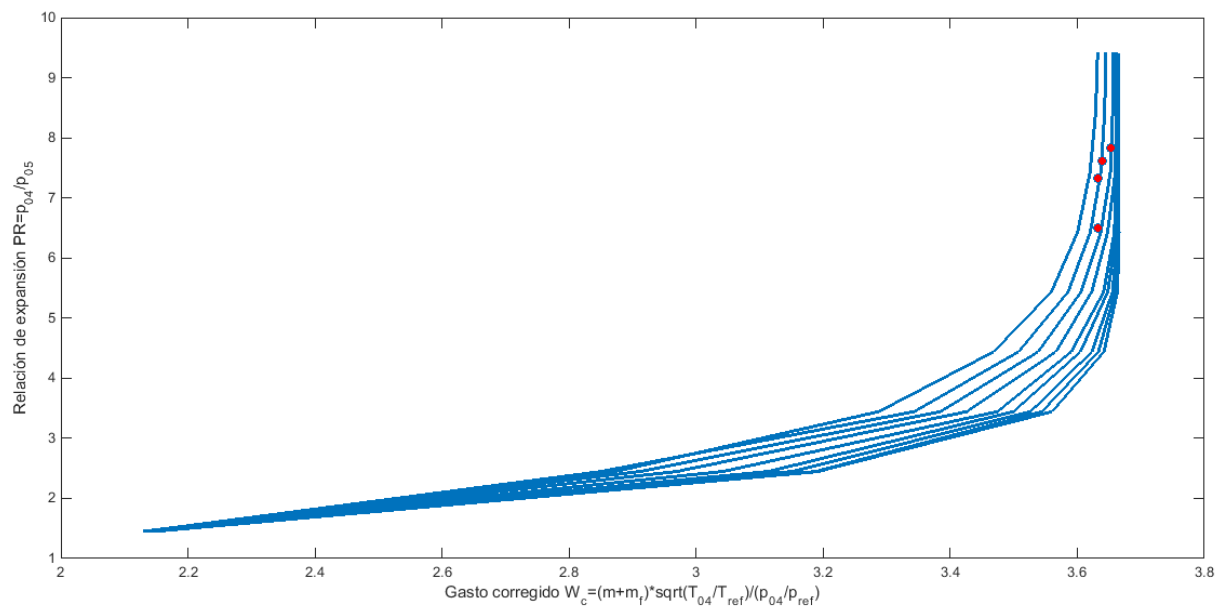


Figura 3-5. Mapa de la turbina (I) escalado con los puntos de partida (rojo).

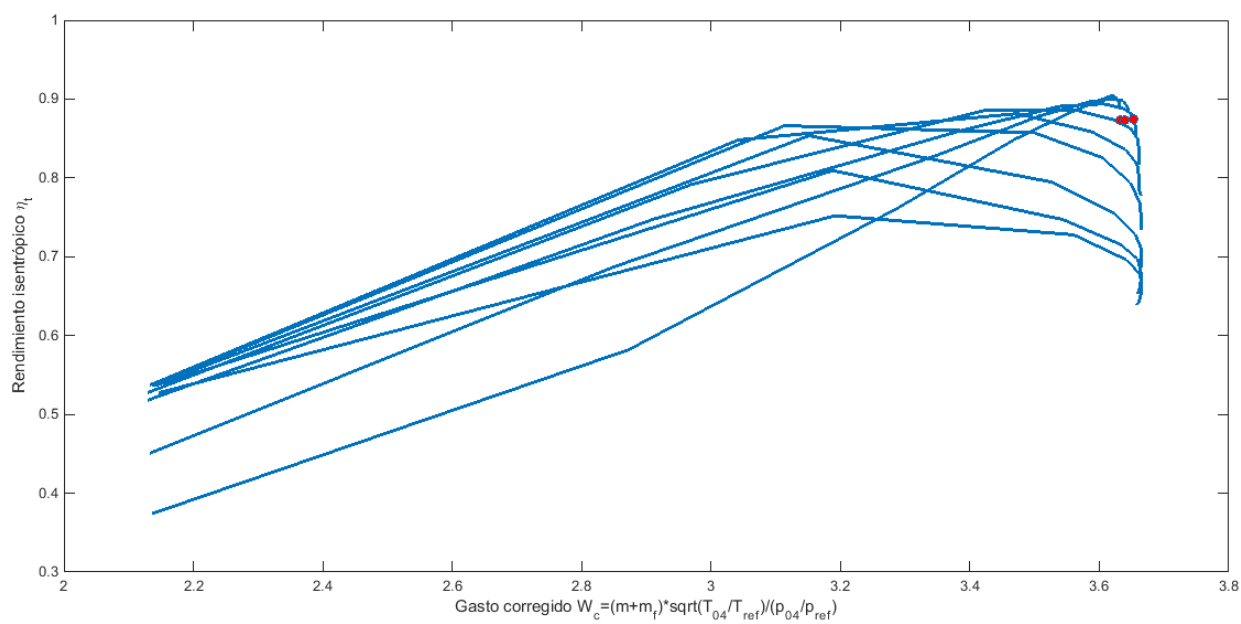


Figura 3-6. Mapa de la turbina (II) escalado con los puntos de partida (rojo).

4 ANÁLISIS ESTADÍSTICO

En este capítulo se le va a otorgar una mayor validez al modelo del apartado anterior. En este caso, en lugar de considerar cuatro puntos iniciales, se le introducirá un error a esas medidas, y la entrada al modelo serán distribuciones de probabilidad, de manera, que como resultado no se obtendrán cuatro puntos en los mapas de compresor y turbina, sino una nube de puntos. Por último, al final del capítulo se realizará el modelo final de turbohélice que se empleará en la evaluación de prestaciones del capítulo siguiente.

4.1 Distribuciones de probabilidad

Ahora se realizará un análisis estadístico para darle mayor validez al modelo. En este análisis se considerará que los sensores no proporcionan medidas exactas, sino que los datos obtenidos tienen una cierta incertidumbre.

Normalmente, el ruido en los instrumentos de medida y las desviaciones en las mismas se representan mediante una distribución normal o gaussiana, en la que el número que tiene mayor probabilidad es la media, y en este caso dicho valor será el dato de partida proporcionado en la tabla inicial.

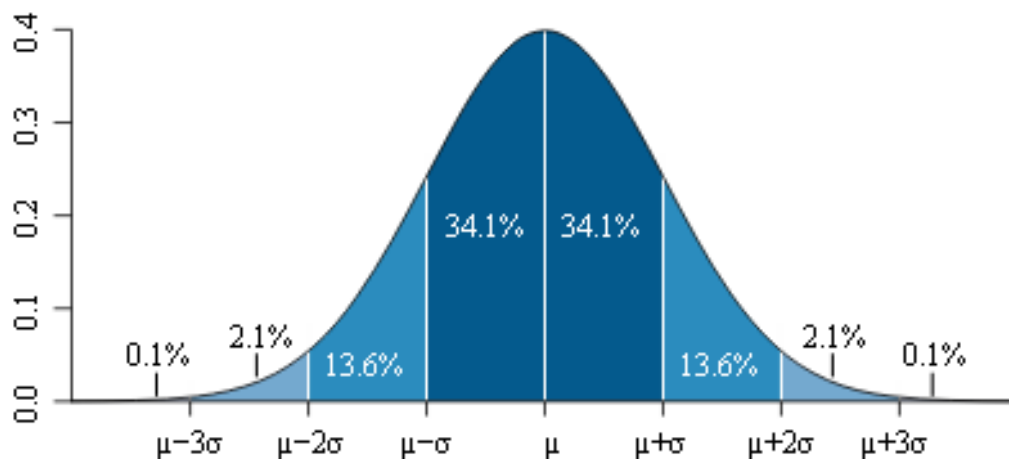


Figura 4-1. Función de densidad de distribución normal.

Para modelar la incertidumbre de los sensores, que se corresponden con las desviaciones típicas de las distribuciones de probabilidad normal, siendo la media el valor obtenido de la resolución del ciclo, se emplean

la exactitud y precisión ofrecida por los fabricantes de los distintos tipos de sensores.

4.2 Método de resolución

Lo que se pretende en este apartado, como ya se ha comentado anteriormente, es obtener un modelo más fiable del motor. Para ello, se va a obtener un paquete de puntos a partir de los puntos de partida, de manera que el modelo del motor diseñado en apartados anteriores resolverá N conjuntos de puntos. A continuación, se aclara el procedimiento seguido para conseguirlo:

- 1) Como datos iniciales se tienen cuatro puntos. De cada uno de ellos se conoce la siguiente información: presión barométrica a la entrada del motor, temperatura y presión de remanso a la entrada del compresor, presión de remanso a la salida del compresor, temperatura de remanso a la entrada de la turbina, gasto de combustible y potencia en el eje. Se consideran que la presión a la entrada del motor y la temperatura y presión a la entrada del compresor dependen de la altitud, siendo los sensores más fiables que en el resto de datos medidos. Por lo tanto el resto de datos, se modelan como funciones de distribución normales, centradas en el valor inicial proporcionado y siendo la desviación típica la incertidumbre de los sensores ofrecidas por los fabricantes. Para resumir, en cada régimen de vuelo dado al inicio, se obtienen N puntos de cada variable. Se puede observar en la figura inferior, que para el caso de Take Off, se obtienen N puntos por cada uno de los puntos anteriores, es decir, se tendrán N gastos de combustible, N presiones de remanso a la salida del compresor, N temperaturas de remanso a la entrada de la turbina y N potencias en el eje, lo mismo ocurre para el régimen Militar, el 75% Normal y el 100% Normal.

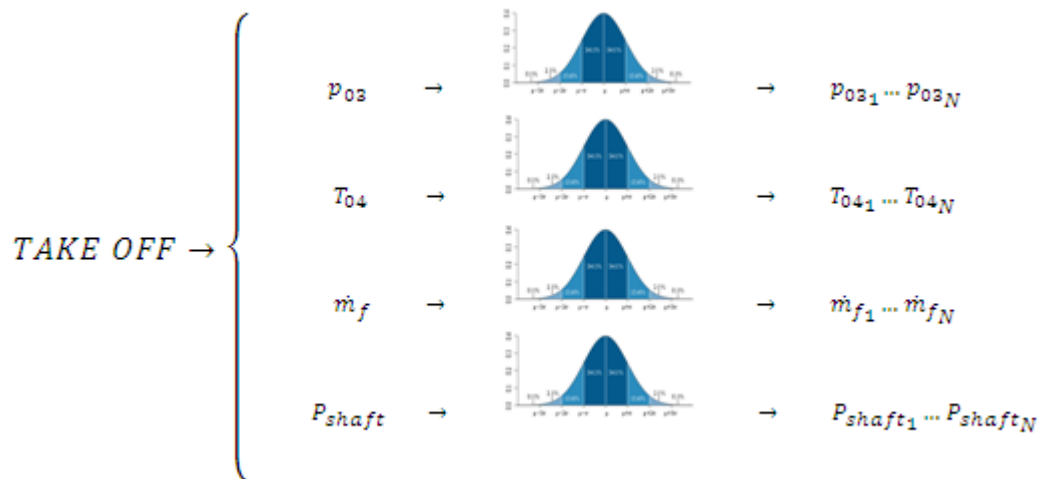


Figura 4-2. Obtención de N puntos.

- 2) Una vez se tienen todos los puntos, la forma de resolver el sistema es agruparlos y formar N paquetes, por lo que se resuelve el sistema N veces, es decir, se agrupan las variables de manera aleatoria, de forma que al modelo del motor le llega un punto de cada régimen de vuelo, cuatro puntos en total. Una vez resuelto para todos los casos, se obtienen los diferentes resultados, en este caso interesa conocer los gastos corregidos de la turbina y el compresor, así como la relación de compresión y de expansión.

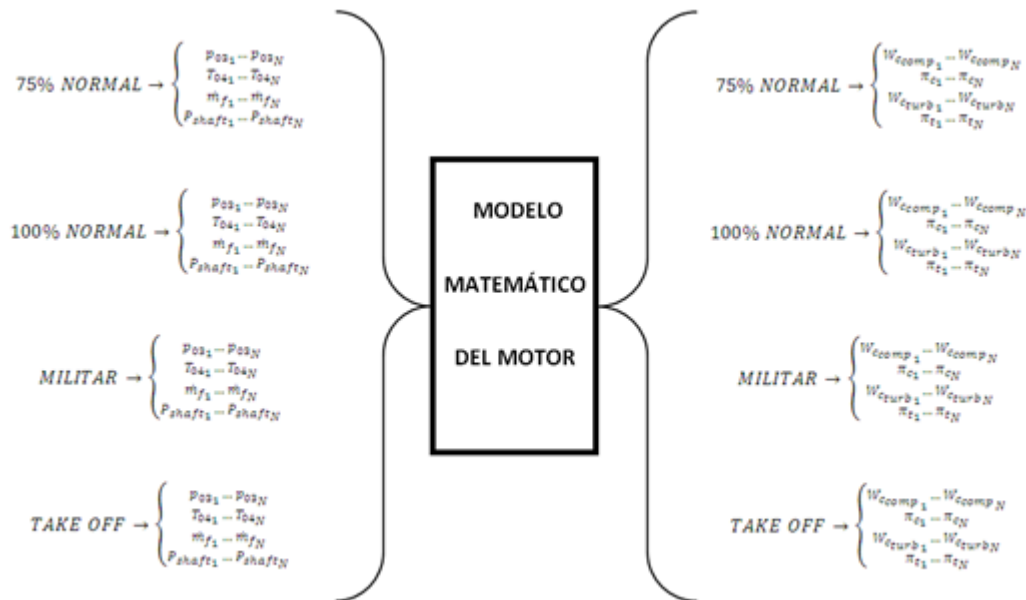


Figura 4-3. Entradas y salidas del modelo matemático del motor.

- 3) Una vez obtenidos los resultados, se representan los diferentes puntos en los mapas genéricos de compresor y turbina escalados al punto de diseño, y se comprueba qué tipo de distribución estadística siguen los resultados. Para ello, se tiene que calcular la densidad multivariable (gasto corregido, rendimiento isentrópico y relación de expansión o compresión), y se emplearán estimadores de densidad de Kernel. Dado que al representar las tres variables más la densidad no se obtiene un gráfico claro, en las figuras siguientes se muestran gráficos 3-D con dos de las variables en los ejes x e y, estando la densidad representada en el eje z.

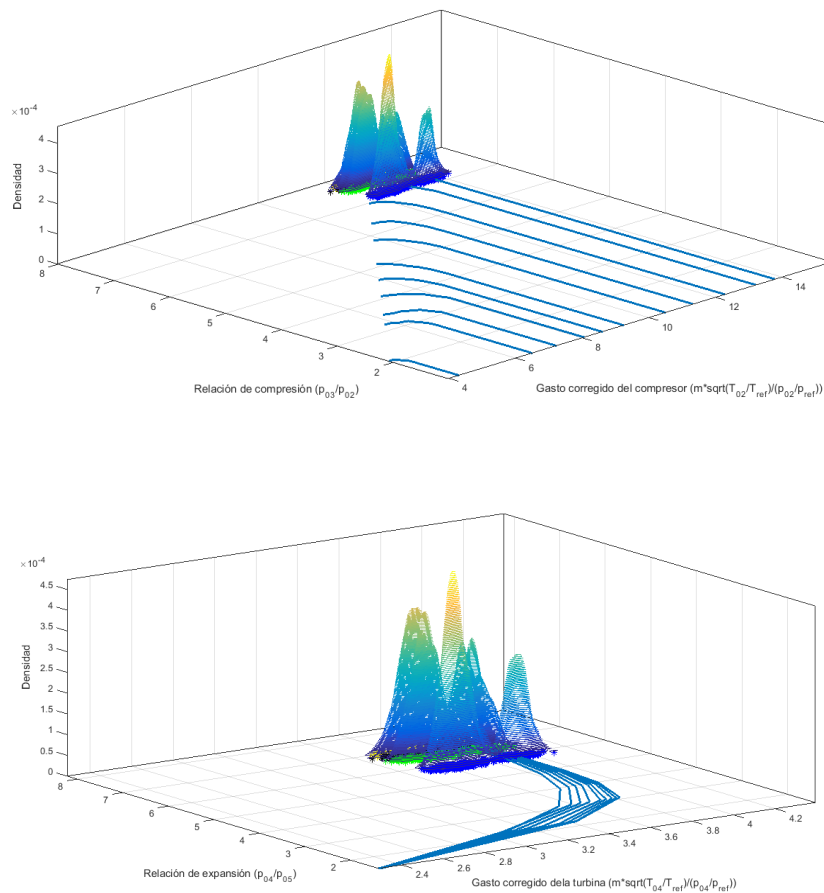


Figura 4-4. Densidad de las diferentes variables 2-D.

- 4) El siguiente paso sería obtener las diferentes modas. En la figura anterior se puede observar que existen dos modas claramente diferenciadas para cada régimen analizado. La unión de las modas de cada régimen, proporcionarán nuevas líneas de compresor y turbina. Se tendrán tantos motores como diferentes pares de líneas compresor-turbina se consigan. En el caso estudiado se tiene una línea posible de compresor y turbina, ya que a pesar de existir varias modas, una de ellas no cumplía la física del problema. Por último, se escalan dichas líneas a mapas genéricos de compresor y turbina, de manera que se obtienen los mapas definitivos, a partir de los cuales se construirá el modelo de turbohélice final.

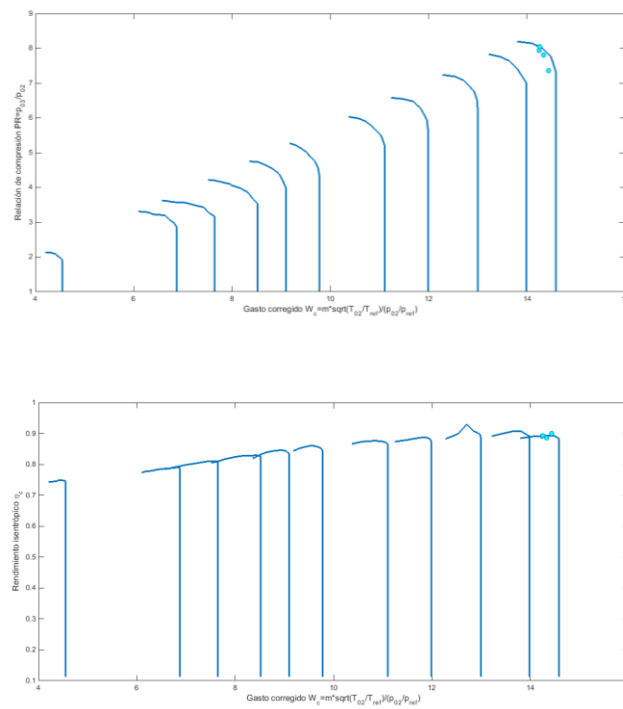


Figura 4-5. Mapas del compresor.

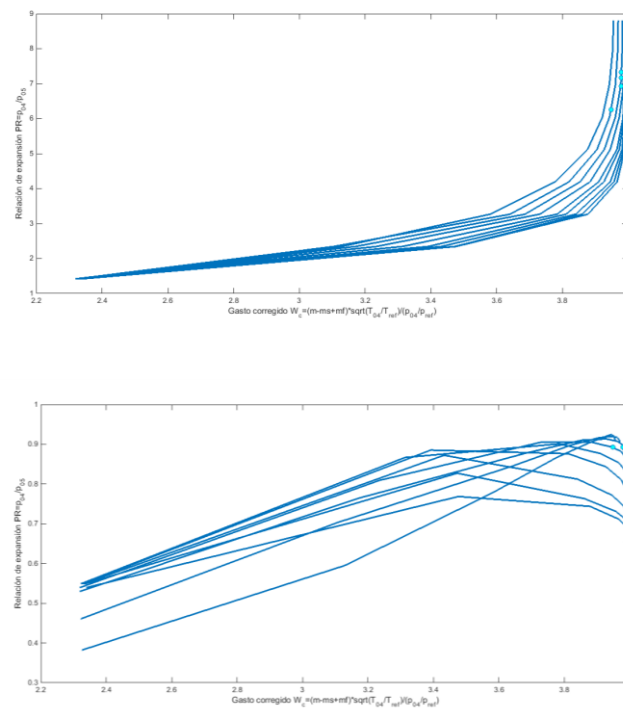


Figura 4-6. Mapas de la turbina.

- 5) Por último, antes de entrar a modelar el turbohélice se tienen que expresar las diferentes líneas como funciones de la forma (5-37) a (5-40). Tras el escalado se pasa a expresar la línea correspondiente como un polinomio, empleando la herramienta cftool de MatLab, de manera que al cambiar la altitud la línea se moverá obteniéndose resultados más realistas, y sin los problemas de la interpolación. El parámetro β , cuyo valor se encuentra entre 0 y 1, se emplea para definir los tramos verticales y horizontales de las curvas de turbina y compresor.

$$\pi_c = f(\beta, N_c) \quad (4-1)$$

$$W_c = f(\beta, N_c) \quad (4-2)$$

$$\eta_c = f(\beta, N_c) \quad (4-3)$$

$$\pi_t = f(\beta, N_c) \quad (4-4)$$

$$W_t = f(\beta, N_c) \quad (4-5)$$

$$\eta_t = f(\beta, N_c) \quad (4-6)$$

4.3 Modelado final del turbohélice Allison T56-A-15

Una vez se tienen los mapas definitivos de compresor y turbina, se modela el turbohélice completo, ya que para el estudio de las actuaciones es necesario añadirle la toma dinámica y la tobera a las ecuaciones del primer apartado de este capítulo, así como la hélice, porque en un motor turbohélice la mayor parte del empuje lo proporciona la hélice.

El dato de entrada en este caso será la altitud de vuelo, a partir de la que se podrán calcular la temperatura, la presión y la densidad a la entrada del motor empleando la Atmósfera Estándar Internacional (ISA), explicada en apartados posteriores. Además, los rendimientos y las pérdidas de presión en algunos componentes se han fijado en su valor más común, así como las revoluciones del eje que son constantes. Por lo tanto, los datos del ciclo que se conocen son los siguientes:

$$T_0 \quad p_0 \quad \rho_0 \quad h \quad \eta_{cc} \quad \eta_{mec} \quad \Delta p_{cc} \quad \pi_{tob} \quad N \quad (4-7)$$

A continuación, se proporcionará una tabla con las ecuaciones del ciclo que formarán parte del modelo de turbohélice final. Las diferencias con ecuaciones anteriores son: la introducción de los mapas de compresor, turbina y hélice como polinomios, la adición de un gasto de sangrado $\dot{m}_s$, el cálculo de los diferentes empujes para poder obtener el empuje total del motor, y por último, la comprobación de si la tobera está adaptada o bloqueada, ya que en siguientes apartados se cambia la altitud y velocidad, por lo que no se puede suponer que está adaptada como en casos anteriores.

Tabla 4–1. Ecuaciones del ciclo en el modelado final.

ADMISIÓN	
$V_0 = M_0 \sqrt{\gamma R T_0}$	(4–8)
$h_{01}(T_{01}) = h_0(T_0) + \frac{V_0^2}{2}$	(4–9)
$\frac{p_{01}}{p_0} = e^{\frac{\int_{T_0}^{T_{01}} \frac{C_P(T)}{T} dT}{R}}$	(4–10)
$h_{02}(T_{02}) = h_{01}(T_{01})$	(4–11)
$p_{02} = \pi_d p_{01}$	(4–12)
COMPRESOR	
$\ln\left(\frac{p_{03}}{p_{02}}\right) = \frac{\eta_c}{R} \int_{T_{02}}^{T_{03}} \frac{C_P(T)}{T} dT$	(4–13)
$\dot{W}_c = (\dot{m} - \dot{m}_s)h_{03} - \dot{m}h_{02}$	(4–14)
$\pi_c = \frac{p_{03}}{p_{02}} = f(\beta_c, N_{c_c})$	(4–15)
$W_{c_c} = \dot{m} \frac{\sqrt{\frac{T[K]}{288.15}}}{\frac{p[bar]}{1.01325}} = f(\beta_c, N_{c_c})$	(4–16)
$\eta_c = f(\beta_c, N_{c_c})$	(4–17)

CÁMARA DE COMBUSTIÓN

$$p_{03} = \frac{p_{04}}{\Delta p_{cc}} \quad (4-18)$$

$$\eta_{cc} H_p \dot{m}_f = \left((\dot{m} + \dot{m}_f - \dot{m}_s)(h_{04} - h_{ref}) - (\dot{m} - \dot{m}_s)(h_{03} - h_{ref}) \right) \quad (4-19)$$

TURBINA

$$\dot{W}_t = (\dot{m} + \dot{m}_f - \dot{m}_s)h_{04} - (\dot{m} + \dot{m}_f - \dot{m}_s)h_{05} \quad (4-20)$$

$$\ln \left(\frac{p_{04}}{p_{05}} \right) = \frac{1}{R\eta_t} \int_{T_{05}}^{T_{04}} \frac{C_p(T)}{T} dT \quad (4-21)$$

$$\pi_t = \frac{p_{04}}{p_{05}} = f(\beta_t, N_{c_t}) \quad (4-22)$$

$$W_{c_t} = (\dot{m} + \dot{m}_f - \dot{m}_s) \frac{\sqrt{\frac{T[K]}{288.15}}}{\frac{p[\text{bar}]}{1.01325}} = f(\beta_t, N_{c_t}) \quad (4-23)$$

$$\eta_t = f(\beta_t, N_{c_t}) \quad (4-24)$$

TOBERA

$$E_{jet} = (\dot{m} + \dot{m}_f - \dot{m}_s)C_s - \dot{m}V_0 + A_s(p_6 - p_0) \quad (4-25)$$

$$\ln \left(\frac{p_{06}}{p_6} \right) = \frac{1}{R} \int_{T_6}^{T_{06}} \frac{C_p(T)}{T} dT \quad (4-26)$$

$$C_s^2 = T_6 R \gamma M_6^2 \quad (4-27)$$

$$\pi_{tob} = \frac{p_{06}}{p_{05}} \quad (4-28)$$

$$h_{05} = h_6 + \frac{C_s^2}{2} \quad (4-29)$$

$$\text{Adaptada: } p_6 = p_0 \quad (4-30)$$

$$\text{Bloqueada: } M_6 = 1 \quad (4-31)$$

HÉLICE

$$P_{shaft} = \dot{W}_t \eta_{mec} - \dot{W}_c \quad (4-32)$$

$$E_h = \eta_P \frac{P_{shaft}}{V_0 \eta_{box}} \quad (4-33)$$

$$C_{pw} = f(\beta_h, \beta_{parameter}) \quad (4-34)$$

$$J = f(\beta_h, \beta_{parameter}) \quad (4-35)$$

$$\eta_h = f(\beta_h, \beta_{parameter}) \quad (4-36)$$

Una vez se tienen todas las ecuaciones de los diferentes componentes, se puede pasar a obtener el empuje total del motor y el consumo específico, a partir de los cuales se construirán los mapas característicos del motor a diferentes altitudes.

$$E_T = E_h + E_{jet} \quad (4-37)$$

$$TSFC = \frac{\dot{m}_f}{E_T} \quad (4-38)$$

A continuación, se representan dos curvas características del motor. La primera a 0 ft de altitud, y la segunda a la altura de crucero de la misión realizada en el apartado siguiente 8000 ft. Las curvas características del motor representan el consumo específico ($TSFC$) frente al empuje (E_T) para diferentes valores de la velocidad a la entrada del motor (V_0) y gasto de combustible ($\dot{m}_f$).

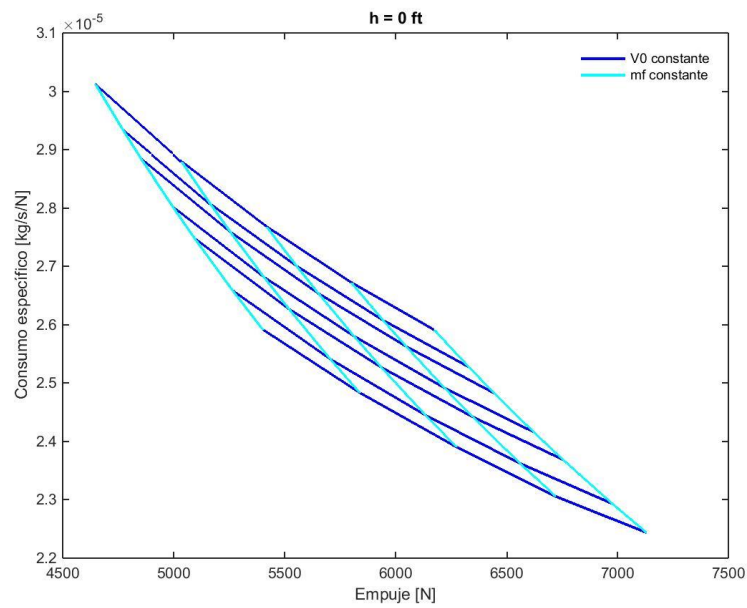


Figura 4-7. Curva característica a h = 0 ft.

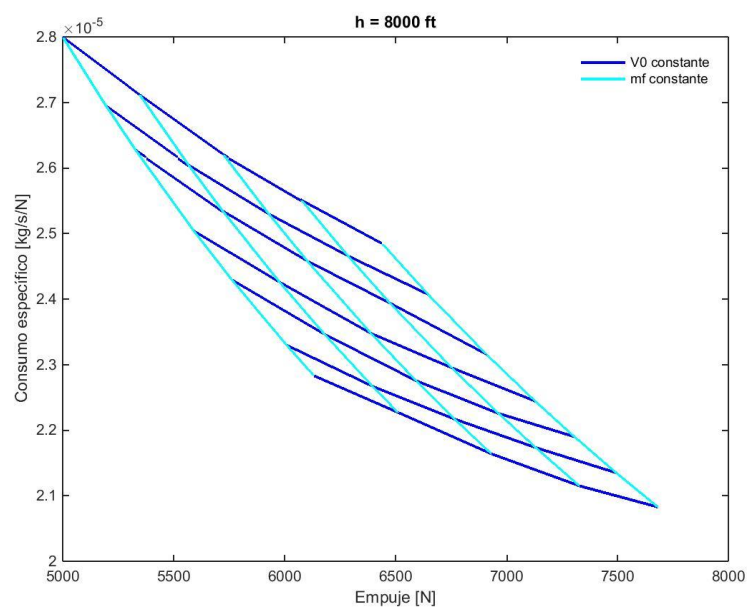


Figura 4-8. Curva característica a h = 8000 ft.

5 EVALUACIÓN DE PRESTACIONES

En este capítulo se van a evaluar las prestaciones del motor modelado anteriormente, que como se ha demostrado reproduce bastante bien al Allison T56, tomando como referencia una de las aeronaves militares en la que va actualmente instalado, como es el Lockheed P-3 Orión, propulsado por cuatro de los turbohélices estudiados. Aunque el motor analizado Allison T56-A-15 es el que lleva instalado el C-130 Hercules, se estudiará en la aeronave P-3 Orión de uso militar, el cual lleva el modelo T56-A-14, ya que la diferencia entre ellos es mínima y no afectará al estudio realizado.

5.1 Características de la aeronave

El Lockheed P-3 Orión es un avión de patrulla marítima y lucha antisubmarina desarrollado a finales de los años sesenta por la compañía estadounidense Lockheed para el Ejército Norteamericano. A lo largo de los años, numerosos ejércitos de todo el mundo comenzaron a utilizar el P-3 Orión, interesando en este trabajo la Fuerza Aérea Española.

El Grupo 22, con base en el Ala 11, está dotado con aviones P-3 Orión, algunos de ellos recientemente modernizados, realizan misiones de patrulla marítima y antisubmarina, disponiendo también de capacidad para llevar a cabo misiones de Guerra Electrónica e ISR (Inteligencia, Vigilancia y Reconocimiento electrónico). Actualmente, la flota está compuesta por un avión P-3 del modelo “Alfa” (P-3A), un modelo “Bravo” (P-3B) y tres aviones P-3M (modernizado).



Figura 5-1. Lockheed P-3 Orión.

A continuación, se detallarán algunos de los pesos de la aeronave estudiada, ya que serán útiles en apartados posteriores.

- Peso máximo al despegue (MTOW) = 142000 lb = 64410,4 kg
- Peso máximo al aterrizaje (MLW) = 103880 lb = 47119,1 kg
- Peso máximo de combustible (MFW) = 62560 lb = 28376,7 kg
- Peso máximo de carga de pago (MPL) = 57800 lb = 26217,6 kg
- Peso en vacío (EW) = 77200 lb = 35017,3 kg



Figura 5-2. Vista de alzado, planta y perfil del Lockheed P-3 Orión.

Antes de pasar a la evaluación de las prestaciones, queda estudiar la aerodinámica del avión en diferentes configuraciones (despegue, crucero y aterrizaje), para más tarde analizar las actuaciones del mismo en un perfil de misión. Los valores de los coeficientes se han tomado de aviones similares.

$$C_D = C_{D0} + k_1 \cdot C_L^2 + k_2 \cdot C_L^2 \quad (5-1)$$

Tabla 5–1. Coeficientes de la polar parabólica de coeficientes constantes en diferentes segmentos de vuelo del P-3 Orión.

Segmento de vuelo	C_{D0}	K_1	K_2
Crucero	0,0336	-0,0266	0,0527
Despegue	0,0836	-0,0266	0,0527
Aterrizaje	0,0636	-0,0266	0,0527

5.2 Operación Atalanta

La misión de estudio es la Operación Atalanta, cuyo objetivo es proteger a los barcos del Programa Mundial de Alimentos y otros buques vulnerables, disuadir y evitar actos de piratería en las costas de Somalia y, al mismo tiempo, proporcionar apoyo a otras misiones de la Unión Europea en la zona y al resto de instrumentos de acción exterior desplegados como parte del enfoque global de la Unión Europea para el Cuerno de África.



Figura 5-3. Operación Atalanta.

5.2.1 Perfil de la misión

Para el estudio de las actuaciones, se tomará una misión de reconocimiento llevada a cabo en el Cuerno de África. A continuación, se mostrarán varias trayectorias finales posibles, ya que todas tienen el mismo alcance y pueden ser diferentes recorridos de misiones de vigilancia marítima en la costa de Somalia. Entre estos segmentos se pueden observar virajes, pero considerando que los tramos de crucero son mucho más largos, el combustible consumido en los virajes es despreciable, por lo tanto no se llevará a cabo el estudio de los mismos.

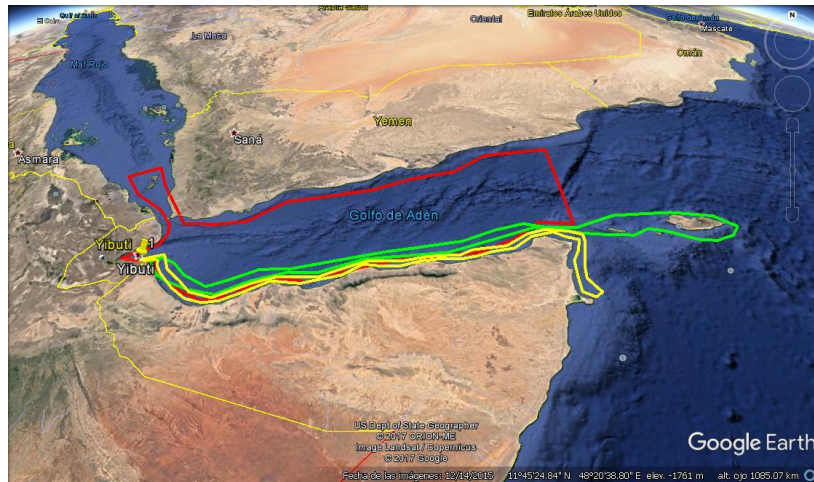


Figura 5-4. Operación Atalanta: mapa de la misión.

Como se muestra en la siguiente figura, el perfil de la misión se ha dividido en despegue, subida, desde la altitud del aeropuerto hasta la altitud de crucero, el crucero a altitud y velocidad constante, un tramo de descenso desde la altitud de crucero hasta la del aeropuerto, y por último, el aterrizaje.

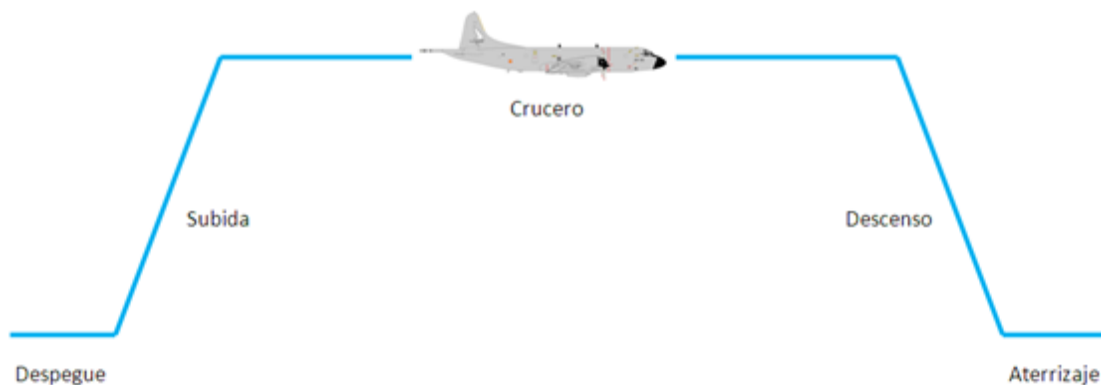


Figura 5-5. Operación Atalanta: perfil de la misión.

En la trayectoria final, mostrada en imágenes anteriores, se puede observar que el despegue y el aterrizaje se realizan en el mismo aeropuerto, ya que se trata de una misión de reconocimiento. La altitud de crucero es 8000 ft, la velocidad 100 m/s, y la duración de la misión son 8 h.

Una vez se tiene el perfil de la misión, se pasa a determinar el peso al despegue. Al ser una misión de patrulla marítima, el avión debe llevar un equipo de vigilancia de 5898 kg, lo que se le añadirá al peso en vacío en

concepto de carga de pago. Al peso en vacío también se le añade el peso del combustible, que en este caso será 5000 kg, suficiente para realizar la misión y estar a salvo en caso de que surja algún imprevisto. Dicho esto el peso del avión al despegue sería 47115 kg.

Antes de comenzar a estudiar cada uno de los segmentos de la misión con más profundidad, se detallará el modelo de atmósfera empleado para los cálculos, así como las hipótesis generales utilizadas para los cálculos en cada uno de los segmentos:

- El avión es un cuerpo rígido.
- La aeronave es simétrica (posee un plano de simetría).
- Motores fijos con respecto al avión (dirección del empuje fija).
- Tierra plana.
- Gravedad constante.
- Atmósfera en calma (no hay viento).

5.2.1.1 Atmósfera ISA

La Atmósfera Estándar Internacional (ISA – International Standard Atmosphere), es un modelo atmosférico terrestre invariante creado por la Organización de Aviación Civil Internacional (OACI), y basado en medidas climatológicas medias.

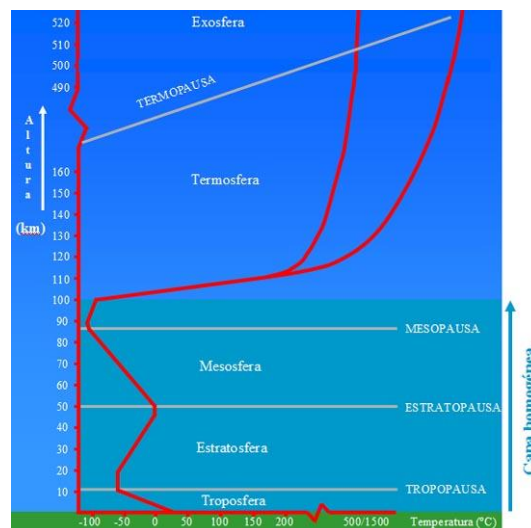


Figura 5-6. Atmósfera ISA.

A continuación, se va a estudiar la variación de temperatura, presión y densidad tanto en la Troposfera (0 km – 11000 km) como en la Estrosfera Baja (11000 km – 20000 km). No existe necesidad de estudiar altitudes superiores, ya que en la misión estudiada al ser de reconocimiento, el avión no las superará. Por último, destacar que las variaciones dependen únicamente de la altitud.

- Troposfera (0 – 11000 km)

Primero, se da el valor de algunas constantes necesarias para el cálculo, como puede ser la temperatura, presión y densidad al nivel del mar, el gradiente térmico, la constante del aire y la aceleración de la gravedad.

$$T_0 = 288,15 \text{ K} \quad (5-2)$$

$$p_0 = 1,01325 \cdot 10^5 \text{ N/m}^2 \quad (5-3)$$

$$\rho_0 = 1,225 \text{ kg/m}^3 \quad (5-4)$$

$$\alpha_T = 6,5 \cdot 10^{-3} \text{ K/m} \quad (5-5)$$

$$R_a = 287,05 \text{ J/(kgK)} \quad (5-6)$$

$$g = 9,80665 \text{ m}^2/\text{s} \quad (5-7)$$

Una vez definidas las constantes, se obtiene la variación de la temperatura, la presión y la densidad con la altitud:

$$T = T_0 - \alpha_T h \quad (5-8)$$

$$p = p_0 \left(1 - \frac{\alpha_T h}{T_0} \right)^{\frac{g}{R_a \alpha_T}} \quad (5-9)$$

$$\rho = \rho_0 \left(1 - \frac{\alpha_T h}{T_0} \right)^{\frac{g}{R_a \alpha_T} - 1} \quad (5-10)$$

- Estratosfera Baja (11000 km – 20000 km)

Las constantes son las mismas que en el caso anterior, excepto que la temperatura, presión, densidad y altitud se proporcionan en la Tropopausa y no al nivel del mar.

$$T_{11} = 216,65 \text{ K} \quad (5-11)$$

$$p_{11} = 0,22632 \cdot 10^5 \text{ N/m}^2 \quad (5-12)$$

$$\rho_{11} = 0,3639 \text{ kg/m}^3 \quad (5-13)$$

$$\alpha_T = 6,5 \cdot 10^{-3} \text{ K/m} \quad (5-14)$$

$$R_a = 287,05 \text{ J/(kgK)} \quad (5-15)$$

$$g = 9,80665 \text{ m}^2/\text{s} \quad (5-16)$$

$$h_{11} = 11000 \text{ m} \quad (5-17)$$

La temperatura, presión y densidad dependientes de la altitud vienen dadas por:

$$T = T_{11} \quad (5-18)$$

$$p = p_{11} \left(-\frac{g(h - h_{11})}{R_a T_{11}} \right) \quad (5-19)$$

$$\rho = \rho_{11} \left(-\frac{g(h - h_{11})}{R_a T_{11}} \right) \quad (5-20)$$

5.2.1.2 Despegue

El despegue se realiza desde el Aeropuerto Internacional de Yibuti-Ambouli, situado en la Ciudad de Yibuti (Yibuti, Somalia), el cual tiene una elevación de 15 m. Las condiciones de temperatura en Yibuti son bastante extremas, lo que supondrá un esfuerzo extra realizado por los motores. También se estudiará un despegue a la misma altitud pero en condiciones estándar de temperatura.

Por lo tanto, en las siguientes tablas se mostrarán las condiciones de cada uno de los despegues.

Tabla 5-2. Condiciones de despegue.

Variables	Condiciones estándar de temperatura	Somalia (Yibuti)
Temperatura (K)	288,07	318,0525
Presión (Pa)	101145,18	101144,93
Densidad (kg/m^3)	1,2229	1,1079
μ_r (Pavimento)	0,03	0,03
Altitud (m)	15	15

Una vez se tienen las condiciones de cada despegue a estudiar, es necesario conocer las ecuaciones que se emplearán para la resolución del mismo. Pero antes, es necesario conocer los parámetros fijos en el despegue y aquellos que varían. En este tramo se fija la potencia en el eje correspondiente a la que entrega el motor con la temperatura de entrada a la turbina en el punto de diseño. Durante la carrera de despegue, la velocidad varía desde la velocidad inicial ($V_0 = 0 \text{ m/s}$) hasta la velocidad de despegue ($V_{TO} = 73,32 \text{ m/s}$).

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \rightarrow C_D = C_{D_0} + k_1 C_L^2 + k_2 C_L \quad (5-21)$$

$$L + N_1 + N_2 = W \rightarrow L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \rightarrow C_L = \frac{2L}{\rho V^2 S} \quad (5-22)$$

$$\frac{dW}{dt} = -Ngc(t) \quad (5-23)$$

$$\frac{dx}{dt} = V \quad (5-24)$$

$$\frac{W}{g} \frac{dV}{dt} = T - D - \mu_r(N_1 + N_2) \quad (5-25)$$

5.2.1.3 Subida

En el segmento de subida, se conocen la altitud inicial y la final, ya que se parte desde el aeropuerto ($h_0 = 15 \text{ m}$) y se tiene que alcanzar la altitud de crucero ($h_f = 8000 \text{ ft} = 2438,4 \text{ m}$). La subida se realizará a velocidad vertical y velocidad de vuelo constantes ($V_c = 1500 \text{ ft/min} = 7,62 \text{ m/s}$ y $V = 100 \text{ m/s}$). Por lo tanto, ya se puede calcular el ángulo de subida, las fuerzas propulsivas (empuje) y aerodinámicas

(sustentación y resistencia), el tiempo de subida y la distancia horizontal recorrida. Las ecuaciones empleadas se especifican a continuación:

$$T = D + W \sin(\gamma_{climb}) \rightarrow D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \rightarrow C_D = C_{D_0} + k_1 C_L^2 + k_2 C_L \quad (5-26)$$

$$L = nW \rightarrow L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \rightarrow C_L = \frac{2nW}{\rho V^2 S} \rightarrow n = \cos(\gamma_{climb}) \quad (5-27)$$

$$V = \sqrt{V_h^2 + V_c^2} \rightarrow V_h = V \cos(\gamma_{climb}) \rightarrow V_c = V \sin(\gamma_{climb}) \quad (5-28)$$

$$\frac{dW}{dt} = -Ngc(t) \quad (5-29)$$

$$\frac{dx}{dt} = V \cos(\gamma_{climb}) \quad (5-30)$$

$$\frac{dh}{dt} = V \sin(\gamma_{climb}) \quad (5-31)$$

5.2.1.4 Crucero

El crucero se realizará a 8000 ft (2438,4 m) de altitud, debido que al ser una misión de reconocimiento no se vuela demasiado alto. Por lo tanto, se considerarán subidas y descensos desde la altitud del aeropuerto hasta la altitud de crucero, el que se realizará a altitud y velocidad constante ($h = 8000 \text{ ft} = 2438,4 \text{ m}$ y $V = 100 \text{ m/s}$).

$$T = D \rightarrow D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \rightarrow C_D = C_{D_0} + k_1 C_L^2 + k_2 C_L \quad (5-32)$$

$$L = W \rightarrow L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \rightarrow C_L = \frac{2W}{\rho V^2 S} \quad (5-33)$$

$$\frac{dW}{dt} = -Ngc(t) \quad (5-34)$$

$$\frac{dx}{dt} = V \quad (5-35)$$

5.2.1.5 Descenso

El descenso, se realiza igual que la subida. En este caso, se comienza el tramo a la altitud de crucero ($h_0 = 8000 \text{ ft} = 2438,4 \text{ m}$) y se finaliza a la altitud del aeropuerto ($h_f = 15 \text{ m}$). Las velocidad de descenso y la velocidad se mantienen constantes ($V_d = -1500 \text{ ft/min} = -7,62 \text{ m/s}$ y $V = 100 \text{ m/s}$). Una vez definida la ley de pilotaje, se puede obtener el ángulo de descenso, las fuerzas propulsivas (empuje) y aerodinámicas (sustentación y resistencia), así como el factor de carga. Las ecuaciones empleadas son las siguientes:

$$T = D + W \sin(\gamma_d) \rightarrow D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \rightarrow C_D = C_{D_0} + k_1 C_L^2 + k_2 C_L \quad (5-36)$$

$$L = nW \rightarrow L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \rightarrow C_L = \frac{2nW}{\rho V^2 S} \rightarrow n = \cos(\gamma_d) \quad (5-37)$$

$$V = \sqrt{V_h^2 + V_d^2} \rightarrow V_h = V \cos(\gamma_d) \rightarrow V_d = V \sin(\gamma_d) \quad (5-38)$$

$$\frac{dW}{dt} = -Ngc(t) \quad (5-39)$$

$$\frac{dx}{dt} = V \cos(\gamma_d) \quad (5-40)$$

$$\frac{dh}{dt} = V \sin(\gamma_d) \quad (5-41)$$

5.2.1.6 Aterrizaje

El aterrizaje se realiza en el mismo aeropuerto en el que se realiza el despegue. Este segmento no se ha estudiado en profundidad, debido a que tiene un corto alcance y bajo consumo de fuel. Además, es bastante parecido al despegue.

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \rightarrow C_D = C_{D_0} + k_1 C_L^2 + k_2 C_L \quad (5-42)$$

$$L + N_1 + N_2 = W \rightarrow L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \rightarrow C_L = \frac{2L}{\rho V^2 S} \quad (5-43)$$

$$\frac{dW}{dt} = -Ngc(t) \quad (5-44)$$

$$\frac{dx}{dt} = V \quad (5-45)$$

$$\frac{W}{g} \frac{dV}{dt} = T - D - \mu_f(N_1 + N_2) \quad (5-46)$$

5.2.2 Resultados de la misión

Una vez programados cada uno de los segmentos se pasa al análisis de los resultados. Antes de pasar al estudio de las variables termodinámicas, se estudia la distancia recorrida, el tiempo empleado y el combustible consumido en cada uno de los segmentos de vuelo. Los resultados se recogen en la siguiente tabla.

Tabla 5–3. Distancias recorridas, tiempos empleados y combustible consumido en cada segmento de la misión.

Segmento	Distancia recorrida (km)	Tiempo empleado (min)	Combustible consumido (kg)
Despegue	0,502	1,17	15,84
Subida	47,64	7,95	448,25
Crucero	2876,80	480,00	2421,30
Descenso	47,64	7,95	417,81
TOTAL	2972,58	497,07	3883,07

Una vez se tienen los datos, se pasa a la representación gráfica. En las siguientes figuras se representarán el combustible consumido, el tiempo empleado y la distancia recorrida en gráficos de barras para poder comparar unos segmentos de vuelo con otros. Es interesante aclarar que el crucero se ha realizado con dos motores en lugar de los cuatro de los que consta la aeronave, ya que para la misma distancia y tiempo del segmento, con cuatro motores son necesario 3001,17 kg de combustible y con dos motores 2421,30 kg, suponiendo un ahorro de 579,87 kg de combustible. Esto se debe a que el crucero se realiza a baja velocidad y el avión no está cargado al máximo, lo que permite emplear dos motores suponiendo un ahorro de combustible y la posibilidad de alargar la misión en caso de que se produzca una emergencia.

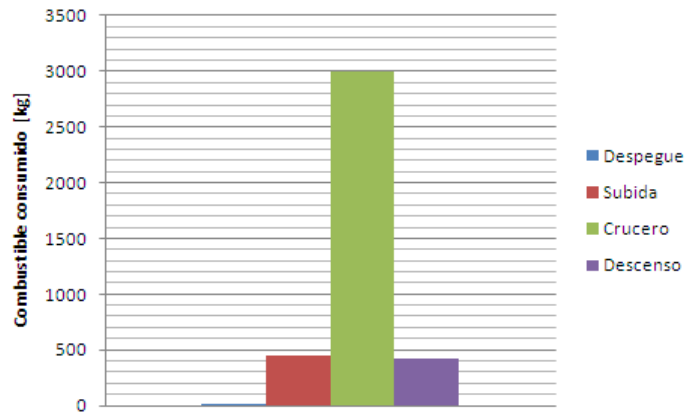


Figura 5-7. Combustible consumido en la misión.

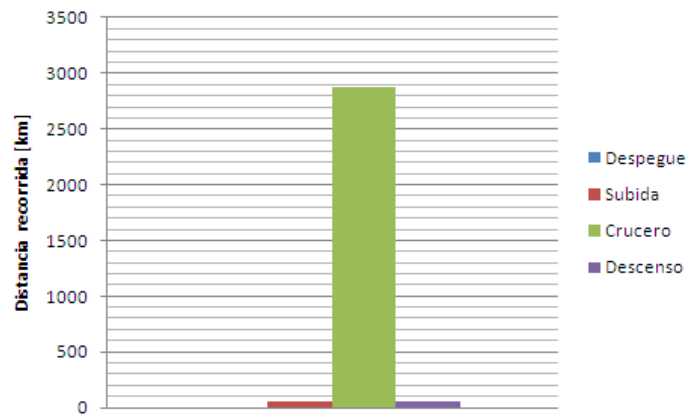


Figura 5-8. Distancia recorrida durante la misión.

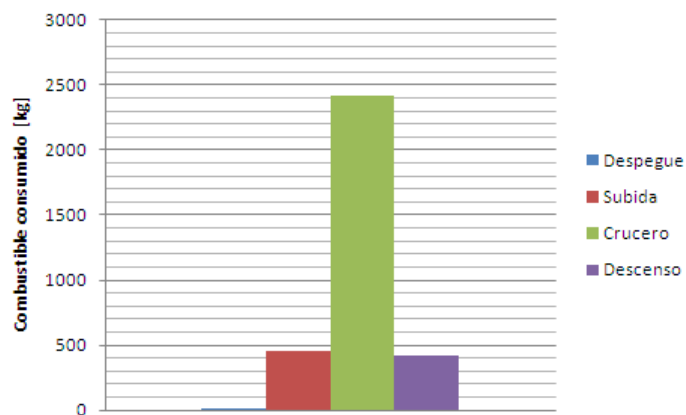


Figura 5-9. Masa en cada punto de la misión.

En las gráficas superiores se puede observar que el crucero es el segmento en el que se consume mayor cantidad de combustible y se recorre una mayor distancia. Esto se debe a que su duración es bastante superior al resto de tramos. El despegue es el segmento de menor consumo y distancia recorrida porque su duración es bastante menor al resto, por lo que apenas es apreciable.

A continuación, se pasará al estudio de las variables termodinámicas. Entre ellas, se tratará el consumo, la potencia, el empuje y la temperatura de remanso a la entrada de la turbina, entre otras. Podrá observarse la evolución de cada una de las variables en los diferentes segmentos de vuelo y la comparación con el resto. Se ha separado el segmento de despegue del resto debido a su corta duración, por lo tanto al representarse en una gráfica diferente se aprecian mejor los cambios en las diferentes variables.

5.2.2.1 Consumo

El despegue se ha modelado de manera que la potencia de la hélice se mantiene constante durante el mismo, lo que supone que al aumentar la velocidad hasta la de despegue, la toma dinámica comprime cada vez más, por lo tanto el compresor comprime lo mismo con menos trabajo, ya que la presión a la entrada del compresor es mayor y, como consecuencia, el consumo de combustible disminuye levemente.

En el segmento de subida, el consumo disminuye conforme aumenta la altitud. Esto se debe a que, manteniendo constantes la velocidad de vuelo y la velocidad vertical, cuando aumenta la altitud, la densidad disminuye, lo que hace que el empuje disminuya también, por lo que el consumo es menor.

En el crucero el consumo disminuye levemente, manteniéndose prácticamente constante durante todo el segmento, ya que la altitud y la velocidad son constantes, y lo que ocurre es que disminuye el peso del avión por la reducción de peso de fuel. Esto implica una disminución de la resistencia, que está relacionada con el coeficiente de sustentación y este a su vez con el peso, y en este tramo la resistencia es igual al empuje, por lo que el empuje se reduce y el consumo también.

A continuación, se estudia el segmento de descenso. En este tramo ocurre lo contrario de lo que pasaba en la subida. Al disminuir la altitud aumenta la densidad, por lo que el empuje aumenta haciendo que el consumo se eleve, ya que las velocidades de vuelo y vertical se mantienen constantes.

Por último, en el aterrizaje el consumo disminuye, ya que el empuje se va reduciendo hasta llegar a ser nulo.

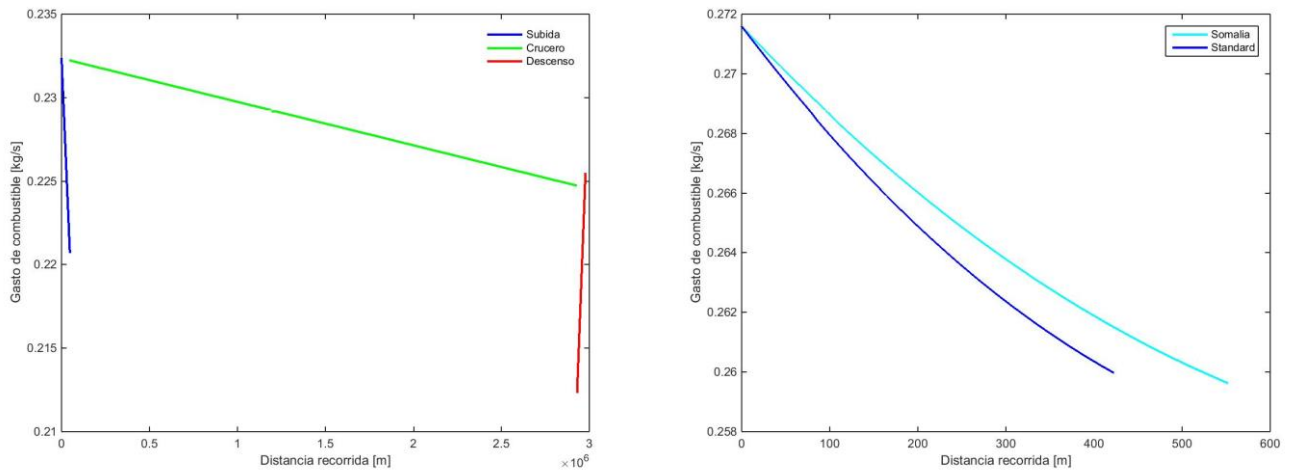


Figura 5-10. Variación del consumo en cada uno de los segmentos de vuelo.

5.2.2.2 Empuje

El empuje se divide en empuje caliente, generado por la tobera de salida, y empuje de la hélice, proporcionado por la hélice. En este apartado se tratará la variación total de empuje.

Primero se estudiará la variación del empuje en el despegue. Tanto el realizado al nivel del mar en condiciones estándar de temperatura como el de Somalia. El empuje caliente disminuye en el despegue. Esto se debe al aumento de la velocidad de vuelo. Si se tiene en cuenta que la tobera está adaptada, por lo que la presión de salida es igual a la presión ambiente, y que el gasto se mantiene prácticamente constante debido a imponer la potencia de la hélice fija, y que la velocidad de salida apenas varía, el empuje tiene que disminuir. El empuje de la hélice varía según la expresión (5.21), y al ser la potencia y el rendimiento de la hélice constantes, al aumentar la velocidad el empuje disminuye levemente. Por lo tanto, el empuje global disminuye, ya que es la combinación de los efectos del empuje de la hélice y de la tobera. Lo ocurrido se da en los dos despegues, pero al ser las condiciones más duras en Somalia, la distancia de despegue y el empuje necesario son mayores.

Tras analizar el despegue se pasa al estudio de la subida. Al aumentar la altitud, el empuje total disminuye considerablemente, debido a la disminución de densidad que se produce, ya que al mantener constante la velocidad de vuelo y de subida, al disminuir la densidad también lo hace la resistencia aerodinámica de la aeronave, por lo que se necesita menos empuje para vencerla. El empuje de la hélice durante la subida permanece prácticamente constante, con una tendencia levemente descendente. Dicho empuje depende de la potencia que la turbina le entrega a la hélice y de la velocidad de vuelo. Siendo esta última constante durante este segmento de vuelo, el empuje de la hélice varía proporcional a la potencia. Al aumentar la altitud, se reduce la densidad y con ella el gasto, lo que hace que la potencia requerida por la hélice sea menor.

En el caso del crucero, realizado a velocidad y altitud constante, al disminuir la masa de la aeronave debido al

consumo de combustible, el empuje disminuye porque en este tramo el empuje es igual a la resistencia aerodinámica y al disminuir la resistencia debido a la pérdida de masa, el empuje también lo hace.

En el descenso ocurre lo contrario a lo observado en el tramo de subida. En este caso al disminuir la altitud, la densidad aumenta, y manteniendo constante la velocidad de vuelo y de descenso, aumenta la resistencia aerodinámica y por lo tanto se necesita mayor empuje.

Por último, en el aterrizaje, el empuje se reduce desde el valor al inicio del tramo hasta ser completamente nulo.

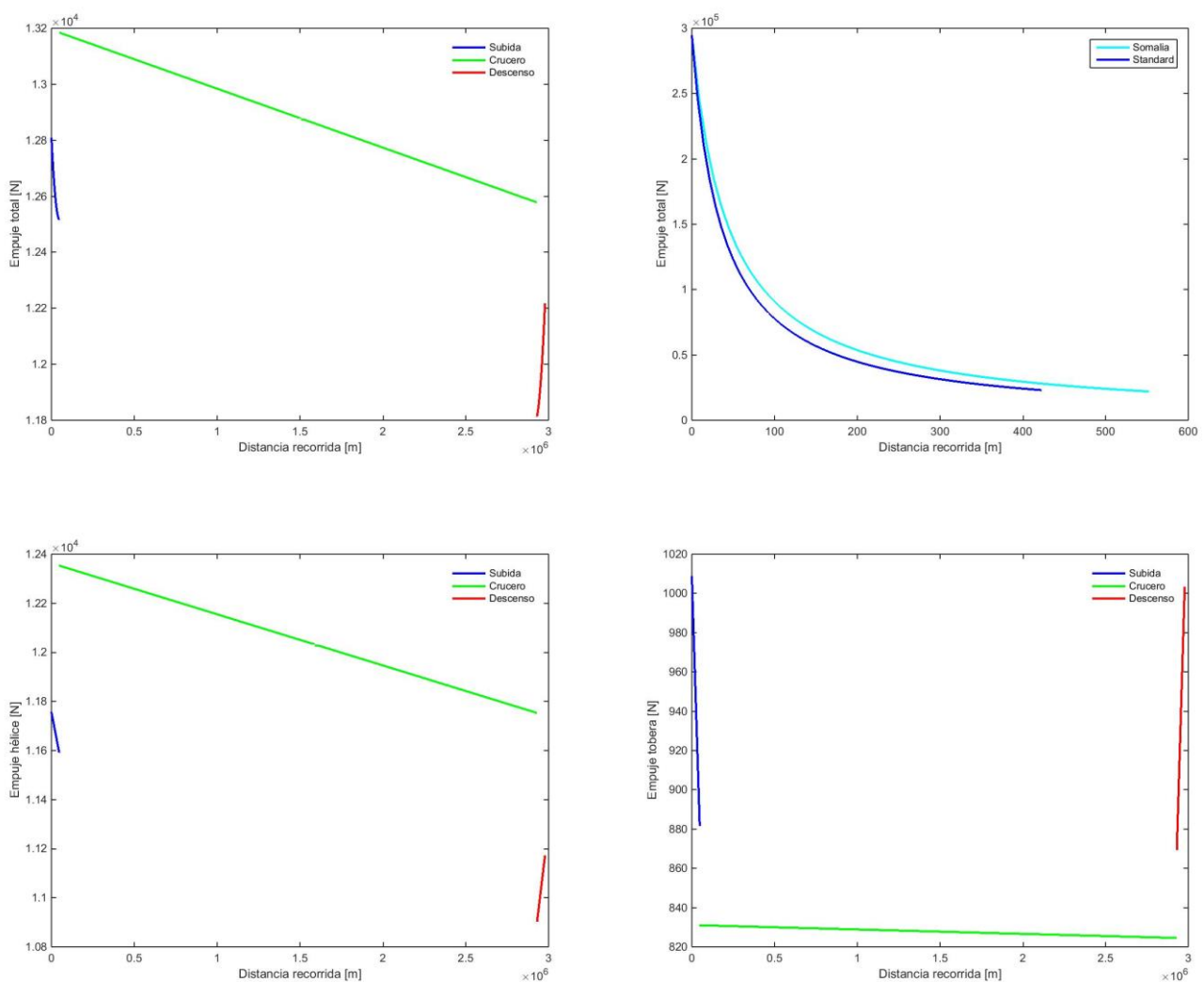


Figura 5-11. Variación del empuje en cada uno de los segmentos de vuelo.

5.2.2.3 Gasto

El gasto de aire aumenta en el despegue debido a que la velocidad también lo hace hasta la de despegue, ya

que la potencia que se suministra la hélice se ha mantenido constante.

En el segmento de subida el gasto sufre una reducción debido a la disminución de densidad que se produce al aumentar la altitud. La variación del gasto durante la subida es lineal.

Durante el crucero, al mantenerse constante la velocidad de vuelo y la altitud, y por lo tanto las condiciones a la entrada de la toma dinámica, el gasto permanece constante.

En el descenso, ocurre lo contrario a lo ocurrido en la subida, pues al disminuir la altitud, la densidad aumenta, y el gasto también lo hace, aumentando de manera lineal.

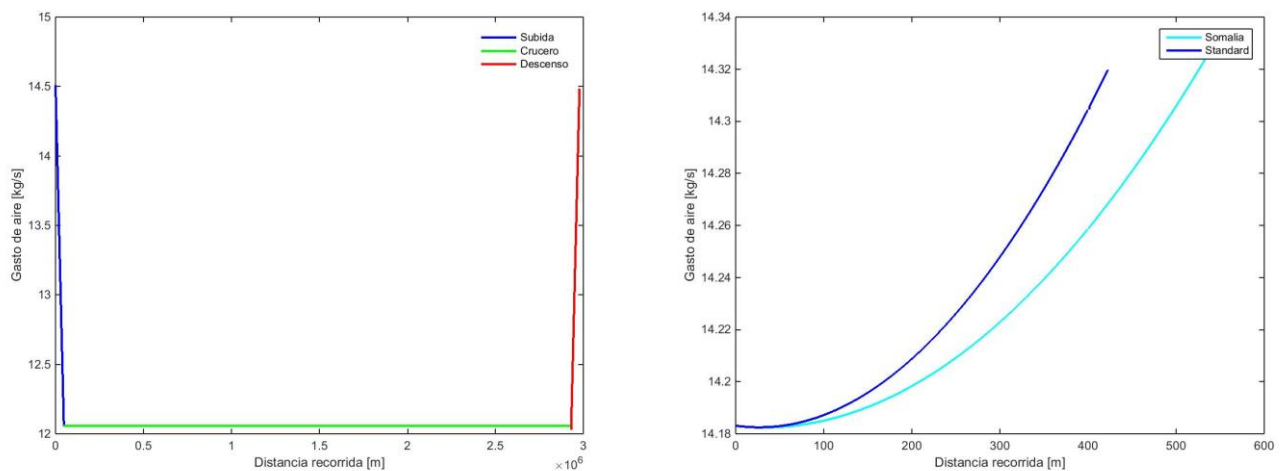


Figura 5-12. Variación del gasto en cada uno de los segmentos de vuelo.

5.2.2.4 Potencia

En el despegue, la potencia de la hélice se ha mantenido constante.

En el tramo de subida, el gasto disminuye, porque al aumentar altitud la densidad baja y el empuje requerido por la hélice es menor, por lo tanto la potencia también lo es.

La potencia durante el tramo de crucero se comporta igual que el empuje de la hélice, debido a que dicha potencia depende del empuje y de la velocidad, ya que el rendimiento de la hélice se ha considerado constante, y la velocidad también, la potencia se comporta como el empuje de la misma.

En el tramo de descenso ocurre lo contrario al tramo de subida, al aumentar el gasto, el empuje requerido por la hélice es mayor y por lo tanto la potencia sufre un pequeño aumento.

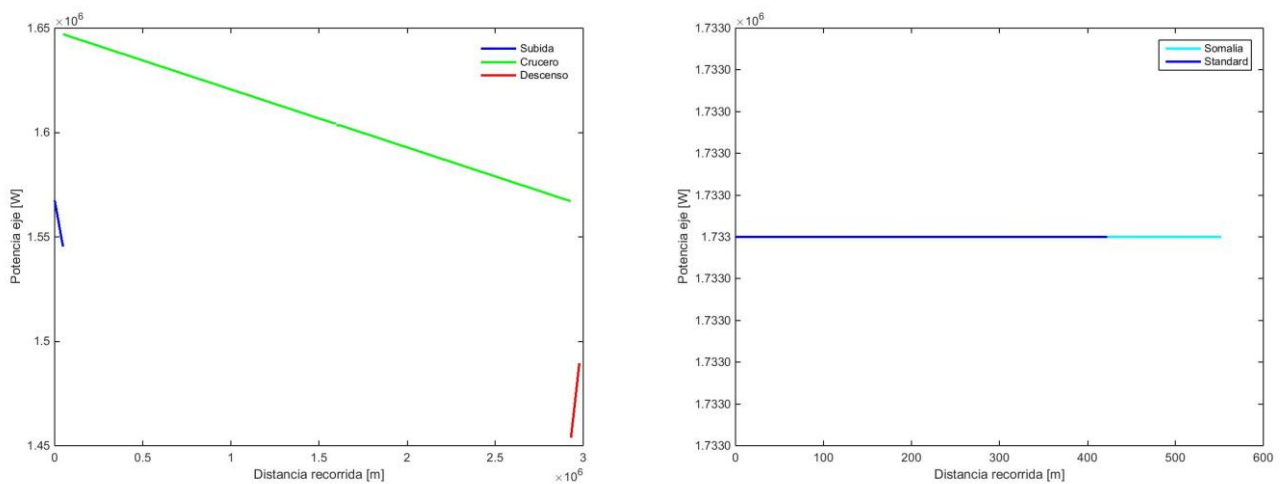


Figura 5-13. Variación de la potencia en cada uno de los segmentos de vuelo.

5.2.2.5 Temperatura de remanso de entrada a la turbina

En el caso de la temperatura a la salida de la cámara de combustión se tiene que comprobar que en ninguno de los segmentos de vuelo sobrepase el límite superior permitido, ya que un valor superior supondría un desgaste de la turbina.

Primero, se estudian los despegues considerados. Durante ambos la temperatura estudiada disminuye levemente, siendo casi constante en todo el tramo. Esto es debido a que al modelar el segmento de vuelo se ha considerado la potencia que recibe la hélice constante, y además, al aumentar la velocidad se reduce el consumo de combustible y con ello la temperatura de salida de la cámara de combustión.

En el tramo de subida, la temperatura sufre un aumento. Esto es debido a la combinación de dos efectos. Primero, la disminución de la temperatura ambiente conforme asciende la aeronave, lo que provoca que las potencias requeridas por la hélice y por el compresor disminuyan, lo que disminuye la temperatura a la entrada de la turbina. Segundo, a pesar de que la potencia que tiene que entregar la turbina es menor, el rendimiento de la misma disminuye con la altitud, lo que hace que tenga que realizar un trabajo mayor, lo que provoca un aumento de la temperatura a la salida de la cámara de combustión.

A continuación, se pasa al estudio del crucero. En este tramo disminuye el empuje requerido por la aeronave debido a la disminución de peso que se produce. Esto implica que la temperatura a la entrada de la turbina disminuya levemente conforme las necesidades de potencia y empuje del motor son menores.

En el segmento de descenso, la temperatura estudiada se comporta igual que en el tramo de subida. En este caso se debe a que al descender, la densidad aumenta y con ella el gasto de aire, lo que hace que las potencias demandadas por el compresor y la hélice aumenten, por lo que la potencia que tiene que entregar la turbina aumenta considerablemente, haciendo que la temperatura a la entrada de la turbina aumente.

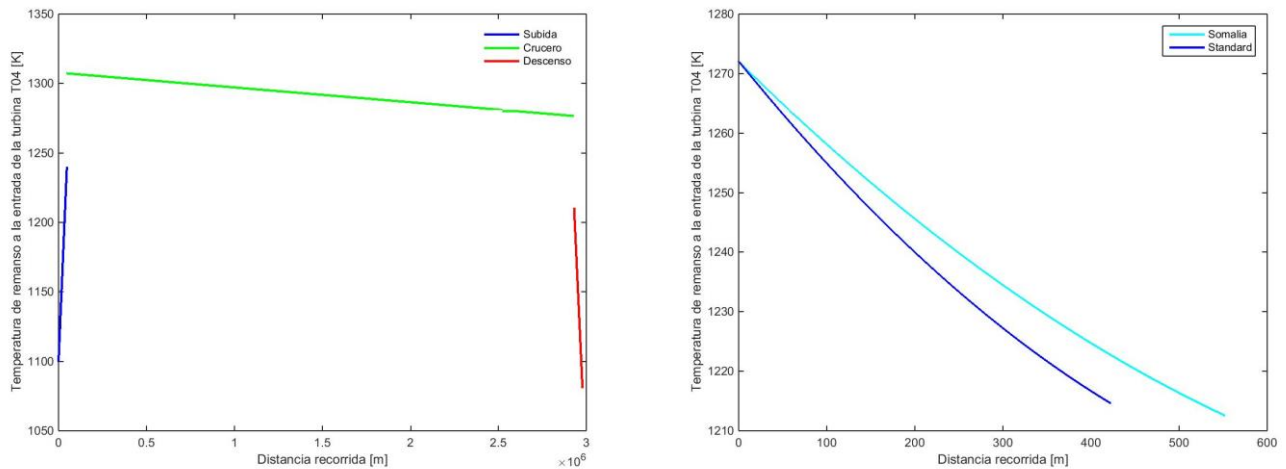


Figura 5-14. Variación de la temperatura de remanso a la entrada de la turbina en cada uno de los segmentos de vuelo.

5.2.2.6 Temperatura a la salida de la tobera

Al igual que ocurría con la temperatura de salida de la cámara de combustión, en este caso también se debe comprobar que la temperatura estudiada no sobrepase el límite que supondría un deterioro del material. En ninguno de los segmentos de vuelo estudiados a continuación se sobrepasa dicho límite.

En el despegue, la temperatura a la salida de la tobera disminuye, ya que al aumentar la velocidad, el rendimiento de la turbina aumenta, por lo tanto la temperatura a la entrada a la tobera disminuye, y como consecuencia también lo hace la temperatura a la salida.

Una vez estudiado el despegue, se pasa al análisis de la subida. Al aumentar la altitud, la temperatura a la salida de la tobera aumenta. Esto se debe a que al aumentar la temperatura de entrada de la turbina, por las razones explicadas en el apartado anterior, y permaneciendo el trabajo de la turbina prácticamente constante, la temperatura de entrada a la tobera es mayor, y por lo tanto la de salida también lo es.

En el caso del crucero, la temperatura a la salida de la tobera disminuye, debido a que a una disminución leve de la potencia, permaneciendo casi constante, y una bajada de la temperatura de entrada a la turbina, producen una disminución en la temperatura de entrada a la tobera y por lo tanto, lo mismo ocurre con la temperatura a la salida de la misma. Estos cambios no son debidos al aumento de la altitud como ocurría con la subida, sino a la pérdida de peso de combustible.

En el tramo de descenso ocurre lo contrario a lo que ocurría en el tramo de subida. Disminuye la altitud y con ella, la temperatura a la salida de la tobera.

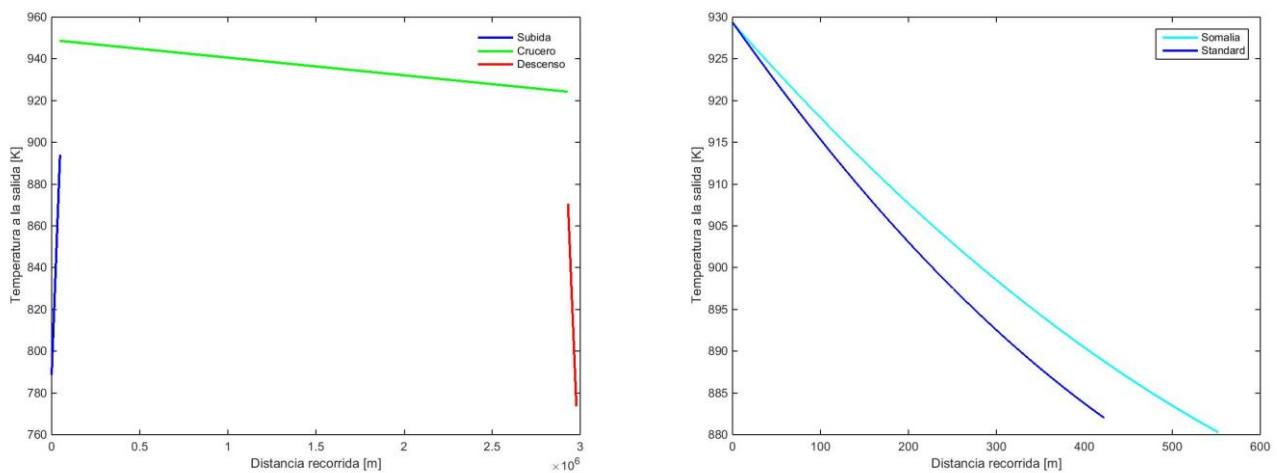
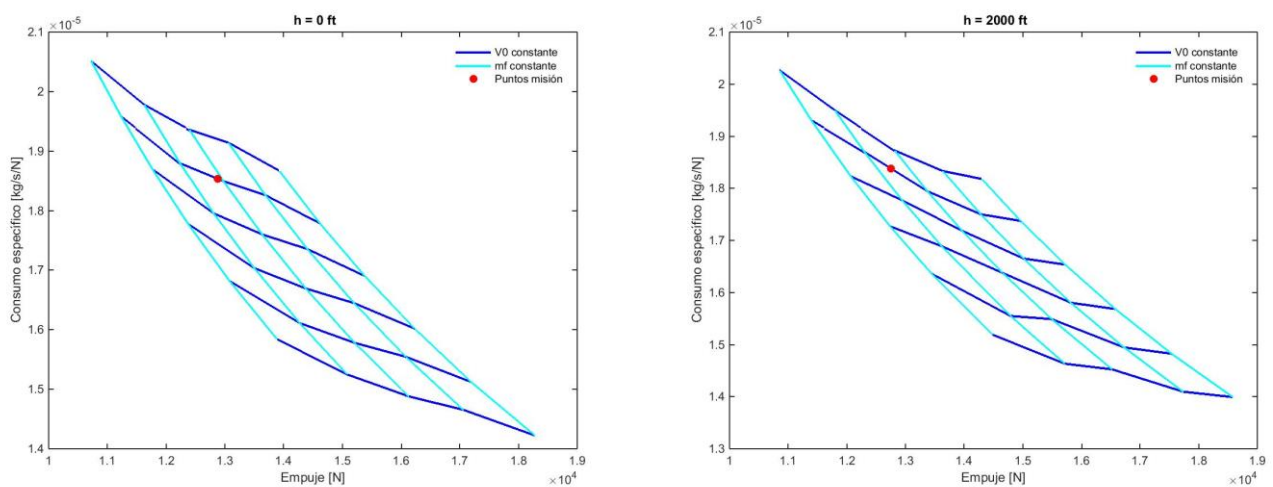


Figura 5-15. Variación de la temperatura de salida en cada uno de los segmentos de vuelo.

Una vez se tiene el comportamiento de las variables termodinámicas en los diferentes segmentos, se pueden representar los mapas de motor a distinta altitud, de manera que en ellos se pueda visualizar el punto en el que se encuentra el avión estudiado a diversas altitudes durante la subida, así como la variación durante el crucero. En el descenso no se ha profundizado dado que sería bastante similar a la subida.

En la primera figura, se observan los mapas de motor en puntos concretos de la subida. El punto rojo representa la situación del avión estudiado, mientras que los mapas varían la altitud, tal y como muestra la leyenda de cada uno de ellos.



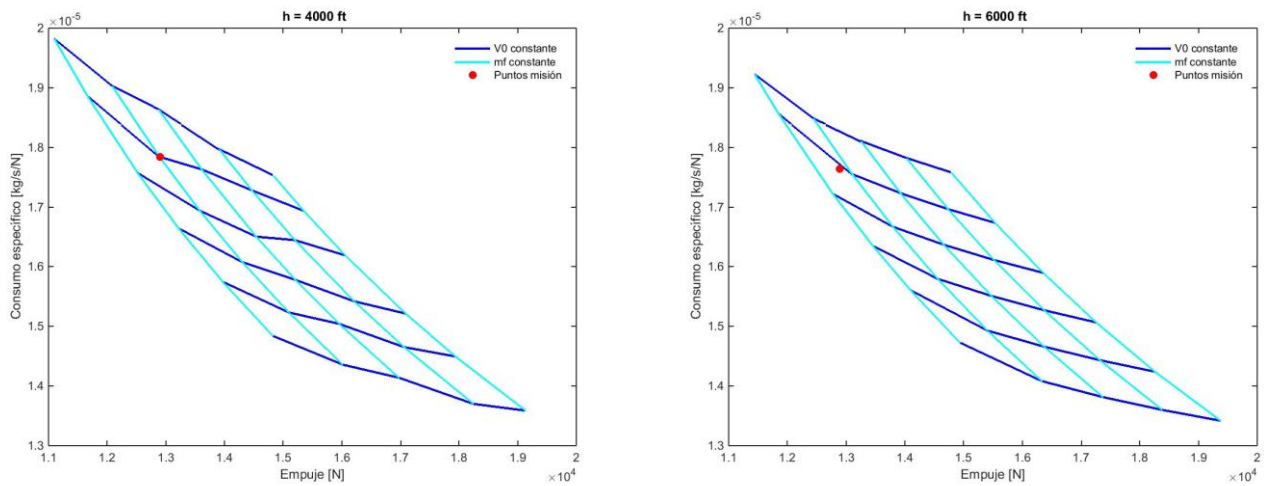


Figura 5-16. Mapas del motor durante la subida.

Se puede observar en la Figura 5-16, que las altitudes representadas son 0 ft, 2000 ft, 4000 ft y 6000 ft, pero que la última altitud de la subida no se ha mostrado, esto es debido a que dicha altitud coincide con la altitud de crucero y ya está incluida en la Figura 5-17. Se comprueba que los puntos están situados en la misma línea de velocidad constante, debido a que la subida se realiza imponiendo dicha condición. Otro de los aspectos importantes es la mínima variación que se producen en ambas variables, tal y cómo se observaban y explicaban en el apartado 5.2.2.2.

En la siguiente figura, se visualiza el mapa de motor a la altitud de crucero. En el mismo, los puntos rojos representan como varía el consumo específico respecto al empuje conforme va pasando el tiempo en el crucero.

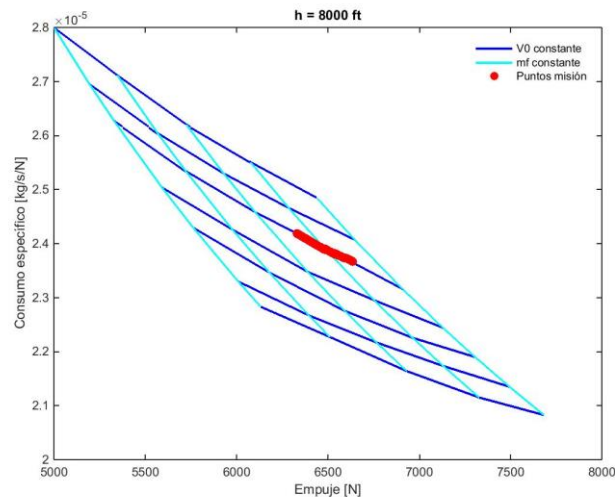


Figura 5-17. Mapa del motor durante el crucero.

La Figura 5-17, muestra como a medida que aumenta el crucero el empuje que tiene que proporcionar el motor disminuye debido a la reducción de peso que se produce conforme se avanza en la misión debido al gasto de combustible. Una disminución del empuje considerable supone un aumento del consumo específico, ya que a pesar de que por separado tanto el empuje como el gasto de combustible disminuyen, la variación de empuje es bastante significativa, permaneciendo el gasto de combustible prácticamente constante. Otros de los detalles que se puede comprobar es que los puntos siguen una línea de velocidad constante del mapa, esto se debe a que el crucero se realiza a velocidad constante.

Por último, se representa en los mapas de compresor y turbina ambos despegues. De esta manera, se puede observar el comportamiento del motor al cambiar las condiciones ambientales. Recordamos que las líneas azules representan revoluciones corregidas constantes.

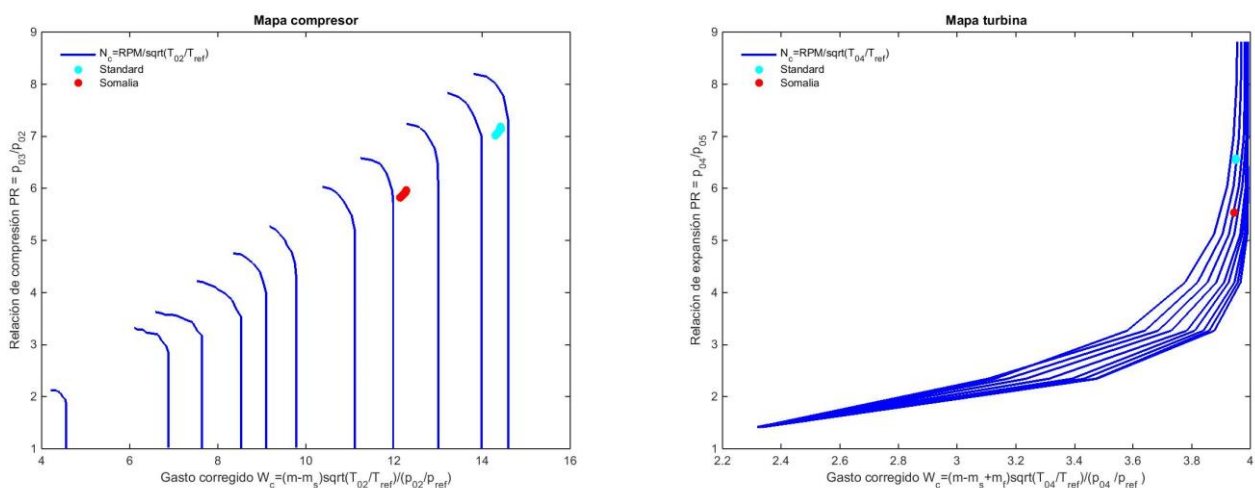


Figura 5-18. Mapas de compresor y turbina en los despegues.

En el mapa del compresor, se tiene un gasto corregido, una relación de compresión y unas revoluciones corregidas menor en el despegue en Somalia que en el despegue con condiciones estándar de temperatura. Esto es debido a que si la temperatura ambiente cambia, el motor se somete a los siguientes cambios:

- La densidad del aire cambia. Al aumentar la temperatura ambiente, la densidad a la entrada del motor disminuye, lo que reduce el gasto que atraviesa tanto la turbina como el compresor. Al ser un motor de revoluciones constantes, en los que el flujo volumétrico permanece prácticamente constante, el gasto aumentará al disminuir la temperatura y disminuirá al aumentarla.

- La relación de compresión también disminuye al aumentar la temperatura a la entrada del motor. Esto se explica porque a mayor temperatura a la entrada del compresor, mayor trabajo necesita realizar el mismo para alcanzar un aumento de presión similar. Este trabajo debe ser proporcionado por la turbina, pero se produce una disminución del mismo debido a la reducción de gasto que la atraviesa.

6 CONCLUSIONES

En este último capítulo se realizará un análisis global del proyecto, así como de las líneas futuras que se pueden seguir con el mismo. Primero se realizará un pequeño resumen del contenido del mismo, así como el análisis de la coherencia de los resultados en cada uno de los apartados.

El motor estudiado fue el Allison T56-A-15, a pesar de ser un motor antiguo, se utiliza en gran parte de las aeronaves militares en activo actualmente, por lo que su estudio y modelado es interesante para conocer su comportamiento en diseño y fuera del mismo.

Una vez se tiene el motor y los puntos de ensayo en banco, se creó un modelo de motor para conocer su comportamiento en puntos fuera de diseño. Para ello se necesitaban los mapas de compresor y turbina. Dado que no se tenían dichos mapas, se emplearon unos genéricos de manera que el punto de diseño del mapa coincidiera con el punto de diseño del modelo. Dado que el resto de puntos de partida se encontraban sobre las líneas de los mapas genéricos escalados y cumplían la física del problema, dichos mapas representan bastante bien el funcionamiento del motor en los puntos fuera de diseño.

Para darle mayor validez al modelo se realizó un estudio estadístico del mismo. Para ello, en lugar de considerar cuatro puntos iniciales se tomaron distribuciones de probabilidad normales como datos de partida. Este estudio se llevó a cabo para tener en cuenta el error de los sensores y aparatos de medida. Llevando a cabo el mismo procedimiento que en el apartado anterior, se consiguen los mapas de compresor y turbina definitivos del motor. Teniendo dichos mapas se pueden calcular las curvas características del motor a diferentes altitudes.

Por último, se ha elegido la aeronave Lockheed P-3 Orión para la evaluación de prestaciones del motor. En dicho estudio, se ha comprobado que las variables termodinámicas se comportan de acuerdo a la física del problema presentado, por lo que el motor responde adecuadamente a los cambios de las condiciones ambientales. Al estudiar las actuaciones, se pudo comprobar que el motor se comportaba de forma coherente al aumentar la altitud y la temperatura ambiente.

El proyecto que nos ocupa podría ampliarse. Lo más interesante sería estudiar la respuesta del motor ante la degradación de sus componentes. Estudiar fenómenos como podrían ser la erosión, corrosión, abrasión o fouling entre otros. En resumen, se obtiene el comportamiento del motor frente a la degradación, lo que permite llevar a cabo el estudio del motor sin necesidad de ensayar el motor en banco o en avión para la obtención de la respuesta del mismo, lo cual permite ahorrar dinero, tiempo y recursos. En el caso de las actuaciones, también podrían estudiarse más detalladamente, si se tuviesen datos reales de velocidades y

altitudes de la misión, así como el estudio de virajes.

El procedimiento utilizado para la obtención del modelo de motor se puede aplicar a cualquier otro motor del que se tengan datos de ensayo en banco. Lo único que se tendría que modificar es el ciclo, de acuerdo con las variables de partida, y el mapa genérico de compresor, según sea centrífugo o axial. Esto permitiría conocer el comportamiento del motor fuera de diseño, lo que no aporta el ensayo en banco.

Por último destacar que a pesar de la falta de datos reales de turbohélices así como de las propiedades aerodinámicas de las aeronaves, se han empleado datos históricos y plausibles del avión estudiado.

7 ANEXOS

En este capítulo se detallarán los procedimientos y métodos de cálculo empleados a lo largo del trabajo. Una parte clave para la resolución del ciclo es la elección del combustible y la obtención de las expresiones del calor específico a presión constante y la entalpía entre otras. También se incluirán en este capítulo ciertos datos del mismo que han sido relevantes en el proyecto, y a los que se han hecho referencia a lo largo de todo el trabajo.

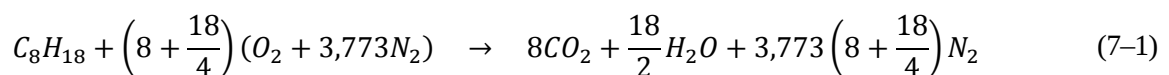
7.1 Propiedades de los gases reales

En este apartado se obtendrán ciertos parámetros, como pueden ser la capacidad calorífica y la entalpía, que dependen de la temperatura, del gasto de aire y del gasto de combustible, para poder más tarde emplearlos en la resolución del ciclo ideal.

Antes de comenzar a explicar la obtención de cada una de ellas, se debe hacer notar que el combustible empleado es la gasolina o octano (C_8H_{18}). Por lo tanto, es necesario realizar una serie de relaciones estequiométricas para obtener las relaciones de cada uno de los componentes del aire tanto antes como después de la combustión.

7.1.1 Combustible

Como se ha especificado anteriormente, el combustible empleado es la gasolina u octano. Antes de producirse la combustión, el aire está formado por un 76,7% de N_2 , un 23,1% de O_2 y un 0,2% de Ar , mientras que tras la combustión el aire está compuesto por N_2 , O_2 , Ar , CO_2 y H_2O , tras producirse la siguiente reacción química:



Antes de comenzar con cada una de las propiedades, se van a calcular las fracciones molares de cada componente, ya que se emplearán en el cálculo de las mismas. Lo primero para dicho cálculo, es obtener el gasto de cada componente en kg/s :

$$\dot{m}_{N_2} = (\dot{m}_a - \dot{m}_s) \cdot 0,767 \quad (7-2)$$

$$\dot{m}_{Ar} = (\dot{m}_a - \dot{m}_s) \cdot 0,002 \quad (7-3)$$

$$\dot{m}_{O_2} = (\dot{m}_a - \dot{m}_s) \cdot 0,231 - \left(a + \frac{b}{4}\right) \frac{32}{12,011 \cdot a + 1,008 \cdot b} \dot{m}_f \quad (7-4)$$

$$\dot{m}_{CO_2} = \frac{12,011 + 32}{12,001 + 1,008 \cdot \frac{b}{a}} \dot{m}_f \quad (7-5)$$

$$\dot{m}_{H_2O} = \frac{b}{2} \frac{2 \cdot 1,008 + 16}{12,011 \cdot a + 1,008 \cdot b} \dot{m}_f \quad (7-6)$$

En las ecuaciones anteriores, $\dot{m}_a$ es el gasto de aire en kg/s , $\dot{m}_s$ es el gasto de sangrado en kg/s y $\dot{m}_f$ es el gasto de combustible en kg/s . Los coeficientes a y b se obtienen por la composición del combustible, que como se ha explicado es octano por lo que por la siguiente relación, $C_8H_{18} = C_aH_b$, se tiene que $a = 8$ y $b = 18$. Por último, se puede observar que no es necesario calcular las propiedades antes y después de la combustión, ya que el gasto de componentes que aparecen tras la combustión sólo es distinto de cero cuando el gasto de combustible no es nulo.

A continuación, se calcula el gasto en $kmol/s$, dividiendo cada uno de los gastos anteriores por su peso molecular:

$$A = \frac{\dot{m}_{N_2}}{28,0132} \quad B = \frac{\dot{m}_{Ar}}{39,948} \quad C = \frac{\dot{m}_{O_2}}{31,9988} \quad D = \frac{\dot{m}_{CO_2}}{44,01} \quad E = \frac{\dot{m}_{H_2O}}{18,01528} \quad (7-7)$$

Una vez se tiene el gasto en $kmol/s$, se pueden calcular las fracciones molares de cada componente:

$$x_{N_2} = \frac{A}{A + B + C + D + E} \quad (7-8)$$

$$x_{O_2} = \frac{B}{A + B + C + D + E} \quad (7-9)$$

$$x_{Ar} = \frac{C}{A + B + C + D + E} \quad (7-10)$$

$$x_{CO_2} = \frac{D}{A + B + C + D + E} \quad (7-11)$$

$$x_{H_2O} = \frac{E}{A + B + C + D + E} \quad (7-12)$$

Lo único que queda antes de pasar a la explicación de las propiedades pertinentes, y una vez definidos los elementos que formarán parte del estudio, es necesario introducir una tabla con los valores de las constantes de los elementos a emplear, que como se observa en la tabla inferior, varían dependiendo del rango de temperaturas estudiado.

Tabla 7-1. Constantes de los elementos de la combustión.

El	T (K)	a_{i1}	a_{i2}	a_{i3}	a_{i4}
N_2	1000-5000	0,28963(+1)	0,15155(-2)	-0,57235(-6)	0,9980(-10)
	300-1000	0,36748(+1)	-0,1208(-2)	0,23240(-5)	-0,6321(-9)
O_2	1000-5000	0,36220(+1)	0,73618(-3)	-0,19652(-6)	0,3620(-10)
	300-1000	0,36256(+1)	-0,1878(-2)	0,70555(-5)	-0,6763(-8)
CO_2	1000-5000	0,44608(+1)	0,30982(-2)	-0,12393(-5)	0,22741(-9)
	300-1000	0,24008(+1)	0,87351(-2)	-0,66071(-5)	0,20022(-8)
H_2O	1000-5000	0,27168(+1)	0,29451(-2)	-0,80224(-6)	0,10227(-9)
	300-1000	0,40701(+1)	-0,1108(-2)	0,41521(-5)	-0,2963(-8)
Ar	300-5000	2,50003	-4,089(-18)	1,01867(-20)	-1,085(-23)

Tabla 7-2. Constantes de los elementos de la combustión (continuación).

El	T (K)	a_{i5}	a_{i6}	a_{i7}
N_2	1000-5000	-0,65224(-14)	-0,90586(+3)	0,61615(+1)

	300-1000	-0,22577(-12)	-0,10612(+4)	0,23580(+1)
O₂	1000-5000	-0,28946(-14)	-0,12020(+4)	0,36151(+1)
	300-1000	0,21556(-11)	-0,10475(+4)	0,43053(+1)
CO₂	1000-5000	-0,15526(-13)	-0,48961(+5)	-0,98636(0)
	300-1000	0,63274(-15)	-0,48378(+5)	0,96951(+1)
H₂O	1000-5000	-0,48472(-14)	-0,29906(+5)	0,66306(+1)
	300-1000	0,80702(-12)	-0,30280(+5)	-0,32270(0)
Ar	300-5000	4,19052(-27)	-7,45384(2)	4,39173

7.1.2 Calor específico a presión constante C_p

El calor específico es la energía requerida para elevar en un grado la temperatura de una unidad de masa de una sustancia. En este caso, nos interesa el calor específico a presión constante que se define como la energía necesaria para elevar en un grado la temperatura de una unidad de masa de una sustancia cuando la presión se mantiene constante, cuyas unidades son $\frac{J}{kg \cdot K}$ y viene definido por la siguiente fórmula:

$$C_p = \left(\frac{\partial h}{\partial T} \right)_p \quad (7-13)$$

Para el cálculo de C_p , se ha empleado la función de MatLab CP.m, que recibe como argumentos de entrada la temperatura T , el gasto de aire $\dot{m}_a$ y el gasto de combustible $\dot{m}_f$, de manera que calcula el C_p de cada componente del aire, tanto antes como después de la combustión mediante la siguiente fórmula, en la que $R = 8,3143 \left[\frac{kJ}{kmol \cdot K} \right]$ es la constante de los gases ideales y $T [K]$ es la temperatura:

$$C_{p,i} = R(a_{i1} + a_{i2}T + a_{i3}T^2 + a_{i4}T^3 + a_{i5}T^4) \left[\frac{kJ}{kmol \cdot K} \right] \quad (7-14)$$

Una vez se tiene el calor específico a presión constante de cada componente, se multiplica cada uno de ellos por su correspondiente fracción molar x_i , explicadas anteriormente, obteniéndose así el C_p definitivo mediante la siguiente expresión:

$$C_{P_mol} = \sum_i x_i C_{pi}(T) \left[\frac{kJ}{kmol K} \right] \quad (7-15)$$

Dado que para el ciclo es necesario que las unidades sean $\left[\frac{J}{kg K} \right]$, mediante la siguiente ecuación, se obtiene la expresión de C_p definitiva:

$$C_p = \frac{C_{P_mol} \cdot 1000}{28,0134 \cdot x_{N_2} + 31,9988 \cdot x_{O_2} + 39,948 \cdot x_{Ar} + 44,01 \cdot x_{CO_2} + 18,0158 \cdot x_{H_2O}} \left[\frac{J}{kg K} \right] \quad (7-16)$$

En esta última expresión se ha dividido el calor específico en moles entre las fracciones molar de cada componente por el peso molecular de cada uno, obteniéndose de esa manera el coeficiente en las unidades $\left[\frac{J}{g K} \right]$, por lo tanto para obtener el C_p en kilogramos es necesario multiplicarlo por mil.

En la siguiente imagen, se muestra la variación de C_p con la temperatura, tanto antes de la combustión como después, considerando un gasto de aire y de combustible característico del motor estudiado.

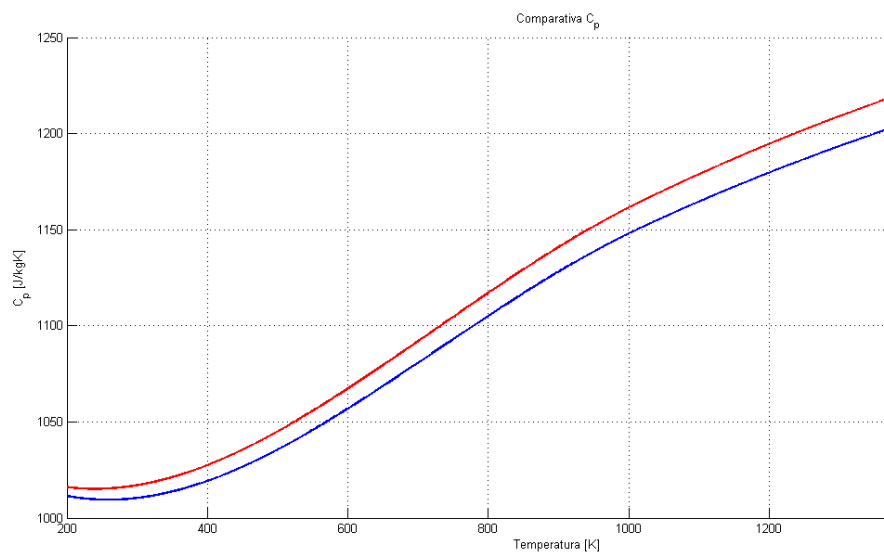


Figura 7-1. Comparativa del calor específico a presión constante antes de la

combustión y después de la misma.

7.1.3 Entalpía h

La entalpía es una función de estado de la termodinámica donde la variación permite expresar la cantidad de calor puesto en juego durante una transformación isobárica, es decir, a presión constante en un sistema termodinámico. Se mide en J y se relaciona con el calor específico a presión constante mediante las siguientes relaciones:

$$TdS = dh - vdp \quad \rightarrow \quad dS = 0 \quad \rightarrow \quad dh = vdp \quad (7-17)$$

Empleando la ecuación de los gases ideales:

$$pv = RT \quad \rightarrow \quad v = \frac{RT}{p} \quad (7-18)$$

Sustituyendo lo obtenido en la primera ecuación:

$$dh = RT \frac{dp}{p} = C_p(T) dT \quad (7-19)$$

Integrando se obtiene la entalpía:

$$h = \int_{T_{ref}}^T C_p(T) dT \quad (7-20)$$

Al igual que ocurría en el caso anterior, se emplea la función de MatLab H.m para el cálculo de la entalpía. Se emplea la siguiente expresión dependiente de la temperatura para el cálculo de la entalpía de cada componente:

$$h_i = R \left(a_{i1}T + \frac{a_{i2}}{2}T^2 + \frac{a_{i3}}{3}T^3 + \frac{a_{i4}}{4}T^4 + \frac{a_{i5}}{5}T^5 + a_{i6} \right) \left[\frac{kJ}{kmol} \right] \quad (7-21)$$

Multiplicando cada entalpía obtenida por su fracción molar correspondiente, se obtiene:

$$h_{mol} = \sum_i x_i h_i(T) \left[\frac{kJ}{kmol} \right] \quad (7-22)$$

Al igual que ocurría en el caso anterior con el calor específico a presión constante, se divide la entalpía entre las fracciones molares de cada componente por su peso molecular y se multiplica por mil para obtener la entalpía definitiva en las unidades adecuadas:

$$h = \frac{h_{mol} \cdot 1000}{28,0134 \cdot x_{N_2} + 31,9988 \cdot x_{O_2} + 39,948 \cdot x_{Ar} + 44,01 \cdot x_{CO_2} + 18,0158 \cdot x_{H_2O}} \left[\frac{J}{kg} \right] \quad (7-23)$$

Al igual que en el caso de C_p , se realizará lo mismo en el caso de la entalpía y se representará su dependencia de la temperatura tanto antes como después de la combustión.

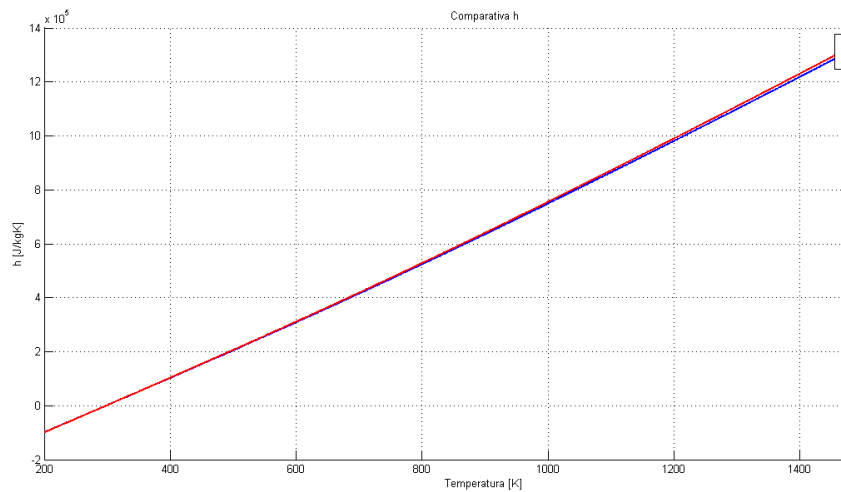


Figura 7-2. Comparativa de la entalpía antes y después de la combustión.

7.1.4 Entropía s

La entropía es una función de estado de la termodinámica cuya variación nos muestra la variación del orden molecular ocurrido en una reacción química. Se mide en J/K . El procedimiento de cálculo es igual a las dos propiedades anteriores y está implementada en una función de MATLAB llamada $S.m$. Primero se obtiene la entropía para cada uno de los componentes:

$$s_i = R \left(a_{i1} \ln T + a_{i2} T + \frac{a_{i3}}{2} T^2 + \frac{a_{i4}}{3} T^3 + \frac{a_{i5}}{4} T^4 + a_{i7} \right) \left[\frac{kJ}{kmol K} \right] \quad (7-24)$$

Se multiplica cada resultado obtenido por su fracción molar correspondiente y se suma para obtener la entropía:

$$s_{mol} = \sum_i x_i s_i(T) \left[\frac{kJ}{kmol K} \right] \quad (7-25)$$

Pasándola a las unidades adecuadas:

$$s = \frac{s_{mol} \cdot 1000}{28,0134 \cdot x_{N_2} + 31,9988 \cdot x_{O_2} + 39,948 \cdot x_{Ar} + 44,01 \cdot x_{CO_2} + 18,0158 \cdot x_{H_2O}} \left[\frac{J}{kg K} \right] \quad (7-26)$$

7.1.5 Integral C_p/T

Una de las relaciones que será más necesaria durante el ciclo ideal es la integral del calor específico, dependiente de la temperatura dividido entre la temperatura, calculada mediante una función de MatLab

CP_T.m, ya que aparece en las ecuaciones de los rendimientos politrópicos tanto de turbina como de compresor, por eso es de especial interés detallarla antes de comenzar.

$$\phi = \int_{T_{ref}}^T \frac{C_p(T)}{T} dT \quad (7-27)$$

Sustituyendo la expresión de C_p , se obtiene la integral que estamos buscando para componente:

$$\phi_i = \int_{T_{ref}}^T \frac{R(a_{i1} + a_{i2}T + a_{i3}T^2 + a_{i4}T^3 + a_{i5}T^4)}{T} dT \quad (7-28)$$

Integrando la expresión anterior:

$$\phi_i = R(a_{i1} \ln \frac{T}{T_{ref}} + a_{i2}(T - T_{ref}) + \frac{a_{i3}}{2}(T^2 - T_{ref}^2) + \frac{a_{i4}}{3}(T^3 - T_{ref}^3) + \frac{a_{i5}}{4}(T^4 - T_{ref}^4)) \quad (7-29)$$

Sumando las diferentes integrales por sus correspondientes fracciones molares se obtiene la integral definitiva en $\left[\frac{kJ}{kmol K^2}\right]$:

$$\phi_{mol} = \sum_i x_i \phi_i(T) \quad (7-30)$$

Finalmente al igual que en casos anteriores se obtienen los resultados definitivos en las unidades adecuadas:

$$\phi = \frac{\phi_{mol} \cdot 1000}{28,0134 \cdot x_{N_2} + 31,9988 \cdot x_{O_2} + 39,948 \cdot x_{Ar} + 44,01 \cdot x_{CO_2} + 18,0158 \cdot x_{H_2O}} \left[\frac{J}{kg K^2} \right] \quad (7-31)$$

Por último, se representa la variación de ϕ con la temperatura tanto para la condición limpia como sucia, es

decir, antes de que el aire pase por la cámara de combustión y después.

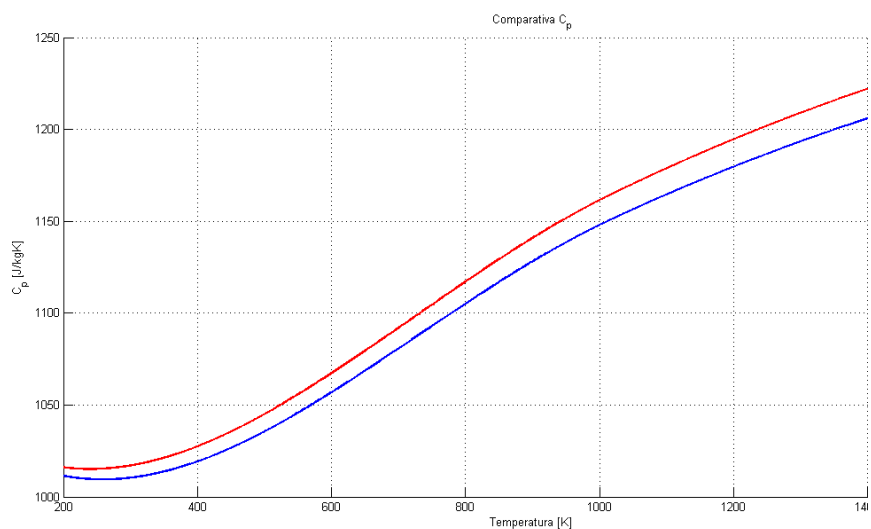


Figura 7-3. Comparativa de la integral de calor específico a presión constante dividido por la temperatura antes de la combustión y después de la misma.

BIBLIOGRAFÍA Y CONSULTAS WEB

- ❖ Muñoz Benítez, Francisco José. Métodos para la diagnosis de fallos en turbinas de gas de aviación: Aplicación a un motor turbohélice Garrett TPE-331. Universidad de Sevilla (2012). [Fecha de consulta: 02 marzo 2016].
- ❖ Moya Pérez, Manuel. Desarrollo de un modelo del turbohélice RR. Tyne 11: Aplicación a la evaluación de prestaciones. Universidad de Sevilla (2014). [Fecha de consulta: 02 marzo 2016].
- ❖ Plaza Gomariz, Pablo. Evaluación de la degradación del turbohélice RR. Tyne 11: Implicaciones en la misión. Universidad de Sevilla (2014). [Fecha de consulta: 02 marzo 2016].
- ❖ Miller, Andrew Scott. Compressor Conceptual Design Optimization. Georgia Institute of Technology (2015). [Fecha de consulta: 10 junio 2016].
- ❖ <http://www.ejercitodelaire.mde.es/ea/pag?idDoc=D2F587E79942E2AAC12574F1003FD1F7&idRef=F5D5EF95E9616C34C12574F1003FDB72>. [Fecha de consulta: 05 julio 2016].
- ❖ https://en.wikipedia.org/wiki/Lockheed_P-3_Orion#Somalia. [Fecha de consulta: 05 julio 2016].
- ❖ <http://faculty.dwc.edu/sadraey/Chapter%205.%20Wing%20Design.pdf>. [Fecha de consulta: 05 julio 2016].
- ❖ http://www.militaryaviation.eu/patrol/Lockheed/P-3_Orion.htm. [Fecha de consulta: 05 julio 2016].
- ❖ <http://www.dtic.mil/dtic/tr/fulltext/u2/a091906.pdf>. [Fecha de consulta: 05 julio 2016].
- ❖ <http://enu.kz/repository/2009/AIAA-2009-76.pdf>. [Fecha de consulta: 05 julio 2016].
- ❖ <http://www.emad.mde.es/MOPS/060-Yibuti-ATALANTA/>. [Fecha de consulta: 05 julio 2016].
- ❖ http://navybmr.com/study%20material/14008a/14008A_ch8.pdf. [Fecha de consulta: 05 julio 2016].
- ❖ <http://fas.org/man/dod-101/sys/ac/c-130.htm>. [Fecha de consulta: 17 agosto 2016].
- ❖ http://www.aero.us.es/adesign/Slides/Temas/Tema_06%20-%20Actuaciones%20Preliminares.pdf. [Fecha de consulta: 22 agosto 2016].
- ❖ <https://fenix.tecnico.ulisboa.pt/downloadFile/395138005044/C-130%20Tese.pdf>. [Fecha de consulta: 23 agosto 2016].
- ❖ https://es.wikipedia.org/wiki/Lockheed_C-130_Hercules. [Fecha de consulta: 24 agosto 2016].
- ❖ <http://avionescuartoce.blogspot.com.es/>. [Fecha de consulta: 25 agosto 2016].
- ❖ https://ev.us.es/bbcswebdav/pid-1723769-dt-content-rid-5919614_1/courses/201516-1970066-197-EC/Temas/Diapositivas/Tema_03%20-%20Dimensionado%20Preliminar%20e%20Inicial.pdf. [Fecha de consulta: 25 agosto 2016].

- ❖ <https://upcommons.upc.edu/bitstream/handle/2099.1/19511/PFC%20Volumen%201.pdf?sequence=1&isAllowed=y>. [Fecha de consulta: 02 septiembre 2016].
- ❖ <http://bibing.us.es/proyectos/abreproy/60124/fichero/Proyecto+Fin+de+Carrera%252F5.+MODELO+DE+MOTOR+GARRETT+TPE-331+.pdf>. [Fecha de consulta: 16 septiembre 2016].
- ❖ <http://www.lockheedmartin.com/content/dam/lockheed/data/aero/documents/global-sustainment/product-support/Service-News/V6N4.pdf>. [Fecha de consulta: 20 septiembre 2016].
- ❖ http://www.ma.uva.es/~antonio/Industriales/Apuntes_05-06/LabM/MatLab-en-pantalla.pdf. [Fecha de consulta: 27 septiembre 2016].
- ❖ <https://es.mathworks.com/help/stats/examples/simulating-dependent-random-variables-using-copulas.html>. [Fecha de consulta: 06 octubre 2016].
- ❖ <http://www.kahn.com/info/dynamometer-505.pdf>. [Fecha de consulta: 10 octubre 2016].
- ❖ <http://www.kahn.com/info/dynamometer-545.pdf>. [Fecha de consulta: 10 octubre 2016].
- ❖ <http://repositorio.espe.edu.ec:8080/bitstream/21000/474/1/T-ESPE-027592.pdf>. [Fecha de consulta: 10 octubre 2016].
- ❖ <http://www.himmelstein.com/images/AN20804.pdf>. [Fecha de consulta: 16 octubre 2016].
- ❖ <https://es.mathworks.com/help/stats/multivariate-normal-distribution.html>. [Fecha de consulta: 18 octubre 2016].
- ❖ <https://es.mathworks.com/help/stats/distributionfitting-app.html>. [Fecha de consulta: 20 octubre 2016].
- ❖ http://mathgene.usc.es/matlab-profs-quimica/analisis_datos.pdf. [Fecha de consulta: 24 octubre 2016].
- ❖ https://es.mathworks.com/matlabcentral/fileexchange/46123-johnson-curve-toolbox/content/Johnson_Curve/f_johnson_pdf.m. [Fecha de consulta: 28 octubre 2016].
- ❖ <https://es.mathworks.com/matlabcentral/fileexchange/46123-johnson-curve-toolbox>. [Fecha de consulta: 28 octubre 2016].
- ❖ <http://marcoarboledag2.blogspot.com.es/2006/05/graficas-3d-en-matlab.html>. [Fecha de consulta: 02 noviembre 2016].
- ❖ <http://ldc.usb.ve/~mcuriel/Cursos/WC/Clases/caracterizacion2.pdf>. [Fecha de consulta: 03 noviembre 2016].
- ❖ http://homepages.inf.ed.ac.uk/rbf/CVonline/LOCAL_COPIES/AV0405/MISHRA/kde.html. [Fecha de consulta: 06 noviembre 2016].
- ❖ http://nal-ir.nal.res.in/10158/1/168_G01.pdf. [Fecha de consulta: 17 noviembre 2016].
- ❖ <https://airbornescience.nasa.gov/sites/default/files/P-3B%20Experimenter%20Handbook%20548-HDBK-0001.pdf>. [Fecha de consulta: 17 noviembre 2016].
- ❖ <https://ece.uwaterloo.ca/~dwharder/NumericalAnalysis/05Interpolation/multi/>. [Fecha de consulta: 05 diciembre 2016].
- ❖ https://es.mathworks.com/matlabcentral/newsreader/view_thread/24755. [Fecha de consulta: 10 diciembre 2016].

- ❖ <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20100023291.pdf>. [Fecha de consulta: 19 diciembre 2016].
- ❖ <https://fas.org/man/dod-101/sys/ac/p-3.htm>. [Fecha de consulta: 15 enero 2017].
- ❖ <http://www.dtic.mil/dtic/tr/fulltext/u2/a127780.pdf>. [Fecha de consulta: 16 enero 2017].
- ❖ <http://planes.axlegeeks.com/l/178/Lockheed-P-3-ORION#Performance&s=x4gEv>. [Fecha de consulta: 26 enero 2017].
- ❖ http://128.173.204.63/courses/cee5614/matlab_files_cee5614.html. [Fecha de consulta: 30 enero 2017].
- ❖ http://www.navy.mil/navydata/fact_display.asp?cid=1100&tid=1400&ct=1. [Fecha de consulta: 31 enero 2017].
- ❖ <http://www.globalsecurity.org/military/systems/aircraft/p-3-specs.htm>. [Fecha de consulta: 31 enero 2017].
- ❖ <http://www.p3orion.nl/technical.html>. [Fecha de consulta: 31 enero 2017].
- ❖ <http://planes.axlegeeks.com/l/178/Lockheed-P-3-ORION>. [Fecha de consulta: 02 febrero 2017].
- ❖ <http://www.ehu.eus/mmtde/bancomot.htm>. [Fecha de consulta: 09 febrero 2017].
- ❖ <http://mepuedeservir.es/wp2/wp-content/uploads/2012/03/3.-BANCOS-PARA-MEDIDA-DE-POTENCIA-Comprim..pdf>. [Fecha de consulta: 14 febrero 2017].
- ❖ <https://www.princeton.edu/~stengel/MAE331Lecture6.pdf>. [Fecha de consulta: 14 febrero 2017].
- ❖ <http://people.clarkson.edu/~pmarzocc/AE429/AE-429-11.pdf>. [Fecha de consulta: 16 febrero 2017].
- ❖ [http://web.mit.edu/16.unified/www/FALL/Unified_Concepts/Breguet-Range-U2-notes-Fall08\(2\).pdf](http://web.mit.edu/16.unified/www/FALL/Unified_Concepts/Breguet-Range-U2-notes-Fall08(2).pdf). [Fecha de consulta: 16 febrero 2017].
- ❖ <http://www.dept.aoe.vt.edu/~lutze/AOE3104/climb.pdf>. [Fecha de consulta: 16 febrero 2017].
- ❖ <http://www.sc.ehu.es/nmwmigaj/bancomot.htm>. [Fecha de consulta: 20 febrero 2017].
- ❖ <http://www.faz.unt.edu.ar/images/stories/pdfs/pva/0938.pdf>. [Fecha de consulta: 20 febrero 2017].
- ❖ <https://www.cresis.ku.edu/sites/default/files/biblio/TechRpt125.pdf>. [Fecha de consulta: 13 marzo 2017].
- ❖ <http://www.dtic.mil/dtic/tr/fulltext/u2/a953109.pdf>. [Fecha de consulta: 13 marzo 2017].