

Proyecto Fin de Carrera Ingeniería Aeroespacial

Especialidad en Aeronaves y Vehículos Espaciales

ANÁLISIS DE TURBORREACTORES: OPERACIÓN FUERA DE DISEÑO

Autor: Pablo Hinojosa López

Tutor: Francisco José Jiménez-Espadafor Aguilar

**Dpto. de Ingeniería Energética
Escuela Técnica Superior de Ingeniería
Universidad de Sevilla**

Sevilla, 2018



Proyecto Fin de Carrera
Ingeniería Aeroespacial

ANÁLISIS DE TURBORREACTORES: OPERACIÓN FUERA DE DISEÑO

Autor:

Pablo Hinojosa López

Tutor:

Francisco José Jiménez-Espadafor Aguilar
Catedrático de Universidad

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

Sevilla, 2018

Proyecto Fin de Carrera: ANÁLISIS DE TURBORREACTORES: OPERACIÓN FUERA DE DISEÑO

Autor: Pablo Hinojosa López

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, 2018

El Secretario del Tribunal

*A mi familia, A mis maestros, A
mis compañeros y amigos durante
esta bonita etapa de mi vida.*

Agradecimientos

Gracias a todos los que me apoyaron en esta etapa de mi vida, mi madre con su apoyo incondicional y desinteresado mostrando ese amor incombustible hacia mí, mi padre con su esfuerzo constante y leal para darme una visión mejor enfocada de la realidad, gracias a los dos, sois un espejo en el que reflejarme y habéis permitido que me convierta en el hombre que soy, os quiero. Gracias a mi hermana por los buenos momentos pasados y los que aun nos quedan por vivir, que sin duda serán los mejores, te quiero. Agradecer a mi abuela Paquita todo su apoyo constante y su amor hacia mi, a mi abuelo Luis por confiar en mi sea cual sea la situación y el problema que abordar, os quiero. Agradezco a mi abuela Rosarito su sonrisa continua a la hora de afrontar cualquier situación de la cual he aprendido, asi como a mi abuelo Antonio gracias por ofrecerme siempre una compañía agradable y sincera, os quiero. A mi tío Franci le agradezco esas conversaciones tan interesantes e intrigantes que siempre son bienvenidas, asi como a mi tía Paqui todos los buenos momentos vividos, me gusta tu manera de ver la vida. A Marta y Miriam por ser como hermanas para mi desde pequeños, espero estar cerca vuestro el resto de mi vida. A todo el resto de mi familia por generar esta familia a la que pertenezco de la cual estoy muy orgulloso de todos los miembros sin excepción, gracias, sin vosotros no estaría en la situación en la que me encuentro. Gracias a Fernando por ser como mi hermano durante estos 4 años, ahora nos separamos, pero te quiero conmigo el resto de mi vida. Gracias a todos mis amigos de Granada por darme esos momentos tan buenos e intensos cada vez que nos vemos, como si la distancia no existiera.

A mi tutor Francisco por darme las pautas adecuadas y orientarme en este proyecto complejo, gracias.

Pablo Hinojosa López
Un ciudadano del mundo
Sevilla, 2018

Resumen

Este Proyecto surgió del interés de conocer mejor el comportamiento del motor turborreactor de una aeronave durante su operación. El proyecto se ha basado en la realización de una aplicación en el entorno *app designer* de **Matlab** donde se podrá elegir el punto de diseño personalizando el nivel tecnológico deseado, afinar la precisión de los cálculos, diseñar el mapa de las turbomáquinas necesario para la operación requerida, así como visualizar los resultados pudiendo analizar el comportamiento físico de las variables termodinámicas.

Se ha intentado que la interfaz de usuario sea lo más manejable posible, de manera que sea todo muy intuitivo, utilizando la última tecnología de programación en el ámbito de la plataforma Matlab. La complejidad del proyecto recae en la dificultad de combinar la física que se da en el problema planteado con la estructuración adecuada que requiere una interfaz de usuario sólida en su ejecución. La aplicación, además, permite al usuario diferentes grados de libertad en la aplicación lo que hace posible la personalización prácticamente completa de las turbomaquinas y la aeronave.

Inicialmente se seleccionará el nivel tecnológico con el que queremos trabajar, así como las condiciones de vuelo para las que se diseñará el motor. Posteriormente se calculará el mapa motor de la aeronave para diferentes grados de sobrecalentamiento y relaciones de compresión. A continuación se seleccionará un punto de diseño y se asignará una aeronave al punto de diseño mediante su empuje nominal. Será posible realizar un análisis de sensibilidad respecto a diferentes variables. En cuanto a la selección de turbomaquinas, se escogerá el punto de escalado de cada una de ellas, para finalmente obtener el mapa de operación de la aeronave en diferentes alturas.

Además, será posible tanto analizar el comportamiento de la aeronave cuando se activa el postcombustor como definir una misión concreta y analizar los resultados finales.

Agradecimientos	9
Resumen	11
Índice	13
Índice de Tablas	15
Índice de Figuras y diagramas de bloques	18
Notación	21
1. Introducción	1
2. Cálculo de parámetros computacionales	4
2.1. Selección de parámetros tecnológicos y fluido de trabajo	4
2.2. Condiciones de vuelo	7
2.3. Hipótesis de partida.....	9
3. Bloque I: Elección del punto de diseño y asignación de aeronave.....	10
3.1 Ecuaciones de ciclo específicas	10
3.1.1. Difusor (0-01)	10
3.1.2. Compresor (01-02)	11
3.1.3. Cámara de combustión (02-03).....	12
3.1.4. Turbina (04-05)	14
3.1.5. Postcombustor (04-05)	15
3.1.6. Tobera convergente (05-6)	16
3.1.7. Sistema de ecuaciones y variables.	17
3.2. Resolución numérica del ciclo.	18
3.2.1. Funciones utilizadas.....	19
3.2.2. Métodos de optimización en cálculo numérico	19
3.3. Interfaz BLOQUE I: Estructuración y eventos posibles de usuario.....	20
3.3.1. Nomenclatura de variables	20
3.3.2. Estructuración y comunicación interna	21
3.3.3. Visualización gráfica y eventos de usuario	21
4. Bloque II: Diseño de turbomáquinas, análisis de resultados y definición de misión.....	31
4.1. Escalado de turbomáquinas.....	32
4.1.1. Compresor.....	32
4.1.2. Turbina.....	37
4.1.3. Resolución numérica del escalado	40
4.1.4. Casos excepcionales de escalado	41
4.2. Ecuaciones del ciclo extensivas.	41
4.2.1. Difusor de entrada (0-01).....	42
4.2.2. Compresor (01-02)	42
4.2.3. Cámara de combustión (02-03).....	43
4.2.4. Turbina (03-04)	44
4.2.5. Tobera convergente (05-6)	45
4.2.6. Sistema de ecuaciones final e incógnitas.....	46
4.3. Resolución numérica mapas de operación	47

4.3.1.	Mallado con temperatura y número de mach.....	47
4.3.2.	Mallado con consumo de combustible y número de mach.....	49
4.4.	<i>Activación de postcombustor, resolución numérica</i>	51
4.5.	<i>Análisis de misión</i>	53
4.5.1.	Resolución numérica de la misión	55
4.6.	<i>Métodos internos de optimización de cálculos</i>	57
4.7.	<i>Interfaz BLOQUE II: Estructuración, funcionamiento interno y eventos posibles de usuario</i>	58
4.7.1.	Funcionamiento y conexiones de objetos de selección	59
4.7.2.	Funcionamiento y conexiones de objetos de ejecución interna	65
4.7.3.	Funcionamiento y conexiones de objetos de representación	70
4.7.4.	Funcionamiento y objetivo de los objetos de agrupación	73
4.7.5.	Funciones adicionales	74
5.	Ejemplos de utilización y análisis de resultados	79
5.1.	<i>Ejemplo de utilización y pautas básicas de diseño</i>	79
5.2.	<i>Comparación de niveles tecnológicos</i>	91
5.3.	<i>Conclusiones y futuras mejoras</i>	94
6.	Anexo	96
A.	<i>Tablas generalizadas compresor</i>	96
B.	<i>Tablas generalizadas turbina</i>	97

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1: Coeficientes de desarrollo en serie dependiendo del componente	5
Tabla 2: Parámetros tecnológicos predefinidos.	6
Tabla 3: Gasto corregido compresor	96
Tabla 4: Rendimientos isentrópicos compresor.	96
Tabla 5: Relación de compresión compresor.	96
Tabla 6: Gasto corregido turbina.	97
Tabla 7: Rendimiento isentrópico turbina.	97
Tabla 8: Relación de expansión turbina.	97

ÍNDICE DE FIGURAS Y DIAGRAMAS DE BLOQUES

Ilustración 1: Diagrama T-S en un turborreactor de fluido ideal con postcombustor.	3
Ilustración 2: Esquema gráfico de etapas en el turborreactor	3
Ilustración 3: Estructura molecular del combustible seleccionado	6
Ilustración 4: Variación parámetros atmósfera ISA	8
Ilustración 5: Evolución en difusor	11
Ilustración 6: Evolución en el compresor	12
Ilustración 7: Evolución fluido cámara de combustión	14
Ilustración 8: Evolución del fluido en la turbina	15
Ilustración 9: Evolución del fluido en el postcombustor	16
Ilustración 10: Evolución del fluido en la tobera	17
Ilustración 11: Panel principal bloque I al inicializar la aplicación	22
Ilustración 12: Panel de personalización de las gráficas	23
Ilustración 13: Mensajes de información en la personalización de las gráficas	23
Ilustración 14: Mensaje se error en la personalización de las gráficas	24
Ilustración 15: Panel de personalización del fluido	24
Ilustración 16: Personalización de parámetros en panel principal	25
Ilustración 17: Personalización de parámetros en panel secundario.	25
Ilustración 18: Waitbar de espera durante los calculos.	26
Ilustración 19: Mensaje de cambio de parámetros.	26
Ilustración 21: Ejemplo mapa motor N3	27
Ilustración 22: Selección del punto de diseño.	27
Ilustración 23: Esquema motor	28
Ilustración 24: Guardado del punto de diseño.	28
Ilustración 25: Aeronaves de referencia para asignar.	29
Ilustración 26: Análisis de sensibilidad ejemplo.	29
Ilustración 27: Analisis de sensibilidad completo ejemplo.	29
Ilustración 28: Compresor axial.	31
Ilustración 29: Mapa característico de compresor.	33
Ilustración 30: Gráfica de rendimiento isentrópico en un compresor	34
Ilustración 31: Rendimientos 3D de compresor.	34
Ilustración 32: Mapa generalizado compresor 2D	35
Ilustración 33: Ejemplo mapa compresor escalado.	36
Ilustración 34: Ley funcional revoluciones.	36
Ilustración 35: Mapa generalizado estándar de turbina con su relacion de expansión.	38
Ilustración 36: Mapa típico de rendimientos en turbina.	38

Ilustración 37: Rendimiento 3D turbina.	39
Ilustración 38: Mapa generalizado turbina 2D.	39
Ilustración 39: Mapa escalado turbina ejemplo.	40
Ilustración 40: Diagrama de bloques escalado turbomáquinas.	41
Ilustración 41: Diagrama de bloques mapa operación con temperaturas como parámetro.	49
Ilustración 42: Diagrama de bloques mapa operación con combustible como parámetro.	51
Ilustración 43: Diagrama de bloques de optimización de área de tobera en postcombustión	53
Ilustración 44: Perfil de misión definido por el usuario.	54
Ilustración 45: Diagrama de bloques cálculo de misión.	56
Ilustración 46: Panel inicial de la interfaz BLOQUE II.	58
Ilustración 47: Objetos de selección en pantalla inicial interfaz BLOQUE II.	59
Ilustración 48: Conexiones selector de turbomáquina	60
Ilustración 49: Conexiones almacenamiento de datos generalizados.	61
Ilustración 50: Conexiones de limitadores de rendimientos.	61
Ilustración 51: Conexiones Spinners de selección gráfica.	62
Ilustración 52: Conexiones de selectores de condiciones de despegue y limitaciones en operación.	62
Ilustración 53: Selector del número de motores.	63
Ilustración 54: Conexiones selector de parametrización.	63
Ilustración 55: Selector de parametrización desplegado.	63
Ilustración 56: Conexiones de selectores de representación.	64
Ilustración 57: Selector de altitud representada desplegado.	64
Ilustración 58: Selector de activación de postcombustión.	64
Ilustración 59: Conexiones de los selectores de post combustión.	65
Ilustración 60: Conexiones selectores perfil de misión.	65
Ilustración 61: Objetos de ejecución BLOQUE II.	66
Ilustración 62: Conexiones externas botón escalado.	66
Ilustración 63: Conexiones del botón de cálculo de la operación.	68
Ilustración 64: Conexiones del botón de cálculo de postcombustión.	69
Ilustración 65: Conexiones del botón de cálculo de la misión.	69
Ilustración 66: Objetos de representación interfaz BLOQUE II.	70
Ilustración 67: Conexiones del botón de representación mapas generalizados.	71
Ilustración 68: Conexiones botón representación de operación en turbomáquina.	71
Ilustración 69: Conexiones de los objetos representadores de misión.	72
Ilustración 70: Conexiones de los ejes de representación.	72
Ilustración 71: Objetos de agrupación interfaz BLOQUE II.	73
Ilustración 72: Diagrama de bloques interfaz BLOQUE II.	74
Ilustración 73: Mensaje de almacenamiento.	75
Ilustración 74: Mensaje de error durante el escalado.	75
Ilustración 75: Mensaje de error postcombustión.	76
Ilustración 76: Mensaje de error de condiciones de misión.	76

Ilustración 77: Mensaje de error en despegue operación y misión.	76
Ilustración 78: Mensaje de ayuda en despegue de operación y misión.	77
Ilustración 79: "WaitBar" de cálculo de misión.	77
Ilustración 80: "WaitBar" de cálculo de misión.	78
Ilustración 81: Ejemplo, captura 1	80
Ilustración 82: Ejemplo, mapa escalado compresor.	81
Ilustración 83: Ejemplo, mapa escalado turbina.	81
Ilustración 84: Mapa de operación despegue N3	82
Ilustración 85: Mapa operación 70 % cota nominal N3.	82
Ilustración 86: Mapa operación cota nominal N3.	83
Ilustración 87: Operación en turbomáquinas depegue N3.	84
Ilustración 88: Operación turbomáquinas cota nominal N3.	84
Ilustración 89: Postcombustión en mapa de operación cota nominal.	86
Ilustración 90: Operación de postcombustión a cota nominal N3 área de diseño.	86
Ilustración 91: Mapa operación postcombustion 40000 ft y 120 % área de diseño	87
Ilustración 92: Operación de optimización de postcombustión 40000 ft y 120 % área de diseño	87
Ilustración 93: Mapa operación postcombustión 40000 ft y 130 % área de diseño	88
Ilustración 94: Operación en turbomaquina 40000 ft y 130 % área de diseño	88
Ilustración 95: Mapa operación misión N3	89
Ilustración 96: Misión en compresor N3	89
Ilustración 97: Misión en turbina N3.	90
Ilustración 98: Mapa de operación con barrido en combustible despegue N3.	90
Ilustración 99: Mapa de operación barrido combustible cota nominal N3.	91
Ilustración 100: Mapa de operación despegue N2.	91
Ilustración 101: Mapa de operación 70% cota nominal N2.	92
Ilustración 102: Mapa de operación cota nominal N2.	92
Ilustración 103: Operación en turbomáquina despegue N2.	93
Ilustración 104: Operación en turbomáquina en cota nominal N2	93
Ilustración 105: Misión en N2.	94

Notación

T_0	Temperatura a la entrada del difusor
T_{01}	Temperatura de remanso a la entrada del compresor
T_{02}	Temperatura de remanso a la entrada de la cámara de combustión
T_{02s}	Temperatura de remanso a la entrada de la cámara en condiciones isentrópicas
T_{03}, T_{cc}	Temperatura de remanso a la salida de la cámara de combustión
T_{04}	Temperatura de remanso a la salida de la turbina
T_{04s}	Temperatura de remanso a la salida de la turbina en condiciones isentrópicas.
T_{05}	Temperatura de remanso a la salida del postcombustor
T_6	Temperatura a la salida de la tobera
$T_{6,crit}$	Temperatura a la salida de la tobera en caso de bloqueo
$C_{p,i}$	Calor específico del gas i
X_{gi}	Fracción molar del componente i en el gas g
R, R_a, \tilde{R}	Constante universal de los gases ideales
e_{chp}, e_{pc}	Rendimiento politrópico compresor
e_{thp}, e_{pt}	Rendimiento politrópico de turbina
\dot{m}_{1i}	Gasto masico a la salida del compresor del gas i
$P_{M,i}$	Peso molar del gas i
$\dot{m}_{2,i}$	Gasto masico a la salida del postcombustor del gas i
$x_{1,i}$	Fracción molar del gas i en el gas de salida de la cámara de combustión
$x_{2,i}$	Fracción molar del gas i en el gas de salida del postcombustor
\dot{m}_a, \dot{m}	Gasto masico de aire en el compresor
\dot{m}_{f1}	Gasto masico de combustible en el combustor
\dot{m}_{f2}	Gasto masico de combustible en el postcombustor
\dot{m}_t	Gasto masico de gas en la turbina
$\dot{m}_{c,comp}$	Gasto masico corregido en compresor
$\dot{m}_{c,tur}$	Gasto masico corregido en turbina
γ_c	Coefficiente de dilatación adiabática del gas de compresor
γ_t	Coefficiente de dilatación adiabático del gas en turbina
γ_{ref}	Coefficiente de dilatación adiabática de referencia
<i>sangrado</i>	Porcentaje unidad del gasto de aire utilizado en refrigeración

\dot{m}_s	Gasto másico de aire sangrado.
$\dot{m}_{c,dis}$	Gasto corregido en el punto de diseño compresor
$\dot{m}_{c,gen}$	Gasto corregido en el punto de escalado del compresor.
z_0	Altitud de vuelo
M_0	Numero de mach de vuelo
p_0	Presion a la entrada del difusor
ρ_0	Densidad a la entrada del difusor
g	Aceleracion de la gravedad
h_i	Entalpia en el punto i del turborreactor
η_{cc}	Rendimiento de la cámara de combustión
η_{pc}	Rendimiento del postcombustor
$\eta_{i,comp}$	Rendimiento isentrópico de compresor
$\eta_{i,tur}$	Rendimiento isentrópico de turbina
$N_{c,tur}$	Revoluciones corregidas de turbina
$N_{c,comp}$	Revoluciones corregidas de compresor
$x_{b,i}$	Fracción molar especifica con el gasto del gas i
η_{igen}	Rendimiento generalizado para escalar mapa de compresor
$\eta_{i,dis}$	Rendimiento isentrópico de compresor en el punto de diseño
β_t	Variable independiente de mapas generalizados de turbina
β_c	Variable independiente de mapas generalizados de compresor
p_{01}	Presion de remanso a la entrada del compresor
p_{02}	Presion de remanso a la entrada de la cámara de combustión
p_{03}	Presion de remanso a la entrada de la turbina
p_{04}	Presion de remanso a la entrada del postcombustor
p_{05}	Presion de remanso a la entrada de la tobera
p_6	Presion absoluta a la salida del turborreactor
p_{11}	Presion absoluta a la altura de la tropopausa
ρ_{11}	Densidad a la altura de la tropopausa
T_{11}	Temperatura a la altura de la tropopausa
V	Volumen
dp	Diferencial de presión
a	Velocidad del sonido
dH	Diferencial de entalpia
dS	Diferenciap de entropía
C_{pg}	Calor especifico del gas de salida de la cámara de combustión
C_{pg2}	Calor especifico del gas de salida del postcombustor
α	Gradiente vertical de temperatura en atmosfera ISA
H_p	Poder calorífico del combustible

C_{pa}	Calor específico del aire de entrada
π_d	Relacion de compresión de difusor
π_c	Relacion de compresión de compresor
π_t	Relacion de compresión de turbina
π_{tb}	Relacion de compresión de tobera
π_{crit}	Relacion de compresión tobera en caso de bloqueo en el limite
N_t	Revoluciones de la turbina
N_c	Revoluciones de compresor
F_{PR}	Factor de escalado de presión
F_η	Factor de escalado de rendimiento
$F_{\dot{m}_c}$	Factor de escalado de gasto corregido
PR_{dis}	Relacion de compresión en el punto de diseño de compresor
PR_{gen}	Relacion de compresión seleccionada para escalar los mapas de compresor
P_{ref}	Presion de referencia
$N_{ref,t}$	Revoluciones de referencia de turbina
$N_{ref,c}$	Revoluciones de referencia de compresor
E	Empuje proporcionado por el turbo reactor
E_e	Empuje específico proporcionado por el turbo reactor
T_{ref}	Temperatura de referencia
f_1	Dosado de la cámara de combustión
f_2	Dosado en el postcombustor
ΔP_{cc}	Porcentaje de caída de presión de remanso en la cámara de combustión
ΔP_{pc}	Porcentaje de caída de presión de remanso en el postcombustor
$W_{e,c}$	Trabajo específico de compresor
$W_{e,t}$	Trabajo específico de turbina
W_c	Trabajo de compresor
η_{mec}	Rendimiento mecánico
C_6	Velocidad de salida del fluido en la tobera
M_6	Numero de mach a la salida de la tobera
R_{ref}	Constante de los gases de referencia
U	Velocidad de vuelom aeronave
$TSFC$	Consumo específico
C_D	Coefficiente de resistencia aeronave
C_{D0}	Coefficiente de resistencia parasita
C_L	Coefficiente de sustentación aeronave
\dot{m}_{tb}	Gasto masico de gas en tobera
K	Coefficiente de resistencia inducida aeronave

1. INTRODUCCIÓN

A lo largo de la historia de la aviación las tecnologías utilizadas han ido evolucionando continuamente. En el ámbito de la propulsión aérea ocurre lo mismo. Desde los inicios donde las primeras aeronaves militares hacían uso de turborreactores con parámetros tecnológicos de bajo rendimiento y alto consumo, hasta las últimas aeronaves militares donde se hace uso de turbofanos de baja relación de derivación, lo que permite tener mejores rendimientos y con ello un menor consumo.

Además, el desarrollo de nuevas tecnologías en las plantas motoras ha permitido tener unos pesos menores en la aeronave, y con ello unas misiones mas optimizadas tanto en el mundo civil como en el militar. La transmisión de datos se ha mejorado considerablemente lo que nos permite tener información prácticamente instantánea de ciertos parámetros de la aeronave, como son el gasto de combustible, la altitud, el rumbo, etc.

“El objetivo principal de este proyecto es obtener una herramienta versátil e intuitiva que permita al usuario analizar el comportamiento de la planta motora según los parámetros tecnológicos elegidos, el fluido propulsante o el punto de diseño entre otros.”

Para esto, en los años 70 la NASA desarrolló el programama “*GasTurb*”, el cual se ha estado utilizando hasta nuestros días. Este código de usuario, sin embargo, se sabe que tiene problemas en numerosas ocasiones ya que se suele quedar colgado en situaciones un tanto mas complejas. Desde la *Escuela Técnica Superior de Ingeniería*, se decidió iniciar la construcción y estructuración de una interfaz que permita insertar a estos comportamientos físicos del fluido a lo largo de la planta motora unos nuevos lenguajes de programación más avanzados, y con ello obtener una aplicación de usuario más robusta que cualquiera que exista hasta el momento en nuestro entorno de trabajo.

La NASA cuando desarrollo esta tecnología puntera para aquella época, establecio un código escrito en lenguaje FORTRAN, el cual para nuestros días no es el mas adecuado debido a sus carencias de funcionamiento.

Esta herramienta ha sido desarrollada en el modulo *app designer* de la plataforma **Matlab**, la cual esta a la vanguardia en cuanto a optimización de algoritmos, transmisión de variables, asi como transmisión de la información. Se ha elegido esta plataforma ya que se ha considerado que es la mas adyacente a nuestro sector laboral, asi como la mas utilizada durante nuestra formación científica. De esta manera, además, se podrán poner en práctica muchos de los conocimientos aprendidos durante la titulación pudiendo mezclar varios ámbitos científicos totalmente diferentes como son:

-
- *Mecánica de fluidos en el interior de la planta motora*
 - *Termodinámica interna dentro de la planta motora*
 - *Computación numérica a través de algoritmos avanzados*
-

Esta herramientaa será utilizada en un futuro con fines docentes de aprendizaje. Se pondrá en uso en asignaturas del máster de ingeniería aeronáutica impartido en la escuela permitiendo a los alumnos ver el comportamiento de la aeronave ayudando asi a asimilar los conceptos fundamentales de esta ciencia de manera mas clara e intuitiva.

Esta herramienta se dividirá en dos bloques principalmente.

El BLOQUE I consistirá en determinar los parámetros tecnológicos con los que contará la planta motora, permitiendo inataurar hasta posibles niveles tecnológicos futuros. Además, el usuario tendrá la capacidad de elegir la precisión de los resultados deseados en los gráficos motores, de rendimientos o de Consumo y empuje. Posteriormente el usuario podrá inspeccionar el comportamiento en términos específicos másicos el comportamiento de la planta motora según los parámetros tecnológicos y condiciones de vuelo seleccionados. Una vez inspeccionado este comportamiento se procederá a la elección del punto de diseño en términos específicos y se asociará una aeronave a la operación. Para confirmar que el punto de diseño seleccionado es el requerido y que es un punto estable fuera de diseño, se podrá realizar un análisis de sensibilidad con diversos parámetros de la aeronave, como el mach de vuelo, la altitud o la temperatura de la cámara de combustión.

En cuanto al BLOQUE II, que será en el que mas se profundizará en este documento, tendremos diversas opciones para el diseño de la turbomáquina. Para comenzar se elegirán los puntos de las turbomáquinas (compresor y turbina) donde se desean escalar los mapas incluyendo a partir de este punto ecuaciones extensivas. Estas ecuaciones extensivas vendrán caracterizadas por el gasto del punto de operación en cada momento. En cuanto a los mapas de las turbomáquinas vendrán representados en función de los parámetros N_c y β , representando curvas de nivel de rendimientos constantes encima de estas. A continuación, se podrán calcular los mapas de operación para altitudes características entre la altitud de despegue requerida y el punto de diseño seleccionado. Estos mapas se podrán parametrizar con la velocidad de vuelo y bien con la temperatura de la cámara de combustión o con el consumo de combustible. Tras obtener estos mapas podremos ver como se comportan las turbomáquinas durante la operación completa analizando y detectando puntos críticos de la misión. Además, por si fuera necesario, se ha incluido un módulo de activación del turborreactor pudiéndonos mostrar para las condiciones de vuelo requeridas como varían las prestaciones de la aeronave al activarlo.

Como punto de personalización también es posible determinar un perfil de misión concreta en la que se analizará como se mueve el avión sobre las turbomáquinas viendo si es posible realizar esa misión o por el contrario se superan temperaturas permitidas, teniendo por tanto que escalarse las turbomáquinas en otro punto o el punto de diseño elegido no es valido para esa misión.

En cuanto a la naturaleza de las ecuaciones tanto en el BLOQUE I como en el BLOQUE II se contempla la variación de las magnitudes fluidas a lo largo de la aeronave con un C_p y γ variables. Se trabaja con magnitudes medias en cada sección de la planta motora y no se tienen en cuenta efectos dinámicos en el fluido, siendo por tanto el análisis realizado en régimen estacionario. Debido a la consideración de variación de magnitudes fluidas el sistema de ecuaciones se complica mas como explicaremos en apartados posteriores.

Este proyecto contemplará una planta motora tipo TURBORREACTOR de 1 EJE CON POSTCOMBUSTOR. Inicialmente se pensó en la inclusión de hasta 3 ejes personalizables por parte del usuario, pero finalmente y debido a que se considero mas intuitivo y simple el análisis de los resultados para 1 eje, se concreto finalizar el proyecto con 1 solo eje. Esta decisión ha permitido que la interfaz del usuario este mas elaborada teniendo unas opciones más complejas asi como versátiles, además de tener unos tiempos de cálculo mas bajos debido a la disminución en el número de ecuaciones en el paquete interno.

Se han contemplado las siguientes etapas dentro del TURBORREACTOR:

-
- *Difusor*
 - *Compresor*
 - *Camara de combustión*
 - *Turbina*
 - *Postcombustor*
 - *Tobera convergente*
-

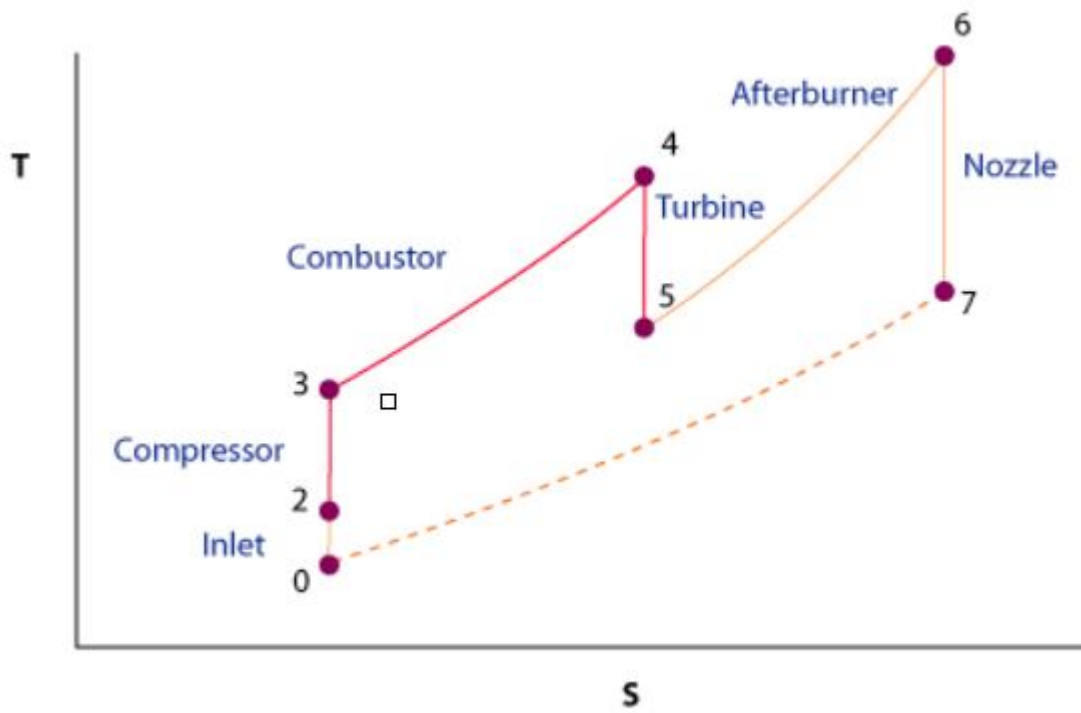


Ilustración 1: Diagrama T-S en un turboreactor de fluido ideal con postcombustor.

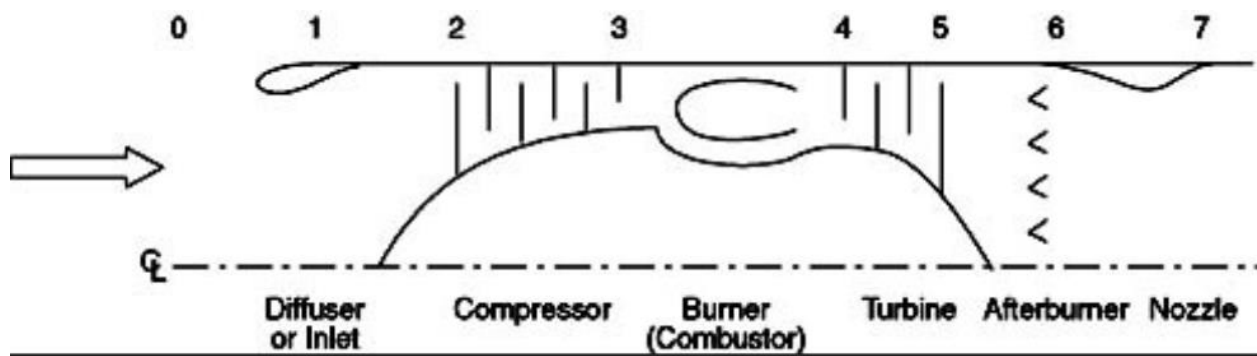


Ilustración 2: Esquema gráfico de etapas en el turboreactor

2. CÁLCULO DE PARÁMETROS COMPUTACIONALES

En este capítulo analizaremos las condiciones previas y datos de entrada necesitados. Así como determinaremos para que tipo de planta motora esta diseñada esta segunda parte. Estableceremos el modelo físico específico con el que trabajaremos y determinaremos los posibles parámetros tecnológicos y fluidos de trabajo posibles.

2.1. Selección de parámetros tecnológicos y fluido de trabajo

Inicialmente se debe de establecer el fluido de trabajo así como sus características termodinámicas a través del calor específico. Se contempla únicamente la posibilidad de trabajar con aire pudiendo tener éste diferentes concentraciones de sus diferentes componentes. Por defecto se tendrán las siguientes concentraciones:

-
- CO_2 : 0,05%
 - O_2 : 23,5%
 - N_2 : 75,52%
 - Ar : 1,28%
-

Además, el calor específico para cada temperatura se calculará a través de unos coeficientes preestablecidos y obtenidos por la NASA. Posteriormente con estos coeficientes se hará un desarrollo en serie con la temperatura y se tendrá en cuenta la composición del fluido de trabajo, que nos servirá para ponderar la contribución de cada uno de los componentes en el calor específico.

Coefficients for species thermodynamic properties

Species	T range, K	a_{11}	a_{12}	a_{13}	a_{14}	a_{15}	a_{16}	a_{17}
CO ₂	1000-5000	0.44608(+1)	0.30982(-2)	-0.12393(-5)	0.22741(-9)	-0.15526(-13)	-0.48961(+5)	-0.98636(0)
	300-1000	0.24008(+1)	0.87351(-2)	-0.66071(-5)	0.20022(-8)	0.63274(-15)	-0.48378(+5)	0.96951(+1)
H ₂ O	1000-5000	0.27168(+1)	0.29451(-2)	-0.80224(-6)	0.10227(-9)	-0.48472(-14)	-0.29906(+5)	0.66306(+1)
	300-1000	0.40701(+1)	-0.11084(-2)	0.41521(-5)	-0.29637(-8)	0.80702(-12)	-0.30280(+5)	-0.32270(0)
CO	1000-5000	0.29841(+1)	0.14891(-2)	-0.57900(-6)	0.10365(-9)	-0.69354(-14)	-0.14245(+5)	0.63479(+1)
	300-1000	0.37101(+1)	-0.16191(-2)	0.36924(-5)	-0.20320(-8)	0.23953(-12)	-0.14356(+5)	0.29555(+1)
H ₂	1000-5000	0.31002(+1)	0.51119(-3)	0.52644(-7)	-0.34910(-10)	0.36945(-14)	-0.87738(+3)	-0.19629(+1)
	300-1000	0.30574(+1)	0.26765(-2)	-0.58099(-5)	0.55210(-8)	-0.18123(-11)	-0.98890(+3)	-0.22997(+1)
O ₂	1000-5000	0.36220(+1)	0.73618(-3)	-0.19652(-6)	0.36202(-10)	-0.28946(-14)	-0.12020(+4)	0.36151(+1)
	300-1000	0.36256(+1)	-0.18782(-2)	0.70555(-5)	-0.67635(-8)	0.21556(-11)	-0.10475(+4)	0.43053(+1)
N ₂	1000-5000	0.28963(+1)	0.15155(-2)	-0.57235(-6)	0.99807(-10)	-0.65224(-14)	-0.90586(+3)	0.61615(+1)
	300-1000	0.36748(+1)	-0.12082(-2)	0.23240(-5)	-0.63218(-9)	-0.22577(-12)	-0.10612(+4)	0.23580(+1)
OH	1000-5000	0.29106(+1)	0.95932(-3)	-0.19442(-6)	0.13757(-10)	0.14225(-15)	0.39354(+4)	0.54423(+1)
NO	1000-5000	0.31890(+1)	0.13382(-2)	-0.52899(-6)	0.95919(-10)	-0.64848(-14)	0.98283(+4)	0.67458(+1)
O	1000-5000	0.25421(+1)	-0.27551(-4)	-0.31028(-8)	0.45511(-11)	-0.43681(-15)	0.29231(+5)	0.49203(+1)
H	1000-5000	0.25(+1)	0.0	0.0	0.0	0.0	0.25472(+5)	-0.46012(0)

Source: NASA Equilibrium Code.⁹

Ar	300-5000	2.50003	-4.08999(-18)	1.01867(-20)	-1.0853(-23)	4.19052(-27)	-7.45384(2)	4.39173
----	----------	---------	---------------	--------------	--------------	--------------	-------------	---------

Tabla 1: Coeficientes de desarrollo en serie dependiendo del componente

Aquí se consideran unas condiciones de referencia de 298 K y 100 kPa (1 bar).

A partir de estos coeficientes el procedimiento para ver el $C_{p,i}$ es el siguiente:

$$\frac{\tilde{C}_{p,i}}{R} = a_{i1} + a_{i2}T + a_{i3}T^2 + a_{i4}T^3 + a_{i5}T^4 \quad (2.1)$$

Donde $\tilde{C}_{p,i}$ en $\left[\frac{KJ}{Kmol}\right]$ y $R = 8,3143 \frac{KJ}{Kmol K}$. Para obtener el calor específico a una temperatura T concreta de un gas concreto debemos de ponderarlo de la siguiente manera:

$$C_{pi}(T) = \sum_i x_{gi} C_{pgi}(T) \quad (2.2)$$

Donde x_{gi} es la fracción molar del componente i en el gas g .

Asimismo, tras realizar estos cálculos ha sido conveniente convertir las unidades al Sistema Internacional (SI) para que luego no haya problemas con las unidades obtenidas de las diferentes variables.

En cuanto a los pesos molares de los componentes del aire se han considerado los siguientes:

- CO₂: 44,01 gr/mol
- O₂: 32 gr/mol
- N₂: 28,01 gr/mol
- Ar: 39,95 gr/mol

Para terminar de definir los fluidos de trabajo además debemos de definir un combustible utilizado. En este caso se ha optado por un hidrocarburo típico en aeronáutica denominado 2,6-Dimethyl-2-octene-6,7,8-triyl cuya estructura molecular es la siguiente:

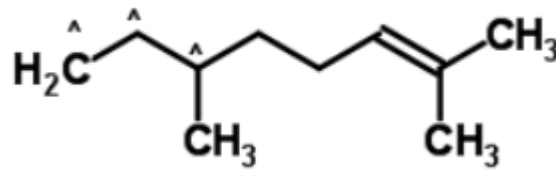


Ilustración 3: Estructura molecular del combustible seleccionado

Este combustible tiene un peso molecular de **137,24 gr/mol**. Además, se la ha asignado un poder calorífico de **43 MJ/kg** como es necesario para caracterizar energéticamente la combustión.

Tras saber como calcular el calor específico para cada temperatura y composición debemos de saber con que parámetros tecnológicos trabajaremos dependiendo del nivel tecnológico deseado, así como pudiendo personalizar los parámetros.

Actualmente en las aeronaves desarrolladas el nivel tecnológico presente es el 3, pero se ha predefinido una tabla de valores para otros niveles tecnológicos asociados a otros momentos históricos, llegando a tenerse en cuenta nivel tecnológico futuro (4). En la siguiente imagen podemos ver los valores predefinidos al seleccionar cada nivel tecnológico.

Componente	Símbolo	Tipo	N1	N2	N3	N4
Difusor	$\pi_{d\ max}$	A B	0,90 0,88	0,95 0,93	0,98 0,96	0,995 0,97
Compresor Hp	e_{chp}		0,80	0,84	0,88	0,90
Compresor Lp	e_{clp}		0,78	0,82	0,84	0,87
Fan	e_f		0,78	0,82	0,86	0,89
Cámara combustión	π_{cc} η_{cc}		0,90 0,88	0,92 0,94	0,94 0,99	0,96 0,995
Turbina alta	e_{thp}	No-refrigerada Refrigerada	0,80	0,85 0,83	0,89 0,87	0,91 0,89
Turbina baja	e_{tlp}		0,82	0,87	0,91	0,93
Conducto	π_{duct}	flujos mezclados	--	0,90	0,93	0,95
Post-combustor	π_{pc} η_{pc}		0,90 0,85	0,92 0,91	0,94 0,96	0,95 0,97
Tobera	π_{tb}	D	0,93	0,96	0,97	0,98
Hélice	η_{prop} η_{box}			0,70 0,92	0,75 0,94	0,80 0,97
T salida cc \max [K]			1110	1390	1780	2000
T salida pc \max [K]			1390	1670	2000	2220
Trans. de potencia (cada eje)	η_{mec}		0,95	0,96	0,97	0,98
Potencia mecánica extraída de Tlp	$W_{parásita}$	% potencia Turbina Lp	--	2	3	4
% gasto caliente para cooling turbina	ε	$1.5 \cdot (T_{cc} - 1000) / 120$	-	4,87	9,75	15,25

A: vuelo subsónico motor en góndola / B: vuelo subsónico motor en estructura / D: tobera convergente de área fija
N1: 1945; N2: 1975 N3: 2005; N4: valores futuros esperados

Tabla 2: Parámetros tecnológicos predefinidos.

En el primer bloque las turbomáquinas serán caracterizadas por un rendimiento politrópico (e_{chp} y e_{thp}) que

nos permitirá establecer las ecuaciones de ciclo.

A su vez también se ven definidas las temperaturas máximas de Cámara de combustión (CC) y de postcombustor (PC) permitidas dependiendo del material utilizado en la fabricación entre muchos otros parámetros. Además estos componentes también experimentan una caída de presión de remanso en su interior (π_{cc} y π_{pc}) ya que las paredes provocan una pérdida de energía en el fluido. Las combustiones químicas además vienen caracterizadas por un rendimiento de combustión (η_{cc} y η_{pc}) lo que nos permitirá relacionar la cantidad de energía absorbida por el fluido durante la combustión con la energía ofrecida por el combustible en función del gasto con el que estemos trabajando.

En cuanto al difusor de entrada se caracteriza por una caída de presión de remanso (π_d) que nos permitirá establecer la caída de presiones en este componente. Este parámetro dependerá de la geometría del difusor entre otros. Al pasar a régimen subsónico este factor se vera corregido por un coeficiente.

En cuanto a la tobera al ser un conducto igual que el difusor también se caracteriza de la misma manera con un ratio de diferencia de presiones a la entrada y a la salida de esta (π_{tb}). Este componente es un tanto mas complejo como se comentará a continuación ya que puede ofrecer dos estados durante su operación (bloqueada o adaptada).

Para establecer un balance de potencias en cada eje (en este caso es solo uno) necesitaremos disponer de un rendimiento mecánico (η_{mec}) que nos cuantificara las pérdidas energéticas que se producen en el trasbase de potencia entre turbina y compresor.

Para la refrigeración de turbina se realiza un sangrado de aire previo a la entrada de la cámara de combustión lo que nos permitirá tener un menor riesgo por sobrecalentamiento del material y con ello tener un tiempo de vida mayor de los componentes. El porcentaje de aire sangrado se cuantifica en función del gasto y del nivel tecnológico con el que estamos diseñando, de la siguiente manera:

$$sangrado = \frac{1,5 (T_{cc} - 1000)}{120} \quad (2.3)$$

Como es notable nosotros solo estamos considerando los parámetros tecnológicos asociados a turborreactor ya que es el caso que estamos analizando y poniendo en práctica.

2.2. Condiciones de vuelo

En el BLOQUE I el objetivo principal es obtener un punto de diseño donde escalar las turbomáquinas así como asignar una aeronave a la operación de manera que se pueda trabajar con un problema real caracterizado por un empuje en el punto de diseño (lo que nos determinara además un gasto de diseño).

Tras caracterizar el fluido de trabajo y los parámetros tecnológicos de trabajo, es necesario para la resolución del problema determinar unas condiciones de vuelo en el punto de diseño.

Se determinan la altitud de vuelo (Z_0) y la velocidad de vuelo a través del número de mach (M_0).

Una vez disponemos de la altitud de vuelo debemos de calcular otros parámetros como son la presión de remanso a la entrada del turborreactor (p_0), la temperatura de remanso (T_0) y la densidad de remanso (ρ_0). Para ello utilizaremos el estándar internacional de atmósfera (**atmósfera ISA**) donde se contemplará la siguiente evolución de la temperatura.

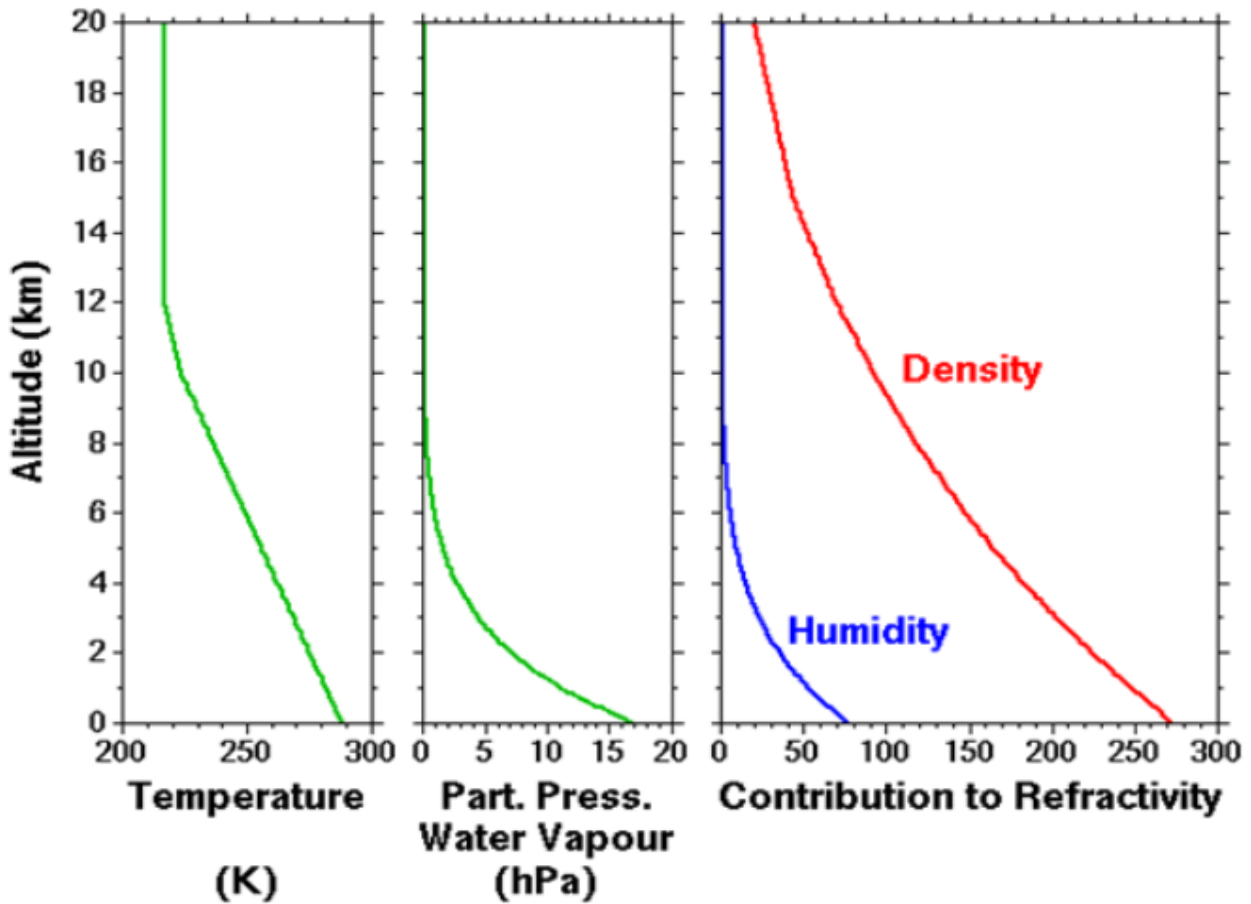


Ilustración 4: Variación parámetros atmósfera ISA

Se caracteriza por las siguientes ecuaciones:

- En la troposfera ($z_0 < 11000 \text{ ft}$):

$$T(z_0) = T_0 - \alpha z_0 \quad (2.4)$$

$$p(z_0) = p_0 \left(\frac{T_0 - \alpha z_0}{T_0} \right)^{\frac{g}{R_a \alpha}} \quad (2.5)$$

$$\rho(z_0) = \rho_0 \left(\frac{T_0 - \alpha z_0}{T_0} \right)^{\frac{g}{R_a \alpha} - 1} \quad (2.6)$$

- En la estratosfera ($z_0 > 11000 \text{ ft}$):

$$T(z_0) = T_0 \quad (2.7)$$

$$p(z_0) = p_{11} e^{\frac{-g z_0}{R_a T_{11}}} \quad (2.8)$$

$$\rho(z_0) = \rho_{11} e^{\frac{-g z_0}{R_a T_{11}}} \quad (2.9)$$

Donde los parámetros fijos toman los siguientes valores:

-
- $T_0 = 288,15 \text{ K}$
 - $p_0 = 1.01325 \times 10^5 \text{ Pa}$
 - $\rho_0 = 1,225 \frac{\text{Kg}}{\text{m}^3}$
 - $\alpha = 6,5 \times 10^{-3} \frac{\text{K}}{\text{m}}$
 - $R_a = 287,05 \frac{\text{m}^2}{\text{s}^2 \text{K}}$
 - $g = 9,803 \frac{\text{m}}{\text{s}^2}$
 - $T_{11} = 216,55 \text{ K}$
 - $p_{11} = 0.22632 \times 10^5 \text{ Pa}$
 - $\rho_{11} = 0,3639 \frac{\text{Kg}}{\text{m}^3}$
-

2.3. Hipótesis de partida

El proyecto se desarrolla partiendo de unas hipótesis iniciales. Estas hipótesis nos permiten desarrollar el proyecto de manera sólida y adecuada para el alcance requerido de este. Tenemos las siguientes:

-
- *Se desprecian los efectos dinámicos, siendo el análisis estacionario*
 - *Las variables con las que trabajaremos serán medias en cada sección*
 - *Contemplaremos para la combustión un dosado medio de ésta*
 - *Consideraremos un turborreactor de flujo único*
-

Tras este análisis de las variables y condiciones de partida de nuestro problema pasaremos a analizar por encima el primer bloque del proyecto.

3. BLOQUE I: ELECCIÓN DEL PUNTO DE DISEÑO Y ASIGNACIÓN DE AERONAVE

El objetivo principal de este bloque es llegar a una elección final del punto de diseño alrededor del cual se diseñarán las turbomáquinas en el bloque posterior así como la asignación de una aeronave a la operación.

Para comenzar analizaremos el problema planteado y las ecuaciones que lo caracterizan, analizando por encima el sentido físico de cada ecuación y su relevancia en el problema.

3.1 Ecuaciones de ciclo específicas

Analizaremos componente a componente las ecuaciones que lo caracterizan. Hemos de aclarar que ahora las diferencias de entalpías de remanso entre dos puntos se calculan:

$$h_f - h_i = \int_{T_{oi}}^{T_{of}} C_{pg}(T) dT \quad (3.1)$$

Por otra parte, las evoluciones isentrópicas internas en las turbomáquinas se analizan a través de la ecuación de Gibbs-Duhem: Demostración:

$$\begin{aligned} TdS &= dH - Vdp \\ \downarrow \\ dS &= 0 \text{ (por ser isentropico)} \\ \downarrow \\ \frac{dH}{T} &= R \frac{dp}{p} \end{aligned}$$

Introducimos ecuación gases: $PV = RT$

Con lo que haciéndole a esta fórmula el diferencial absoluto llegamos a:

$$dp = d\rho RT + \rho R dT$$

Esto junto con que $dH = C_p(T)dT$ introduciéndolo en la ecuación llegamos a:

$$\frac{C_p(T)}{T} dT = \frac{R dp}{p} \quad (3.2)$$

3.1.1. Difusor (0-01)

Datos de entrada:

-
- p_0
 - T_0
 - π_d
-

A la entrada del difusor llegaremos con las condiciones de vuelo a la entrada. Vendrá caracterizado por la definición de velocidad del sonido:

$$\alpha^2 = \frac{dp}{d\rho_s} = RT \frac{C_p(T)}{C_p(T) - R}$$

Partiendo de aquí y usando el salto de entalpías de remanso llegamos a (Sabido que $T_{00} = T_{01}$):

$$\int_{T_0}^{T_{01}} C_{pa}(T) dT = \frac{1}{2} (M_0^2 RT_0 \frac{C_p(T_0)}{C_p(T_0) - R}) \quad (3.3)$$

Además, para el salto de presiones:

$$\pi_d = \frac{P_{01}}{P_0} \quad (3.4)$$

La evolución en el difusor es, por tanto:

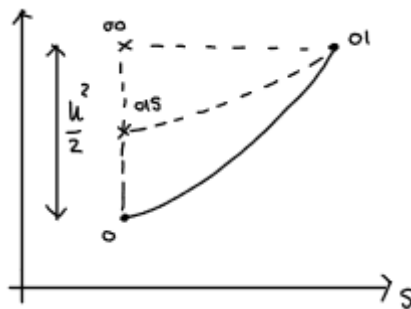


Ilustración 5: Evolución en difusor

3.1.2. Compresor (01-02)

El compresor es un elemento crítico en la operación del motor ya que su misión es aumentar la presión y temperatura del fluido para que esta llegue en condiciones óptimas a la reacción de combustión que se produce en la cámara.

Debido a esto, el compresor fuerza al fluido a comportarse de manera antinatural, siendo por ello los rendimientos del compresor un tanto mas bajos que los de turbina.

Datos:

-
- π_c
 - e_{pc}
-

Aquí usaremos la ecuación de Gibbs-Duhem para relacionar la T_{01} con T_{02s} :

$$\int_{T_{01}}^{T_{02s}} \frac{c_{pa}(T)}{T} dT = R \ln \left(\frac{p_{02}}{p_{01}} \right) \quad (3.5)$$

Para el salto de presiones:

$$\pi_c = \frac{p_{02}}{p_{01}} \quad (3.6)$$

Ademas como con la ecuación de Gibbs-Duhem solo se pueden usar saltos isentrópicos, añadimos la definición de rendimiento politrópico para poder relacionar T_{02s} con T_{02} .

$$\int_{T_{01}}^{T_{02}} \frac{c_{pa}(T)}{T} dT = \frac{R}{e_{pc}} \ln \left(\frac{p_{02}}{p_{01}} \right) \quad (3.7)$$

Para calcular el trabajo específico en el compresor (que posteriormente nos servirá para hacer el balance de potencias):

$$W_{ec} = \int_{T_{01}}^{T_{02}} c_{pa}(T) dT \quad (3.8)$$

Donde el trabajo específico es $W_{ec} = \frac{W_c}{\dot{m}_a}$

La evolución en el compresor es, por tanto:

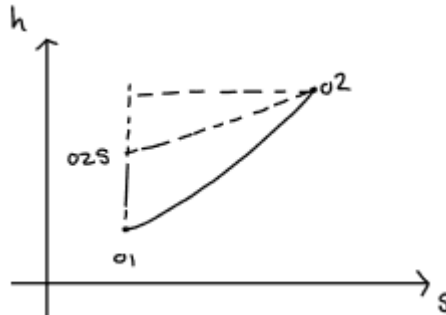


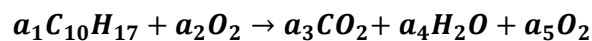
Ilustración 6: Evolución en el compresor

3.1.3. Cámara de combustión (02-03)

Datos:

-
- η_{cc}
 - H_p
 - T_{03}
 - ΔP_{cc}
-

La reacción de combustión que se produce en la cámara es la siguiente:



Donde no se ha incluido ni el N_2 ni el A_r , ya que esos componentes no reaccionan en la combustión entrando y saliendo tal cual.

El objetivo en este salto es determinar los gastos de cada componente que salen de la cámara de combustión para con ellos poder calcular las fracciones molares de cada uno en el gas de salida y con ello poder calcular el calor específico del gas que sale de la cámara de combustión. Con lo que sabiendo los moles que entran en la combustión de oxígeno y los que entran de combustible podemos calcular los moles que salen realizando equilibrio molar en la reacción, llegando a los siguientes gastos de salida:

$$\dot{m}_{1N_2} = 0,7552 \dot{m}_a (1 - \text{sangrado}) \quad (3.9)$$

$$\dot{m}_{1A_r} = 0,0128 \dot{m}_a (1 - \text{sangrado}) \quad (3.10)$$

$$\dot{m}_{1CO_2} = 0,0005 \dot{m}_a (1 - \text{sangrado}) + a_3 \frac{P_{MCO_2}}{1000} \quad (3.11)$$

$$\dot{m}_{1H_2O} = \frac{a_4 P_{MH_2O}}{1000} \quad (3.12)$$

$$\dot{m}_{1O_2} = a_5 \frac{P_{MO_2}}{1000} \quad (3.13)$$

Donde:

$$a_3 = n a_1$$

$$a_4 = \frac{m a_1}{2}$$

$$a_5 = a_2 - a_1 \left(m + \frac{m}{4} \right)$$

$$a_1 = \frac{\dot{m}_{f1} 1000}{P_{Mfuel}} \text{ y } \dot{m}_{f1} = f_1 \dot{m}_a (1 - \text{sangrado})$$

$$a_2 = 0,2315 \dot{m}_a (1 - \text{sangrado}) \frac{1000}{P_{MO_2}}$$

Con lo cual ya se tienen definidos los gastos a la salida. Estas ecuaciones serán divididas por \dot{m}_a para que sean específicas en términos de gasto y no dependan de este.

Con estos gastos adimensionalizados sacamos las fracciones molares del gas que salen de la cámara de combustión.

Para cada fracción molar del componente i en el gas de salida tendremos lo siguiente:

$$X_{1i} = \frac{\frac{x_{bi}}{P_{Mi}}}{\sum_i \frac{x_{bi}}{P_{Mi}}} \quad (3.14)$$

Donde X_{bi} es el gasto adimensionalizado de la componente i del gas.

Ademas de conocer las fracciones molares necesitamos establecer el balance energético que nos ayudará a desvelar la cantidad de combustible consumido. El balance en términos específicos se nos queda de la siguiente manera:

$$\eta_{cc} H_p f_1 = (1 + f_1) \int_{T_{ref}}^{T_{03}} C_{pg}(T) dT - \int_{T_{ref}}^{T_{02}} C_{pa}(T) dT \quad (3.15)$$

Donde $f_1 = \frac{\dot{m}_{f1}}{\dot{m}_a - \dot{m}_s}$.

Para terminar, además debemos de establecer una ecuación de caída de presión en la cámara de combustión:

$$\Delta p_{cc} = \frac{p_{03}}{p_{02}} \quad (3.16)$$

Para determinar la caída de presión de remanso en la cámara se ha establecido una ley cuadrática en función del gasto adimensionalizado que tengamos en cada punto.

En la siguiente imagen podemos ver la evolución en la cámara de combustión:

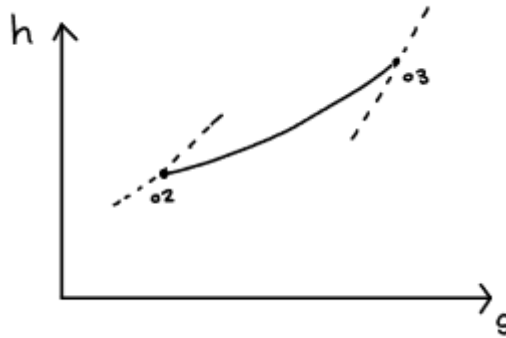


Ilustración 7: Evolución fluido cámara de combustión

3.1.4. Turbina (04-05)

La turbina es un elemento fundamental en el turborreactor, ya que se encarga de proporcionarle el trabajo necesario al compresor para que este pueda comprimir el fluido hasta unas condiciones óptimas para la reacción química. Pese a ello, es un elemento que sufre menos en la operación del motor ya que favorece el comportamiento natural del fluido en la naturaleza.

La presión se ve disminuida en su interior de manera que el fluido le cede trabajo a la turbomáquina, pero manteniendo aun energía cinética que posteriormente se aprovechara para propulsar la aeronave mediante diferencia de cantidad de movimiento.

Datos de turbina:

-
- e_{pt}
 - η_{mec}
-

Llegado a este punto y debido a la demanda de trabajo por parte del compresor, es necesario establecer una

condición de contorno de balance de potencias entre turbina y compresor que se nos queda de la siguiente manera:

$$W_{e,c} = \eta_{mec}(1 - \text{sangrado})(1 + f_1) \int_{T_{04}}^{T_{03}} C_{pg}(T) dT \quad (3.17)$$

Donde $\int_{T_{04}}^{T_{03}} C_{pg}(T) dT = W_{e,t}$.

Aparte de esta ecuación de equilibrio necesitamos otras 2 mas que nos proporcionen el salto de presiones y temperaturas en la turbina, como son:

$$\int_{T_{03}}^{T_{04}} \frac{C_{pg}(T)}{T} dT = R e_{pt} \ln \left(\frac{p_{04}}{p_{03}} \right) \quad (3.18)$$

$$\int_{T_{03}}^{T_{04s}} \frac{C_{pg}(T)}{T} dT = R \ln \left(\frac{p_{04}}{p_{03}} \right) \quad (3.19)$$

En la siguiente imagen podemos ver la evolución del fluido en la turbina:

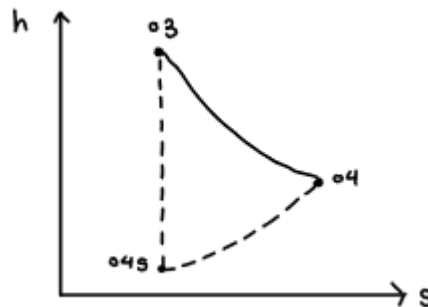


Ilustración 8: Evolución del fluido en la turbina

3.1.5. Postcombustor (04-05)

El Postcombustor tiene un comportamiento similar al de la cámara de combustión y es utilizado en momentos puntuales por el piloto cuando necesita un impulso instantáneo y además no le preocupa el combustible gastado en ese momento ya que es crítico. El procedimiento para seguir es exactamente el mismo que en cámara de combustión solo que ahora en la reacción química entra además H_2O generado en la reacción anterior pero que no reacciona con el combustible.

Datos de postcombustor:

-
- η_{pc}
 - H_p
 - T_{05}
 - ΔP_{pc}
-

Ademas de las ecuaciones de los gastos máxicos de las componentes que salen del postcombustor y de las

fracciones molares del gas de salida de postcombustor tenemos el balance energético:

$$\eta_{pc} H_p f_2 = (1 + f_2) \int_{T_{ref}}^{T_{05}} C_{pg2}(T) dT - \int_{T_{ref}}^{T_{04}} C_{pg}(T) dT \quad (3.20)$$

Al igual que en la cámara además tenemos la caída de presión de remanso que se queda como:

$$\Delta P_{pc} = \frac{p_{05}}{p_{04}} \quad (3.21)$$

Ahora tras salir del porcombustor (o de turbina en caso de que el postcombustor no este activo), el fluido llega a la tobera convergente donde es posible que nos encontremos con dos casuísticas diferentes.

En la siguiente imagen podemos observar la evolución del fluido en el postcombustor:

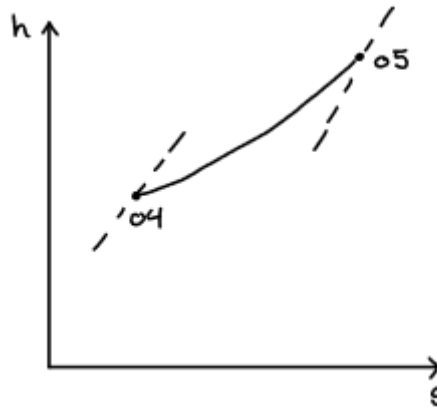


Ilustración 9: Evolución del fluido en el postcombustor

3.1.6. Tobera convergente (05-6)

En este componente el fluido conserva su entalpía de remanso de manera que el área de salida de la tobera determinará si tenemos situación adaptada o bloqueada. El procedimiento para seguir es suponer primero que se encuentra bloqueada ($M_6 = 1$). Una vez que comprobemos que es correcta esa situación (*se comprueba si $p_6 > p_0$*). En caso de que no se confirme esta situación sabemos que estará adaptada ($p_6 = p_0$).

Datos de tobera:

-
- π_{tb}
-

Las ecuaciones usadas en tobera por tanto serían:

Ecuación para sacar condiciones críticas en tobera:

$$M_6 = \frac{c_6}{a_6} = 1 = \frac{2(C_p(T_6) - R) \int_{T_6}^{T_{05}} C_{pg}(T) dT}{R T_6 C_p(T_6)} \quad (3.22)$$

Ecuacion de Gibbs-Duhem en tobera:

$$\int_{T_{6crit}}^{T_{04}} \frac{c_{pg}(T)}{T} dT = R \ln \left(\frac{1}{\pi_{tb} \pi_{crit}} \right) \quad (3.23)$$

➤ Caso bloqueado:

$$\pi_{crit} = \frac{p_{04}}{p_{06}} \quad (3.24)$$

$$T_6 = T_{6crit} \quad (3.25)$$

➤ Caso adaptado:

$$p_6 = p_0 \quad (3.26)$$

$$\int_{T_6}^{T_{04}} \frac{c_{pg}(T)}{T} dT = R \ln \left(\frac{p_{04}}{p_0 \pi_{tb}} \right) \quad (3.28)$$

Aquí podemos ver la evolución del fluido a lo largo de la tobera:

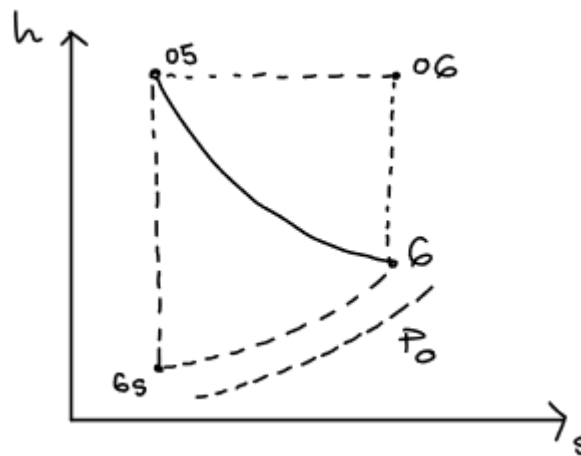


Ilustración 10: Evolución del fluido en la tobera

Tras establecer las ecuaciones se nos quedaría un sistema resoluble de 25 ecuaciones con 25 incógnitas en caso de que no se contemplara el postcombustor, en cuyo caso se añadirían 10 ecuaciones y 10 incógnitas mas análogas a las de cámara de combustión.

3.1.7. Sistema de ecuaciones y variables.

Las variables que se nos quedan serían las siguientes:

1. p_{01}
2. T_{01}
3. p_{02}

4. T_{02}
 5. T_{02s}
 6. $W_{e,c}$
 7. p_{03}
 8. f_1
 9. x_{1N_2}
 10. x_{1O_2}
 11. x_{1H_2O}
 12. x_{1Ar}
 13. x_{1CO_2}
 14. \dot{m}_{1N_2}
 15. \dot{m}_{1O_2}
 16. \dot{m}_{1Ar}
 17. \dot{m}_{1CO_2}
 18. \dot{m}_{1H_2O}
 19. T_{04}
 20. T_{04s}
 21. P_{04}
 22. T_{6crit}
 23. p_6
 24. T_6
 25. π_{crit}
-

3.2. Resolución numérica del ciclo.

De aquí en adelante nos referiremos al problema donde no está incluido el postcombustor. Posteriormente en el BLOQUE II contemplaremos el caso de activación del postcombustor en un punto concreto de la operación.

En este apartado comentaremos brevemente los métodos numéricos implementados en la plataforma Matlab para la resolución del sistema de ecuaciones acoplado. En este documento nos centraremos más en el BLOQUE II que ha sido el de profundización.

Matlab es una plataforma muy versátil en cuanto al cálculo numérico, y además tiene implementadas numerosas funciones que permiten tener en la mayoría de ocasiones la precisión requerida. Se presentan varios problemas a la hora de resolver el ciclo.

Por una parte, es un sistema de ecuaciones acoplado del cual no tenemos idea a priori de los resultados que vamos a obtener, con lo que se debe de implementar una función que calcule iterantes iniciales para el comienzo de la resolución del sistema.

Por otra parte, sabemos que Matlab aumenta su tiempo de cálculo si las variables entre las que está iterando se

encuentran en diferentes ordenes de magnitud, por lo que la aplicación final sería mas lenta en su ejecución.

Ademas de todo esto para la consecución del objetivo planteado se deberá de resolver este sistema muchas veces y con condiciones iniciales diferentes, con lo que es importante que obtengamos la resolución del sistema en el menor tiempo posible en cada iteración.

3.2.1. Funciones utilizadas

Para la resolución del sistema principal acoplado se ha utilizado:

```
Function fsolve(@function, Z_0)
```

Donde necesitamos llamar al sistema de ecuaciones descrito anteriormente, asi como proporcionar unos iterantes iniciales.

Para los iterantes iniciales se ha desarrollado una función donde se resuelve el ciclo, pero con condiciones ideales y de parámetros fluidos constantes, que pese a que no sea exacto nos proporciona unos buenos iterante iniciales.

La función se llama: (función 3.1)

```
z_iter=iterantes_iniciales_sinpost_ejes1(inputs)
```

En cuanto a la función donde se encuentra el sistema de ecuaciones acoplado tiene un esquema como el siguiente con los inputs indicados a continuación:

Caso de tobera bloqueada: (función 3.2)

```
F = ecuaciones_motoroptim_sinpostB_ejes1(z)
```

Caso de tobera adaptada: (función 3.3)

```
F = ecuaciones_motoroptim_sinpostA_ejes1(z)
```

Para el calculo de integrales de manera numérica se usará otra función predefinida de Matlab como es:

```
Function quadgk(@function, liminferior, limsuperior)
```

Para el calculo de las propiedades fluidas de ha desarrollado otra funcion te devuelve el calor especifico y que tiene la siguiente estructura: (función 3.4)

```
C_p = lib_coefficients_Cp(Te1, comp, x_i)
```

A parte de utilizar estas funciones, se han implementado métodos de optimización computacional manuales y no incluidos previamente con el fin de reducir tiempos de cálculo y aumentar la precisión, pudiendo hacer asi una aplicación más versátil y fiable.

Para inspeccionar en mayor detalle estas funciones internas inspeccionar el Anexo A.

3.2.2. Métodos de optimización en cálculo numérico

a) Revisión de ecuaciones no acopladas

Se han revisado las ecuaciones no acopladas en este bloque, las cuales son en este caso las referentes a las presiones iniciales dado que hasta la cámara de combustión son conocidas automáticamente las caídas de presión en cada uno de los componentes. Con lo cual se sacan las ecuaciones (3.4), (3.6) y (3.16).

Ademas si nos fijamos los gastos referentes a N_2 y A_r son conocidos y no variables ya que no reaccionan en la combustión, con lo que se sacan además las ecuaciones (3.9) y (3.10).

Con estos cambios se consigue reducir el número de ecuaciones lo que resulta en tener una reducción media de tiempo de **25 s**

b) Cambio de variable en las variables

Se considera poner aproximadamente todos los iterantes entre 0 y 1 para un ahorro de tiempo aun mayor si cabe. Tenemos los siguientes cambios en las variables.

-
- *Temperaturas* → *divididas por 1000*
 - *Trabajo de compresor* → *dividido por 100000*
-

Esto supone finalmente una reducción de tiempo junto con la utilización de los iterantes iniciales comentados anteriormente de 50 s quedándose al final la resolución del sistema de ecuaciones acoplado en un tiempo de cálculo medio de **3, 5 s**.

Esto nos permite calcular un mapa motor para un nivel tecnológico, condiciones de vuelo y fluido de trabajo dados en unos **2, 3 min**.

Tras haber comentado los métodos utilizados para el cálculo numérico pasamos a ver como se ha reflejado a nivel de interfaz de usuario, la estructuración interna, así como las opciones de las que dispone el usuario en este BLOQUE I.

3.3. Interfaz BLOQUE I: Estructuración y eventos posibles de usuario

En este apartado se describirá el funcionamiento de la aplicación a nivel de usuario del BLOQUE I. Además, podremos descifrar de manera cualitativa la estructuración interna de la aplicación en este bloque.

Para comenzar se ha de comentar que el objetivo de la aplicación es que la interacción del usuario con los resultados deseados sea lo más cómoda e intuitiva posible. También se ha de comentar que inicialmente se pensó realizar la aplicación con una GUI de Matlab, pero posteriormente se decidió apostar por el módulo *app designer* ya que es un entorno de estructuración más innovador y más versátil, si bien es cierto que no está igual de bien optimizado que otros módulos de la plataforma.

3.3.1. Nomenclatura de variables

Establecer una nomenclatura adecuada puede ahorrar muchos problemas a la hora de organizar una interfaz de usuario. Se trabaja en este bloque con numerosas variables entre las que se encuentran: temperaturas, presiones, rendimientos politrópicos, ratios de presión, condiciones de vuelo o estados de la interfaz.

Veamos algunos ejemplos de como se han nombrado las variables en Matlab:

- Temperaturas → T_{0i}
- Presiones → P_{0i}
- Rendimientos politrópicos compresor → ep_{c_A}
- Rendimientos politrópicos turbina → ep_{t_A}
- Relación de presión compresor → pi_{c_A}
- Relación de presión turbina → pi_{t_A}
- Rendimiento mecánico → $etam_a$
- Rendimiento de cámara de combustión → $etacc$
- Fracciones molares componente i → $x1_i$

En general y para concluir, se ha intentado que la nomenclatura de variables sea lo más compacta y versátil posible, ya que en este primer bloque podemos estar trabajando con un número de variables del orden de 70

aproximadamente, con lo cual seguir una metodología estricta en el nombramiento es esencial.

3.3.2. Estructuración y comunicación interna

La programación dentro del modulo utilizado de Matlab es orientada a objetos, lo cual hace muy intuitiva la programación.

Internamente se han utilizado diversas funciones en la ejecución de la aplicación:

Funciones internas de la aplicación:

1. Función de inicialización

Esta función se encarga de inicializar la aplicación con las características adecuadas. Aquí se decide que panel se quiere ver inicialmente así como se establecen valores iniciales de ciertas variables internas que luego se traspasarán a otras funciones del entorno de la aplicación mediante variables globales.

2. Callbacks en botones

Estas funciones se ejecutan al pulsar un botón determinado durante la ejecución de la aplicación. En esta aplicación estas funciones pueden servir para realizar múltiples tareas como cambiar de panel de visibilidad, almacenar variables, ejecutar funciones de cálculo internas, representar resultados, fijar condiciones por el usuario o afinar precisión de los cálculos entre otros.

3. Cambio de valor en desplegados, spinner o selectores externos.

Estos objetos son muy útiles ya que permiten establecer valores externos por pantalla los cuales serán almacenados internamente y tenidos en cuenta a la hora de realizar los cálculos internos, dependiendo de estos valores externos establecidos por el usuario como preferencia para la personalización de cálculo deseada.

4. Gráficas e imágenes

Los ejes son objetos donde se pueden representar tanto ilustraciones, como gráficas y elementos similares. Estos objetos solo tienen una función de representación para que el usuario pueda analizar los resultados obtenidos, de manera que pueda observar si el comportamiento del turborreactor es el deseado o no.

5. Paneles y tablas

Los paneles son objetos muy versátiles cuya función es almacenar otros objetos en su interior. Así como las tablas son objetos que nos dan información de diferentes parámetros con el objetivo de orientar al usuario en los parámetros seleccionados pudiendo ser comparados con aeronaves reales.

3.3.3. Visualización gráfica y eventos de usuario

Veamos las opciones que tiene el usuario en cuanto a grados de libertad de personalización de su diseño en la interacción con la aplicación.

De aquí en adelante se establecerá un código de colores atendiendo a las diferentes clases de objetos para que sea posible la identificación de diferentes objetos en la aplicación.

-
- Botones: 

- Ejes de representación:
- Desplegables, spinners o selectores externos:
- Paneles y tablas:

Panel principal:

En este panel se podrán establecer el nivel tecnológico deseado, las condiciones de vuelo en diseño, la composición de fluido de trabajo, la precisión de los cálculos así como las representaciones deseadas para en siguiente panel.

Ademas se podrá modificar las especificaciones y guardar todos los parámetros seleccionados en cada momento. Se podrá visualizar las características de cada nivel tecnológico para compararlos con los deseados.

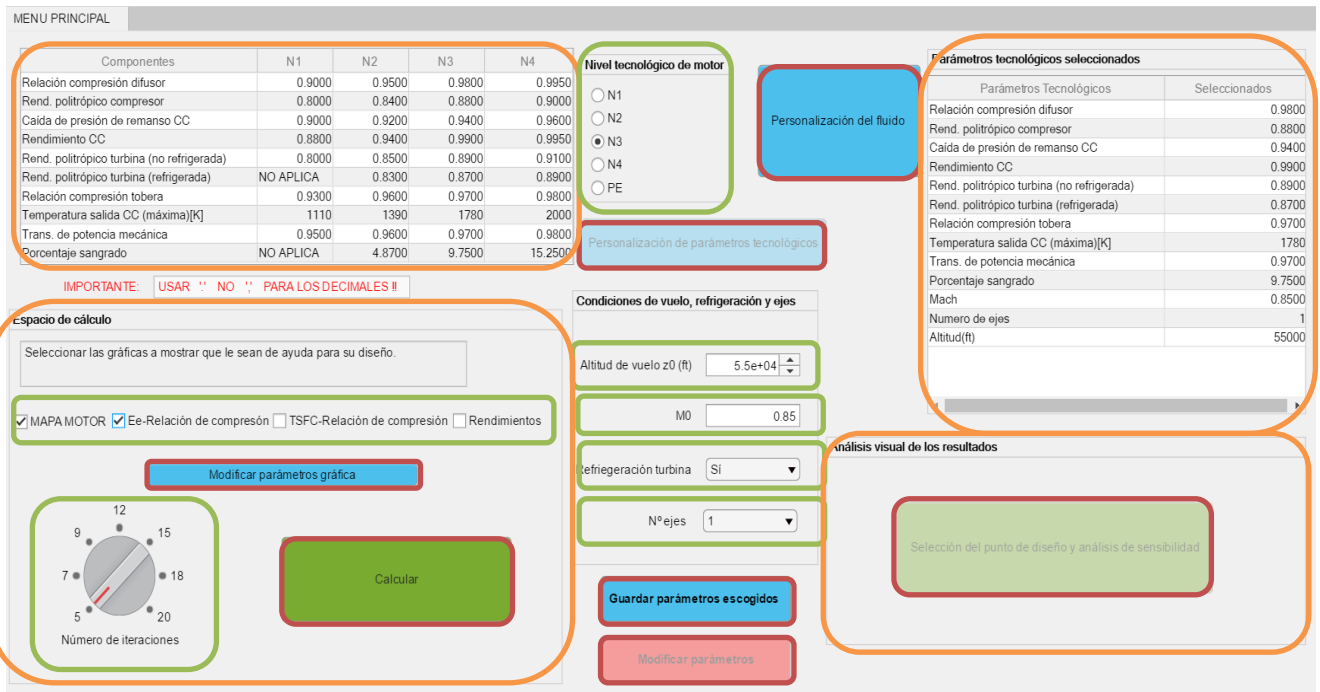


Ilustración 11: Panel principal bloque I al inicializar la aplicación

Podemos observar en el panel como hay botones de verde, botones azules y botones rojos.

Los botones verdes significan avance en los cálculos deseados por el usuario. Los botones rojos implican un paso hacia atrás en cuanto a los cálculos finales requeridos en el diseño del turborreactor, y los botones azules significan bien representación o bien almacenamiento de variables.

La distribución de paneles viene según el objetivo común de los objetos que se encuentran en el. Tenemos:

Panel de cálculo:

En este panel podemos seleccionar las graficas que se desean calcular. En este caso estaría seleccionado tanto el mapa motor como la gráfica de empuje específico frente a relación de compresión. Ademas también se puede seleccionar la precisión con que se desean los cálculos en cuanto al mayado realizado a través del *discrete knob* llamado “Número de iteraciones”.

Para tener una mayor libertad a la hora de personalizar las gráficas, se ha incluido el botón “*Modificar parámetros gráfica*” que al ser pulsado aparece una situación como la que muestra la siguiente ilustración.

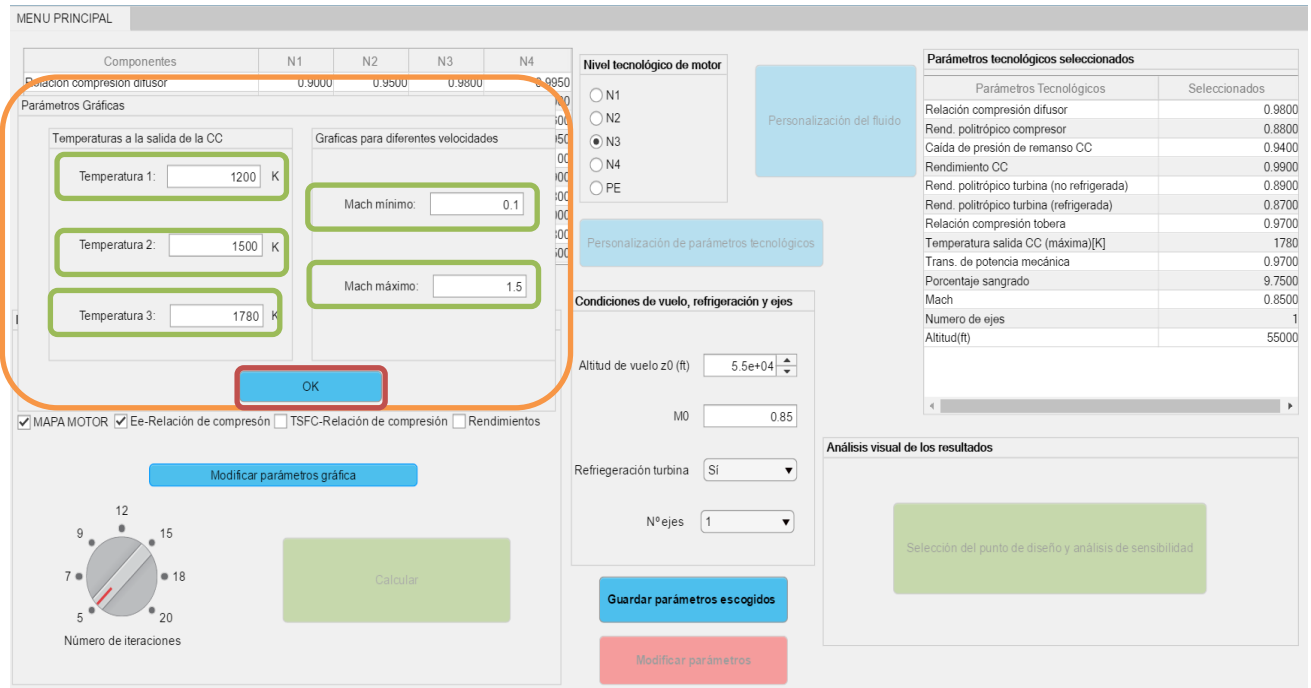


Ilustración 12: Panel de personalización de las gráficas

Vemos como es posible ajustar tanto la temperatura como el número de mach en el que se van a representar las graficas seleccionadas.

Por último, en el panel de cálculo también está el botón calcular que ejecuta las funciones internas de resolución del ciclo para que posteriormente en otro panel se puedan visualizar los resultados obtenidos.

Al pulsar el botón “ok” nos aparecerán mensajes de información:

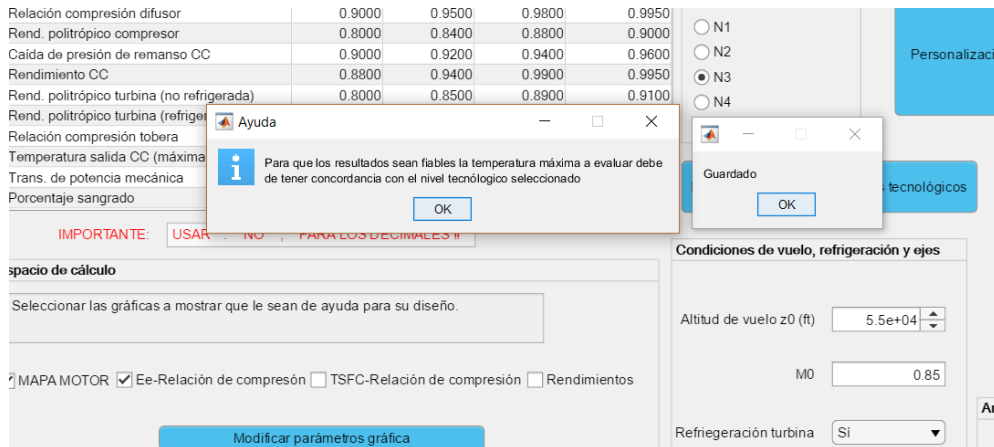


Ilustración 13: Mensajes de información en la personalización de las gráficas

O de error en caso de que no sea posible elegir esas condiciones:

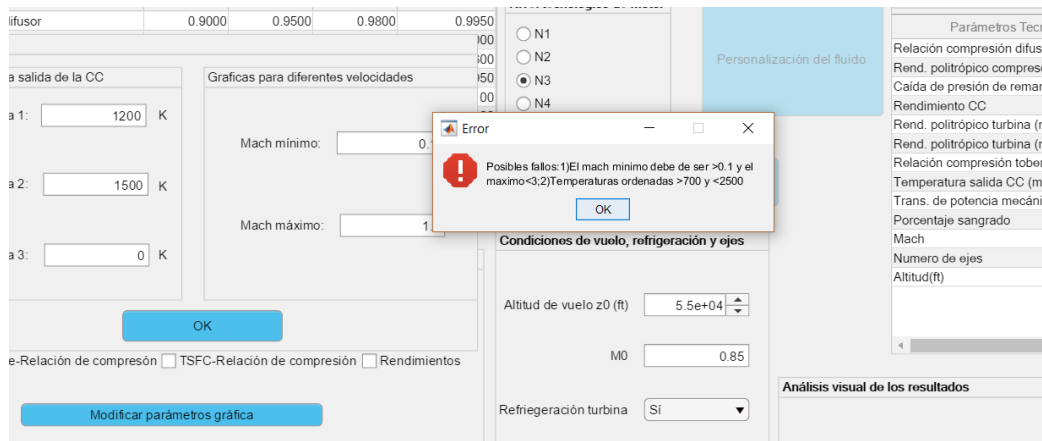


Ilustración 14: Mensaje se error en la personalización de las gráficas

Panel de Condiciones de vuelo:

En este panel es posible seleccionar como se puede ver tanto la altitud de diseño, como el mach de diseño, como la refrigeración. Inicialmente se incluyo un desplegable con el número de ejes deseado que actualmente solo tiene la posibilidad de seleccionar 1 eje debido a las decisiones tomadas finalmente.

Personalización del fluido:

En este botón se ejecutará un callback que nos permitirá seleccionar la composición del fluido de trabajo de manera que se ajuste a nuestros requerimientos.

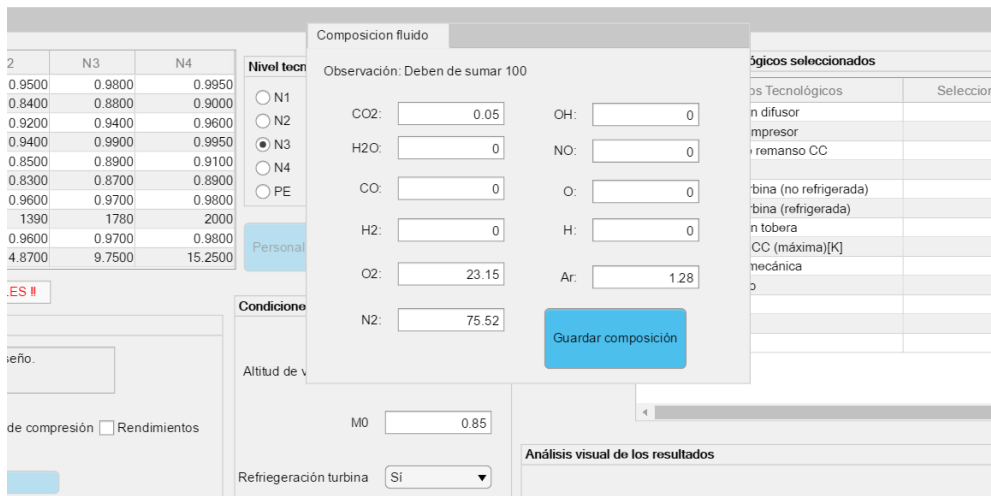


Ilustración 15: Panel de personalización del fluido

Personalización de parámetros tecnológicos:

En caso de que deseemos personalizar a nuestro gusto los parámetros tecnológicos, se puede hacer pulsando la opción “PE” en el panel de opciones de nivel tecnológico, de manera que se nos activara el botón y nos dara información adicional de los parámetros que estamos utilizando en ese momento, como se ve en la siguiente ilustración.

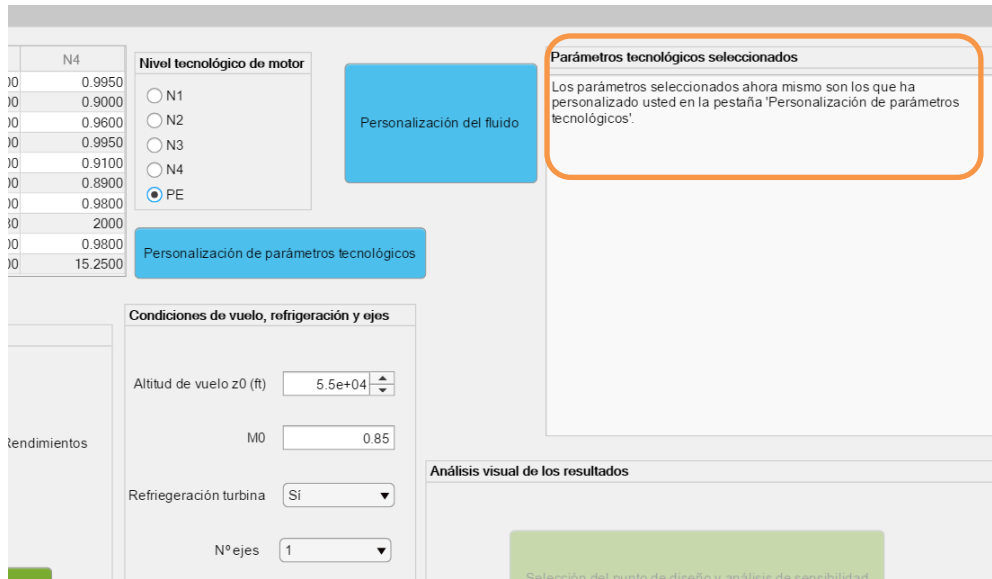


Ilustración 16: Personalización de parámetros en panel principal

Con lo cual si pulsamos el botón “*Personalización de parámetros tecnológicos*” se nos redirecciona a otro panel secundario de selección de los parámetros deseados como el que se muestra en la siguiente ilustración:

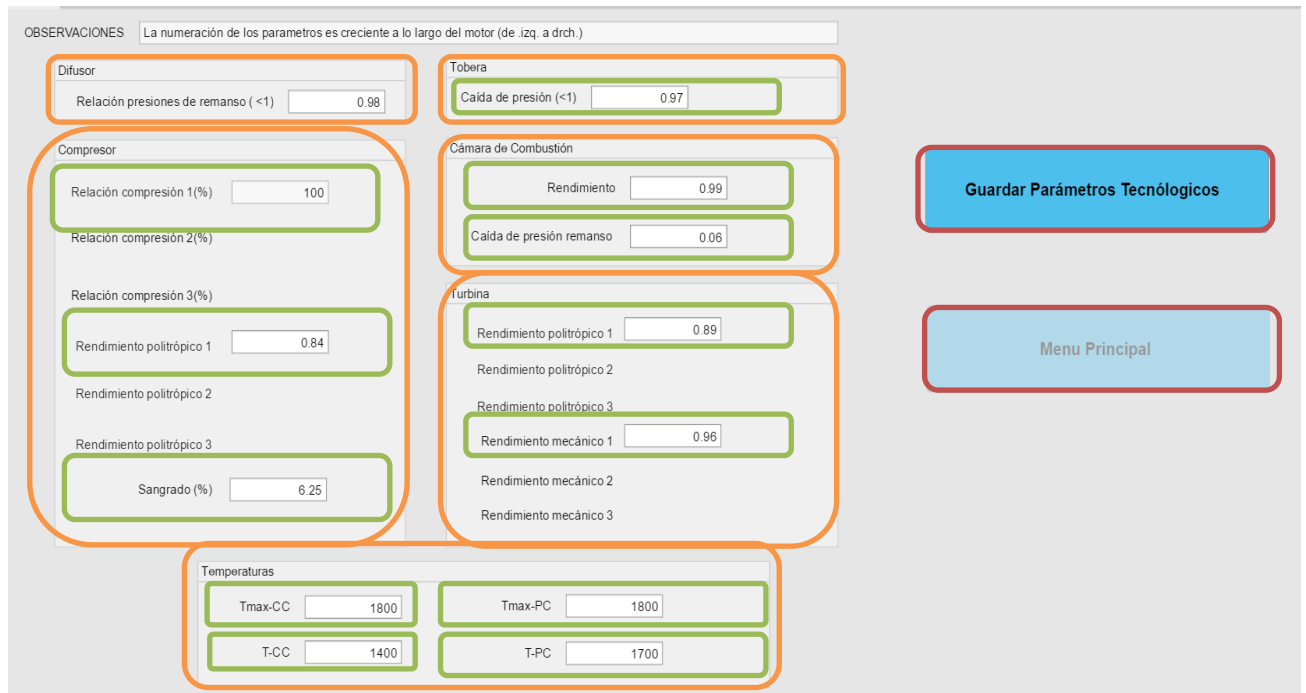


Ilustración 17: Personalización de parámetros en panel secundario.

Debido a que inicialmente esta aplicación estaba pensada en su primera versión para incluir hasta 3 ejes, se ha decidido dejar este panel de esta manera para que en versiones posteriores se parta desde aquí y en este panel haya espacio suficiente para seleccionar los parámetros tecnológicos asociados a 2 o 3 ejes.

Vemos como se dispone de un botón de guardar cuya función es almacenar internamente lo guardado. Hasta que ese botón no sea pulsado no será posible salir de ese panel, activándose de esa manera al botón “*Menu principal*”.

Para poder acceder al panel de visualización se deben realizar los cálculos pertinentes de manera que nos aparecerá una *waitbar* de espera durante los cálculos como se muestra en la siguiente ilustración:

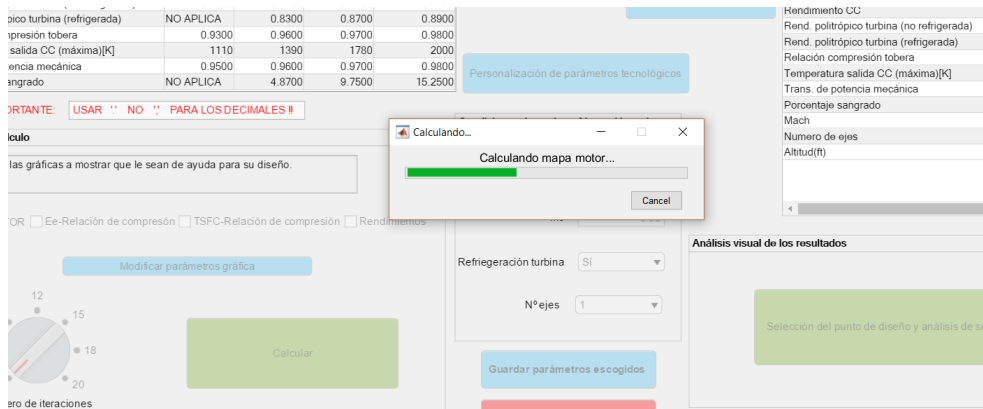


Ilustración 18: Waitbar de espera durante los cálculos.

Durante el cálculo será posible cancelar y de esta manera volver a iniciar los cálculos cambiando los parámetros tecnológicos deseados. Además, en caso de que se desee rehacer los cálculos de nuevo con características diferentes, se debe de pulsar el botón rojo “Modificar Parámetros” y nos saltará un mensaje de confirmación ya que es una operación que significará eliminar todos los cálculos hasta el momento.

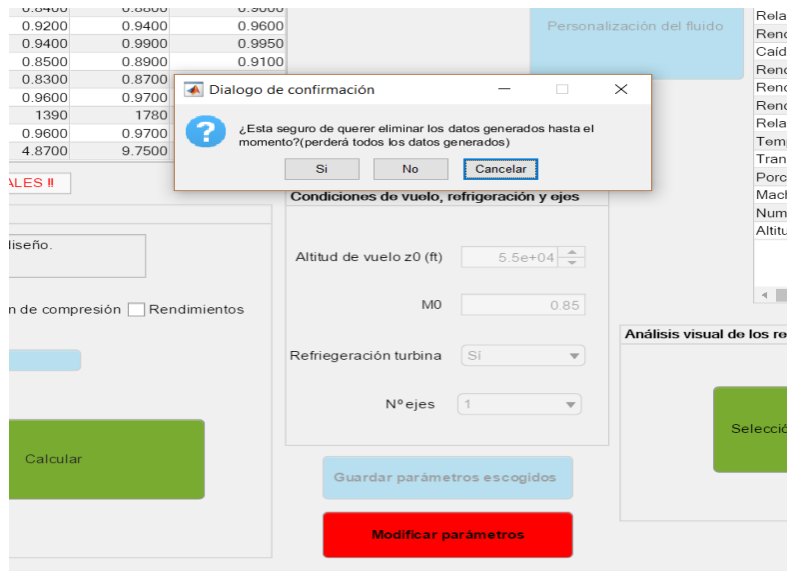


Ilustración 19: Mensaje de cambio de parámetros.

Una vez hechos los cálculos se nos activará el panel de representación pudiendo pasar al siguiente panel de visualización de los resultados.

Aquí en este panel se nos plantean otros 2 subpaneles.

Panel de selección del punto de diseño:

En este panel disponemos de opciones de visualización de los resultados que nos pueden ayudar a ver si los parámetros tecnológicos seleccionados son los mas adecuados (en este caso solo esta activo el botón de representación del mapa motor, ya que solo hemos decidido calcular ese, pero si se decidiera calcular otras graficas se activarían los otros desplegados para la representación.

Con lo cual si representamos mapa motor se nos quedará la siguiente situación:

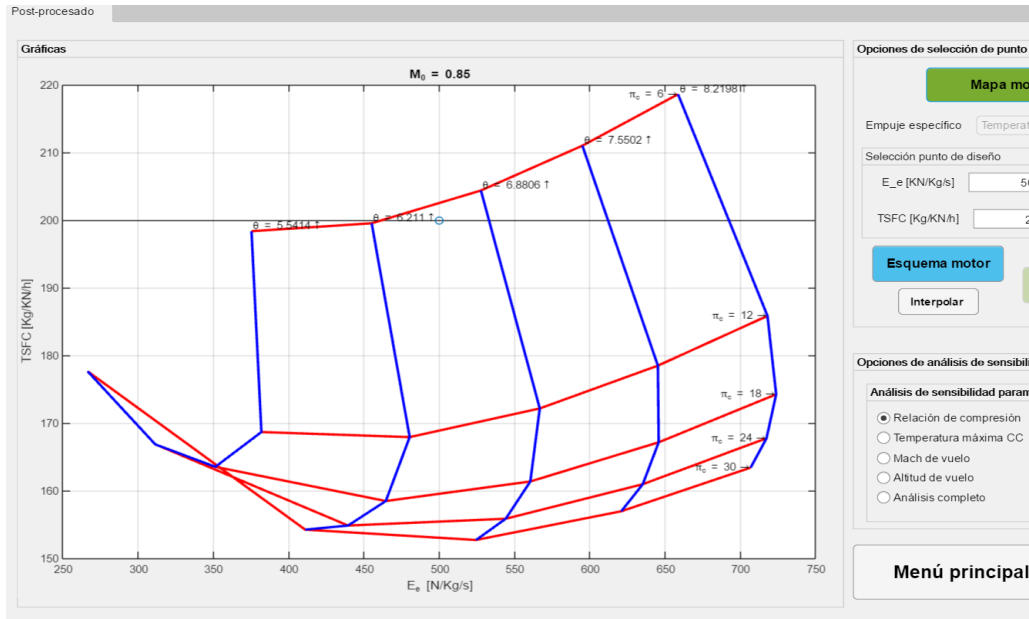


Ilustración 20: Ejemplo mapa motor N3

Se ha intentado que el usuario tenga la máxima información posible y útil para su diseño, con lo que en las gráficas se han implementado leyendas de relación de compresión y de grado de sobrecalentamiento de la cámara de combustión ya que son los dos parámetros en los que se ha barrido.

Para desplazarnos por la gráfica y seleccionar un punto de diseño se ha optado por la opción de spinners tanto en el eje de ordenadas como en el de abscisas, mostrándose un círculo en el punto en el que nos encontramos como se muestra en la siguiente imagen:

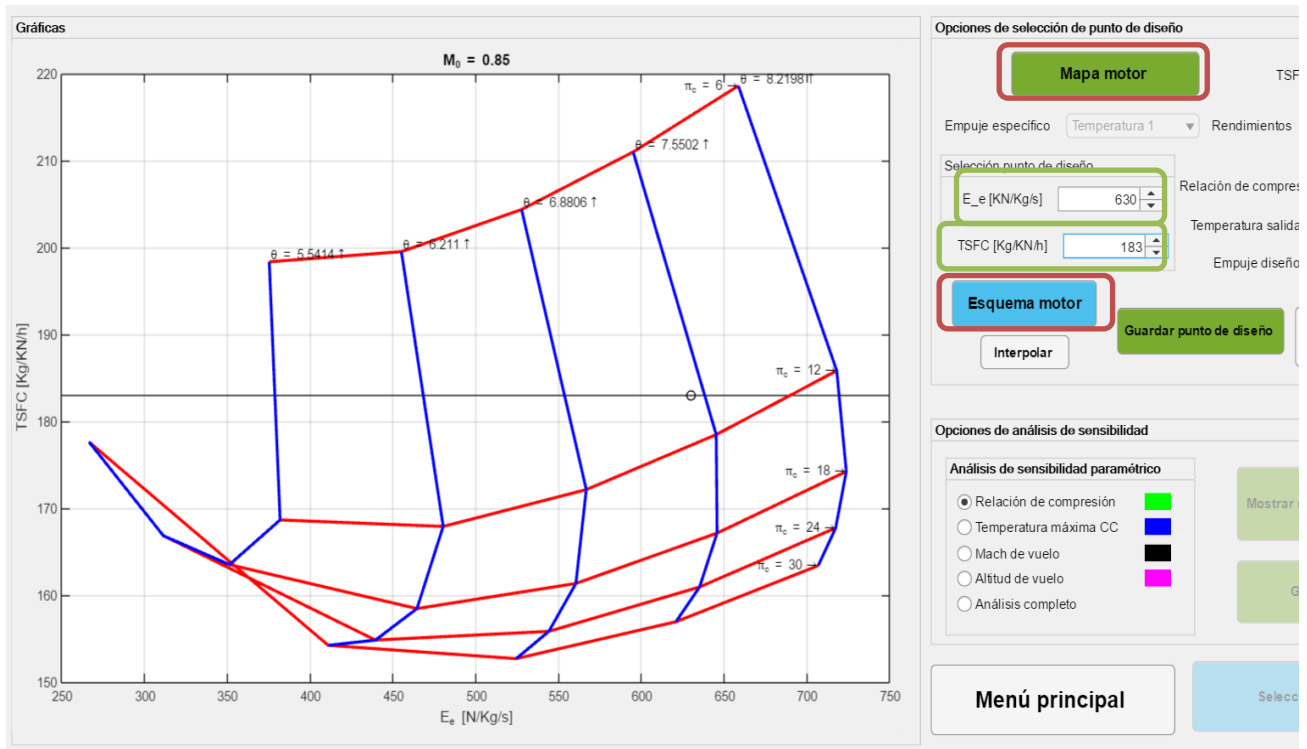


Ilustración 21: Selección del punto de diseño.

En este caso nos encontramos con un empuje específico de $\frac{630 \frac{KN}{Kg}}{s}$ y con un consumo específico de $\frac{183 \frac{Kg}{KN}}{h}$. Además es posible la visualización de un esquema del motor para ver el recorrido que realiza el fluido en su transcurso por el turborreactor pulsando el botón “Esquema motor”, lo cual nos mostraría lo siguiente:

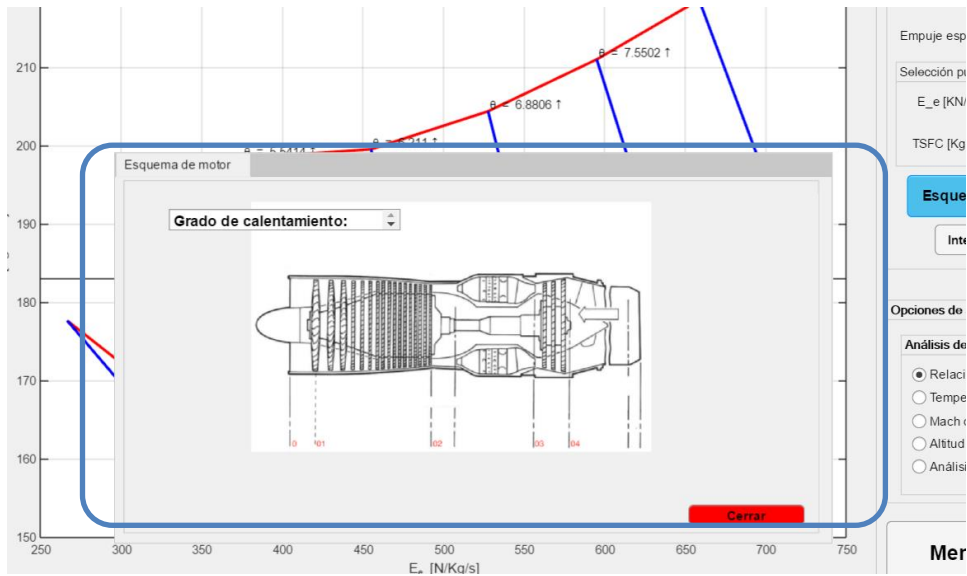


Ilustración 22: Esquema motor

A continuación, podemos guardar el punto de diseño pulsando el botón correspondiente habiéndole dado previamente al botón interpolar. Este botón interpola el punto seleccionado averiguando la relación de compresión y el grado de sobrecalentamiento en el punto de diseño.

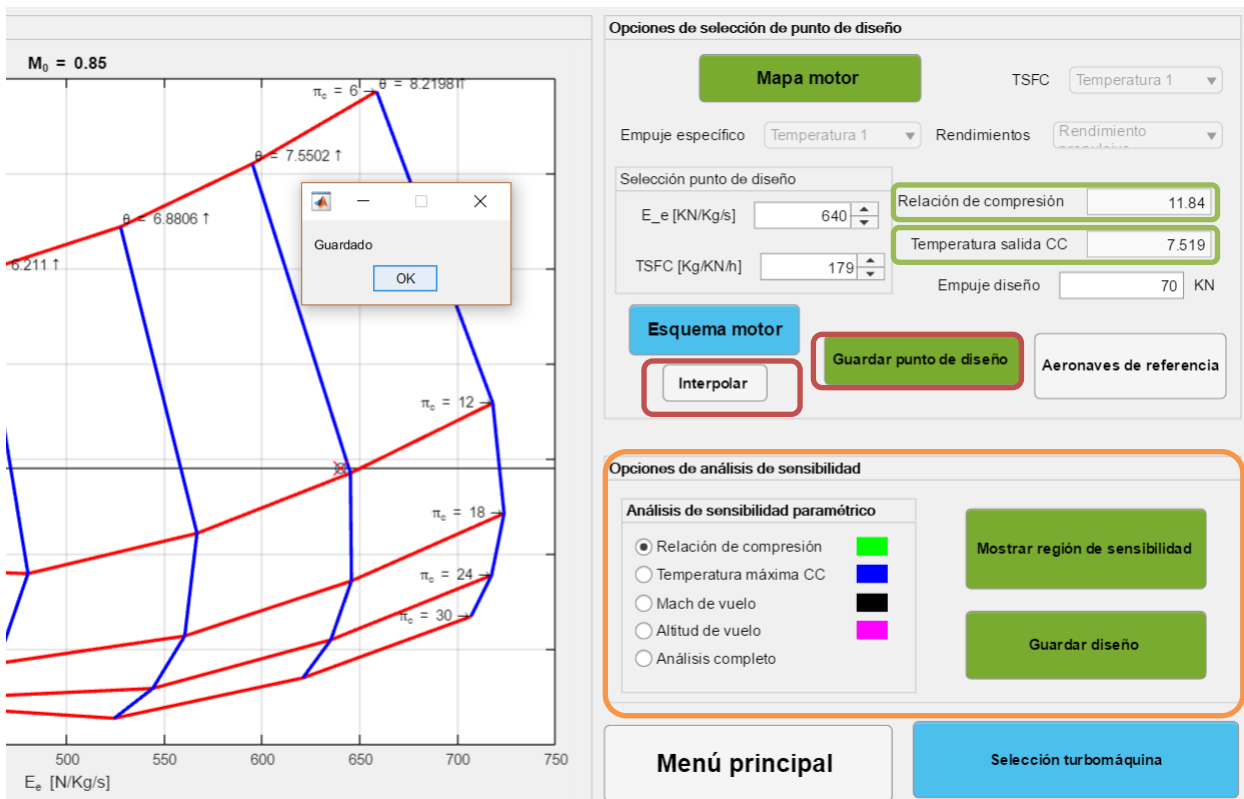


Ilustración 23: Guardado del punto de diseño.

Se puede ver como al guardar un punto de diseño se activa el panel de cálculo de sensibilidad que nos permitirá ver como de sensible es un punto al salirnos del punto de diseño, pudiendo así analizar si ese punto es conveniente para realizar una misión deseada.

Debido a que este análisis es opcional en el diseño de nuestro turborreactor, es posible pasar al panel siguiente, ya incluido en el BLOQUE II y comenzar a diseñar a nivel de turbomáquina.

Antes de hacer el análisis de sensibilidad o pasar a diseñar la turbomáquina es posible asignar un avión a nuestro punto de diseño, lo que nos establecerá un problema extensivo con el gasto a través de una asignación de empuje. Si pulsamos el botón “Aeronaves de referencia” se nos desplegará una imagen como la siguiente:

Nombre	Aeronave	Nº ejes	$E_{diseño}$	U_{max}
JT 85	F-5	1	12.7-13.8 KN	472.2 m/s
J47-G2-13	F-86 Sabre	1	26.56 KN	307.2 m/s
J79-GI-17A	F-4 Phantom	1	52.96 KN	658.3 m/s
Pegasus 11 Mk 105	AV-8B Harrier	2	106 KN	295.8 m/s
GE-F 110	F-14 Tomcat	2	70 KN	690.3 m/s
F100-PW-100	F-15 Eagle	2	64.9 KN	740.3 m/s
F404-GE-402	F/A 18 Hornet	2	49 KN	531.9 m/s
EJ2000	Eurofighter Typhoon	2	60 KN	693.1 m/s
F199-PW-100	F-22A Raptor	2	116 KN	669.4 m/s
Saturn-Ilyukka AI-41F2	Su-57 PAK-FA	2	142 KN	722.2 m/s

Ilustración 24: Aeronaves de referencia para asignar.

Donde se nos permitirá comparar los empujes en diseño de diferentes aeronaves asignando uno al nuestro en el campo que se indica en la imagen anterior.

En la siguiente imagen se mostrará una imagen donde se ha realizado un análisis de sensibilidad con la relación de compresión para el punto de diseño elegido. Comentar que al igual que con el cálculo de las graficas de diseño, con el análisis de sensibilidad también se visualizara una “Waitbar” para que el usuario tenga noción de cómo están yendo los cálculos hasta el momento.

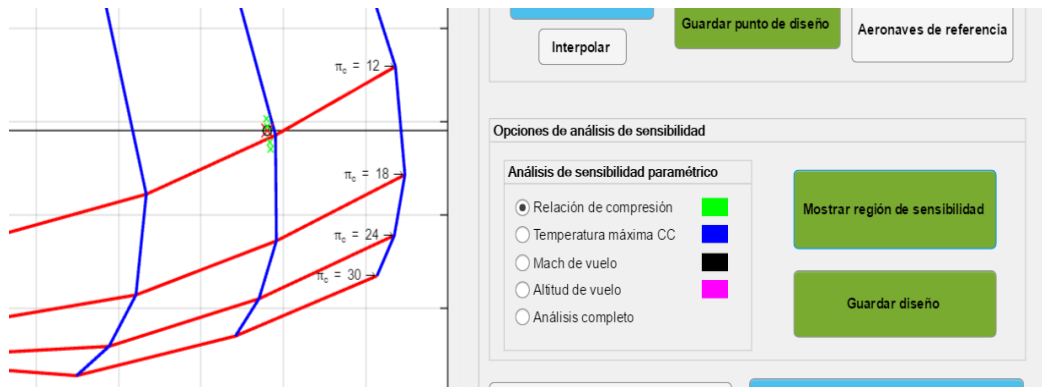


Ilustración 25: Análisis de sensibilidad ejemplo.

Un análisis de sensibilidad completo de mostraría de la siguiente manera en la siguiente figura:

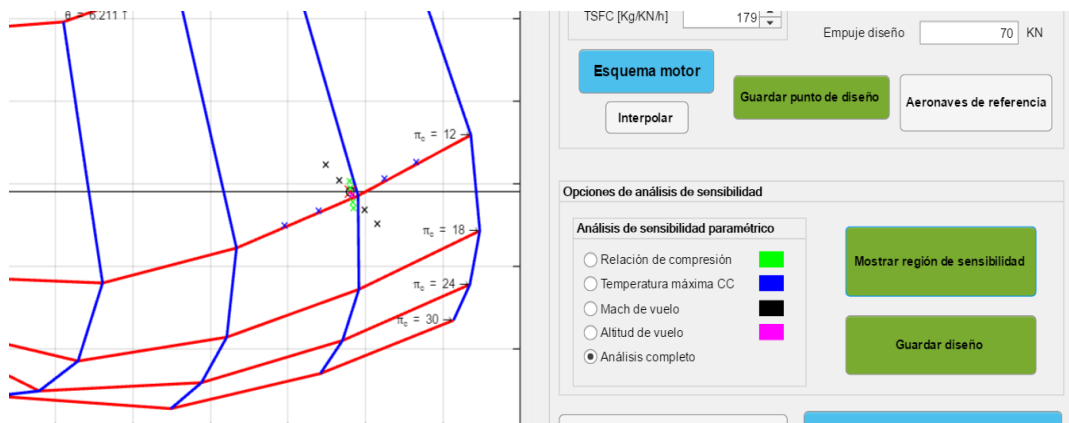


Ilustración 26: Análisis de sensibilidad completo ejemplo.

Donde cada color es la sensibilidad con el parámetro indicado en el panel de sensibilidad.

Ahora tras inspeccionar el BLOQUE I de manera orientativa para el lector, pasaremos a inspeccionar de manera exhaustiva el BLOQUE II siguiendo la misma estructura.

4. BLOQUE II: DISEÑO DE TURBOMÁQUINAS, ANÁLISIS DE RESULTADOS Y DEFINICIÓN DE MISIÓN.

Hasta este momento se ha estado trabajando a nivel de aeronave, donde finalmente hemos concluido con una selección del punto de diseño adecuado asignando una aeronave a nuestro diseño a través del empuje.

A partir de este momento nos adentraremos en las entrañas de nuestro turborreactor de manera que se estableciera como objetivo principal el diseño tanto del compresor como de nuestra turbina. Partiremos de los datos proporcionados por el bloque anterior en el punto de diseño de nuestras variables termodinámicas.

Posteriormente estableceremos una operación de nuestra aeronave, pudiendo analizar los resultados y decidiendo si nuestras turbomáquinas son óptimas para esa operación o, por el contrario, se necesita de un nuevo diseño de la turbomáquina.

Además, en este bloque será posible la activación del postcombustor en un punto concreto de la operación, visualizando como afecta este elemento a las prestaciones de nuestra planta motora.

Para finalizar, será posible analizar un perfil de misión concreto viendo como se desplaza la aeronave tanto a nivel de turbomáquina (detectando si entramos en bombeo en compresor o si nos interesa cambiar las prestaciones), como a nivel de operación en los diagramas de E-TSFC.

La manera de afrontar este bloque es complicada, debido a que compañías fabricantes de turbomáquinas como *Rolls Royce* o *Pratt & Whitney* no están dispuestos a compartir la información que poseen sobre los mapas de las turbomáquinas. Por tanto, para afrontar este bloque se parte de unos mapas generalizados obtenidos del ensayo a turborreactores, pudiendo así escalar los mapas de nuestras turbomáquinas a partir de estos, suponiendo que en el mercado habrá algún fabricante capaz de desarrollar una turbomáquina cuyo mapa sea igual que el que nosotros deseamos, con las complicaciones que esto conlleva en el mundo real.



Ilustración 27: Compresor axial.

Los compresores tendrán que ser diseñados con dos requisitos fundamentales. El primero será que no entre en bombeo, en cuyo caso el compresor no será capaz de asimilar todo el gasto que le está entrando. El segundo es que se comporte de manera adecuada en concordancia con la turbina para que la aeronave tenga la operación requerida en cada momento, con los requisitos de consumo y empuje deseados.

En cuanto a la turbina tendrá un objetivo fundamental, proporcionarle el trabajo requerido al compresor asociado, de manera que exista una compatibilidad adecuada de potencias y de revoluciones.

En este bloque, debido a que en el anterior se le asignó una aeronave a nuestra operación, se trabajará con ecuaciones de naturaleza diferente, siendo estas ya extensivas afectando así el gasto en cada punto al resultado obtenido. Las ecuaciones asociadas al rendimiento politrópico se eliminarán del sistema ya que ahora no estaremos en el punto de diseño de manera continua. Además se incluirán otras condiciones de contorno necesarias como la compatibilidad de revoluciones de turbina y compresor por estar en el mismo eje. Se añadirán compatibilidades de gastos a la salida de un elemento y entrada en otro, principalmente por continuidad de la materia.

Comenzaremos explicando los mapas de turbomáquina y como los caracterizaremos.

4.1. Escalado de turbomáquinas

En esta sección se explicará conceptualmente como funcionan las turbomáquinas, especificando las necesidades que tiene cada una de ellas en su escalado a la hora de generar unos mapas que se puedan ajustar a la realidad.

En este apartado se utilizarán de aquí en adelante las siguientes magnitudes de referencia:

-
- $\gamma_{ref} = 1,4$
 - $R_{ref} = 287 \frac{J}{kg K}$
 - $N_{ref} = \text{depende de cada mapa}$
 - $p_{ref} = 1 \text{ bar}$
 - $T_{ref} = 298 K$
-

4.1.1. Compresor

El compresor se encarga principalmente de aumentar la presión de nuestro fluido para que este llegue en condiciones óptimas a la combustión en la cámara. Esta compresión se produce a lo largo de diferentes etapas de compresor, de manera que la turbomáquina le proporciona energía al fluido durante su paso por esta.

El compresor esta formado por etapas de estator y de rotor. En el estator se pretende transformar la energía cinética del fluido en energía de presión, mientras que en el rotor aumentan ambas energías. Además hay que tener en cuenta que las ecuaciones que gobiernan el compresor internamente, algunas están referenciadas a los ejes móviles del rotor. El objetivo de este bloque no es investigar la geometría del compresor ni de sus ecuaciones internas, por lo que nos centraremos en sus 3 parámetros más importantes como son la relación de compresión (π_c), el gasto másico que lo atraviesa (\dot{m}) y el rendimiento isentrópico (η_c).

En lugar de elegir el gasto masico se decide utilizar como magnitud característica el gasto corregido, cuya definición es:

$$\dot{m}_{c,comp} = \dot{m} \frac{\sqrt{\left(\frac{T_{01}}{T_{ref}}\right)}}{\frac{p_{01}}{\sqrt{p_{ref}}}} \cdot \sqrt{\gamma_{ref}} / \sqrt{\gamma_c} \quad (4.1)$$

Donde \dot{m} es el gasto másico que pasa por el compresor y se ha calculado con las condiciones de diseño. Las variables termodinámicas son las de entrada al compresor. Al determinar el empuje (E) en diseño y el empuje específico (E_e) podemos calcular el gasto que pasa por el compresor de la siguiente manera:

$$\dot{m} = \frac{E}{E_e} \quad (4.2)$$

En cuanto al calculo de γ_c se realiza de la siguiente manera en función de la temperatura:

$$\gamma_c = \frac{c_{pa}(T_{01})}{c_{pa}(T_{01}) - R} \quad (4.3)$$

Debido a los órdenes de magnitud y a la simplicidad gráfica de representar las 3 magnitudes en un mismo mapa, se decide representarlos en conjunto. Además, como sabemos, para definir un punto en un plano en 2D hacen falta 2 coordenadas, pero esto dadas las magnitudes del compresor y su comportamiento es difícil. En el siguiente mapa se define un mapa de compresor genérico:

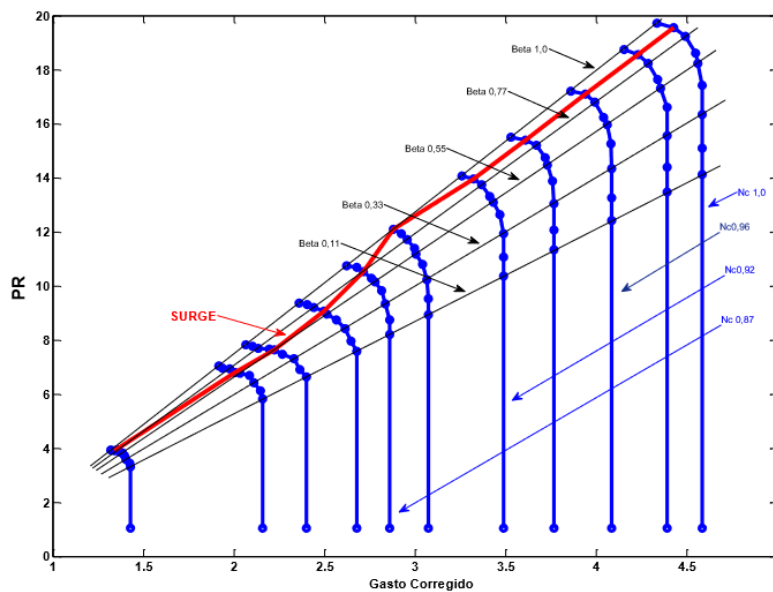


Ilustración 28: Mapa característico de compresor.

Como vemos dadas unas revoluciones corregidas (N_c) no es suficiente para interpolar en el mapa, por ello se define otro parámetro (β) que junto con (N_c) hará de variable adimensional para encontrar las magnitudes que rigen el compresor en cada punto de operación. Las revoluciones corregidas se definen como:

$$N_{c,comp} = \frac{N_{comp}}{N_{ref,c}} \sqrt{\frac{T_{01}}{T_{ref}} \frac{\gamma_c}{\gamma_{ref}}} \quad (4.4)$$

Las N_{ref} se calcularán para nuestras turbomáquinas dependiendo del punto en que las escalemos, y se mantendrán constantes. Se hará uso de unas revoluciones características en función del gasto en diseño como veremos a continuación.

Ahora mostraremos una grafica típica donde se muestra el rendimiento isentrópico de un compresor en función del gasto corregido.

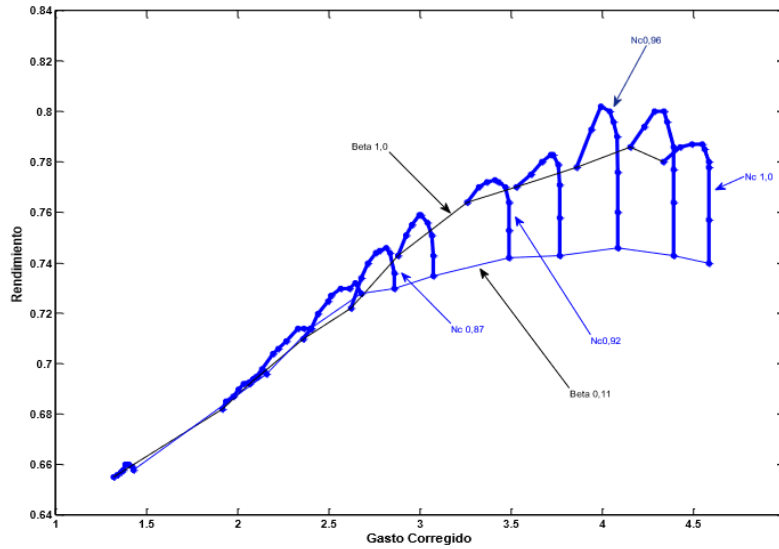


Ilustración 29: Gráfica de rendimiento isentrópico en un compresor

Una vez disponemos de nuestras variables independientes y de las tablas generalizadas de compresor se comprenden las 2 gráficas mostradas anteriormente. En nuestro caso usaremos un compresor de alta presión probado en un banco y cuyas tablas generalizadas se reflejan en el **Anexo A**.

Tras analizar estas tablas y comprobar que sus valores son coherentes, podemos representar las 3 graficas en un plano, como se ve a continuación:

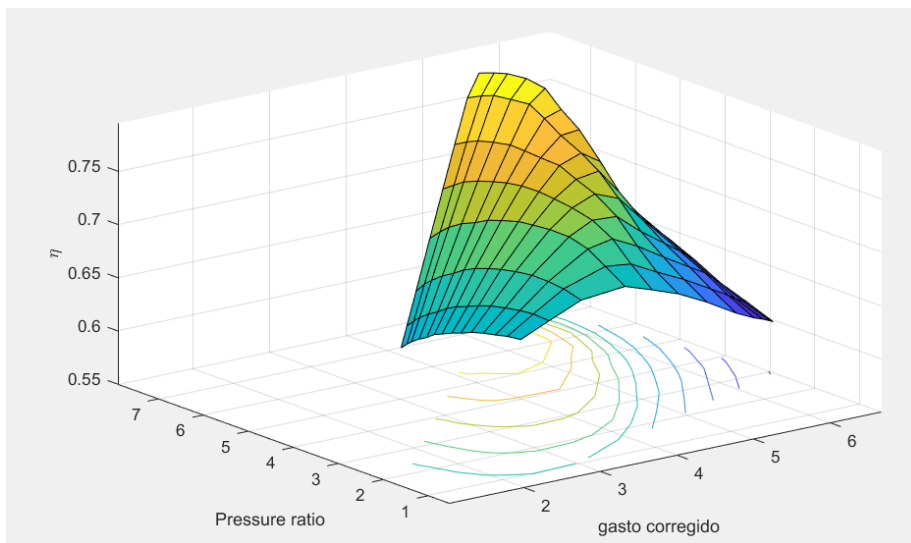


Ilustración 30: Rendimientos 3D de compresor.

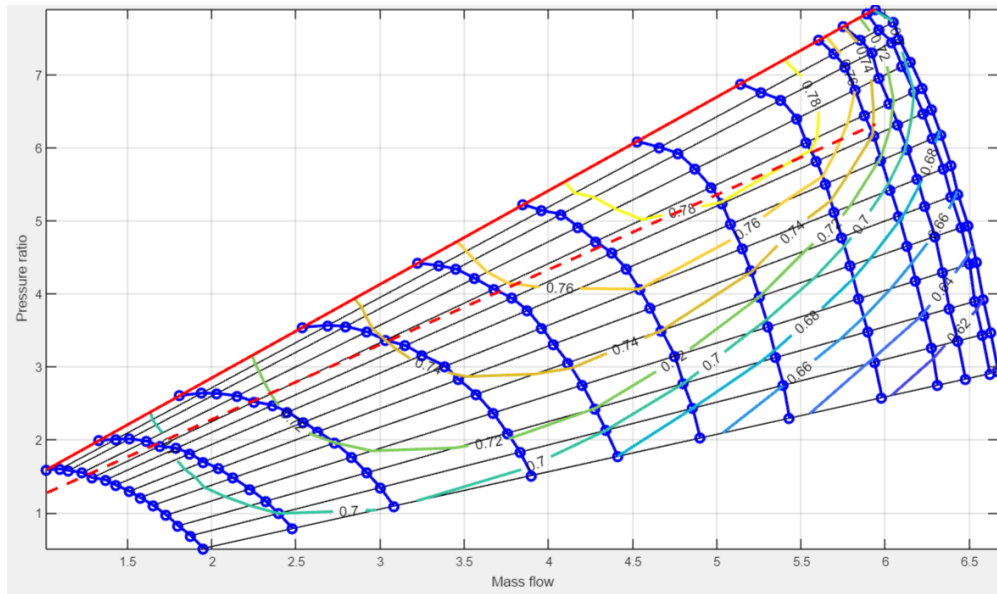


Ilustración 31: Mapa generalizado compresor 2D

Una vez disponemos de los mapas de compresor generalizados y con líneas isoclinas de rendimientos, tomamos la decisión de donde queremos escalar las turbomáquinas, es decir, escogemos un valor de N_c y otro de β que caracterizaran nuestra turbomáquina cuando la aeronave se encuentre operando en el punto de diseño. Pondremos un punto en nuestro compresor, y a partir de ahí calcularemos los factores de escalado de la siguiente manera:

- Factor de escalado de la presión:

$$F_{PR} = \frac{PR_{dis}}{PR_{gen}} \quad (4.5)$$

Donde PR_{gen} es la relación de compresión seleccionada en el mapa generalizado.

- Factor de escalado del gasto corregido:

$$F_{\dot{m}_c} = \frac{\dot{m}_{c,dis}}{\dot{m}_{c,gen}} \quad (4.6)$$

- Factor de escalado del rendimiento:

$$F_{\eta} = \frac{\eta_{i,dis}}{\eta_{i,gen}} \quad (4.7)$$

En los 2 últimos factores el subíndice *gen* tiene el mismo significado que en el primero.

Una vez disponemos de nuestros factores de escalado multiplicamos las tablas mostradas anteriormente por los factores, generando un nuevo mapa de compresor que será el de nuestra turbomáquina. En la siguiente imagen se muestra un ejemplo de compresor escalado.

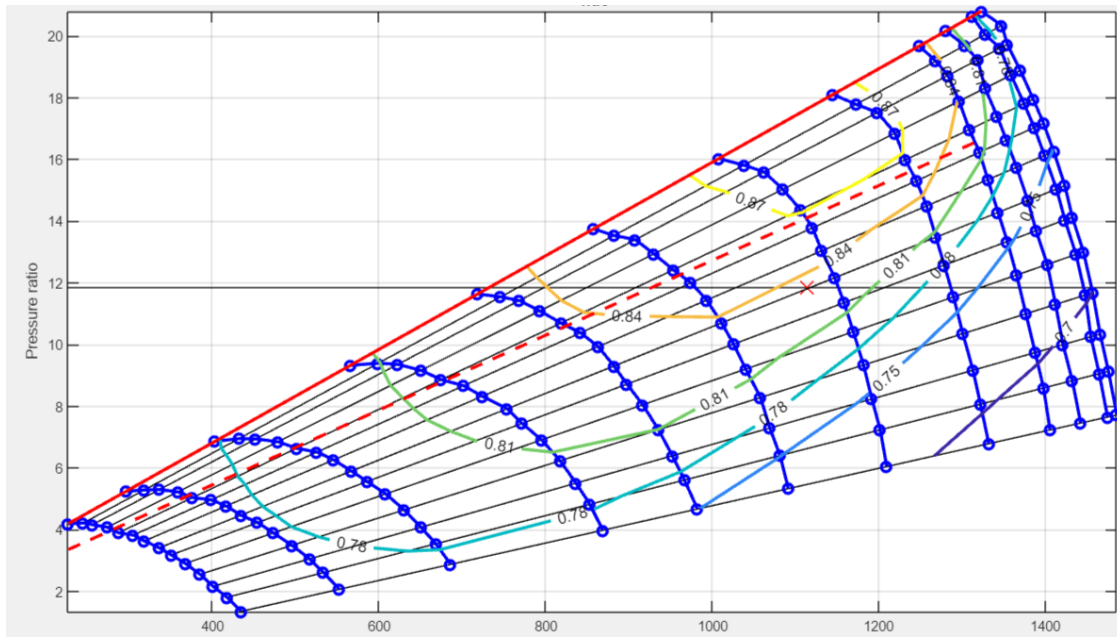


Ilustración 32: Ejemplo mapa compresor escalado.

Se puede apreciar en el mapa escalado una línea discontinua roja, la cual nos indica el limite de bombeo, de manera que, si en algún punto de operación o de la misión pasamos esa línea, esto debe de alertarnos de cambiar algún punto en el diseño de nuestro turborreactor, ya que el compresor entraría en bombeo siendo incapaz de asimilar todo el gasto de operación. Para esta línea de bombeo se ha considerado un **20 %** de la línea limitante superior del mapa de compresor.

Además de escalar los mapas, debemos de calcular las revoluciones de referencia (N_{ref}) del compresor en el punto de diseño, que bien se mantendrán constantes también fuera de este. Para ello establecemos una ley funcional de revoluciones típicas del compresor en función del gasro de la siguiente manera:

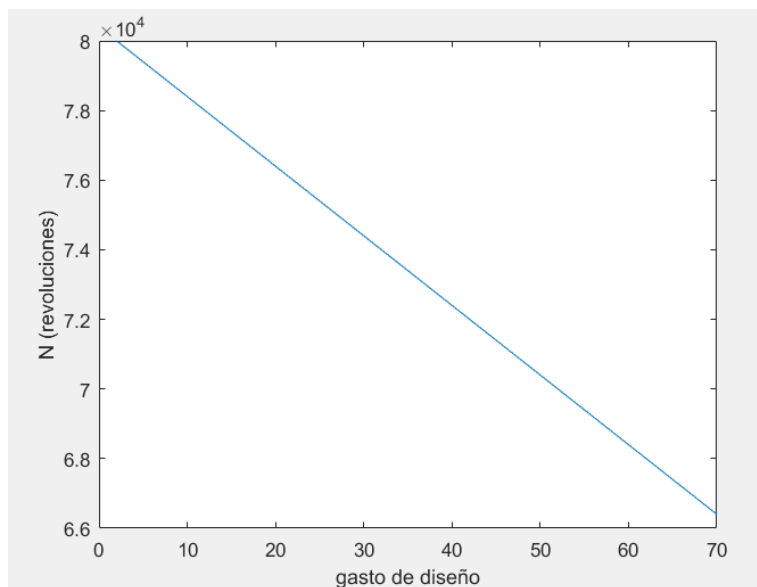


Ilustración 33: Ley funcional revoluciones.

A partir de aquí podremos calcular las revoluciones en nuestro punto de diseño, pudiendo despejar las revoluciones de referencia como sigue:

$$N_{ref,c} = \frac{\frac{N_{comp}}{N_{c,comp}}}{\sqrt{\frac{T_{01}}{T_{ref}} \sqrt{\gamma_c}}}} \quad (4.8)$$

Estos cálculos de los factores de escalado y de las revoluciones de referencia se han realizado en una función desarrollada por nosotros partiendo de los valores de las variables termodinámicas en el punto de referencia y de los puntos de escalado en el mapa generalizado.

La función se denomina: **escalado_turbomaquina**

Ahora pasaremos a inspeccionar el escalado y características de los mapas de turbina.

4.1.2. Turbina

El modus-operandi para el escalado de la turbina será análogo al descrito anteriormente en compresor.

La diferencia principal entre el compresor y la turbina es que el objetivo de la turbina es entregarle la potencia demandada al compresor extrayéndole energía al fluido. Esto se consigue a través de etapas de rotor y de estator al igual que en el compresor solo que en este caso el fluido entrega energía de presión a la turbomáquina en las etapas de estator y rotor.

Además, como este proceso es más favorable naturalmente, la turbina comprenderá de rendimientos isentrópicos mayores que los de compresor y sin tener el riesgo de entrar en bombeo en algún punto de la operación. Debido a esto el compresor es el elemento limitante (crítico) en el diseño de las turbomáquinas del turborreactor.

Las magnitudes de referencia usadas en turbina para los factores de escalado serán las mismas que en caso del compresor.

Ahora el gasto corregido de turbina se definirá de la siguiente manera:

$$\dot{m}_{c,tur} = \dot{m}_t \frac{\sqrt{\left(\frac{T_{03}}{T_{ref}}\right)}}{\sqrt{\frac{p_{03}}{p_{ref}}}} \cdot \sqrt{\gamma_{ref}} / \sqrt{\gamma_t} \quad (4.9)$$

Donde \dot{m}_t es el gasto que recorre la turbina en el punto de diseño y ahora las magnitudes termodinámicas son a la entrada de la turbina y no a la entrada del compresor. Se puede calcular el gasto de turbina de la siguiente manera:

$$\dot{m}_t = (\dot{m} + \dot{m}_f - \dot{m}_s) \quad (4.10)$$

En cuanto al cálculo de γ_t se realiza de la siguiente manera en función de la temperatura:

$$\gamma_t = \frac{c_{pa}(T_{03})}{c_{pa}(T_{03}) - R} \quad (4.11)$$

Se intentará por lo tanto acoplar las 3 variables características en un mismo plano, con las mismas variables independientes. La siguiente ilustración nos muestra un mapa generalizado típico de turbina con su presión de expansión:

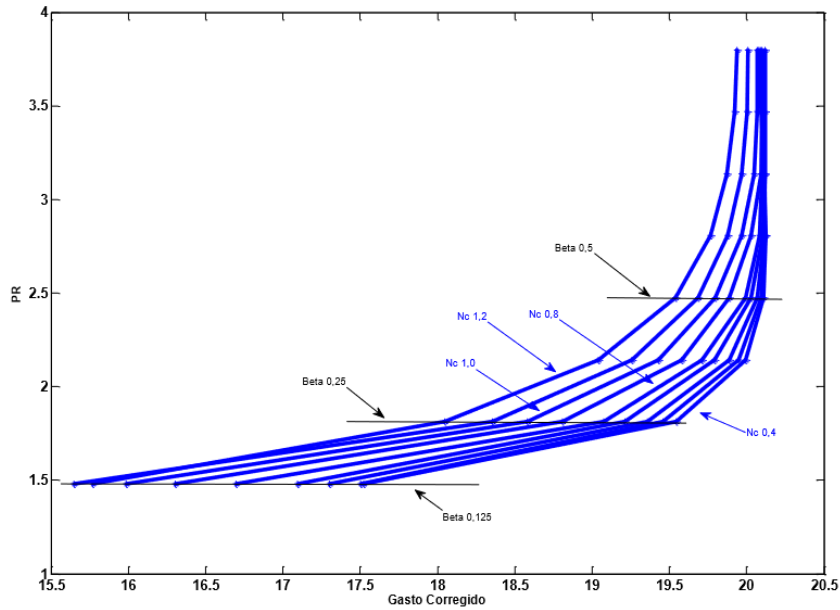


Ilustración 34: Mapa generalizado estándar de turbina con su relación de expansión.

Como se puede ver las líneas de $N_c = cte$ ahora están mas juntas que antes siendo mas difícil su visualización y análisis, por lo que se decide representar en el eje de abscisas $gasto\ corregido \cdot N_c$ de manera que las líneas se separen entre si siendo mas fácil su visualización. En cuanto al rendimiento se tiene la siguiente grafica típicamente:

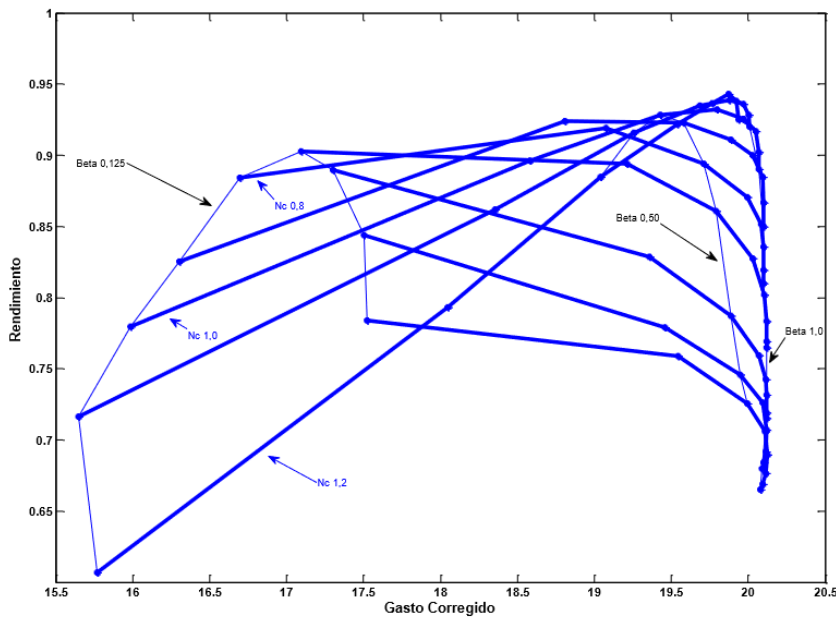


Ilustración 35: Mapa típico de rendimientos en turbina.

En el caso de turbina se ha escalado utilizando unos datos de una turbina de baja presión ensayada en un banco de la misma manera que el compresor. Para visualizar los datos generalizados usados en turbina remitirse al **Anexo B**.

Una vez analizadas las tablas y comprobado su buen funcionamiento se dispone a representar los rendimientos, (gastos corregidos x N_c) y relaciones de expansión en un mismo gráfico como se muestra a continuación:

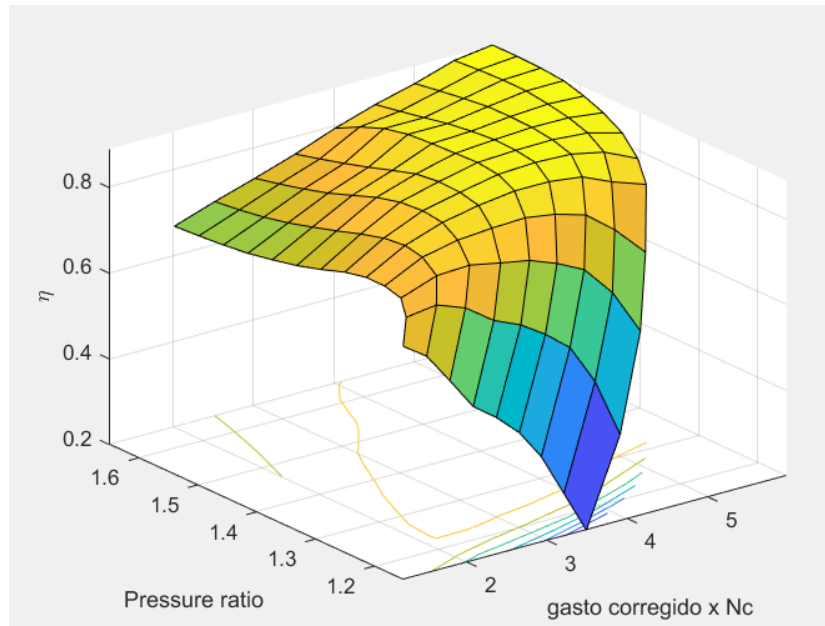


Ilustración 36: Rendimiento 3D turbina.

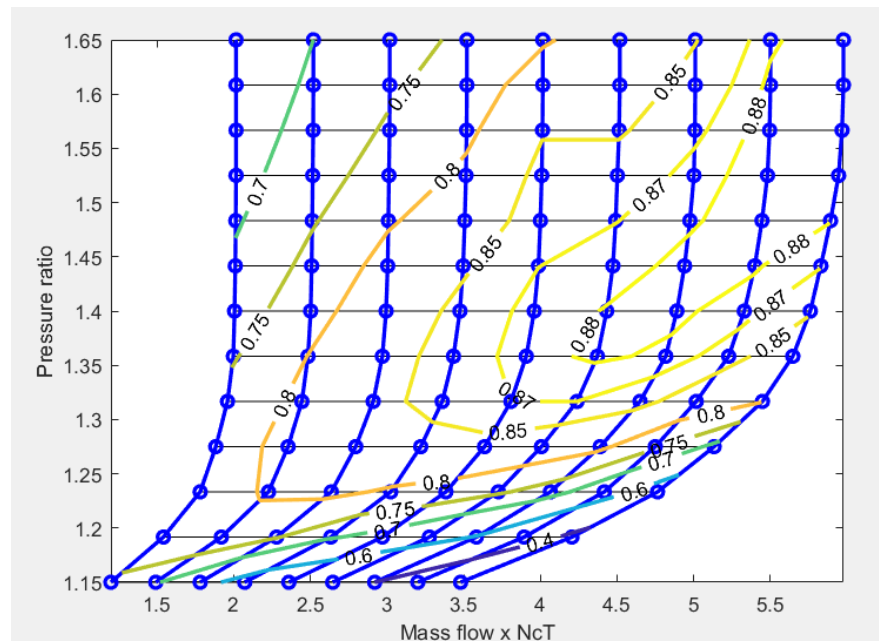


Ilustración 37: Mapa generalizado turbina 2D.

En la grafica se puede observar como ahora las líneas de $N_c = cte$ están mas separadas para un mejor manejo de la información, estando representadas encima las isóclinas de rendimiento isentrópico.

En cuanto a los factores de escalado su cálculo es análogo a los de compresor solo que ahora se cogen las magnitudes termodinámicas y de operación características en la turbina. Tras el cálculo de los factores de escalado se puede representar el nuevo mapa de turbina, como se muestra en la siguiente imagen.

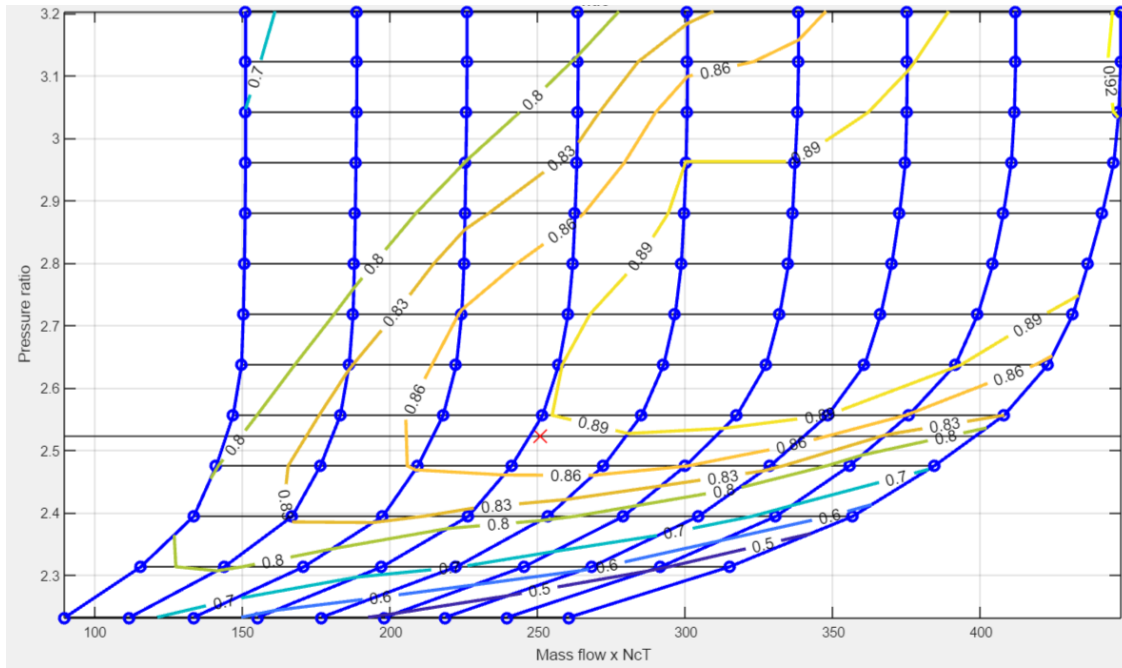


Ilustración 38: Mapa escalado turbina ejemplo.

En cuanto al cálculo de las revoluciones de referencia se realiza a través de las revoluciones de turbina de manera análoga a como se realizó en compresor, imponiendo la misma ley funcional con el gasto de diseño para que se tengan las mismas revoluciones y se cumpla la condición de contorno. Una vez impuesta la ley funcional y calculadas las revoluciones de turbina, las revoluciones de referencia en turbina se calculan de la siguiente manera.

$$N_{ref,t} = \frac{\frac{N_{tur}}{N_{c,tur}}}{\sqrt{\frac{T_{03}}{T_{ref}} \frac{\gamma_t}{\gamma_{ref}}}} \tag{4.12}$$

Estos cálculos de escalado se realizan internamente a la vez que los de compresor con la misma función nombrada anteriormente.

4.1.3. Resolución numérica del escalado

Para resolver esta parte inicial del proceso de diseño de turbomáquinas, se hacen uso de diversas funciones de enlace del usuario con el cálculo de los factores de escalado.

Funcion de cálculo de factores de escalado: (función 4.1)

```
outputs= escalado_turbomáquina(inputs)
```

Para calcular los factores de escalado se necesitan los puntos generalizados de las turbomáquinas. Esta función a su vez llama al sistema de ecuaciones del BLOQUE I lo que nos proporciona la otra parte de los factores de escalado, es decir, las variables en el punto de diseño. Para ello se hace uso de las funciones: (4.2, 4.3 y 4.4)

```
outputs= CAJA_NEGRA_SINPOST_EJES_offdesign(inputs)
```

Esta función se encarga de establecer los iterantes iniciales al sistema de ecuaciones del BLOQUE I así como de proporcionarle los parámetros tecnológicos necesarios. Las funciones del sistema de ecuaciones dependiendo

de si esta la tobera bloqueada o adaptada son las siguientes.

$$F = \text{ecuaciones_motoroptim_sinpostB_ejes1}(z)$$

$$F = \text{ecuaciones_motoroptim_sinpostA_ejes1}(z)$$

4.1.4. Casos excepcionales de escalado

En este apartado se comentarán casos críticos de escalado, en los que el punto elegido por el usuario no sea lo más adecuado posible. Esta situación se puede dar en el caso de que, al escalar los rendimientos isentrópicos de las turbomáquinas, estos den como resultados rendimientos mayores que la unidad. Esta situación es propensa a ocurrir en caso de que la elección del punto de escalado de las turbomáquinas se sitúe en rendimientos bastante más bajos que los de nuestro punto de diseño.

Para solucionar esta situación se introduce en la aplicación la posibilidad de recortar los rendimientos según los requerimientos del usuario. Internamente si ocurre esto se realiza un reescalado de la turbomáquina en los puntos que superen el rendimiento deseado, siempre manteniendo el rendimiento del punto de diseño constante.

Para ilustrar de forma general el proceso que se lleva a cabo en el escalado completo, se tiene el siguiente diagrama de flujo.

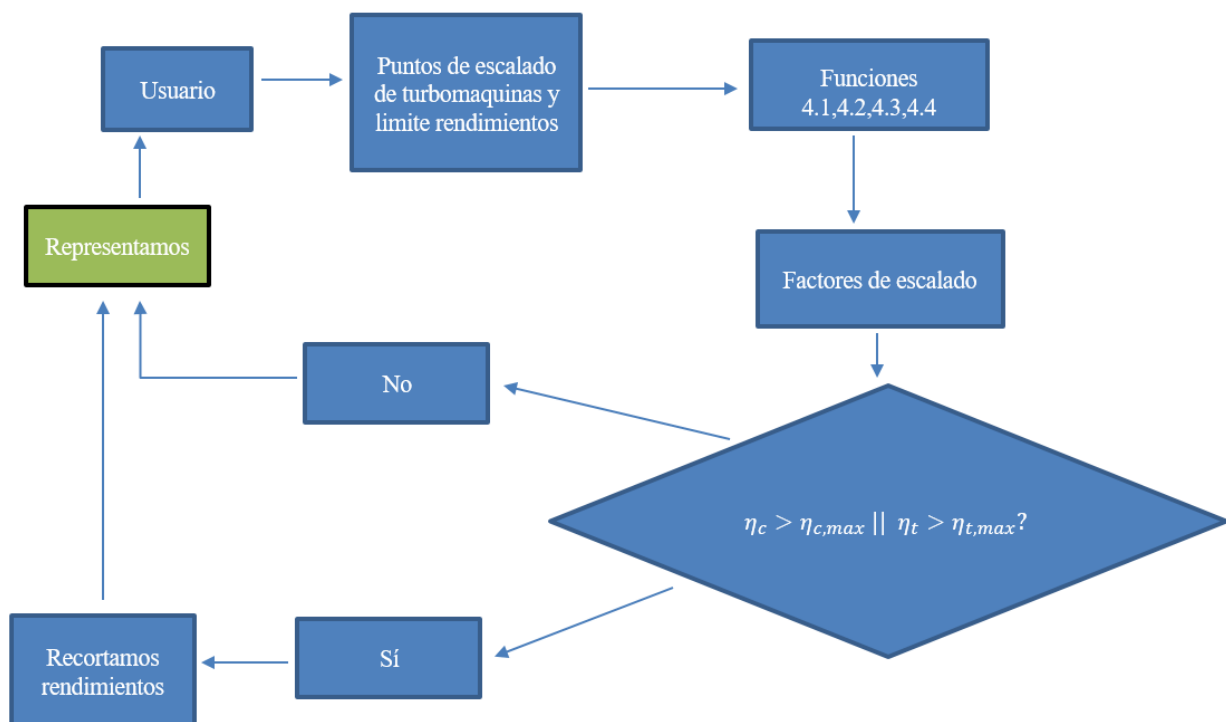


Ilustración 39: Diagrama de bloques escalado turbomáquinas.

4.2. Ecuaciones del ciclo extensivas.

En este apartado mostraremos las ecuaciones extensivas del ciclo aun sin tener en cuenta la activación del postcombustor. Las hipótesis en las que se fundamentan estas ecuaciones son las mismas que las que teníamos en el BLOQUE I.

A diferencia del bloque anterior ahora se tiene un mayor numero de ecuaciones y de incógnitas debido a que ahora no conocemos los puntos de turbomáquina en los que estamos operando, por ello estas ecuaciones deberán de aparecer de nuevo en el sistema.

La manera en la que se estructurará este apartado será la misma que en el bloque anterior, pasando por todos los

componentes del turborreactor, viendo de esta manera las ecuaciones asociadas a cada uno de ellos.

Estas ecuaciones mostradas a continuación regirán el turborreactor de manera genérica en puntos fuera de diseño, con turbomáquinas dimensionadas y diseñadas para que la mayor parte del tiempo la aeronave se encuentre en entornos del punto de diseño.

4.2.1. Difusor de entrada (0-01)

Datos de entrada:

-
- p_0
 - T_0
 - π_d
-

En este elemento como sabemos se aumenta la presión del fluido, pero se produce generalmente una caída de presión de remanso. Las ecuaciones que caracterizan este componente son idénticas a las que se utilizaban en el bloque anterior, es decir, las ecuaciones (3.3) y (3.4).

La evolución del fluido a lo largo del difusor es exactamente igual que la que se muestra en la ilustración 5.

4.2.2. Compresor (01-02)

A diferencia del bloque anterior ahora no conocemos la relación de compresión (π_c) en el punto de operación, la cual es variable. A su vez no nos interesan los rendimientos politrópicos que definen la turbomáquina en el punto de diseño, pero sin embargo nos interesan las tablas ya escaladas para poder interpolar internamente y obtener parámetros de operación del compresor en cada punto. Los datos para este componente son, por lo tanto:

-
- *Tablas de rendimientos compresor*
 - *Tablas de gastos corregidos compresor*
 - *Tablas de relaciones de compresión compresor*
 - *Rango de β_c en las tablas*
 - *Rango de $N_{c,comp}$ en las tablas*
 - *Revoluciones de referencia en el compresor ($N_{ref,c}$)*
 - T_{ref}
 - γ_{ref}
 - p_{ref}
 - R
-

Los rangos utilizados de las variables independientes son los siguientes:

beta_comp	0	0,07692	0,15385	0,23077	0,30769	0,38462	0,46154	0,53846	0,61538	0,69231	0,76923	0,84615	0,92308	1
Nc_comp	0,499	0,559	0,635	0,738	0,804	0,862	0,928	1	1,045	1,077	1,109	1,14		

Conocidos todos estos datos (que lo son tras el escalado) se puede abordar diferentes ecuaciones para resolver el ciclo.

Por una parte, se ha hecho uso de la ecuación de Gibbs-Duhem (3.5), así como de la definición de relación de compresión en la ecuación (3.6).

Además, el trabajo específico del compresor sigue siendo necesario para realizar posteriormente el acoplamiento de potencias, con lo que además se hace uso de la ecuación (3.8).

Ahora, y dado que el rendimiento isentrópico tampoco es conocido y ahora el problema es extensivo, necesitamos conocer los parámetros del compresor en cada punto de operación. Para esto es necesario a su vez conocer los valores de las variables independientes de la turbomáquina, las cuales tampoco son conocidas. Es necesario realizar el acoplamiento de revoluciones entre compresor y turbina así como establecer las definiciones de los parámetros de compresor para obtener las variables extensivas que realmente nos interesan. Por lo tanto, se añaden además las siguientes ecuaciones:

Ecuaciones de interpolación en el compresor:

$$\dot{m}_{c,comp} = f(\beta_{comp}, N_{c,comp}) \quad (4.13)$$

$$\pi_c = f(\beta_{comp}, N_{c,comp}) \quad (4.14)$$

$$\eta_{i,comp} = f(\beta_{comp}, N_{c,comp}) \quad (4.15)$$

Se deben de añadir las ecuaciones de definición de los parámetros del compresor, con lo cual además se incluyen las ecuaciones (4.1) y (4.4)

Aparte de las ya definidas hasta el momento, es necesaria la inclusión de la definición de rendimiento isentrópico.

$$\eta_{i,comp} = (h_{02s} - h_{01}) / (h_{02} - h_{01}) \quad (4.16)$$

Donde las diferencias de entalpías de remanso se calculan como $\Delta h = \int_{T_{0i}}^{T_{0f}} C_{p,a}(T) dT$

Ecuación de compatibilidad de revoluciones:

$$N_c = N_t \quad (4.17)$$

Vemos como la complejidad de las ecuaciones aumenta considerablemente, lo que se vera reflejado posteriormente en el tiempo de cálculo. En cuanto a la evolución del fluido a lo largo de la turbomáquina es exactamente igual que como se vio en el BLOQUE I.

4.2.3. Cámara de combustión (02-03)

En cuanto a este elemento las ecuaciones son exactamente iguales que las del bloque anterior, suponiendo inicialmente que tenemos de dato:

-
- η_{cc}

- H_p
 - T_{03}
 - ΔP_{cc}
-

Con lo cual si suponemos que nuestra variable interna conocida es T_{03} las ecuaciones son desde la (3.9) - (3.16).

La evolución es exactamente igual que la visualizada en el bloque anterior, produciéndose una caída de presión de remanso en su interior.

4.2.4. Turbina (03-04)

Esta turbomáquina es fundamental en el sistema de ecuaciones, y además aumenta bastante su complejidad al igual que el compresor. Esta complejidad extra es debida a que ahora no se conocen los parámetros que rigen la turbomáquina en el punto de operación en que nos encontramos.

Tenemos los siguientes datos de entrada en turbina:

-
- *Tablas de rendimientos turbina*
 - *Tablas de gastos corregidos turbina*
 - *Tablas de relaciones de compresión turbina*
 - *Rango de β_t en las tablas*
 - *Rango de $N_{c,tur}$ en las tablas*
 - *Revoluciones de referencia en la turbina ($N_{ref,t}$)*
 - T_{ref}
 - γ_{ref}
 - p_{ref}
 - R
-

Se mantienen las ecuaciones de Gibbs-Duhem (3.19) y la de balance de trabajos (3.17). Además de todas estas, y puesto que los parámetros característicos de la turbina no son conocidos, se deben de interpolar con las variables independientes en la turbina. Además, definir cada uno de los parámetros para poder calcular las variables que nos interesen. Para finalizar se debe establecer un balance másico entre la cámara de combustión y la turbina. Este balance se encontraba implícito en el balance energético de la cámara en el caso de compresor.

Ecuaciones de interpolación de turbina:

$$\dot{m}_{c,tur} = f(\beta_{tur}, N_{c,tur}) \quad (4.18)$$

$$\pi_t = f(\beta_{tur}, N_{c,tur}) \quad (4.19)$$

$$\eta_{i,tur} = f(\beta_{tur}, N_{c,tur}) \quad (4.20)$$

Se deben de añadir las ecuaciones de definición de los parámetros de la turbina, con lo cual además se incluye la ecuación (4.9).

Aparte de las ya definidas hasta el momento, es necesaria la inclusión de la definición de rendimiento isentrópico, de las vueltas corregidas de turbina y de la relación de expansión en la turbina.

$$N_{c,tur} = \frac{\frac{N_{tur}}{N_{ref,t}}}{\sqrt{\frac{T_{03}}{T_{ref}} \frac{\gamma_t}{\gamma_{ref}}}} \quad (4.21)$$

Donde:

$$\gamma_t = \frac{c_{pg}(T_{03})}{c_{pg}(T_{03}) - R} \quad (4.22)$$

$$\pi_t = \frac{p_{03}}{p_{04}} \quad (4.23)$$

$$\eta_{i,tur} = (h_{03} - h_{04}) / (h_{03} - h_{04s}) \quad (4.24)$$

Donde las diferencias de entalpías de remanso se calculan como $\Delta h = \int_{T_{oi}}^{T_{of}} C_{p,a}(T) dT$

Vemos como en la ecuación (4.28) definimos el ratio de presión como de expansión dado que en las tablas de turbina que tenemos está definido así.

Ecuacion de compatibilidad de gastos entre cámara de combustión y turbina:

$$\dot{m}_t = \sum_i \dot{m}_{1,i} \quad (4.25)$$

En cuanto a la evolución del fluido a través de la turbina, si surgen algunas dudas se puede remitir al esquema mostrado en el BLOQUE I.

4.2.5. Tobera convergente (05-6)

Se considera tobera convergente ya que las convergente-divergentes no tienen tan buen comportamiento durante todo el tramo del vuelo, necesitando modificar sus características geométricas. Por lo tanto, y basándonos en la simplicidad de la tobera, se decide tomar tobera con condiciones de operación fijas, pudiendo cambiarse única y exclusivamente en caso de activación del postcombustor como se explicará posteriormente.

Datos de entrada en tobera:

-
- π_{tb}
 - $A_{diseño}$

- P_0

La consideración de postcombustor se analizará posteriormente. Mientras tanto en la tobera se mantienen todas las ecuaciones iguales que en el bloque anterior, es decir, desde (3.22) - (3.28).

Debido al conocimiento del área en diseño (la cual se mantendrá constante en operación normal), añadimos otra ecuación de compatibilidad de gastos entre turbina y tobera que es como sigue:

$$\dot{m}_t = \dot{m}_{tb} = C_6 \cdot \rho_6 \cdot A_{diseño} \quad (4.26)$$

Donde sabemos que $\rho_6 = \frac{p_6}{R T_6}$.

La evolución del fluido a lo largo de esta componente se puede visualizar en el bloque anterior, ya que no cambia nada.

4.2.6. Sistema de ecuaciones final e incógnitas

Tras nombrar todas las ecuaciones que componen el sistema tenemos un sistema compuesto por 35 ecuaciones y 35 incógnitas.

Además de estas incógnitas tenemos otros parámetros que debemos calcular. Debemos de calcular el empuje en cada punto de operación así como el consumo específico. De igual manera nos interesa saber la velocidad de salida en la tobera, así como el trabajo específico recibido por la turbina de manera que este debe de ser mayor que el ejercido por el compresor al fluido, debido a que hay un rendimiento mecánico que cuantifica las pérdidas mecánicas en la transmisión de trabajo. Estos parámetros se rigen por las siguientes ecuaciones.

Ecuación de calculo del empuje:

$$E = (1 - \text{sangrado} + f_1) \cdot C_6 \cdot \dot{m} - U \dot{m} + A_{diseño} (p_6 - p_0) \quad (4.27)$$

Donde el primer termino hace referencia al cambio de cantidad de movimiento entre la entrada y la salida del turborreactor, mientras el segundo se refiere al empuje generado por fuerzas de presión a la salida de la tobera.

En esta ecuación hemos debido de calcular otros parámetros previamente como C_6 o U , que se calculan como sigue:

$$C_6 = \sqrt{2 \int_{T_6}^{T_{04}} C_{p,g}(T) dT} \quad (4.28)$$

$$U = \sqrt{2 \int_{T_0}^{T_{01}} C_{p,a}(T) dT} \quad (4.29)$$

Ecuación de calculo de consumo específico:

$$TSFC = \frac{\dot{m}_f}{E} \quad (4.30)$$

Donde:

$$\dot{m}_f = f_1 \dot{m} (1 - \text{sangrado}) \quad (4.31)$$

4.3. Resolución numérica mapas de operación

En este apartado nos centraremos en la manera en que se ha procedido a la hora de resolver los mapas de operación a diferentes alturas. Se ha considerado representar las operaciones a diferentes alturas, las cuales son:

-
- *Cota nominal*
 - *70% cota nominal*
 - *Cota de despegue*
-

Además a cada una de estas alturas se le ha realizado un mallado de análisis con las variables de entrada necesarias. Ha sido necesario además construir funciones internas de enlace del sistema de ecuaciones con la interfaz para que la operación interna de los cálculos se realice con una mayor fluidez.

Se han contemplado 2 casos posibles para realizar el mallado a cada cota. La primera ha sido entrando como variables la temperatura en la cámara de combustión (T_{03}) y el mach de vuelo (M_0). La segunda ha sido entrando como variables el gasto de combustible en la cámara de combustión (\dot{m}_f) y el mach de vuelo (M_0).

La forma más intuitiva de realizarlo y la menos problemática es la primera forma de hacer el mallado, ya que el sistema de ecuaciones con el que se trabaja es menos sensible a la temperatura que al gasto de combustible. Por ello en el segundo tipo de mallado ha sido necesario realizar una adaptación de los gastos de combustible típicos para cada cota de vuelo, de manera que el problema se pueda resolver a la vez que los tiempos de cálculo no ascienden a niveles inaceptables para una buena versatilidad de la herramienta.

El objetivo principal de estos mapas es que el usuario pueda visualizar el comportamiento de la aeronave en diferentes rangos de altura, viendo el efecto que tienen los diferentes parámetros en el comportamiento de las turbomáquinas en todos los puntos de operación contemplados.

Además, previamente al cálculo de los mapas, se comprueba que la aeronave es capaz de despegar en las condiciones indicadas por el usuario como explicaremos a continuación.

4.3.1. Mallado con temperatura y número de mach.

Para este mallado se han utilizado de manera interna 3 funciones conectadas con la interfaz, la cual está conectada a su vez con las decisiones del usuario.

Función externa de iterantes iniciales: (función 4.5)

```
Outputs=CAJA_NEGRA_CONPOST_1EJE_offdesign(inputs)
```

Esta función tiene como objetivo principal la preparación de iterantes iniciales del sistema de ecuaciones, así como el suministro de ciertos parámetros necesarios en las ecuaciones (*P. ej. N_{ref} , Z_0 , M_0 , etc.*).

Esta función internamente y mediante la función predefinida de Matlab **fsolve** llama al sistema de ecuaciones iterando hasta llegar a una solución adecuada.

En cuanto a las variables de entrada de la función vemos que están las revoluciones de referencia de turbina y compresor constantes en la operación, la altitud, número de mach y temperatura de fin de combustión que

estemos barriendo en cada momento. Además, también es necesario introducir los mapas escalados para poder interpolar posteriormente.

En esta función vienen también dadas de forma global las variables termodinámicas y tecnológicas restantes en el punto de diseño, necesarias para la resolución del sistema.

Las variables termodinámicas de diseño se utilizan para establecer las condiciones iniciales en la primera iteración del mallado, por lo que es necesario desde la interfaz proporcionar la iteración en la que nos encontramos.

Además esta función como vemos también recibe variables como la temperatura de postcombustión por si este estuviera activado y una variable bandera que indica si el postcombustor esta activado o no

En cuanto a las variables de salida que se obtienen tenemos que sacar tanto las variables de operación (E y $TSFC$) como las variables a nivel de turbomáquina ($\beta_c, \beta_t, N_{c,comp}, N_{c,tur}$) para poder representar también la operación completa encima de los mapas de turbomáquina pudiendo comprobar que la operación es posible en cada punto.

Funciones de sistemas de ecuaciones bloqueados o adaptados. (funciones 4.6 y 4.7)

Tenemos dos sistemas de ecuaciones, cada uno de ellos para un estado de la tobera.

```
F = ecuaciones_offdesign_sinpostB_ejes1(inputs)
```

```
F = ecuaciones_offdesign_sinpostA_ejes1(inputs)
```

Estas funciones se llaman desde la anterior una vez preparadas las condiciones iniciales así como recibidas las variables necesarias para la resolución.

Se ha de comentar que antes de comenzar con la formación de mapas de operación completos, se comprueba que el avión puede despegar imponiendo un empuje necesario en despegue. Además se le proporciona a la función 4.1 la altitud de vuelo y se impone la temperatura máxima a la salida de la cámara de combustión asociada al nivel tecnológico con el que estamos trabajando. Esto es así porque el mayor empuje desarrollado posible se da cuando esa temperatura sea máxima, obteniendo una mayor compresión y con ello mayor velocidad de salida.

Para el cálculo de las propiedades fluidas de ha desarrollado otra función que devuelve el calor específico y que tiene la siguiente estructura: (función 4.8)

```
C_p = lib_coefficients_Cp(inputs)
```

Para la cual se ha usado además la función predefinida de Matlab **quadgk** que utiliza cuadratura numérica de las integrales..

Comentar que para estos mallados las temperaturas y números de mach barridos son los siguientes:

Numero de mach: $M_0 \in [0.3 \cdot M_{diseño}, M_{diseño}]$

Temperaturas: $T_{03} \in [T_{03,max}, T_{03,max} - 250] K$

Ahora, Veremos un diagrama de flujo del procedimiento de obtención de los mapas de operación barridos por temperatura:

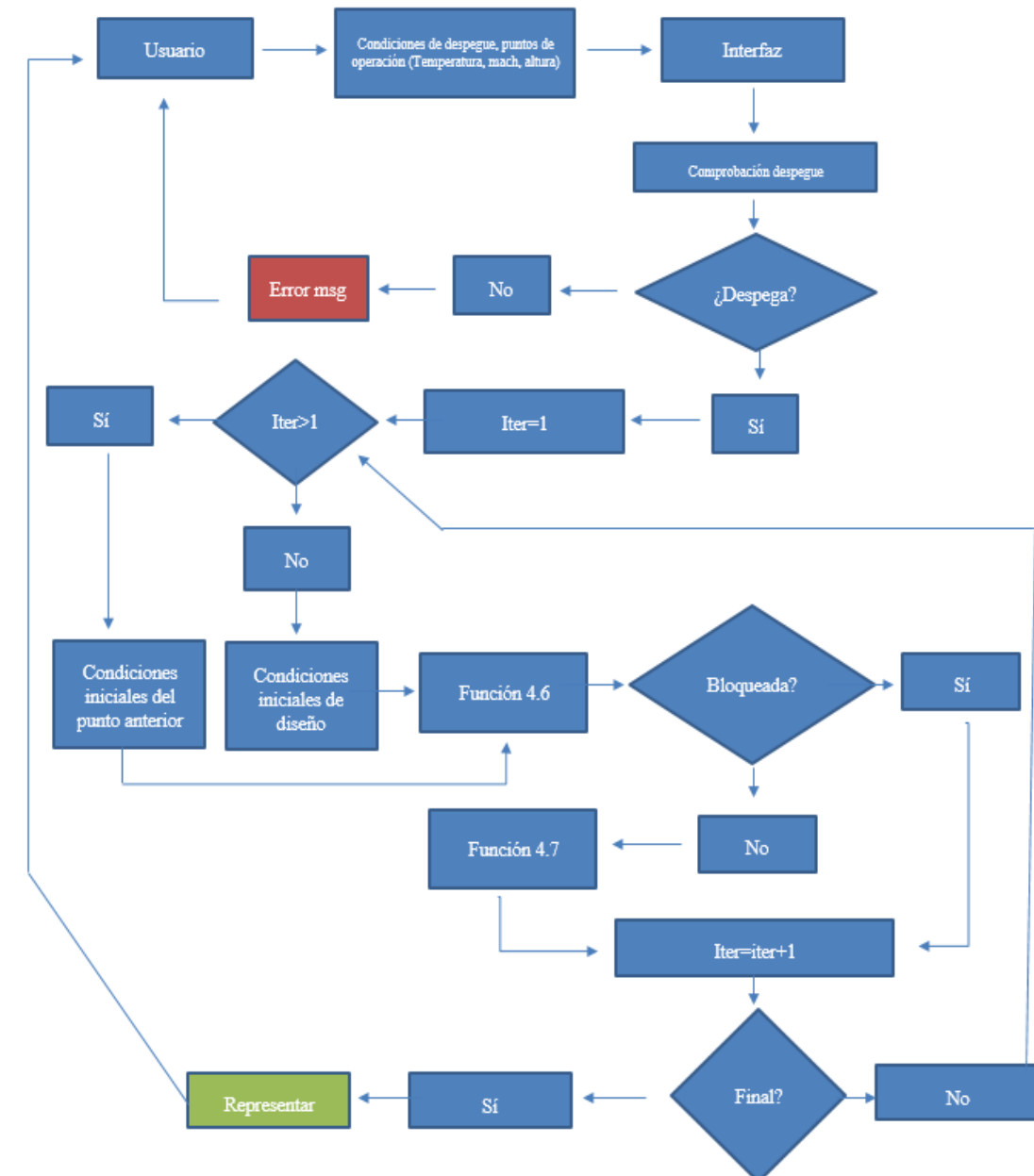


Ilustración 40: Diagrama de bloques mapa operación con temperaturas como parámetro.

Tras la visualización de este diagrama se nos queda mas claro el funcionamiento interno a la hora de calcular los mapas de operación mediante temperatura.

4.3.2. Mallado con consumo de combustible y número de mach

En este caso las ecuaciones internas cambian ligeramente respecto a las del mallado anterior, dado que ahora la variable de barrido es el gasto de combustible (\dot{m}_f) en lugar de la temperatura de combustión (T_{03}).

Para sacar estos mapas de operación se comprobará igualmente si el avión puede despegar, pero esta vez el usuario deberá de proporcionar además el gasto de combustible en el despegue.

Se harán uso de otras 3 funciones internas para la resolución de este apartado.

Función externa de iterantes iniciales. (función 4.9)

```
outputs=CAJA_NEGRA_1EJE_offdesign_fuel(inputs)
```

Esta función tendrá las mismas variables de entrada que la anterior, dado que su comportamiento será el mismo, a diferencia de que se sustituirá la temperatura de fin de combustión por el gasto de combustible en cada punto. Para que no haya problemas en la resolución de este mapa, y dado que vamos a empezar resolviendo a nivel del mar, lo más probable si le ponemos las condiciones de diseño es que el sistema no converja. Por esto, se decidió establecer un consumo aproximado para cada cota de vuelo.

Pese a que finalmente solo se representaran las cotas de vuelo mencionadas anteriormente, de manera interna será necesario calcular alturas intermedias para que los saltos de altitud sean mas pequeños, haciendo mas posible asi la resolución del sistema.

Pese a que esto conlleva consigo un aumento de los tiempos de cálculo, se ha considerado más importante en este caso la fiabilidad del programa en este problema, ya que en otros softwares no se suele tener demasiado éxito al iterar con el gasto de combustible.

Estos son los gastos estimados para los 5 saltos internos de altitud calculados en este modo de mallado:

-
- *Altitud 1:* $\dot{m}_f \in [5,6] \text{ kg/s}$
 - *Altitud 2:* $\dot{m}_f \in [4,4,5] \text{ kg/s}$
 - *Altitud 3:* $\dot{m}_f \in [3,5,4] \text{ kg/s}$
 - *Altitud 4:* $\dot{m}_f \in [3,3,5] \text{ kg/s}$
 - *Altitud 5:* $\dot{m}_f \in [1,5,3] \text{ kg/s}$
-

Vemos como se ha intentado disminuir gradualmente el consumo de temperaturas al aumentar la altitud, dado que la densidad disminuye y con ello el gasto, por lo que el gasto de combustible requerido disminuye.

En cuanto a las funciones del sistema de ecuaciones son las siguientes. (4.10 y 4.11):

`F = ecuaciones_offdesign_fuel_sinpostB_ejes1(inputs)`

`F = ecuaciones_offdesign_fuel_sinpostA_ejes1(inputs)`

En estos sistemas de ecuaciones ahora la variable a calcular será la temperatura de fin de combustión, manteniéndose el número de incógnitas, solo que se debe sustituir el dosado por otra variable que incluya en combustible, para quedar el dosado como incógnita. Con lo cual se sustituye de la siguiente manera:

$$f_1 = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m} \cdot (1 - \text{sangrado})} \quad (4.32)$$

Además, esta vez y dado que anteriormente no era necesario por fijar temperaturas inferiores a las máximas permitidas, será necesario comprobar que $T_{03} < T_{03,max}$.

En cuanto a los barridos de numero de mach y de altitud se mantienen exáctamente igual que si calculáramos los mapas con barrido en temperatura.

En cuanto al diagrama de flujo del calculo en este caso varia ligeramente respecto al anterior quedándose como:

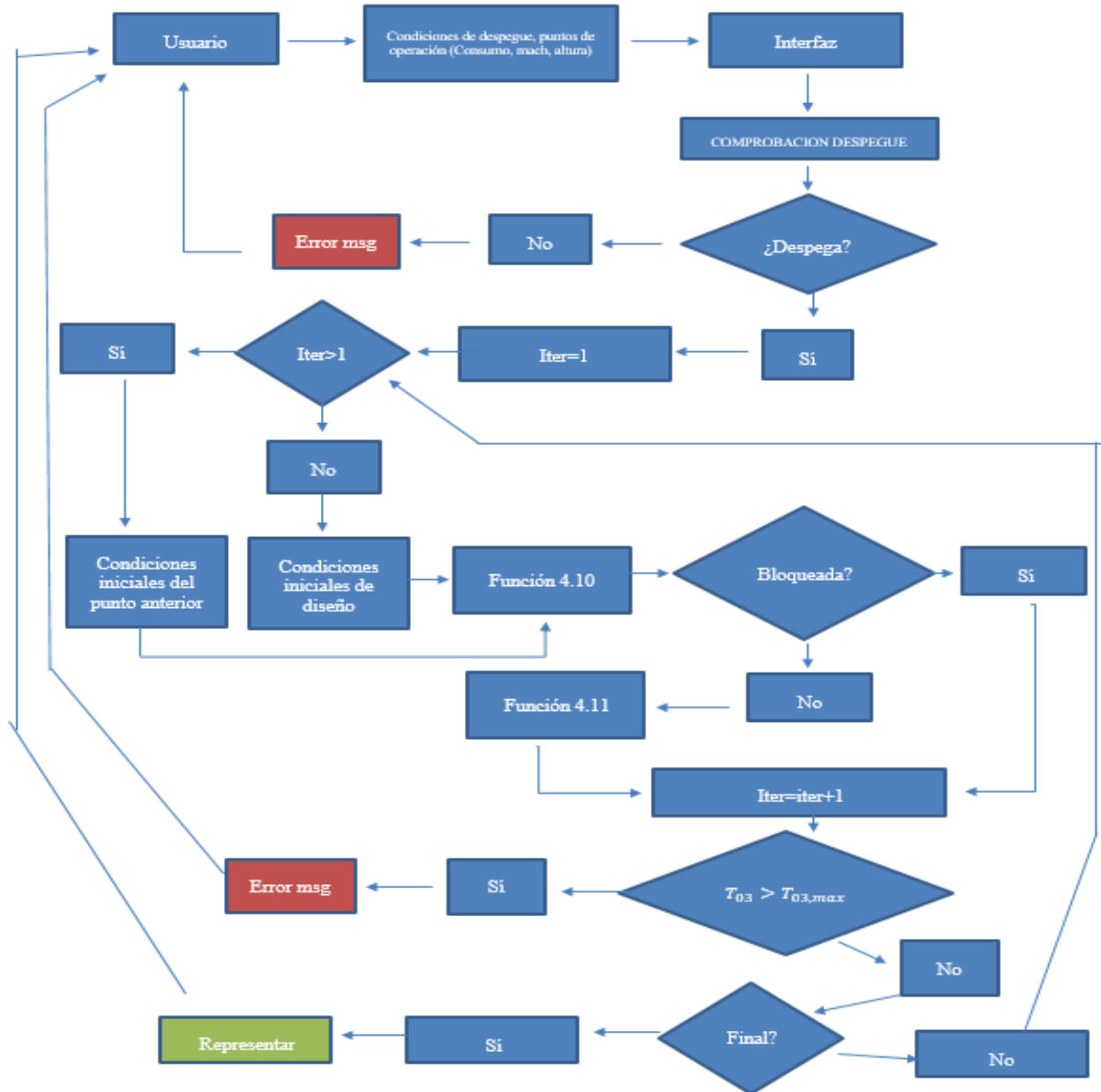


Ilustración 41: Diagrama de bloques mapa operación con combustible como parámetro.

Tras inspeccionar el comportamiento de resolución de los mapas de operación, ahora pasamos a analizar los cambios que supone contemplar la activación de postcombustor en un momento concreto de la misión.

4.4. Activación de postcombustor, resolución numérica

Esta situación numerosas veces es requerida debido a la necesidad de aumentar las prestaciones del turborreactor en un punto concreto, ya sea por una amenaza externa, ya sea por una condición crítica de fallo en la aeronave. Lo que ocurre cuando se activa este elemento es que el aire sobrante en la primera combustión en la cámara, y tras haber pasado por la turbina, vuelve a reaccionar con el combustible generando energía a través de una combustión.

Como es lógico, este nuevo gasto de combustible hace que el consumo aumente en ese momento, pero a su vez aumente puntualmente el empuje de la aeronave, de manera que ahora el flujo de salida por el área de la tobera es el siguiente:

$$\dot{m}_{salida} = (\dot{m}_{entrada} + \dot{m}_{f1} + \dot{m}_{f2} - \dot{m}_{sangrado}) \quad (4.33)$$

En este proceso lo interesante es obtener la mayor energía de la combustión mientras no se malgasta combustible. Pese a que muchas veces ese exceso de combustible se use para refrigerar la zona de la combustión, se debe de hacer un balance de que es lo mas conveniente si gastar menos combustible o si tener una mayor vida en servicio de los elementos de nuestro turborreactor.

En cuanto al sistema interno de ecuaciones, se ve variado ya que esta vez se deben de incluir las ecuaciones de la postcombustión, siguiendo el mismo procedimiento que se realizó en el BLOQUE I para obtener las ecuaciones de la primera combustión, como se indica en el apartado (3.1.5.)

En este caso el sistema de ecuaciones recibe por parte del usuario tanto el mach de vuelo (M_0) como la altitud de vuelo (z_0) a los que se quiere realizar la postcombustión. En este caso se ha decidido mantener como variables internas conocidas las temperaturas a la salida de la cámara y del postcombustor. Se impone por aplicación que las temperaturas a las que se realiza esta operación sean las máximas permitidas por los materiales que se esten usando, es decir:

$$T_{03} = T_{03,max} \quad (4.34)$$

$$T_{05} = T_{05,max} \quad (4.35)$$

Ahora pasaremos a inspeccionar las funciones utilizadas durante la activación de la postcombustión.

Funcion externa de iterantes iniciales: Es la misma que la usada en el barrido de la temperatura solo que en caso de activar el postcombustor llama a otro sistema de ecuaciones resolviéndolo mediante el uso del **fsolve** igual que en casos anteriores. (función 4.5)

En el caso de que haya postcombustor siempre se establecen los iterantes iniciales como las condiciones de diseño dado que solo calcularemos 1 punto de este tipo de operación y no será posible obtener iterantes iniciales de cálculos hechos previamente.

Funciones de sistemas de ecuaciones internas: (funciones 4.12 y 4.13)

```
F = ecuaciones_offdesign_conpostB_ejes1(inputs)
```

```
F = ecuaciones_offdesign_conpostA_ejes1(inputs)
```

Vemos como ahora el área de la postcombustión no tiene que ser la de diseño. Esto es debido a que normalmente en las aeronaves al activar el postcombustor se tiene la posibilidad de variar el área de salida de la tobera, para que el funcionamiento general del turborreactor sea correcto. En nuestro caso supondremos que es posible, y la introduciremos como un porcentaje del área de diseño (normalmente mayor que 100% dado que al aumentar la energía los requerimientos de área son mayores).

El proceso de optimización de la combustión se hará de forma iterativa, es decir, inicialmente se partira del área de diseño para unas condiciones de vuelo. Posteriormente si los resultados no son los requeridos el usuario tendrá la capacidad de cambiar el área aumentándola o disminuyéndola para conseguir con las condiciones de vuelo establecidas, el comportamiento requerido.

Posteriormente se visualizarán algunos ejemplos de cómo afecta este elemento al comportamiento de la aeronave, pero antes vamos a mostrar un diagrama de flujo del procedimiento de optimización del área de salida de la tobera.

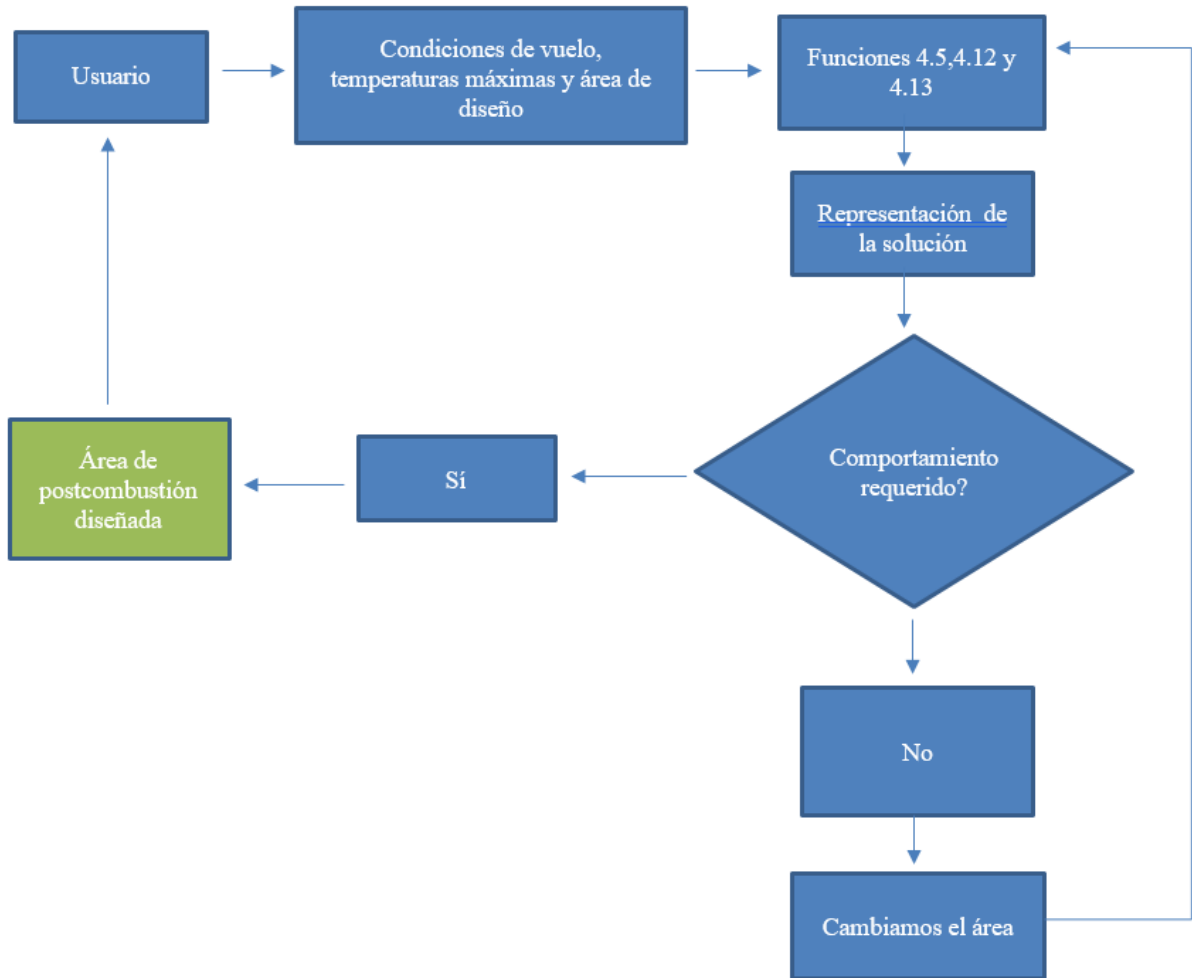


Ilustración 42: Diagrama de bloques de optimización de área de tobera en postcombustión

Tras analizar el comportamiento en toda la operación de nuestro turborreactor, pasaremos a analizar el comportamiento de éste en una misión concreta definida por el propio usuario, estableciendo la forma procedural en cuanto a la resolución numérica que conlleva este problema que se nos plantea.

4.5. Análisis de misión

Como parte del diseño de una aeronave, se debe de tener en cuenta que la planta motora diseñada cumpla las especificaciones en cada tramo de la operación.

Desde los comienzos de la ingeniería, la operación de un avión ha venido caracterizándose de manera intuitiva a través de la polar de un avión, la cual depende principalmente de las características aerodinámicas de la aeronave y del régimen de operación en que nos encontremos.

Esta polar del avión nos define unos requerimientos para la planta motora, ya que establece un coeficiente de resistencia de la siguiente manera simplificada:

$$C_D = C_{D0} + K \cdot C_L^2 \quad (4.36)$$

A su vez y conociendo las características de referencia geométricas de la aeronave, podemos obtener la resistencia como:

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S_{ref} C_D \quad (4.37)$$

Conocido este parámetro, el ángulo de cabeceo de nuestra aeronave, así como los requisitos de aceleración en ese momento, realizando balance de fuerzas externas sobre la aeronave podemos determinar el empuje requerido en cada momento de la operación.

Por lo tanto, y como nosotros hemos determinado el empuje en diseño de nuestra aeronave, se le puede asignar a nuestra aeronave una planta motora que se asemeje a esas características. A su vez, esa planta motora conllevará consigo una o varias aeronaves asignadas, de la cual como este proyecto no está focalizado en realizar el diseño aerodinámico se puede coger los requisitos de empuje dependiendo de la polar asignada a ese avión.

Debido a este hecho, el problema que se nos plantea requiere de la utilización de una ecuación adicional asociada al empuje, siendo ahora además incognita de nuestro sistema la temperatura de salida de la cámara de combustión (T_{03}).

En cuanto a la misión, no se ha contemplado añadirle postcombustión en ningún punto dado que esa opción ya está considerada en otra zona del diseño de la aeronave y si fuera necesario el usuario se podría referir a ella.

Nuestro sistema de ecuaciones se nos queda por lo tanto con 36 ecuaciones extensivas y 36 incógnitas, ya que se le ha añadido al sistema anterior la ecuación (4.27).

En toda misión tenemos que definir un perfil de misión como sigue, por lo que el usuario previamente a la resolución de su misión deberá de introducir 4 puntos de la misión, cada uno de los cuales vendrá definido por un empuje (E), un mach de vuelo (M_0) y una altitud de vuelo (z_0).

El perfil de la misión quedará definido por los siguientes puntos:

-
- *Final de despegue-inicio de subida*
 - *Final de subida-inicio de crucero*
 - *Final de crucero-inicio de descenso*
 - *Final de descenso-inicio de aterrizaje*
-

Siendo gráficamente como se muestra en la siguiente ilustración:

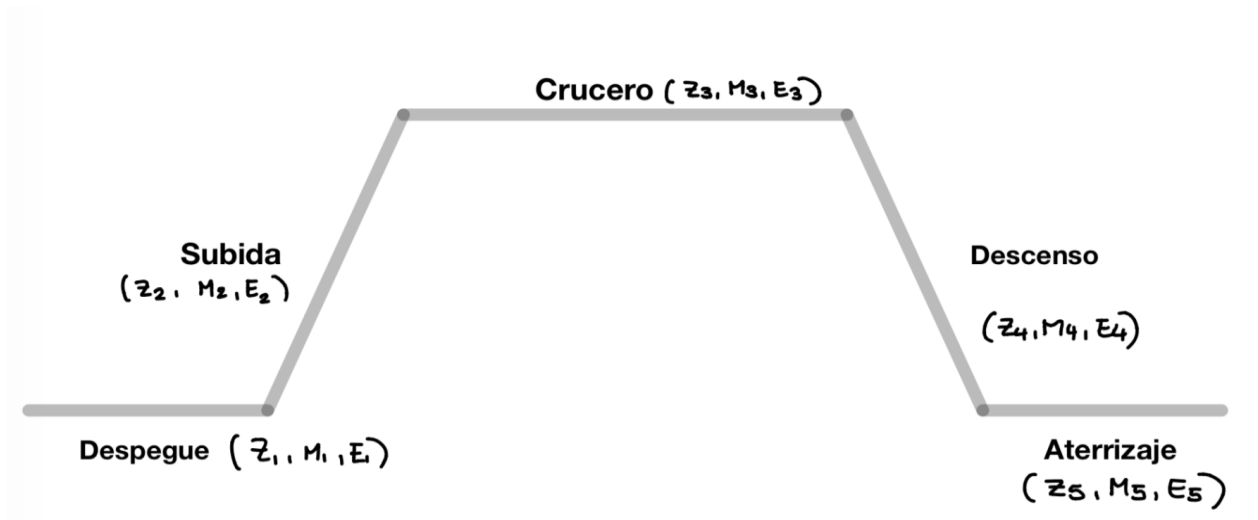


Ilustración 43: Perfil de misión definido por el usuario.

Una vez aclarada la variación de incógnitas entendido el concepto de misión relacionado con una aeronave,

pasemos a ver como se ha orientado numéricamente su resolución para que este implantada de la manera mas fiable posible en la aplicación.

4.5.1. Resolución numérica de la misión

Antes que nada, se debe de comentar que, al haber aumentado la complejidad del sistema, tendremos mayores problemas de convergencia en nuestro sistema. Principalmente este hecho viene provocado por la difícil convergencia de la ultima ecuación añadida.

Para que los tiempos de calculo no se vayan demasiado altos y los resultados obtenidos sean fiables, se ha decidido establecer el mismo sistema de iterantes iniciales que en el cálculo de los mapas de operación, es decir, utilizar de iterantes iniciales los resultados de la iteración anterior.

Debido a que el empuje es muy sensible a las variaciones de altitud, además se ha decidido calcular mas puntos intermedios de la misión, los cuales obtienen los datos de los 4 puntos proporcionados por el usuario. De esta forma, durante la subida, el empuje, el numero de mach y la altitud serán intermedias entre los dos puntos iniciales de la subida y mas cercanos a cada uno de ellos al acercarnos a ese punto. Igualmente se realizará esta operación durante la bajada. Durante la zona de crucero se ha decidido no hacer debido a que la variación de altitud en ese tramo es mínima no afectando tanto al sistema de ecuaciones.

Tras haber realizado diferentes pruebas se ha decidido establece 5 puntos en la subida, y otros 5 puntos en la bajada para establecer una relación de compromiso entre tiempo de cálculo y fiabilidad de la aplicación.

Sin embargo, y antes de comenzar con la resolución numérica de la misión, la aplicación comprobará si la aeronave puede despegar. La comprobación de que pueda despegar será afirmativa en caso de que el empuje sea mayor un 120% que el requerido teóricamente para despegar, así como que la temperatura de fin de combustión sea menor que la máxima permitida ($T_{03} < T_{03,max}$).

En el caso de que esta condición no se vea satisfecha, el usuario recibirá consejo de retocar diversos parámetros de diseño para conseguir el despegue. Algunos son los siguientes.

-
- *Aumento del número de motores*
 - *Cambio del punto de escalado de las turbomaquinas*
 - *Aumento del empuje en diseño ya que nuestras turbomáquinas pueden estar siendo requeridas por encima de sus posibilidades.*
 - *Cambio de las características de la misión.*
-

El problema de convergencia es un punto crítico durante el calculo, ya que queremos asegurar al usuario que nunca se quede colgada la aplicación. Para evitar esto se hizo uso del recurso de Matlab: **Try...catch**

Este recurso funciona de manera que intenta solucionar el sistema que nos concierne, y en caso de que no lo consiga, se remite a lo que haya incluido en el argumento de la parte **catch**.

La representación de la misión podrá visualizarse tanto en los mapas de la turbomáquina como en los mapas de operación, comprobando de esta forma si las turbomáquinas se comportan de manera adecuada.

Ahora pasaremos a enumerar las funciones utilizadas en el cálculo de la misión así como sus características principales.

Funcion externa de iterantes iniciales: (función 4.14)

```
outputs = CAJA_NEGRA_OPERACION_1EJE(inputs)
```

Esta función se encarga de proporcionarle al sistema de ecuaciones los iterantes iniciales pertinentes, así como los parámetros tecnológicos necesarios fijos en el sistema. Ahora el empuje es una variable de entrada de la función. Necesitamos como se podía predecir las matrices escaladas para poder interpolar los parámetros característicos de las turbomáquinas. Esta función se encargará de proporcionar como salida el consumo específico y los parámetros por los que nos estamos moviendo en la turbomaquina, ya que el empuje es conocido

e impuesto desde la interfaz.

Funciones de calculo del sistema de ecuaciones. (funciones 4.15 y 4.16).

$F = \text{ecuaciones_operacion_sinpostB_ejes1}(\text{inputs})$

$F = \text{ecuaciones_operacion_sinpostA_ejes1}(\text{inputs})$

En el caso de misión se ha considerado constante el área de la tobera e igual al área de diseño, a expensas de activar el postcombustor en un punto concreto de la misión.

Veamos por lo tanto un diagrama de flujo general del procedimiento de cálculo de las variables características durante la misión.

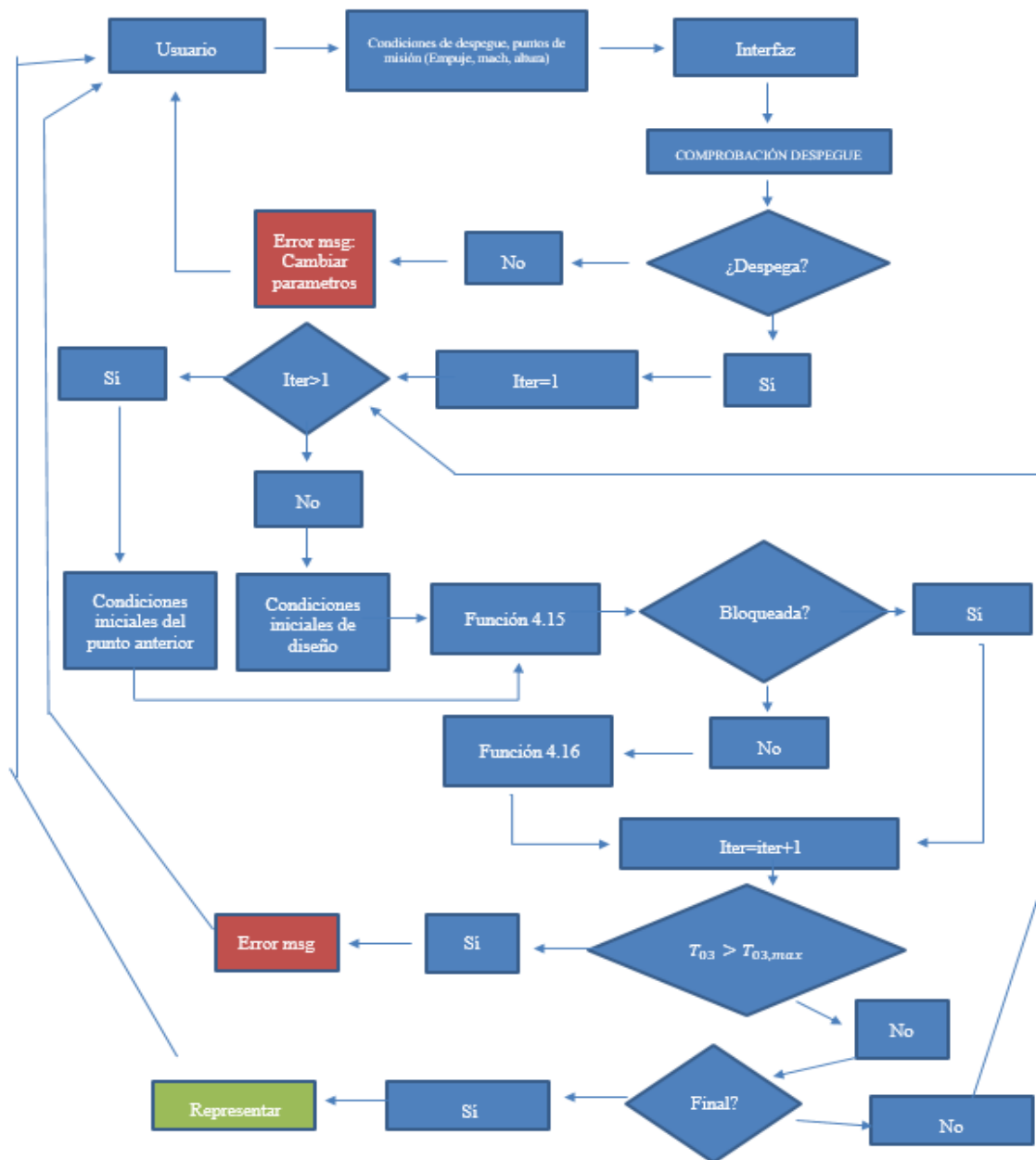


Ilustración 44: Diagrama de bloques calculo de misión.

Posteriormente se ilustrarán un par de ejemplos de misiones concretas, tanto exitosas como fallidas con el objetivo de ver que se tiene que hacer por parte del usuario en los diversos casos. Ahora se pasará a analizar la metodología llevada a cabo para la optimización de los tiempos y eficiencias de cálculo.

4.6. Métodos internos de optimización de cálculos

Normalmente la resolución de un sistema de ecuaciones de esta complejidad conlleva consigo la necesidad del refinamiento del código. El problema principal con el que lidiar consiste en proporcionar unos buenos iterantes iniciales para que el sistema pueda obtener la solución. Este apartado ya ha sido explicado con anterioridad y plasmado en los diagramas de flujo.

Además, y asociado a la “realidad” del problema planteado, se debe de poder continuar con la ejecución de la aplicación en caso de que sea un problema que no tenga solución, ya sea porque las turbomáquinas no esten bien diseñadas o porque la misión que estamos planteando es poco realista. En cuanto a este aspecto también se ha hecho referencia en apartados anteriores.

Por ultimo, y tema principal de este apartado, como se comentó inicialmente el objetivo de este proyecto es mejorar lo máximo posible el funcionamiento y versatilidad de codigos desarrollados con anterioridad. Para ello, se necesita de un código rápido que calcule los resultados a ser analizados posteriormente lo mas rápido posible.

Por ello, en el problema planteado por el bloque 2, se realiza (al igual que se realizo en el BLOQUE I) un cambio de variable adaptado a cada una de las variables con las que iterar en nuestro sistema de ecuaciones. Los cambios efectuados son los siguientes:

-
- *Temperaturas* → *divididas por 1000*
 - *Relaciones de compresión y presiones* → *divididas por 5*
 - *Gastos corregidos* → *divididos por 1000*
 - *Revoluciones* → *divididas por 100000*
 - *Gastos máxicos* → *divididos por 100*
-

Tras realizar estos cambios de variable y revisar las ecuaciones innecesarias igual que se hizo en el bloque anterior, el tiempo medio de cálculo de un punto de operación es de **7,5 s**.

Evidentemente vemos como respecto al bloque anterior los tiempos suben, pero esto esta relacionado con el aumento de la complejidad de nuestro problema, no siendo este tiempo de calculo demasiado crítico a la hora de calcular. Este tiempo se podría mejorar afinando más aun los iterantes iniciales, así como investigando otros algoritmos de cálculo para nuestro sistema.

Es interesante como veremos posteriormente saber como **interpolación en los mapas** de las turbomáquinas ya que nos será necesario conocer los rendimientos con los que estamos trabajando. Para ello se usará la función preprogramada de Matlab **interp2**. Esta función necesitará como datos el dominio de definición, que en nuestro caso serán las matrices de gasto corregido y relación de compresión (o expansión en caso de turbina), necesitarán los valores que toma la función en todos los puntos del dominio de definición, que en nuestro caso será la matriz de rendimientos. Además, necesitarán los puntos del dominio de definición donde queremos interpolar, que en nuestro caso serán valores de β y N_c que son las que estamos tratando como variables independientes de nuestro problema.

Este método explicado es bastante preciso dado el mallado de nuestro dominio, y en cuanto a tiempo de cálculo es bastante aceptable ya que suele tardar en interpolar cada punto menos de 1 s.

4.7. Interfaz BLOQUE II: Estructuración, funcionamiento interno y eventos posibles de usuario

En este apartado se intentará descifrar en la mayor profundidad posible el comportamiento, estructuración y versatilidad de la interfaz asociada al BLOQUE II. Para tener una visión más general de la interfaz en cada uno de los bloques es necesario además conocer las conexiones internas que se dan a la hora de almacenar variables, memorizar algún evento que ya se ha producido o advertir al usuario de posibles fallos cometidos en el diseño del turborreactor entre otras muchas cosas.

Para comenzar analizaremos los objetos que componen esta parte de la interfaz gráfica, analizando mediante diagramas de bloques sus conexiones internas, así como determinando su función a lo largo del diseño.

Para comenzar a ilustrar la situación inicial que nos encontramos cuando entramos en el panel del BLOQUE II, donde tenemos los siguientes tipos de objetos clasificándolos en función de su objetivo principal.

- *Objetos de selección*
- *Objetos de ejecución interna*
- *Objetos de representación*
- *Objetos de agrupación*
- *Objetos informativos*

A la hora de analizar la interfaz denominaremos a los objetos por la etiqueta que aparece en su representación en la ventana inicial, referenciándonos en todo momento a la siguiente imagen. Si hay algún objeto que no es visible inicialmente, se indicará de manera posterior como nos referiremos a él.

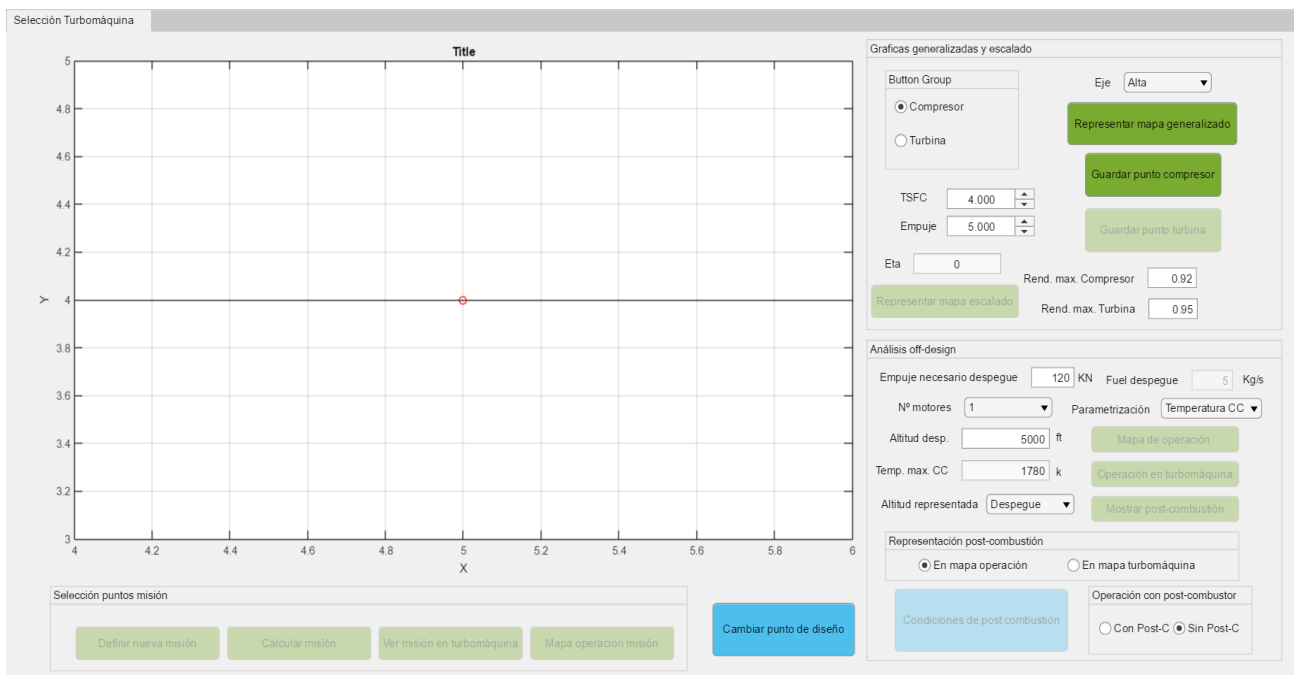


Ilustración 45: Panel inicial de la interfaz BLOQUE II.

4.7.1. Funcionamiento y conexiones de objetos de selección

Tendremos disponibles diferentes tipos de objetos cuyas funciones son muy variables. En este apartado nos centraremos en los objetos que al utilizarlos almacenan opciones o valores de variables que luego serán utilizadas por los objetos de ejecución a la hora de realizar los cálculos.

Veamos los objetos de selección al iniciar el panel de interfaz del BLOQUE II. (Ver ilustración 47).

Comencemos por el análisis de los que están activos inicialmente al iniciar el panel, indicando las conexiones directas con otros objetos de la interfaz.

Selector de turbomáquina:

Este selector nos sirve para seleccionar que turbomáquina diseñar, o representar en ese momento. Este tipo de objeto se denomina “Radio button group”, y su característica principal es que solo puede estar seleccionada una opción dentro del grupo. En este caso se ha decidido implementar este tipo de objeto ya que a la hora de escalar las turbomáquinas solo lo podemos hacer de una en una. Además, a la hora de representar los puntos de operación es mejor hacerlo por separado de manera que sea más clara la representación.

Debido a las especificaciones de este objeto sus conexiones internas con otros objetos son las siguientes. (ver ilustración 48).

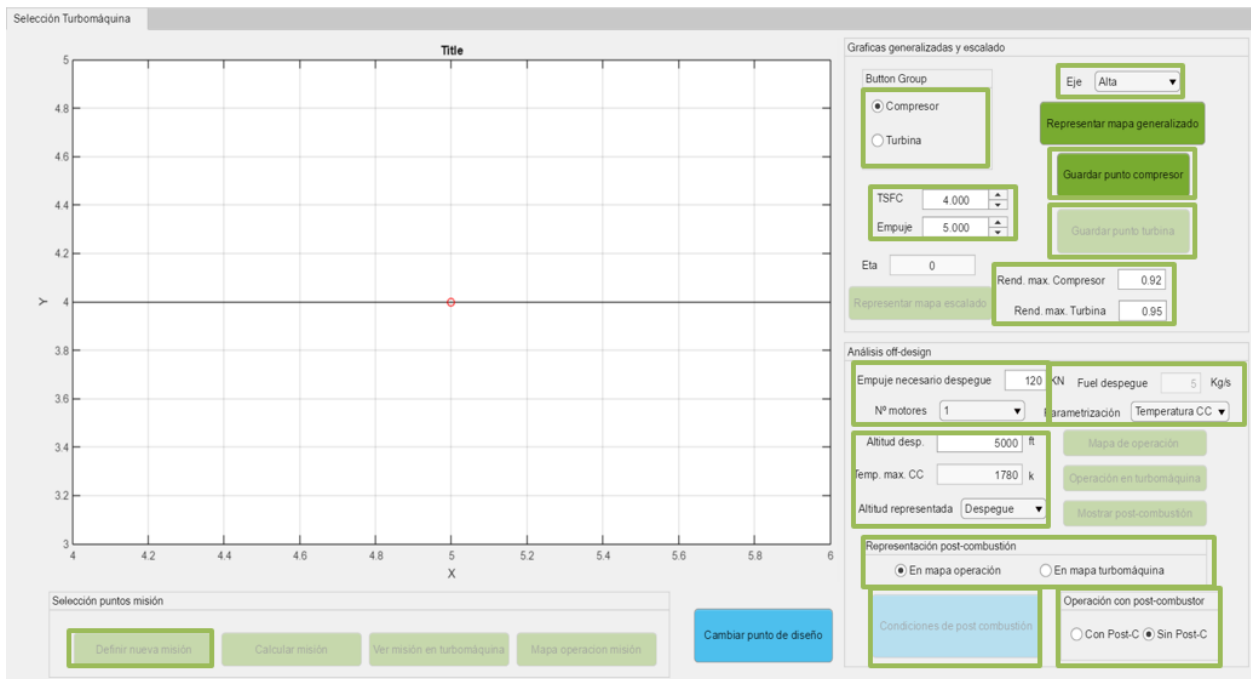


Ilustración 46: Objetos de selección en pantalla inicial interfaz BLOQUE II.

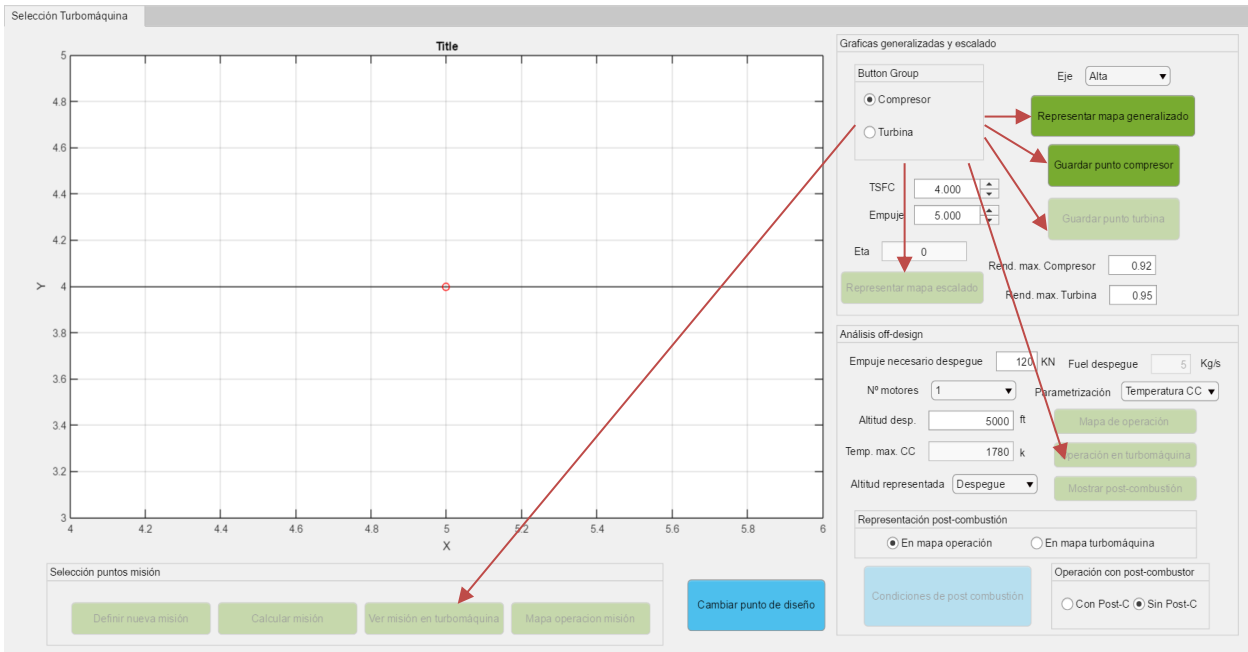


Ilustración 47: Conexiones selector de turbomáquina

Con el botón “Representar mapa generalizado” se comunica dándole información de que mapa debe de representar, si el de compresor o el de turbina. Con los botones de “Guardar punto compresor” y “Guardar punto turbina” se comunica permitiendo guardar uno u otro en función de la turbomáquina seleccionada.

Con el botón “Representar mapa escalado” también se comunica escalando ya sea el mapa de turbina ya sea el de compresor, para lo que previamente necesitamos haber guardado un punto sobre el mapa generalizado de la turbomáquina correspondiente.

Ademas, se comunica con los botones “Ver misión en turbomáquina” y “Operación en turbomáquina” de manera que a la hora de representar la misión o la operación encima de la turbomáquina las representan en turbina o en compresor, dependiendo de la seleccionada.

Selector de eje:

Este objeto es denominado como “DropDown” ya que al pulsarlo se despliegan hacia abajo las diferentes opciones de selección. Este botón esta orientado a versiones futuras de la aplicación cuando se implemente la posibilidad de tener un mayor numero de ejes. Actualmente la única opción es la de seleccionar 1 eje (el de alta).

Botones de almacenamiento de los puntos generalizados:

Estos 2 botones se encargan de almacenar el punto donde se escalan las turbomáquinas de manera continua durante la ejecución de la aplicación. En caso de que el botón se vuelva a pulsar, los valores de escalado pasaran a tener el valor de los spinner como ahora veremos posteriormente.

Las conexiones directas son las siguientes:

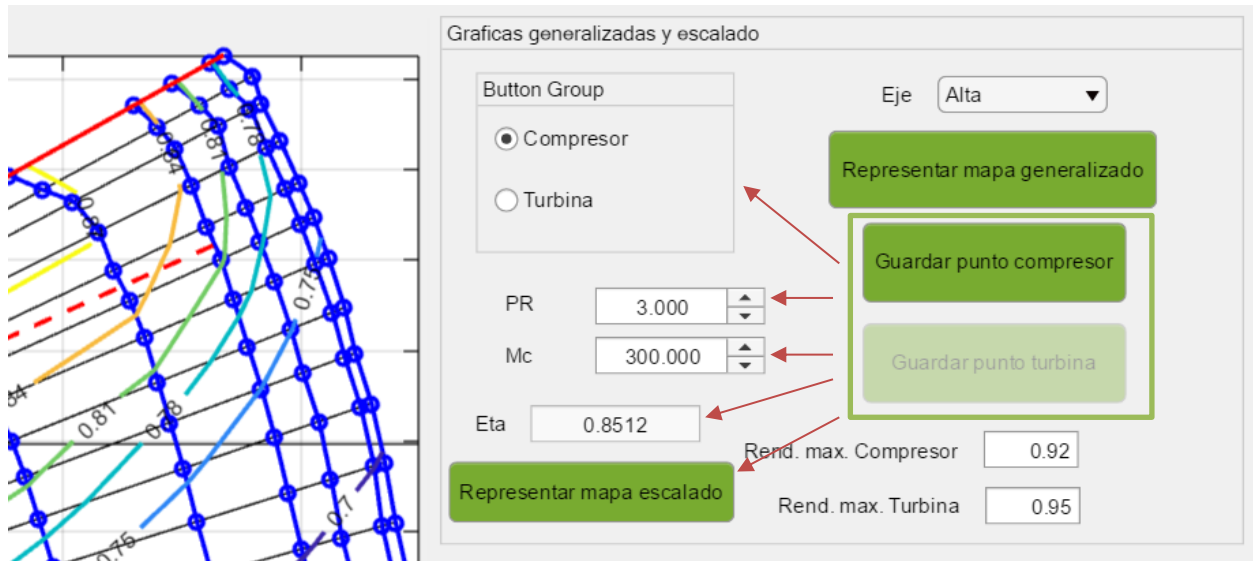


Ilustración 48: Conexiones almacenamiento de datos generalizados.

Vemos como aparte del selector de turbomáquina, se conecta con el escalado de las turbomáquinas ya los factores de escalado necesitan de los valores generalizados para calcularse.

Ademas se conecta con los “*Spinners*” relación de compresión, de gasto corregido y de rendimiento isentrópico, ya que en el momento en que pusamos los botones, los valores que se guardan son los que en ese momento tienen esos 3 campos.

Limitadores de rendimiento en turbomáquinas:

Estos campos de texto numéricos llamados “*Edit field*” son muy útiles a la hora de introducir datos por pantalla. En este caso los valores vienen por defecto, pero son modificables de manera que la limitación de rendimiento en el escalado sea la que el usuario considere oportuna en ese momento.

Las conexiones directas son las siguientes:

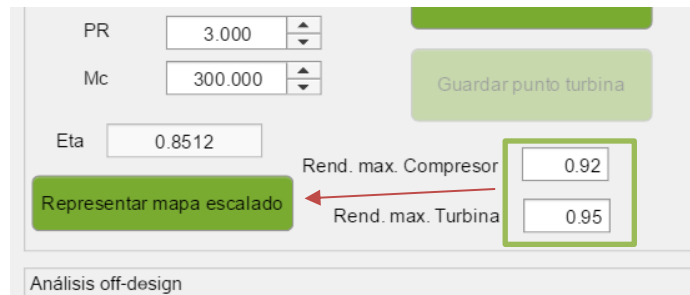


Ilustración 49: Conexiones de limitadores de rendimientos.

Vemos como la única conexión existente es con el escalado, ya que en caso de que los rendimientos escalados salgan por encima de esos valores, se recalculan los factores de escalado recortándolos a los valores indicados.

Spinners de movimiento e interpolación:

Estos elementos son denominados “*Spinners*” de manera que son utilizados principalmente para la selección de cualquier parámetro en la grafica. Se decidió introducir estos objetos ya que en este módulo no es posible la utilización de la función **ginput**. Además, activan un “*CallBack*” que se ejecuta instantáneamente mientras el valor de los spinners va cambiando, de manera que interpola los rendimientos de la gráfica que está representada en ese momento en caso de que proceda. El valor interpolado aparece en el “*Edit field*” inferior que no es modificable y que desaparece en caso de que la interpolación no proceda en el mapa representado.

Por tanto, visualmente las conexiones son las siguientes:

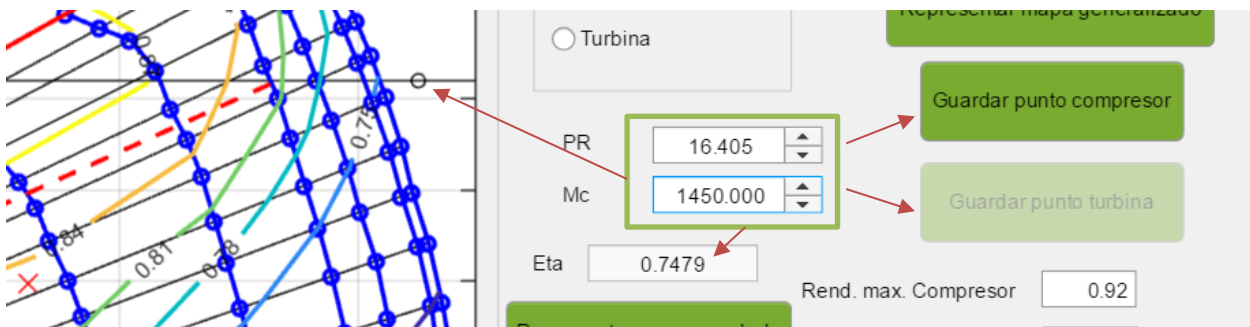


Ilustración 50: Conexiones Spinners de selección gráfica.

Vemos como se comunican con la gráfica dado que a su vez se podría incluir en la categoría de “objetos de representación” ya que va representando un círculo en el punto en el que se encuentra en cada momento en la gráfica.

Además, se ve como se conectan con los botones de almacenamiento como se comentó anteriormente.

Selectores de condiciones de despegue y operación:

Estos selectores incluyen tanto “Edit fields” como “DropDown” y son encargados de transmitir a las funciones de cálculo los requerimientos que el usuario crea convenientes durante el despegue, ya sea el empuje (E), ya sea el consumo, la altitud, el número de motores o la temperatura límite en la operación.

Estos datos entran como variable de entrada en las funciones de cálculo de operación con las diferentes parametrizaciones. En caso de que el avión no pueda despegar, es recomendable cambiar estos parámetros ya que pueden llegar a ser críticos en esa parte de la operación.

Las conexiones existentes son, por lo tanto:

Ilustración 51: Conexiones de selectores de condiciones de despegue y limitaciones en operación.

Se debe comentar que la selección del combustible de despegue depende de la parametrización que hayamos decidido hacer, activándose esta casilla única y exclusivamente en caso de que parametricemos los mapas de operación con el combustible.

Como se ve en la imagen la limitación de temperatura es un objeto meramente visual, ya que esa casilla toma el valor máximo permitido dependiendo del nivel tecnológico seleccionado, o incluso el que hayamos impuesto nosotros en la personalización. Vemos como todos estos objetos se comunican con el botón de cálculo de los mapas de operación ya que es el botón que los usa directamente.

En cuanto a la selección del número de motores comentar que las únicas opciones son que haya bien 1 motor o bien que haya 2 motores como se indica en la siguiente ilustración.

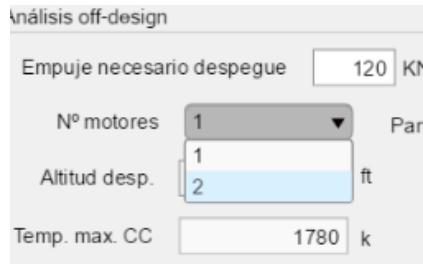


Ilustración 52: Selector del número de motores.

Selector del tipo de parametrización:

Este objeto es un “Drop Down” que se encarga de cambiar el valor de una variable mediante un “CallBack” de manera que se utiliza en el “CallBack” del cálculo de operación para parametrizar nuestros mapas de operación bien sea con el gasto de combustible o bien sea con la temperatura de salida de la cámara de combustión.

Las conexiones por lo tanto son:

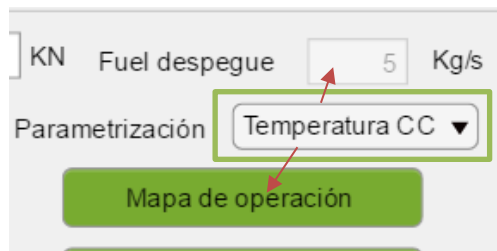


Ilustración 53: Conexiones selector de parametrización.

Viéndose cuando está desplegado de la siguiente manera:

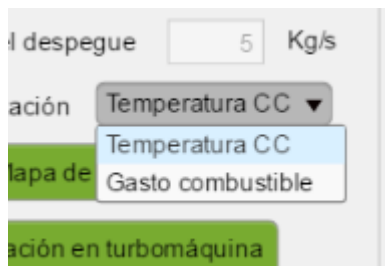


Ilustración 54: Selector de parametrización desplegado.

Selectores de representación en operación:

Estos selectores bien pueden ser “Drop Down” o “RadioButton” los cuales se encargan de determinar que mapa va a ser representado. Bien si se va a representar la operación a la altura de despegue, al 70 % de la cota nominal o a la cota nominal.

En caso de activación de postcombustor se decide si ésta se va a representar encima de los mapas de operación o encima de los mapas de las turbomáquinas, según interese ver en uno u otro el impacto que conlleva el postcombustor. Este ultimo selector se comunica con el botón de cálculo del punto de postcombustión ya que este botón utiliza este dato para representar la postcombustión inmediatamente después de haber realizado los cálculos.

Las conexiones directas de estos elementos son, por lo tanto:

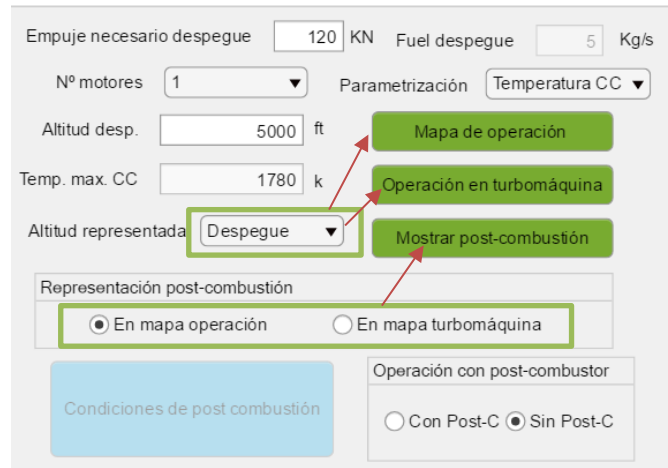


Ilustración 55: Conexiones de selectores de representación.

Vemos como están conectados por una parte con los representadores de la operación en mapa o en turbomáquinas, como por otra por el representador automático del punto de postcombustión.

En la siguiente figura vemos las opciones de representación de altitud.

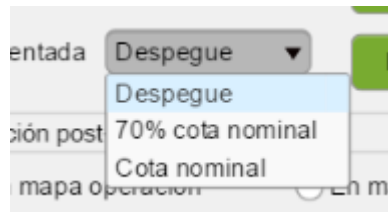


Ilustración 56: Selector de altitud representada desplegado.

Activador de postcombustor:

Este selector es un “RadioButton” que se encarga de habilitar la posibilidad de establecer nuevas condiciones de postcombustión, así como de activar el postcombustor en sí internamente en las funciones de cálculo mediante una variable. Externamente solo se conecta con el botón de selección de condiciones como se muestra a continuación.

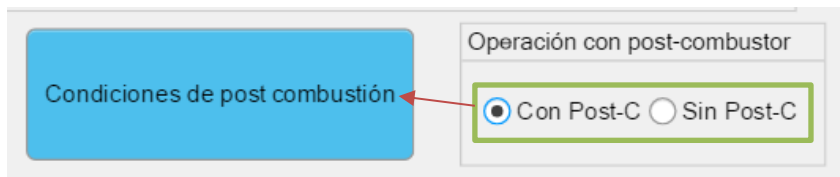


Ilustración 57: Selector de activación de postcombustión.

Selectores de condiciones de postcombustión:

Al pulsar el botón “Condiciones de post combustión” se despliega un panel donde es posible establecer tanto el área de postcombustión referente a la de diseño, el mach de vuelo en la postcombustión, así como la altitud de vuelo a la que se producirá. Las temperaturas de fin de combustión (T_{03}) y postcombustión (T_{05}) vienen representadas y fijadas por las temperaturas máximas dependiendo del nivel tecnológico de diseño, y no son modificables.

Al guardar las condiciones de post combustión estas se transmiten de forma global al calculador de la postcombustión, el cual las requiere como variables de entrada como se comentó posteriormente. Además, una vez seleccionadas estas condiciones el panel se cierra volviéndose a abrir de nuevo si es necesario al pulsar el botón “Condiciones de post combustión”.

Las conexiones de estos selectores de usuario son por lo tanto los que se ven en la siguiente ilustración.

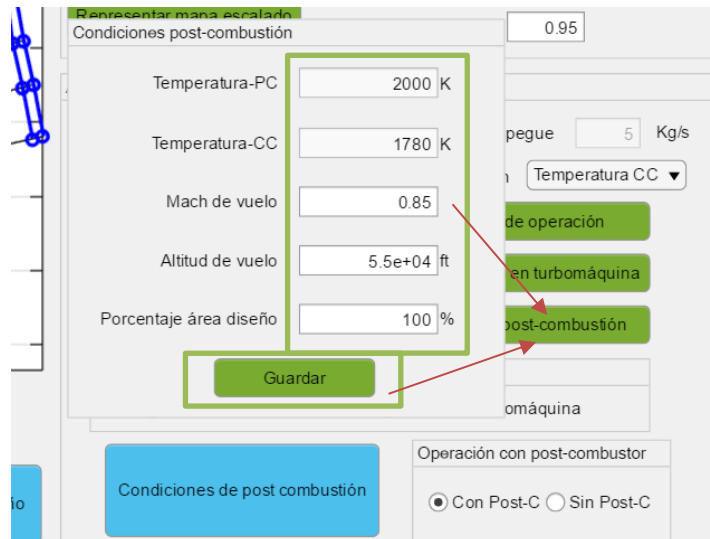


Ilustración 58: Conexiones de los selectores de post combustión.

Selectores de condiciones de misión:

El comportamiento de estos selectores es similar al de los anteriores. La diferencia es que los datos introducidos por pantalla por parte del usuario en este caso son requeridos para el cálculo interno de los parámetros de la misión requerida. Estos parámetros definen en 4 puntos la misión, y en cada uno de ellos se requiere el mach de vuelo (M_0), la altitud de vuelo (z_0) y el empuje en ese punto (E).

Con lo cual, y dado que el botón de cálculo de la misión es el denominado “*Cálculo misión*”, este será la conexión existente directa con estos campos, como se ilustra a continuación.

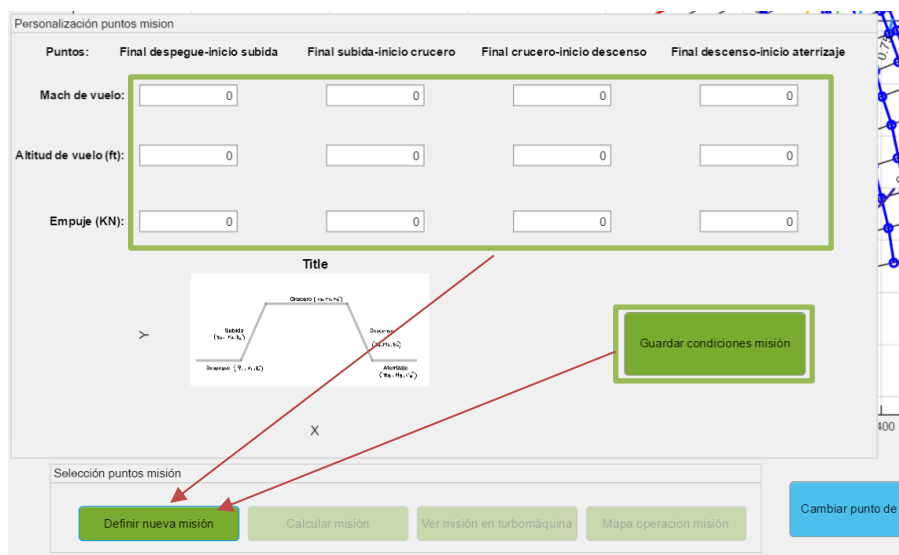


Ilustración 59: Conexiones selectores perfil de misión.

Comentar que este panel aparece al pulsar el botón “*Definir nueva misión*” y se cierra almacenando a su vez internamente el nuevo perfil de la misión al pulsar el botón “*Guardar condiciones misión*”.

4.7.2. Funcionamiento y conexiones de objetos de ejecución interna

En este apartado nos centraremos en los objetos que al utilizarlos ejecutan funciones internas de cálculo buscando una solución a partir de las restricciones impuestas por el usuario.

Veamos los objetos de ejecución representados en rojo en el panel inicial.

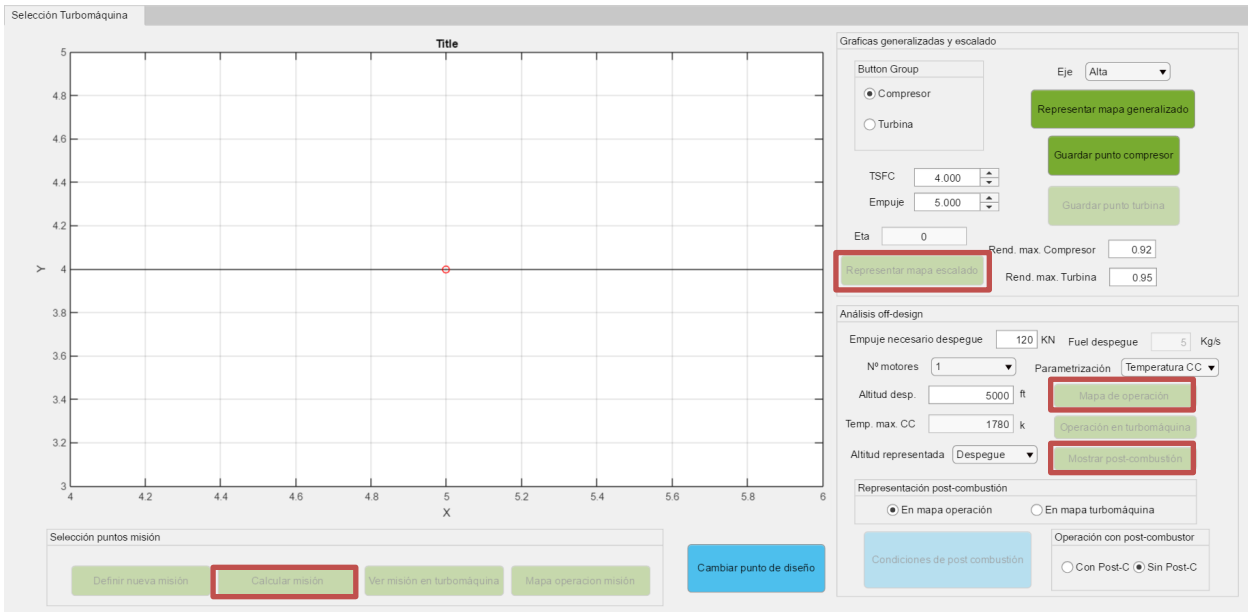


Ilustración 60: Objetos de ejecución BLOQUE II.

Inicialmente vemos que solo esta disponible en cuanto a ejecución la opción de representar mapa generalizado. Se analizará por orden de ejecución aproximadamente los diferentes objetos incluidos en esta categoría viendo que enlaces internos tienen.

Botón de representación mapas escalados.

Este botón como indica su propio nombre se encargará de representar los mapas escalados de las turbomáquinas tras haber elegido en que punto deseamos escalarlos en los mapas generalizados previamente. Pese a que este objeto también representa, se ha decidido incluir en objetos de ejecución ya que además de representar este botón tiene comunicación interna con la función (4.1) de manera que calcula los factores de escalado y las revoluciones de referencia.

Este botón inicialmente aparece desactivado, activándose una vez hayamos guardado el punto en el mapa generalizado. Además este botón se conecta con los botones de cálculo de mapa de operación y de definición de misión, ya que una vez que hayamos escalado las 2 turbomáquinas estos botones se activarán estando ya los datos necesarios para realizar los cálculos pertinentes.

Las conexiones con otros objetos son, por lo tanto.

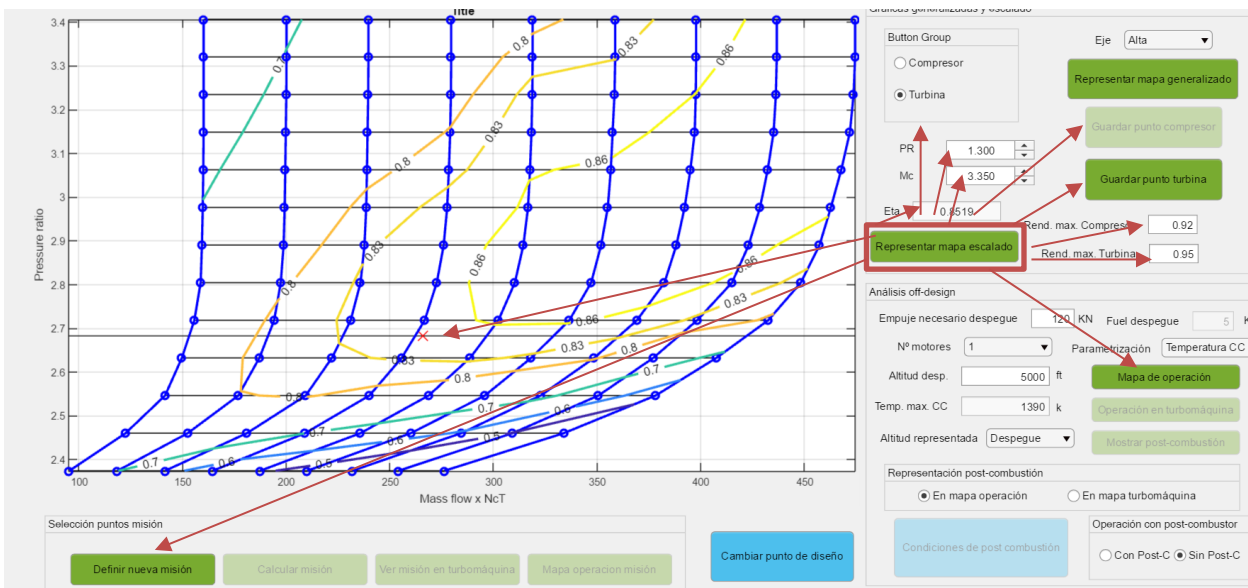


Ilustración 61: Conexiones externas botón escalado.

Podemos observar además como se han incluido las conexiones el “*RadioButton*” de selección de turbomaquina ya que este le indica que turbomaquina escalar. Además tenemos también la conexión con los limitadores de rendimiento como se explico anteriormente ya que si es necesario se recortarán las matrices recortando la zona que sobrepase endimientos deseados. Mas adelante se ilustrará un ejemplo.

Como se ha comentado antes este botón también tiene funciones representativas por lo que esta conectado con la grafica representando los mapas escalados.

Como apunte interesante, se ve que también esta conectado con los “*Spinner*” de selección en la grafica, y esto es porque al escalar las turbomáquinas estos objetos cambian de valor automáticamente a valores aproximadamente predecidos para el escalado, así como cambian su salto al pulsarlos, para que gráficamente la interacción con la grafica siga siendo igual que antes de escalarlos. Por último, este botón se conecta con el campo de muestra de los rendimientos ya que ahora estos son interpolados en los nuevos mapas ya escalados.

Tras esto, se muestran las conexiones internas directas con funciones de cálculo.



A su vez comentar que evidentemente la función (4.1) tiene sus conexiones internas con las funciones de cálculo comentadas anteriormente.

Botón de cálculo de parámetros de la misión

Este botón es uno de los mas importantes, si no el mas importante de los objetos de calculo de ejecución interna. Este objeto se encarga de calcular los mapas de operación, bien en la turbomáquina o bien el el propio mapa en si. De esta manera se le permite al usuario poder inspeccionar y analizar el comportamiento de su aeronave en cada punto de la operación previsto. Este botón aparece inicialmente desactivado como se comento anteriormente, ya que necesita alimentarse de parámetros previos de los mapas escalados, con lo cual las 2 turbomáquinas deben de estar escaladas antes de activarse.

Al igual que el botón anterior, este botón también tiene funciones representativas, ya que representa las condiciones de operación. Por ello, también esta conectado con los ejes de representación así como con las opciones de representación con el desplegable de altitudes. Al pulsarlo, se representará el mapa de operación en la altitud seleccionada en el “*DropDown*”.

A su vez, y dado que la función principal de este objeto es conectarse internamente con las funciones que realizan los cálculos, es necesario que tenga las variables de entrada pertinentes, las cuales se dan a través de su conexión con los elementos de selección de condiciones de despegue y de restricción durante la operación, como se comento anteriormente.

Tenemos por lo tanto las siguientes conexiones.

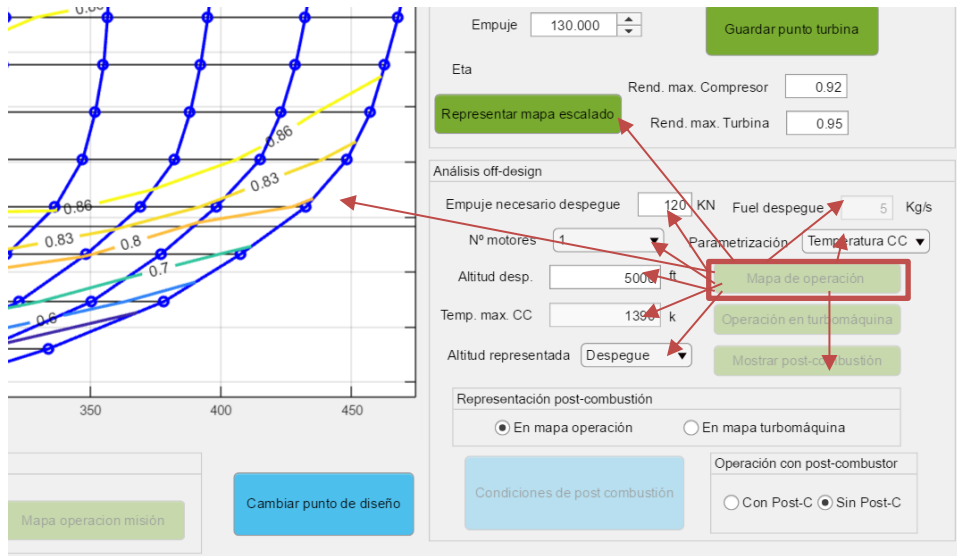


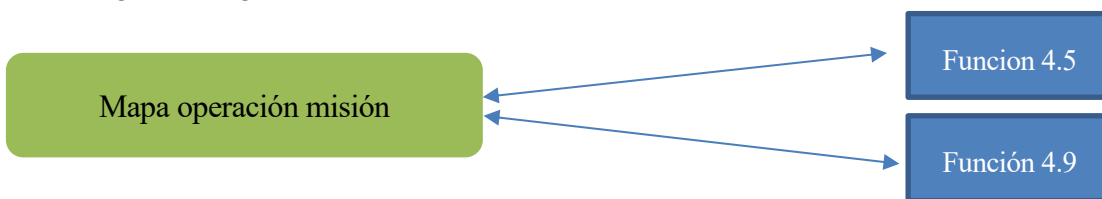
Ilustración 62: Conexiones del botón de cálculo de la operación.

Vemos como el botón además está conectado con el selector del parámetro de barrido en la grafica, ya que este determinara la conexión interna que a su vez tiene el botón, bien con un sistema de ecuaciones con variable conocida la temperatura a la salida de la cámara (T_{03}), bien con un sistema de ecuaciones con variable conocida el gasto de combustible (\dot{m}_f).

Tenemos conexión tambien con el botón de calculo de postcombustión debido a que esta no se puede calcular hasta que no se haya calculado la operación, para poder en ese caso comparar correctamente la variación de prestaciones de la aeronave con sus prestaciones normales.

Se ha de comentar, además, que este botón es uno de los mas complejos de toda la interfaz, ya que posee un **sistema de memorización de cálculo**. Es decir, si nosotros ya hemos calculado un mapa de operación y deseamos pintarlo a una altitud diferente, solo tenemos que cambiar el selector de altitudes y de esta manera al pulsar de nuevo este botón mantendrá almacenados los datos necesarios. Este botón únicamente se resetea en el momento en que guardamos puntos diferentes en el mapa generalizado, siendo por lo tanto los datos de entrada de la operación diferentes y dejando de ser válidos los calculados previamente.

En el siguiente diagrama se nos muestra las conexiones internas de este botón de cálculo.



Vemos como internamente hace uso de un sistema de cálculo u otro en función de la información que se le proporciona por el parametrizador de la gráfica. Al igual que antes, estas funciones tienen sus conexiones internas con otras funciones.

Botón de cálculo de postcombustión:

Este botón es el encargado de realizar los cálculos de las condiciones de activación de postcombustión. Al igual que el botón anterior, este botón tiene conexión interna con las funciones de calculo del sistema ampliado con la postcombustión. Estas funciones internas necesitan como entrada los datos en los que se produce la postcombustión, por lo que este botón también tiene conexión con los selectores de estas condiciones, a través del botón “*Condiciones de post combustión*”.

Este botón aparece inicialmente desactivado, y no se activa hasta que se calcula la operación completa, con lo que esta conectado con el botón de calculo de operación, que lo activa al terminar sus cálculos.

Para mayor versatilidad de la aplicación esta permitido representar la postcombustión encima de las

turbomáquinas, así como encima del mapa de operación. Esta elección se lleva a cabo a través de la conexión del botón con los selectores de representación de la postcombustión.

Por naturaleza, es un botón de representación al igual que los botones anteriores.

Veamos las conexiones con los objetos en la siguiente ilustración.

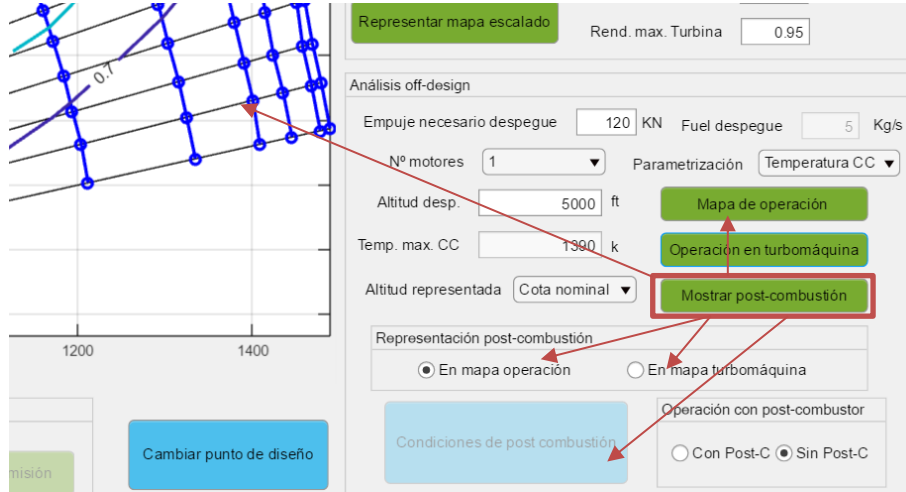


Ilustración 63: Conexiones del botón de cálculo de postcombustión.

Ahora ilustraremos con un diagrama las conexiones internas con funciones de calculo de este botón:



Al igual que en casos anteriores, la función (4.5) tiene a su vez conexión interna con las funciones que resolucionen el sistema de ecuaciones que se nos plantea en este caso.

Botón de cálculo de la misión:

Este botón al igual que los anteriores esta conectado con el sistema de ecuaciones interno. Inicialmente al igual que los anteriores aparece desactivado al iniciar este panel de la interfaz. Este botón es activado mediante el botón de definición de la misión, una vez que se ha comprobado que las condiciones de la misión son aceptables. A su vez, se encuentra conectados con los 2 botones de su derecha, encargados de representar los resultados obtenidos para la misión. A diferencia de los otros botones de ejecución interna, este botón no tiene carácter representativo, ya que este se comunica con los botones de representación que son los encargados en este caso de representar.

En la siguiente ilustración se muestran las conexiones con otros objetos:



Ilustración 64: Conexiones del botón de cálculo de la misión.

Para terminar con este apartado mostraremos con el siguiente diagrama las conexiones internas de este botón con funciones de calculo.



4.7.3. Funcionamiento y conexiones de objetos de representación

En este apartado nos centraremos en analizar los objetos cuya función principal es mostrar los resultados obtenidos durante el análisis de las diferentes opciones del usuario, con el propósito de analizar los resultados obtenidos y determinar si continuar por la misma línea de diseño o cambiarla.

En la siguiente imagen se muestran los objetos destinados a este propósito principalmente:

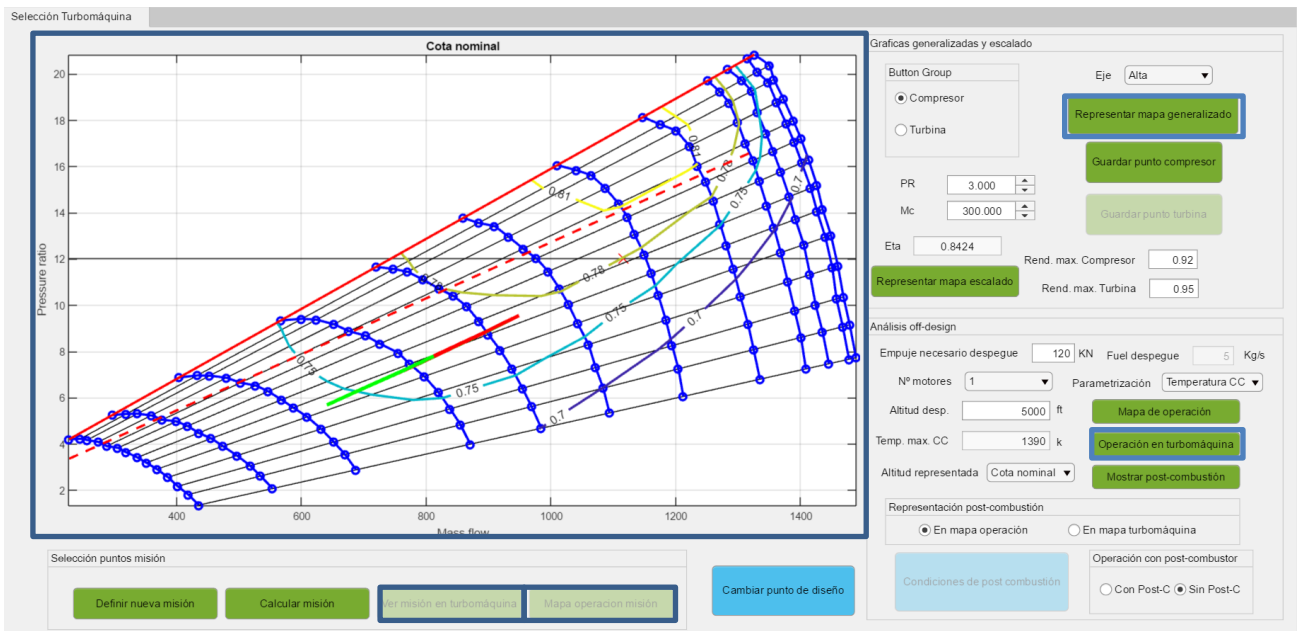


Ilustración 65: Objetos de representación interfaz BLOQUE II.

Objeto de representación de mapas generalizados:

Este objeto es un botón encargado de representar los mapas generalizados de las turbomáquinas con el objetivo de seleccionar los puntos donde se desean escalar los mapas. Este botón es inicialmente una de las pocas opciones que están activas al iniciar la interfaz, debido a que es el paso inicial para comenzar a diseñar las turbomáquinas.

La conexión principal de este objeto se efectúa con el “RadioButton” de selección de turbomáquina como se ve a continuación.

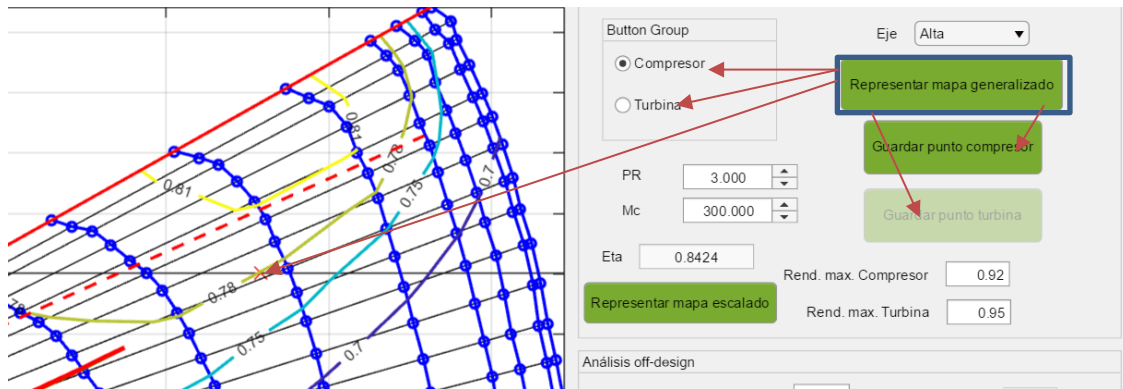


Ilustración 66: Conexiones del botón de representación mapas generalizados.

Además vemos como está interconectado con los botones de guardado de puntos generalizados ya que una vez guardados, al representar los mapas generalizados, aparecerá una cruz “x” en el punto seleccionado anteriormente para escalar la turbomáquina.

Objeto de representación de operación en turbomáquina

La función principal de este botón es la visualización de la operación a diferentes altitudes en los mapas escalados de las turbomáquinas. Este botón se encuentra desactivado inicialmente y no se activa hasta que no se calcula la operación, con lo que estará conectado con el botón de cálculo.

Además este botón necesitará saber a qué altitud se requiere representar la operación, así como la turbomáquina que se desea representar, por lo que estará conectado con los selectores de turbomáquina y de altitud.

Internamente, este botón realiza interpolaciones para obtener el gasto corregido (\dot{m}_c) y las relaciones de compresión (π_c) (o de expansión (π_t)) a través de los β y N_c calculados en la operación. La interpolación se realiza como se explicó anteriormente en el punto (4.6).

Veamos por lo tanto las conexiones de este objeto en la siguiente ilustración:

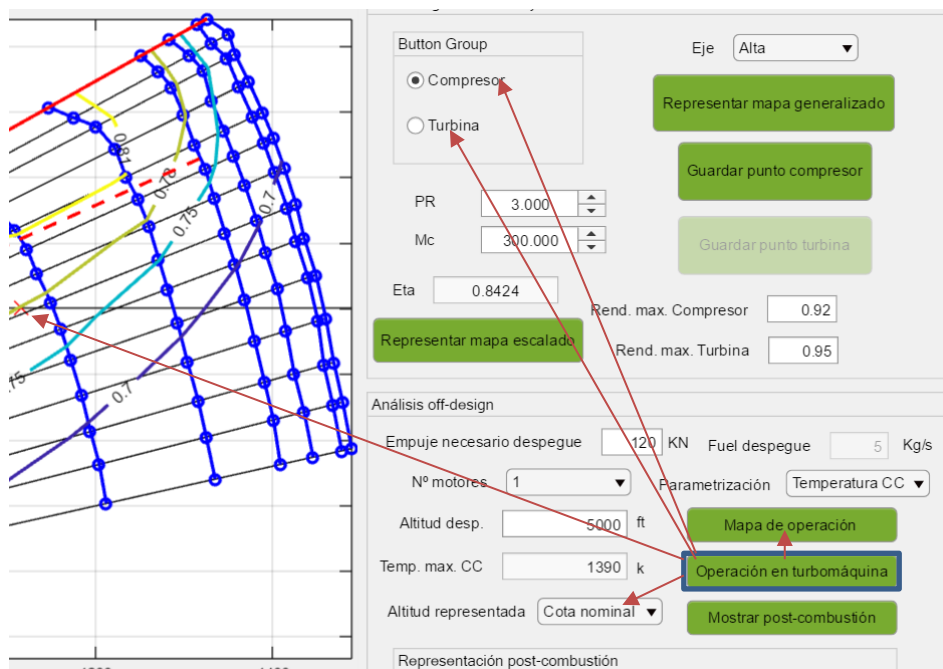


Ilustración 67: Conexiones botón representación de operación en turbomáquina.

Este botón al igual que el de cálculo de operación, posee un sistema de memorización interna a través de variables bandera, de manera que si no se reescalan los mapas de nuevo en puntos diferentes, el botón lo detecta no teniendo que realizar de nuevo esa interpolación mencionada.

Botones de representación de resultados de la misión:

Estos botones se encargan de representar visualmente todos los resultados obtenidos en el cálculo de la misión.

El de la derecha se encarga de representar el mapa de operación de la misión y el de la izquierda de representar la misión encima de los mapas de la turbomaquina. Este ultimo requiere conocer el dato de en que turbomáquina queremos representar, por lo que esta conectado con ese selector.

Inicialmente están desactivados, activándose una vez que se ha calculado la misión, mediante su botón de cálculo. Las conexiones de ambos son como siguen en la siguiente ilustración.

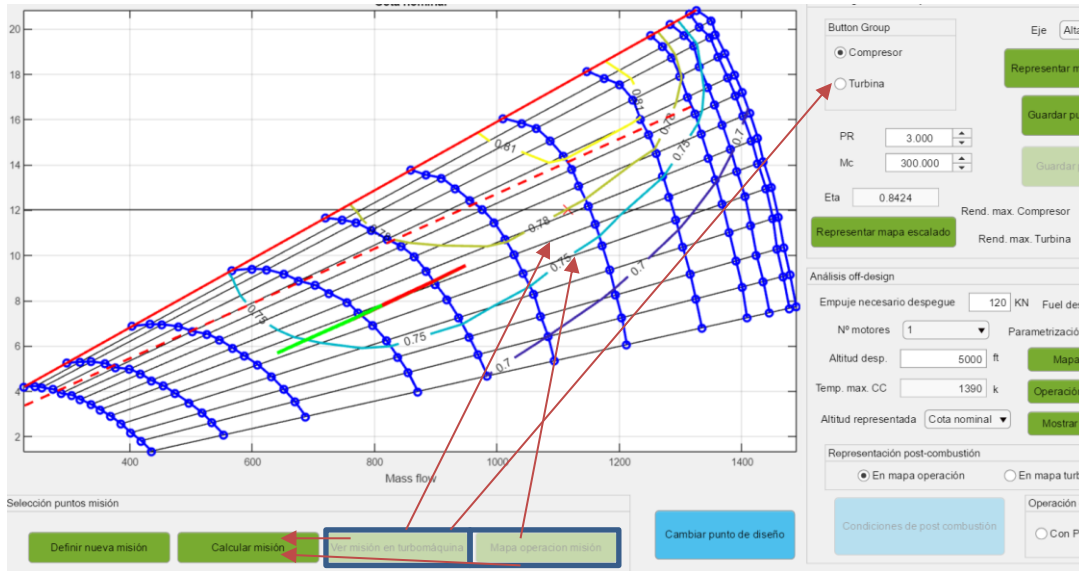


Ilustración 68: Conexiones de los objetos representadores de misión.

Ejes de representación:

Este objeto es muy importante, si no el que mas, en el conjunto de la interfaz, ya que permite al usuario visualizar todos los resultados obtenidos. La interacción de este objeto con el usuario se realiza mediante los “Spinner” de selección. Además de esta conexión, este objeto conecta prácticamente con todos los otros objetos de la interfaz.

Vemos en la siguiente ilustración todas las conexiones existentes, donde se ilustra que es el onjeto con mayor número de conexiones externas.

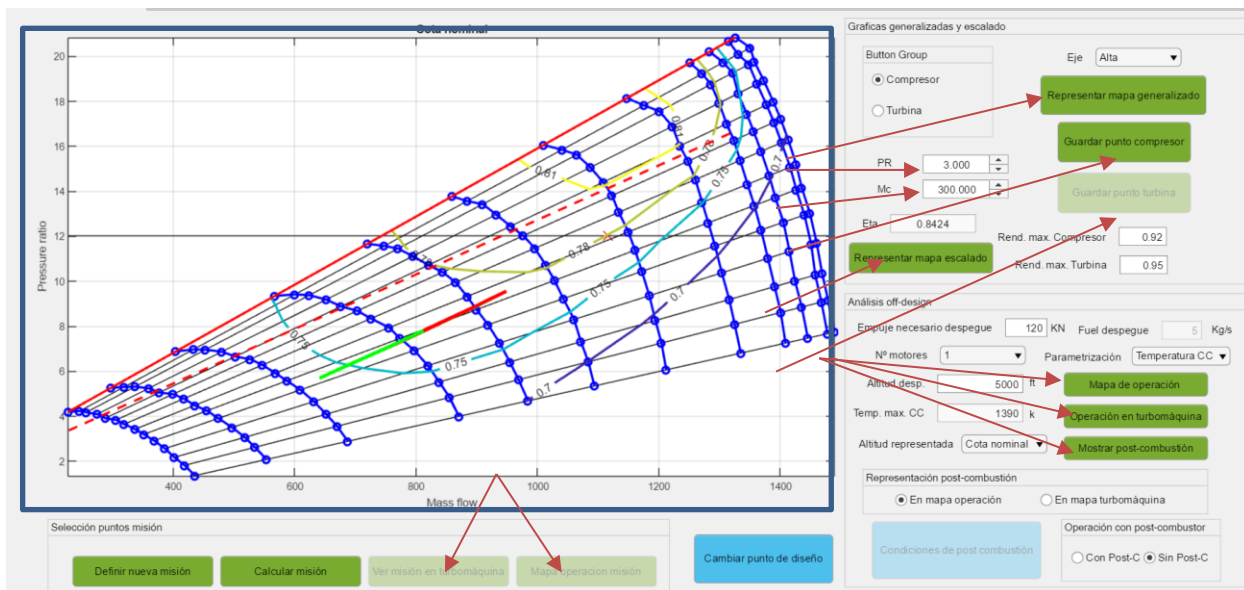


Ilustración 69: Conexiones de los ejes de representación.

4.7.4. Funcionamiento y objetivo de los objetos de agrupación

En este apartado se enunciarán y describirán funcionalmente los objetos de agrupación.

El objetivo de funcionamiento principal de estos objetos es hacer una interacción con el usuario más intuitiva, agrupando espacios de cálculo por sus características e intereses finales. Esta metodología ha sido añadida basándose en otras aplicaciones ya existentes en diferentes ámbitos de la ciencia, pues a nivel de usuario se considera una opción bastante útil provocando en el usuario una mayor confortabilidad de uso de la aplicación.

Los objetos destinados a la agrupación de objetos son los paneles.

A continuación, se muestran los objetos de agrupación existentes en la interfaz del BLOQUE II.

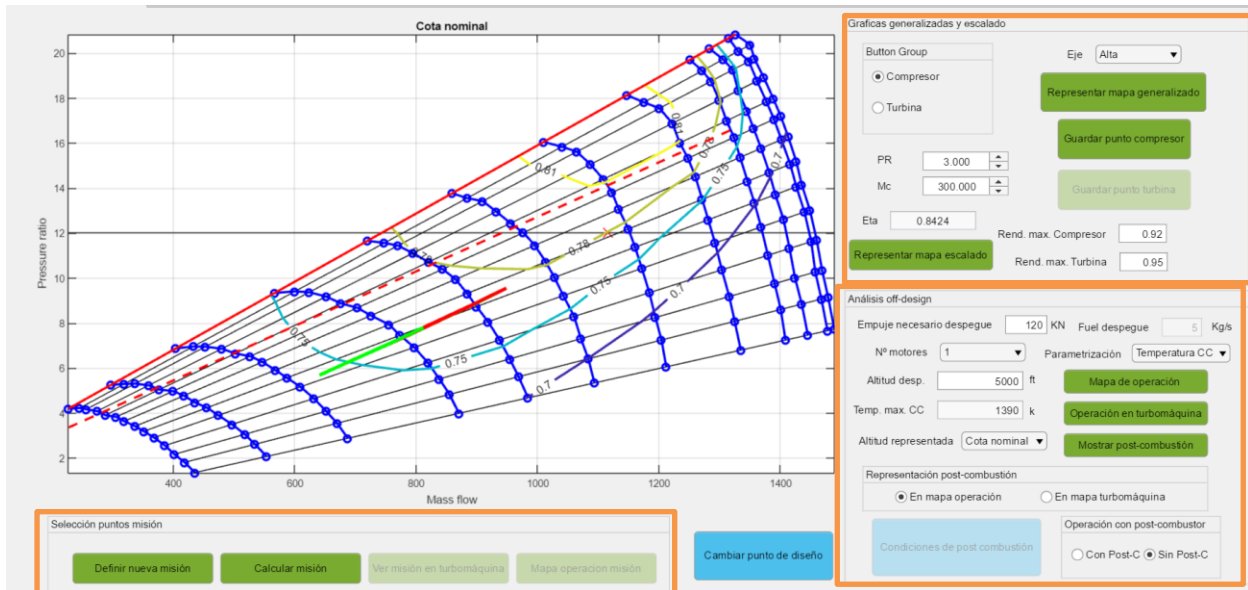


Ilustración 70: Objetos de agrupación interfaz BLOQUE II.

Agrupación de escalado turbomáquinas:

Este panel de agrupación tiene como objetivo fundamental agrupar los objetos principales encargados de escalar las turbomáquinas.

Agrupación de cálculo de operación:

En este panel se engloban los objetos encargados de calcular y representar tanto la operación como la postcombustión.

Agrupación de cálculo de misión:

En este panel se agrupan los objetos destinados al cálculo y representación de los parámetros característicos de la misión.

Globalmente podríamos representar un diagrama de bloques que nos ilustre el funcionamiento global de esta parte de la interfaz, indicando las conexiones con los diferentes paneles. Se muestra en el siguiente diagrama los pasos a seguir para el diseño de las turbomáquinas.

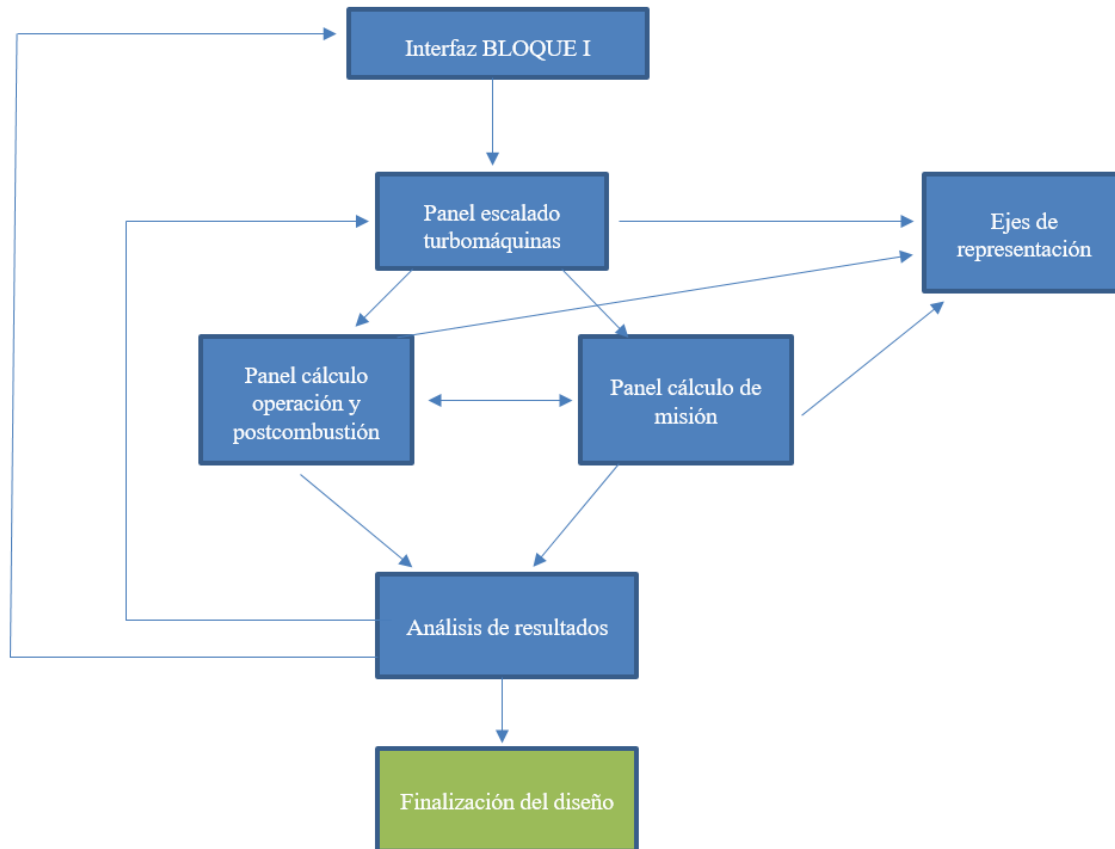


Ilustración 71: Diagrama de bloques interfaz BLOQUE II.

4.7.5. Funciones adicionales

En este apartado se mencionarán algunas de las funciones auxiliares de las que dispone la interfaz, ayudando al usuario a tener una mejor interacción y conocimiento de su diseño. Además estas funciones ayudan al usuario a encaminarse en el diseño de su turbomáquina y de ser conocedores del punto en el que se encuentran los cálculos que se están realizando.

Mensajes de almacenamiento:

Estos mensajes se encargan de informar al usuario que ha guardado nuevas variables internas que caracterizan su turbomáquina. Estos mensajes aparecen al realizar las siguientes operaciones:

-
- *Guardar puntos generalizados de turbina y compresor*
 - *Guardar puntos que definen la misión*
 - *Guardar condiciones de postcombustión*
-

Estos mensajes aparecen en el centro de la pantalla y se pueden eliminar pulsando bien el botón “x” en la esquina superior o bien pulsando el botón “ok” en el centro. Gráficamente se verían como muestra la siguiente ilustración.

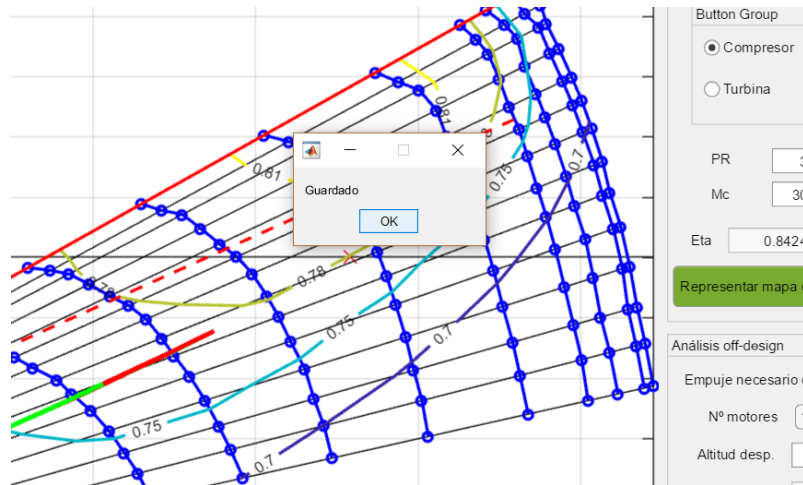


Ilustración 72: Mensaje de almacenamiento.

Mensajes de error:

Estos mensajes tienen como objetivo principal advertir al usuario de una fijación de parámetros inadecuada para un buen funcionamiento de la aplicación. De esta manera los parámetros no se guardan obligando prácticamente al usuario a fijar unos parámetros más adecuados para el diseño de su turboáquina.

Estos mensajes saltan en pantalla en las siguientes situaciones:

-
- *Se pretenden escalar los mapas sin haber guardado puntos generalizados*
 - *Se eligen condiciones no adecuadas para la misión*
 - *Se eligen condiciones no adecuadas para la postcombustión*
 - *El avión no puede despegar con las condiciones indicadas*
-

Los mensajes que saltan en estas situaciones anteriores son los siguientes:

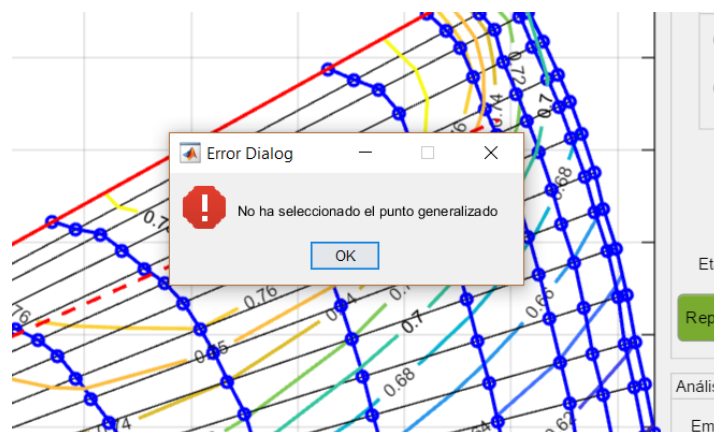


Ilustración 73: Mensaje de error durante el escalado.

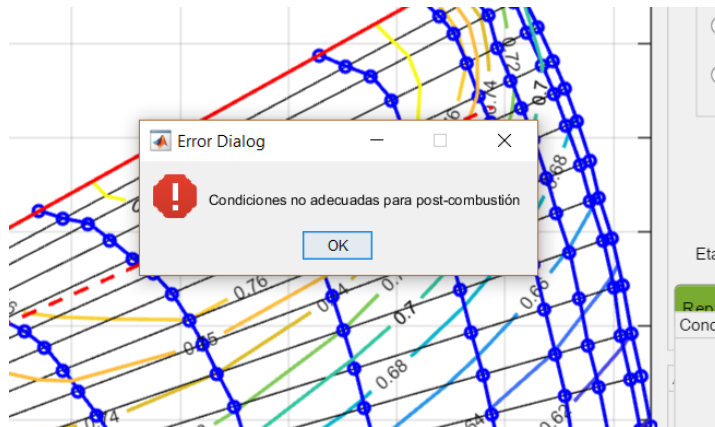


Ilustración 74: Mensaje de error postcombustión.

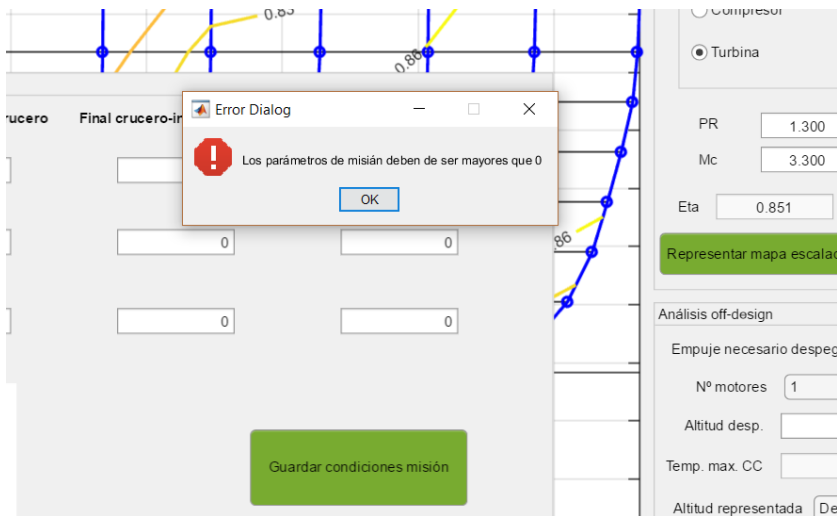


Ilustración 75: Mensaje de error de condiciones de misión.

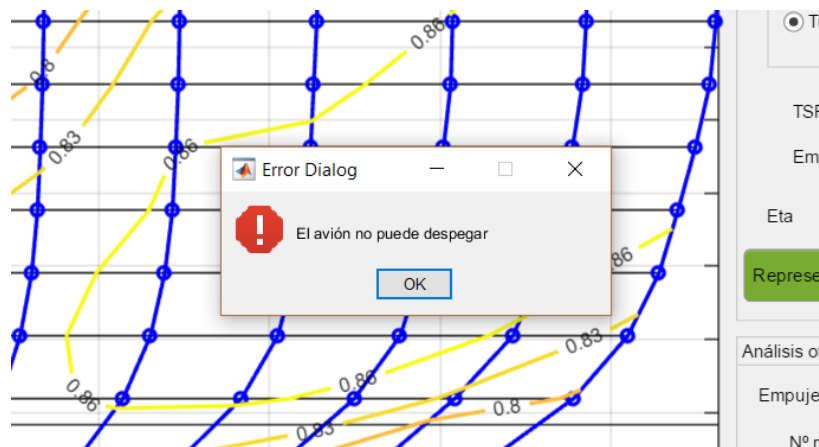


Ilustración 76: Mensaje de error en despegue operación y misión.

Mensajes de ayuda:

El objetivo principal de estos mensajes es ayudar al usuario a encaminar su diseño, dándole pautas de parámetros que podría cambiar y que tienen influencia en el diseño. Los mensajes se pueden cerrar de manera intuitiva ya que disponen de botones internos. Estos mensajes pueden saltar en las siguientes situaciones.

-
- *El avión no puede despegar durante la operación*
 - *El avión no puede despegar durante la misión*
-

Los mensajes tienen gráficamente un aspecto como el siguiente:

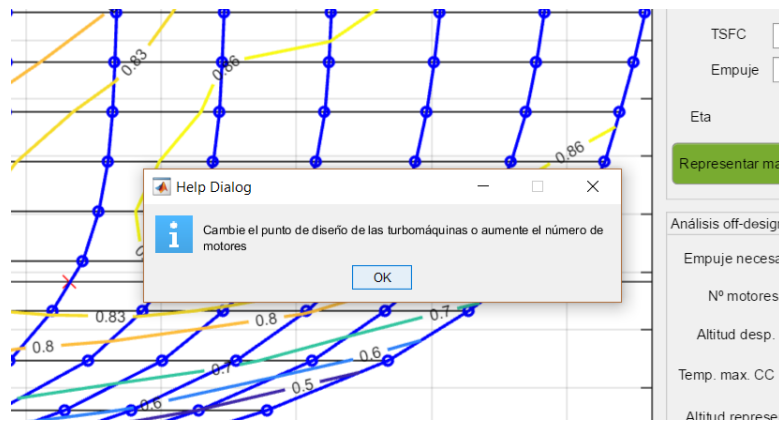


Ilustración 77: Mensaje de ayuda en despegue de operación y misión.

Mensajes de espera: “WaitBar”

Estos mensajes sirven para ilustrar al usuario del estado de los cálculos que se están realizando en ese momento. De esta manera el usuario no se desorientará pensando que la aplicación se ha quedado colgada en algún cálculo imposible.

Estas barras de espera se cierran automáticamente al terminar los cálculos, y nos muestran porcentualmente cuanto llevamos. Además estas “WaitBar” incluyen un botón de cancelar en caso de que se desee parar los cálculos que se están realizando en ese momento. A veces tarda un poco en cancelar, pero vale la pena ser un poco pacientes para ello.

Estas barras de espera saltan en las siguientes situaciones:

-
- *Durante el cálculo de la operación*
 - *Durante el cálculo de la misión*
-

Como sigue se ilustrarán los dos casos anteriores de manera gráfica.

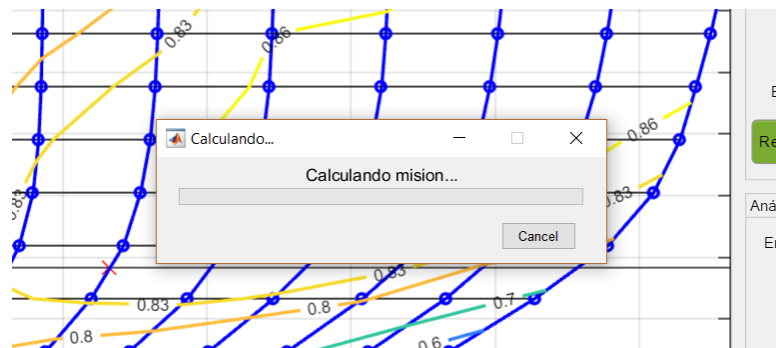


Ilustración 78: “WaitBar” de cálculo de misión.

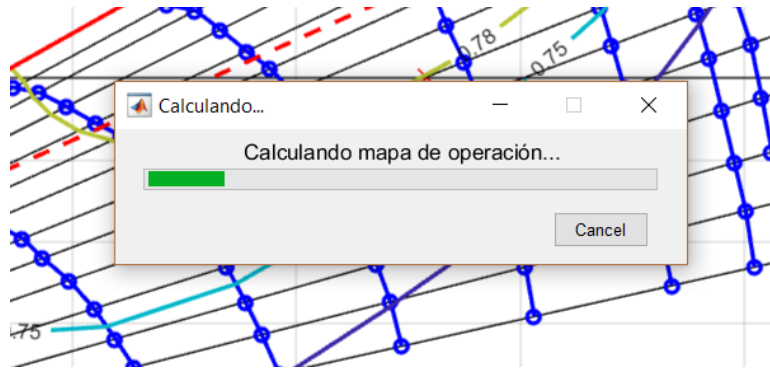


Ilustración 79: "WaitBar" de cálculo de misión.

Comentar finalmente que algunos de los botones de cálculo se autodesactivan al ejecutarse con el objetivo de que ningún usuario externo tenga la capacidad de cambiar los parámetros de diseño sin conocer bien la aplicación, siendo de esta manera un poco más robusta la interfaz.

Se debe de comentar también que los **OBJETOS DE IDENTIFICACIÓN** son aquellos que ayudan al usuario a saber donde tocar. En nuestro caso son las etiquetas identificativas de cada objeto, las cuales no analizaremos ya que su propósito es bastante intuitivo.

5. EJEMPLOS DE UTILIZACIÓN Y ANÁLISIS DE RESULTADOS

Como bien es sabido, para corroborar el buen funcionamiento de una aplicación científica e ilustrar al futuro usuario con modos de utilización, siempre es interesante ilustrar algunos ejemplos de utilización a modo de orientar al usuario en los pasos a seguir en la ejecución.

En este caso se orientarán las pautas y pasos a seguir, se mostrarán varios ejemplos, y se corroborarán los resultados físicos obtenidos con su correspondiente problema real. Este proyecto está focalizado en unir los conceptos físicos y las nuevas oportunidades de interacción con el usuario para hacer un primer diseño inicial que presentar como proyecto real. Pese a que posteriormente puedan surgir problemas no contemplados en la aplicación.

5.1. Ejemplo de utilización y pautas básicas de diseño

Se ilustrará un ejemplo de utilización paso a paso, para posteriormente analizar los resultados obtenidos y su concordancia con la realidad. Se partirá de un punto de diseño ya predefinido con las siguientes características:

-
- *Nivel tecnológico: N3*
 - *Altitud de diseño: 50000 ft*
 - *Mach de diseño: 0.85*
 - *Refrigeración turbina: Sí*
 - *Número de ejes: 1*
 - *Empuje en diseño: 70 KN (asociado al F-14 Tomcat aproximadamente)*
 - *Relación de compresión de diseño: 11,91*
 - *Grado de calentamiento de diseño: 7,55*
 - *Empuje específico de diseño: 645 KN/kg/s*
 - *Consumo específico de diseño: 179 Kg/KN/h*
-

Se ha elegido el nivel tecnológico N3 ya que es el que más se ajusta a las características de los aviones actuales, siendo el N4 para aviones futuros y niveles N2 y N1 un tanto anticuados para nuestros tiempos.

Nada más entrar en el módulo de la interfaz del BLOQUE II se nos presenta el siguiente panel.

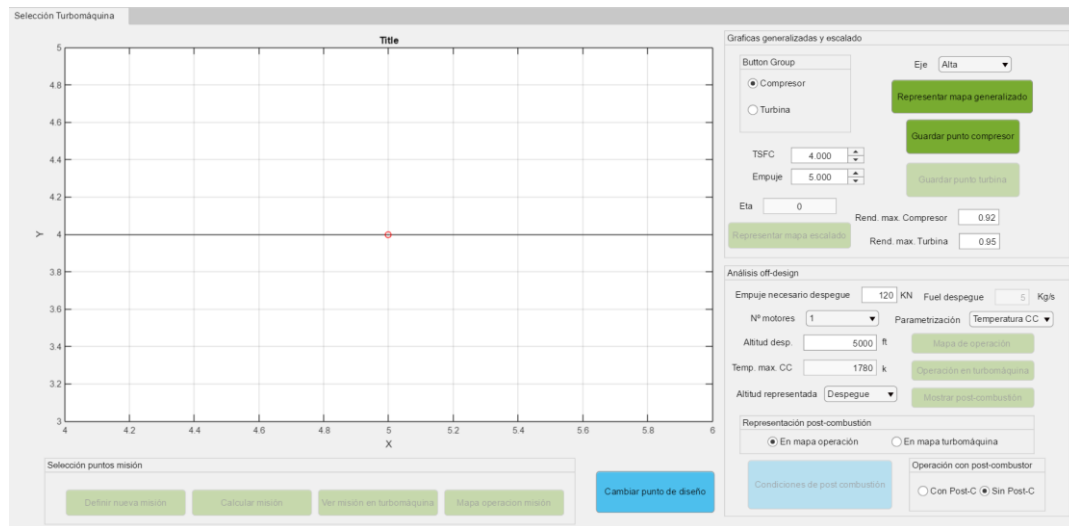


Ilustración 80: Ejemplo, captura 1

Lo primero que se debe hacer al diseñar una turbomáquina es suponer que se tiene la turbomáquina deseada, probando con una inicial que posteriormente se comprobará si es útil o no.

Para ello, debemos de escalar tanto el compresor como la turbina en puntos aceptables y concordantes al nivel tecnológico que se está utilizando. El rendimiento en este caso al ser N3 el del **compresor** lo podemos escoger en unos **0.76** y el de la **turbina** un tanto mayor en unos **0.84**. Si cogemos rendimientos demasiado bajos de compresor respecto a nuestro nivel, probablemente se superen los límites impuestos por el usuario, quedándose una gran parte del mapa recortado, siendo la turbomáquina menos real y compleja de fabricar.

Los valores limitadores de diseño los mantendremos iguales a los que vienen por defecto, es decir, para compresor de **0.92** y para turbina de **0.95**.

En cuanto a la relación de compresión y de expansión debe de ser tal que al escalar las turbomáquinas la turbina le pueda dar en los rangos de operación la potencia requerida que demanda el compresor. En caso contrario, nos saldrán mapas un tanto extraños y sin solución, como veremos posteriormente forzando ese mal escalado.

Para visualizar los mapas generalizados pulsamos el botón “*Representar mapa generalizado*”, previamente habiendo seleccionado la turbomáquina deseada. Para movernos por los mapas se utilizarán los “*Spinners*” que a su vez nos mostrarán de manera exacta en que valor nos encontramos.

Una vez tenemos claro los puntos donde queremos escalar las turbomáquinas, guardamos los respectivos puntos de cada turbomáquina pulsando los botones de guardar, y escalamos las turbomáquinas pulsando el botón “*Representar mapa escalado*”.

Teniendo en cuenta las consideraciones anteriores, pasamos a escalar las turbomáquinas con los siguientes valores generalizados.

Compresor:

- *Relación de compresión: 4,58*
- *Gasto corregido: 5*
- *Rendimiento isentrópico: 0,758*

Turbina:

- *Relación de expansión: 1,3*
- *Gasto corregido x revoluciones corregidas: 3,3*
- *Rendimiento isentrópico: 0,851*

Quedándonos en los siguientes mapas escalados:

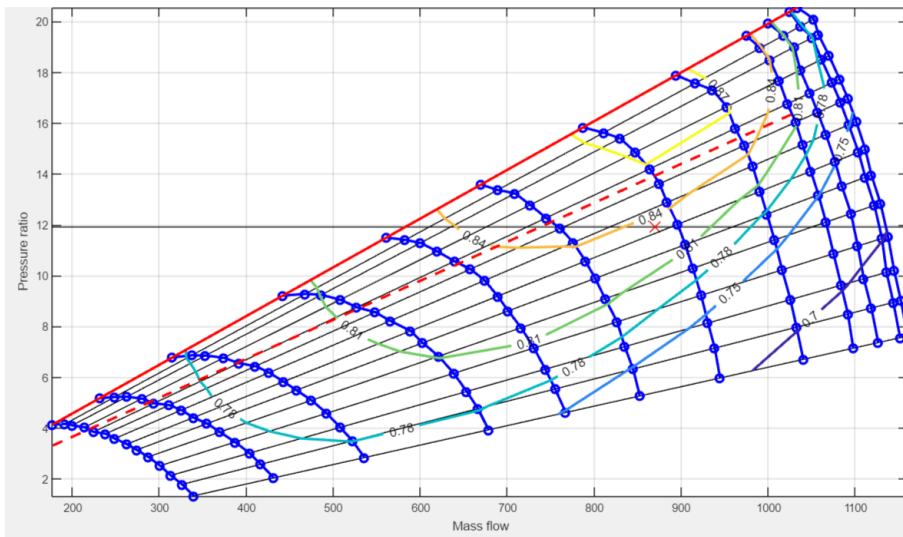


Ilustración 81: Ejemplo, mapa escalado compresor.

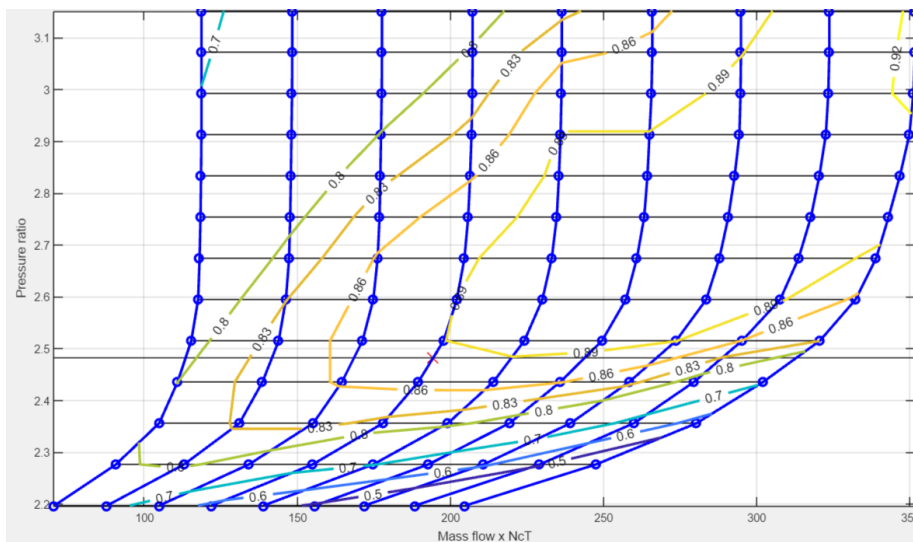


Ilustración 82: Ejemplo, mapa escalado turbina.

Se puede observar como se ha escalado en cuanto a rendimientos un ligeramente por debajo de nuestro nivel tecnológico, pero sin tener mayor impacto en los mapas obtenidos y con los que trabajaremos.

Por ello se recomienda al usuario a escalar los mapas en su nivel tecnológico aproximado para ajustar bien las turbomáquinas a nuestro punto de diseño, pudiendo tener de referencia los mapas escalados correctos anteriores en cuanto a forma, no en cuanto a valores numéricos.

Tras tener nuestras turbomáquinas ficticias, dado que aun no están fabricadas, el siguiente paso mas natural es analizar su comportamiento durante una operación completa, comprobando además si puede despegar. Inicialmente se decide realizar un barrido con temperaturas para la misión.

Se establecerán las siguientes condiciones de despegue:

-
- *Empuje necesario despegue: 120 KN*
 - *Número de motores: 1*
 - *2200 ft (670,5 m)*

- *Temperatura máxima permitida en operación: 1780 K*

A continuación, y para resolver nuestra operación definida, que tendrá como altura máxima 50000 ft y como altura mínima 2200 ft, pulsamos el botón “*Mapa de operación*”, y prácticamente de inmediato ya nos aparecerá la “*WaitBar*” de espera.

Si se hubiera deseado, se hubiera podido definir primero una misión para la aeronave, pero en esta ocasión se ha optado por un análisis yendo de mapas menos específicos a mapas mas específicos. A continuación, se muestran los mapas de operación obtenidos para diferentes alturas con nuestras condiciones de diseño.

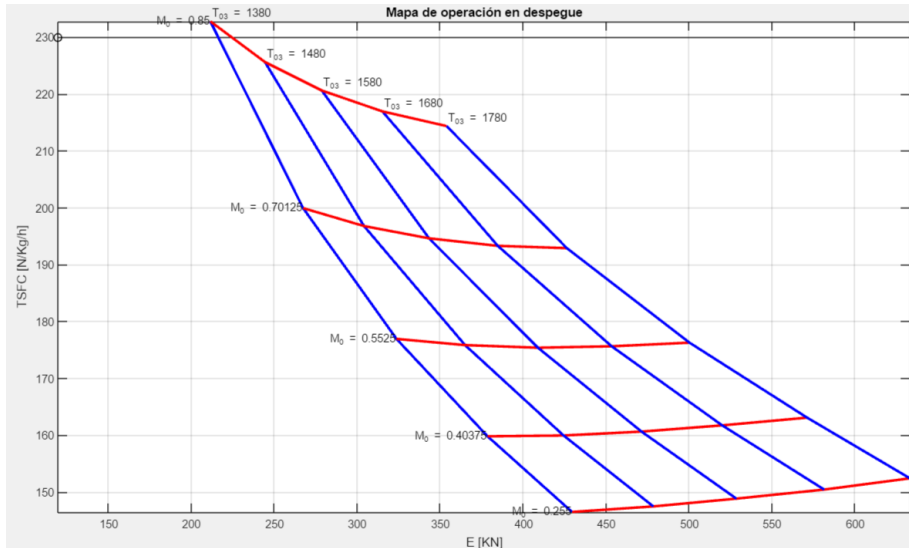


Ilustración 83: Mapa de operación despegue N3

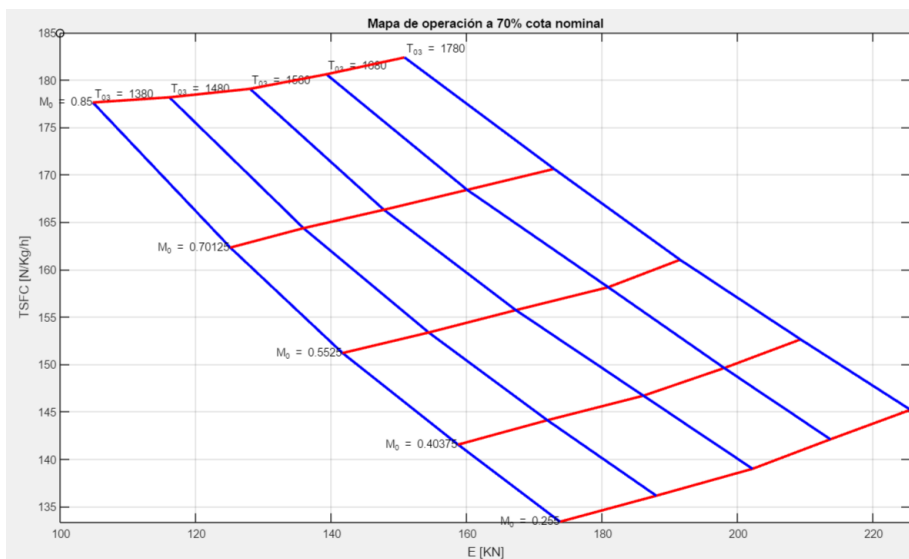


Ilustración 84: Mapa operación 70 % cota nominal N3.

Podemos observar como al aumentar la altitud disminuye el empuje generado por la aeronave, siendo esto consecuencia de la disminución de la densidad al aumentar la altitud.

En cuanto a la dependencia de la velocidad de vuelo, pese a lo comentado anteriormente, el consumo específico aumenta en general dado que para que la reacción química en la cámara de combustión tenga un buen comportamiento, necesitamos aumentar el consumo para que la turbina pueda darle el trabajo que requiere el compresor, dado que el gasto aumenta con la velocidad de vuelo.

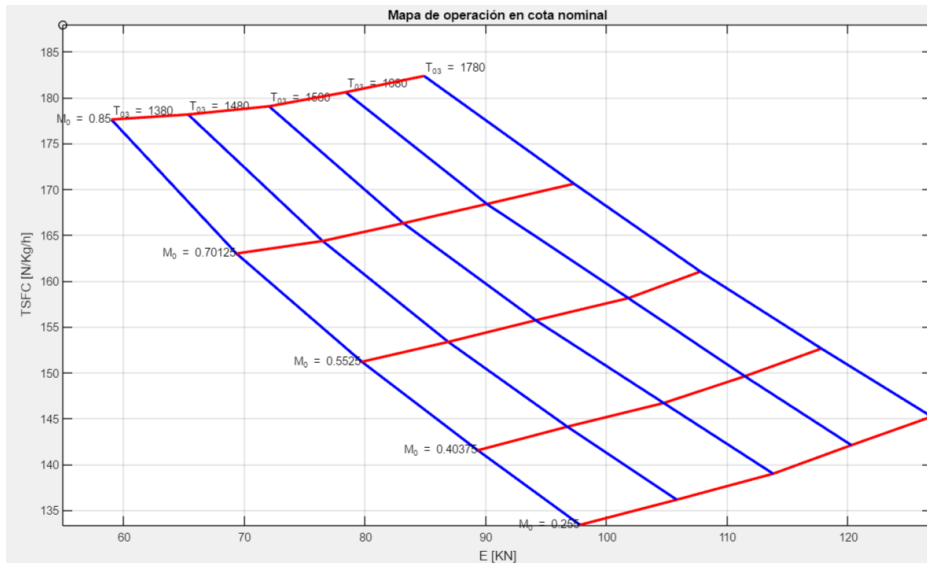


Ilustración 85: Mapa operación cota nominal N3.

Esto, a su vez provoca una disminución del empuje, ya que al requerir mayor trabajo el compresor para unas mismas turbomáquinas, la energía de salida del fluido disminuye, siendo así la variación de cantidad de movimiento menor y generando menos empuje.

El consumo específico disminuye ligeramente al aumentar la altitud, y esto es porque, pese a que el empuje disminuye, el consumo de combustible disminuye más aun debido a la mayor sensibilidad con la altura del consumo.

En cuanto a la sensibilidad con la temperatura de salida de la cámara, vemos como tanto el consumo como el empuje aumentan considerablemente al aumentar. Esto es debido a que, para generar ahora mayor temperatura, el compresor debe comprimir más, con lo que la turbina necesitará proporcionar más potencia a este, de manera que la combustión debe de ser más energética y así proporcionarle más energía al fluido. Esto se consigue aumentando el consumo. En cuanto al aumento de empuje se debe a varios factores.

1. Al aumentar el consumo, el gasto aumenta y lo más probable es que nos mantengamos con tobera bloqueada, por lo que al ser mayor la relación de compresión, la diferencia de presiones a la entrada y a la salida del fluido sea mayor cuanto mayor sea la temperatura
2. Además, pese a que la energía que debe entregar al combustor es mayor, la velocidad de salida de la tobera tiene su influencia considerable al ser la combustión más energética, ya que el gasto de aire no varía tan bruscamente con la temperatura, siendo esto el motivo por el cual el fluido no pierde tanta energía cinética en la turbina.

Como indicativo de que los mapas de operación obtenidos están correctos, vemos que nuestro punto de diseño se encuentra dentro del mapa un poco a la izquierda, situándose en la temperatura y mach de vuelo elegidos en diseño.

Ahora analizaremos los mapas de operación sobre los mapas de turbina y de compresor, analizando los aspectos más destacables.

Se puede ver en las imágenes como el diseño ha sido más o menos bueno ya que echando un vistazo vemos que en ninguna altitud, el compresor entra en zona de bombeo, siendo esto una buena señal de operatividad de las turbomáquinas en toda la operación.

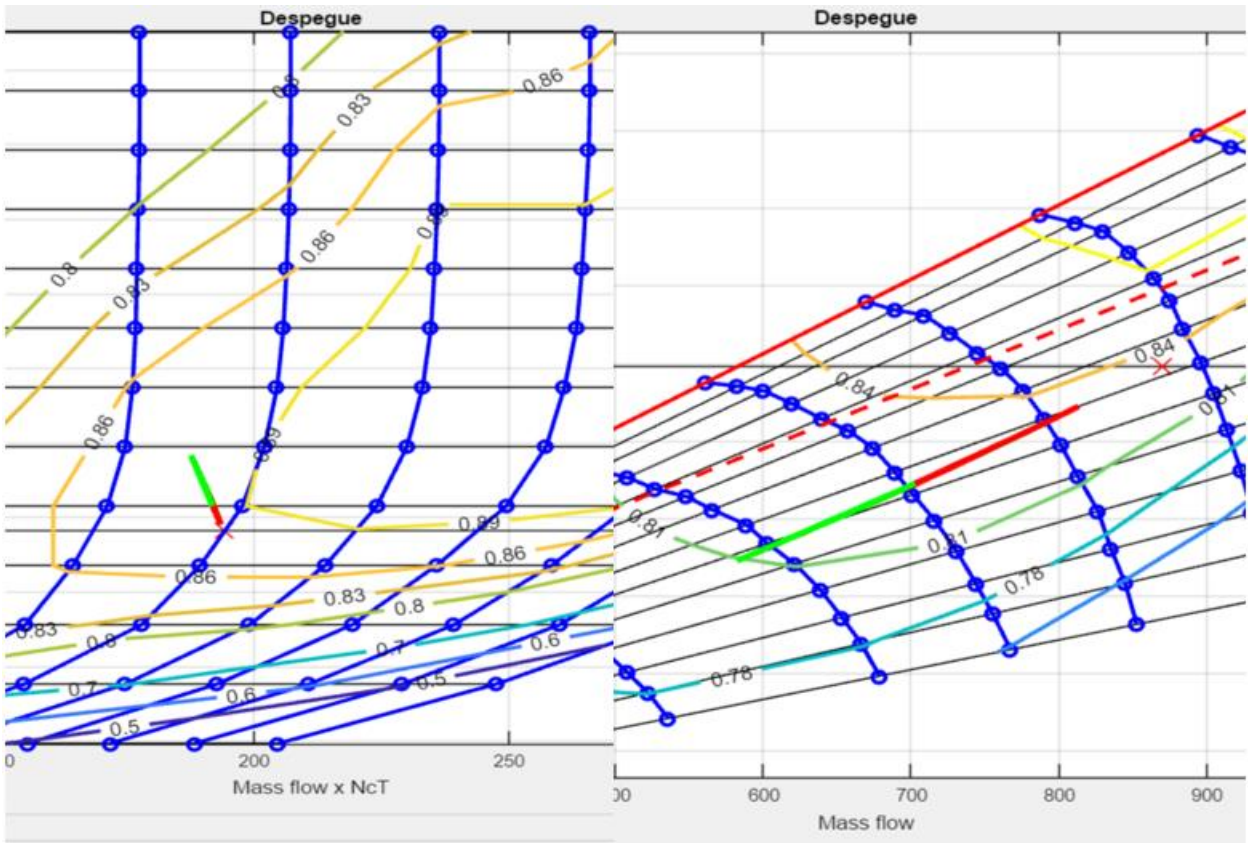


Ilustración 86: Operación en turbomáquinas depegue N3.

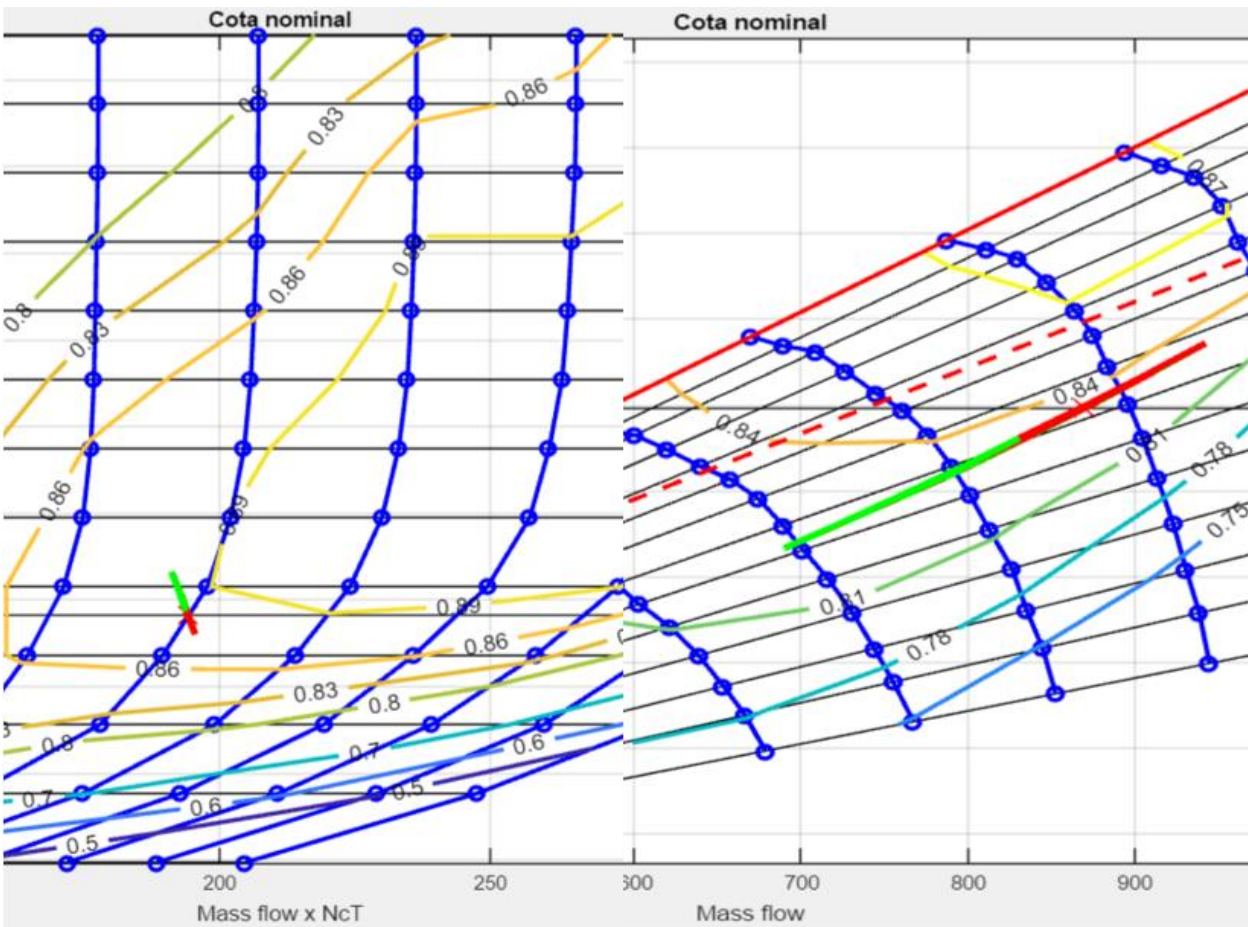


Ilustración 87: Operación turbomáquinas cota nominal N3.

Se puede observar en ambas turbomáquinas y a ambas altitudes como la dependencia de su comportamiento con el número de mach es inapreciable. Sin embargo, al aumentar la temperatura de fin de combustión vemos como las ratios de presión aumentan en el compresor y disminuyen en la turbina, dado que al ser mayor esa temperatura, la turbina necesita expandir menos el fluido para obtener la misma energía requerida.

Algo curioso es, al disminuir la altitud, también se observa como las líneas de operación se van hacia abajo a la izquierda en el compresor y hacia arriba a la izquierda en la turbina.

Compresor:

La línea de operación se desplaza hacia la izquierda ya que la presión de trabajo aumenta al disminuir la altitud más de lo que lo hace el gasto másico, viéndose esto reflejado en la definición de gasto corregido. Además, la relación de compresión disminuye ya que, al aumentar la densidad, los requerimientos de compresión disminuyen al aumentar el gasto, pudiendo conseguir el mismo empuje para una relación menor.

Turbina:

El motivo del desplazamiento hacia la izquierda es exactamente el mismo que en el compresor. En cuanto al desplazamiento hacia la parte superior, se debe a que, pese a que los requerimientos de variación de presión disminuyen, el trabajo requerido por el compresor aumenta, ya que el gasto lo hace al aumentar la densidad, y por ello para una misma diferencia de presiones, se requiere más trabajo por parte de la turbina.

Análisis de postcombustión:

Tras analizar cualitativamente los resultados, imaginemos que nos conviene analizar en un concreto la operación que tendría nuestro postcombustor, reflejándolo tanto en los mapas de operación como en los de turbomáquinas. En ese caso debemos de activar el postcombustor mediante el “RadioButton” de la parte inferior seleccionando la opción “Con Post-C”. Al realizar esta operación se activará el botón de definición de las condiciones de postcombustión donde podremos definir la altitud, el número de mach y el porcentaje de área respecto al área de diseño deseados en esta operación.

En nuestro caso vamos a definir los siguientes parámetros:

-
- *Altitud de postcombustión: 50000 ft*
 - *Número de mach postcombustión: 0.85*
 - *Porcentaje del área de diseño en postcombustión: 100%*
-

En las siguientes imágenes compararemos los puntos de operación en cota nominal con el de postcombustión, ya que nos interesa compararlo a la misma altitud a la que se realiza la activación. Aquí tenemos la comparación en ambas turbomáquinas. **(La cruz azul es el punto de postcombustión)**

Podemos observar como en el compresor nos vamos a zona de bombeo, lo cual resulta peligroso. Además, vemos como en la turbina disminuye el ratio de expansión dado que la temperatura de postcombustión limita ese comportamiento.

En cuanto a soluciones de empuje, vemos que aumenta en el punto de diseño **desde 70 KN hasta 72 KN**. Además se ve el claro aumento de consumo específico respecto al punto de diseño, lo que es lógico ya que ahora se gasta también combustible en el postcombustor.

En caso de que ocurra algo así, y dado que existe la posibilidad de cambiar el área en postcombustión, la aumentaremos hasta un 120 % y bajaremos la altitud a 40000 ft comprobando si sigue sobrepasando la línea de bombeo el compresor.

Vemos como ahora se ha conseguido un comportamiento más optimizado de la postcombustión, manteniéndose prácticamente constante el gasto corregido y aumentando el ratio de presión (lo que nos ha llevado hasta un empuje de 200 KN) pero sin sobrepasar la línea de bombeo. Este es el procedimiento de optimización de la postcombustión.

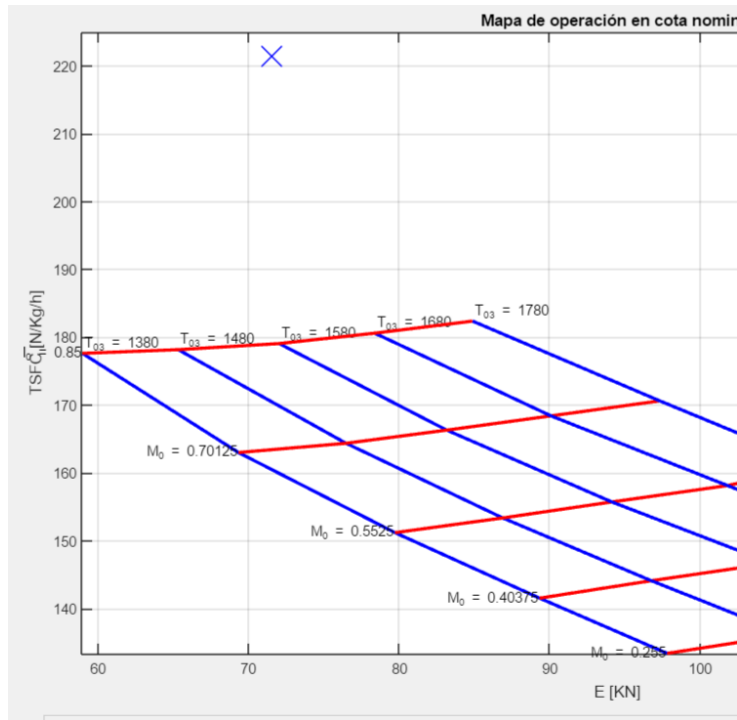


Ilustración 88: Postcombustión en mapa de operación cota nominal.

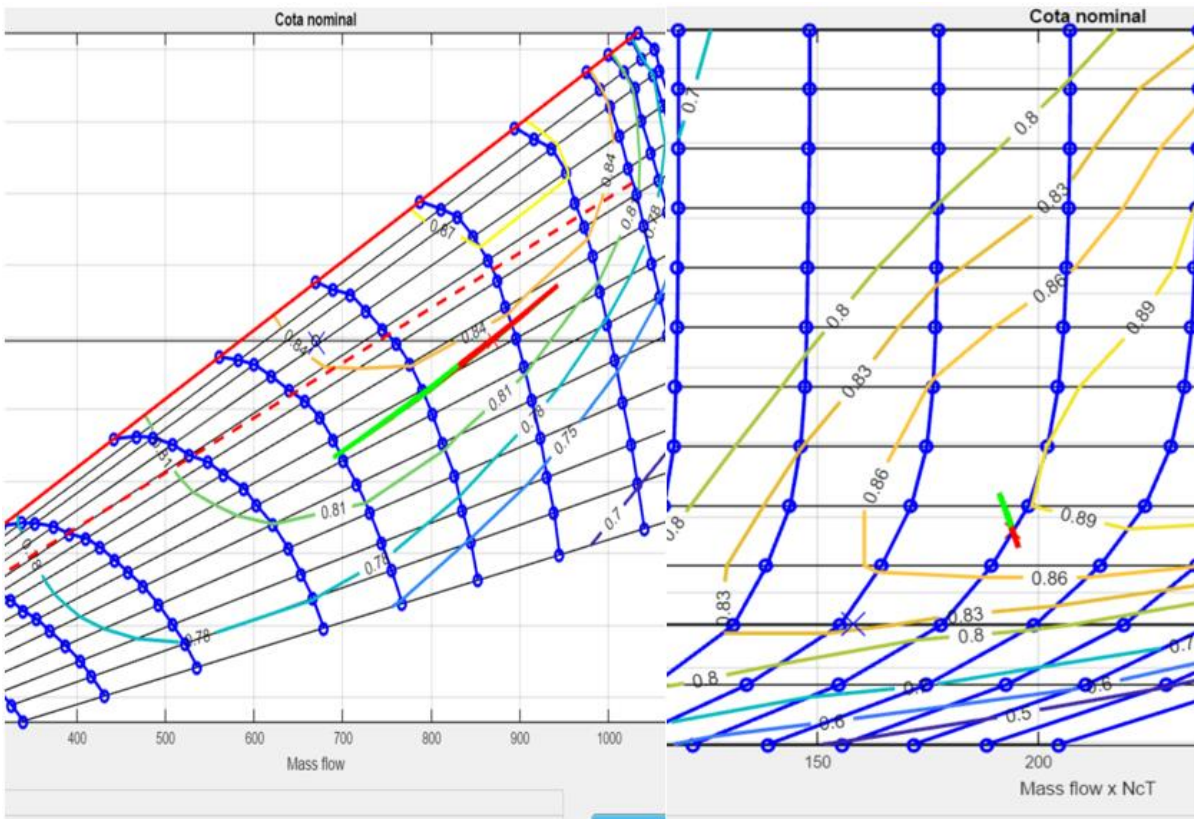


Ilustración 89: Operación de postcombustión a cota nominal N3 área de diseño.

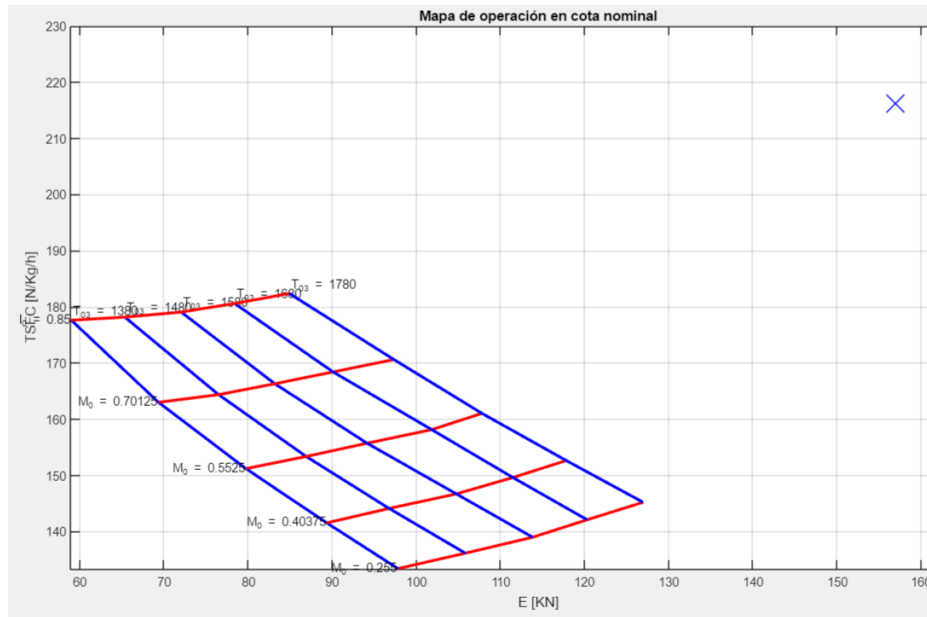


Ilustración 90: Mapa operación postcombustión 40000 ft y 120 % área de diseño

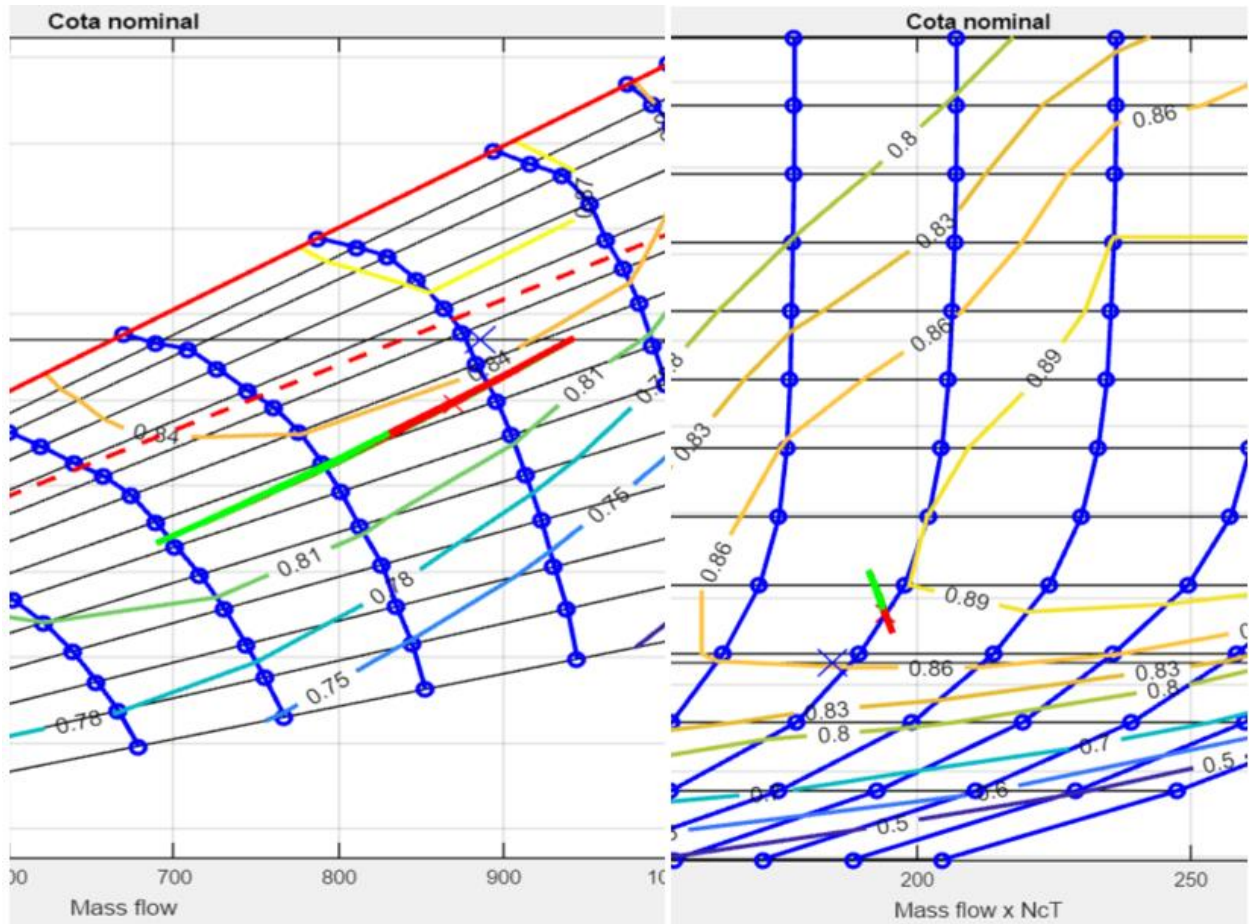


Ilustración 91: Operación de optimización de postcombustión 40000 ft y 120 % área de diseño

Ahora probaremos a aumentar el área hasta el 130 % de la de diseño. Vemos como en los resultados el empuje obtenido es mucho mayor, de manera que el consumo específico se mantiene aproximadamente constante, algo que nos indica una mayor optimización de la postcombustión por el buen ajuste de área realizado. En cuanto a las turbomáquinas se puede ver como se aumenta el gasto corregido en ambas bajándose mínimamente la relación de presión en el compresor.

Esta bajada de relación de compresión es debida a que ahora al aumentar el área, el gasto a la salida será mayor con lo que la turbina necesitará de menos expansión para conseguir el mismo trabajo, algo que además se vera

reflejado igualmente en la operación del compresor.

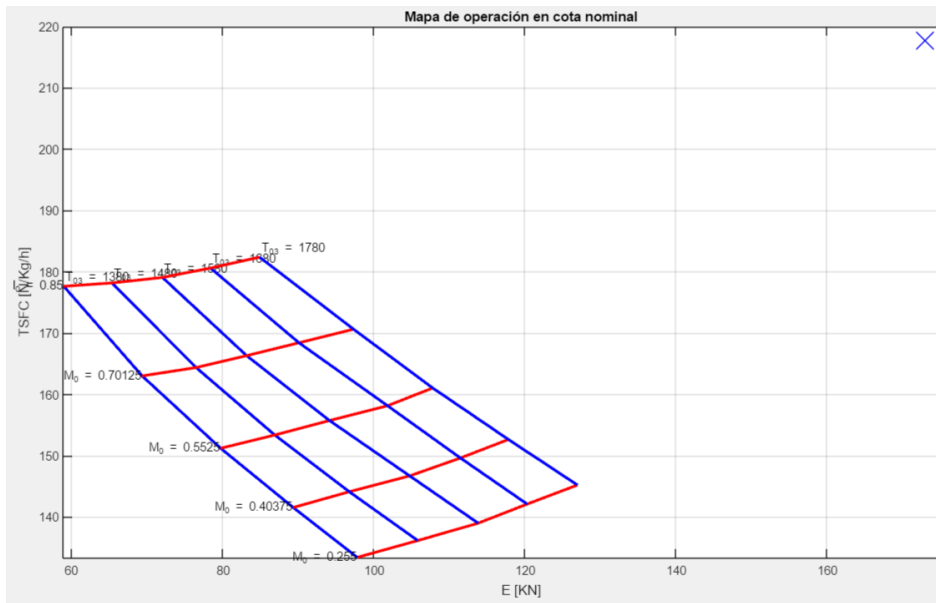


Ilustración 92: Mapa operación postcombustión 40000 ft y 130 % área de diseño

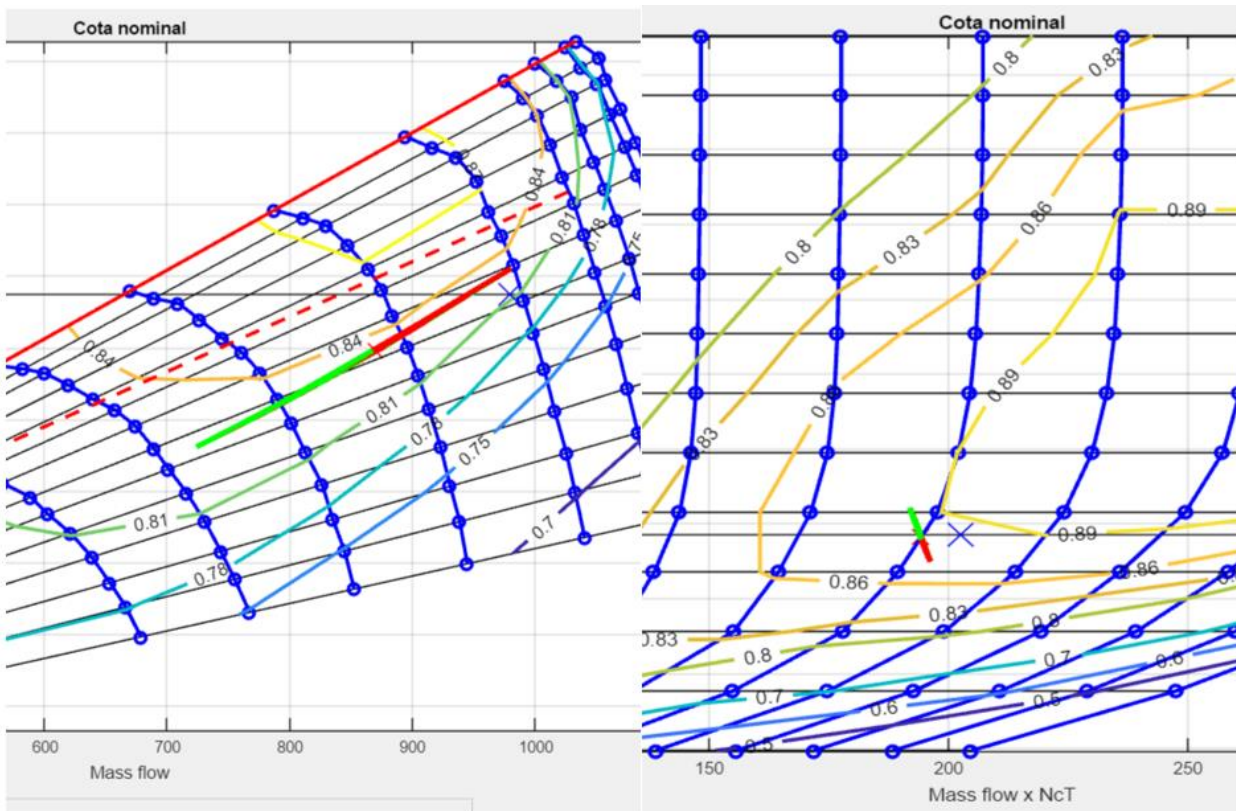


Ilustración 93: Operación en turbomáquina 40000 ft y 130 % área de diseño

Análisis de misión:

A continuación, pasaremos a definir un perfil de misión, calculando los resultados para analizarlos posteriormente. Para esto debemos pulsar el botón "Definir nueva misión" abriéndose así un nuevo panel que habilitara los puntos de la misión. Tras guardar los valores del perfil de la misión, le damos al botón "Calcular misión", lo que comenzara a ejecutar la función de cálculo. En el problema de la misión suele ocurrir que las turbomáquinas no están lo suficiente bien escaladas de forma que no puedan asumir las prestaciones que se le requieren. Para esto suele ser bastante útil cambiar el empuje an el punto de diseño, de manera que esto provoca un cambio en el gasto de diseño, escalándose las turbomáquinas mas adecuadamente.

Para ello se deciden los siguientes puntos de la misión como:

- *Vector de mach de vuelo:* $[0.3, 0.85, 0.85, 0.2]$
- *Vector de altitudes:* $[1, 50000, 50000, 1200] \text{ ft}$
- *Vector de empujes:* $[120, 80, 80, 60] \text{ KN}$

Obtenemos el siguiente perfil de misión.

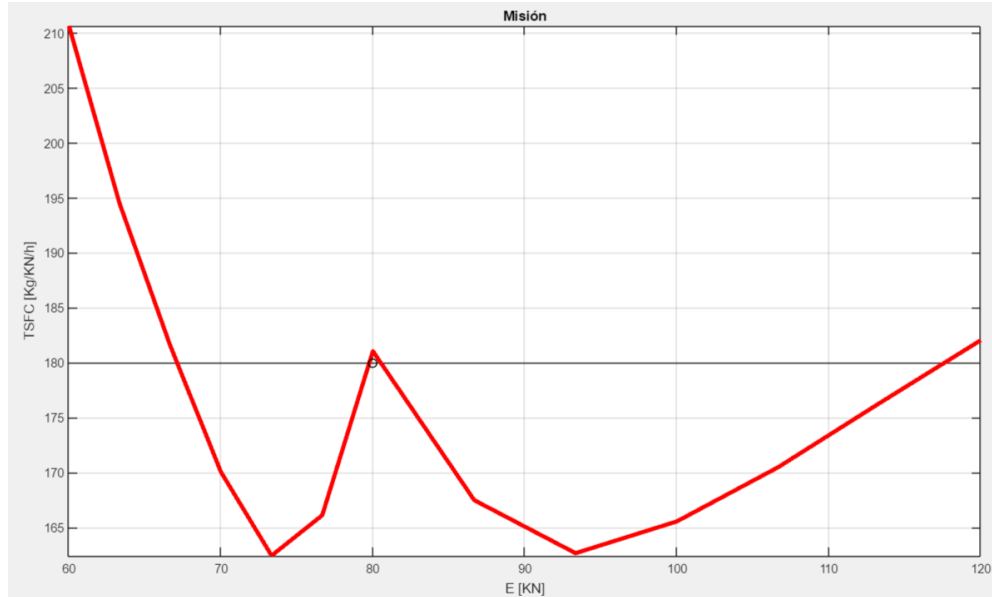


Ilustración 94: Mapa operación misión N3

Vemos como en el caso de la representación en el compresor tenemos que casi entramos en bombeo pero sin demasiado riesgo. Sin embargo, de manera positiva la misión se mueve entorno al punto de diseño en la zona de crucero, lo que nos conviene. Hay ocasiones que en niveles tecnológicos mas altos como los valores de empuje son muy altos, a veces nos encontramos con problemas de sobredimensionado de motor no pudiendo dar el motor tan “poco” empuje como se le requiere.

Ademas se observa como el consumo especifico disminuye con la altitud, lo que se debe a la disminución del gasto ocasionada por la disminución de densidad.

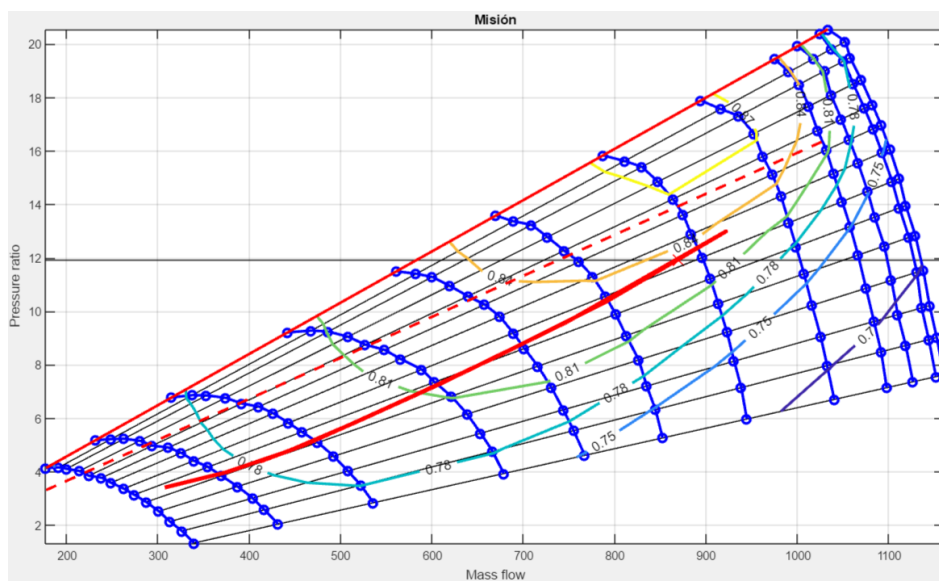


Ilustración 95: Misión en compresor N3

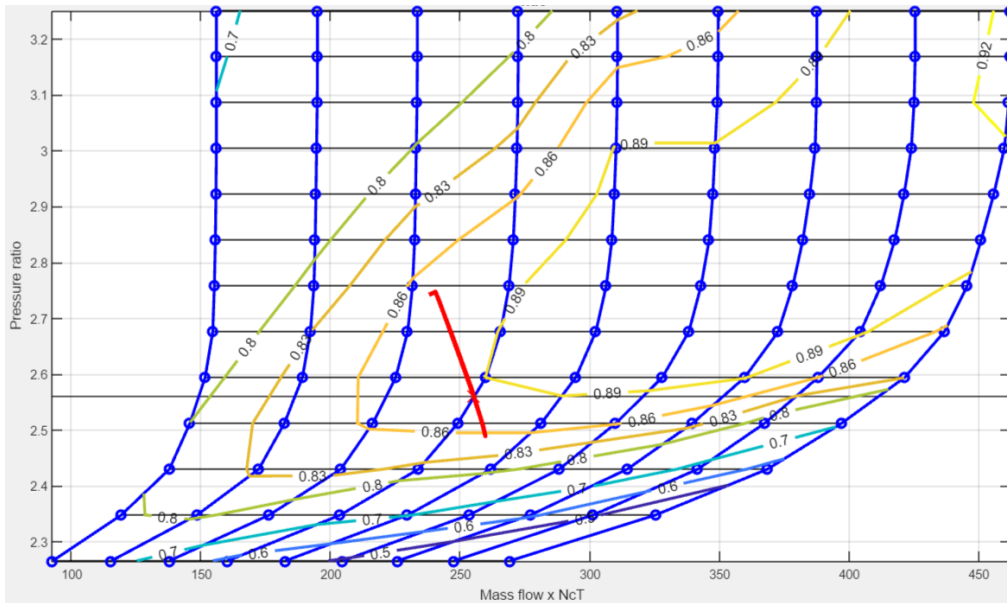


Ilustración 96: Misión en turbina N3.

Ahora ilustraremos unos mapas con barrido en consumo de combustible.

Se puede ver en las ilustraciones que las dependencias con el combustible son mas o menos parecidas a las que se obtienen con la temperatura de salida de la cámara. Este parámetro es mas complicado de ajustar. En una futura versión de la aplicación se incluirá la posibilidad de visualizar líneas de revolución constantes, para que el usuario tenga una información mas útil a la hora de diseñar y de que parámetros tocar.

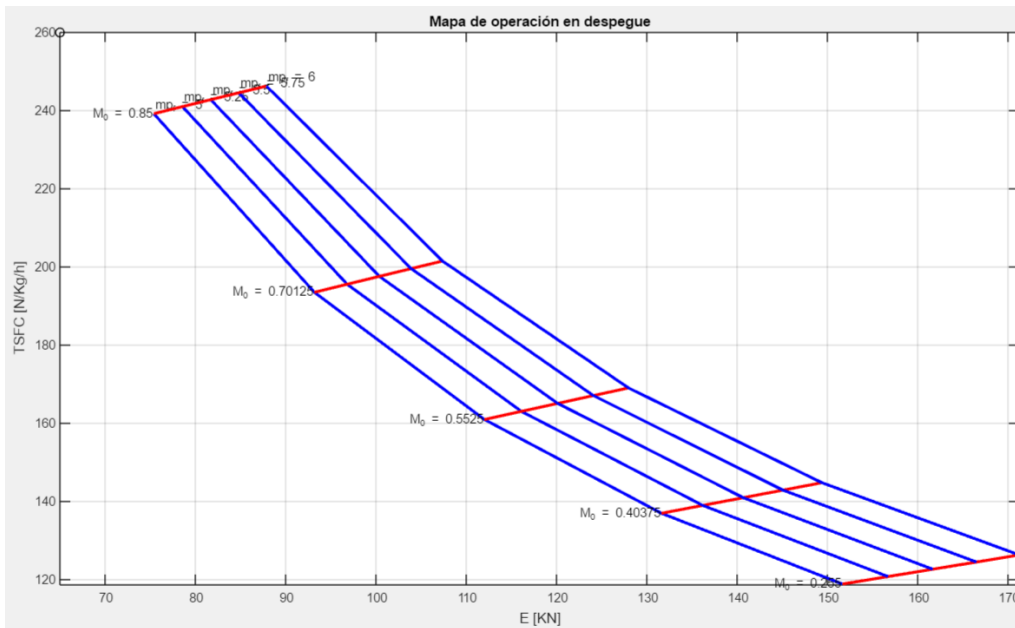


Ilustración 97: Mapa de operación con barrido en combustible despegue N3.

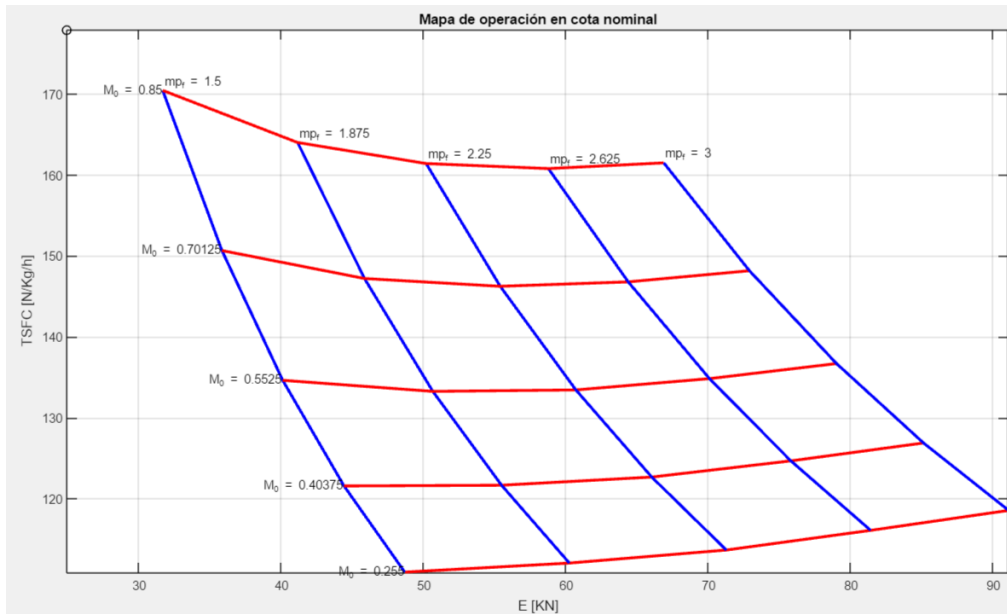


Ilustración 98: Mapa de operación barrido combustible cota nominal N3.

5.2. Comparación de niveles tecnológicos.

En este apartado analizaremos las diferencias entre los mapas de operación obtenidos en el apartado anterior, con los obtenidos en el mismo punto de diseño poniendo ahora nivel tecnológico N2. Escalaremos las turbomáquinas en el mismo punto, y estableceremos las mismas condiciones de despegue.

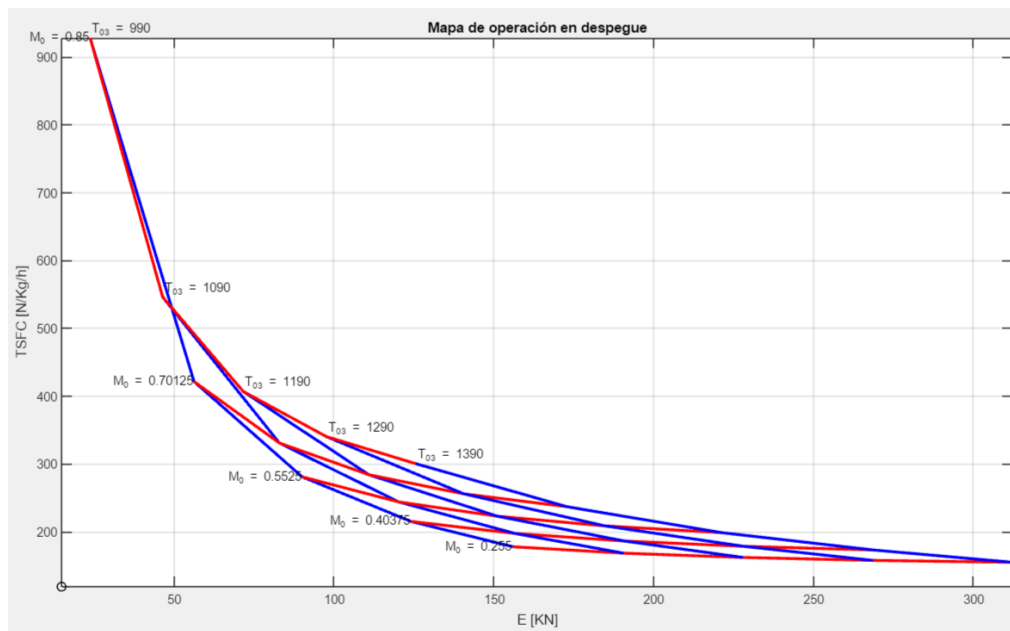


Ilustración 99: Mapa de operación despegue N2.

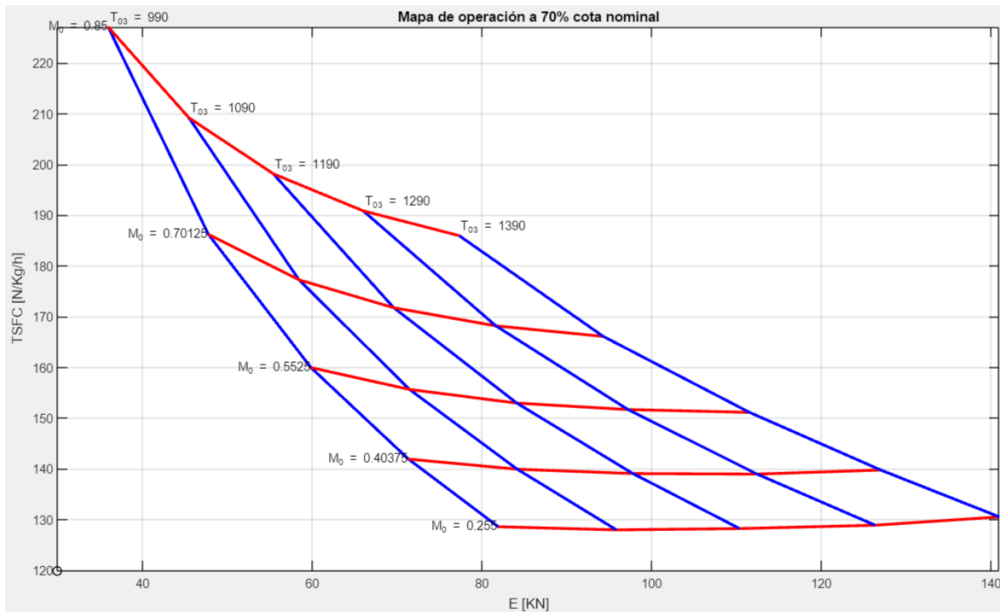


Ilustración 100: Mapa de operación 70% cota nominal N2.

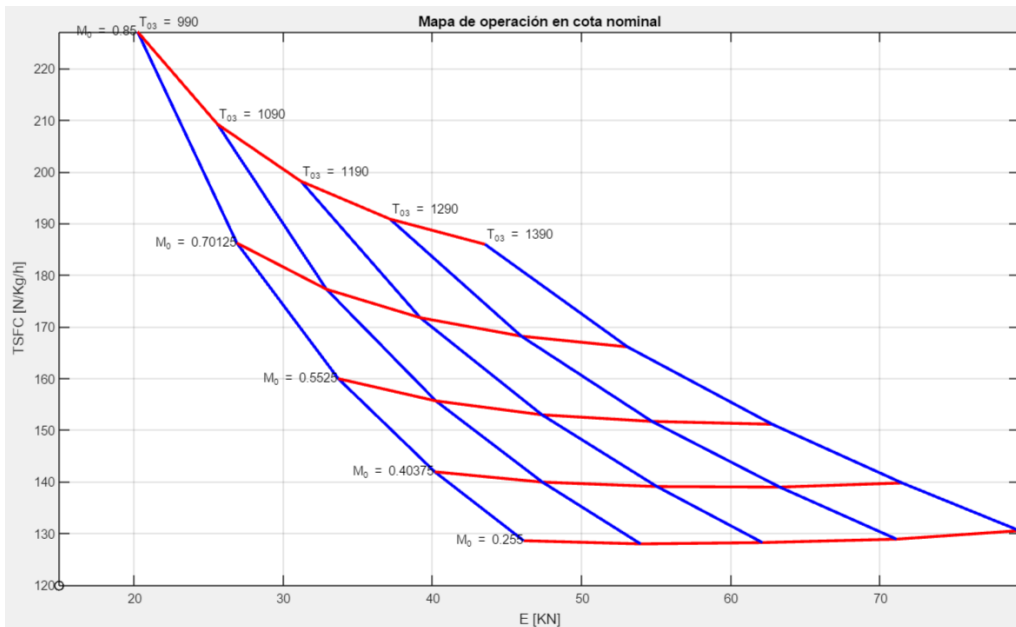


Ilustración 101: Mapa de operación cota nominal N2.

Podemos observar como en los gráficos de N2 el consumo específico tiene mas dependencia con el número de mach sobre todo en cota de despegue. Se ve mas acusada la dependencia del consumo específico con la altitud, siendo en general mayor en el caso de este nivel tecnológico.

En cuanto a los empujes vemos como son menores que en N3, en parte también porque el barrido de temperaturas esta en otro rango, pero en parte también porque las características tecnológicas no sacan tanto provecho del sistema en conjunto, teniendo para unas mismas condiciones de vuelo unos empujes inferiores a los del nivel tecnológico N3.

Ahora inspeccionaremos los resultados en las turbomáquinas en despegue y en cota nominal.

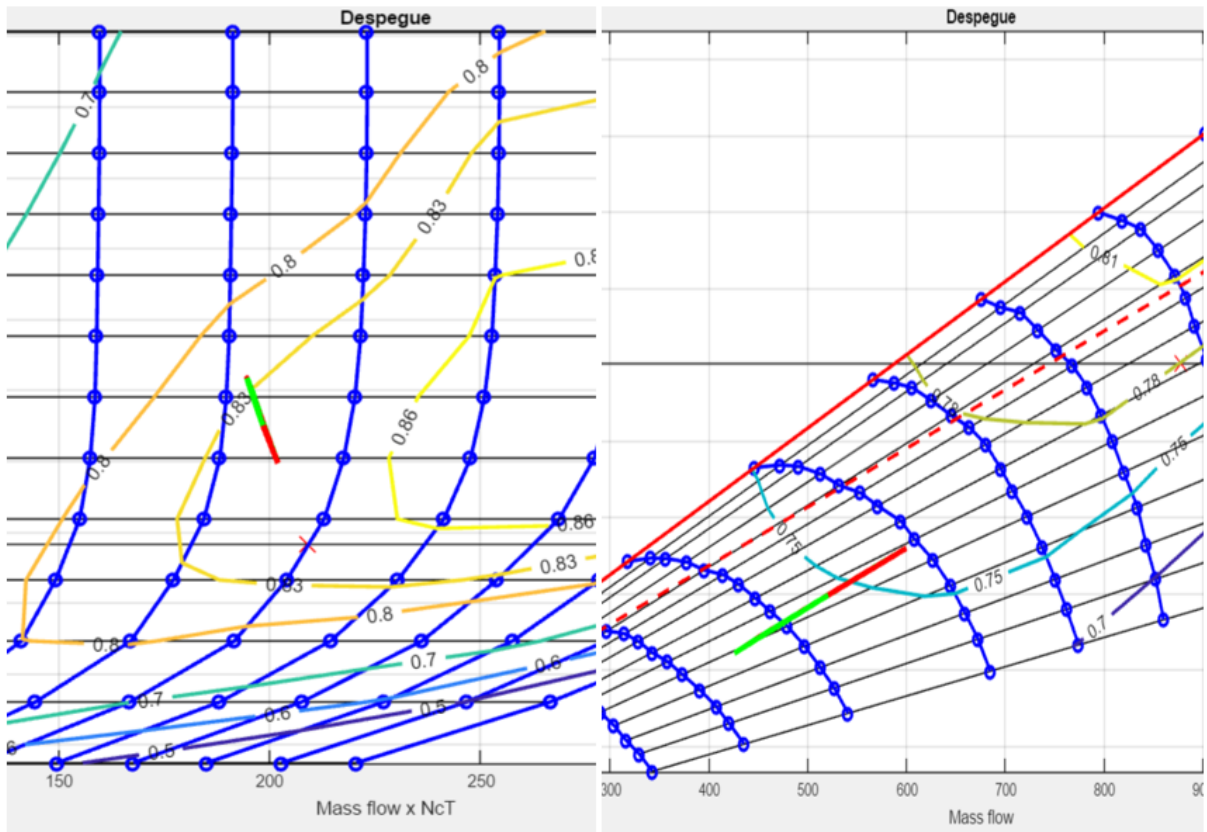


Ilustración 102: Operación en turbomáquina despegue N2.

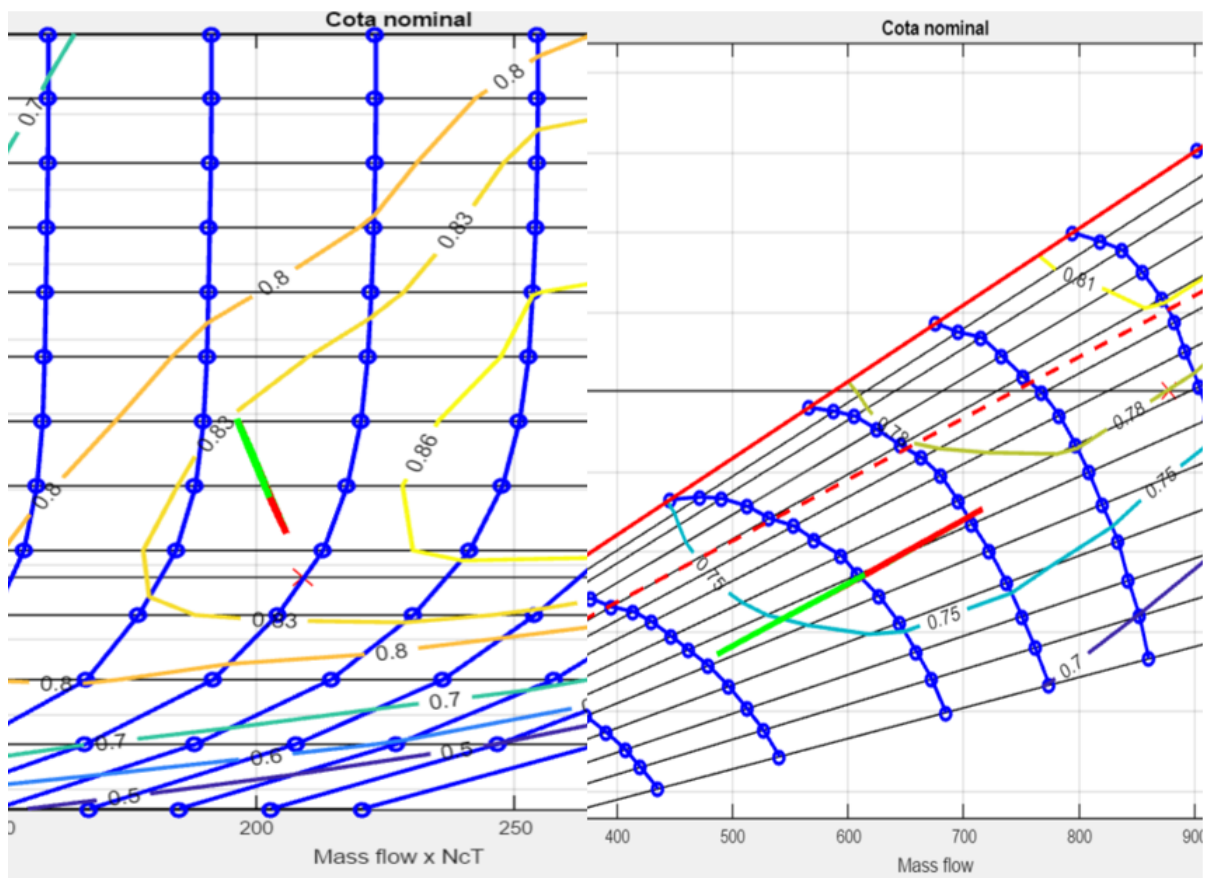


Ilustración 103: Operación en turbomáquina en cota nominal N2

Se observa como en comparación con el otro nivel tecnológico, la turbomáquina esta trabajando con rendimientos bajos durante la operación. Esto ocurre ya que probablemente el escalado de las turbomáquinas no

sea el más óptimo para este nivel. Además hay que pensar que conforme se aumenta el nivel tecnológico de los parámetros, material, etc. Las condiciones óptimas de operación no son las mismas que en niveles anteriores. Al aumentar de nivel las prestaciones también lo hacen.

El objetivo del diseño de una turbomáquina es que esta opere en torno a los valores del punto de diseño el mayor tiempo posible, con rendimientos lo más optimizados posible. Por ello, se podría concluir que para las mismas características de diseño de un N3 “óptimas”, un N2 no se comporta de la manera más adecuada posible, teniendo en este caso que cambiar el punto de diseño u otros parámetros como el escalado de las turbomáquinas para acercarnos más al punto de diseño en la operación.

Si simulamos la misma misión que en N3, se observa en el gráfico que los empujes se mantienen puesto que se han forzado y los consumos específicos aumentan, algo que era previsible por otra parte dado a las peores condiciones tecnológicas en este nivel. Además, como se comentó antes, las condiciones de diseño óptimas de N3 no lo serán para otros niveles tecnológicos.

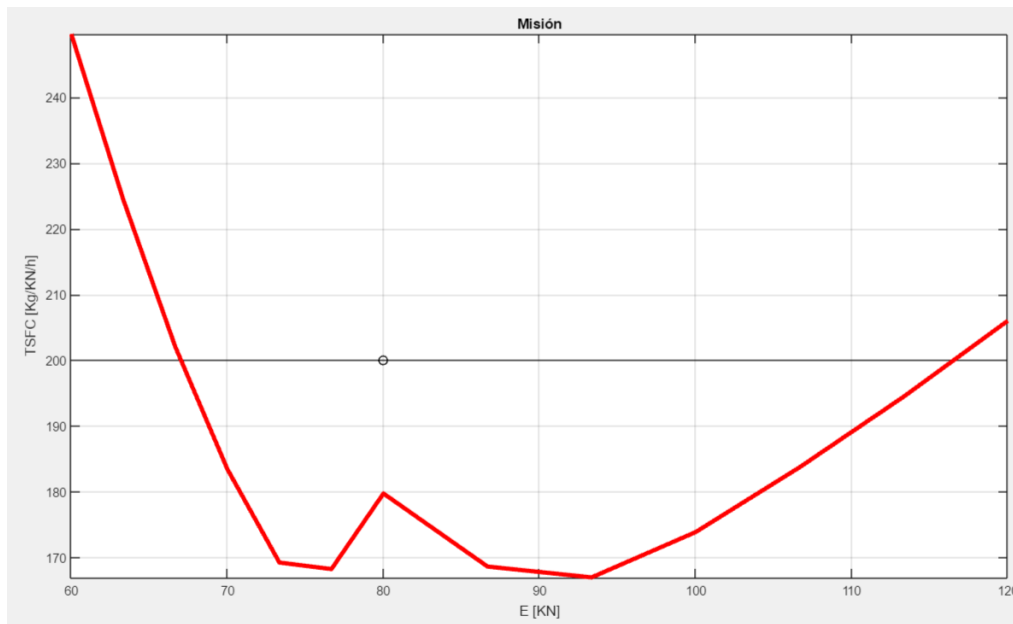


Ilustración 104: Misión en N2.

5.3. Conclusiones y futuras mejoras

Se espera que, en futuras versiones, MATLAB incluya algunas de las funcionalidades que incluía la antigua GUI; la función `ginput`, por ejemplo, permite interactuar sobre una figura en la interfaz y devolver las coordenadas del punto sobre el que se ha hecho clic. Cuando App Designer pueda soportar esta función la tarea de elegir el punto de diseño sobre el mapa motor será mucho más rápida e interactiva, eliminándose así las flechas selectoras de E_e y TSFC.

Sería muy recomendable extender los cálculos y resultados de la aplicación a más de un eje para poder estudiar cómo afecta el aumento del número de ecuaciones a los tiempos de cálculo y precisión de los resultados.

Se recomienda también cambiar la foto de Aeronaves de referencia por una tabla interactiva, en la que el usuario pueda elegir un avión y automáticamente el empuje de su motor se cargue en la aplicación.

Otra forma de seleccionar el empuje en diseño podría ser mediante la polar de cada avión. El usuario tendría a su disposición polares de varios aviones en una base de datos, y, según las condiciones de vuelo, la presión dinámica asociada definiría un C_L y C_D , con los que se podría calcular el empuje nominal en vuelo rectilíneo y uniforme. Para trasladar dicho empuje desde una cota de vuelo a otra podría utilizarse alternativamente una ley de corrección de empuje con altitud.

Para el BLOQUE II, una medida que ahorraría tiempo sería alimentar a la función que resuelve el sistema con la tobera adaptada con unos iterantes iniciales que fueran la solución de resolver el mismo sistema suponiendo

tobera bloqueada, de esta manera fsolve convergería mucho antes.

La implementación de la cinética de la combustión permitiría arrojar resultados más precisos, sobre todo desde el punto de vista de los gastos de aire en condiciones no estacionarias.

Se podría reducir los tiempos de cálculo del bloque II sin más que desacoplar algunas de las ecuaciones del paquete, por lo que el tamaño de la matriz que resuelve fsolve, así como el vector de variables de salida, se reducirían, acelerando así la convergencia del sistema.

Como se recuerda, todo el programa ha sido desarrollado siguiendo un modelo estacionario. Para futuras versiones, se podría partir de estos algoritmos y desarrollar una versión en condiciones dinámicas. Con ambos programas en conjunto el usuario dispondría de un simulador de vuelo completo en el que el motor sería sensible también a cambios en las condiciones de entrada variables con el tiempo.

6. ANEXO

En este capítulo se plasmarán algunos datos de cálculo utilizados en el desarrollo de la aplicación

A. Tablas generalizadas compresor

MASS FLOW														
NC/BETA	0	0,07692	0,15385	0,23077	0,30769	0,38462	0,46154	0,53846	0,61538	0,69231	0,76923	0,84615	0,92308	1
0,499	1,95	1,875	1,8	1,73	1,65	1,575	1,51	1,43	1,37	1,29	1,23	1,15	1,1	1,02
0,559	2,48	2,395	2,32	2,225	2,125	2,04	1,95	1,87	1,79	1,69	1,61	1,51	1,43	1,33
0,635	3,08	3	2,92	2,83	2,73	2,63	2,545	2,45	2,36	2,25	2,15	2,03	1,94	1,81
0,738	3,9	3,83	3,755	3,67	3,57	3,465	3,385	3,25	3,15	3,03	2,92	2,795	2,69	2,54
0,804	4,41	4,34	4,275	4,2	4,115	4,03	3,96	3,875	3,78	3,675	3,56	3,45	3,35	3,225
0,862	4,9	4,855	4,8	4,75	4,67	4,605	4,54	4,46	4,375	4,28	4,175	4,075	3,96	3,85
0,928	5,43	5,395	5,35	5,305	5,25	5,2	5,15	5,08	5,03	4,965	4,87	4,77	4,66	4,525
1	5,98	5,935	5,895	5,84	5,79	5,74	5,695	5,645	5,59	5,53	5,475	5,38	5,265	5,14
1,045	6,31	6,275	6,23	6,18	6,13	6,08	6,03	5,975	5,93	5,875	5,82	5,76	5,695	5,605
1,077	6,475	6,43	6,38	6,34	6,295	6,235	6,19	6,13	6,075	6,025	5,96	5,92	5,85	5,75
1,109	6,62	6,575	6,53	6,5	6,45	6,39	6,345	6,28	6,225	6,17	6,1	6,04	5,96	5,89
1,14	6,67	6,625	6,58	6,54	6,49	6,43	6,39	6,33	6,275	6,22	6,15	6,08	6,05	5,94

Tabla 3: Gasto corregido compresor

EFICIENCIA														
NC/BETA	0	0,07692	0,15385	0,23077	0,30769	0,38462	0,46154	0,53846	0,61538	0,69231	0,76923	0,84615	0,92308	1
0,499	0,69	0,6915	0,6919	0,6924	0,6924	0,6912	0,6909	0,69	0,6893	0,6873	0,6857	0,6839	0,6822	0,68
0,559	0,6954	0,7	0,7018	0,7032	0,7042	0,7038	0,7031	0,7023	0,7008	0,6988	0,6968	0,6947	0,6926	0,69
0,635	0,701	0,709	0,714	0,718	0,72	0,7212	0,7214	0,7207	0,7193	0,7171	0,715	0,7121	0,71	0,7058
0,738	0,695	0,71	0,7236	0,7321	0,7365	0,7393	0,741	0,7417	0,7415	0,74	0,739	0,7363	0,7336	0,73
0,804	0,68	0,7	0,72	0,7338	0,742	0,748	0,7523	0,7554	0,7571	0,758	0,758	0,757	0,7548	0,7525
0,862	0,665	0,68	0,7	0,7229	0,74	0,75	0,76	0,7642	0,7688	0,7733	0,7745	0,7746	0,7746	0,7727
0,928	0,645	0,66	0,676	0,694	0,72	0,741	0,754	0,7665	0,779	0,79	0,792	0,794	0,794	0,793
1	0,622	0,638	0,653	0,669	0,687	0,706	0,73	0,755	0,77	0,787	0,792	0,794	0,795	0,795
1,045	0,61	0,624	0,639	0,653	0,667	0,682	0,695	0,718	0,739	0,749	0,76	0,763	0,765	0,768
1,077	0,605	0,6167	0,631	0,645	0,659	0,672	0,6825	0,698	0,711	0,724	0,731	0,734	0,736	0,74
1,109	0,6	0,611	0,623	0,637	0,65	0,662	0,671	0,682	0,69	0,7	0,704	0,709	0,71	0,711
1,14	0,598	0,61	0,62	0,634	0,648	0,659	0,668	0,679	0,685	0,691	0,695	0,699	0,7	0,696

Tabla 4: Rendimientos isentrópicos compresor.

PRESSURE RATIO														
NC/BETA	0	0,07692	0,15385	0,23077	0,30769	0,38462	0,46154	0,53846	0,61538	0,69231	0,76923	0,84615	0,92308	1
0,499	0,51187	0,68475	0,82	0,96833	1,10145	1,20677	1,29414	1,37897	1,45058	1,48007	1,54889	1,58	1,5998	1,59166
0,559	0,7835	0,98947	1,158	1,32522	1,47813	1,60528	1,6963	1,80973	1,88486	1,91327	1,98323	2,012	2,00834	1,98939
0,635	1,091	1,344	1,548	1,76143	1,95789	2,11091	2,24013	2,37755	2,47424	2,51975	2,60045	2,636	2,63972	2,60523
0,738	1,51125	1,83038	2,09075	2,36707	2,62401	2,8265	3,00789	3,16075	3,2911	3,36449	3,48056	3,554	3,56822	3,54182
0,804	1,77262	2,12924	2,42875	2,7492	3,0562	3,31071	3,53344	3,72263	3,94252	4,06302	4,21208	4,34	4,3853	4,42068
0,862	2,02375	2,43103	2,77	3,14575	3,49631	3,80349	4,06356	4,34534	4,55775	4,71824	4,91502	5,09	5,14048	5,22255
0,928	2,29537	2,74747	3,1275	3,5459	3,95625	4,3134	4,6211	4,95232	5,23502	5,46009	5,70941	5,924	6,00708	6,08857
1	2,57725	3,06391	3,48175	3,93164	4,38447	4,77618	5,11923	5,50545	5,81406	6,07199	6,40092	6,656	6,75607	6,87762
1,045	2,74637	3,26315	3,6995	4,17678	4,65409	5,06756	5,42542	5,82852	6,16562	6,44562	6,79526	7,112	7,28841	7,47422
1,077	2,83094	3,35398	3,797	4,29214	4,78493	5,2004	5,57166	5,98027	6,31555	6,60808	6,95528	7,304	7,4803	7,66025
1,109	2,90525	3,43895	3,8945	4,4075	4,90785	5,33323	5,71333	6,12712	6,47065	6,76511	7,1153	7,448	7,61648	7,83987
1,14	2,93087	3,46825	3,927	4,43634	4,93957	5,36751	5,75446	6,17607	6,52235	6,81926	7,17245	7,496	7,7279	7,90402

Tabla 5: Relación de compresión compresor.

B. Tablas generalizadas turbina

Mass flow													
NC/BETA	0	0,08333	0,16667	0,25	0,33333	0,41667	0,5	0,58333	0,66667	0,75	0,83333	0,91667	1
0,4	3	3,855	4,455	4,71	4,9	4,995	5,015	5,0275	5,035	5,04	5,04	5,04	5,04
0,5	2,985	3,84	4,455	4,71	4,89	4,97	5,005	5,0175	5,025	5,03125	5,0375	5,04	5,04
0,6	2,97	3,8	4,395	4,66	4,85	4,95	4,99	5,0075	5,015	5,02125	5,0275	5,03	5,03
0,7	2,96	3,7625	4,32	4,6	4,8	4,905	4,965	4,995	5,01	5,02125	5,0275	5,03	5,03
0,8	2,95	3,7125	4,23	4,545	4,76	4,885	4,95	4,985	5	5,01125	5,0175	5,02	5,02
0,9	2,94	3,64	4,14	4,4525	4,71	4,8575	4,925	4,97	4,99	5,0025	5,015	5,02	5,02
1	2,92	3,5825	4,065	4,39	4,65	4,8175	4,89	4,94	4,975	5,00125	5,0075	5,01	5,01
1,1	2,91	3,54	4,015	4,3175	4,56	4,7525	4,845	4,9075	4,95	4,9825	4,995	5	5
1,2	2,9	3,505	3,97	4,2775	4,54	4,705	4,8	4,8575	4,91	4,95375	4,9725	4,98	4,98

Tabla 6: Gasto corregido turbina.

Eficiencia													
NC/BETA	0	0,08333	0,16667	0,25	0,33333	0,41667	0,5	0,58333	0,66667	0,75	0,83333	0,91667	1
0,4	0,745	0,769	0,7755	0,77225	0,762	0,746	0,7255	0,708	0,695	0,68362	0,67675	0,67175	0,668
0,5	0,707	0,77875	0,805	0,8155	0,812	0,80075	0,783	0,76375	0,746	0,72938	0,71625	0,70688	0,7
0,6	0,635	0,7535	0,809	0,833	0,842	0,84	0,8325	0,81675	0,795	0,77362	0,75675	0,74213	0,729
0,7	0,56	0,70625	0,7945	0,83925	0,859	0,8595	0,856	0,8465	0,828	0,8085	0,791	0,775	0,76
0,8	0,52	0,67875	0,782	0,8425	0,87	0,877	0,876	0,86975	0,8655	0,86037	0,84725	0,82438	0,795
0,9	0,47	0,64125	0,7575	0,83175	0,87	0,88175	0,8805	0,877	0,8695	0,86037	0,84725	0,83563	0,825
1	0,4	0,59475	0,726	0,81075	0,86	0,87825	0,882	0,882	0,879	0,8745	0,867	0,85838	0,849
1,1	0,3	0,5	0,6545	0,758	0,83	0,86225	0,8755	0,88125	0,8845	0,88675	0,8855	0,88237	0,878
1,2	0,2	0,36	0,5475	0,68625	0,802	0,82625	0,8535	0,871	0,8805	0,88737	0,88925	0,89	0,89

Tabla 7: Rendimiento isentrópico turbina.

Pressure ratio													
NC/BETA	0	0,08333	0,16667	0,25	0,33333	0,41667	0,5	0,58333	0,66667	0,75	0,83333	0,91667	1
0,4	1,15	1,19167	1,23334	1,27501	1,31668	1,35835	1,40002	1,44169	1,48336	1,52503	1,5667	1,60837	1,65
0,5	1,15	1,19167	1,23334	1,27501	1,31668	1,35835	1,40002	1,44169	1,48336	1,52503	1,5667	1,60837	1,65
0,6	1,15	1,19167	1,23334	1,27501	1,31668	1,35835	1,40002	1,44169	1,48336	1,52503	1,5667	1,60837	1,65
0,7	1,15	1,19167	1,23334	1,27501	1,31668	1,35835	1,40002	1,44169	1,48336	1,52503	1,5667	1,60837	1,65
0,8	1,15	1,19167	1,23334	1,27501	1,31668	1,35835	1,40002	1,44169	1,48336	1,52503	1,5667	1,60837	1,65
0,9	1,15	1,19167	1,23334	1,27501	1,31668	1,35835	1,40002	1,44169	1,48336	1,52503	1,5667	1,60837	1,65
1	1,15	1,19167	1,23334	1,27501	1,31668	1,35835	1,40002	1,44169	1,48336	1,52503	1,5667	1,60837	1,65
1,1	1,15	1,19167	1,23334	1,27501	1,31668	1,35835	1,40002	1,44169	1,48336	1,52503	1,5667	1,60837	1,65
1,2	1,15	1,19167	1,23334	1,27501	1,31668	1,35835	1,40002	1,44169	1,48336	1,52503	1,5667	1,60837	1,65

Tabla 8: Relacion de expansión turbina.