

# Trabajo Fin de Grado

## Grado en Ingeniería Aeroespacial

### Estudio del Funcionamiento en Condiciones Críticas de un Turbofán. Aplicación a la Determinación del Modelo Propulsivo de un Boeing 767-300ER.

Autor: Verónica Tamara Contreras Pérez

Tutor: Antonio Franco Espín

Dep. Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de Fluidos  
Escuela Técnica Superior de Ingeniería  
Universidad de Sevilla

Sevilla, 2015





Trabajo Fin de Grado  
Grado en Ingeniería Aeroespacial

**Estudio del Funcionamiento en Condiciones  
Críticas de un Turbofán.  
Aplicación a la Determinación del Modelo  
Propulsivo de un Boeing 767-300ER.**

Autor:

Verónica Tamara Contreras Pérez

Tutor:

Antonio Franco Espín

Profesor Ayudante Doctor

Dep. Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de Fluidos  
Escuela Técnica Superior de Ingeniería  
Universidad de Sevilla

Sevilla, 2015



Trabajo Fin de Grado: Estudio del Funcionamiento en Condiciones Críticas de un Turbofán.  
Aplicación a la Determinación del Modelo Propulsivo de un Boeing  
767-300ER.

Autor: Verónica Tamara Contreras Pérez  
Tutor: Antonio Franco Espín

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

Presidente:

Vocal/es:

Secretario:

acuerdan otorgarle la calificación de:

El Secretario del Tribunal

Fecha:



# Agradecimientos

Quiero dedicar y expresar mi gratitud y reconocimiento a todas aquellas personas que, de alguna manera, han contribuido a la realización de este Trabajo Fin de Grado:

En primer lugar, agradezco a los profesores de la Escuela Técnica Superior de Ingeniería de Sevilla los conocimientos que me han transmitido. Y, en especial, a Antonio Franco Espín, mi tutor en este proyecto por su ayuda y dedicación durante el desarrollo de este trabajo.

Asimismo, he de mostrar mi gratitud hacia Víctor, quien me ha ayudado, apoyado y acompañado durante estos desafiantes cuatro años.

Por último, como no podía ser de otra manera, doy las gracias a mi familia por su ilusión, sus ánimos y soporte. Porque, en definitiva, no hay nada que me haga más feliz que saber que están orgullosos de mí.



# Índice

<b>Índice</b>	<b>3</b>
<b>Índice de figuras</b>	<b>5</b>
<b>Índice de cuadros</b>	<b>7</b>
<b>1. Introducción</b>	<b>9</b>
1.1. Objetivos y motivación . . . . .	9
1.2. Estructura del Proyecto . . . . .	11
<b>2. Ciclo de un Turbofán en serie bieje</b>	<b>13</b>
2.1. Ecuaciones del Ciclo . . . . .	15
2.2. Introducción a las Leyes de Control . . . . .	19
<b>3. Turbofán funcionando en Condiciones Críticas</b>	<b>21</b>
3.1. Comportamiento a $T_{4t} _{Max}$ . . . . .	21
3.2. Efecto de la posición de palanca . . . . .	32
3.3. Estudio de la validez de los resultados obtenidos . . . . .	44
<b>4. Tobera Principal Bloqueada y Secundaria Convergente</b>	<b>47</b>
4.1. Comportamiento a $T_{4t} _{Max}$ . . . . .	47
4.2. Estudio de la validez de los resultados obtenidos . . . . .	55
<b>5. Turbofán con Toberas Convergentes</b>	<b>59</b>
5.1. Comportamiento a $T_{4t} _{Max}$ . . . . .	59
5.2. Efecto de la posición de palanca . . . . .	64
5.3. Estudio de la validez de los resultados obtenidos . . . . .	70
<b>6. Condiciones de Operación de un Turbofán de Referencia</b>	<b>73</b>
6.1. Comportamiento a $T_{4t} _{Max}$ . . . . .	74
6.2. Efecto de la posición de palanca . . . . .	78
<b>7. Modelo Propulsivo de un Boeing 767-300ER</b>	<b>81</b>
7.1. Elección planta propulsiva . . . . .	81
7.2. Ajuste de Parámetros del Ciclo y Comparación de Resultados con el Modelo de Mattingly . . . . .	82
7.2.1. Resultados considerando el error en el Empuje . . . . .	84
7.2.2. Resultados considerando el error en el Consumo Específico . . . . .	87
7.2.3. Resultados considerando el error medio . . . . .	88
7.2.4. Conclusiones de los Resultados . . . . .	89
<b>8. Conclusiones</b>	<b>93</b>
<b>Referencias</b>	<b>95</b>

<b>A. Programas Numéricos de Resolución</b>	<b>97</b>
A.1. Ciclo de un Turbofán en serie bieje . . . . .	97
A.2. Comportamiento en Condiciones Críticas a $T_{4t} _{Max}$ . . . . .	99
A.2.1. Estudio frente a $M_0$ . . . . .	99
A.2.2. Estudio frente a $Z$ . . . . .	102
A.2.3. Ecuaciones Temperatura de Break . . . . .	105
A.2.4. Ecuaciones que determinan parámetros para el caso que $T_{2t} > T_{2t} _{break}$	105
A.3. Efecto de la posición de palanca . . . . .	107
A.3.1. Estudio frente a $M_0$ . . . . .	107
A.3.2. Estudio frente a $Z$ . . . . .	112
A.3.3. Ecuaciones que determinan los parámetros "límite"	116
A.4. Tobera primaria convergente y tobera secundaria adaptada . . . . .	118
A.4.1. Estudio frente a $M_0$ . . . . .	118
A.4.2. Estudio frente a $Z$ . . . . .	123
A.4.3. Ecuaciones Temperatura de Break para Tobera del Fan Adaptada .	127
A.5. Toberas Convergentes . . . . .	128
A.5.1. Programa Principal . . . . .	128
A.5.2. Función secundaria "amarillo" . . . . .	137
A.5.3. Función secundaria "azul" . . . . .	139
A.5.4. Función secundaria "celeste" . . . . .	141
A.5.5. Función secundaria "morado" . . . . .	142
A.5.6. Función secundaria "negro" . . . . .	145
A.5.7. Función secundaria "rojo" . . . . .	147
A.5.8. Función secundaria "rosa" . . . . .	149
A.5.9. Función secundaria "verde" . . . . .	151
A.6. Ajuste de Parámetros . . . . .	153
A.6.1. Ajuste considerando el error en el empuje . . . . .	153
A.6.2. Ajuste considerando el error en el consumo específico . . . . .	159
A.6.3. Ajuste considerando el error medio . . . . .	165
A.6.4. Uso de <i>fsolve</i> . . . . .	172

# Índice de figuras

1.1.	Ejemplo de turbofán[3] . . . . .	9
1.2.	Imagen de un B767-300ER [4] . . . . .	10
1.3.	Imagen de un B767-300ER[5] . . . . .	12
2.1.	Esquema de un Turbofán en Serie Bieje . . . . .	13
2.2.	Diagramas T-S de los flujos primario (izquierda) y secundario (derecha) [1] . . . . .	14
3.1.	Leyes de Control para $M_0 = 0,85$ . . . . .	25
3.2.	Algoritmo empleado para estudiar el comportamiento al variar el Mach de vuelo de un turbofán funcionando en condiciones críticas para $T_{4t} _{Max}$ . . . . .	27
3.3.	Empuje y Consumo Específico frente a $M_0$ . . . . .	28
3.4.	Consumo y Rendimiento Global frente a $M_0$ . . . . .	29
3.5.	Algoritmo empleado para estudiar el comportamiento al variar la altitud de vuelo de un turbofán funcionando en condiciones críticas para $T_{4t} _{Max}$ . . . . .	30
3.6.	Consumo y Rendimiento Global frente a $Z$ . . . . .	31
3.7.	Consumo y Rendimiento Global frente a $Z$ . . . . .	32
3.8.	Ley de Pilotaje para varias $T_{4t} _{Lim}$ con $M_0 = 0,85$ y variando la altitud de vuelo . . . . .	34
3.9.	Algoritmo empleado para estudiar el comportamiento al variar el Mach de vuelo de un turbofán funcionando en condiciones críticas para varios $T_{4t} _{Lim}$ . . . . .	35
3.10.	Empuje y Consumo Específico frente a $M_0$ para $Z=0$ m . . . . .	36
3.11.	Empuje y Consumo Específico frente a $M_0$ para $Z=11000$ m . . . . .	36
3.12.	Consumo y Rendimiento Global frente a $M_0$ para $Z=0$ m . . . . .	37
3.13.	Consumo y Rendimiento Global frente a $M_0$ para $Z=11000$ m . . . . .	37
3.14.	Algoritmo empleado para estudiar el comportamiento al variar la altitud de vuelo de un turbofán funcionando en condiciones críticas para varios $T_{4t} _{Lim}$ . . . . .	39
3.15.	Empuje y Consumo Específico frente a $Z$ para $M_0 = 0,6$ . . . . .	40
3.16.	Empuje y Consumo Específico frente a $Z$ para $M_0 = 0,85$ . . . . .	40
3.17.	Empuje y Consumo Específico frente a $Z$ para $M_0 = 0,6$ . . . . .	41
3.18.	Empuje y Consumo Específico frente a $Z$ para $M_0 = 0,85$ . . . . .	41
3.19.	Empuje frente a Posición de Palanca en Condiciones Críticas . . . . .	42
3.20.	Consumo Específico frente a Posición de Palanca en Condiciones Críticas . . . . .	43
3.21.	Consumo frente a Posición de Palanca en Condiciones Críticas . . . . .	43
3.22.	Empuje frente a Consumo en Condiciones Críticas . . . . .	44
3.23.	Comparativa de presiones para el estudio a altitud constante con $Z=0$ . . . . .	45
3.24.	Comparativa de presiones para el estudio a altitud constante con $Z=11000$ m . . . . .	45
3.25.	Comparativa de presiones para el estudio a Mach constante con $M_0 = 0,6$ . . . . .	46
3.26.	Comparativa de presiones para el estudio a Mach constante con $M_0 = 0,85$ . . . . .	46
4.1.	Contorno de Break . . . . .	50
4.2.	$T_{2t}$ frente a $M_0$ . . . . .	51
4.3.	Algoritmo empleado para estudiar el comportamiento al variar la el Mach de vuelo de un turbofán con tobera primaria bloqueada y secundaria adaptada para $T_{4t} _{Max}$ . . . . .	52

4.4.	Resultados para Tobera Primaria Bloqueada y Tobera Secundaria Convergente frente a $M_0$ . . . . .	53
4.5.	$T_{2t} _{break}$ para $M_0 = 0,6$ y $M_0 = 0,85$ . . . . .	54
4.6.	Resultados para Tobera Primaria Bloqueada y Secundaria Convergente frente a la altitud . . . . .	55
4.7.	Comparación de presiones con la altitud . . . . .	56
4.8.	Comparación de presiones con el número de Mach . . . . .	57
5.1.	Resultados para Toberas Primaria y Secundaria convergentes frente a $M_0$ .	62
5.2.	Resultados para Toberas Primaria y Secundaria convergentes frente a $Z$ . .	63
5.3.	Resultado para ambas toberas convergentes, $Z=0$ y varios $T_{4t} _{Lim}$ . . . . .	65
5.4.	Resultado para ambas toberas convergentes, $Z=11000m$ y varios $T_{4t} _{Lim}$ . .	65
5.5.	Resultado para ambas toberas convergentes, $M_0 = 0,6$ y varios $T_{4t} _{Lim}$ . . .	67
5.6.	Resultado para ambas toberas convergentes, $M_0 = 0,85$ y varios $T_{4t} _{Lim}$ . .	67
5.7.	Empuje frente a la posición de palanca . . . . .	68
5.8.	Consumo Específico frente a la posición de palanca . . . . .	69
5.9.	Consumo frente a la posición de palanca . . . . .	69
5.10.	Comparación de las gráficas de Empuje frente a Consumo . . . . .	70
6.1.	Algoritmo empleado para estudiar el efecto de las condiciones de vuelo en un turbofán con toberas convergentes . . . . .	73
6.2.	Algoritmo de las funciones que determinan las condiciones de operación . .	75
6.3.	Condiciones de operación de un Turbofán de Referencia con $T_{4t} _{Max}$ . . . . .	76
6.4.	Variación de $\pi_c$ con las condiciones de vuelo . . . . .	77
6.5.	Variación de $T_{4t}$ con las condiciones de vuelo . . . . .	77
6.6.	Condiciones de operación de un Turbofán de referencia para varios $T_{4t} _{Lim}$	79
7.1.	Turbofán de la familia PW4000[6] . . . . .	81
7.2.	Diagrama de bloques de la función a minimizar . . . . .	85
7.3.	Ajuste de parámetros Considerando el error en el Empuje . . . . .	86
7.4.	Ajuste de parámetros Considerando el error en el Consumo Específico . . .	87
7.5.	Ajuste de parámetros Considerando el error medio . . . . .	88
7.6.	Ajuste de parámetros considerando el error en el Consumo Específico y modificando los límites de $\pi_c _{Max}$ . . . . .	90

## Índice de cuadros

7.1. Valores de los parámetros ajustados considerando el error en el Empuje . .	86
7.2. Valores de los parámetros ajustados considerando el error en el Consumo Específico . . . . .	87
7.3. Valores de los parámetros ajustados considerando el error medio . . . . .	89
7.4. Valores de los parámetros ajustados cambiando los límites de $\pi_c _{Max}$ . . . .	90



## 1. Introducción

### 1.1. Objetivos y motivación

El turbofán es una de las plantas motoras más utilizadas en la aviación actual, ya que se trata del sistema propulsivo más eficiente para vuelos a números de Mach comprendidos en el intervalo  $0,7 < M_0 < 1,5$ .

Este tipo de motor a reacción se caracteriza por poseer un ventilador (fan) en su parte frontal, que se trata de un compresor de baja relación de compresión. El funcionamiento del turbofán es similar al de un turboreactor pero, en este caso, se dispondrá de dos turbinas: la turbina de alta, que extrae energía del chorro de salida para mover el compresor; y la de baja, que actúa equivalentemente con el fan. El cometido de este nuevo componente será el de acelerar un segundo chorro de aire. En la siguiente imagen se muestra uno de estos sistemas propulsivos:

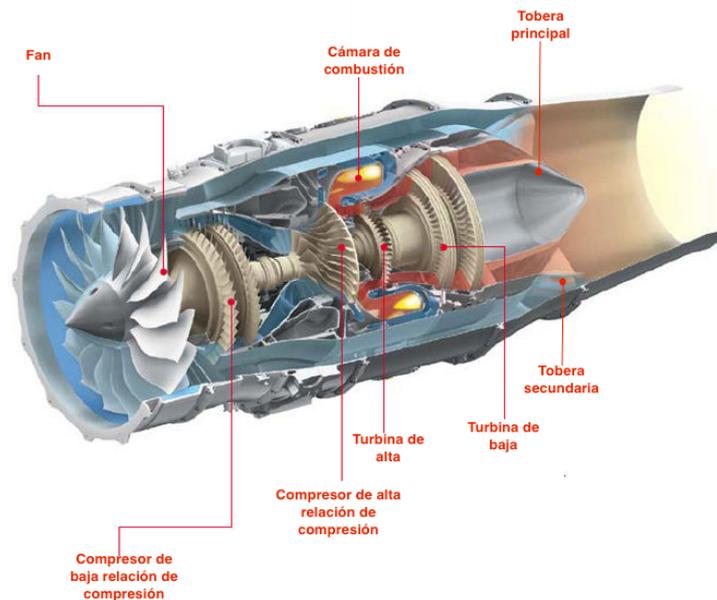


Figura 1.1: Ejemplo de turbofán[3]

Al flujo de aire que pasa por la cámara de combustión se le denomina chorro primario, y al que no lo hace chorro secundario. El cociente entre el gasto secundario y el primario,  $\Lambda = \frac{G_\sigma}{G_\pi}$ , es un parámetro característico del turbofán y se llama relación de derivación. En aviación civil predominan valores altos de este parámetro ya que de esta manera se consigue disminuir el consumo específico, la contaminación, el ruido y aumentar la eficiencia del motor. Sin embargo, si se desean vuelos sónicos o supersónicos (como es el caso de algunas aeronaves militares), se deben usar valores más bajos para la relación

de derivación ya que cuando el gasto secundario aumenta, el empuje específico del motor disminuye a estas velocidades.

Este Trabajo Fin de Grado sigue dos objetivos fundamentales. El primero de ellos, será llevar a cabo el estudio de los efectos de las condiciones de vuelo en el comportamiento de un turbofán instalado en una aeronave comercial. Una vez conocidas las actuaciones de estas plantas motoras, se tratará de establecer un modelo propulsivo para un Boeing 767-300ER. Por lo tanto, de aquí en adelante todo el texto estará referido a turbofanes de alta relación de derivación.

Para llevar a cabo la primera fase del proyecto, será necesario basarse originalmente en los conocimientos que fueron impartidos en la asignatura de “Fundamentos de Propulsión” [1]. Posteriormente, el estudio será ampliado con la ayuda de una serie de códigos numéricos que serán creados en MATLAB. Gracias al uso de este programa, será posible obtener una serie de representaciones que facilitarán la interpretación y comprensión de los resultados.

Por otro lado, la determinación del modelo propulsivo del avión Boeing 767-300ER se llevará a cabo mediante el apoyo del Modelo Propulsivo de Mattingly [2], que será explicado en fases posteriores. Para desarrollar esta labor, será necesario realizar un ajuste de los parámetros del motor que, de nuevo, será efectuado mediante el uso MATLAB.



Figura 1.2: Imagen de un B767-300ER [4]

La aeronave B767 se encuentra dentro de la lista de los diez aviones comerciales más vendidos del mundo. Se trata de un avión de fuselaje ancho con planta motora compuesta por dos turbofanes. Fue el primero de este tipo diseñado por Boeing. El 767-300ER, gracias a su mayor capacidad de combustible y un aumento del peso máximo al despegue, se trata de una variante de largo alcance de este modelo. Este hecho, lo hace más atractivo, por lo que esta variante es la de mayor éxito de ventas de toda la familia B767.

La elección de este avión para la realización del estudio está basada en que, actualmente, ya se dispone de un modelo aerodinámico que se adecua muy bien a sus características y, por tanto, resulta de gran interés completar el modelado referente a otras áreas. De este modo, se tendrían las herramientas necesarias para predecir de manera más precisa las actuaciones de la aeronave.

Sin embargo, el trabajo realizado podría ser adaptado fácilmente a cualquier otro motor turbofán que cumpla con las características anteriormente citadas. Habiéndose creado, así, un modelo propulsivo genérico que es capaz de predecir el comportamiento de la planta propulsora que se desee.

## 1.2. Estructura del Proyecto

Por tanto y como se ha comentado, este Trabajo de Fin de Grado posee dos fases fundamentales.

- Fase primera: Realizar un estudio de los efectos de las condiciones de vuelo en el comportamiento de un turbofán de referencia. Esta parte queda dividida en varias etapas:

- Se comienza considerando la hipótesis de que el turbofán se encuentra en todo momento funcionando en condiciones críticas. Para ello, en primer lugar se analizará la situación en la que se tiene posición de palanca máxima. Se comentarán las ecuaciones que rigen el comportamiento en este caso y cómo se ha generado el código numérico que proporcionará la solución a este problema. Una vez representadas las magnitudes de interés, se comentarán los resultados. Análogamente, se procederá en el caso que se tengan diferentes posiciones de palanca. Por último, se realizará un estudio en el que se determinará si los resultados obtenidos bajo las suposiciones de partida son fiables.
- Posteriormente, se verá que la hipótesis inicial resultaba demasiado restrictiva y los resultados que se obtienen de su estudio podrían ser no válidos. Por ello, se relajan las imposiciones que se habían hecho anteriormente y se pasará a considerar la situación con la tobera primaria bloqueada y la secundaria convergente. De tal forma, que ésta última ahora puede variar entre estado de bloqueo o adaptado. En esta ocasión, sólo se detallará el estudio realizado para posición de palanca máxima. Tras el análisis completo, se pasa a comprobar si en este caso las nuevas suposiciones garantizan la fiabilidad de los resultados.
- De nuevo, se verá que el análisis realizado no es lo suficientemente realista, por lo que será necesario volver a modificar las hipótesis de partida. Se pasarán a considerar ambas toberas convergentes y, por tanto, podrán cambiar de estado. Se comenzará con el análisis para el caso de palanca de gases máxima. Posteriormente, se llevará a cabo el estudio análogo variando la posición de palanca y, para finalizar, se realizará un contraste de resultados entre los obtenidos en este apartado y los que se tenía suponiendo funcionamiento en condiciones críticas.
- Por último, se realizará un estudio que ayudará a determinar cuáles son las condiciones de operación que rigen para cada par de número de Mach y altitud, según la posición de la palanca de gases.



Figura 1.3: Imagen de un B767-300ER[5]

- Fase segunda: Realizar un estudio para lograr la determinación de un modelo propulsivo para el avión B767-300ER. En esta ocasión, se comenzará explicando la elección de la planta propulsiva dentro de todas las que pueden ir instaladas en dicho avión. Luego, se detallará la elección y el procedimiento de la metodología elegida para realizar el ajuste de parámetros de los datos del motor. Posteriormente, se pasará a realizar un análisis de los resultados que se tienen considerando el error en el empuje. Después se hará lo mismo pero basándose en el error en el consumo específico y en el error medio de ambas magnitudes. Por último, estos resultados serán contrastados con el modelo propulsivo de Mattingly.

Para finalizar, el documento incluye un apartado donde se resumirán los resultados del trabajo realizado y se contemplarán las conclusiones a las que se ha llegado.

Tras este último punto, se adjunta un anexo en el que se encontrarán disponibles todos los códigos numéricos que se han implementado a lo largo del estudio. Se han organizado de manera que cada programa aparece clasificado dentro del apartado en el que ha sido utilizado.

## 2. Ciclo de un Turbofán en serie bieje

Como ya se ha mencionado, el Turbofán de alto índice de derivación se trata del sistema propulsivo más utilizado actualmente en la aviación civil. Estos, a su vez, pueden ser clasificados según el flujo de aire que atraviese el fan.

En primer lugar, está el turbofán en paralelo, que es aquél en el que únicamente el flujo secundario atraviesa el fan. Por otro lado, está el turbofán en serie, cuyo fan comprime tanto el flujo secundario como el primario conjuntamente. Este último es el más común y, de aquí en adelante, el estudio que sigue se referirá siempre a este tipo de turbofán. Además, se considerará que se trata de un modelo bieje, cuya configuración es tal que la turbina de alta mueve un compresor único y la de baja es la encargada de dotar de movimiento al fan. El esquema de un turbofán con las características citadas es el que se muestra a continuación:

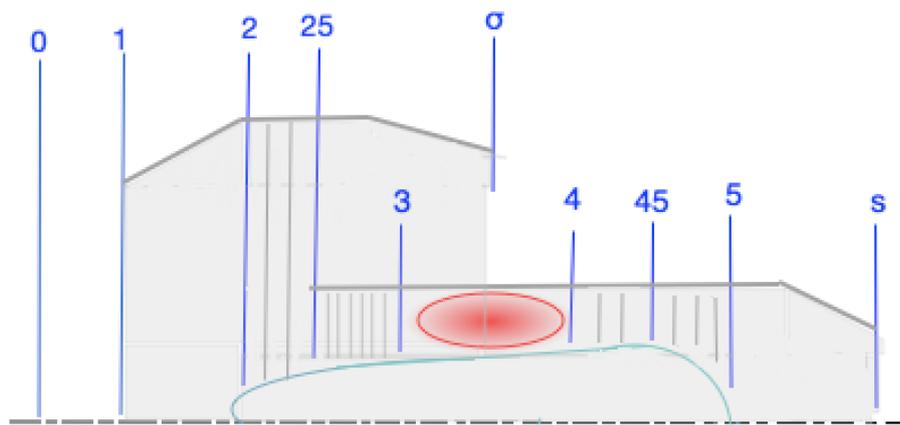


Figura 2.1: Esquema de un Turbofán en Serie Bieje

En este esquema han sido señaladas y numeradas las distintas estaciones del turbofán, por las que tendrá lugar la evolución del fluido. La siguiente lista indica a qué etapa corresponde cada designación:

- Fase 0  $\equiv$  aire atmosférico sin perturbar
- Fase 1  $\equiv$  entrada al difusor del motor
- Fase 2  $\equiv$  salida del difusor/entrada al fan
- Fase 25  $\equiv$  salida del fan/entrada a la tobera secundaria—entrada al compresor
- Fase  $\sigma$   $\equiv$  salida de la tobera secundaria

- Fase 3  $\equiv$  salida del compresor/ entrada a la cámara de combustión
- Fase 4  $\equiv$  salida de la cámara de combustión/entrada a la turbina de alta
- Fase 45  $\equiv$  salida de la turbina de alta/ entrada a la turbina de baja
- Fase 5  $\equiv$  salida de la turbina de baja/ entrada a la tobera principal
- Fase s  $\equiv$  salida de la tobera principal

Al comienzo del ciclo, el aire se encuentra imperturbado a condiciones ambiente hasta llegar a la entrada del motor. Una vez dentro, debido a la forma divergente del difusor, el aire se frena y se comprime. Cuando este tramo finaliza, el fluido pasa por el fan, donde es comprimido y, debido a esto, su temperatura aumenta. En el momento en que el aire abandona el fan, parte de él entra en la tobera secundaria donde es acelerado y sale al exterior, mientras que la otra fracción del gas se dirige hacia el compresor. El compresor, es el encargado de elevar considerablemente la presión del aire que lo atraviesa, lo que también conlleva una variación de temperatura. La función principal del compresor es proporcionar al fluido unas condiciones adecuadas para su posterior ignición. Durante su estancia en la cámara de combustión, el aire es mezclado con combustible y la mezcla se prende para conseguir aumentar notablemente su temperatura. Este último proceso se realiza a presión prácticamente constante. Tras la salida de la cámara de combustión, el aire pasa por la turbina de alta, de donde se obtiene energía para mover al compresor. En esta fase, el aire pierde presión y temperatura. Posteriormente, el fluido alcanza la turbina de baja, que funciona análogamente a la de alta y proporciona energía para mover el fan. Por último, el gas sale de la turbina y se dirige hacia la tobera primaria, donde es acelerado y expulsado al ambiente.

Si se representan en diagrama un T-S las evoluciones del gasto primario y secundario a través del turbofán, quedan como sigue:

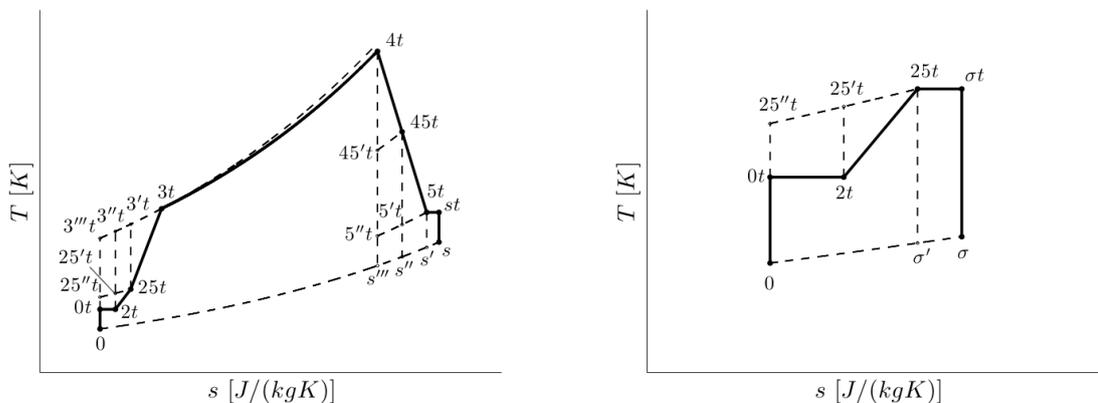


Figura 2.2: Diagramas T-S de los flujos primario (izquierda) y secundario (derecha) [1]

Una vez se ha explicado el comportamiento del aire a través del turbofán, se mostrarán cuáles son las ecuaciones que rigen el ciclo.

## 2.1. Ecuaciones del Ciclo

Para la realización de este trabajo, ha sido necesario crear un programa numérico en MATLAB que resuelva el ciclo de un turbofán en serie bieje dados un conjunto de datos, como son: las condiciones de vuelo, la relación de compresión del fan  $\pi_f = \frac{p_{25t}}{p_{2t}}$ , la relación de compresión del compresor,  $\pi_c = \frac{p_{3t}}{p_{25t}}$ , los rendimientos adiabáticos  $\pi_{02}$ ,  $\eta_f$ ,  $\eta_c$ ,  $\pi_{34}$ ,  $\eta_q$ ,  $\eta_{ta}$ , y  $\eta_{t,f}$ , las relaciones de temperatura y presión tanto en la turbina de alta,  $\alpha$  y  $\alpha_p$ , como en la de baja,  $\beta$  y  $\beta_p$ , así como la máxima temperatura de remanso a la salida de la cámara de combustión,  $T_{4t}|_{Max}$ .

Suponiendo todos estos parámetros conocidos, la evolución del fluido que viaja a través del turbofán se rige por las expresiones matemáticas que aparecen a continuación:

En primer lugar, el aire se encuentra imperturbado a condiciones atmosféricas,  $T_0$ ,  $p_0$ . El programa creado, debe obtener dichas condiciones a partir de las de vuelo, es decir, el número de Mach,  $M_0$  y la altitud,  $Z$ . Para ello, lo primero que se implementa es un modelo atmosférico. En este caso, se ha elegido el International Standard Atmosphere (ISA), que se basa en la hipótesis de considerar el aire como un gas perfecto. En él, se realiza distinción entre dos zonas de la atmósfera:

- Troposfera ( $0 \leq Z \leq Z_{11}$ )

$$T_0 = T_{SL} - \alpha_T Z \quad (2.1)$$

$$p_0 = p_{SL} \left( 1 - \frac{\alpha_T Z}{T_{SL}} \right)^{\frac{g}{R\alpha_T}} \quad (2.2)$$

- Estratosfera ( $Z > Z_{11}$ )

$$T_0 = T_{11} \quad (2.3)$$

$$p_0 = p_{11} e^{\frac{-g(Z-Z_{11})}{RT_{11}}} \quad (2.4)$$

Siendo  $Z_{11} = 11000m$ ,  $p_{11} = 0,22632 \cdot 10^5 N/m^2$ ,  $T_{11} = 216,65K$ , la altura, presión y temperatura en la tropopausa respectivamente, mientras que  $p_{SL} = 101325N/m^2$  y  $T_{SL} = 288,15K$  son las referentes a las que se tienen a nivel del mar. Además,  $g = 9,80665m/s^2$ ,  $\alpha_T = 6,5 \cdot 10^{-3}K/m$  y  $R = c_p - c_v$ , con  $c_p = 1004J/(kgK)$  y  $\gamma = \frac{c_p}{c_v} = 1,4$

Una vez se tienen los valores de  $p_0$  y  $T_0$  para las condiciones de vuelo dadas, se cambian estas variables a sus correspondientes variables de remanso para facilitar el análisis del ciclo en el interior del turbofán, que vienen dadas por:

$$T_{0t} = T_0 + \frac{V_0^2}{2c_p} = T_0 \left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_0^2 \right) \quad (2.5)$$

$$p_{0t} = p_0 \left( \frac{T_{0t}}{T_0} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (2.6)$$

Obtenidas las magnitudes atmosféricas de remanso, se procede a analizar la evolución del fluido en el interior del turbofán. El primer elemento a tener en cuenta es el difusor de entrada. En él existe una cierta fricción del aire con las paredes que harán que el proceso no sea isentrópico, esa pérdida de presión de remanso es la cuantificada por  $\pi_{02}$  que, como ya se mencionó, se considera dato de entrada del problema. Por lo tanto, a la salida del difusor las magnitudes quedan:

$$T_{2t} = T_{0t} \quad (2.7)$$

$$p_{2t} = \pi_{02} p_{0t} \quad (2.8)$$

Tras salir del difusor, el flujo de aire se dirige al fan, donde es comprimido con relación de compresión  $\pi_f$ . Debido a esta compresión, no sólo aumenta la presión de remanso, sino que también lo hará la temperatura. Ésta última se obtendrá despejando el valor de  $T_{25t}$  de la expresión del rendimiento del fan, tal y como se muestra a continuación:

$$p_{25t} = \pi_f p_{2t} \quad (2.9)$$

$$T_{25t} = T_{2t} \left( 1 + \frac{\pi_f^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\eta_f} \right) \quad (2.10)$$

Finalizado el recorrido por el fan, una parte del aire continúa por la tobera secundaria hasta abandonar el motor mientras que otra sigue hacia el compresor. Al cociente entre el gasto del chorro secundario y el primario se le llama relación de derivación,  $\Lambda = \frac{G_\sigma}{G_\pi}$ . Como ya se mencionó anteriormente, para el caso que estamos analizando este parámetro tomará un valor elevado. Se continuará estudiando primeramente el comportamiento del chorro primario.

El flujo que atraviesa el compresor experimenta un importante aumento de la presión de remanso que viene dado por la relación de compresión,  $\pi_c$  y tal y como ocurría en el fan, la temperatura de remanso también se verá afectada. Análogamente, el valor de  $T_{3t}$  puede ser obtenido de la definición del rendimiento del compresor:

$$p_{3t} = \pi_c p_{25t} \quad (2.11)$$

$$T_{3t} = T_{25t} \left( 1 + \frac{\pi_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\eta_c} \right) \quad (2.12)$$

Tras abandonar el compresor, el aire comprimido ya posee la presión y velocidad necesarias para que su combustión sea eficiente. El proceso en la cámara de combustión se hace a presión de remanso prácticamente constante, sin embargo, debido a la fricción con las paredes y el fenómeno de la mezcla del aire con el combustible inyectado, el flujo experimenta una ligera caída de la presión de remanso que viene dada por  $\pi_{34}$ , uno de los datos del problema. La temperatura a la entrada de la turbina de alta,  $T_{4t}$ , también se considera dato. Además, la relación entre gasto de combustible y gasto del chorro primario,  $f = c/G_\pi$ , viene dado por el balance de energía en la cámara de combustión:

$$p_{4t} = \pi_{34}p_{3t} \quad (2.13)$$

$$f = \frac{c_p(T_{4t} - T_{3t})}{\eta_q L} \quad (2.14)$$

Una vez que sale de la cámara de combustión, el aire se dirige a la turbina de alta, que es la encargada de extraer energía del flujo que la atraviesa y, con ella, mover el compresor. En este tramo, la presión de remanso del flujo decrece, así como su temperatura de remanso. Tanto  $\alpha$  para las temperaturas, como  $\alpha_p$  para las presiones, cuantifican estos saltos:

$$T_{45t} = \alpha T_{4t} \quad (2.15)$$

$$p_{45t} = \alpha_p p_{4t} \quad (2.16)$$

Análogamente, ocurre en la turbina de baja, que es la encargada de dotar de movimiento al fan. En este caso, los saltos de presión y temperatura de remanso los determinan  $\beta$  y  $\beta_p$  respectivamente:

$$T_{5t} = \beta T_{45t} \quad (2.17)$$

$$p_{5t} = \beta_p p_{45t} \quad (2.18)$$

Por último, el flujo se dirige hacia el exterior acelerándose en la tobera primaria de salida. Este proceso se ha considerado con  $\eta_{tob} = 1$  y, por lo tanto, isentrópico:

$$T_{st} = T_{5t} \quad (2.19)$$

$$p_{st} = p_{5t} \quad (2.20)$$

En este estudio, se está considerando que ambas toberas, primaria y secundaria, son convergentes y, por lo tanto, el número de Mach a la salida debe cumplir  $M_s \leq 1$ . Para determinar si la tobera se encuentra adaptada o bloqueada, en primer lugar se implementan las ecuaciones suponiendo uno de los estados y, posteriormente, se comprueba si se cumple la hipótesis que se había realizado. En este caso, primero se ha resuelto el ciclo para el caso en el que la tobera primaria se encontrase adaptada:

$$p_s = p_0 \quad (2.21)$$

$$T_s = \frac{T_{st}}{\left(\frac{p_{st}}{p_s}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \quad (2.22)$$

$$V_s = \sqrt{2c_p(T_{st} - T_s)} \quad (2.23)$$

$$M_s = \frac{V_s}{\sqrt{\gamma R T_s}} \quad (2.24)$$

Si el valor de  $M_s$  obtenido es menor o igual que la unidad, el resultado es correcto y se ha finalizado la resolución del ciclo. Si, por el contrario,  $M_s > 1$  entonces se impone la condición de tobera bloqueada,  $M_s = 1$  y se vuelve a resolver el tramo de la tobera:

$$M_s = 1 \quad (2.25)$$

$$T_s = \frac{T_{st}}{1 + \frac{\gamma R}{2c_p}} \quad (2.26)$$

$$p_s = \frac{p_{st}}{\left(\frac{T_{st}}{T_s}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} \quad (2.27)$$

$$V_s = \sqrt{R\gamma T_s} \quad (2.28)$$

De la misma manera, se procede con el análisis del chorro secundario a su paso por la tobera del fan:

$$T_{\sigma t} = T_{25t} \quad (2.29)$$

$$p_{\sigma t} = p_{25t} \quad (2.30)$$

$$p_{\sigma} = p_0 \quad (2.31)$$

$$T_{\sigma} = \frac{T_{\sigma t}}{\left(\frac{p_{\sigma t}}{p_{\sigma}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \quad (2.32)$$

$$V_{\sigma} = \sqrt{2c_p(T_{\sigma t} - T_{\sigma})} \quad (2.33)$$

$$M_{\sigma} = \frac{V_{\sigma}}{\sqrt{\gamma R T_{\sigma}}} \quad (2.34)$$

Si  $M_{\sigma} > 1$ :

$$M_{\sigma} = 1 \quad (2.35)$$

$$T_{\sigma} = \frac{T_{\sigma t}}{1 + \frac{\gamma R}{2c_p}} \quad (2.36)$$

$$p_{\sigma} = \frac{p_{\sigma t}}{\left(\frac{T_{\sigma t}}{T_{\sigma}}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} \quad (2.37)$$

$$V_{\sigma} = \sqrt{R\gamma T_{\sigma}} \quad (2.38)$$

En el programa que se ha creado para la resolución de la evolución del flujo a través del turbofán aparecen desde la ecuación 2.8 hasta la 2.38, ya que las ecuaciones desde la 2.1 hasta la 2.7 se implementan en otros programas externos desde los que se llamará a la función del ciclo.

El código de este programa se encuentra disponible en el anexo A.1.

## 2.2. Introducción a las Leyes de Control

Como se mencionó al comienzo del apartado 2.1, durante todo este estudio se suponen conocidos tanto el valor de la relación de compresión del compresor,  $\pi_c$ , como el de la temperatura a la salida de la cámara de combustión,  $T_{4t}$ . No obstante, los datos de los que realmente se dispone son los valores máximos de estos parámetros, es decir,  $\pi_c|_{Max}$  y  $T_{4t}|_{Max}$ .

Los turbofanes comerciales se diseñan de tal manera que se encuentran en condiciones críticas cuando funcionan cerca de sus condiciones óptimas. En este caso, como se verá en la sección 3, se obtendría un sistema de ecuaciones de la forma que sigue:

$$\left. \begin{aligned} \pi_c &= F_1\left(\frac{T_{4t}}{T_{2t}}\right) \\ \pi_f &= F_2\left(\frac{T_{4t}}{T_{2t}}\right) \\ \Lambda &= F_3\left(\frac{T_{4t}}{T_{2t}}\right) \end{aligned} \right\}$$

Con este resultado se tiene que sólo existe un parámetro de control, ya que  $T_{4t}$ ,  $\pi_c$ ,  $\pi_f$  y  $\Lambda$  no se tratan de variables independientes del problema. En concreto, estas plantas propulsoras implementan una ley de control de modo que, para su palanca de gases más elevada, trabajen a  $\pi_c = \pi_c|_{Max}$  (o lo que es lo mismo,  $\frac{T_{4t}}{T_{2t}} = cte$ ) o a  $T_{4t} = T_{4t}|_{Max}$ .

Para determinar las zonas en las que rige cada ley, se calcula el valor de  $T_{2t}$  en el que se ha de dar el cambio de una a otra. A este parámetro se le denominará  $T_{2t}|_{break}$  y se caracteriza por ser la única temperatura de remanso a la entrada del compresor para la que se cumple que  $\pi_c = \pi_c|_{Max}$  y  $T_{4t} = T_{4t}|_{Max}$ .

En los apartados posteriores se verán cuáles son las ecuaciones de las que se obtiene el valor de  $T_{2t}|_{break}$  y, a la vista de los resultados, se explicará para qué valores de  $T_{2t}$  se trabaja a  $\pi_c = \pi_c|_{Max}$  y para qué otros lo hará a  $T_{4t} = T_{4t}|_{Max}$ . Además, se estudiará cómo varían estas leyes de control al disminuir la posición de palanca y qué ocurre cuando el turbofán no se encuentra funcionando a condiciones críticas.



### 3. Efecto de las Condiciones de Vuelo sobre un Turbofán funcionando en Condiciones Críticas

Tal y como se dijo en el apartado 2, el turbofán es un sistema que se diseña de tal manera que su funcionamiento óptimo se da cuando éste funciona en Condiciones Críticas. Por este motivo, el primer estudio que se ha hecho es el de analizar el comportamiento de algunas de sus magnitudes más significativas cuando trabaja bajo estas condiciones. En concreto, se han examinado las variaciones del empuje, consumo específico, consumo y rendimiento global del turbofán cuando se varían tanto la altitud,  $Z$ , como el Mach de vuelo,  $M_0$ .

Este estudio se ha llevado a cabo en dos fases, la primera de ellas, es la correspondiente a imponer que la palanca de gases utilizada sea la máxima. Posteriormente, se analizará el efecto que tendría el variar la palanca de gases en el comportamiento de las magnitudes anteriormente citadas. En ambos casos, se han creado dos programas principales en MATLAB, que llamarán a otras funciones secundarias una vez se ejecuten. Uno de ellos servirá para ver las variaciones de los parámetros con la altitud de vuelo y el otro actuará análogamente con el Mach.

#### 3.1. Comportamiento a $T_{4t}|_{Max}$

En este apartado, primero se comentará cuáles son los pasos que seguirá uno de los programas para determinar el comportamiento del empuje, consumo específico, consumo y rendimiento global. Luego, se explicará con detenimiento en qué se diferencia el segundo programa del primero. Y una vez finalizada la descripción de los programas, se pasará a exponer y comentar los resultados obtenidos para un ejemplo teórico.

El código numérico que se explicará en detalle es el que realiza el análisis de las magnitudes cuando varía el Mach de vuelo. Al finalizar la descripción de este programa, se muestra un esquema simplificado de su funcionamiento. Éste diagrama estará compuesto por bloques a los que se les hará referencia a lo largo de la explicación.

El primer paso que se sigue en este programa, es definir las variables que se tomarán como dato en nuestro problema (bloque 1). En concreto, los resultados que se mostrarán posteriormente son los correspondientes a un turbofán de referencia cuyos parámetros son:  $\pi_{c}|_{Max} = 24$ ,  $T_{4t}|_{Max} = 1600K$ ,  $\pi_{02} = 0,98$ ,  $\pi_{34} = 0,98$ ,  $\eta_f = 0,85$ ,  $\eta_c = 0,81$ ,  $\eta_q = 0,99$ ,  $\eta_{ta} = 0,901$ ,  $\eta_{t,f} = 0,95$ ,  $\alpha = 0,623$ ,  $\alpha_p = 0,15$ ,  $\beta = 0,729$ ,  $\beta_p = 0,285$  y  $\frac{A_{g,f}}{A_{da}} = 58$ ;

Una vez definidos estos los parámetros, se implementan datos atmosféricos que serán usados en el modelo de atmósfera que se ha tomado (bloque 2). Estos valores son los que aparecen al comienzo del apartado 2.1.

Hecho esto, ya están definidas todas las variables de entrada del problema exceptuando las condiciones de vuelo. Como ya se dijo, el objetivo en este apartado es estudiar el comportamiento del turbofán variando estas últimas. Debido a esto, antes de introducir Mach y altitud, se debe determinar qué ley de control es la que rige para cada pareja de valores. En definitiva, se ha de calcular el valor de  $T_{2t}|_{break}$  (bloque A).

En el apartado 2.2 se introdujo que existía un sistema de ecuaciones de donde se desprendería que  $\pi_c$ ,  $\pi_f$ ,  $\Lambda$  y  $T_{4t}$  no son independientes y, por lo tanto, existe un único parámetro de control. A continuación se estudiará la procedencia de dicho sistema de ecuaciones y se comentarán los resultados obtenidos:

La primera de las ecuaciones viene del acoplamiento de potencias en la línea de alta. Se supondrá que el rendimiento mecánico de transmisión turbina de alta-compresor es aproximadamente la unidad, de forma que se tiene:

$$(T_{3t} - T_{2t}) = (T_{4t} - T_{45t}) \quad (3.1)$$

Sacando factor común  $T_{25t}$  en el primer término y  $T_{4t}$  en el segundo, dividiéndolos ambos entre  $T_{2t}$  y aplicando la definición de  $\alpha$ , se llega a:

$$\frac{T_{25t}}{T_{2t}} \left( \frac{T_{3t}}{T_{25t}} - 1 \right) = \frac{T_{4t}}{T_{2t}} (1 - \alpha) \quad (3.2)$$

Usando ahora las definiciones de rendimientos de compresor y fan:

$$\eta_c = \frac{\pi_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\frac{T_{3t}}{T_{25t}} - 1} \implies \frac{T_{3t}}{T_{25t}} - 1 = \frac{\pi_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\eta_c} \quad (3.3)$$

$$\eta_f = \frac{\pi_f^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\frac{T_{25t}}{T_{2t}} - 1} \implies \frac{T_{25t}}{T_{2t}} = \frac{\pi_f^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\eta_f} + 1 \quad (3.4)$$

Con las expresiones 3.3 y 3.4 se puede reescribir la ecuación 3.2, obteniendo:

$$\frac{\pi_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\eta_c} \left[ \frac{\pi_f^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\eta_f} + 1 \right] = \frac{T_{4t}}{T_{2t}} (1 - \alpha) \quad (3.5)$$

Esta expresión relaciona el parámetro  $\frac{T_{4t}}{T_{2t}}$  con  $\pi_c$  y  $\pi_f$  y se trata de la primera de las ecuaciones que conformarán el sistema.

La siguiente ecuación se tiene del acoplamiento de potencia en la línea de baja. Igual que en el caso anterior, se supondrá que el rendimiento mecánico de la transmisión turbina de baja-fan es aproximadamente la unidad y, por lo tanto, se tiene:

$$(1 + \Lambda)(T_{25t} - T_{2t}) = (T_{45t} - T_{5t}) \quad (3.6)$$

El siguiente paso es utilizar las definiciones de  $\alpha$  y  $\beta$ , pero antes de poder hacer uso de ellas es necesario operar. El primer paso consiste en sacar factor común  $T_{2t}$  en el primer término, tras lo cual se pasa dividiendo al segundo. Después, es necesario sacar factor común  $T_{45t}$  de la segunda parte de la ecuación. Por último, se multiplica y divide el segundo término por  $T_{4t}$ . A continuación se muestra este desarrollo:

$$\begin{aligned} (1 + \Lambda)T_{2t} \left( \frac{T_{25t}}{T_{2t}} - 1 \right) &= (T_{45t} - T_{5t}) \Rightarrow (1 + \Lambda) \left( \frac{T_{25t}}{T_{2t}} - 1 \right) = \frac{T_{45t}}{T_{2t}} \left( 1 - \frac{T_{5t}}{T_{45t}} \right) \Rightarrow \\ (1 + \Lambda) \left( \frac{T_{25t}}{T_{2t}} - 1 \right) &= \frac{T_{45t}}{T_{4t}} \frac{T_{4t}}{T_{2t}} \left( 1 - \frac{T_{5t}}{T_{45t}} \right) \end{aligned}$$

Una vez se tiene la expresión de esta forma, es directo el uso de las definiciones de  $\alpha$  y  $\beta$ :

$$(1 + \Lambda) \left( \frac{T_{25t}}{T_{2t}} - 1 \right) = \alpha \frac{T_{4t}}{T_{2t}} (1 - \beta) \quad (3.7)$$

Si la expresión 3.7 se combina con la del rendimiento del fan, es decir, la ecuación 3.4, resulta:

$$(1 + \Lambda) \frac{\pi_f^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\eta_f} = \frac{T_{4t}}{T_{2t}} \alpha (1 - \beta) \quad (3.8)$$

La expresión 3.8 se trata de la segunda ecuación del sistema y relaciona el parámetro  $\frac{T_{4t}}{T_{2t}}$  con  $\pi_f$  y  $\Lambda$

Por último, para obtener la tercera ecuación se impone la condición de tobera secundaria en condiciones críticas. Si la tobera del fan está bloqueada, se tiene:

$$\frac{\Lambda G_\pi \sqrt{T_{25t}}}{p_{25t}} = \Gamma(\gamma) \frac{A_{g,f}}{\sqrt{R}} = cte \quad (3.9)$$

Donde  $A_{g,f}$  es el área de la garganta de la tobera del fan. Al igual que la tobera, la directriz de la turbina de alta también se encuentra bloqueada, por lo que:

$$\frac{G_\pi \sqrt{T_{4t}}}{p_{4t}} = \Gamma(\gamma) \frac{A_{da}}{\sqrt{R}} = cte \quad (3.10)$$

Dividiendo 3.9 entre 3.10 y multiplicando y dividiendo debidamente, se obtiene:

$$\Lambda \sqrt{\frac{T_{25t}}{T_{4t}} \frac{p_{4t}}{p_{25t}}} = \frac{A_{g,f}}{A_{da}} \implies \Lambda \sqrt{\frac{T_{25t} T_{2t}}{T_{2t} T_{4t}} \frac{p_{4t} p_{3t}}{p_{3t} p_{25t}}} = \frac{A_{g,f}}{A_{da}} \quad (3.11)$$

Usando nuevamente los resultados obtenidos de 3.4, las definiciones de relación de compresión del compresor y rendimiento adiabático en la cámara de combustión y combinando 3.11 con 3.7, se tiene la tercera y última de las ecuaciones del sistema:

$$\Lambda \sqrt{\frac{T_{2t}}{T_{4t}}} \sqrt{1 + \frac{T_{4t} \alpha (1 - \beta)}{T_{2t} (1 + \Lambda)} \pi_{34} \pi_c} = \frac{A_{g,f}}{A_{da}} \quad (3.12)$$

Que combina el parámetro  $\frac{T_{4t}}{T_{2t}}$  con  $\Lambda$  y  $\pi_c$ .

Una vez se tiene el sistema de ecuaciones, éste ha de ser resuelto. Para ello, se hace uso de la función de MATLAB *f solve*, que resuelve problemas no lineales de la forma  $F(x) = 0$ , donde  $x$  puede ser vector o matriz. El siguiente paso es crear una función que cumpla con los requisitos necesarios para usar este comando y en la que se imponga que  $T_{4t} = T_{4t}|_{Max}$  y  $\pi_c = \pi_c|_{Max}$ , que son las condiciones que cumple el punto de break. Una vez hecho esto, se incluye una llamada en el programa principal a esta función para obtener el valor deseado de  $T_{2t}|_{break}$  y, además, también serán proporcionados los valores de la relación de derivación y la relación de compresión del fan en dicho punto de operación, a los que se les denominará  $\Lambda|_{break}$  y  $\pi_f|_{break}$ . Esta función se encuentra disponible en el anexo A.2.3

Para valores menores de  $T_{2t}$ , el motor puede trabajar a  $\pi_c|_{Max}$  ya que las temperaturas que se tienen a la entrada de la turbina de alta son menores que las máximas permitidas. Una vez que se alcanza la  $T_{2t}|_{break}$ , el compresor debe disminuir su relación de compresión para que no se sobrepase dicha temperatura (y evitar, así, un fallo del motor), por lo tanto, en este tramo el parámetro de control se tratará de  $T_{4t}$  y su valor será  $T_{4t}|_{Max}$ . A continuación se muestra para  $M_0 = 0,85$  y los datos que habíamos tomado al comienzo de este apartado, los resultados de  $\pi_c$  y  $T_{4t}$  frente a  $T_{2t}$  obtenidos al variar el Mach de vuelo:

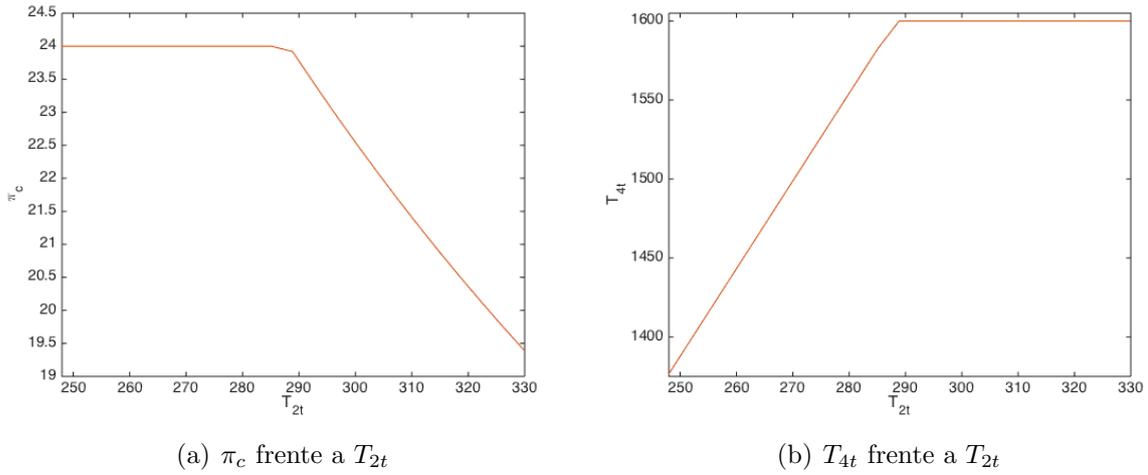


Figura 3.1: Leyes de Control para  $M_0 = 0,85$

En el conjunto de figuras 3.1 se ve cómo, efectivamente, hasta llegar al valor de  $T_{2t}|_{break}$  la relación de compresión es constante e igual a su valor máximo, mientras que la temperatura de remanso a la salida de la cámara de combustión es creciente. En el punto de break, se tiene que tanto  $\pi_c$  como  $T_{4t}$  son máximos y, a partir de ahí, los papeles se invierten para pasar a ser la temperatura constante e igual a la máxima, mientras que la relación de compresión decrece conforme aumenta el valor de  $T_{2t}$ .

El siguiente paso que aparece en la línea de comandos creada es implementar la variación de las condiciones de vuelo (bloque 3). Como ya se dijo, nos encontramos detallando el programa que estudia el comportamiento de las magnitudes del turbofán cuando varía el  $M_0$ . En este caso, se utiliza un bucle que recorra un intervalo que corresponda a diferentes números de Mach. Se ha definido un vector con paso 0.01 que recoge desde  $M_0 = 0$ , que corresponde a velocidad de vuelo nula, hasta  $M_0 = 1$ , correspondiente a volar a velocidad sónica. Este análisis se realizará para dos altitudes distintas,  $Z=0\text{m}$  (nivel del mar) y  $Z=11000\text{m}$  (tropopausa), que irán definidas en un bucle interior al de las velocidades de vuelo.

Dentro de ambos bucles, ya están definidas las condiciones de vuelo, por lo que se puede pasar a estudiar el ciclo del flujo a través turbofán. Lo primero que aparece es el modelo atmosférico utilizado (bloque 4) y el comienzo del ciclo hasta determinar el valor de  $T_{2t}$  (bloque 5). Las ecuaciones que rigen este fragmento son las que van desde la 2.1 a la 2.7.

Con el valor de  $T_{2t}$  correspondiente a la altitud y el Mach que están siendo estudiados, junto con el de  $T_{2t}|_{break}$  que se calculó al comienzo del programa, ya se puede determinar qué ley de control de vuelo está siguiendo el turbofán (bloque 6). Para implantar las condiciones de funcionamiento, se hace uso de otro bucle interno que imponga que  $\pi_c = \pi_c|_{Max}$ , además de  $\pi_f = \pi_f|_{Max} = \pi_f|_{break}$ ,  $\Lambda = \Lambda_{Max} = \Lambda|_{break}$  y  $T_{4t} = T_{2t} \frac{T_{4t}|_{Max}}{T_{2t}|_{break}}$  en el caso de que  $T_{2t}$  sea menor que  $T_{2t}|_{break}$ ; y en el caso de que ésta sea mayor, use

$T_{4t} = T_{4t}|_{Max}$  y el resto de parámetros los calcule con las mismas ecuaciones de las que se obtuvo el punto de break pero en este caso imponiendo la temperatura a la salida de la cámara de combustión y la  $T_{2t}$  para las condiciones de vuelo examinadas (bloque B).

Tras haber determinado la ley de control, ya se dispone de todos los datos de entrada para poder usar el código que se mostró en el apartado 2.1, que será llamado desde este programa para resolver el ciclo (bloque C). Esta función nos proporcionará los parámetros de salida necesarios para calcular las magnitudes del turbofán que queremos estudiar.

Obtenidos los datos, finalmente el programa calcula empuje, consumo específico, consumo y rendimiento global y almacena sus valores en matrices cuyo número de filas es igual al de altitudes que van a ser estudiadas y el de columnas al de Mach de vuelo (bloque 7).

Cuando los bucles que corresponden a todas las condiciones de vuelo analizadas hayan finalizado, el estudio estará completado y se tendrán todos los valores almacenados. Para facilitar su interpretación, el último paso a realizar será el de representar las curvas de las magnitudes de interés para cada altitud en gráficas cuyo eje de abcisas corresponda al Mach de vuelo y el de ordenadas a la variable adimensionalizada que esté siendo dibujada (bloque 8).

El esquema de funcionamiento del programa que ha sido explicado es el mostrado en la figura 3.2:

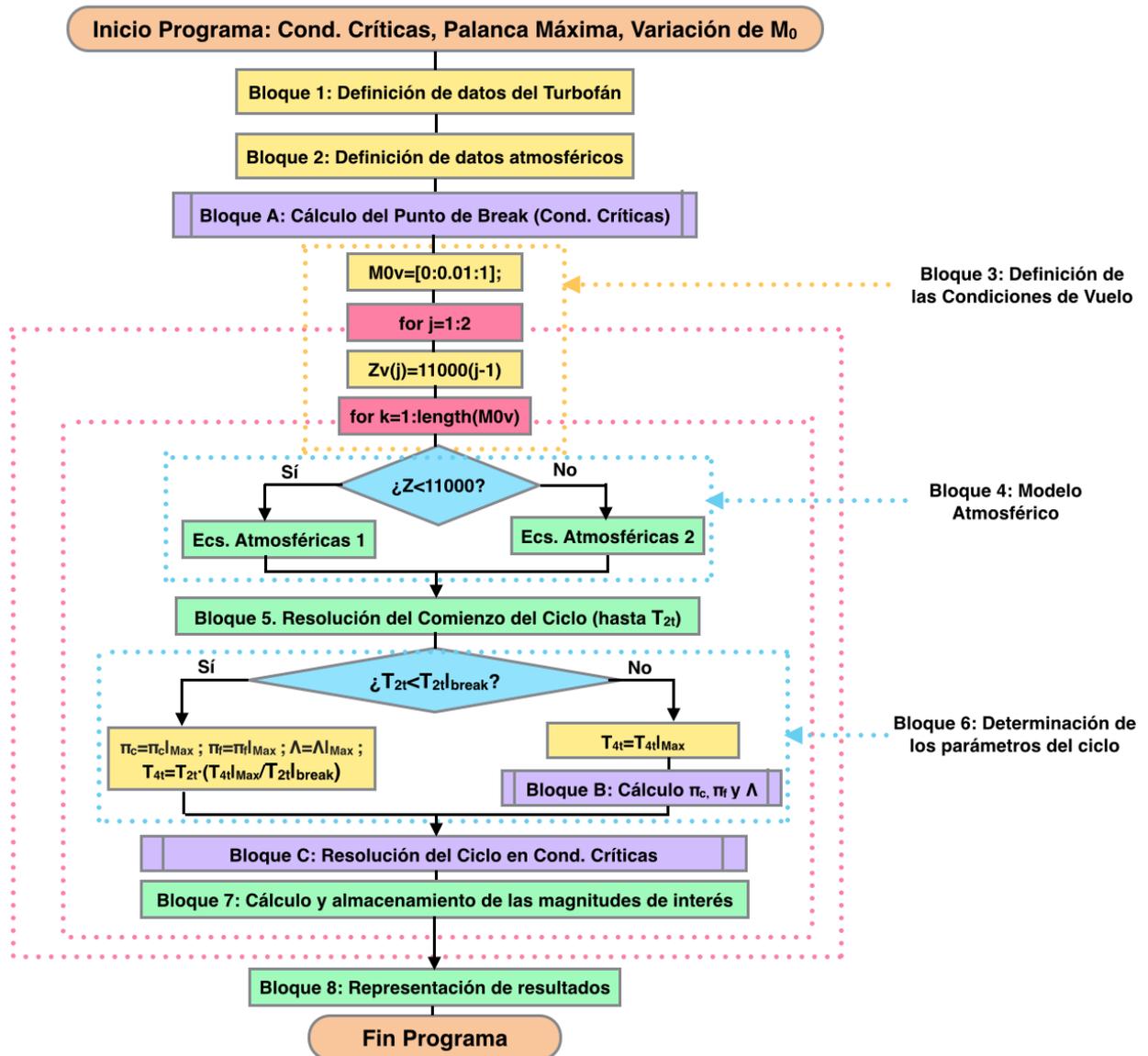


Figura 3.2: Algoritmo empleado para estudiar el comportamiento al variar el Mach de vuelo de un turbofán funcionando en condiciones críticas para  $T_{4t}|_{Max}$

A continuación, se mostrarán y comentarán de dos en dos los resultados que han sido obtenidos con este programa para los datos de referencia que se mencionaron al comienzo de este apartado:

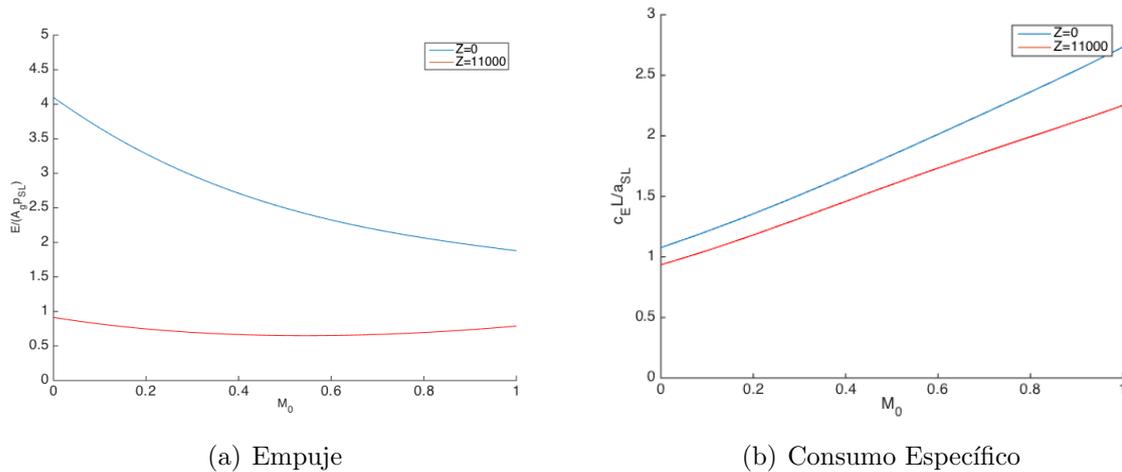


Figura 3.3: Empuje y Consumo Específico frente a  $M_0$

En las gráficas mostradas, aparecen en color azul las curvas que se tienen para nivel del mar y en rojo las correspondientes a  $Z=11000$ m. En la figura 3.3(a) se muestra el comportamiento del empuje frente al número de Mach. Como puede observarse, el empuje cae drásticamente al aumentar la altura. Además, para altitud nula se tiene que disminuye considerablemente conforme aumenta el Mach; sin embargo, en la tropopausa la variación del empuje es mucho menor y no es decreciente en todo el intervalo de velocidades, sino que presenta un mínimo en torno a  $M_0 = 0,5$ . Por otro lado, se observa que ambas curvas tienen una evolución suave, es decir, no presentan cambios bruscos en su pendiente. Esto se debe a que el turbofán para ninguna de las altitudes analizadas cambia de ley de control de vuelo.

En la imagen 3.3(b) puede verse el comportamiento del consumo específico con el número de Mach. Se observa que a bajas velocidades el consumo específico es muy similar para ambas altitudes, sin embargo, cuando el Mach de vuelo aumenta, los valores empiezan a diferir. Para  $Z=11000$  m se tiene que la pendiente de la curva decrece ligeramente a medida que aumenta la velocidad; el caso contrario ocurre para  $Z=0$ .

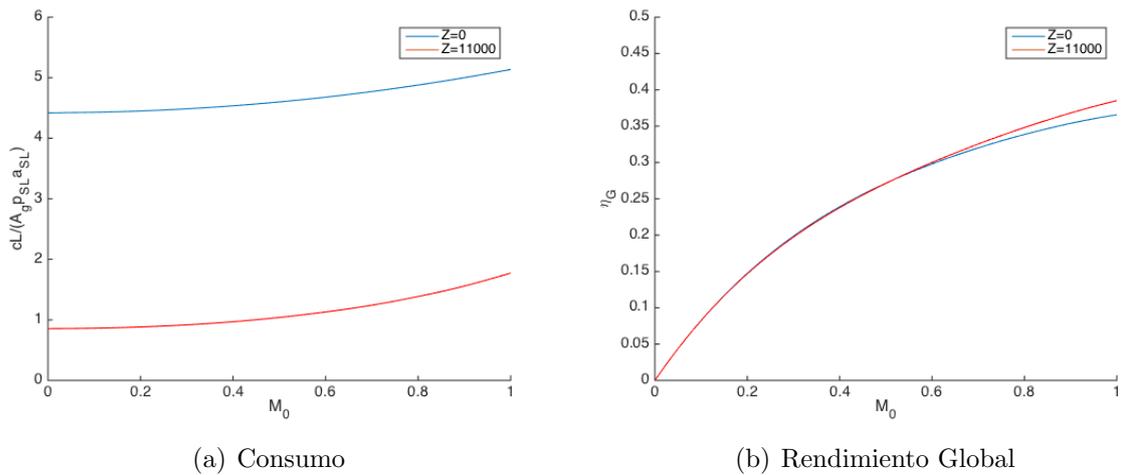


Figura 3.4: Consumo y Rendimiento Global frente a  $M_0$

En la gráfica 3.4(a) aparece el consumo nuevamente frente al número de Mach. Como se ve, el consumo a pequeñas altitudes es muy superior al que se tiene a vuelos más elevados. En las dos altitudes analizadas, el consumo aumenta con la altitud. De nuevo, se observa un comportamiento suave en ambas curvas.

Para finalizar con el análisis de los resultados, se comentará la figura 3.4(b). En ella, destaca que el rendimiento global a ambas altitudes es muy parecido. Para números de Mach pequeños el rendimiento es prácticamente idéntico a ambas altitudes, siendo ligeramente mayor a nivel del mar. Al alcanzar el entorno de  $M_0 = 0,6$ , las curvas se cruzan y separan resultando mejor el que se da a 11000m de altitud.

Como ya se mencionó, el mismo estudio ha sido realizado para el comportamiento de estas variables frente a la altitud. La diferencia entre ambos programas se encuentra a la hora de definir las condiciones de vuelo. Anteriormente, se tenía un bucle externo en el que se definían las dos altitudes a analizar y otro interior a éste en el que se recorrían todos los Mach de vuelo en un intervalo  $[0,1]$ , con paso 0.01. Ahora se invierten los bucles de tal manera que el primero de ellos define las dos velocidades que serán estudiadas, que son  $M_0 = 0,6$  y  $M_0 = 0,85$ , y el segundo define las altitudes en un intervalo  $[0, 14000]$ , con paso 500 m.

Las magnitudes de interés serán calculadas de la misma manera que se hizo en el primer programa, pero a la hora de almacenarlas ahora lo harán en matrices cuyo número de filas sea igual al de números de Mach examinados, y el de columnas igual al de altitudes. Cuando finalizan ambos bucles y están todos los resultados en dichas matrices de almacenamiento, son representados análogamente a como se hizo en el primer caso. A continuación se muestra el algoritmo de este otro programa:

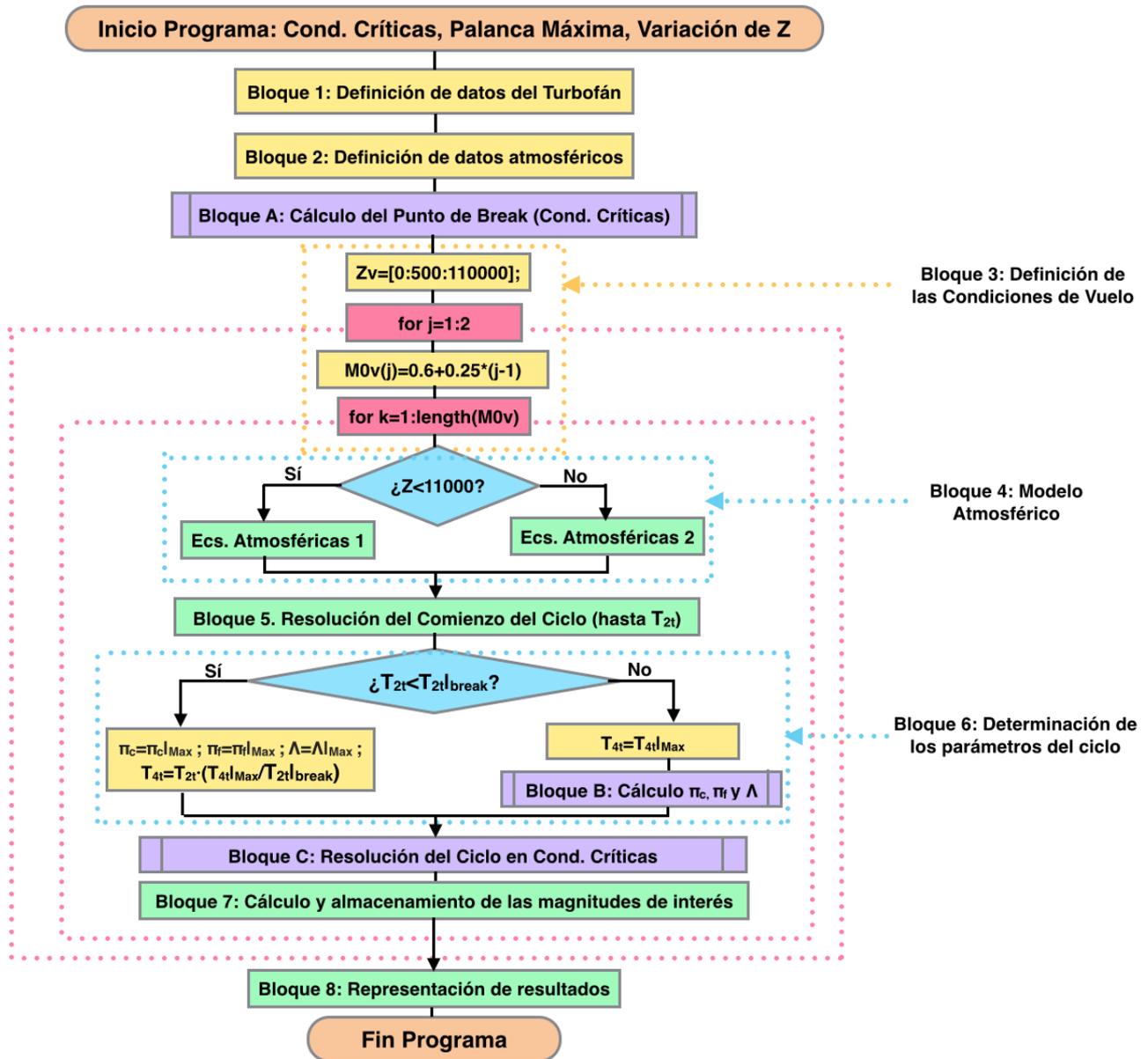


Figura 3.5: Algoritmo empleado para estudiar el comportamiento al variar la altitud de vuelo de un turbofán funcionando en condiciones críticas para  $T_{4t}|_{Max}$

Los resultados obtenidos al variar la altitud para los datos de un turbofán de referencia son los mostrados en las siguientes imágenes:

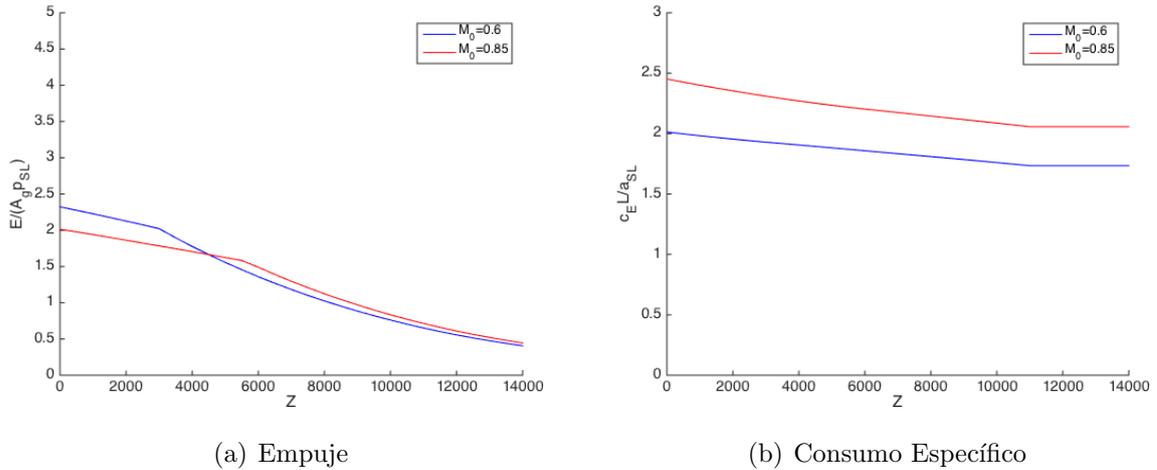


Figura 3.6: Consumo y Rendimiento Global frente a  $Z$

En estas representaciones aparecen en azul las curvas correspondientes a  $M_0 = 0,6$  y en rojo lo hacen las de  $M_0 = 0,85$ . En la figura 3.6(a) nuevamente se observa cómo el empuje cae con la altitud. Para las velocidades estudiadas, puede verse cómo a bajas altitudes el empuje es mayor para el menor Mach de vuelo mientras que, a partir de 5000m aproximadamente, los papeles se invierten. En esta ocasión, ambas curvas presentan un quiebro debido al cambio en la ley de control, que en la azul se da para altitud sobre 3000m y en la roja sobre los 6000m.

Para el caso del consumo específico, en la imagen 3.6(b) se observa que éste es menor para la velocidad más baja. En las dos curvas se observan dos tramos, el primero de ellos es decreciente con tendencia prácticamente lineal y llega hasta los 11000, altura a la que se encuentra la tropopausa; para el caso de vuelo estratosférico el consumo específico se muestra constante a ambas velocidades.

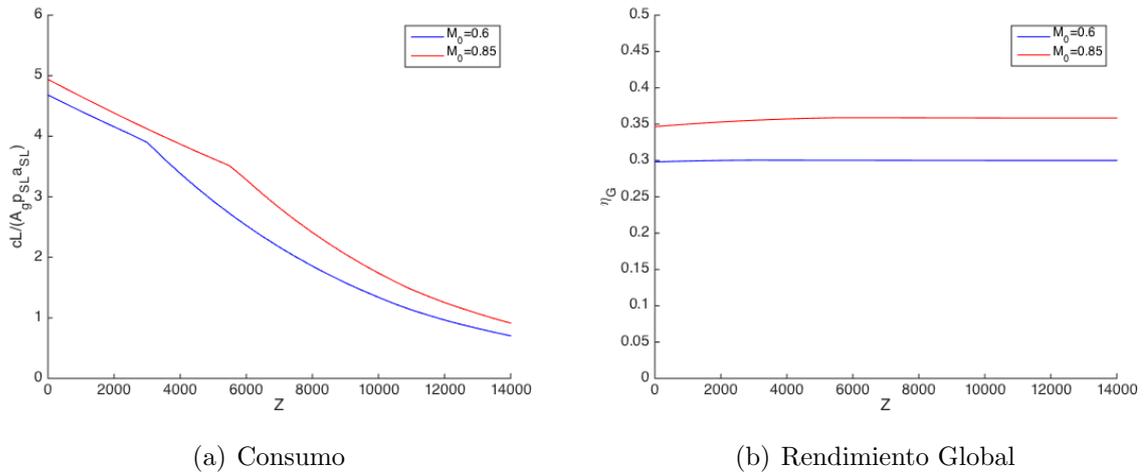


Figura 3.7: Consumo y Rendimiento Global frente a  $Z$

En el gráfico 3.7(a) se muestra el comportamiento del consumo frente a la altitud. Se tiene que en todo momento éste es mayor para  $M_0 = 0,85$  que para  $M_0 = 0,6$ . Igual que ocurría para el empuje, en ambas curvas se ve el cambio de pendiente debido a la modificación en la ley de control. Cabe destacar que, para cualquier velocidad, el consumo que se tiene a altas altitudes es mucho menor que el que se tendría a otras más bajas.

Por último, en la figura 3.7(b) se muestra la evolución del rendimiento global. Puede verse, que para un Mach de vuelo dado, este rendimiento permanece prácticamente constante con la altitud. Para el caso de referencia que se ha estudiado, se observa una mayor eficiencia para  $M_0 = 0,85$  que para  $M_0 = 0,6$ .

Tanto los códigos de los programas que se han ejecutado para obtener las gráficas mostradas, como los de aquellas funciones que hayan sido llamadas desde estos, están disponibles en el anexo A.2. Tal y como se comentó, estos resultados corresponden al caso en el que el turbopropulsor funcione en condiciones críticas y con palanca de gases máximas. Sin embargo, en cualquier vuelo, la palanca utilizada varía dependiendo del segmento en el que se encuentre y la mayor parte del tiempo ésta es más baja que la que se ha estudiado en este apartado. Por esto, el siguiente paso a realizar es ver cómo varía el comportamiento de las magnitudes que están siendo analizadas cuando se tienen otras posiciones de palanca.

### 3.2. Efecto de la posición de palanca

Nuevamente, se han creado dos programas de MATLAB, de los cuales uno es el encargado de proporcionar el comportamiento de empuje, consumo específico, consumo y rendimiento global frente al número de Mach, y el otro hace lo análogo con la altitud.

Para tener en cuenta la disminución de la posición de palanca, lo que se ha considerado es cambiar el límite de la temperatura a la entrada en la turbina de alta, de tal manera que se tenga  $T_{4t}|_{Lim} < T_{4t}|_{Max}$ . En concreto, para el mismo turbofán de referencia (cuyos datos aparecen al comienzo de la sección 3.1) se ha realizado el estudio de los casos  $T_{4t}|_{Lim} = 0,8T_{4t}|_{Max}$ ,  $T_{4t}|_{Lim} = 0,85T_{4t}|_{Max}$ ,  $T_{4t}|_{Lim} = 0,9T_{4t}|_{Max}$ ,  $T_{4t}|_{Lim} = 0,95T_{4t}|_{Max}$  y  $T_{4t}|_{Lim} = T_{4t}|_{Max}$ .

Como gran parte del código numérico que se ha de emplear para este estudio es similar al del apartado anterior, sólo se comentarán con detenimiento los cambios sustanciales que se hayan aplicado. Tanto para el estudio en función de la altitud como en función del Mach, la definición de los datos del problema (bloques 1 y 2) y el cálculo de la temperatura de break (bloque A) son idénticos a lo que ya se tenía.

El primer cambio aparece en la definición de las condiciones de vuelo (bloque 3b). Para el análisis del comportamiento de las magnitudes frente a la velocidad, se han separado los resultados de  $Z=0$  y  $Z=11000\text{m}$ , de esta manera, el bucle más externo que se tenía en el programa anterior, puede ser sustituido por uno que determine el valor de las temperaturas límites que serán consideradas.

Antes de entrar en el segundo bucle, el que determina  $M_0$ , se manifiesta el cambio más importante que se implementa en este nuevo código. Como se comentó, el valor de  $T_{2t}|_{break}$  se define para el caso de palanca de gases máxima y su valor viene determinado por  $T_{4t}|_{Max}$  y  $\pi_c|_{Max}$ . Cuando se modifica la posición de palanca, los turbofanes comerciales mantienen esa misma temperatura para hacer el cambio en la ley de control. Es decir, para temperaturas mayores funcionan manteniendo  $T_{4t} = T_{4t}|_{Lim}$ , mientras que si se encuentran por debajo de  $T_{2t}|_{break}$  lo harán manteniendo un cierto valor de relación de compresión al que se le denominará en adelante  $\pi_c|_{Lim}$ . El cálculo de este parámetro es lo que se incluye en este punto y se realizará mediante el mismo sistema que se tenía del acomplamiento de potencias en la línea de alta y baja, y de imponer la condición de tobera del fan bloqueada. La resolución de estas ecuaciones se llevará a cabo usando nuevamente el comando *fsolve* y, una vez que se hayan impuesto las condiciones de  $T_{2t} = T_{2t}|_{break}$   $T_{4t} = T_{4t}|_{Lim}$ , proporcionarán los valores de  $\pi_c|_{Lim}$ ,  $\pi_f|_{Lim}$  y  $\Lambda|_{Lim}$  (bloque D) .

Un ejemplo de las leyes de control resultantes al variar la posición de palanca es el que se representa en las siguientes imágenes:

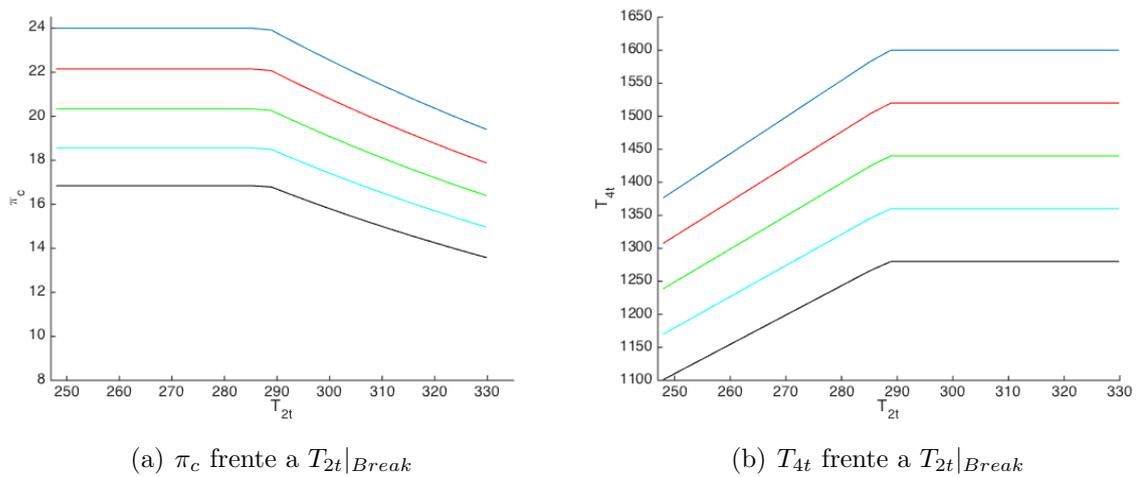


Figura 3.8: Ley de Pilotaje para varias  $T_{4t}|_{Lim}$  con  $M_0 = 0,85$  y variando la altitud de vuelo

Cuando se ha hecho esto, se dispone de todos los datos necesarios para la resolución del ciclo, por lo que se entra en el siguiente bucle y el programa actúa análogamente a como lo hicieron los anteriores: Primero determina la temperatura y presión ambiental ( $T_0$  y  $p_0$ ) para las condiciones de vuelo que están siendo estudiadas (bloque 4), posteriormente calcula el valor de  $T_{2t}$  (bloque 5) y luego a esa temperatura le hace corresponder unas condiciones de  $\pi_c$ ,  $\pi_f$ ,  $\Lambda$  y  $T_{4t}$  (bloque 6) con las que puede entrar a la función que resuelve el ciclo (bloque C). Después, se calculan los valores que tienen las magnitudes que se quieren estudiar y se almacenan en matrices (bloque 7) para, finalmente, ser representados (bloque 8). El diagrama del funcionamiento de este programa es el que aparece en la siguiente imagen:

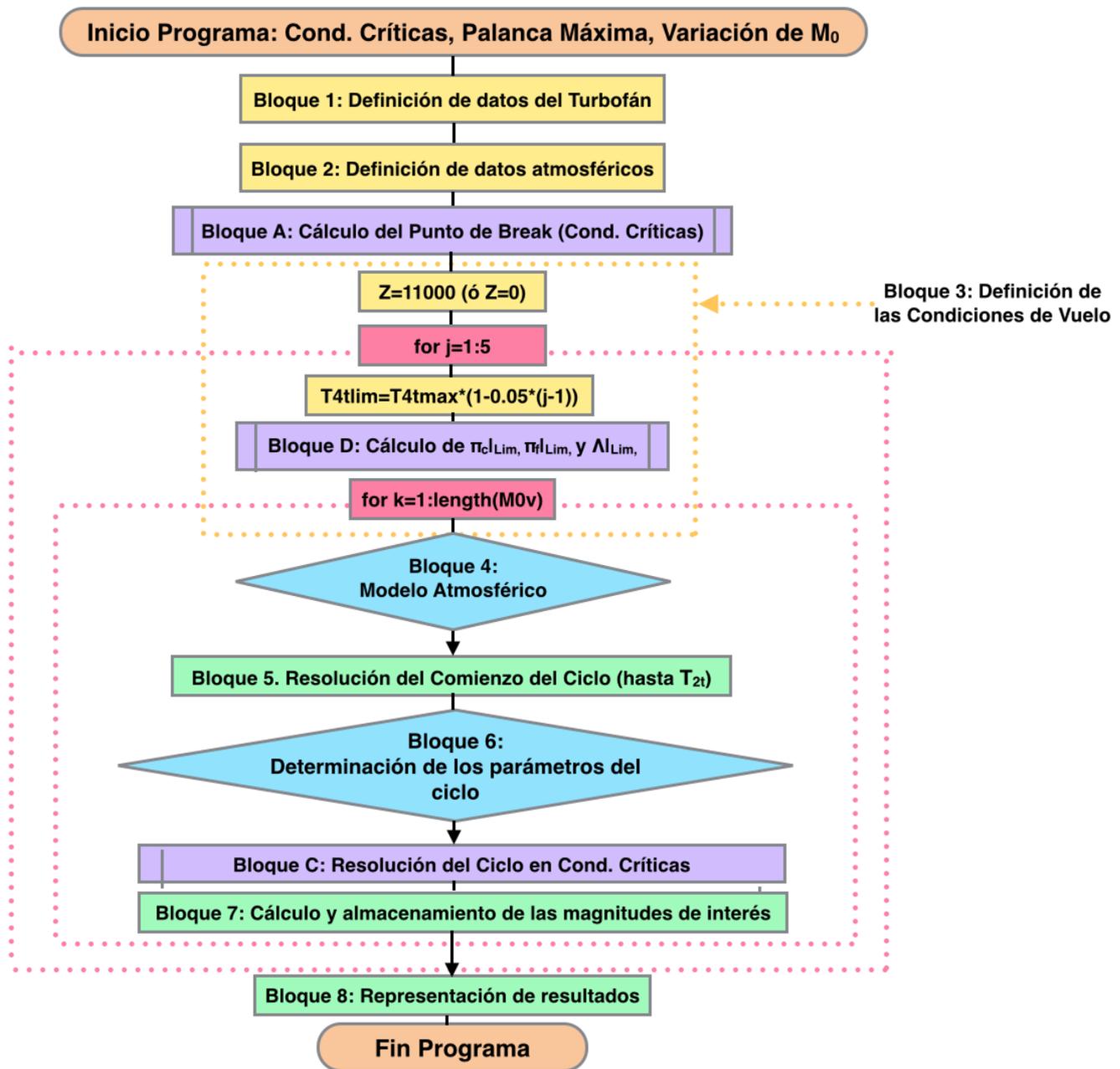


Figura 3.9: Algoritmo empleado para estudiar el comportamiento al variar el Mach de vuelo de un turbopropulsor funcionando en condiciones críticas para varios  $T_{4t|Lim}$

A continuación se muestran los resultados del empuje y el consumo específico para diferentes valores de  $T_{4t}|_{Lim}$  con la variación de  $M_0$ :

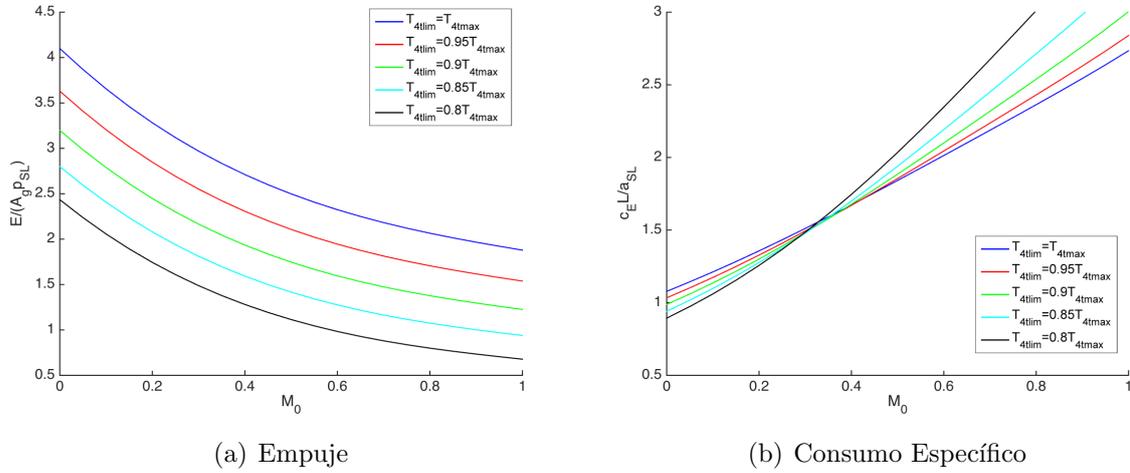


Figura 3.10: Empuje y Consumo Específico frente a  $M_0$  para  $Z=0$  m

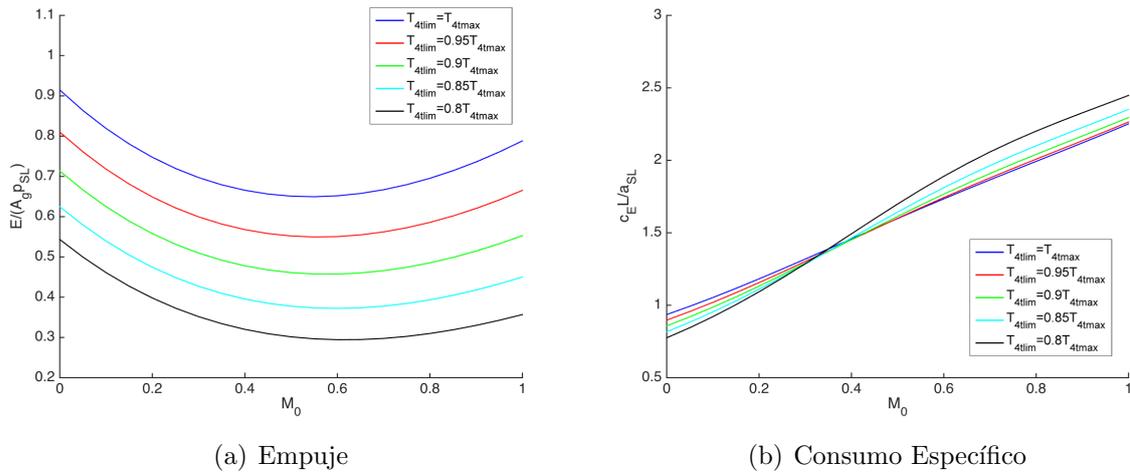


Figura 3.11: Empuje y Consumo Específico frente a  $M_0$  para  $Z=11000$  m

En estas representaciones aparece en azul la curva de  $T_{4t}|_{Lim} = T_{4t}|_{Max}$ , en rojo la de  $T_{4t}|_{Lim} = 0,95T_{4t}|_{Max}$ , en verde la de  $T_{4t}|_{Lim} = 0,9T_{4t}|_{Max}$ , en celeste la de  $T_{4t}|_{Lim} = 0,85T_{4t}|_{Max}$  y, por último, en negro la de  $T_{4t}|_{Lim} = T_{4t}|_{Max}$ . En las figuras 3.10(a) y 3.11(a) se muestra, como era de esperar, la disminución de empuje que se tiene cuando se reduce la posición de palanca. Se observa, que para la temperatura límite más pequeña que se está considerando se tendría aproximadamente una palanca de  $\delta_T = \frac{E_{M_0=0}|_{T_{4t}|_{Lim}}}{E_{M_0=0}|_{T_{4t}|_{Max}}} = 0,6$ . No se han tenido en cuenta valores inferiores puesto que el estudio que se está realizando está ideado para aeronaves comerciales en las que no suelen darse palancas tan bajas.

Además, como veremos posteriormente, los resultados obtenidos podrían no ser válidos fuera de este rango.

En cuanto al consumo específico, que se contempla en las gráficas 3.10(b) y 3.11(b), se observa un fenómeno muy interesante que consiste en que mientras a bajas velocidades es menor para posiciones de palanca pequeñas, llega un momento en el que las curvas se cruzan y el consumo específico de las palancas más altas es menor. Es decir, para los Mach de vuelo que suelen tomar las aeronaves comerciales en crucero, se tiene que a mayor palanca, menor es su consumo específico.

Seguidamente, se van a mostrar las representaciones del consumo y el rendimiento global frente al Mach de vuelo:

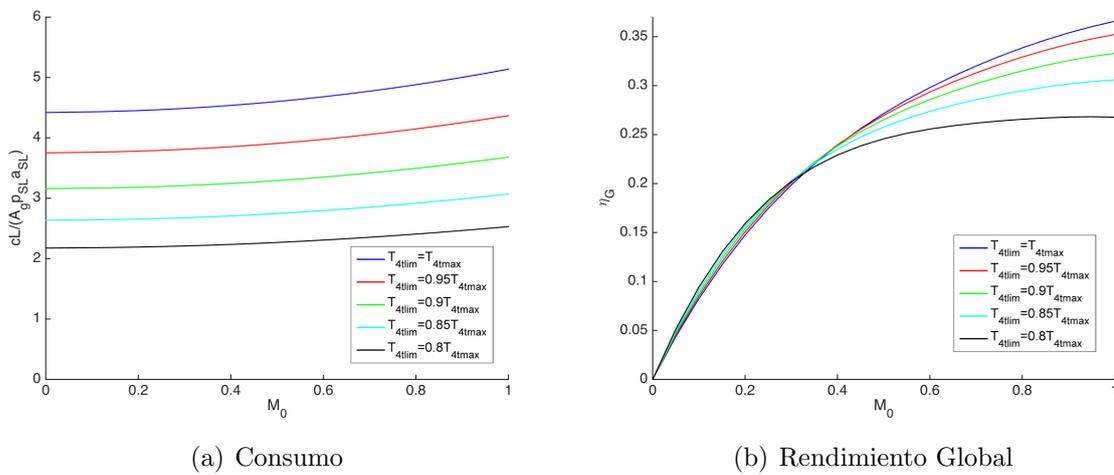


Figura 3.12: Consumo y Rendimiento Global frente a  $M_0$  para  $Z=0$  m

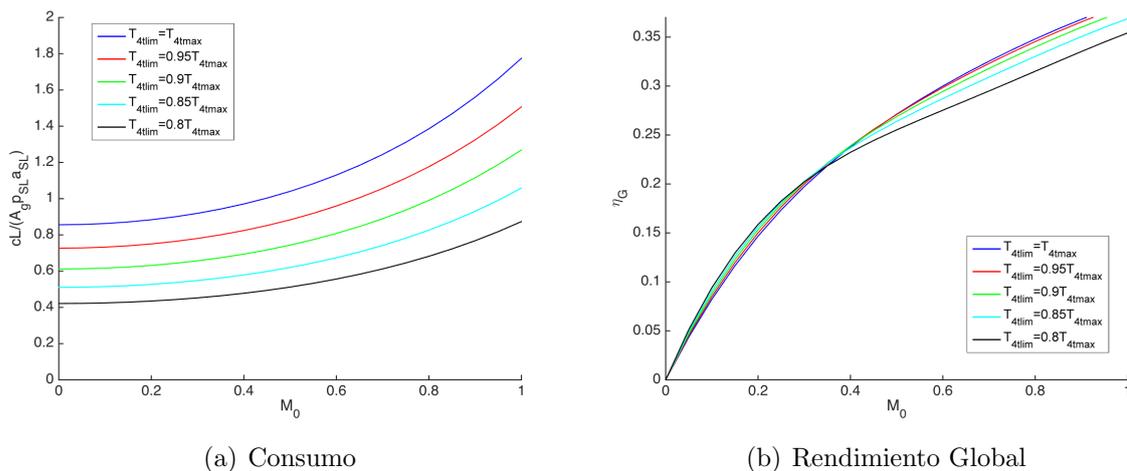


Figura 3.13: Consumo y Rendimiento Global frente a  $M_0$  para  $Z=11000$  m

Tras los anteriores resultados, era de esperar que el consumo fuera más bajo a menor

temperatura  $T_{4t}|_{Lim}$ , ya que el empuje también es menor. Este fenómeno es observable en las figuras 3.12(a) y 3.13(a).

Por otro lado, también son lógicos los resultados que se obtienen en las imágenes 3.12(b) y 3.13(b) ya que no es de extrañar que el rendimiento global aumente cuanto menor sea el consumo específico. Por este motivo, a bajas velocidades el motor es más eficiente para posiciones de palanca menores, mientras que, para Mach elevados se tiene que el mejor rendimiento se da para  $\delta_T = 1$ .

En cuanto al programa que proporciona la variación de estas magnitudes frente a la altitud, el cambio principal vuelve a aparecer a la hora de definir las condiciones de vuelo (bloque 3b). En esta ocasión, de igual forma y tal y como se ha explicado para el otro código, se estudiarán por separado las curvas de  $M_0 = 0,6$  y  $M_0 = 0,85$ , por lo que desaparecerá el bucle que definía las velocidades y aparecerá en su lugar el que determina la  $T_{4t}|_{Lim}$ . Tras esto se calculan los valores de  $\pi_c|_{Lim}$ ,  $\pi_f|_{Lim}$  y  $\Lambda|_{Lim}$ . Finalmente, se incluye otro bucle con las altitudes que serán examinadas y, a partir de ahí, el proceso es idéntico al ya comentado. De nuevo, se muestra el algoritmo seguido:

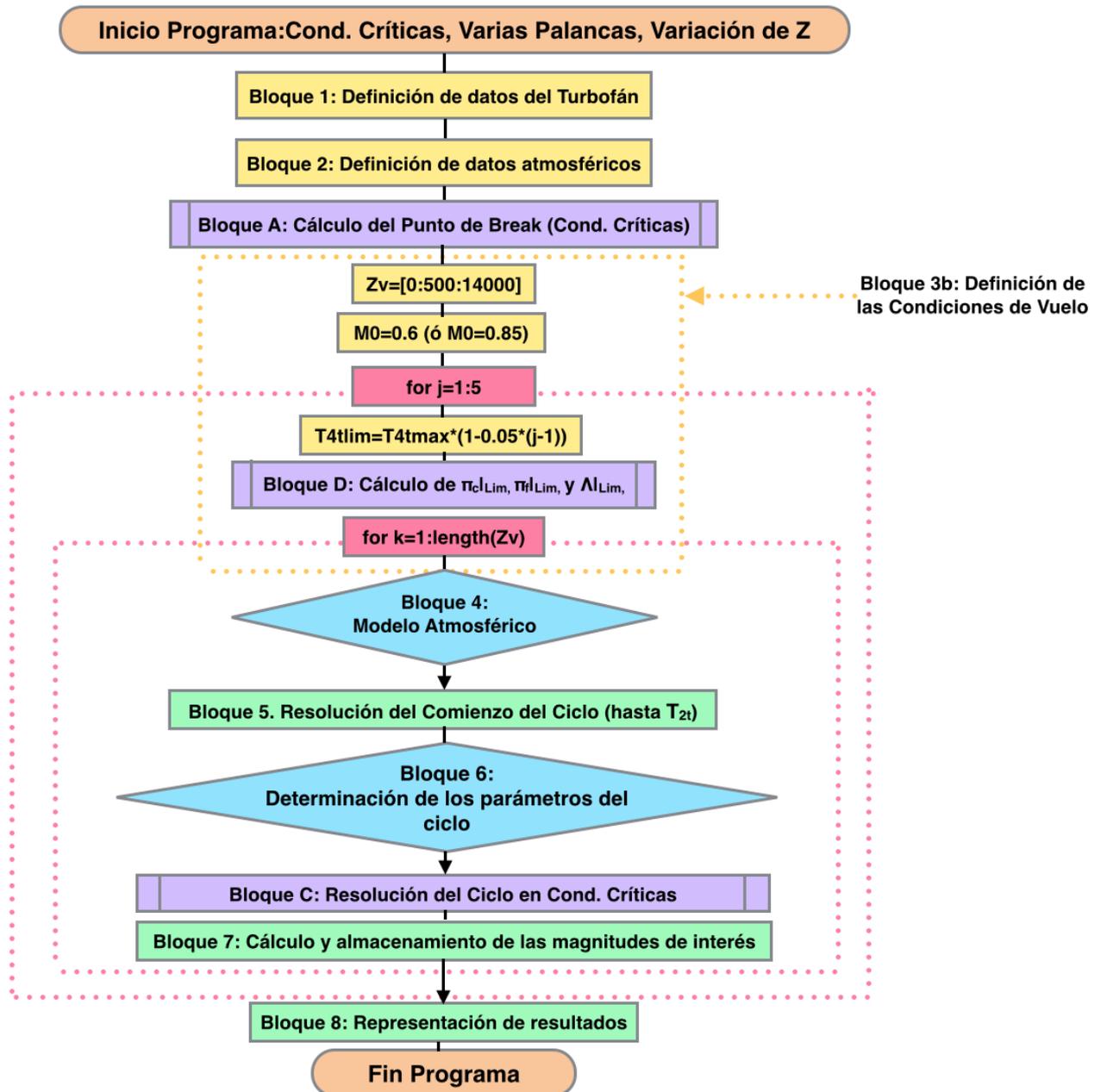


Figura 3.14: Algoritmo empleado para estudiar el comportamiento al variar la altitud de vuelo de un turbofán funcionando en condiciones críticas para varios  $T_{4t}|_{Lim}$

Del mismo modo que se ha hecho con el Mach, se procede ahora a mostrar los resultados obtenidos de las magnitudes de interés frente a la altitud de vuelo para varias posiciones de palanca:

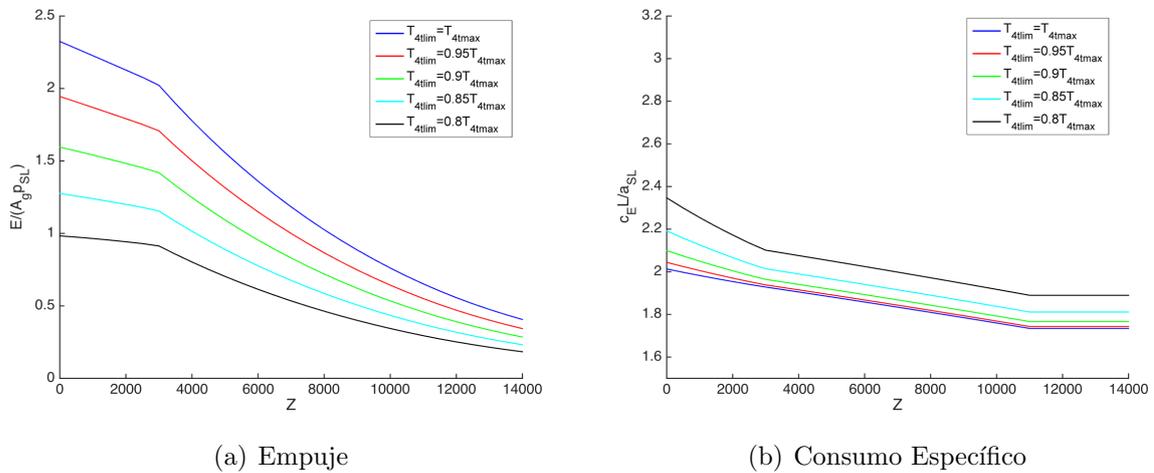


Figura 3.15: Empuje y Consumo Específico frente a  $Z$  para  $M_0 = 0,6$

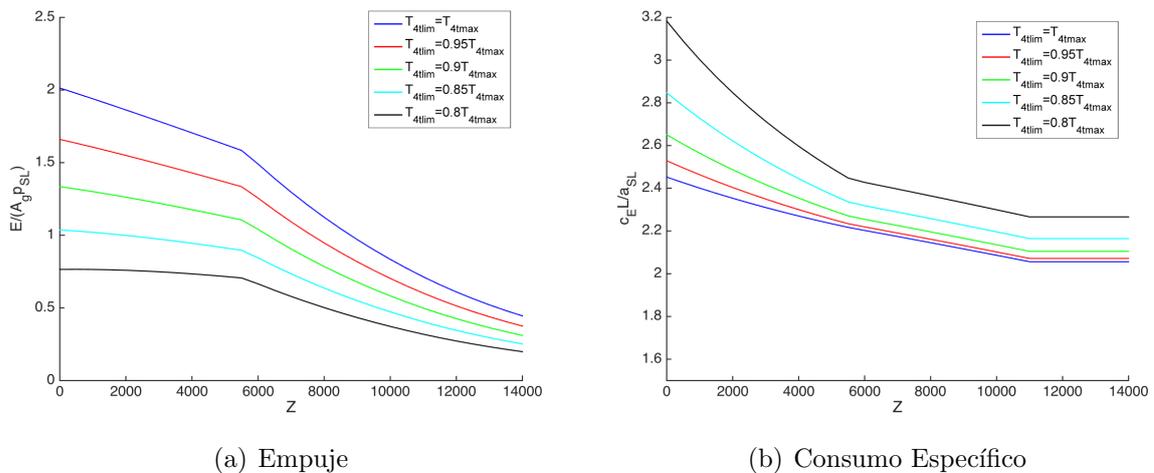


Figura 3.16: Empuje y Consumo Específico frente a  $Z$  para  $M_0 = 0,85$

El comportamiento más relevante a destacar en las figuras 3.15(a) y 3.16(a) es el hecho de que, aunque para cualquier altitud el empuje es mayor cuando aumenta la posición de palanca, se tiene que para las posiciones de palancas más elevadas la disminución del empuje con la altitud es más pronunciada que para palancas bajas. Además, es interesante observar cómo efectivamente la variación de pendiente debido al cambio en la ley de control se da siempre a la misma altitud para un mismo Mach de vuelo.

Por otro lado, se tienen las imágenes 3.15(b) y 3.16(b), en las que se aprecia claramente que a bajas altitudes el consumo específico es mayor para bajas posiciones de palanca y a

medida que el vuelo se realiza más alto, los valores de consumo específico se van acercando hasta que se alcanza la estratosfera y estos se estabilizan. En este caso, se produce el fenómeno de que el quiebro de las curvas debido a la transición en las leyes de control se hace menos notable a medida que aumenta la posición de palanca, siendo totalmente inapreciable para  $\delta_T = 1$ .

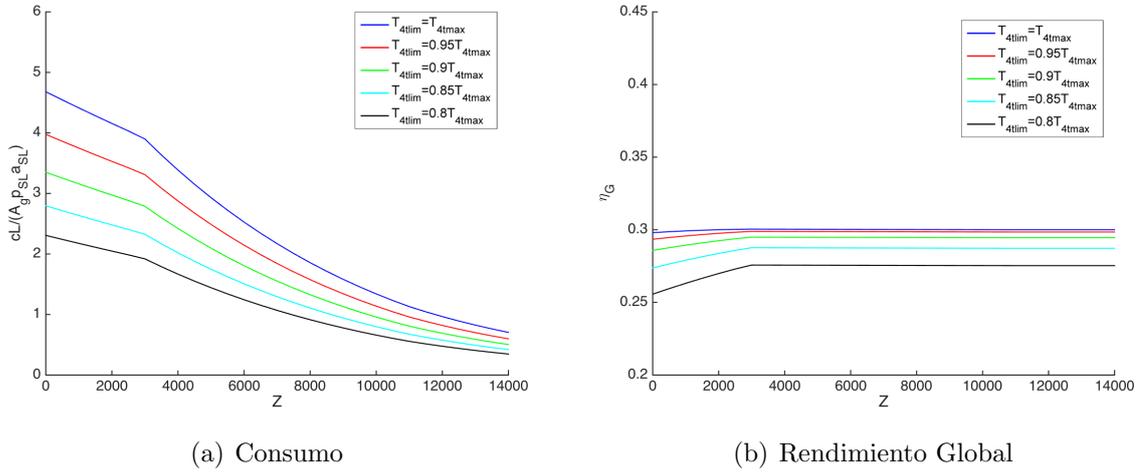


Figura 3.17: Empuje y Consumo Específico frente a  $Z$  para  $M_0 = 0,6$

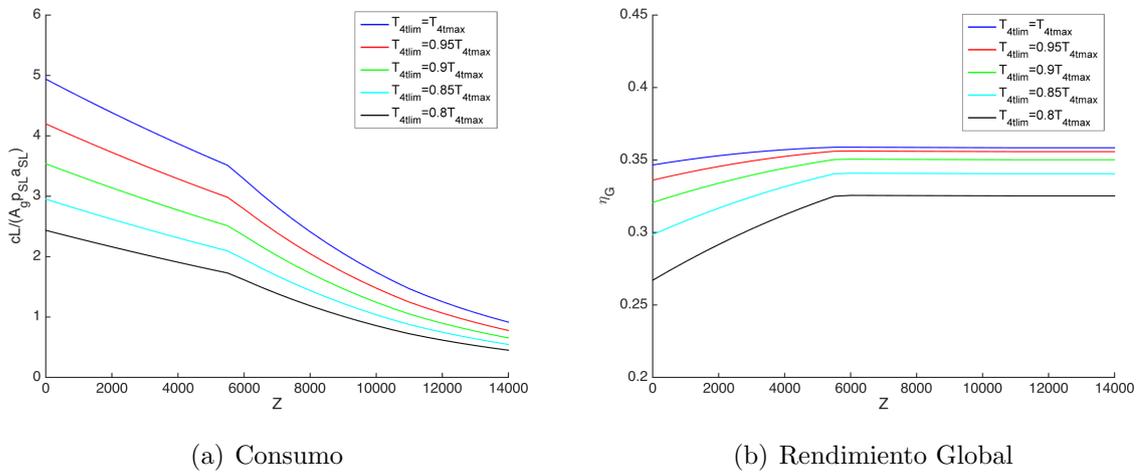


Figura 3.18: Empuje y Consumo Específico frente a  $Z$  para  $M_0 = 0,85$

El comportamiento del consumo, como puede verse en las gráficas 3.17(a) y 3.18(a), es análogo al que se tenía para el empuje. Es decir, el consumo más elevado se da para mayor posición de palanca y nivel del mar y, aunque para  $\delta_T = 1$  siempre se tengan mayores valores, la caída del consumo con la altitud es más pronunciada cuando se tienen valores elevados de posición de palanca.

Por último, en la figura 3.18(b) se muestra un fenómeno muy interesante. Puede observarse que para  $T_{4t}|_{Max}$  la curva presenta un máximo en torno a 4000m y luego decrece ligeramente hasta estabilizarse a los 5500m aproximadamente. Para el resto de curvas el comportamiento es creciente hasta alcanzar la altitud donde se estabiliza el rendimiento. A la vista de estos resultados, se puede intuir que para toda posición de palanca existe una altitud óptima en la que el rendimiento global es máximo; aunque para posiciones de palanca menos elevadas las curvas se estabilizan antes de llegar a alcanzar dicho valor, por lo que el óptimo se daría para cualquier altitud una vez el rendimiento sea estable. En la gráfica 3.17(b) el rendimiento se estabiliza sobre los 3000 m por lo que ninguna de las curvas llega a alcanzar su máximo. Por tanto, este fenómeno se hace más notable al aumentar la velocidad de vuelo.

Por otro lado, se han representado también las curvas del empuje, consumo específico y consumo frente a  $\delta_T$  para conseguir crear una idea sobre cómo varían estas magnitudes al modificar la posición de palanca:

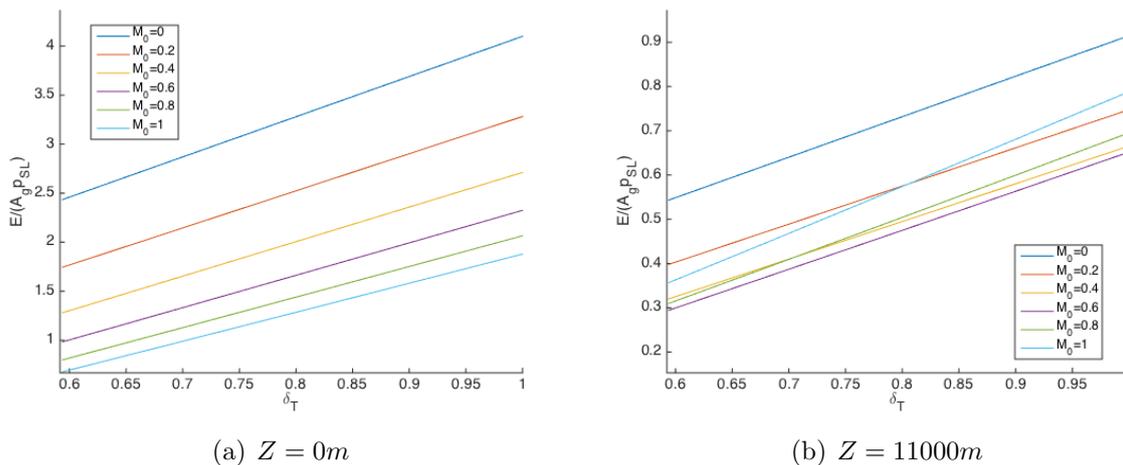


Figura 3.19: Empuje frente a Posición de Palanca en Condiciones Críticas

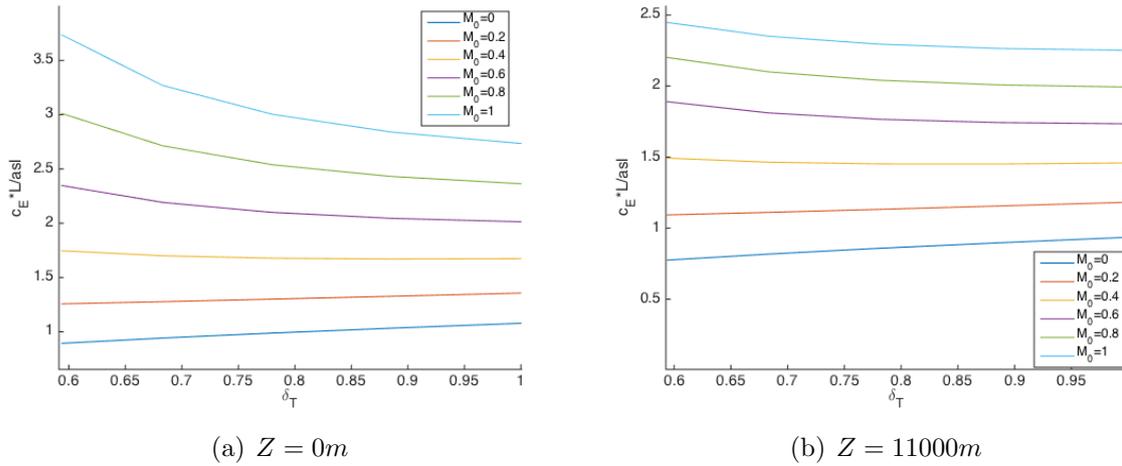


Figura 3.20: Consumo Específico frente a Posición de Palanca en Condiciones Críticas

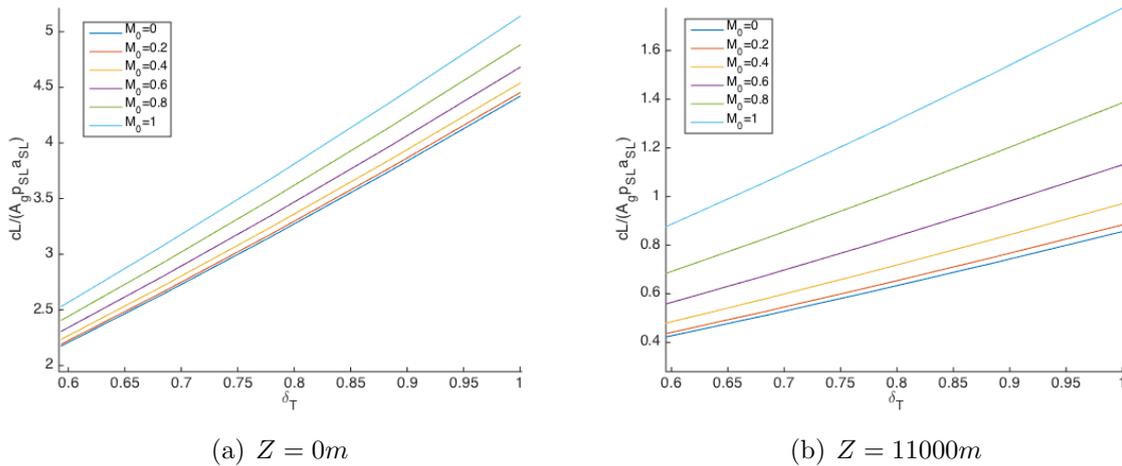


Figura 3.21: Consumo frente a Posición de Palanca en Condiciones Críticas

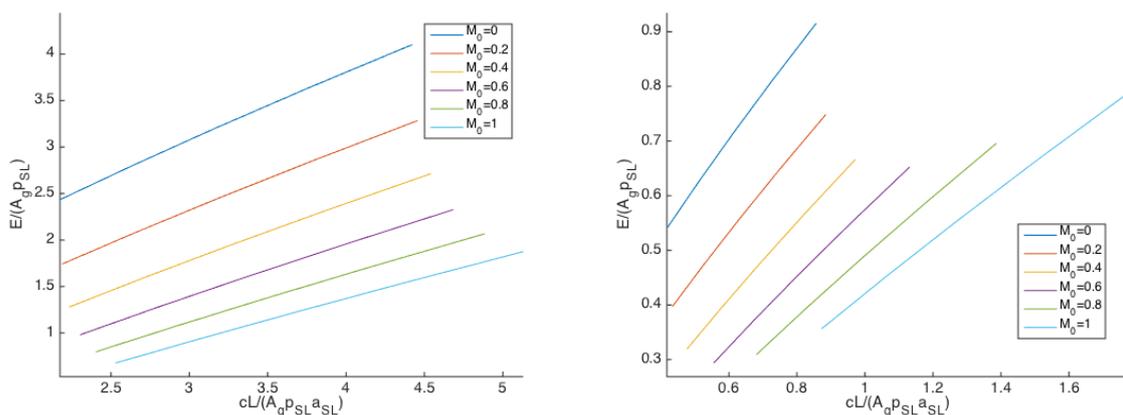
Puede verse que, para ambas altitudes, el empuje aumenta monótonamente con la posición de palanca. Resulta interesante el hecho de que, para  $Z=0$ , se tiene que el empuje disminuye al aumentar la velocidad de vuelo, siendo el salto de esta magnitud mucho mayor al pasar de  $M_0 = 0$  a  $M_0 = 0,2$  que al hacerlo de  $M_0 = 0,8$  a  $M_0 = 1$ . Sin embargo, para  $Z=11000$  m el resultado es que el empuje decae hasta que alcanza un mínimo en torno a Mach 0.6 y, posteriormente vuelve a tomar valores mayores al aumentar la velocidad.

En cuanto al consumo específico, se observa que su evolución es prácticamente constante al aumentar la posición de palanca. Si bien, para bajos valores de  $\delta_T$ , se puede observar una ligera variación que terminará estabilizándose y que será creciente para el caso de grandes velocidades y decreciente en caso contrario. Es decir, para grandes velocidades el consumo específico mejora al aumentar la posición de palanca y para velocidades

lo suficientemente bajas, es del revés. Este comportamiento es más pronunciado para el caso de  $Z=0$ .

Las gráficas del consumo frente a la posición de palanca son de especial interés. Esto es así porque, a pesar de que la formulación del problema se realice en función de la posición de palanca, el control del motor no se realiza imponiendo una temperatura de salida a la cámara de combustión, sino que físicamente lo que puede controlarse es la cantidad de combustible que es inyectada. Cada una de estas curvas establece una relación biunívoca entre  $\delta_T$  y consumo, de manera que si se conoce el combustible que es inyectado al motor para unas determinadas condiciones de vuelo, puede saberse cuál es la posición de palanca.

Para finalizar con el estudio del comportamiento del turbofán funcionando en condiciones críticas y debido al hecho de que realmente el control del turbofán se ejerce mediante la inyección del combustible, son interesantes las gráficas frente al consumo. En particular, se van a representar el comportamiento del empuje al variar el consumo:



(a) Empuje frente a Consumo para  $Z = 0m$

(b) Empuje frente a Consumo para  $Z = 11000m$

Figura 3.22: Empuje frente a Consumo en Condiciones Críticas

Se observa un comportamiento prácticamente lineal del empuje con el consumo. Además, ya que el consumo se trata de una variable muy sencilla de medir, con estas gráficas y dicha medición sería posible determinar fácilmente el empuje experimentalmente.

### 3.3. Estudio de la validez de los resultados obtenidos

Como su propio nombre indica, esta sección ha estado destinada a estudiar el efecto de las condiciones de vuelo que se encuentra trabajando en condiciones críticas, es decir, que tanto las toberas primarias y secundaria, como las turbinas de alta y baja se encuentran bloqueadas sónicas.

Una sencilla comprobación para verificar si esta hipótesis es cierta, consiste en representar las presiones de salida del flujo primario y secundario junto con la presión ambiental de los casos que han sido estudiados y ver si efectivamente siempre se tiene que  $p_s > p_0$  y  $p_\sigma > p_0$ . Estas gráficas son las que se muestran a continuación:

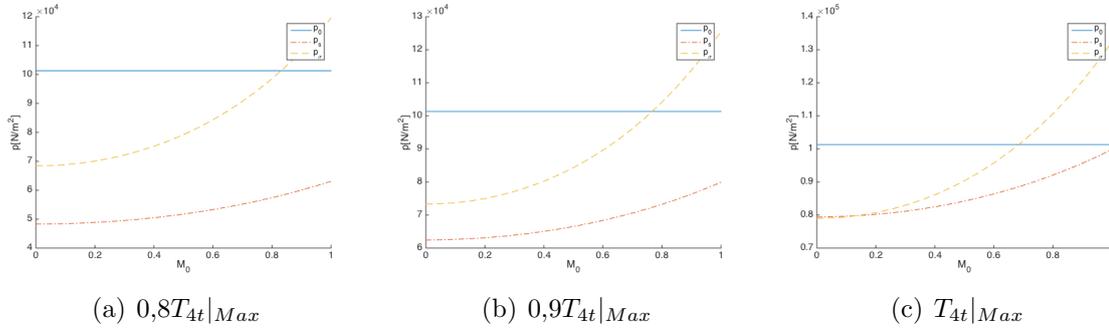


Figura 3.23: Comparativa de presiones para el estudio a altitud constante con  $Z=0$

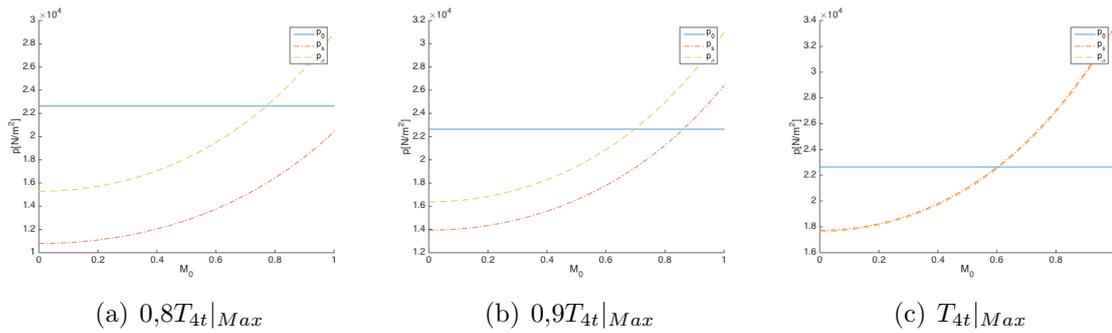


Figura 3.24: Comparativa de presiones para el estudio a altitud constante con  $Z=11000m$

Estas imágenes muestran la comparativa de presiones para el estudio a altitud constante. En trazo continuo azul está representada la presión ambiente,  $p_0$ , la línea de rayas y puntos de color rojizo pertenece a la presión de salida de la tobera primaria,  $p_s$ , y por último, se tiene en amarillo una curva discontinua correspondiente a la presión de salida de la tobera secundaria,  $p_\sigma$ . Arriba, en la figura 3.23, aparece la comparativa para  $Z=0$ . En ella puede verse que, a nivel del mar, ninguna de las toberas está bloqueada para la gran mayoría de velocidades de vuelo y que, ni para grandes valores de  $M_0$  y la posición de palanca más elevada, se consigue el bloqueo de la tobera primaria. Por lo tanto, se puede determinar que los resultados obtenidos en este apartado no son fiables para esta altitud.

Por otro lado, en la imagen 3.24 puede verse cómo para posiciones de palancas bajas nuevamente las presiones de salida obtenidas son menores que la presión ambiental para casi todas las velocidades y, por lo tanto, las toberas se encuentran desbloqueadas. Sin embargo, cuando la posición de palanca aumenta, el rango de número de Mach para el que se dan las condiciones de funcionamiento crítico es mucho mayor. Se concluye, finalmente,

que los resultados conseguidos con este estudio son válidos para altas velocidades y grandes posiciones de palanca.

A continuación, se va a proceder análogamente con el contraste de presiones para el estudio a Mach constante:

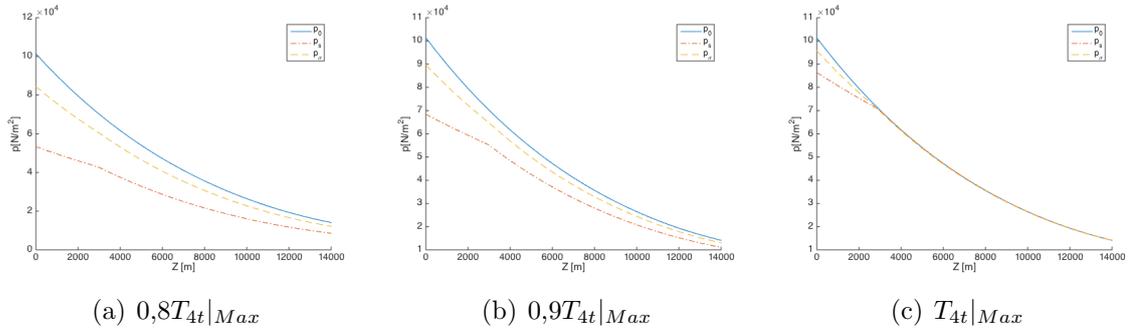


Figura 3.25: Comparativa de presiones para el estudio a Mach constante con  $M_0 = 0,6$

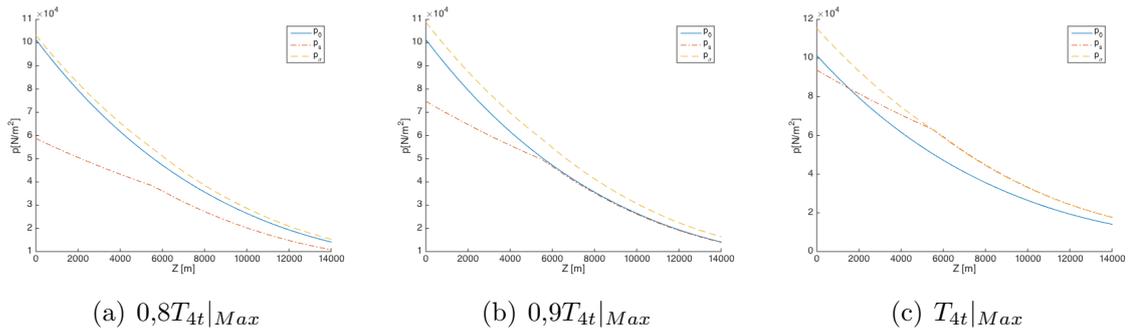


Figura 3.26: Comparativa de presiones para el estudio a Mach constante con  $M_0 = 0,85$

En esta ocasión, se tiene que para  $M_0 = 0,6$  (figura 3.25) apenas a posición de palanca máxima se bloquea la tobera primaria, mientras que la secundaria ni bajo estas condiciones lo hace. Nuevamente, no pueden ser considerados los resultados como válidos.

Por último, las gráficas 3.26 desvelan que a  $M_0 = 0,85$  prácticamente siempre la tobera secundaria se encuentra bloqueada. Además, a mayor posición de palanca, mayor es el intervalo de altitudes en el que la presión de la tobera primaria es mayor que la ambiental. De esta manera, se concluye lo mismo que para las figuras 3.24: este estudio es correcto para grandes altitudes, velocidades y posiciones de palanca.

Tras este contraste de resultados, se tiene como corolario que la validez del estudio realizado en este apartado es muy limitada, por lo que resulta necesario relajar las hipótesis de partida si se pretende obtener resultados válidos para un rango de las condiciones de vuelo más amplio.

## 4. Efecto de las Condiciones de Vuelo sobre un Turbofán con Tobera Principal Bloqueada y Tobera Secundaria Convergente

Dado que las hipótesis de partida para este estudio eran demasiado estrictas, se plantea el dilema de cómo éstas pueden ser modificadas levemente para que los resultados ganen fiabilidad. Uno de los resultados que se vio en el apartado 3.3 señalaba que a velocidades moderadas ( $M_0 = 0,6$ ) ni para la mayor altitud y posición de palanca la tobera secundaria se encontraba bloqueada. Parece razonable entonces, comenzar relajando las suposiciones originales por este punto. De este modo se mantiene la conjetura de que la tobera primaria se encuentra bloqueada, mientras que la secundaria puede trabajar tanto bloqueada como adaptada. Considerando estas nuevas hipótesis se ha realizado el estudio que se muestra a lo largo de esta sección.

### 4.1. Comportamiento a $T_{4t}|_{Max}$

En esta sección, se va a comenzar de nuevo estudiando el comportamiento para el valor a la salida de la cámara de combustión de  $T_{4t} = T_{4t}|_{Max}$ , que corresponde al caso de palanca de gases unidad. De la misma manera que se hizo en el apartado 3.1, se han creado dos programas en MATLAB en el que uno se encarga del estudio frente al Mach y el otro frente a la altitud. Estos, presentan características muy similares a los que se tenía anteriormente, por lo tanto, tan sólo se van a detallar aquellos aspectos que resulten más novedosos.

Para el estudio del efecto del Mach de vuelo en el turbofán, tal y como se tenía en los anteriores códigos, el programa comienza definiendo los datos característicos que se han tomado para el motor de referencia (bloque 1). Seguidamente, se pasa a determinar una serie de datos atmosféricos que serán empleados cuando haya que utilizar el modelo de atmósfera (bloque 2).

Posteriormente, se han de calcular las condiciones de break. Aquí aparecerá el principal cambio que se implementa en estos programas (bloque 9). Al poder encontrarse la tobera secundaria tanto bloqueada como adaptada, ahora no existirá un valor único de  $T_{2t}|_{break}$ . Para calcular su valor en cada caso, es necesario analizar el sistema de ecuaciones que se tenía anteriormente.

En primer lugar, se tiene la ecuación que provenía del acoplamiento de potencias de la línea de alta. Al no variar ninguna de las suposiciones que se hicieron para obtener esta expresión, se considera que sigue siendo válida para este nuevo análisis. Y lo mismo ocurrirá para la ecuación obtenida a partir del acoplamiento de potencias de la línea de baja. Entonces, se tiene que las ecuaciones 3.5 y 3.8 son las dos primeras del sistema de ecuaciones también en este caso.

La última ecuación era la resultante de imponer la condición de tobera del fan en condiciones críticas, que se trata justo de la suposición que se ha dejado de considerar. Es, por lo tanto, necesario obtener una nueva expresión que sea válida para el caso de que ésta esté adaptada. Para ello, se comienza tomando la expresión del gasto del flujo secundario  $G_\sigma = \rho_\sigma V_\sigma A_\sigma$ , que por la definición de la relación de derivación también es  $G_\sigma = \Lambda G_\pi$ . Igualando ambas expresiones, se tiene:

$$\Lambda G_\pi = \rho_\sigma V_\sigma A_\sigma \quad (4.1)$$

De la ecuación de los gases ideales, se tiene que  $\rho_\sigma = \frac{p_\sigma}{RT_\sigma}$ . Además, de la definición de la temperatura de remanso puede despejarse la velocidad, resultando  $V_\sigma = \sqrt{2c_p(T_{\sigma t} - T_\sigma)}$ . Introduciendo estas expresiones en la igualdad anterior e imponiendo las condiciones de tobera adaptada ( $p_\sigma = p_0$ ) y convergente ( $A_\sigma = A_{g,f}$ ), se obtiene:

$$\Lambda G_\pi = \frac{p_0}{RT_{\sigma t}} \sqrt{2c_p(T_{\sigma t} - T_\sigma)} A_{g,f} \quad (4.2)$$

De la relación de presiones y temperaturas de remanso, se tiene que  $\frac{1}{T_\sigma} = \frac{1}{T_{\sigma t}} \left(\frac{p_{\sigma t}}{p_\sigma}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$  y de la suposición de tobera isentrópica  $T_{\sigma t} = T_{25t}$ . Sustuyendo esto en la expresión anterior:

$$\Lambda G_\pi = \frac{p_0}{RT_{25t}} \left(\frac{p_{25t}}{p_\sigma}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \sqrt{2c_p(T_{25t} - T_\sigma)} A_{g,f} \quad (4.3)$$

Sacando  $T_{25t}$  factor común dentro de la raíz y usando la relación  $\frac{T_\sigma}{T_{25t}} = \left(\frac{p_\sigma}{p_{\sigma t}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$ , se tiene:

$$\Lambda G_\pi = \frac{p_0}{RT_{25t}} \left(\frac{p_{25t}}{p_\sigma}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \sqrt{2c_p T_{25t} \left(1 - \frac{p_\sigma}{p_{\sigma t}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} A_{g,f} \quad (4.4)$$

Por otro lado, se tiene la siguiente relación termodinámica:  $c_p = \frac{\gamma R}{\gamma-1}$ . Con la que, sustituyendo y operando, se llega a:

$$\frac{\Lambda G_\pi}{p_{25t}} \sqrt{T_{25t}} = A_{g,f} \sqrt{\frac{2\gamma}{(\gamma-1)R} \left(\frac{p_0}{p_{25t}}\right)^{\frac{1}{\gamma}} \sqrt{1 - \left(\frac{p_0}{p_{25t}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}} \quad (4.5)$$

Si se divide esta expresión entre la ecuación 3.10, que impone la condición de turbina de alta bloqueada y, además, se tiene en cuenta que  $\frac{p_0}{p_{25t}} = \frac{p_0}{p_{0t}} \frac{p_{0t}}{p_{25t}} \frac{p_{2t}}{p_{25t}} = \frac{p_0}{p_{0t}} \pi_{02}^{-1} \pi_f^{-1}$  :

$$\frac{\Lambda \sqrt{\frac{T_{25t}}{T_{4t}} \frac{p_{4t}}{p_{25t}} \pi_f^{\frac{1}{\gamma}} \pi_{02}^{\frac{1}{\gamma}} \left(\frac{p_0}{p_{0t}}\right)^{\frac{-1}{\gamma}}}}{\sqrt{1 - \pi_f^{\frac{-\gamma-1}{\gamma}} \pi_{02}^{\frac{-\gamma-1}{\gamma}} \left(\frac{p_0}{p_{0t}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}} = \frac{A_{g,f} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1}}}{A_d \Gamma(\gamma)} \quad (4.6)$$

Aplicando la relación  $\frac{p_{0t}}{p_0} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$ , se tiene:

$$\frac{\Lambda \sqrt{\frac{T_{25t}}{T_{2t}} \sqrt{\frac{T_{2t}}{T_{4t}} \pi_c \pi_{34} \pi_f^{\frac{1}{\gamma}} \pi_{02}^{\frac{1}{\gamma}} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2\right)^{\frac{1}{\gamma-1}}}}}{\sqrt{1 - \pi_f^{\frac{-\gamma-1}{\gamma}} \pi_{02}^{\frac{-\gamma-1}{\gamma}} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2\right)^{-1}}} = \frac{A_{g,f} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1}}}{A_d \Gamma(\gamma)} \quad (4.7)$$

Por último, se hará uso de la relación  $\frac{T_{25t}}{T_{2t}} = \frac{T_{4t} \alpha(1-\beta)}{1+\Lambda}$  para obtener una relación de  $\frac{T_{4t}}{T_{2t}}$  con  $\Lambda$ ,  $\pi_c$ ,  $\alpha$ ,  $\beta$  y  $M_0$ :

$$\frac{\Lambda \sqrt{\frac{T_{4t} \alpha(1-\beta)}{1+\Lambda}} + 1 \sqrt{\frac{T_{2t}}{T_{4t}} \pi_c \pi_{34} \pi_f^{\frac{1}{\gamma}} \pi_{02}^{\frac{1}{\gamma}} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2\right)^{\frac{1}{\gamma-1}}}}{\sqrt{1 - \pi_f^{\frac{-\gamma-1}{\gamma}} \pi_{02}^{\frac{-\gamma-1}{\gamma}} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2\right)^{-1}}} = \frac{A_{g,f} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1}}}{A_d \Gamma(\gamma)} \quad (4.8)$$

Que se trata de la tercera ecuación del sistema para el caso en que se tenga tobera secundaria adaptada (bloque E). Como puede observarse, ahora se da el caso de que el parámetro  $\frac{T_{4t}}{T_{2t}}$  depende del Mach de vuelo y, por lo tanto, también lo hará la  $T_{2t}|_{break}$ .

Se sabe, que existirá un punto de cambio de tobera del fan adaptada a tobera del fan bloqueada a la temperatura de break. Puede determinarse, entonces, el valor de  $\hat{M}_0|_{break}$  al que se produce este cambio despejando su valor de la expresión obtenida vendrá de igualar las últimas ecuaciones de cada sistema, es decir, la 3.12 y la 4.8, para las que se han de imponer  $\pi_c = \pi_c|_{Max}$  (lo que implica que  $\pi_f = \pi_f|_{Max} = \pi_f|_{break,crit}$ ) y  $T_{4t} = T_{4t}|_{break}$ . El resultado que se tiene al hacer esto es el siguiente:

$$\hat{M}_0 = \sqrt{\frac{2}{\gamma-1} \left( \frac{\frac{\gamma+1}{2}}{\pi_f^{\frac{\gamma}{\gamma}} \pi_{02}^{\frac{\gamma}{\gamma}}} - 1 \right)} \quad (4.9)$$

Esta ecuación será implementada en el programa de modo que, una vez se tenga el valor de  $\hat{M}_0|_{break}$  se defina un módulo que determine el valor de la  $T_{2t}|_{break}$  en función del Mach de vuelo. Si se diera la condición  $M_0 < \hat{M}_0|_{break}$ , entonces el bloque implementaría el sistema de ecuaciones cuya última ecuación es la 4.8. En caso contrario, se usarían las mismas ecuaciones que se tenía en el apartado 3(bloque 9).

El contorno de  $T_{2t}|_{break}$  frente al Mach ha sido representado. La gráfica obtenida es la mostrada a continuación:

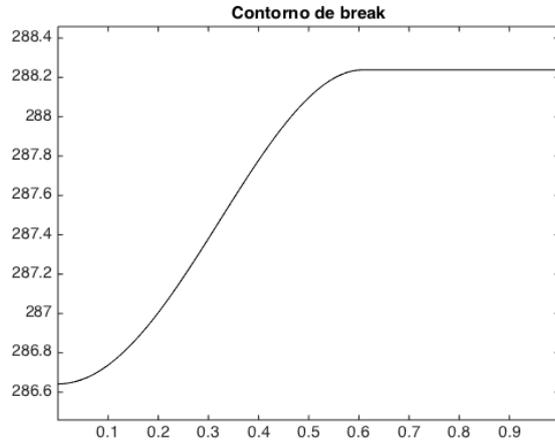
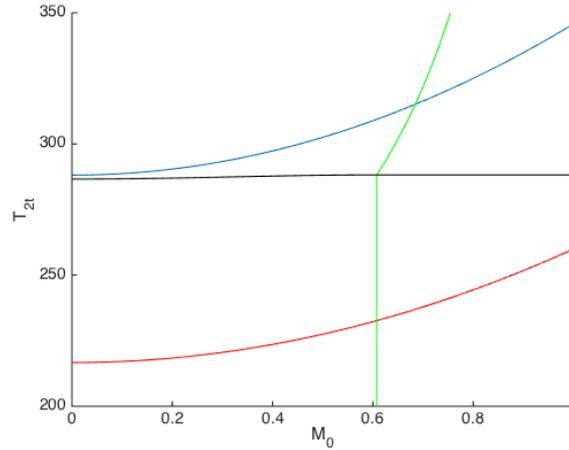


Figura 4.1: Contorno de Break

En la imagen 4.1 puede verse cómo, efectivamente, aparece un primer tramo en el que el valor de la  $T_{2t}|_{break}$  depende del Mach de vuelo hasta que, al llevar a un determinado valor de  $M_0$ , esta dependencia se elimina y dicha temperatura se mantiene constante.

Continuando con el código numérico, el siguiente paso que aparece en el programa también es novedoso. Se trata de un módulo encargado de calcular el Mach de cambio de tobera del fan adaptada a bloqueada para cualquier valor de  $T_{2t}$  (bloque 10). Para ello, se hará uso de esta misma ecuación, pero en este caso las condiciones a imponer serán distintas. Hay que distinguir entre si la temperatura es mayor o menor que la de break. Para el primer caso, se tiene que  $\pi_c = \pi_c|_{Max}$  y constante, lo que conlleva a que en todo este intervalo el valor del Mach de cambio sea constante e igual a  $\hat{M}_0|_{break}$ . Si, en cambio, se tiene que  $T_{2t} > T_{2t}|_{break}$ , se implementan las ecuaciones que se tenían en el caso de condiciones críticas para hallar el valor de  $\pi_c$ ,  $\pi_f$  y  $\Lambda$  si se daba esta circunstancia y, con el  $\pi_f$  obtenido, se calcula el valor de  $\hat{M}_0$  mediante la ecuación 4.9.

Resultaba interesante, mostrar el resultado de estos dos últimos módulos conjuntamente con las temperaturas de remanso a la entrada del compresor para las dos altitudes de vuelo estudiadas, es decir,  $Z = 0$  y  $Z = 11000m$ . A continuación aparece esta gráfica:

Figura 4.2:  $T_{2t}$  frente a  $M_0$ 

En la figura 4.2 aparecen representados en azul y rojo las temperaturas  $T_{2t}$  que se obtienen al variar el Mach para  $Z = 0$  m y  $Z = 11000$  m respectivamente; en negro se vuelve a observar el contorno de la  $T_{2t}|_{break}$  y, por último, en verde se tiene la curva que determina el Mach de cambio de tobera del fan adaptada a bloqueada para cada valor de  $T_{2t}$ . Gracias a esta nueva imagen, ya se sabe cuáles serán las condiciones de operación del turbofán que se tendrán en este análisis. Es decir, resulta claro que para  $Z = 0$  m se tendrá funcionamiento a  $T_{4t}|_{Max}$  en todo el rango de velocidades ya que en todo momento se tiene  $T_{2t} > T_{2t}|_{break}$  y que existe un valor en torno a Mach 0.7 en el que la tobera del fan cambia su estado. Por el contrario, puede observarse, que para 11000 m de altitud, el funcionamiento en todo momento se efectuará con  $\pi_c|_{Max}$ . Además, para este último caso la transición del estado de la tobera se tiene en las cercanías de  $M_0 = 0,6$ .

Vista esta imagen, queda claro que ya el programa dispone de la información necesaria para la resolución del ciclo del turbofán. Para ello, en primer lugar define las condiciones de vuelo (bloque 3); posteriormente, hace uso del modelo atmosférico (bloque 4) y, luego, calcula el comienzo del ciclo hasta la temperatura  $T_{2t}$  (bloque 5).

Llegados a este punto, se supone que la tobera del fan se encuentra bloqueada y se determinan los parámetros  $\pi_c$ ,  $\pi_f$ ,  $\Lambda$  y  $T_{4t}$  según la ley de control gobernante del mismo modo que se hizo en el apartado 3 (bloque 6).

Después de resolver el ciclo (bloque C), se comprueba si  $p_0 > p_\sigma$  y, efectivamente, se cumple la hipótesis de tobera bloqueada. En caso de no ser así, se han de volver a determinar los parámetros necesarios para la resolución el ciclo.

La ley de control para tobera adaptada impondría para  $T_{2t} < T_{2t}|_{break}$ :  $\pi_c = \pi_c|_{Max}$ ,  $\pi_f = \pi_f|_{break}$ ,  $\Lambda = \Lambda|_{break}$  y  $T_{4t} = T_{2t} \frac{T_{4t}|_{Max}}{T_{2t}|_{break}}$ , con las de break correspondientes al  $M_0$  del punto de operación que está siendo estudiado. Por otro lado, si  $T_{2t} > T_{2t}|_{break}$  se tendría que  $T_{4t} = T_{4t}|_{Max}$  y el resto de parámetros se determinarían mediante el nuevo sistema

de ecuaciones, imponiendo esta condición y el valor de  $T_{2t}$  (bloque 6).

Con todos los datos determinados para tobera adaptada, se procede a resolver nuevamente el ciclo (bloque C). En este caso, se empleará una función diferente en la que se tenga la condición de tobera del fan convergente, ésta se encuentra adjunta en el anexo A.4.

Hecho esto, se dispone de todos los valores necesarios para calcular las magnitudes de interés (bloque 7) y que éstas sean representadas (bloque 8).

El diagrama de bloques correspondiente a este nuevo programa se muestra en la siguiente imagen:

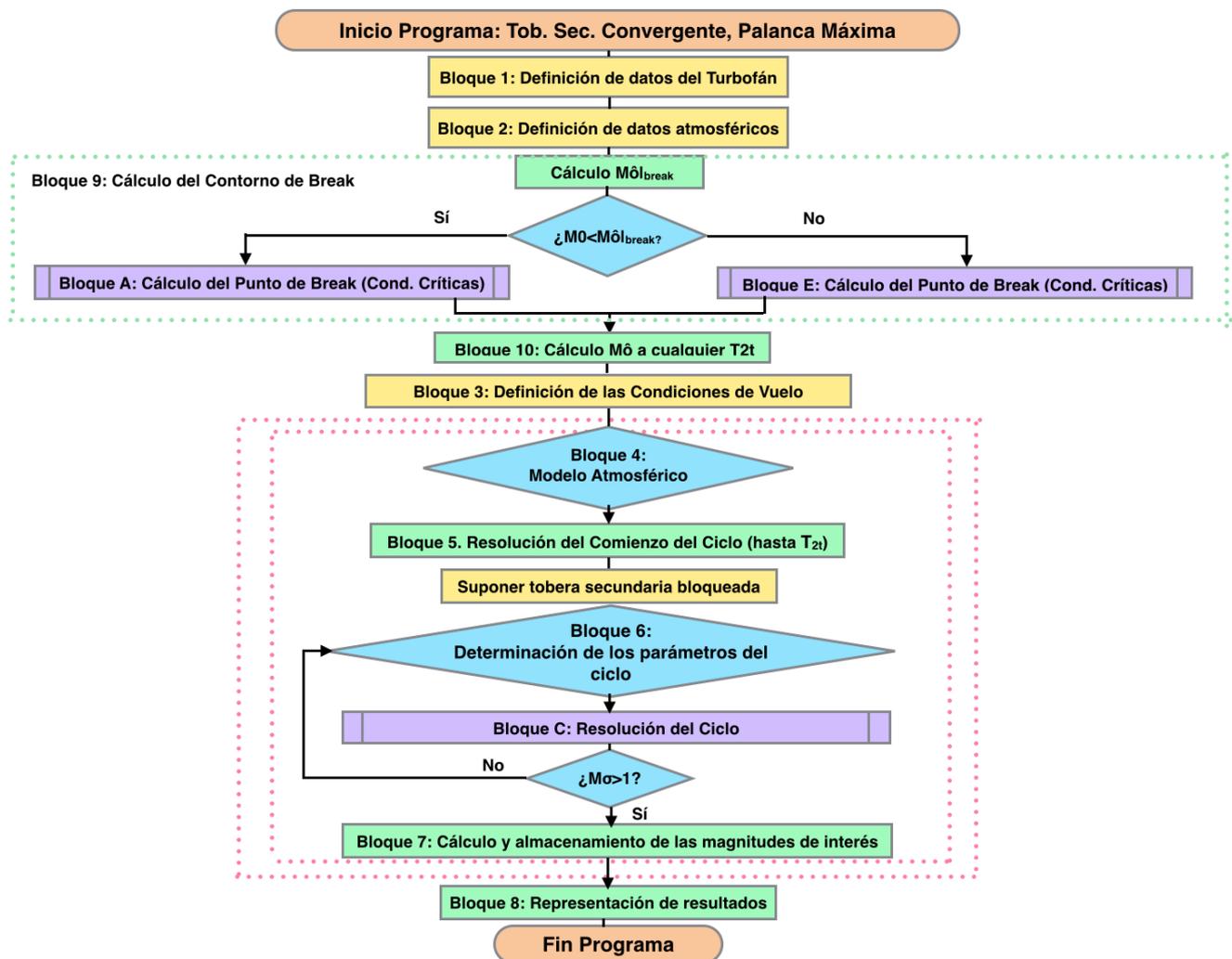


Figura 4.3: Algoritmo empleado para estudiar el comportamiento al variar el Mach de vuelo de un turbofán con tobera primaria bloqueada y secundaria adaptada para  $T_{4t}|_{Max}$

A continuación, se muestran los resultados de empuje, consumo específico, consumo

y rendimiento global del turbofán cuando varía  $M_0$  bajo las hipótesis realizadas en este apartado:

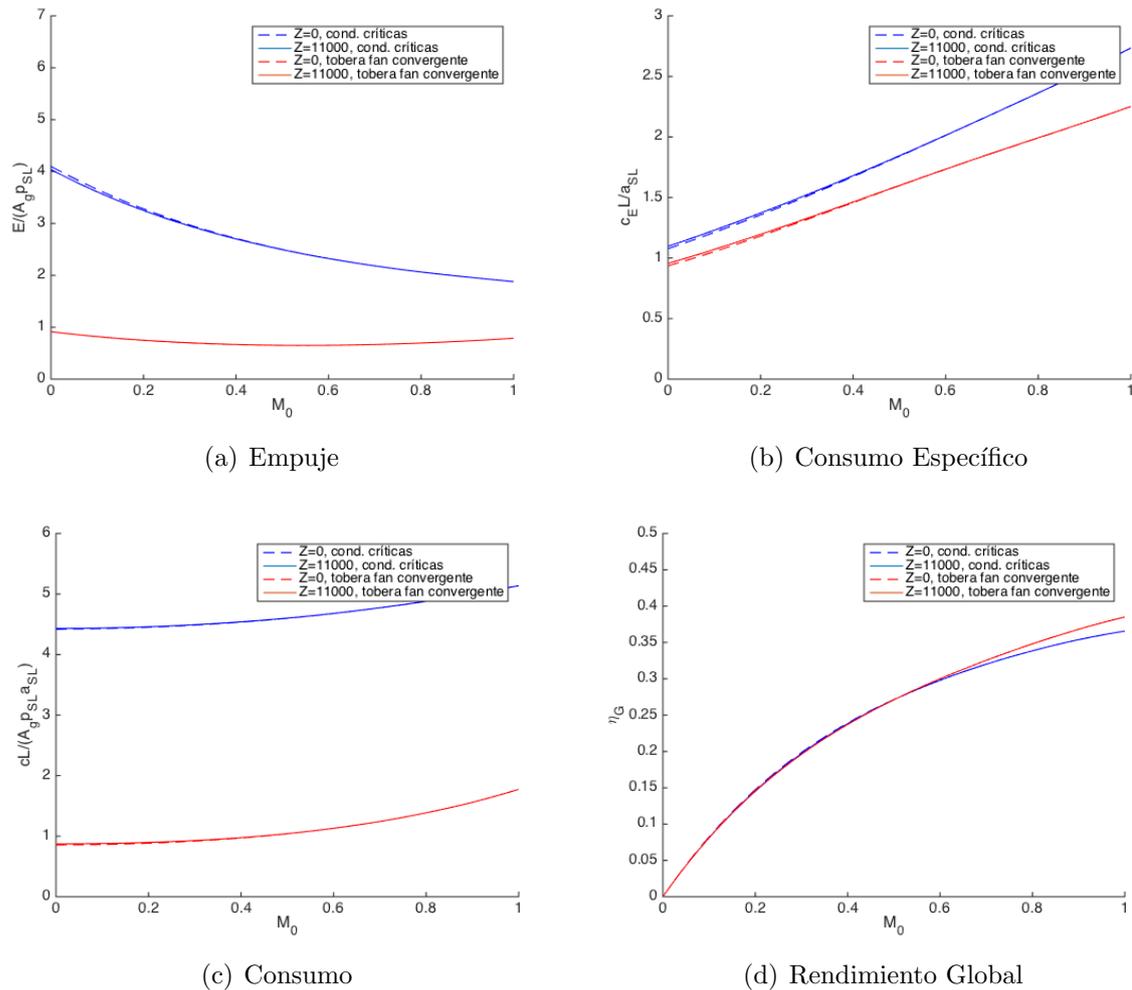


Figura 4.4: Resultados para Tobera Primaria Bloqueada y Tobera Secundaria Convergente frente a  $M_0$

Nuevamente, en color azul aparecen las curvas correspondientes a  $Z=0$  m y, en rojo, las de  $Z=11000$  m. En línea continua se han representado los resultados para el análisis que se ha llevado a cabo en este apartado. Para poder realizar una comparación con los obtenidos para el caso de condiciones críticas, también se han dibujado las curvas correspondientes a ese estudio en línea discontinua.

Como puede observarse en las figuras 4.4, las variaciones que provocan los cambios que han sido realizado son mínimas y, únicamente son ligeramente apreciables para bajas velocidades de vuelo. Esta diferencia es algo más notable a nivel del mar.

Para el caso del estudio de la variación de estas magnitudes frente a la altitud, el

procedimiento a seguir es completamente análogo al realizado para el Mach y su algoritmo es idéntico al que se observa en la figura 4.3 ya que el único cambio que habría que realizar en el programa es la forma de introducir las condiciones de vuelo. En esta ocasión se tiene que, para un Mach de vuelo dado, los parámetros de break no variarían ya que estos no son dependientes de la altitud. Los valores de  $T_{2t}|_{break}$  para  $M_0 = 0,6$  y  $M_0 = 0,85$  se representan en la siguiente imagen:

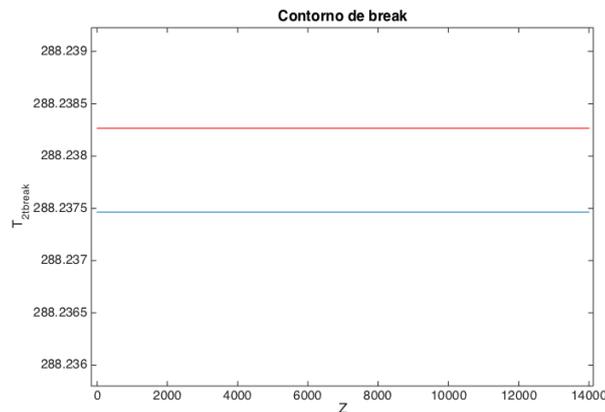
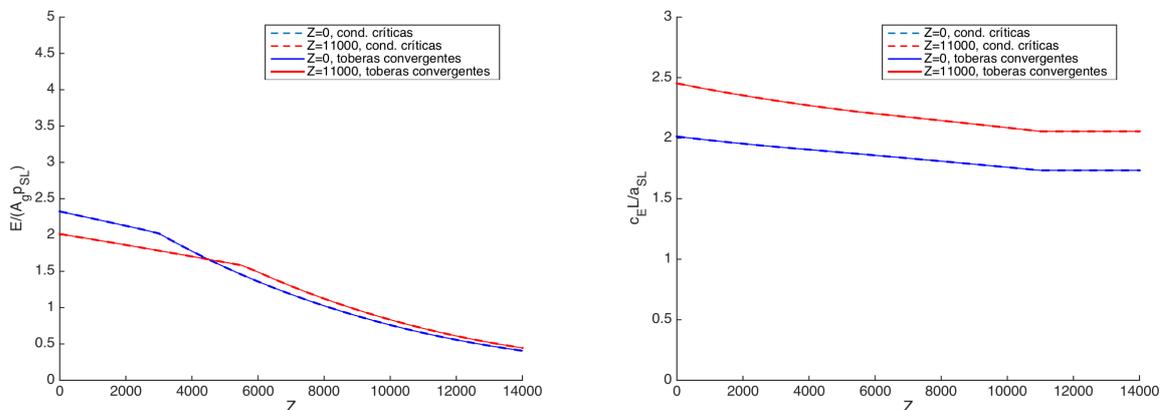


Figura 4.5:  $T_{2t}|_{break}$  para  $M_0 = 0,6$  y  $M_0 = 0,85$

Se comprueba que ambas temperaturas están muy próximas. Este resultado concuerda con lo esperado ya que, como se vio en el estudio del contorno de break frente al Mach, la  $T_{2t}|_{break}$  se hacía constante a partir de un valor muy cercano a  $M_0 = 0,6$ , por lo que para esta velocidad se encuentra ya casi en la zona estable y para  $M_0 = 0,85$  ya está completamente inmerso en el funcionamiento en condiciones críticas.

A la vista de este hecho, se espera que al realizar la comparativa de los resultados obtenidos con los del apartado 3 estos sean idénticos para  $M_0 = 0,85$  y que las curvas azules, correspondientes a  $M_0 = 0,6$ , también se ajusten casi a la perfección. Las representaciones mediante las que se realiza este contraste son las siguientes:



(a) Empuje

(b) Consumo Específico

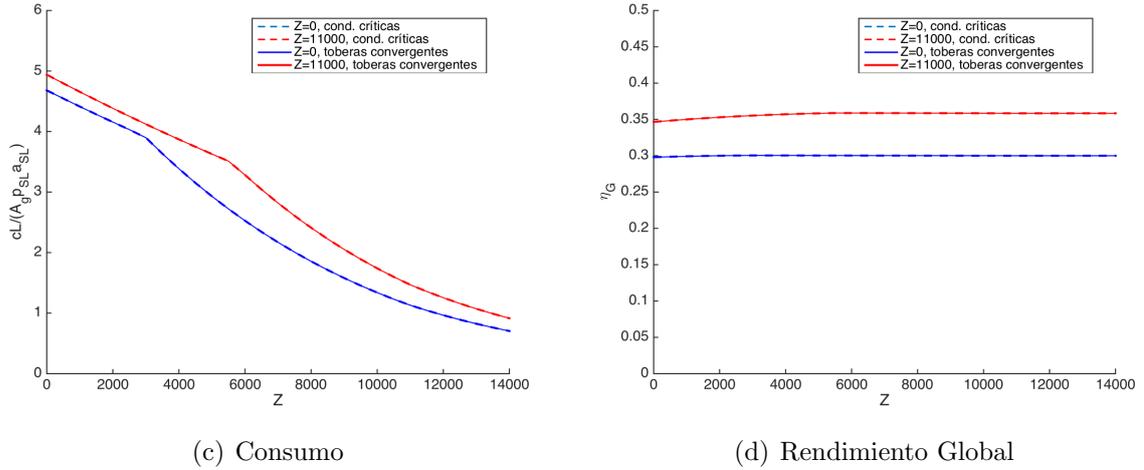


Figura 4.6: Resultados para Tobera Primaria Bloqueada y Secundaria Convergente frente a la altitud

Efectivamente, se confirma que la presunción comentada respecto a las soluciones halladas era cierta.

El análisis para el caso de tobera secundaria convergente también ha sido realizado variando las posiciones de palanca y, en todos los casos, los resultados que se tienen son muy similares a los que se obtuvieron usando la hipótesis de funcionamiento en condiciones críticas. Por carecer de mayor interés, las representaciones correspondientes a este estudio han sido omitidas y tan sólo se tendrán en cuenta aquellos resultados que ayuden a determinar la validez de la hipótesis realizada, es decir, para realizar el estudio del apartado 4.2.

## 4.2. Estudio de la validez de los resultados obtenidos

Nuevamente, se plantea la cuestión de si los resultados obtenidos con las hipótesis realizadas en este apartado son realistas. Para realizar esta comprobación, en este caso, se ha representado la evolución de la presión de salida de la tobera primaria,  $p_s$ , al cambiar las condiciones de vuelo para distintas posiciones de palanca conjuntamente con la presión ambiental,  $p_0$ . Los resultados variando la altitud son los siguientes:

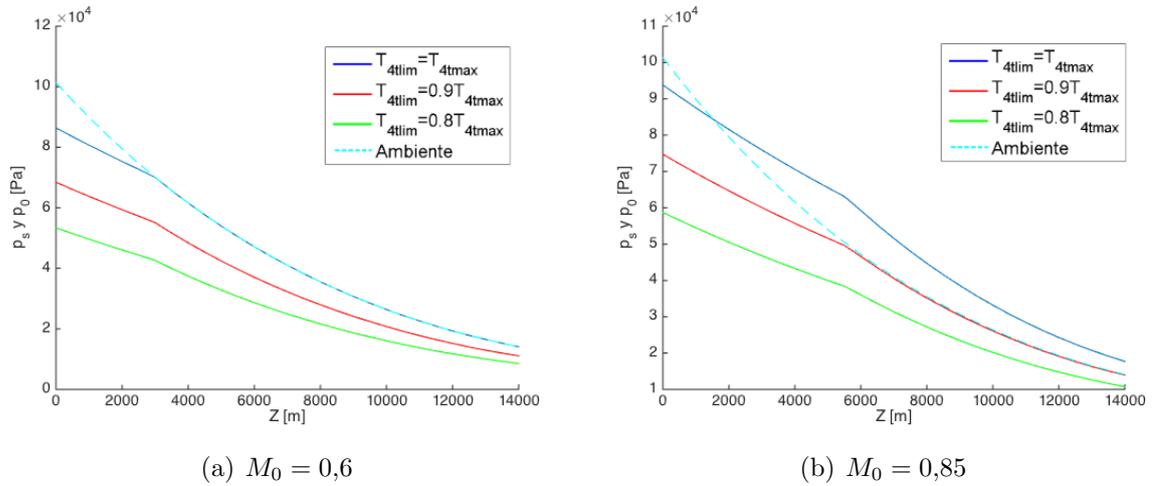


Figura 4.7: Comparación de presiones con la altitud

En la figura 4.7(a) aparece, para  $M_0 = 0,6$ , en azul la presión de salida en la tobera principal para posición de palanca máxima, la curva roja pertenece a  $0,9T_{4t}|_{Max}$  y la verde al caso de  $0,8T_{4t}|_{Max}$ . La presión ambiental es la representada con una línea discontinua de color celeste. Se observa que ni cuando el motor proporciona el máximo empuje la presión de salida de la tobera principal supera a la ambiental. Por lo que ésta siempre permanecería adaptada y, por lo tanto, los resultados obtenidos en este apartado no serían del todo fiables.

Por otro lado, en la imagen 4.7(b) se observan estas mismas curvas para un Mach de vuelo de 0,85. En esta ocasión, la curva azul permanece por encima de la celeste para casi todo el rango de altitudes, por lo que la tobera primaria permanece bloqueada la mayor parte del tiempo. Sin embargo, para ningún otro valor de  $\delta_T$  las presiones de salida superan la ambiental, lo que conlleva a que la hipótesis considerada en este apartado no es cierta.

Por otro lado, se han hecho las representaciones análogas en caso de variar el número de Mach para  $Z=0$  m y  $Z=11000$  m:

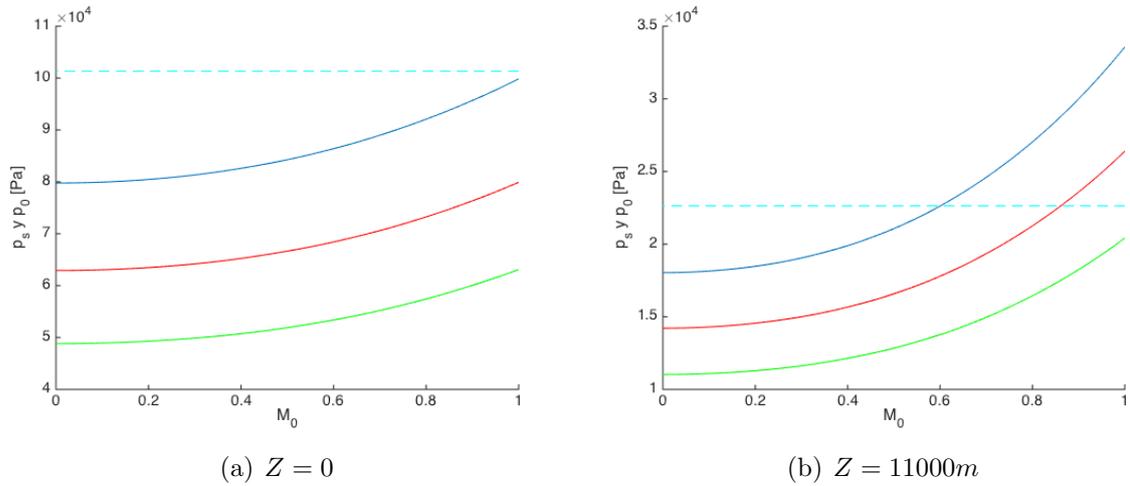


Figura 4.8: Comparación de presiones con el número de Mach

En este análisis, al permanecer la altitud constante, la presión ambiente también lo hará. En la figura 4.8(a) se ve claramente que, para ninguna de las posiciones de palanca, la presión de salida de la tobera principal alcanza la presión ambiente, lo que conlleva a que en ningún momento se encuentre bloqueada y, por tanto, estos resultados no sean fiables.

Al subir hasta los 11000 m, en la imagen 4.8(b), se tiene para posición de palanca máxima la tobera principal permanece bloqueada a partir de velocidades moderadas ( $M_0 \simeq 0,6$ ). Además, a partir de Mach 0.85 también lo hará en el caso de  $0,9T_{4t}|_{Max}$ , mientras que para la menor posición de palanca permanece adaptada en todo momento.

Todas estas gráficas muestran que el análisis de este apartado tan sólo proporciona buenos resultados para posición de palanca máxima desde altitudes moderadas o para palancas altas siempre que se vuele rápido y alto.

Debido a que el caso de  $0,8T_{4t}|_{Max}$ , que aproximadamente corresponde a  $\delta_T = 0,6$ , no se encuentra bien modelado para ninguna de las zonas de operación y el de  $0,9T_{4t}|_{Max}$  ( $\delta_T = 0,78$ ) sólo lo hace para un intervalo muy restringido, nace la necesidad de estudiar el comportamiento del turbofán en el caso de que ambas toberas sean convergentes y puedan trabajar tanto adaptadas como bloqueadas. De esta manera, se asegura que los resultados serán válidos para cualquier altitud, Mach y palanca.



## 5. Efecto de las Condiciones de Vuelo sobre un Turbofán con Toberas Convergentes

Tras el análisis de las presiones de salida de la tobera primaria realizado en el apartado 4.2, se determinó que para realizar un estudio realista no bastaba con suponer que la tobera secundaria era convergente. Resultaba inmediato, entonces, que para ampliar la validez del estudio habría que admitir que ambas toberas eran convergentes y podrían variar su estado de adaptada (por lo que las presiones de salida serían idénticas a las del ambiente y el Mach inferior a la unidad), a bloqueada (Mach sónico y presiones de salida mayores que las ambientales).

El estudio realizado bajo estas nuevas hipótesis se encuentra recogido dentro de esta sección. A continuación, primeramente y tal y como se venía haciendo en las anteriores secciones, se comenzará con el análisis del efecto de las condiciones de vuelo para un turbofán con posición de palanca máxima.

### 5.1. Comportamiento a $T_{4t}|_{Max}$

En esta ocasión, el programa base a partir del cual se obtienen las representaciones ha cambiado significativamente. Éste será explicado posteriormente en la sección 6. Lo que sí que se detallarán serán los cambios en el sistema de ecuaciones para recoger las opciones que incluyen la tobera primaria adaptada. Faltarían por estudiar dos casos: con la tobera primaria adaptada y la secundaria bloqueada, y con ambas adaptadas.

Que la tobera primaria no se encuentre bloqueada, supone que ahora las relaciones de temperaturas y presiones  $\beta$  y  $\beta_p$  no se mantienen constantes al variar las condiciones de vuelo (aunque  $\alpha$  y  $\alpha_p$  sí lo harán por considerarse que la directriz de la turbina de alta está diseñada de tal manera que siempre se encuentra bloqueada). Por este motivo, ahora es insuficiente un sistema con tan sólo tres ecuaciones. Para poder resolver el problema será necesario añadir dos ecuaciones más.

Para conseguir la cuarta ecuación, se pretende obtener una expresión análoga a  $\frac{G_\pi \sqrt{T_{5t}}}{p_{5t}} = \frac{\Gamma(\gamma) A_g}{\sqrt{R}}$  para el caso de tobera adaptada. Se comienza desarrollando la expresión del gasto:

$$G_\pi = \rho_s V_s A_s = \frac{p_s}{RT_s} \sqrt{2c_p(T_{5t} - T_s)} A_s = \frac{p_{5t}}{RT_{5t}} \frac{p_s}{p_{5t}} \frac{T_s}{T_{5t}} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} RT_{5t} \left[ 1 - \left( \frac{p_s}{p_{5t}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} A_s \quad (5.1)$$

Incluyendo las condiciones de tobera adaptada ( $p_s = p_0$ ) y convergente ( $A_s = A_g$ ), se tiene:

$$\frac{G_{\pi}\sqrt{T_{5t}}}{p_{5t}} = \left(\frac{p_0}{p_{5t}}\right)^{\frac{1}{\gamma}} \frac{A_g}{\sqrt{R}} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \left[1 - \left(\frac{p_0}{p_{5t}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]} \quad (5.2)$$

Sacando factor común  $\frac{p_0}{p_{5t}}$  y operando se llega a:

$$\begin{aligned} \frac{G_{\pi}\sqrt{T_{5t}}}{p_{5t}} &= \left(\frac{p_0}{p_{5t}}\right)^{\frac{1}{\gamma}} \frac{A_g}{\sqrt{R}} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \left(\frac{p_0}{p_{5t}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \left[\left(\frac{p_{5t}}{p_0}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1\right]} \Rightarrow \\ &\Rightarrow \frac{G_{\pi}\sqrt{T_{5t}}}{p_{5t}} = \left(\frac{p_0}{p_{5t}}\right)^{\frac{\gamma+1}{2\gamma}} \frac{A_g}{\sqrt{R}} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \left[\left(\frac{p_{5t}}{p_0}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1\right]} \end{aligned} \quad (5.3)$$

Se tiene que  $\frac{p_{5t}}{p_0} = \frac{p_{5t}}{p_{45t}} \frac{p_{45t}}{p_{4t}} \frac{p_{4t}}{p_{3t}} \frac{p_{3t}}{p_{25t}} \frac{p_{25t}}{p_{2t}} \frac{p_{2t}}{p_{0t}} \frac{p_{0t}}{p_0} = \beta_p \alpha_p \pi_{34} \pi_c \pi_f \pi_{02} (1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2)$ , por lo que, sustituyendo:

$$\frac{G_{\pi}\sqrt{T_{5t}}}{p_{5t}} = \frac{A_g}{\sqrt{R}} \frac{\sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \left[\beta_p^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \alpha_p^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \pi_{34}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \pi_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \pi_f^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \pi_{02}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} (1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2) - 1\right]}}{\beta_p^{\frac{\gamma+1}{2\gamma}} \alpha_p^{\frac{\gamma+1}{2\gamma}} \pi_{34}^{\frac{\gamma+1}{2\gamma}} \pi_c^{\frac{\gamma+1}{2\gamma}} \pi_f^{\frac{\gamma+1}{2\gamma}} \pi_{02}^{\frac{\gamma+1}{2\gamma}} (1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}} \quad (5.4)$$

Y, combinando esta última expresión con  $\frac{G_{\pi}\sqrt{T_{45t}}}{p_{45t}} = \Gamma(\gamma) \frac{A_{db}}{\sqrt{R}}$ , resulta:

$$\beta_p \sqrt{\frac{1}{\beta}} = \frac{A_{db}}{A_g} \Gamma(\gamma) \frac{\beta_p^{\frac{\gamma+1}{2\gamma}} \alpha_p^{\frac{\gamma+1}{2\gamma}} \pi_{34}^{\frac{\gamma+1}{2\gamma}} \pi_c^{\frac{\gamma+1}{2\gamma}} \pi_f^{\frac{\gamma+1}{2\gamma}} \pi_{02}^{\frac{\gamma+1}{2\gamma}} (1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}}{\sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \left[\beta_p^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \alpha_p^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \pi_{34}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \pi_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \pi_f^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \pi_{02}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} (1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2) - 1\right]}} \quad (5.5)$$

La ecuación 5.5 se trata de la cuarta del sistema de ecuaciones en el caso de que la tobera primaria esté adaptada.

Para finalizar, la última ecuación es la determinada por la definición del rendimiento de la turbina de baja, que es la siguiente:

$$\eta_{t,b} = \frac{1 - \beta}{1 - \beta_p^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \quad (5.6)$$

Por lo tanto, para el caso de tobera primaria adaptada y secundaria bloqueada se tendría el sistema de ecuaciones compuesto por 3.5, 3.8,3.9, 5.5 y 5.6. Para mayor claridad, se expresa a continuación:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\pi_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\eta_c} \left[ \frac{\pi_f^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\eta_f} + 1 \right] = \frac{T_{4t}}{T_{2t}} (1 - \alpha) \\ (1 + \Lambda) \frac{\pi_f^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\eta_f} = \frac{T_{4t}}{T_{2t}} \alpha (1 - \beta) \\ \Lambda \sqrt{\frac{T_{2t}}{T_{4t}}} \sqrt{1 + \frac{T_{4t}}{T_{2t}} \frac{\alpha(1-\beta)}{1+\Lambda}} \pi_{34} \pi_c = \frac{A_{g,f}}{A_{da}} \\ \beta_p \sqrt{\frac{1}{\beta}} = \frac{A_{db}}{A_g} \Gamma(\gamma) \frac{\beta_p^{\frac{\gamma+1}{2\gamma}} \alpha_p^{\frac{\gamma+1}{2\gamma}} \pi_{34}^{\frac{\gamma+1}{2\gamma}} \pi_c^{\frac{\gamma+1}{2\gamma}} \pi_f^{\frac{\gamma+1}{2\gamma}} \pi_{02}^{\frac{\gamma+1}{2\gamma}} (1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}}{\sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \left[ \beta_p^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \alpha_p^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \pi_{34}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \pi_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \pi_f^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \pi_{02}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} (1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2) - 1 \right]}} \\ \eta_{t,b} = \frac{1-\beta}{1-\beta_p^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \end{array} \right.$$

Y, en el caso de que ambas toberas se encontrasen adaptadas, habría que sustituir la ecuación 3.12 por la 4.8, quedando:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\pi_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\eta_c} \left[ \frac{\pi_f^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\eta_f} + 1 \right] = \frac{T_{4t}}{T_{2t}} (1 - \alpha) \\ (1 + \Lambda) \frac{\pi_f^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\eta_f} = \frac{T_{4t}}{T_{2t}} \alpha (1 - \beta) \\ \Lambda \frac{\sqrt{\frac{T_{4t}}{T_{2t}} \frac{\alpha(1-\beta)}{1+\Lambda}} + 1 \sqrt{\frac{T_{2t}}{T_{4t}} \pi_c \pi_{34} \pi_f^{\frac{1}{\gamma}} \pi_{02}^{\frac{1}{\gamma}} (1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2)^{\frac{1}{\gamma-1}}}}{\sqrt{1 - \pi_f^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \pi_{02}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} (1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2)^{-1}}} = \frac{A_{g,f}}{A_d} \frac{\sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1}}}{\Gamma(\gamma)} \\ \beta_p \sqrt{\frac{1}{\beta}} = \frac{A_{db}}{A_g} \Gamma(\gamma) \frac{\beta_p^{\frac{\gamma+1}{2\gamma}} \alpha_p^{\frac{\gamma+1}{2\gamma}} \pi_{34}^{\frac{\gamma+1}{2\gamma}} \pi_c^{\frac{\gamma+1}{2\gamma}} \pi_f^{\frac{\gamma+1}{2\gamma}} \pi_{02}^{\frac{\gamma+1}{2\gamma}} (1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}}{\sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \left[ \beta_p^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \alpha_p^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \pi_{34}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \pi_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \pi_f^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \pi_{02}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} (1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2) - 1 \right]}} \\ \eta_{t,b} = \frac{1-\beta}{1-\beta_p^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \end{array} \right.$$

A continuación, se mostrarán las gráficas obtenidas para el caso de  $T_{4t}|_{Max}$  conjuntamente con las que se tenía en condiciones críticas para realizar una comparación de los resultados:

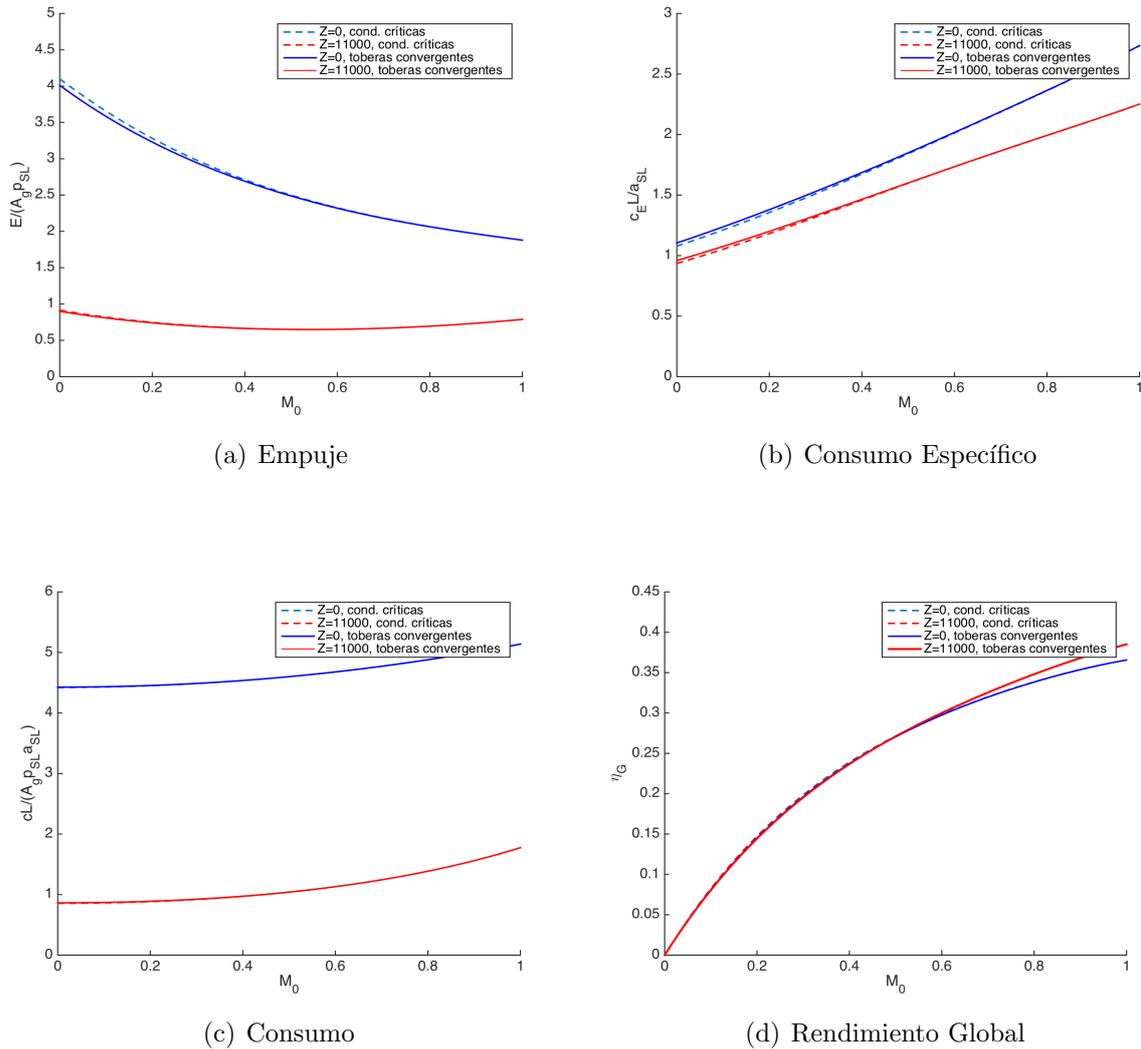


Figura 5.1: Resultados para Toberas Primaria y Secundaria convergentes frente a  $M_0$

En esta ocasión, la diferencia de los resultados obtenidos suponiendo ambas toberas convergentes con los que se tenía para la hipótesis de funcionamiento en condiciones críticas puede apreciarse mejor que en la sección 4. Se muestra que para menores altitudes el desajuste es levemente mayor. Esto se debe a que, como ya se comprobó anteriormente, para  $Z=0$  el turbofán nunca se encuentra trabajando en condiciones críticas, por lo que dicha hipótesis era completamente errónea.

En la curva roja, que es la correspondiente a la altura de la tropopausa, la diferencia de resultados sólo es ligeramente apreciable en el consumo específico a bajas altitudes, donde se produciría el desbloqueo de la tobera primaria. Este último hecho, lleva a la conclusión de que la hipótesis simplificada de funcionamiento en condiciones críticas modela bien el comportamiento del turbofán a grandes altitudes de vuelo.

Por último, puede verse que para el caso del consumo, ninguna de las curvas apenas

difiere de la obtenida en la sección 3, por lo que el estudio de esta magnitud también podría ser realizado de manera más sencilla utilizando las suposiciones de partida de dicho apartado.

Se pasará ahora a hacer la comparación de resultados para el estudio hecho frente a la altitud:

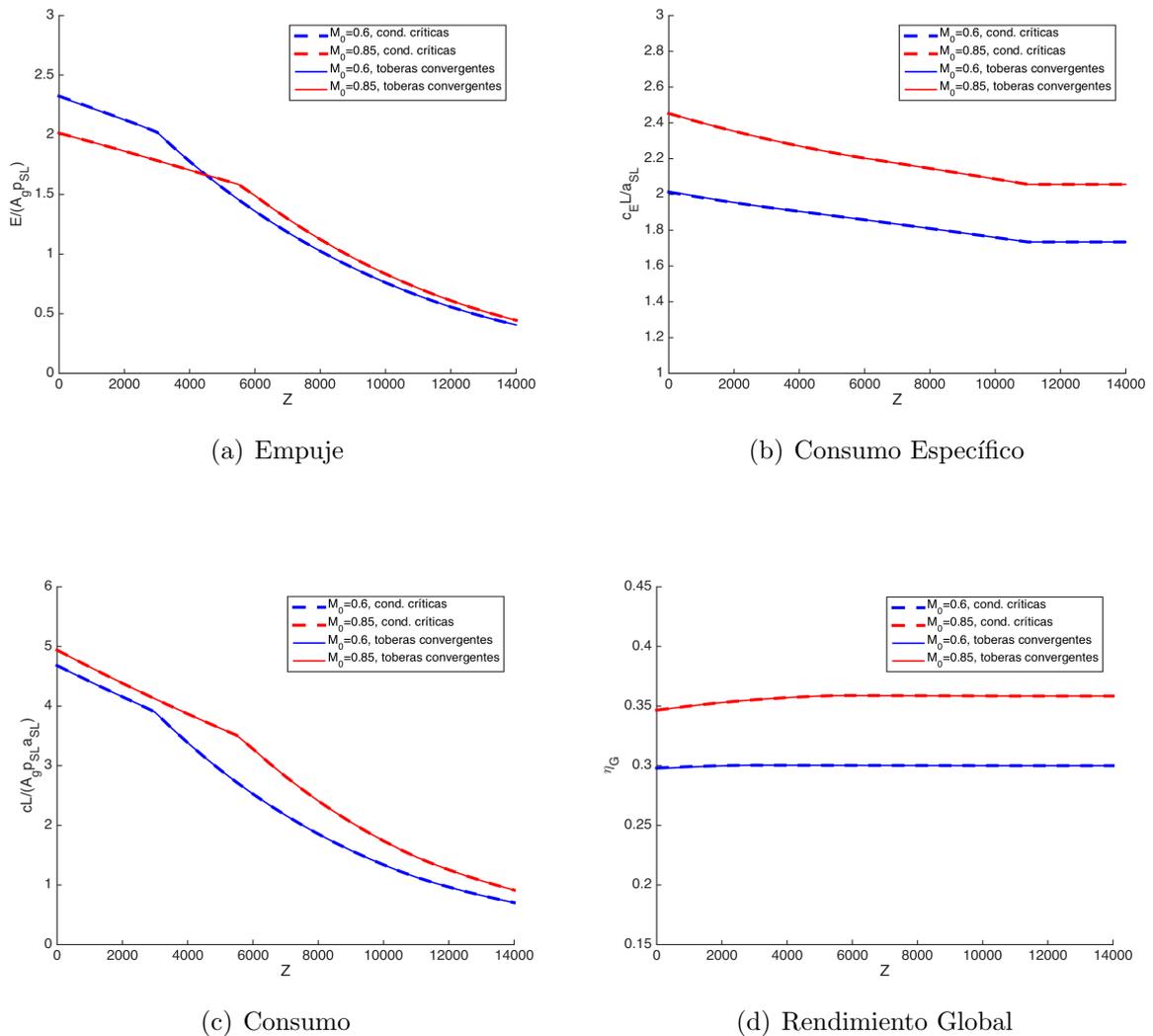


Figura 5.2: Resultados para Toberas Primaria y Secundaria convergentes frente a  $Z$

En estas imágenes es posible observar que para el caso de  $M_0 = 0,85$  no existe diferencia en los resultados ya que el turbofán a esas velocidades trabaja en condiciones críticas. Esto conlleva, nuevamente, a admitir que el estudio a altas velocidades podría llevarse a cabo de manera simplificada adoptando la hipótesis de la sección 3.

Por otro lado, para  $M_0 = 0,6$  las curvas obtenidas considerando funcionamiento en condiciones críticas se adaptan casi a la perfección. Si se observa la figura 4.7(a), se

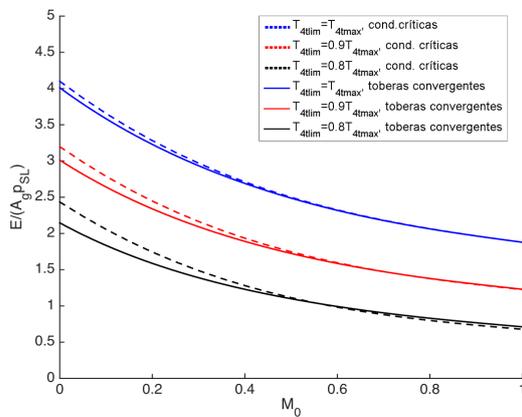
comprueba que estos resultados son lógicos puesto que a estas velocidades y posición de palanca máxima las condiciones de funcionamiento son muy cercanas a las críticas.

## 5.2. Efecto de la posición de palanca

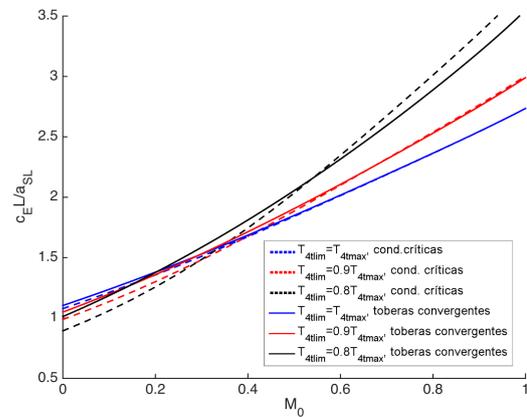
La mayor parte de los casos estudiados en el apartado 5.1 se encuentran bastante bien modelados con la suposición de funcionamiento en condiciones críticas. A pesar de ello, antes de admitir que se trata de una buena primera aproximación para el general funcionamiento de un turbofán, ha de hacerse también la comparativa de resultados en el caso de que la posición de palanca no sea la máxima.

En esta ocasión, el estudio del comportamiento del turbofán ha sido posible realizarlo mediante el mismo programa que se ha usado en el apartado anterior. Como se indicó, éste será explicado posteriormente en la sección 6.

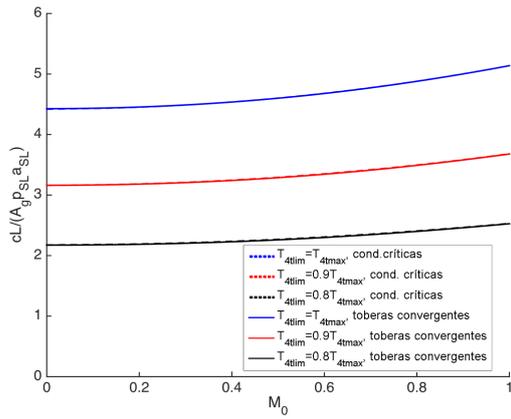
Para evitar que las gráficas queden saturadas al realizar la comparación de los resultados, sólo se han representado los correspondientes a  $T_{4t}|_{Lim} = T_{4t}|_{Max}$ ,  $T_{4t}|_{Lim} = 0,9T_{4t}|_{Max}$  y  $T_{4t}|_{Lim} = 0,8T_{4t}|_{Max}$ . Como se viene haciendo hasta el momento, primeramente se mostrarán las curvas correspondientes al estudio del comportamiento del turbofán al variar el Mach de vuelo:



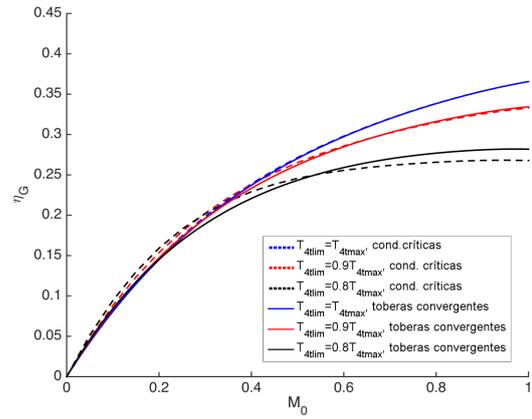
(a) Empuje



(b) Consumo Específico

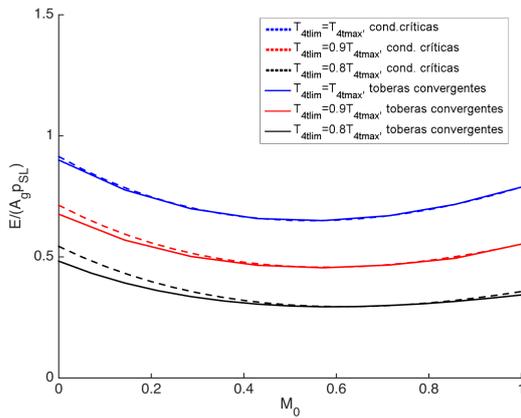


(c) Consumo

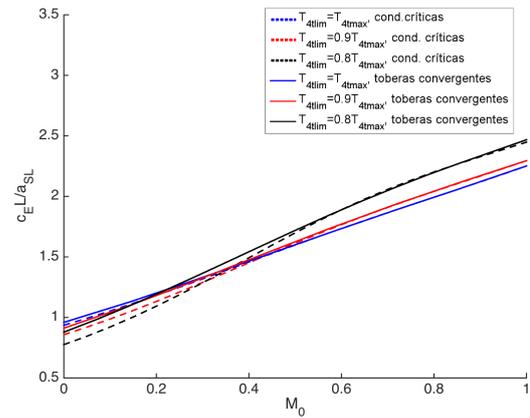


(d) Rendimiento Global

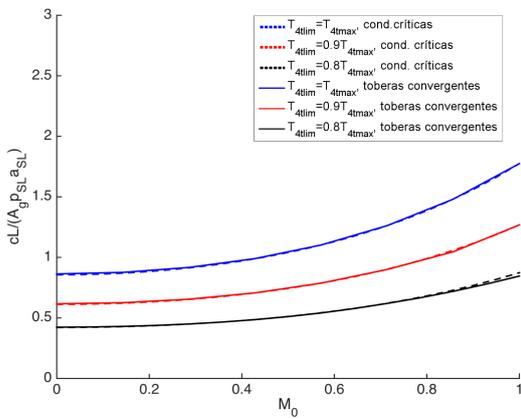
Figura 5.3: Resultado para ambas toberas convergentes,  $Z=0$  y varios  $T_{4t}|_{Lim}$



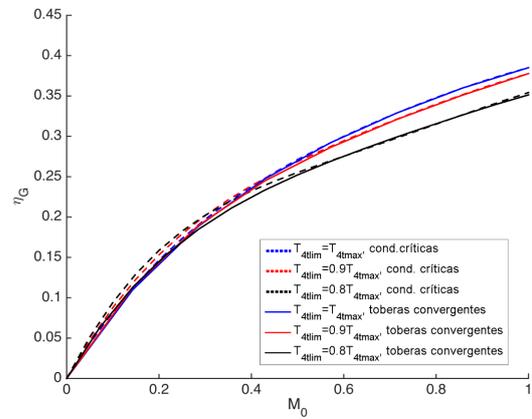
(a) Empuje



(b) Consumo Específico



(c) Consumo



(d) Rendimiento Global

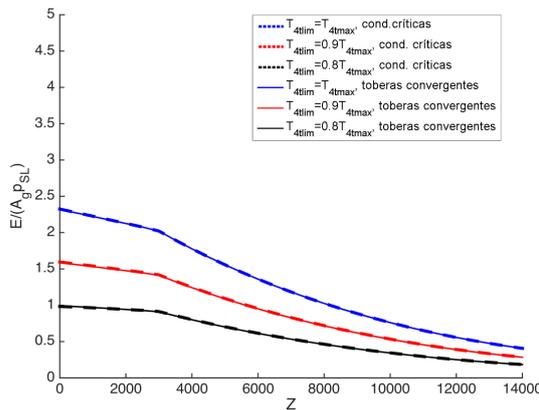
Figura 5.4: Resultado para ambas toberas convergentes,  $Z=11000m$  y varios  $T_{4t}|_{Lim}$

Las curvas azules representadas en la figura corresponden a  $T_{4t}|_{Lim} = T_{4t}|_{Max}$ , en rojo aparecen las de  $T_{4t}|_{Lim} = 0,9T_{4t}|_{Max}$  y, por último, en negro están las curvas de  $T_{4t}|_{Lim} = 0,8T_{4t}|_{Max}$ . Se observa en todas las gráficas que, al disminuir la palanca, el rango de velocidades para los que se tiene unos valores aceptables con la hipótesis de funcionamiento en condiciones críticas, disminuye considerablemente.

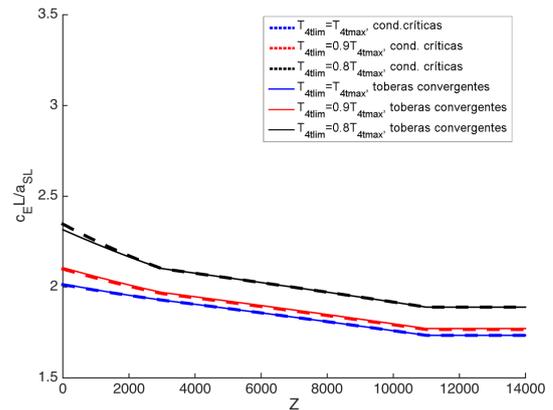
El conjunto de figuras 5.3 se trata de la interpretación de los resultados que se tienen para  $Z=0$ . En ellas, se puede ver cómo exceptuando las curvas del consumo, al disminuir la posición de palanca el error se hace cada vez más notable. Llegando a alcanzar errores bastante importantes de hasta el 15,3 % en el cálculo del empuje (con  $T_{4t}|_{Lim} = 0,8T_{4t}|_{Max}$  y  $M_0 = 0$ ), del 10,7 % para el caso del rendimiento global (con  $T_{4t}|_{Lim} = 0,8T_{4t}|_{Max}$  y  $M_0 = 0,15$ ) o del 13,3 % en el consumo específico (con  $T_{4t}|_{Lim} = 0,8T_{4t}|_{Max}$  y  $M_0 = 0,2$ ).

A la altitud de 11000 m le corresponden las representaciones 5.4. En este caso, las curvas que se tienen para condiciones críticas son bastante más fieles al comportamiento que se tiene en la realidad (sobretudo a elevadas velocidades). Los errores máximos en este caso son de 12,6 % en el caso del empuje (con  $T_{4t}|_{Lim} = 0,8T_{4t}|_{Max}$  y  $M_0 = 0$ ), del 3,9 % en el cálculo del rendimiento con  $T_{4t}|_{Lim} = 0,8T_{4t}|_{Max}$  y  $M_0 = 0,2$ ) y del 13,3 % para el consumo específico (con  $T_{4t}|_{Lim} = 0,8T_{4t}|_{Max}$  y  $M_0 = 0$ ). En este caso, se tiene que para palancas altas con  $T_{4t}|_{Lim} \geq 0,9T_{4t}|_{Max}$  ( $\delta_T \geq 0,78$ ), la hipótesis simplificativa de partida modela bastante bien el problema. Para el caso de posiciones de palanca algo menores ( $0,6 \leq \delta_T \leq 0,8$ ), también se puede tomar el funcionamiento en condiciones críticas como una buena primera aproximación a partir de velocidades moderadas ( $M_0 \geq 0,5$ ).

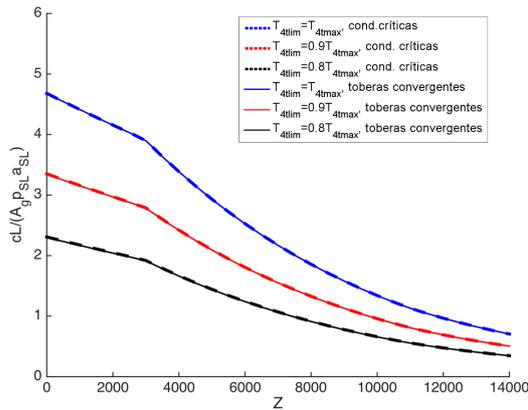
A continuación se mostrarán las representaciones análogas del estudio realizado al variar la altitud de vuelo:



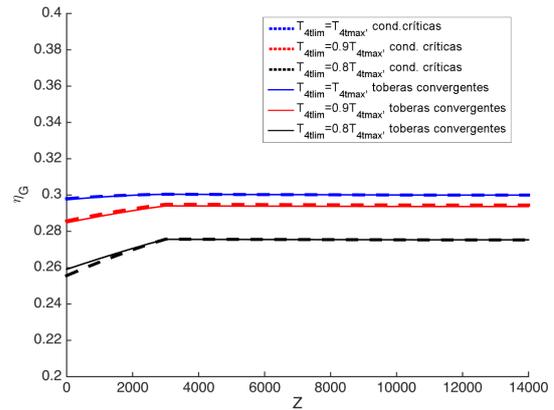
(a) Empuje



(b) Consumo Específico

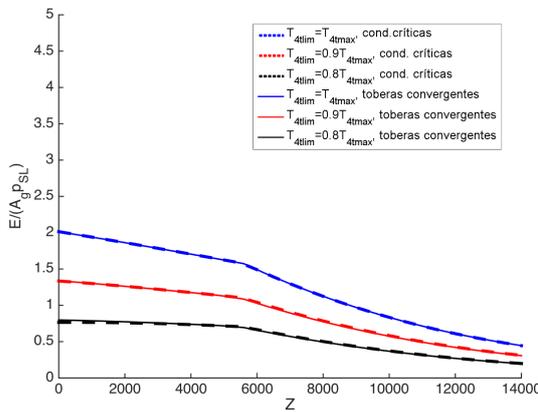


(c) Consumo

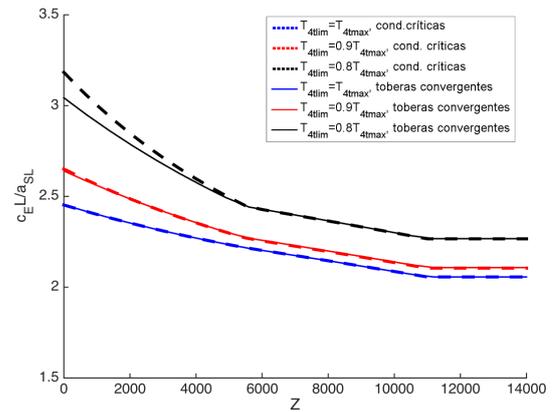


(d) Rendimiento Global

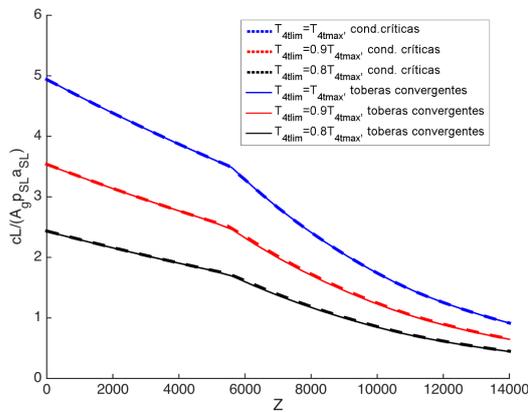
Figura 5.5: Resultado para ambas toberas convergentes,  $M_0 = 0,6$  y varios  $T_{4t}|_{Lim}$



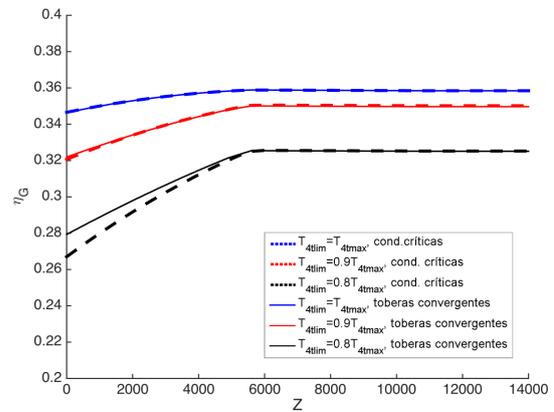
(a) Empuje



(b) Consumo Específico



(c) Consumo



(d) Rendimiento Global

Figura 5.6: Resultado para ambas toberas convergentes,  $M_0 = 0,85$  y varios  $T_{4t}|_{Lim}$

En el conjunto de imágenes 5.5, puede verse que para  $M_0 = 0,6$  incluso para el caso de la menor posición de palanca estudiada, con la hipótesis de ambas toberas bloqueadas se tienen resultados muy parecidos a los reales. Los errores máximos serían del 1% para el empuje, del 1.3% para el consumo específico y del 1.4% para el rendimiento global (en todos los casos a  $Z=0$  y  $T_{4t}|_{Lim} = 0,8T_{4t}|_{Max}$ ).

A pesar que el turbofán se encuentra funcionando en condiciones críticas con posición de palanca máxima y  $M_0 = 0,85$ , el error en las magnitudes intensivas al disminuir  $\delta_T$  es mayor. Esto es debido, como se verá en el apartado 6, a que las condiciones de operación varían más que para  $M_0 = 0,6$ . El error máximo tanto del consumo específico como del rendimiento global es del 4.6% (siendo  $Z=0$  y  $T_{4t}|_{Lim} = 0,8T_{4t}|_{Max}$ ).

Se pasará a mostrar ahora la comparación para las gráficas de empuje, consumo específico y consumo frente a la posición de palanca:

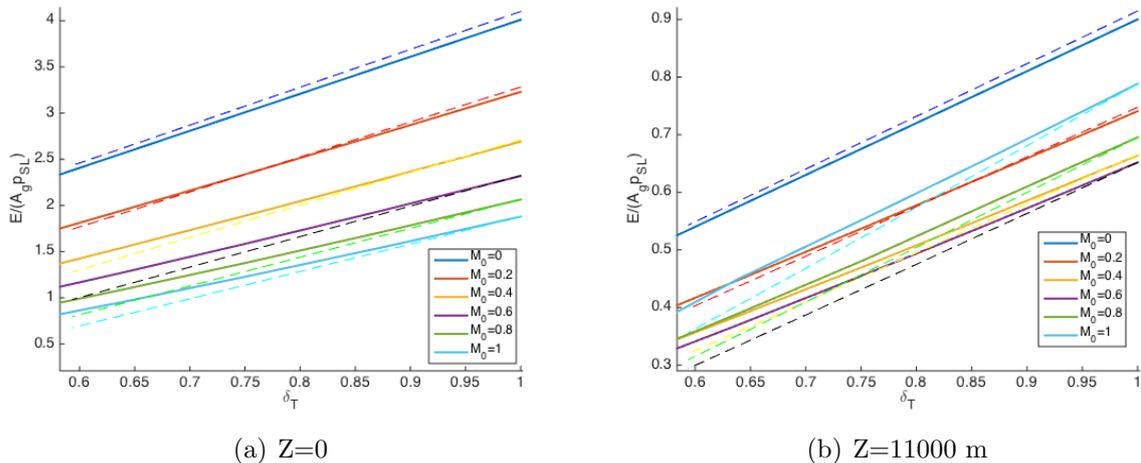


Figura 5.7: Empuje frente a la posición de palanca

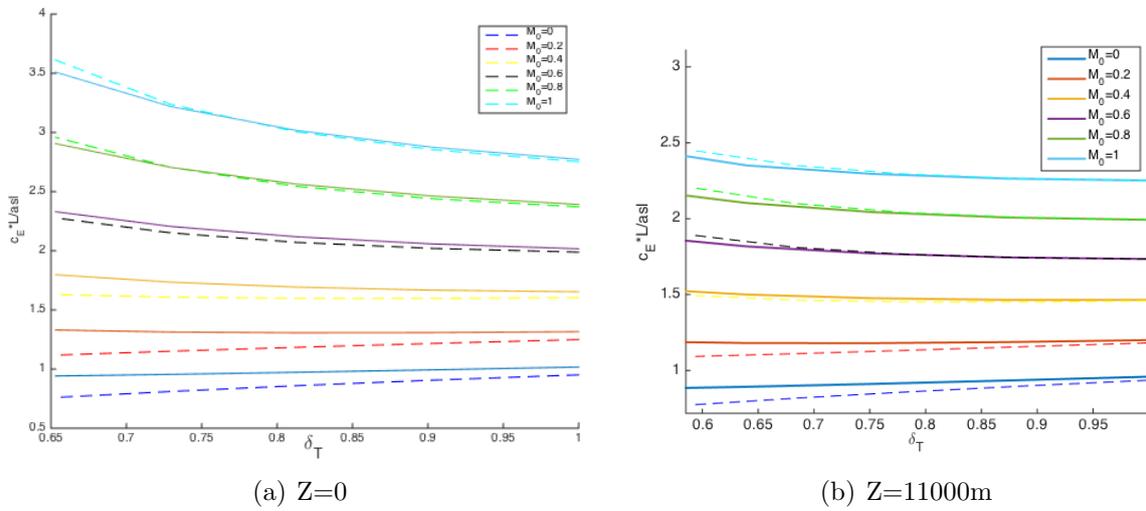


Figura 5.8: Consumo Específico frente a la posición de palanca

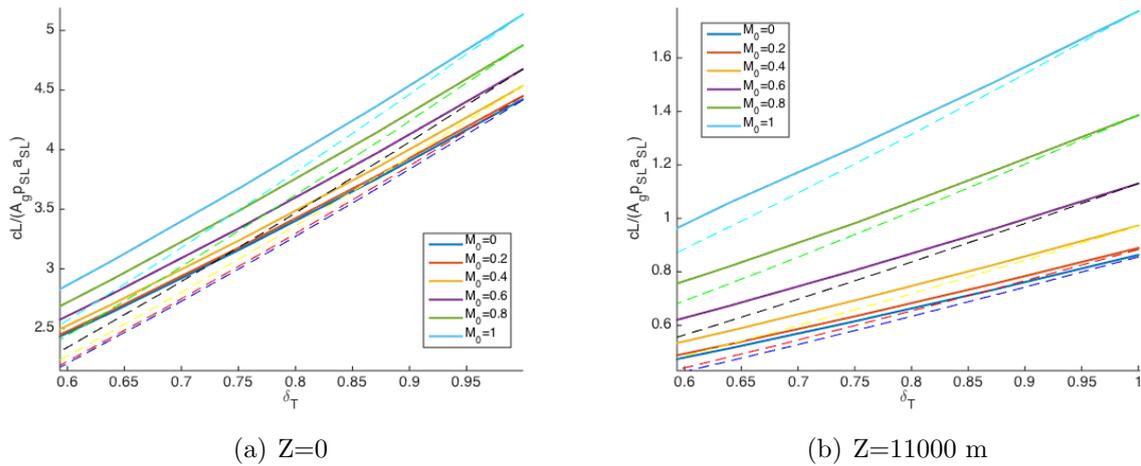


Figura 5.9: Consumo frente a la posición de palanca

Nuevamente, se observa cómo las curvas de funcionamiento en condiciones críticas a  $Z=11000m$  (a la derecha), se adaptan mejor a las reales que a nivel del mar (a la izquierda). Además, se puede ver cómo al aumentar la posición de palanca las curvas discontinuas tienden a los resultados que han sido obtenidos con el estudio para ambas toberas convergentes. Por último, también se muestran resultados mucho más fieles para los números de Mach más elevados. En cuanto al consumo, para cualquier situación los resultados mostrados en condiciones críticas se adecuan casi perfectamente a los reales.

Para finalizar, se pasará a mostrar la comparación en las gráficas de empuje frente a consumo con las que se tenía en el apartado 3:

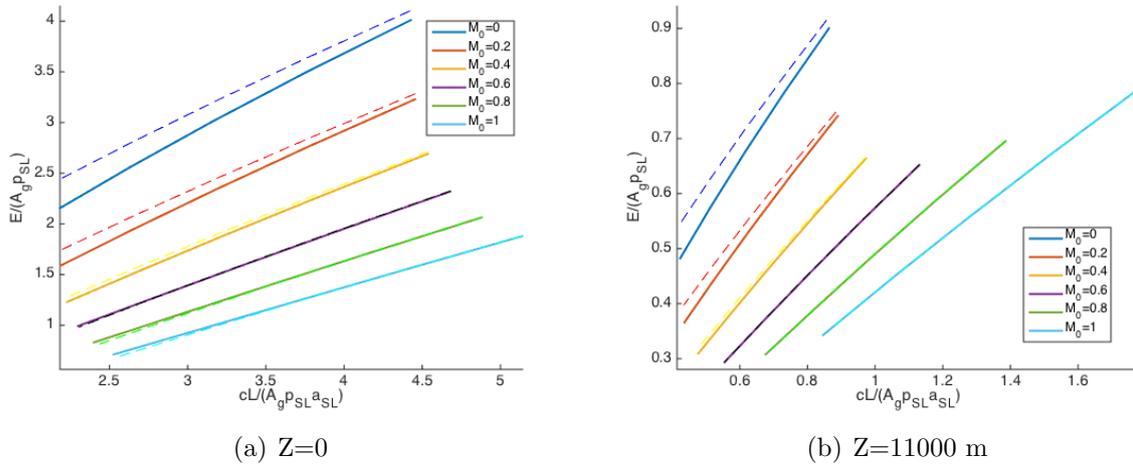


Figura 5.10: Comparación de las gráficas de Empuje frente a Consumo

El resultado obtenido durante este último estudio debe adaptarse mucho mejor a las curvas experimentales ya que ahora se contemplan todos los posibles de estados en los que pueden encontrarse las toberas del turbofán durante su funcionamiento. Como puede verse, para grandes velocidades y posiciones de palanca las curvas coinciden. A medida que estas condiciones disminuyen, los resultados difieren cada vez más.

### 5.3. Estudio de la validez de los resultados obtenidos

El estudio realizado en este apartado se basaba en considerar tanto la primera primaria como la secundaria convergentes, es decir, que cada una de ellas podrían encontrarse adaptadas con  $p_s = p_0$  y  $M_s < 1$  ( $p_\sigma = p_0$  y  $M_\sigma < 1$ , para la tobera secundaria) o bloqueadas con  $p_s > p_0$  y  $M_s = 1$  ( $p_\sigma > p_0$  y  $M_\sigma = 1$ , para la tobera secundaria). Al considerarse todos los posibles estados en los que pueden encontrarse ambas toberas, la validez de los resultados se extiende a todo el rango de velocidades y altitudes que se han examinado.

Como ya se comentó, se sigue considerando que las turbinas de alta y baja se encuentran bloqueadas en todo momento. Esta hipótesis es bastante razonable gracias al progreso logrado en los últimos años tanto en el conocimiento propulsivo como en las tecnologías disponibles, que permiten crear diseños muy precisos y eficientes siempre que los saltos de presión en dichas turbinas sean suficientemente importantes. Si esto se cumple, entonces los resultados son bastante fiables (aunque aproximados por haberse realizado la hipótesis de rendimientos constantes) con la tolerancia final impuesta en el programa que, en este caso, ha sido de  $10^{-5}$ .

Sin embargo, el estudio realizado en esta sección (5) es mucho más complejo e implica bastante más trabajo que el realizado en la sección 3. Como se ha visto a lo largo de los

apartados 5.1 y 5.2, para el caso de grandes altitudes y elevadas velocidades la hipótesis de funcionamiento en condiciones críticas modelaba correctamente el comportamiento del turbofán. Además, para altitudes y velocidades moderadas, se tienen unos valores de las magnitudes con errores que son admisibles, por lo que también podría hacerse uso de esta simplificación. El caso más desfavorable se trata del que tiene altitud a nivel del mar y velocidad nula que, como se vio para el motor de referencia que está siendo estudiado, proporcionaba resultados con errores en torno al 25%. Exceptuando, pues, el caso extremo de bajas velocidades y altitudes, se concluye que realizar la hipótesis de funcionamiento en condiciones críticas es una buena primera aproximación ya que simplifica considerablemente el problema, no se cometen errores demasiado elevados y podría incluso realizarse el estudio sin necesidad de un modelo numérico.



## 6. Condiciones de Operación de un Turbofán de Referencia

Tras haber realizado el estudio completo de los posibles estados en los que puede funcionar un turbofán, se plantea la cuestión de cuáles serán las condiciones de operación del motor al variar las condiciones de vuelo. Es decir, sería interesante determinar para cada par de Mach y altitud en qué estado se encuentran las toberas y qué ley de control es la que gobierna. Para ello, se ha hecho uso del mismo programa de MATLAB que fue utilizado en la sección 5. El digrama de bloques de este código aparece en la imagen 6.1 y comentado a continuación:

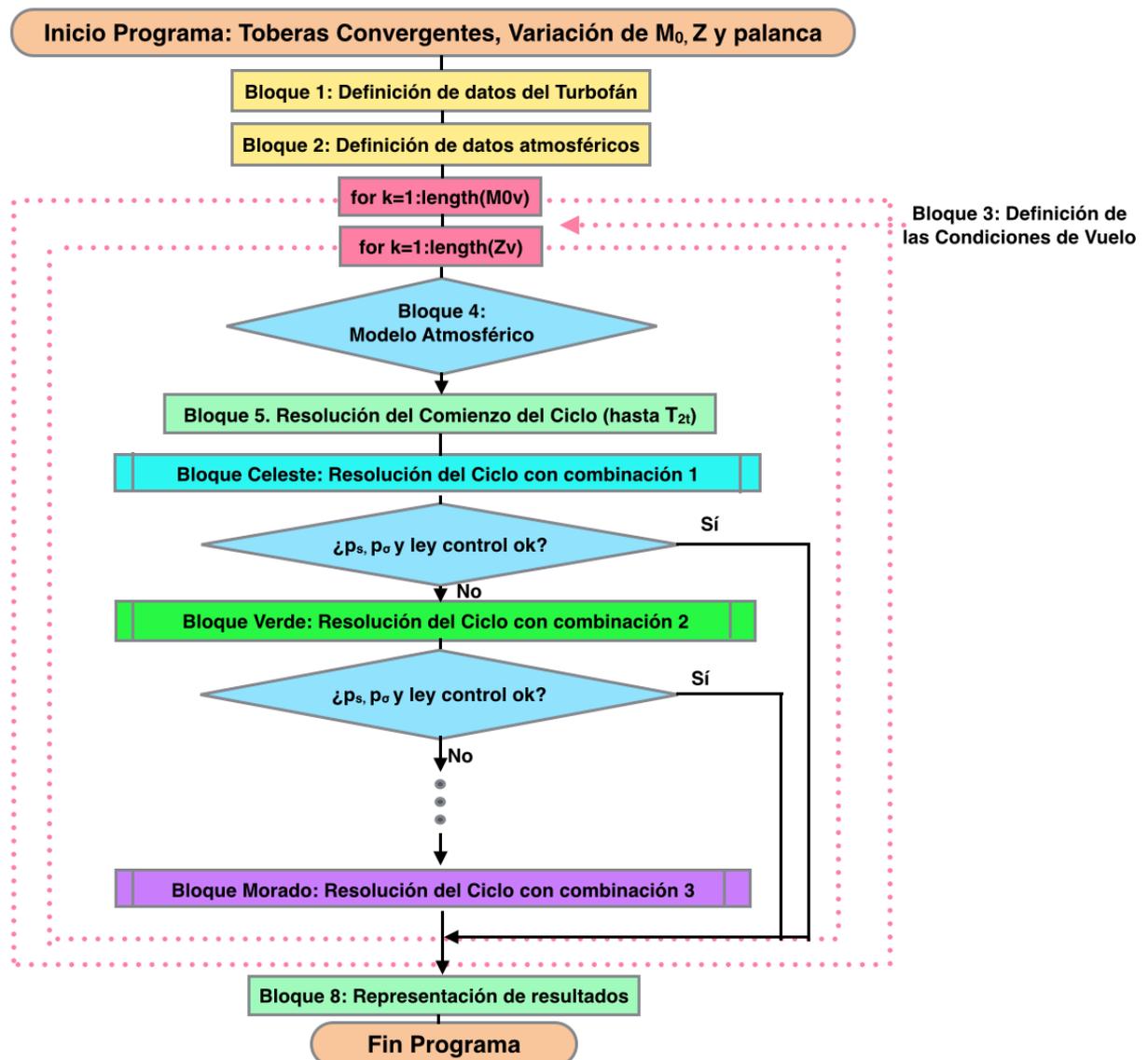


Figura 6.1: Algoritmo empleado para estudiar el efecto de las condiciones de vuelo en un turbofán con toberas convergentes

En primer lugar, se definen los vectores de Mach y altitud con todos los valores que se desea que sean examinados. Luego hay que comenzar a definir datos del problema. En primer lugar, se determinan aquellos datos correspondientes al turbofán que está siendo estudiado (bloque 1), donde también se especifica el valor de  $T_{4t}|_{Lim}$ . Posteriormente, se introducen los datos atmosféricos necesarios para utilizar el modelo de atmósfera (bloque 2).

Hecho esto, se implementan dos bucles tipo “for”, en los que uno de ellos recorre el vector de Mach y el otro el de las altitudes de vuelo (bloque 3). Una vez dentro de ambos, para cada condición de vuelo será utilizado el modelo de atmósfera que permite calcular las variables de entrada  $T_0$  y  $p_0$  (bloque 4). Después se resolverá el comienzo del ciclo hasta obtener el valor de  $T_{2t}$ .

Para determinar qué condiciones de operación rige en cada uno de los puntos estudiados lo que se ha hecho es crear ocho funciones (bloques con nombres de colores), cada una de ellas pertinente a cada combinación posible de estados de toberas y ley de control. El programa funciona de tal manera que resuelve el ciclo con una de esas funciones y, posteriormente, comprueba si se cumplen las condiciones de operación que se suponían en dicha función. Si se verifica que se había supuesto el verdadero estado de funcionamiento del turbofán, se calculan las variables de interés y se pasa a estudiar otro punto. Si, por el contrario, se ha errado en la presunción del estado, el programa cambia de función y se procede de manera análoga hasta encontrar la que hace que se verifiquen las condiciones de operación para ese par de altitud y Mach.

Una vez que todos los puntos hayan sido analizados y se tengan los valores de las magnitudes que se quieren estudiar, éstas pasan a ser representadas. En esta ocasión, al haber realizado el barrido en dos direcciones (altitud y Mach), es posible obtener superficies que simbolizan el valor de dichas magnitudes. Éste tipo de representación será de interés en algunos casos, como se verá en los siguientes apartados.

### 6.1. Comportamiento a $T_{4t}|_{Max}$

Para que las distintas condiciones de operación sean fáciles de identificar, las funciones correspondientes a cada una de ellas han sido nombradas con el nombre de un color diferente. Todas estas funciones poseen una estructura muy similar, cuyo algoritmo se asemeja al mostrado en la figura 6.2.

En primer lugar, estas funciones calculan el punto de break con las ecuaciones que respecten a las condiciones de operación que van a ser impuestas (bloques A/E/F/G). Posteriormente, se determinan dichas condiciones (bloque 6). Luego, se pasa a resolver el ciclo (bloque C). Tras su resolución, se comprueba si los estados de las toberas y la ley de control supuesta eran ciertas. Si es así, se calculan las magnitudes de interés del problema (bloque 7). En caso contrario, la función finaliza.

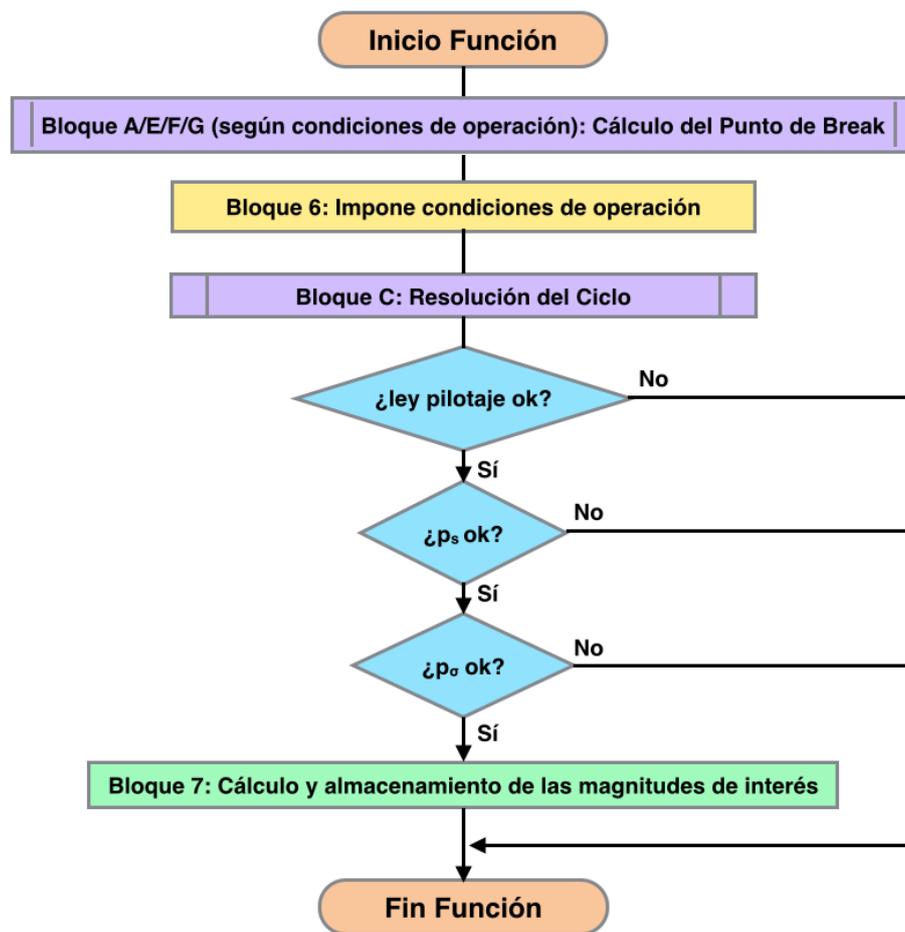


Figura 6.2: Algoritmo de las funciones que determinan las condiciones de operación

Cuando se ha determinado qué condiciones de operación rigen en cada una de las condiciones de vuelo, se representa cada uno de los puntos estudiados con el color del nombre de la función para la que se cumplían todas las hipótesis realizadas.

En primer lugar, se ha representado el mapa de colores correspondiente a la máxima posición de palanca y se ha señalado cuáles son las condiciones de operación de cada color. Para el motor de referencia estudiado se tiene el gráfico que se representa a continuación:

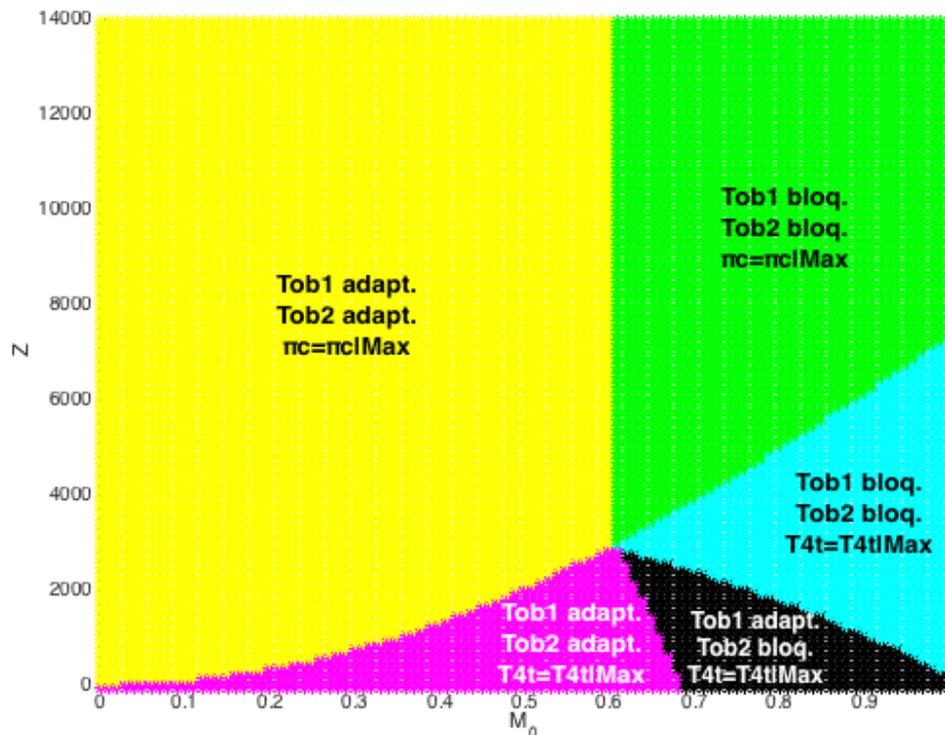
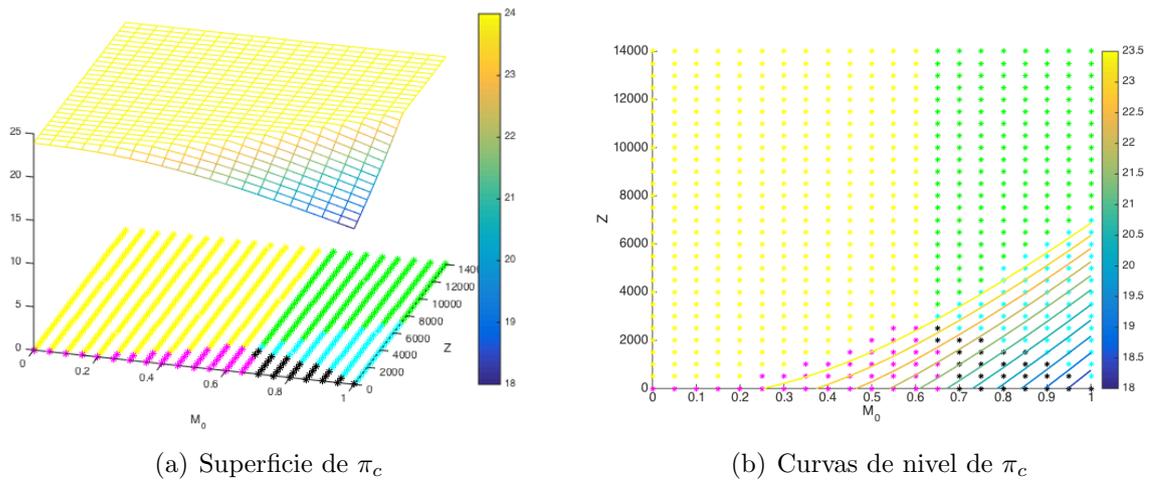


Figura 6.3: Condiciones de operación de un Turbofán de Referencia con  $T_{4t}|_{Max}$

Ahora es mucho más sencillo hacerse una idea de cómo funciona el motor en cada momento. Se ve, como ya se predijo, que en la esquina superior derecha (altas velocidades y grandes altitudes) predomina el funcionamiento en condiciones críticas (zonas verde y celeste). Para esta posición de palanca, ambas toberas permanecen bloqueadas para cualquier altitud a partir de velocidades moderadas ( $M_0 = 0,6$ ). Por debajo de esas velocidades, ambas toberas se encontrarían adaptadas (zonas rosa y amarilla). Además, existe una región a grandes velocidades y pequeñas altitudes donde la tobera secundaria estaría bloqueada mientras que la primaria permanecería adaptada (zona negra).

Existen tres curvas que cercan las distintas regiones. Una de ellas, la que delimita las zonas verde-celeste y amarillo-rosa, es la correspondiente al cambio en la ley de control, es decir, se trata de la línea  $T_{2t} = T_{2t}|_{break}$ . Por otro lado, se tiene la curva que separa las zonas amarillo-verde y rosa-negro, que se señala el cambio de estado de la tobera secundaria. Por último, la que distingue el cambio de áreas amarillo-verde y negro-celeste se trata de la línea de cambio de estado de la tobera primaria.

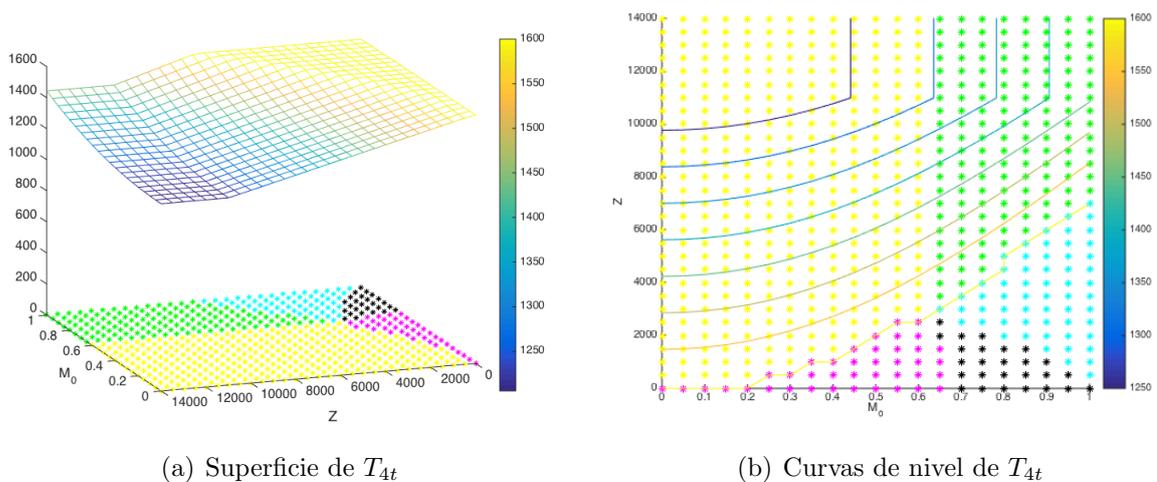
Por otro lado, también resulta interesante ver cómo varían los parámetros que determinan las leyes de control, es decir  $\pi_c$  y  $T_{4t}$  conjuntamente con altitud y velocidad de vuelo. Para ello se han representado las siguientes gráficas:

Figura 6.4: Variación de  $\pi_c$  con las condiciones de vuelo

En las gráficas 6.4 se observa la evolución de la relación de compresión con las condiciones de vuelo. A la izquierda, aparece una superficie sobre el mapa de colores que toma los valores de  $\pi_c$  en cada punto. Puede verse, que hay una meseta a grandes altitudes, que ocupa las zonas de color amarillo y verde, donde la ley de control gobernante es  $\pi_c = cte = \pi_c|_{Max}$ . Fuera de esas regiones la superficie decrece de manera suave, sin apreciarse variación de pendiente al cambiar el estado de las toberas.

Por otro lado, en la imagen de la derecha aparecen isolíneas sobre el mapa de colores que indican valor de  $\pi_c$  constante. Gracias a ellas, es posible hacerse una idea de los valores que toma la relación de compresión para cada región de condiciones de operación.

Del mismo modo se analizará el comportamiento de  $T_{4t}$ :

Figura 6.5: Variación de  $T_{4t}$  con las condiciones de vuelo

Nuevamente, en la imagen de la izquierda del conjunto 6.5 muestra la superficie que representa a  $T_{4t}$ . En esta ocasión, se da que  $T_{4t} = cte = T_{4t}|_{Max}$  en las zonas donde antes variaba la relación de compresión, como es lógico. En las otras, se observa que la superficie no decrece de manera suave como en el caso anterior, sino que hay un cambio de pendiente en la evolución de la temperatura al alcanzar la tropopausa.

A la derecha, las curvas de nivel  $T_{4t} = cte$  muestran que para un determinado valor de  $M_0$  la temperatura de remanso a la salida de la cámara de combustión se torna independiente de la altitud al alcanzar la tropopausa. Este hecho es debido a que la temperatura en la estratosfera se mantiene constante. A continuación se demostrará esta invariabilidad:

En las zonas caracterizadas por  $\pi_c = \pi_c|_{Max}$  se cumple que  $T_{4t} = T_{2t} \frac{T_{4t}|_{Max}}{T_{2t}|_{break}}$ .

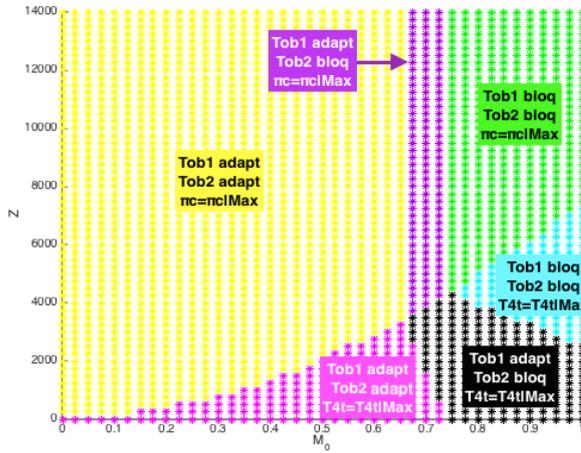
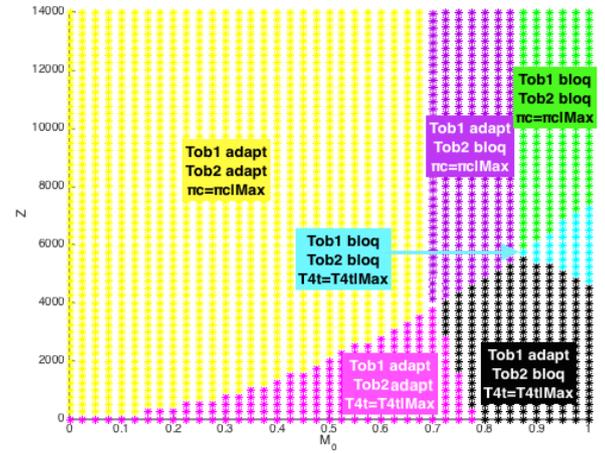
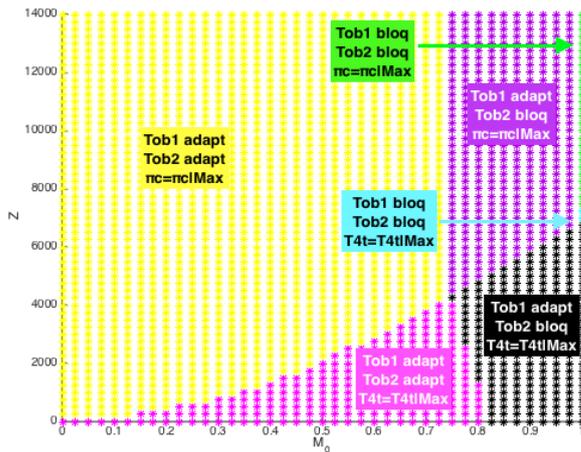
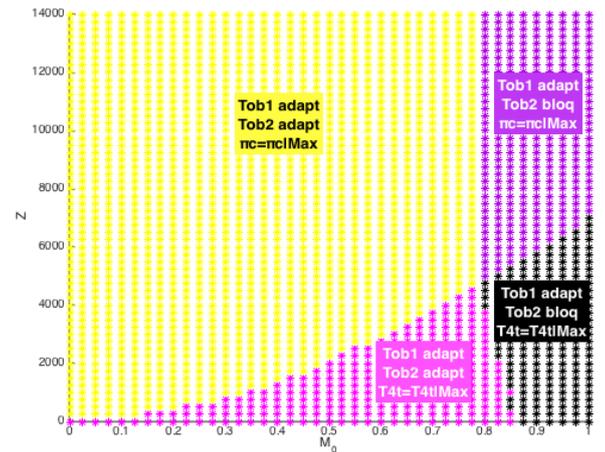
El sistema de ecuaciones del que se obtenía el valor de la  $T_{2t}|_{break}$  dependía únicamente de  $\alpha, \beta|_{crit}, T_{4t}, T_{2t}, \gamma$  y  $\frac{A_{g.f}}{A_{da}}$  que, exceptuando  $T_{2t}$  son todos valores constantes.

Recordando la expresión de temperatura de remanso se tiene  $T_{0t} = (1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2) T_0$  que, para un número de Mach y siendo la temperatura ambiental constante, se mantendrá también invariable con la altitud. Como el proceso de entrada al turbofán es prácticamente isentrópico, excepto por una pequeña caída de presión debida a la fricción del aire con las paredes, se tiene que  $T_{2t} = T_{0t}$ . Así, esta temperatura también será invariante.

Además,  $T_{4t}|_{Max}$  se trata de un dato del problema, que es fijo. Por tanto, queda demostrada la invariabilidad de la temperatura de remanso a la salida de la cámara de combustión con la altitud en vuelo estratosférico.

## 6.2. Efecto de la posición de palanca

Por último, se pasará a estudiar la evolución de las condiciones de operación al disminuir la posición de palanca. En las siguientes imágenes es posible ver cómo se modifican los mapas de colores variando el valor de  $T_{4t}|_{Lim}$ :

(a)  $T_{4t}|_{Lim} = 0,95T_{4t}|_{Max}$ (b)  $T_{4t}|_{Lim} = 0,9T_{4t}|_{Max}$ (c)  $T_{4t}|_{Lim} = 0,85T_{4t}|_{Max}$ (d)  $T_{4t}|_{Lim} = 0,8T_{4t}|_{Max}$ Figura 6.6: Condiciones de operación de un Turbofán de referencia para varios  $T_{4t}|_{Lim}$ 

Comparando la imagen superior izquierda ( $T_{4t}|_{Lim} = 0,95T_{4t}|_{Max}$ ) del conjunto 6.6 con la figura 6.3 ( $T_{4t}|_{Lim} = T_{4t}|_{Max}$ ), lo primero que llama la atención es que aparece una nueva región que no se tenía para el caso de máxima posición de palanca. Esta zona, de color morado, es la correspondiente a tobera primaria adaptada, tobera secundaria bloqueada y funcionamiento a  $\pi_c = \pi_c|_{Max}$ . Se observa que anteriormente las curvas que delimitaban el estado de las toberas casi coincidían para valores de  $T_{2t}$  inferiores a los de break (las representaciones están sujetas a pequeños errores debidos a la discretización). Sin embargo, al disminuir la posición de palanca, ambas líneas se han desplazado hacia la derecha aunque no la misma cantidad y, por ello, aparece esta nueva región.

Al continuar disminuyendo la posición de palanca, en la imagen superior derecha

( $T_{4t}|_{Lim} = 0,9T_{4t}|_{Max}$ ), se observa el mismo comportamiento. Se observa que las zonas con una o ambas toberas adaptadas son predominantes. Los sectores de funcionamiento en condiciones críticas se han visto reducidos de manera que para alcanzarlos son necesarias velocidades y altitudes mayores.

Cuando la temperatura límite disminuye a  $T_{4t}|_{Lim} = 0,85T_{4t}|_{Max}$ , se observa que apenas existen las regiones de funcionamiento en condiciones críticas. Ahora, ninguna de las toberas estará bloqueada por debajo de Mach 0,75 y tan sólo para velocidad sónica se tendría el bloqueo de ambas toberas, lo cual no es realista para el crucero de un vuelo comercial.

Por último, para la posición de palanca mas baja estudiada,  $\delta_T \simeq 0,6$ , (con  $T_{4t}|_{Lim} = 0,8T_{4t}|_{Max}$ ). Bajo ninguna condición de vuelo aparece funcionamiento en condiciones críticas. Las regiones amarilla y rosa, con ambas toberas adaptadas, abarcan hasta velocidades de en torno a Mach 0,8. Con velocidades mayores tan sólo se lograría el bloqueo de la tobera secundaria.

Para finalizar, se comenta que la línea que marca el cambio de la ley de control no varía. Esto es debido a que, como se comentó en el apartado 3.2, se impone que el cambio se dé siempre para el mismo valor de  $T_{2t}|_{break}$ , que corresponde con el que se tendría para posición de palanca máxima.

## 7. Modelo Propulsivo de un Boeing 767-300ER

Una vez que se conoce el efecto de las condiciones de vuelo en el comportamiento de un turbofán típico, puede comenzarse con la segunda fase de este Trabajo Fin de Grado. Ésta se trataba de la determinación de un modelo propulsivo de un avión Boeing 767-300ER.

Para realizar el estudio que llevará a establecer dicho modelo propulsivo, en primer lugar se han de obtener algunos de los datos de diseño del motor. Posteriormente, se deberá llevar a cabo un ajuste de aquellos parámetros de los que no se posea información. Para ello, se tomará como referencia el modelo propulsivo genérico de Mattingly, que proporciona valores de empuje y consumo específico considerando un número muy reducido de parámetros. Una vez se haya hecho este ajuste, ya se dispondrá de los datos necesarios para realizar un estudio exhaustivo del comportamiento de dicho turbofán al variar las condiciones de vuelo, tal y como se hizo en los apartados anteriores para un motor de referencia.

### 7.1. Elección planta propulsiva

La variante B767-300ER, puede ir equipada con plantas propulsoras de tres fabricantes diferentes. Son los modelos: Pratt & Whitney PW4000, General Electric CF6 o Rolls Royce RB211. De entre los motores posibles pertenecientes a esas familias, se ha elegido para este estudio el Pratt & Whitney PW4056 por ser del que más datos de diseño se disponía.

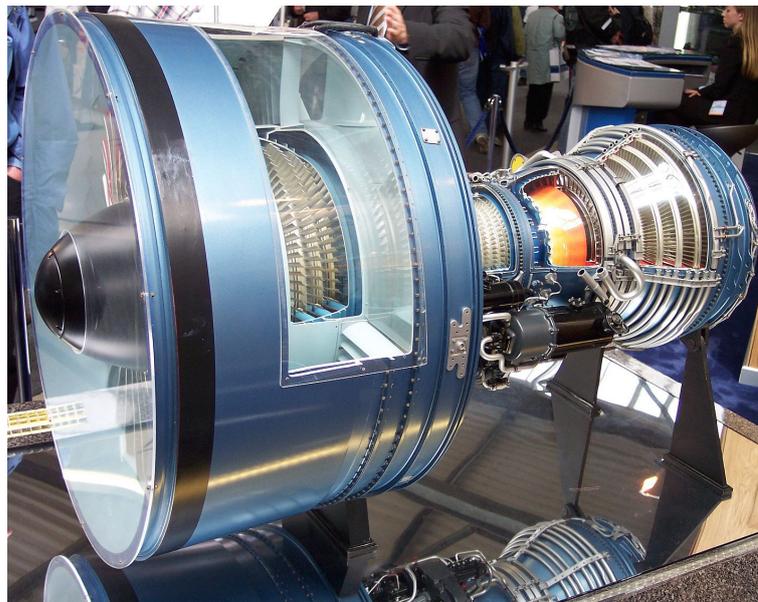


Figura 7.1: Turbofán de la familia PW4000[6]

Los datos de los que finalmente se hará uso en el desarrollo posterior son:

- Empuje máximo en banco:  $P|_{SL} = 56,750\text{lb}f = 25244\text{da}N$
- Consumo específico en banco:  $c_E|_{SL} = 0,320\frac{\text{lb}}{\text{lb}f\cdot\text{hr}}$
- Rango de relación de compresión total para la familia PW4000:  $OPR \in [27,5; 32,3]$

## 7.2. Ajuste de Parámetros del Ciclo y Comparación de Resultados con el Modelo de Mattingly

El ajuste de parámetros, se ha realizado con base al modelo propulsivo genérico de Mattingly, que para estimar el comportamiento de la planta motriz sólo tiene en cuenta las condiciones de vuelo, la ley de control y sus valores en banco de empuje máximo y consumo específico. Según este modelo, el empuje y consumo específico de un motor turbofán vienen dados por las siguientes expresiones:

- Empuje:

$$T = \delta_T T_M \quad (7.1)$$

siendo

$$T_M = W_{TO} \frac{p_0}{p_{SL}} C_T \quad (7.2)$$

donde  $C_T$  para  $\Theta_0 < \Theta_{2t|break}$

$$C_T = \frac{T|_{SL}}{W_{TO}} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_0^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} (1 - 0,49\sqrt{M_0}) \frac{\Theta_{SL}}{\Theta_0} \quad (7.3)$$

y para  $\Theta_0 > \Theta_{2t|break}$

$$C_T = \frac{T|_{SL}}{W_{TO}} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_0^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \left(1 - 0,49\sqrt{M_0} - \frac{3 \left(\frac{\Theta_0}{\Theta_{SL}} - \frac{\Theta_{2t|break}}{\Theta_{SL}}\right)}{1,5 + M_0}\right) \frac{\Theta_{SL}}{\Theta_0} \quad (7.4)$$

donde  $\Theta_{SL}$ ,  $\Theta_0$  son las temperaturas ambientales a nivel del mar y de vuelo respectivamente,  $\Theta_{|break}$  la temperatura de break en condiciones críticas y  $W_{TO}$  el peso al despegue de referencia, dato que no será necesario ya que este término desaparece al sustituir  $C_T$  en la expresión de  $T_M$ .

- Consumo específico:

$$c_E = \frac{a_{SL} \sqrt{\frac{\Theta_0}{\Theta_{SL}}}}{L_H} C_C(M_0) \quad (7.5)$$

siendo

$$C_C = c_E|_{SL} \frac{L_H}{a_{SL}} (1 + 1,2M_0) \quad (7.6)$$

donde  $a_{SL}$  es la velocidad del sonido a nivel del mar y  $L_H$  es el poder calorífico del combustible empleado. No será necesario definir ninguno de estos parámetros ya que ambos desaparecen al sustituir  $C_C$  en la expresión del consumo específico.

Se ha realizado un estudio acerca de los posibles métodos que podrían ser empleados para llevar a cabo el ajuste de parámetros. El problema que se está desarrollando tiene múltiples variables y, además, es de carácter altamente no lineal. Por ello, procedimientos típicos más sencillos como la linealización no son válidos, ya que conllevarían a realizar predicciones con un elevado error.

Existen otros métodos tales como el Método de Montecarlo o el de Mínimos Cuadrados. El primero de ellos, consiste en aleatorizar las observaciones de un experimento y calcular el error de cada una de ellas. Su fiabilidad crece con el número de experimentos,  $N$ , siendo el error absoluto igual a  $\frac{1}{\sqrt{N}}$ . Para problemas con una única variable resulta sencillo de utilizar, sin embargo, obtener resultados con varias cifras significativas correctas usando este método implicaría un número muy elevado de iteraciones y, por lo tanto, demasiado tiempo.

El método de Mínimos Cuadrados es una técnica que permite ajustar los parámetros del problema de manera que la suma de los errores al cuadrado del resultado obtenido sea mínima. Para realizar estos cálculos existen numerosos métodos numéricos que funcionan suponiendo un punto de partida inicial que debe no alejarse demasiado del mínimo que se está buscando para que converjan.

En MATLAB existen diversas funciones que pueden ser útiles para realizar distintos tipos de ajuste. En concreto, se ha encontrado una que puede ser útil en la resolución de este problema ya que no sólo sirve para realizar el ajuste de múltiples variables en un problema no lineal sino que, además, permite imponer límites a los valores de dichas variables. Esto resulta necesario ya que los parámetros de un turbofán real no pueden ser arbitrarios y existen unas ciertas restricciones físicas que se han de cumplir.

Esta función es la llamada *fmincon* y sirve para encontrar el mínimo de una función que dependa de uno o varios parámetros y devuelva un escalar. Ésta y las restricciones que pueden ser impuestas al problema pueden ser tanto de carácter lineal como no lineal.

Se han creado tres funciones en MATLAB que se quieren minimizar. En primer lugar, se tiene la que proporciona la diferencia al cuadrado de los errores en el empuje. Por otro lado, está la función que devuelve esta misma cantidad para el caso del consumo específico. En último lugar, se ha generado otra que tiene en cuenta la media de los errores al cuadrado del empuje y consumo específico. La implementación del código numérico realizada y el análisis de los resultados, serán explicados para cada caso por separado en los siguientes apartados.

Antes de profundizar en este estudio, se debe comentar que existen otros numerosos métodos que podrían haber sido válidos para realizar el ajuste de parámetros, pero estos son de gran complejidad, su empleo conllevaría mucho más tiempo del que se dispone y, en principio, no se garantizan unas soluciones más acertadas. Por estos motivos, y ya que el interés de este trabajo no es la implementación numérica de un complicado método de regresión, se ha decidido hacer uso de la función que dispone MATLAB para ello.

### 7.2.1. Resultados considerando el error en el Empuje

Para ajustar los parámetros del turbofán considerando el error en el empuje, se ha creado una función que proporciona la suma de los errores al cuadrado que será la que se quiere optimizar. Ésta depende de un vector normalizado al que se le ha denominado “parametros” y sus componentes conforman el conjunto que se pretende ajustar. Estos son, por orden de aparición en el vector,  $\pi_c|_{Max}$ ,  $T_{4t}|_{Max}$ ,  $\alpha$ ,  $\beta$ ,  $\frac{A_{g,f}}{A_{da}}$ ,  $\frac{A_{db}}{A_g}$ . Los rendimientos no han sido tenidos en cuenta para simplificar el problema, por tanto se ha supuesto que estos no varían mucho de un turbofán a otro y se han tomado los mismos valores que los del motor de referencia. Posteriormente, dentro de esta función se implementa el mismo código que se comentó en la sección 6, que permitía resolver el ciclo para cualquier condición de vuelo y calcular las magnitudes de interés, en este caso, el empuje. Cuando se ha realizado este cálculo para todos los puntos del mallado (números de Mach y altitudes que serán considerados), se calcula el empuje que se tendría en todos estos puntos según el modelo de Mattingly. Con ambos resultados almacenados, se calcula la matriz de error restando los dos valores obtenidos de los empujes en cada nodo. Después, ésta es adimensionalizada dividiendo sus componentes entre  $T|_{SL}$  y se eleva al cuadrado para tener los errores cuadráticos. Por último, los errores de todos los puntos son sumados y éste será el valor de salida de la función.

Esa suma de los errores cuadráticos será la minimizada con la función *fmincon*. Para hacer uso de ella, se han definido varios vectores. El primero de ellos, se trata de que define el punto inicial que comenzará estudiando la función. Éste se trata de un vector unitario (por estar normalizado) con tantos componentes como parámetros se quieren ajustar. Se tomarán como valores iniciales aquellos que se tenían para el turbofán de referencia que se estudió en las secciones anteriores. Y después, se tienen los vectores que definen los mínimos y máximos admisibles según las limitaciones físicas del problema. Por otro lado también pueden imponerse restricciones no lineales. Para evitar la aparición de números complejos que realentizen el proceso de búsqueda del mínimo deseado, se ha creado una

función que imponga que los radicandos que se tienen durante la resolución del ciclo sean siempre positivos. Esta función también aparece en el anexo A.6 y su diagrama de bloques es el mostrado a continuación:

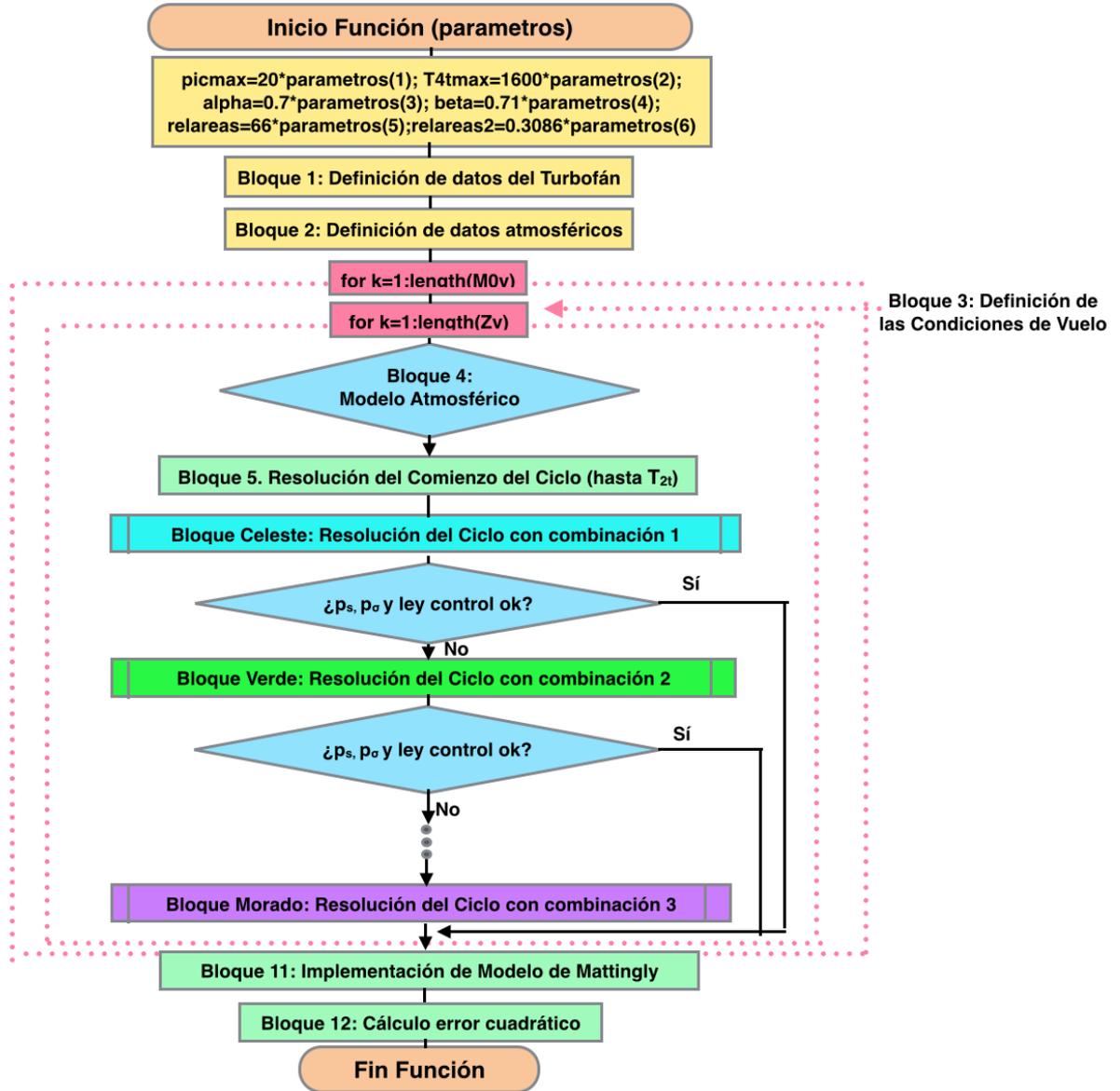
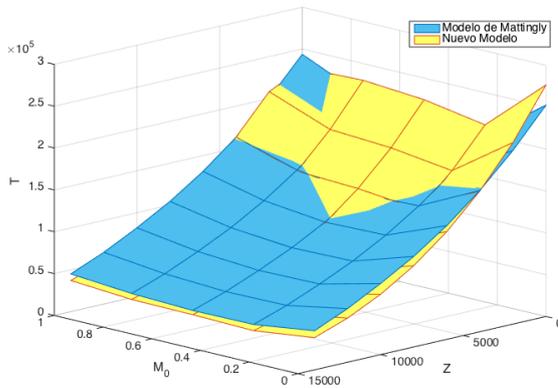
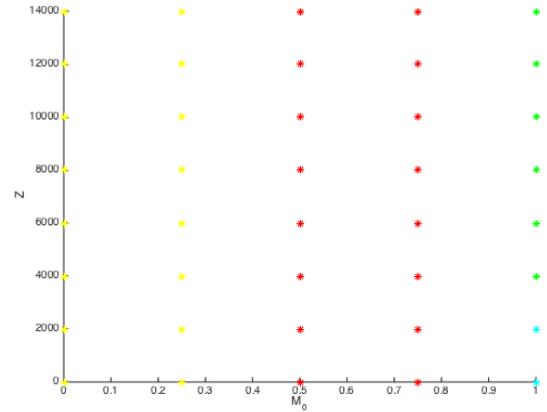


Figura 7.2: Diagrama de bloques de la función a minimizar

A continuación, se mostrarán tanto las superficies de empuje que se tienen para cada uno de los modelos, como las condiciones de operación bajo las que funcionaría el turbofán con los valores de los parámetros que han sido ajustados:



(a) Superficies de Empuje



(b) Condiciones de Operación con este ajuste

Figura 7.3: Ajuste de parámetros Considerando el error en el Empuje

Tras realizar el ajuste de parámetros, se han obtenido los siguientes resultados:

$\pi_c _{Max}$	$T_{At} _{Max}[K]$	$\alpha$	$\beta$	$\frac{A_{g,f}}{A_{da}}$	$\frac{A_{db}}{A_g}$
23.1535	1630.8	0.6106	0.8234	64.8035	0.3649

Cuadro 7.1: Valores de los parámetros ajustados considerando el error en el Empuje

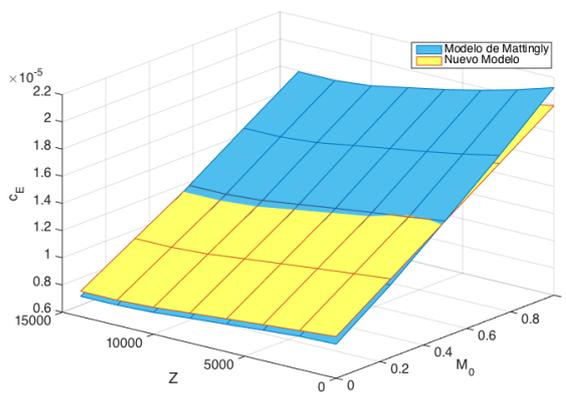
Como puede verse, ambas superficies permanecen muy cerca la mayor parte del tiempo ya que, para este ajuste, el error cuadrático medio es muy pequeño e igual a  $\epsilon = 0,0745$ . Excepto para el caso de pequeñas altitudes y grandes números de Mach, el empuje que propociona el nuevo modelo es ligeramente inferior al de Mattingly. Es interesante observar que a partir de altitudes moderadas ( $Z > 5000$  m) para cualquier velocidad ambas superficies son muy similares.

En cuanto a las condiciones de operación, se observa que predominan aquellas en las que se tiene la ley de control que impone  $\pi_c = \pi_c|_{Max}$ . Esto es debido a que la temperatura de break obtenida para este ajuste es muy elevada e igual a  $T_{2t}|_{break} = 329,13K$  (los valores típicos de este parámetro aparecen en el apartado 7.2.4).

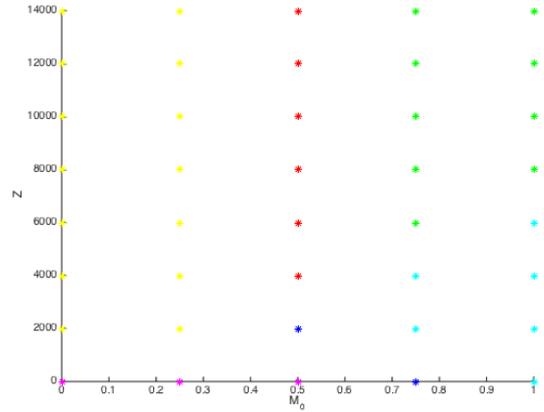
Un fenómeno interesante es que para estos parámetros aparece una nueva región de condiciones de operación que no se daba en el estudio de un turbofán de referencia. Esta zona es la representada en color rojo y simboliza que la tobera primaria se encuentra bloqueada, la secundaria adaptada y la ley de control es a  $\pi_c = \pi_c|_{Max}$ .

### 7.2.2. Resultados considerando el error en el Consumo Específico

Un estudio análogo, se ha realizado para ajustar los parámetros considerando el error en el consumo específico. La nueva función a minimizar es muy similar a la que se tenía en el caso anterior. Lo que cambia es la parte final, que ahora pasará a calcular el error cuadrático medio entre el consumo específico del nuevo modelo y el del modelo de Mattingly. Las representaciones obtenidas en esta ocasión son las siguientes:



(a) Superficies de Consumo Específico



(b) Condiciones de Operación con este ajuste

Figura 7.4: Ajuste de parámetros Considerando el error en el Consumo Específico

Y los parámetros obtenidos mediante este ajuste son:

$\pi_c _{Max}$	$T_{4t} _{Max}[K]$	$\alpha$	$\beta$	$\frac{A_{g,f}}{A_{da}}$	$\frac{A_{db}}{A_g}$
21.9485	1639.8	0.6603	0.7414	67.0490	0.3649

Cuadro 7.2: Valores de los parámetros ajustados considerando el error en el Consumo Específico

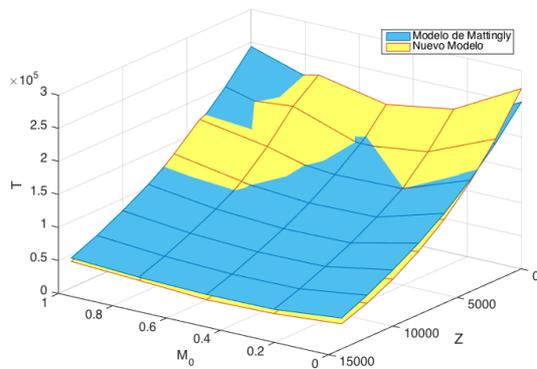
Para este ajuste se tiene un error cuadrático medio ligeramente superior que el del caso anterior, que es de  $\epsilon = 0,1070$ . Como se puede observar en la figura izquierda del conjunto 7.4, en todo momento las superficies permanecen bastante cercanas. Los valores proporcionados por el modelo de Mattingly son superiores a los del nuevo modelo para altos números de Mach, mientras que para bajas velocidades sucede al contrario.

Las condiciones de operación para el turbofán con estos parámetros, son más variadas que las del caso anterior. Como ha bajado la temperatura de break ( $T_{2t}|_{break} = 283,7923$ ), ahora las zonas donde la ley de control es a  $T_{4t} = T_{4t}|_{Max}$  son más importantes. De hecho, aparece una nueva región, de color azul, que simboliza tobera primaria bloqueada, tobera secundaria adaptada y  $T_{4t} = T_{4t}|_{Max}$ .

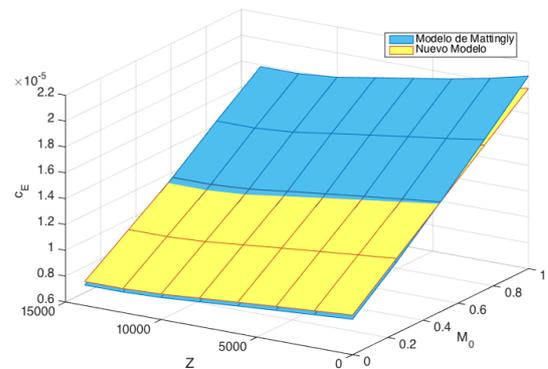
Los parámetros obtenidos por separado en este ajuste se encuentran dentro de los valores típicos de un turbofán de una aeronave comercial. Sin embargo, en su conjunto provocan que la temperatura de break sea ligeramente inferior a las que se suelen tener.

### 7.2.3. Resultados considerando el error medio

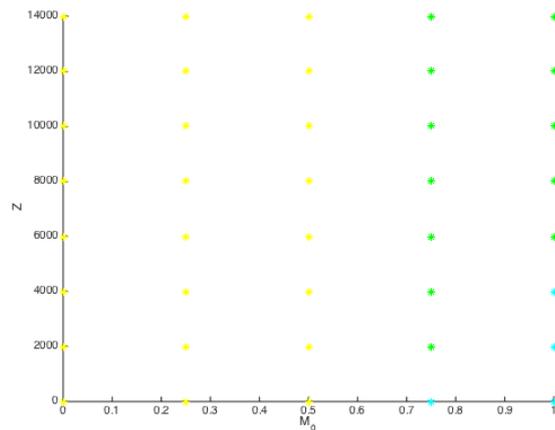
Por último, este mismo estudio se ha realizado teniendo en cuenta el error cuadrático medio del empuje y el consumo específico. Nuevamente, la función que se ha creado es muy similar a las anteriores y sólo cambia la parte final donde calcula dicho error. Para este ajuste se han obtenido las representaciones mostradas a continuación:



(a) Superficies de Empuje



(b) Superficie de Consumo Específico



(c) Condiciones de operación con este ajuste

Figura 7.5: Ajuste de parámetros Considerando el error medio

Con los parámetros:

$\pi_c _{Max}$	$T_{4t} _{Max}[K]$	$\alpha$	$\beta$	$\frac{A_{g,f}}{A_{da}}$	$\frac{A_{db}}{A_g}$
23.2653	1727.4	0.6274	0.7263	55.5934	0.2638

Cuadro 7.3: Valores de los parámetros ajustados considerando el error medio

Para este último análisis, el ajuste se obtiene con un error cuadrático de 0.0790. Este valor es muy pequeño, por lo que los resultados de ambos modelos se encuentran muy próximos, como muestran las figuras 7.5. En esta ocasión, se tiene un valor  $T_{2t}|_{break}$  dentro de los valores típicos (311.0708K) que provoca se den las condiciones de operación de un típico vuelo comercial.

De entre los tres tipos de ajuste que se han realizado, se tomará éste último como el más correcto ya que considera tanto empuje como consumo específico y el error cuadrático medio obtenido es un valor pequeño.

#### 7.2.4. Conclusiones de los Resultados

El ajuste de parámetros de menor error cuadrático medio es el que tiene en cuenta el error en el empuje. Sin embargo, se ha considerado más adecuado realizar el ajuste de parámetros teniendo en cuenta el error medio del empuje y consumo específico por considerar ambas magnitudes y haberse obtenido un error cuadrático medio bastante bajo.

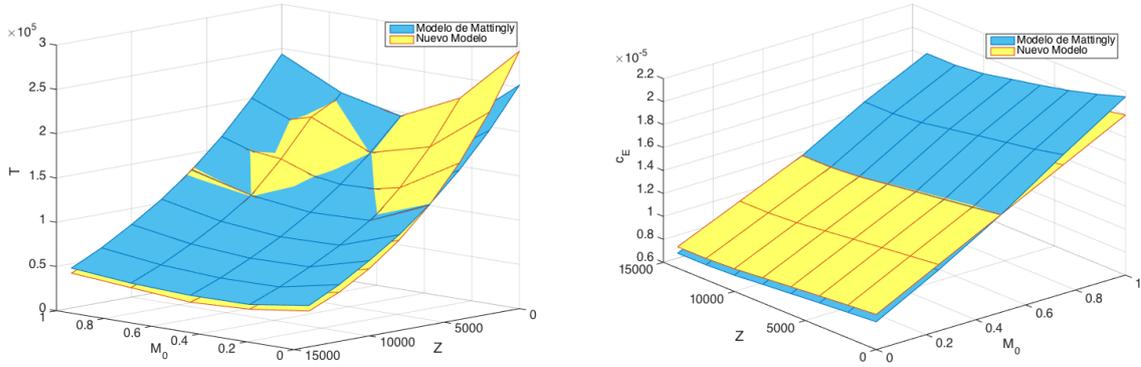
Se ha observado, que tan sólo en el último caso ha obtenido un valor de la temperatura de break que se encontrase dentro de los valores típicos. Lo normal es que dicha temperatura oscile entre los 288K y los 317K.

Por otro lado, el valor de los parámetros sería más fiel a la realidad en el caso de poseer algún otro dato que permita imponer unos límites en los valores que estos puedan tomar de manera realista. Para el caso de esta familia de turbofanés, la página web oficial de Pratt & Whitney [7] proporciona el rango de relación de compresión total ( $OPR = \pi_c|_{Max} \cdot \pi_f|_{Max}$ ), que es [27.5 ; 32.3]. Por lo tanto, si se consiguen unos valores de parámetros que den un valor de la OPR que se encuentre dentro de este intervalo, se considerará que el ajuste realizado es realista.

En concreto, para el caso del ajuste considerando el error medio de empuje y consumo específico se tiene un valor de la relación de compresión total de 35.41, que no se encuentra dentro del rango proporcionado por el fabricante y, por lo tanto, no se puede considerar que el ajuste sea bueno.

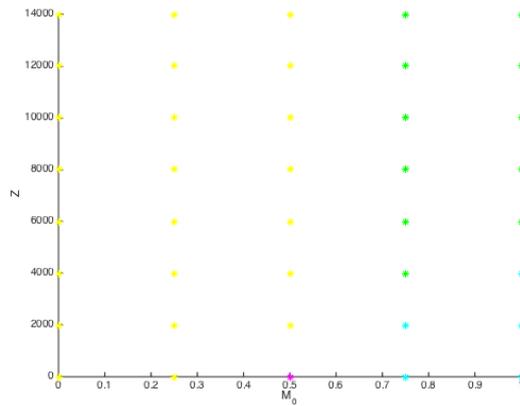
Para solventar este problema, se ha hecho el mismo estudio variando los límites de

la relación de compresión máxima del compresor, de tal manera que sólo pueda tomar valores entre 20.7 y 22.7. Además, se ha limitado el intervalo de valores que puede tomar la relación de áreas  $\frac{A_{g,f}}{A_{da}}$  a [57; 66]. Los resultados obtenidos son los siguientes:



(a) Superficies de Consumo Específico

(b) Superficies de Consumo Específico



(c) Condiciones de Operación para este ajuste

Figura 7.6: Ajuste de parámetros considerando el error en el Consumo Específico y modificando los límites de  $\pi_c|_{Max}$

Y los valores de los parámetros obtenidos son:

$\pi_c _{Max}$	$T_{4t} _{Max}[K]$	$\alpha$	$\beta$	$\frac{A_{g,f}}{A_{da}}$	$\frac{A_{db}}{A_g}$
21.6281	1606.4	0.6336	0.7630	59.8412	0.3123

Cuadro 7.4: Valores de los parámetros ajustados cambiando los límites de  $\pi_c|_{Max}$

Además, otros parámetros de interés se tratan de la relación de compresión del fan y la relación de derivación en el caso de  $\pi_c = \pi_c|_{Max}$ , que son  $\pi_f|_{Max} = 1,3697$  y  $\Lambda|_{Max} = 6,1472$ .

En esta ocasión, el valor de la relación de compresión total es  $OPR = 21,6281 \cdot 1,3697 = 29,6246$ , que pertenece al rango proporcionado por el fabricante. Además, se tiene una temperatura de break de  $T_{2t|break} = 305,0931$ , que se encuentra dentro de los valores típicos. Por este motivo, se concluye que el ajuste ahora realizado es bastante más realista que los que se realizaron anteriormente.

Puede observarse que las condiciones de operación que se tiene una vez realizado este ajuste son adecuadas para el óptimo funcionamiento del motor, puesto que para condiciones típicas de crucero se tiene funcionamiento con ambas toberas bloqueadas.

El error cuadrático de este ajuste es el más alto de todos los que se han obtenido, y es de  $\epsilon = 0,1803$ . Esto implica, tal y como se refleja en las figuras superiores del conjunto 7.6, que las superficies de este modelo se diferenciarán algo más de las del Modelo de Mattingly. Sin embargo, esto no significa que las magnitudes ahora medidas sean menos precisas. Más bien es al contrario, puesto que al hacer uso de datos conocidos se ha logrado un mejor ajuste de parámetros que proporciona unos valores realistas de los datos del turbofán y, por lo tanto, se tiene una mejor predicción de su comportamiento.



## 8. Conclusiones

Una vez finalizado el estudio realizado en este Trabajo Fin de Grado, se resumirán las conclusiones más relevantes a las que se ha llegado.

En primer lugar, relativo al análisis del efecto de las condiciones de vuelo sobre un turbofán de referencia, se han de señalar dos aspectos importantes:

1. Si lo que se desea es realizar un estudio exhaustivo y fiable del comportamiento de un turbofán bajo condiciones de vuelo cualquiera, no es posible realizar la hipótesis de funcionamiento en condiciones críticas. Los resultados que se obtendrían en tal caso pueden contener errores muy importantes del orden del 15 %.
2. Si, por el contrario, el objetivo es hacerse una idea aproximada de cómo varían las magnitudes de interés de un turbofán en un vuelo típico de crucero, no merece la pena realizar el estudio completo. La simplificación de funcionamiento en condiciones críticas es una muy buena primera aproximación en este caso y permite realizar el estudio de manera más rápida, sencilla e, incluso, podría realizarse analíticamente.

En cuanto al estudio realizado para la determinación de un modelo propulsivo de un Boeing 767-300ER, se debe destacar:

1. De todos los ajustes de parámetros realizados, se ha considerado más acertado el que se tiene considerando el error medio de empuje y consumo específico, ya que al tener en cuenta ambas magnitudes, los parámetros que han sido obtenidos mediante el ajuste proporcionan resultados parecidos a los del modelo de Mattingly en ambos casos. Es decir, evita que las superficies del empuje se adapten muy bien mientras que las del consumo específico difieren en exceso, o viceversa.
2. Para el último ajuste considerando el error medio, se vio que se tenía un error cuadrático medio  $\epsilon = 0,1803$  que, con el número de nodos que ha sido utilizado en el estudio, implica que el modelo que se ha creado tiene un error nodal de  $\epsilon_N = 1,062\%$
3. Se ha comprobado que si se desea afinar al máximo el ajuste de parámetros, una buena opción es tener en cuenta todos los datos disponibles del motor. Con ellos, se pueden imponer unos límites en la función *fsolve* de manera que los valores de los parámetros resulten realistas. Si, además, se dispone del valor exacto de alguno de ellos, no se debería incluir dentro del ajuste y pasaría a ser un dato más del problema.
4. Si al realizar el ajuste imponiendo unos límites de los parámetros realistas el error cuadrático resulta algo mayor, esto no implica que los resultados que se obtengan usando esos parámetros en el nuevo modelo sean menos acertados. El modelo de Mattingly simplemente se utiliza como referencia para lograr obtener una buena

aproximación de los datos del motor de los que no se dispone. Sin embargo, este nuevo modelo, tiene en cuenta una serie de factores que el de Mattingly pasa por alto, como el estado de las toberas. Es por esto que, al ser más completo, el modelo propulsivo que se ha creado durante este trabajo proporciona resultados más fiables.

5. Aunque el nuevo modelo sea más exacto que el de Mattingly por ser más completo, también presenta la desventaja de que es más complejo de implementar y necesita de un mayor número de datos de entrada.
6. Como ya se ha comentado, el modelo de Mattingly se ha utilizado como una primera aproximación del comportamiento del motor y, así, conseguir aproximar los parámetros desconocidos del turbofán. Se ha usado este modelo porque no se dispone de gráficas de actuación de este motor en concreto. Si, en algún momento se dispusiera de los datos exactos, tan sólo habría que sustituir los valores que proporciona el modelo de Mattingly por estos nuevos y, de esta manera, se lograría un ajuste con mucho menor margen de error. Lo que conllevaría, por lo tanto, a que el modelo prediría casi a la perfección el comportamiento del turbofán.
7. Por último, se comentará que el nuevo modelo posee algunos aspectos a mejorar. Como ya se mencionó, en el ajuste de los resultados no se consideró la posible variación de los rendimientos del turbofán. Esto se hizo así como simplificación y para evitar la aparición de resultados ilógicos tales como rendimientos negativos, superiores a la unidad o que no tomaran los valores típicos de un turbofán de estas características. En estudios más avanzados o cuando se disponga de las curvas de operación reales del motor sería interesante implementar también el ajuste de los rendimientos y, así, mejorar aún más el modelo propulsivo que se ha realizado en este trabajo.

## Referencias

- [1] A. Franco / D. Rivas, *Apuntes de la Asignatura Fundamentos de Propulsión. Tema 8: Turbofanés*, 2015
- [2] A. Franco / D. Rivas, *Aerospace Science & Technology 32 (2014) 212-222*
- [3] Imagen modificada de *world.honda.com*
- [4] Imagen modificada de *flyawaysimulation.com*
- [5] Imagen obtenida de *beam24.com*
- [6] Imagen modificada de *commons.wikimedia.org*
- [7] Información obtenida de *pw.utc.com*



## A. Programas Numéricos de Resolución

### A.1. Ciclo de un Turbofán en serie bieje

```
function [Vs,Vsf,Ts,Tsf,ps,psf,f,pst,psft,Tst,Tsft]=CicloTFToberasConvergentes_d(pic,pif,...
T2t,T4t,alpha,beta,alphap,betap,p0t, cp, gamma, rendfan, rendcomp, rendcomb,...
R, pi34, pi02, L,p0)

p2t=pi02*p0t;

%Evolución 2-25. Fan
p25t=pif*p2t;
T25t=(((pif^((gamma-1)/gamma)-1)/rendfan)+1)*T2t;

%Evolución 25-3. Compresor
p3t=pic*p25t;
T3t=(((pic^((gamma-1)/gamma)-1)/rendcomp)+1)*T25t;

%Evolución 3-4. Cámara de combustión
L=43e6;
p4t=pi34*p3t;
f=(T4t-T3t)/(rendcomb*L/cp);
%Evolución 4-45.Turbina de alta
T45t=alpha*T4t;
p45t=alphap*p4t;

%Evolución 45-5. Turbina de baja
T5t=beta*T45t;
p5t=betap*p45t;

%Evolución 5-s. Tobera de salida
Tst=T5t;
pst=p5t;
ps=p0;
Ts=Tst/((pst/ps)^((gamma-1)/gamma));
Vs=sqrt(2*cp*(Tst-Ts));
Ms=Vs/sqrt(gamma*R*Ts);

if Ms>=1; %Comprobamos estado
Ms=1;
Ts=Tst/(1+(gamma*R/(2*cp)));
ps=pst/((Tst/Ts)^(gamma/(gamma-1)));
Vs=sqrt(gamma*R*Ts);

end
```

```
%Evolución salida fan
Tsft=T25t;
psft=p25t;
psf=p0;
Tsf=Tsft/((psft/psf)^((gamma-1)/gamma));
Vsf=sqrt(2*cp*(Tsft-Tsf));
Msf=Vsf/sqrt(gamma*R*Tsf);

if Msf>=1 %Comprobamos si está adaptada o bloqueada
    Msf=1;
    Tsf=Tsft/(1+(gamma*R/(2*cp)));
    psf=psft/((Tsft/Tsf)^(gamma/(gamma-1)));
    Vsf=sqrt(gamma*R*Tsf);
end

end
```

## A.2. Comportamiento en Condiciones Críticas a $T_{4t}|_{Max}$

### A.2.1. Estudio frente a $M_0$

```

clear all; close all; clc;

cp=1004;gamma=1.4;
cv=cp/gamma; R=cp-cv;
picmax=24;T4tmax=1600;
pi02=0.98; pi34=0.98; rendfan=0.85; rendcomp=0.81; rendcomb=0.99; rendmecfan=0.95;
Ag=0.8; L=43e6;
alpha=0.623; alphap=0.15; beta=0.729; betap=0.285; relareas=58;
rendtb=(1-beta)/(1-betap^((gamma-1)/gamma)); rendta=(1-alpha)/(1-alphap^((gamma-1)/gamma));

%Modelo de atmósfera
rhosl=1.225;
psl=1.01325*10^5;
Tsl=288.15;
Ra=287.05;
asl=sqrt(Ra*gamma*Tsl);
alphan=6.5e-3;
T11=216.65;
p11=0.22632e5;
Z11=11000;
g=9.80665;

%Cálculo del punto de break
pbreak0=[300,1.5,5];
pbreak=fsolve(@(u)ecuacionesTbreak(u,picmax,T4tmax,gamma,rendcomp,alpha,beta,relareas,...
rendfan,pi34),pbreak0);

T2tbreak=pbreak(1);
pifbreak=pbreak(2);
LAMBDAbreak=pbreak(3);
pcontrolT4t_T2t=T4tmax/T2tbreak;

M0v=[0:0.01:1];
for j=1:2
    Z(j)=11000*(j-1);
    for k=1:length(M0v)
        M0=M0v(k);
        if Z<11000
            T0=Tsl-alphan*Z(j);
            p0=psl*(1-alphan*Z(j)/Tsl)^(9.80665/(Ra*alphan));

```

```

else
    T0=T11;
    p0=p11*exp(-g*(Z(j)-Z11)/(Ra*T11));
end
V0=M0*sqrt(R*gamma*T0);
T0t=T0+V0^2/(2*cp);
p0t=p0*(T0t/T0)^(gamma/(gamma-1));
T2t=T0+V0^2/(2*cp);
T2tv(j,k)=T2t;
if T2t<T2tbreak
    pic=picmax;
    pif=pifbreak;
    LAMBDA=LAMBDAbreak;
    T4t=T2t*pcontrolT4t_T2t;
else
    x0=[15,1.5,5];
    x=fsolve(@(u)ecuaciones2(u,T2t, T4tmax, gamma, rendcomp, alpha, beta,...
    relareas, rendfan, pi34),x0);
    pic=x(1);
    pif=x(2);
    LAMBDA=x(3);
    T4t=T4tmax;
end

picv(j,k)=pic;
T4tv(j,k)=T4t;
[Vs,Vsigma,Ts,Tsigma,ps,psigma,f]=CicloTFcondcrit(pic,pif,T2t,T4t,alpha,beta,...
alphap,betap,p0t,cp,gamma,rendfan,rendcomp,rendcomb,R,pi34,pi02,L);

%Cálculo de gastos y áreas en función de Ag
rhosigma=psigma/(R*Tsigma);
rhos=ps/(R*Ts);
Gpi=rhos*Vs*Ag;
Gsigma=Gpi*LAMBDA;
Agf=Gsigma/(rhosigma*Vsigma);

%      G_g=sqrt(gamma)*(2/(gamma+1))^((gamma+1)/(2*(gamma-1)));
%      Gp=G_g*Ag*p5t/(sqrt(R*T5t));

%Cálculo de consumo, empuje, consumo específico y rendimiento
%global
C=f*Gpi;
Cv(j,k)=C;
E=(Gpi+C)*Vs-Gpi*V0+Ag*(ps-p0)+Gsigma*(Vsigma-V0)+Agf*(psigma-p0);
Ev(j,k)=E;
cE=C/E;
cEv(j,k)=cE;

```

```

    rendglobal=V0/(cE*L);
    rendglobalv(j,k)=rendglobal;
%       cL=(Gpi*cp*T4t/rendcomb-Gpi*cp*T3t/rendcomb)/(1-cp*T4t/(rendcomb*L))

    end

end

figure(1)
hold on

plot(M0v,Ev(1,:)/(psl*Ag),'--','linewidth',1.5); axis([0 1 0 5]);
plot(M0v,Ev(2,:)/(psl*Ag),'--r','linewidth',1.5); axis([0 1 0 5]);
xlabel('M_0'),ylabel('E/(A_gp_S_L)')
set(gca,'FontSize',14)

figure(2)
hold on
plot(M0v,Cv(1,:)*L/(psl*Ag*asl),'--','linewidth',1.5);axis([0 1 0 6]);
plot(M0v,Cv(2,:)*L/(psl*Ag*asl),'--r','linewidth',1.5);axis([0 1 0 6]);
xlabel('M_0'),ylabel('cL/(A_gp_S_La_S_L)')
set(gca,'FontSize',14)

figure(3)
hold on
plot(M0v,cEv(1,:)*L/asl,'--','linewidth',1.5); axis([0 1 0 3]);
plot(M0v,cEv(2,:)*L/asl,'--r','linewidth',1.5);axis([0 1 0 3]);
xlabel('M_0'),ylabel('c_EL/a_S_L')
set(gca,'FontSize',14)

figure(4)
hold on
plot(M0v,rendglobalv(1,:),'--','linewidth',1.5); axis([0 1 0 0.5])
plot(M0v,rendglobalv(2,:),'--r','linewidth',1.5); axis([0 1 0 0.5])
xlabel('M_0'),ylabel('\eta_G')
set(gca,'FontSize',14)

% figure
% hold on
% plot(T2tv(1,:),picv(1,:),xlabel('T_2_t'),ylabel('\pi_c'));
% plot(T2tv(2,:),picv(1,:),xlabel('T_2_t'),ylabel('\pi_c'),'r');%axis([217 257 12 20.5]);
%axis([284 345 8 17]) axis([217 257 12 20.5])
%
%
% legend('Z=0','Z=11000')
```

## A.2.2. Estudio frente a Z

```

clear all; close all; clc;

cp=1004;gamma=1.4;
cv=cp/gamma; R=cp-cv;
picmax=24;T4tmax=1600;
pi02=0.98; pi34=0.98; rendfan=0.85; rendcomp=0.81; rendcomb=0.99; rendmecfan=0.95;
Ag=0.8; L=43e6;
alpha=0.623;alphap=0.15;beta=0.729;betap=0.285;relareas=58;
rendtb=(1-beta)/(1-betap^((gamma-1)/gamma));rendta=(1-alpha)/(1-alphap^((gamma-1)/gamma));

%Modelo de atmósfera
rhosl=1.225;
psl=1.01325*10^5;
Tsl=288.15;
asl=sqrt(R*gamma*Tsl);
alphan=6.5e-3;
Ra=287.05;
T11=216.65;
p11=0.22632e5;
Z11=11000;
g=9.80665;

%Cálculo del punto de break
pbreak0=[300,1.5,5];
pbreak=fsolve(@(u)ecuacionesTbreak(u,picmax,T4tmax,gamma,rendcomp,alpha,...
beta,relareas,rendfan,pi34),pbreak0);

T2tbreak=pbreak(1);
pifbreak=pbreak(2);
LAMBDAbreak=pbreak(3);
pcontrolT4t_T2t=T4tmax/T2tbreak;

Zv=[0:500:14000];
for j=1:2
    %M0(j)=0.85;
    M0(j)=0.6+0.25*(j-1);
    for k=1:length(Zv)
        Z=Zv(k);
        if Z<11000
            T0=Tsl-alphan*Z;
            p0=psl*(1-alphan*Z/Tsl)^(9.80665/(R*alphan));
        else
            T0=T11;

```

```

    p0=p11*exp(-g*(Z-Z11)/(R*T11));
end

V0=M0(j)*sqrt(R*gamma*T0);
T0t=T0+V0^2/(2*cp);
p0t=p0*(T0t/T0)^(gamma/(gamma-1));
T2t=T0+V0^2/(2*cp);

if T2t<T2tbreak
    pic=picmax;
    pif=pifbreak;
    LAMBDA=LAMBDAbreak;
    T4t=T2t*pcontrolT4t_T2t;
else
    x0=[15,1.5,5];
    x=fsolve(@(u)ecuaciones2(u,T2t, T4tmax, gamma, rendcomp, alpha, beta,...
    relareas, rendfan, pi34),x0);
    pic=x(1);
    pif=x(2);
    LAMBDA=x(3);
    T4t=T4tmax;
end

T2tv(j,k)=T2t;
picv(j,k)=pic;
T4tv(j,k)=T4t;
[Vs,Vsigma,Ts,Tsigma,ps,psigma,f]=CicloTFcondcrit(pic,pif,T2t,T4t,alpha,beta,...
alphap,betap,p0t,cp,gamma,rendfan,rendcomp,rendcomb,R,pi34,pi02,L);

%Cálculo de gastos y áreas en función de Ag
rhosigma=psigma/(R*Tsigma);
rhos=ps/(R*Ts);
Gpi=rhos*Vs*Ag;
Gsigma=Gpi*LAMBDA;
Agf=Gsigma/(rhosigma*Vsigma);

%
%      G_g=sqrt(gamma)*(2/(gamma+1))^((gamma+1)/(2*(gamma-1)));
%      Gp=G_g*Ag*p5t/(sqrt(R*T5t));

%Cálculo de consumo, empuje, consumo específico y rendimiento
%global
C=f*Gpi;
Cv(j,k)=C;
E=(Gpi+C)*Vs-Gpi*V0+Ag*(ps-p0)+Gsigma*(Vsigma-V0)+Agf*(psigma-p0);
Ev(j,k)=E;
cE=C/E;
cEv(j,k)=cE;
rendglobal=V0/(cE*L);

```

```

        rendglobalv(j,k)=rendglobal;
    end

end

figure(1)
hold on
plot(Zv,Ev(1,:)/(ps1*Ag),'--b','linewidth',1.5);axis([0 14000 0 5]);
plot(Zv,Ev(2,:)/(ps1*Ag),'--r','linewidth',1.5);axis([0 14000 0 5]);
% legend('M_0=0.6','M_0=0.85')
xlabel('Z'),ylabel('E/(A_gp_S_L)')
set(gca,'FontSize',14)

figure(2)
hold on
plot(Zv,Cv(1,:)*L/(ps1*Ag*as1),'--b','linewidth',1.5);axis([0 14000 0 6]);
plot(Zv,Cv(2,:)*L/(ps1*Ag*as1),'--r','linewidth',1.5);axis([0 14000 0 6]);
% legend('M_0=0.6','M_0=0.85')
xlabel('Z'),ylabel('cL/(A_gp_S_La_S_L)')
set(gca,'FontSize',14)

figure(3)
hold on
plot(Zv,cEv(1,:)*L/as1,'--b','linewidth',1.5);axis([0 14000 0 3])
plot(Zv,cEv(2,:)*L/as1,'--r','linewidth',1.5);axis([0 14000 0 3])
% legend('M_0=0.6','M_0=0.85')
xlabel('Z'),ylabel('c_EL/a_S_L')
set(gca,'FontSize',14)

figure(4)
hold on
plot(Zv,rendglobalv(1,:),'--b','linewidth',1.5); axis([0 14000 0 0.5])
plot(Zv,rendglobalv(2,:),'--r','linewidth',1.5); axis([0 14000 0 0.5])
xlabel('Z'),ylabel('\eta_G')
set(gca,'FontSize',14)

% figure
% %hold on
% plot(T2tv,picv(1,:)),xlabel('T_2_t'),ylabel('\pi_c'); axis([248 330 19 24.5])
% %plot(T2tv,picv(2,:)),xlabel('Z'),ylabel('\pi_c')
% %legend('M_0=0.6','M_0=0.85')
%
% figure
% %hold on
% plot(T2tv,T4tv(1,:)),xlabel('T_2_t'),ylabel('T_4_t'); axis([248 330 1375 1605])
% %plot(T2tv,T4tv(2,:)),xlabel('Z'),ylabel('\pi_c')
% %legend('M_0=0.6','M_0=0.85')

```

**A.2.3. Ecuaciones Temperatura de Break**

```
function f=ecuacionesTbreak(u,picmax,T4tmax,gamma,rendcomp,alpha,beta,relareas,rendfan,pi34)

% global picmax T4tmax gamma rendcomp alpha beta relareas rendfan pi34

pic=picmax;
T4t=T4tmax;
T2tbreak=u(1);
pifbreak=u(2);
LAMBDAbreak=u(3);

a=((pic^((gamma-1)/gamma)-1)/((1-alpha)*rendcomp))*...
(1+(pifbreak^((gamma-1)/gamma)-1)/rendfan)-T4t/T2tbreak;

b=((1+LAMBDAbreak)*(pifbreak^((gamma-1)/gamma)-1))/...
(alpha*(1-beta)*rendfan)-T4t/T2tbreak;

c=LAMBDAbreak*pic*pi34*sqrt(T2tbreak/T4t)*sqrt(1+(T4t*alpha*(1-beta))...
/(T2tbreak*(1+LAMBDAbreak)))-relareas;

f=[a,b,c];

end
```

**A.2.4. Ecuaciones que determinan parámetros para el caso que  $T_{2t} > T_{2t}|_{break}$** 

```
function f=ecuacionesTbreak(u,picmax,T4tmax,gamma,rendcomp,alpha,beta,relareas,rendfan,pi34)

% global picmax T4tmax gamma rendcomp alpha beta relareas rendfan pi34

pic=picmax;
T4t=T4tmax;
T2tbreak=u(1);
pifbreak=u(2);
LAMBDAbreak=u(3);

a=((pic^((gamma-1)/gamma)-1)/((1-alpha)*rendcomp))*...
(1+(pifbreak^((gamma-1)/gamma)-1)/rendfan)-T4t/T2tbreak;

b=((1+LAMBDAbreak)*(pifbreak^((gamma-1)/gamma)-1))/...
(alpha*(1-beta)*rendfan)-T4t/T2tbreak;

c=LAMBDAbreak*pic*pi34*sqrt(T2tbreak/T4t)*sqrt(1+(T4t*alpha*(1-beta))...
/(T2tbreak*(1+LAMBDAbreak)))-relareas;

f=[a,b,c];

end
```

```
/(T2tbreak*(1+LAMBDAbreak))-relareas;
```

```
f=[a,b,c];
```

```
end
```

### A.3. Efecto de la posición de palanca

#### A.3.1. Estudio frente a $M_0$

```

clear all; %close all; clc;

cp=1004;gamma=1.4;
cv=cp/gamma; R=cp-cv;
picmax=24;T4tmax=1600;
pi02=0.98; pi34=0.98; rendfan=0.85; rendcomp=0.81; rendcomb=0.99; rendmecfan=0.95;
Ag=0.8; L=43e6;
alpha=0.623; alphap=0.15; beta=0.729; betap=0.285; relareas=58;
rendtb=(1-beta)/(1-betap^((gamma-1)/gamma)),rendta=(1-alpha)/(1-alphap^((gamma-1)/gamma)),

%Modelo de atmósfera
rhosl=1.225;
psl=1.01325*10^5;
Tsl=288.15;
Ra=287.05;
asl=sqrt(R*gamma*Tsl);
alphat=6.5e-3;
T11=216.65;
p11=0.22632e5;
Z11=11000;
g=9.80665;

%Cálculo del punto de break
pbreak0=[300,1.5,5];
pbreak=fsolve(@(u)ecuacionesTbreak(u,picmax,T4tmax,gamma,rendcomp,alpha,...
beta,relareas,rendfan,pi34),pbreak0);

T2tbreak=pbreak(1);
pifbreak=pbreak(2);
LAMBDAbreak=pbreak(3);

M0v=[0:0.05:1];
Z=0;
for j=1:5
    T4tlim=T4tmax*(1-0.05*(j-1));
    pcontrolT4t_T2t=T4tlim/T2tbreak;
    %Cálculo piclim, piflim, LAMBDAlim
    plim0=[15,1.5,5];
    plim=fsolve(@(u)ecuacioneslim(u,T2tbreak, T4tlim, gamma, rendcomp,...
alpha, beta, relareas, rendfan, pi34),plim0);
    piclim=plim(1);

```

```

piflim=plim(2);
LAMBDAlim=plim(3);
for k=1:length(M0v)

    M0=M0v(k);
    if Z<11000
        T0=Tsl-alphat*Z;
        p0=psl*(1-alphat*Z/Tsl)^(9.80665/(Ra*alphat));
    else
        T0=T11;
        p0=p11*exp(-g*(Z-Z11)/(Ra*T11));
    end
    p0v(j,k)=p0;
    V0=M0*sqrt(R*gamma*T0);
    T0t=T0+V0^2/(2*cp);
    p0t=p0*(T0t/T0)^(gamma/(gamma-1));
    T2t=T0+V0^2/(2*cp);

    if T2t<T2tbreak
        pic=piclim;
        pif=piflim;
        LAMBDA=LAMBDAlim;
        T4t=T2t*pcontrolT4t_T2t;
    else
        x0=[15,1.5,5];
        x=fsolve(@(u)ecuaciones4(u,T2t, T4tlim, gamma, rendcomp, alpha,...
        beta, relareas, rendfan, pi34),x0);
        pic=x(1);
        pif=x(2);
        LAMBDA=x(3);
        T4t=T4tlim;
    end

    T2tv(j,k)=T2t;
    picv(j,k)=pic;

    [Vs,Vsigma,Ts,Tsigma,ps,psigma,f]=CicloTFcondcrit(pic,pif,T2t,T4t,alpha,...
    beta,alphap,betap,p0t,cp,gamma,rendfan,rendcomp,rendcomb,R,pi34,pi02,L);

%     psftv(j,k)=psft;
%     pstv(j,k)=pst;
p0v(j,k)=p0;
psv(j,k)=ps;
psigmav(j,k)=psigma;
%Cálculo de gastos y áreas en función de Ag
rhosigma=psigma/(R*Tsigma);
rhos=ps/(R*Ts);
Gpi=rhos*Vs*Ag;

```

```

Gsigma=Gpi*LAMBDA;
Agf=Gsigma/(rhosigma*Vsigma);

%Cálculo de consumo, empuje, consumo específico y rendimiento
%global
C=f*Gpi;
Cv(j,k)=C;
E=(Gpi+C)*Vs-Gpi*V0+Ag*(ps-p0)+Gsigma*(Vsigma-V0)+Agf*(psigma-p0);
Ev(j,k)=E;
cE=C/E;
cEv(j,k)=cE;
rendglobal=V0/(cE*L);
rendglobalv(j,k)=rendglobal;
delta=Ev(j,1)/Ev(1,1);
deltav(j)=delta;
end

end
%
% figure (5)
% hold on
% plot(deltav,Cv(:,1)*L/(psl*Ag*asl),'--b');xlabel('\delta'),
% ylabel('cL/(A_gp_S_La_S_L)'); %axis([0.55 1 0.7 2.2])
% plot(deltav,Cv(:,2)*L/(psl*Ag*asl),'--r');
% plot(deltav,Cv(:,3)*L/(psl*Ag*asl),'--y');
% plot(deltav,Cv(:,4)*L/(psl*Ag*asl),'--k');
% plot(deltav,Cv(:,5)*L/(psl*Ag*asl),'--g');
% plot(deltav,Cv(:,6)*L/(psl*Ag*asl),'--c');
% legend('M_0=0','M_0=0.2','M_0=0.4','M_0=0.6','M_0=0.8','M_0=1')
% % legend('M_0=0.4','M_0=0.6','M_0=0.8')
% %
% figure (6)
% hold on
% plot(Cv(:,1)*L/(psl*Ag*asl),Ev(:,1)/(psl*Ag),'--b');
% xlabel('cL/(A_gp_S_La_S_L)'),ylabel('E/(A_gp_S_L)'); %axis([0.55 1 0.7 2.2])
% plot(Cv(:,2)*L/(psl*Ag*asl),Ev(:,2)/(psl*Ag),'--r')
% plot(Cv(:,3)*L/(psl*Ag*asl),Ev(:,3)/(psl*Ag),'--y')
% plot(Cv(:,4)*L/(psl*Ag*asl),Ev(:,4)/(psl*Ag),'--k')
% plot(Cv(:,5)*L/(psl*Ag*asl),Ev(:,5)/(psl*Ag),'--g')
% plot(Cv(:,6)*L/(psl*Ag*asl),Ev(:,6)/(psl*Ag),'--c')
% %
% legend('M_0=0','M_0=0.2','M_0=0.4','M_0=0.6','M_0=0.8','M_0=1')
%

% figure(10)
% hold on
% plot(deltav,Ev(:,1)/(psl*Ag),'--b');

```

```

% plot(deltav,Ev(:,2)/(psl*Ag),'--r');
% plot(deltav,Ev(:,3)/(psl*Ag),'--y');
% plot(deltav,Ev(:,4)/(psl*Ag),'--k');%axis([0.65 1 0.54 1.47])
% plot(deltav,Ev(:,5)/(psl*Ag),'--g');
% plot(deltav,Ev(:,6)/(psl*Ag),'--c');xlabel('\delta'),ylabel('E/(A_gp_S_L)')
% legend('M_0=0','M_0=0.2','M_0=0.4','M_0=0.6','M_0=0.8','M_0=1')
%
% figure (11)
% hold on
% plot(deltav,cEv(:,1)*L/asl,'--b');
% plot(deltav,cEv(:,2)*L/asl,'--r');
% plot(deltav,cEv(:,3)*L/asl,'--y');
% plot(deltav,cEv(:,4)*L/asl,'--k');
% plot(deltav,cEv(:,5)*L/asl,'--g');%axis([0.65 1 0.6 2.4])
% plot(deltav,cEv(:,6)*L/asl,'--c');xlabel('\delta'),ylabel('c_E*L/asl')
% legend('M_0=0','M_0=0.2','M_0=0.4','M_0=0.6','M_0=0.8','M_0=1')
% % legend('M_0=0','M_0=0.2','M_0=0.4','M_0=0.6','M_0=0.8','M_0=1')

```

```
figure(1)
```

```

hold on
    plot(M0v,Ev(1,:)/(psl*Ag),'--b','linewidth',1.5),
        xlabel('M_0'),ylabel('E/(A_gp_S_L)'); %axis([0 1 0 3.5]);
    plot(M0v,Ev(2,:)/(psl*Ag),'--r','linewidth',1.5),
        xlabel('M_0'),ylabel('E/(A_gp_S_L)'); %axis([0 1 0 5]);
    plot(M0v,Ev(3,:)/(psl*Ag),'--g','linewidth',1.5),
        xlabel('M_0'),ylabel('E/(A_gp_S_L)');
%     plot(M0v,Ev(4,:)/(psl*Ag),'c',
        xlabel('M_0'),ylabel('E/(A_gp_S_L)')); %axis([0 1 0 3.5]);
%     plot(M0v,Ev(5,:)/(psl*Ag),'k',
        xlabel('M_0'),ylabel('E/(A_gp_S_L)')); %axis([0 1 0 5]);
%     legend('T_4_t=T_4_t_m_a_x','T_4_t=0.95T_4_t_m_a_x','T_4_t=0.9T_4_t_m_a_x',...
            'T_4_t=0.85T_4_t_m_a_x','T_4_t=0.8T_4_t_m_a_x')
    set(gca,'FontSize',14)

```

```
figure(2)
```

```

hold on
plot(M0v,Cv(1,:)*L/(psl*Ag*asl),'--b','linewidth',1.5),xlabel('M_0'),ylabel('cL/(A_gp_S_La_S_L)')
plot(M0v,Cv(2,:)*L/(psl*Ag*asl),'--r','linewidth',1.5),xlabel('M_0'),ylabel('cL/(A_gp_S_La_S_L)')
plot(M0v,Cv(3,:)*L/(psl*Ag*asl),'--g','linewidth',1.5),xlabel('M_0'),ylabel('cL/(A_gp_S_La_S_L)')
% plot(M0v,Cv(4,:)*L/(psl*Ag*asl),'c',xlabel('M_0'),ylabel('cL/(A_gp_S_La_S_L)'));axis([0 1 0
% plot(M0v,Cv(5,:)*L/(psl*Ag*asl),'k',xlabel('M_0'),ylabel('cL/(A_gp_S_La_S_L)'));axis([0 1 0
% legend('T_4_t=T_4_t_m_a_x','T_4_t=0.95T_4_t_m_a_x','T_4_t=0.9T_4_t_m_a_x','T_4_t=0.85T_4_t_m
set(gca,'FontSize',14)

```

```
figure(3)
```

```

hold on
    plot(M0v,cEv(1,:)*L/asl,'--b','linewidth',1.5),xlabel('M_0'),ylabel('c_EL/a_S_L'); %axis([0 1

```

```

plot(M0v,cEv(2,:)*L/asl,'--r','linewidth',1.5),xlabel('M_0'),ylabel('c_EL/a_S_L');%axis([0 1
plot(M0v,cEv(3,:)*L/asl,'--g','linewidth',1.5),xlabel('M_0'),ylabel('c_EL/a_S_L');axis([0 1 0
% plot(M0v,cEv(4,:)*L/asl,'c',xlabel('M_0'),ylabel('c_EL/a_S_L'));axis([0 1 0.5 3.7]);
% plot(M0v,cEv(5,:)*L/asl,'k',xlabel('M_0'),ylabel('c_EL/a_S_L'));axis([0 1 0.5 3]);
% legend('T_4_t=T_4_t_m_a_x','T_4_t=0.95T_4_t_m_a_x','T_4_t=0.9T_4_t_m_a_x','T_4_t=0.85T_4_t_m
set(gca,'FontSize',14)

```

```

figure(4)
hold on
plot(M0v,rendglobalv(1,:),'--b','linewidth',1.5),xlabel('M_0'),ylabel('\eta_G');% axis([0 1 0
plot(M0v,rendglobalv(2,:),'--r','linewidth',1.5),xlabel('M_0'),ylabel('\eta_G'); axis([0 1 0 0
plot(M0v,rendglobalv(3,:),'--g','linewidth',1.5),xlabel('M_0'),ylabel('\eta_G'); %axis([0 1 0 0
% plot(M0v,rendglobalv(4,:),'c',xlabel('M_0'),ylabel('\eta_G')); %axis([0 1 0 2.5])
% plot(M0v,rendglobalv(5,:),'k',xlabel('M_0'),ylabel('\eta_G')); %axis([0 1 0 2.5])
% legend('T_4_t=T_4_t_m_a_x','T_4_t=0.95T_4_t_m_a_x','T_4_t=0.9T_4_t_m_a_x','T_4_t=0.85T_4_t_m
set(gca,'FontSize',14)

```

```

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
% % legend('Z=0','Z=11000');
% figure
% hold on
% plot(T2tv(1,:),picv(1,:),xlabel('T_2_t'),ylabel('\pi_c'));%axis([284 345 8 17]) %axis([217 2
% %plot(T2tv(2,:),picv(2,:), 'r',xlabel('T_2_t'),ylabel('\pi_c')); %axis([217 257 12 20.5])
% plot(T2tv(3,:),picv(3,:), 'g',xlabel('T_2_t'),ylabel('\pi_c')); axis([275 350 8 17])
% %plot(T2tv(4,:),picv(3,:), 'c',xlabel('T_2_t'),ylabel('\pi_c')); axis([275 350 8 17])
% plot(T2tv(5,:),picv(3,:), 'k',xlabel('T_2_t'),ylabel('\pi_c')); axis([275 350 8 17])
% legend('T_4_t=T_4_t_m_a_x','T_4_t=0.95T_4_t_m_a_x','T_4_t=0.9T_4_t_m_a_x','T_4_t=0.85T_4_t_m
%
% figure
% hold on
% plot(M0v,p0v(1,:))
% plot(M0v,psv(1,:), '-. ')
% plot(M0v,psigmav(1,:), '--')
% legend('p_0','p_s','p_\sigma');xlabel('Z[m]');ylabel('p[N/m^2]')
%
% figure
% hold on
% plot(M0v,p0v(3,:))
% plot(M0v,psv(3,:), '-. ')
% plot(M0v,psigmav(3,:), '--')
% legend('p_0','p_s','p_\sigma');xlabel('Z[m]');ylabel('p[N/m^2]')
%
% figure
% hold on
% plot(M0v,p0v(5,:))
% plot(M0v,psv(5,:), '-. ')
% plot(M0v,psigmav(5,:), '--')

```

```

% legend('p_0','p_s','p_\sigma');xlabel('Z[m]');ylabel('p[N/m^2]')

% plot(M0v,pstv(1,:)./p0,'b-.')
% plot(M0v,psftv(1,:)./p0,'b--')
%
%
% plot(M0v,pstv(2,:)./p0,'r-.')
% plot(M0v,psftv(2,:)./p0,'r--')
%
% plot(M0v,pstv(3,:)./p0,'g-.')
% plot(M0v,psftv(3,:)./p0,'g--',xlabel('M_0'),ylabel('p_s_f_t/p_0 y p_s_t/p_0'))

```

### A.3.2. Estudio frente a Z

```

clear all; close all; clc;

cp=1004;gamma=1.4;
cv=cp/gamma; R=cp-cv;
picmax=24;T4tmax=1600;
pi02=0.98; pi34=0.98; rendfan=0.85; rendcomp=0.81; rendcomb=0.99; rendmecfan=0.95;
Ag=0.8; L=43e6;
alpha=0.623; alphap=0.15; beta=0.729; betap=0.285; relareas=58;
rendtb=(1-beta)/(1-betap^((gamma-1)/gamma));rendta=(1-alpha)/(1-alphap^((gamma-1)/gamma));

%Modelo de atmósfera
rhos1=1.225;
ps1=1.01325*10^5;
Ts1=288.15;
as1=sqrt(R*gamma*Ts1);
alphat=6.5e-3;
Ra=287.05;
T11=216.65;
p11=0.22632e5;
Z11=11000;
g=9.80665;

%Cálculo del punto de break
pbreak0=[300,1.5,5];
pbreak=fsolve(@(u)ecuacionesTbreak(u,picmax,T4tmax,gamma,rendcomp,alpha,beta,...
relareas,rendfan,pi34),pbreak0);

T2tbreak=pbreak(1);
pifbreak=pbreak(2);
LAMBDAbreak=pbreak(3);
pcontrolT4t_T2t=T4tmax/T2tbreak;

```

```

Zv=[0:500:14000];
M0=0.85;
for j=1:5

    T4tlim=T4tmax*(1-0.05*(j-1));
    pcontrolT4t_T2t=T4tlim/T2tbreak;
    %Cálculo piclim, piflim, LAMBDAlim
    plim0=[15,1.5,5];
    plim=fsolve(@(u)ecuacioneslim(u,T2tbreak, T4tlim, gamma, rendcomp, alpha, beta,...
    relareas, rendfan, pi34),plim0);
    piclim=plim(1);
    piflim=plim(2);
    LAMBDAlim=plim(3);

    for k=1:length(Zv)
        Z=Zv(k);
        if Z<11000
            T0=Tsl-alphat*Z;
            p0=psl*(1-alphat*Z/Tsl)^(9.80665/(Ra*alphat));
        else
            T0=T11;
            p0=p11*exp(-g*(Z-Z11)/(Ra*T11));
        end
        p0v(j,k)=p0;
        V0=M0*sqrt(R*gamma*T0);
        T0t=T0+V0^2/(2*cp);
        p0t=p0*(T0t/T0)^(gamma/(gamma-1));
        T2t=T0+V0^2/(2*cp);

        if T2t<T2tbreak
            pic=piclim;
            pif=piflim;
            LAMBDA=LAMBDAlim;
            T4t=T2t*pcontrolT4t_T2t;
        else
            x0=[15,1.5,5];
            x=fsolve(@(u)ecuaciones4(u,T2t, T4tlim, gamma, rendcomp, alpha, beta,...
            relareas, rendfan, pi34),x0);
            pic=x(1);
            pif=x(2);
            LAMBDA=x(3);
            T4t=T4tlim;
        end

        T2tv(j,k)=T2t;
        picv(j,k)=pic;
        T4tv(j,k)=T4t;
    end
end

```

```
[Vs,Vsigma,Ts,Tsigma,ps,psigma,f]=CicloTFcondcrit(pic,pif,T2t,T4t,alpha,beta,...
alphap,betap,p0t,cp,gamma,rendfan,rendcomp,rendcomb,R,pi34,pi02,L);
```

```
psv(j,k)=ps;
psigmav(j,k)=psigma;
```

```
%Cálculo de gastos y áreas en función de Ag
rhosigma=psigma/(R*Tsigma);
rhos=ps/(R*Ts);
Gpi=rhos*Vs*Ag;
Gsigma=Gpi*LAMBDA;
Agf=Gsigma/(rhosigma*Vsigma);
```

```
%Cálculo de consumo, empuje, consumo específico y rendimiento
%global
C=f*Gpi;
Cv(j,k)=C;
E=(Gpi+C)*Vs-Gpi*V0+Ag*(ps-p0)+Gsigma*(Vsigma-V0)+Agf*(psigma-p0);
Ev(j,k)=E;
cE=C/E;
cEv(j,k)=cE;
rendglobal=V0/(cE*L);
rendglobalv(j,k)=rendglobal;
delta=Ev(j,1)/Ev(1,1);
deltav(j)=delta;
```

```
end
```

```
end
```

```
% figure
% hold on
% plot(deltav,Ev(:,1)/(psl*Ag));
% plot(deltav,Ev(:,2)/(psl*Ag));
% plot(deltav,Ev(:,3)/(psl*Ag));
% plot(deltav,Ev(:,4)/(psl*Ag)); axis([0.68 1 0.5 3.7])
% plot(deltav,Ev(:,5)/(psl*Ag));
% plot(deltav,Ev(:,6)/(psl*Ag)); xlabel('\delta'), ylabel('E/(A_gp_S_L)')
% plot(deltav,Ev(:,7)/(psl*Ag));
% legend('Z=0', 'Z=2000', 'Z=4000', 'Z=6000', 'Z=8000', 'Z=10000', 'Z=12000')
%
% figure
% hold on
% plot(deltav,cEv(:,1)*L/asl);
% plot(deltav,cEv(:,2)*L/asl);
% plot(deltav,cEv(:,3)*L/asl);
% plot(deltav,cEv(:,4)*L/asl);
```

```

% plot(deltav,cEv(:,5)*L/asl); axis([0.68 1 1.07,1.26])
% plot(deltav,cEv(:,6)*L/asl);xlabel('\delta'),ylabel('c_E*L/asl')
% plot(deltav,cEv(:,7)*L/asl);
% legend('Z=0','Z=2000','Z=4000','Z=6000','Z=8000','Z=10000','Z=12000')

figure (1)
hold on
plot(Zv,Ev(1,:)/(psl*Ag),'--','linewidth',1.5),xlabel('Z'),ylabel('E/(A_gp_S_L)');
%axis([0 14000 0 5]);
plot(Zv,Ev(2,:)/(psl*Ag),'--r','linewidth',1.5),xlabel('Z'),ylabel('E/(A_gp_S_L)');
%axis([0 14000 0 5]);
plot(Zv,Ev(3,:)/(psl*Ag),'--k','linewidth',1.5),xlabel('Z'),ylabel('E/(A_gp_S_L)');
%axis([0 14000 0 5]);
plot(Zv,Ev(4,:)/(psl*Ag),'c',xlabel('Z'),ylabel('E/(A_gp_S_L)'));%axis([0 14000 0 5]);
plot(Zv,Ev(5,:)/(psl*Ag),'k',xlabel('Z'),ylabel('E/(A_gp_S_L)'));%axis([0 14000 0 5]);

figure (2)
hold on
plot(Zv,Cv(1,:)*L/(psl*Ag*asl),'--','linewidth',1.5),xlabel('Z'),ylabel('cL/(A_gp_S_La_S_L)');
axis([0 14000 0 6]);
plot(Zv,Cv(2,:)*L/(psl*Ag*asl),'--r','linewidth',1.5),xlabel('Z'),ylabel('cL/(A_gp_S_La_S_L)');
axis([0 14000 0 6]);
plot(Zv,Cv(3,:)*L/(psl*Ag*asl),'--k','linewidth',1.5),xlabel('Z'),ylabel('cL/(A_gp_S_La_S_L)');
axis([0 14000 0 6]);
plot(Zv,Cv(4,:)*L/(psl*Ag*asl),'c',xlabel('Z'),ylabel('cL/(A_gp_S_La_S_L)'));axis([0 14000 0 6]);
plot(Zv,Cv(5,:)*L/(psl*Ag*asl),'k',xlabel('Z'),ylabel('cL/(A_gp_S_La_S_L)'));axis([0 14000 0 6]);

figure (3)
hold on
plot(Zv,cEv(1,:)*L/asl,'--','linewidth',1.5),xlabel('Z'),ylabel('c_EL/a_S_L');
%axis([0 14000 0 3])
plot(Zv,cEv(2,:)*L/asl,'--r','linewidth',1.5),xlabel('Z'),ylabel('c_EL/a_S_L');
%axis([0 14000 0 3])
plot(Zv,cEv(3,:)*L/asl,'--k','linewidth',1.5),xlabel('Z'),ylabel('c_EL/a_S_L');
%axis([0 14000 1.5 2.5])
plot(Zv,cEv(4,:)*L/asl,'c',xlabel('Z'),ylabel('c_EL/a_S_L'));axis([0 14000 1.5 3.2])
plot(Zv,cEv(5,:)*L/asl,'k',xlabel('Z'),ylabel('c_EL/a_S_L'));%axis([0 14000 1.5 2.5])

figure (4)
hold on
plot(Zv,rendglobalv(1,:),'--','linewidth',1.5),xlabel('Z'),ylabel('\eta_G');
axis([0 14000 0 0.5])
plot(Zv,rendglobalv(2,:),'--r','linewidth',1.5),xlabel('Z'),ylabel('\eta_G');
axis([0 14000 0 0.5])
plot(Zv,rendglobalv(3,:),'--k','linewidth',1.5),xlabel('Z'),ylabel('\eta_G');
%axis([0 14000 0.25 0.35])

```

```

plot(Zv,rendglobalv(4,:), 'c', xlabel('Z'), ylabel('\eta_G')); axis([0 14000 0.2 0.45])
plot(Zv,rendglobalv(5,:), 'k', xlabel('Z'), ylabel('\eta_G')); %axis([0 14000 0.25 0.35])
%
% %legend('M_0=0.6', 'M_0=0.85')
%
% figure (5)
% hold on
% plot(T2tv(1,:), picv(1,:), xlabel('T_2_t'), ylabel('\pi_c')); axis([245 335 8 20.5])
% plot(T2tv(2,:), picv(2,:), 'r', xlabel('T_2_t'), ylabel('\pi_c')); %axis([230 310 9 20.5])
% plot(T2tv(3,:), picv(3,:), 'g', xlabel('T_2_t'), ylabel('\pi_c'));
% plot(T2tv(3,:), picv(4,:), 'c', xlabel('T_2_t'), ylabel('\pi_c'));
% plot(T2tv(3,:), picv(5,:), 'k', xlabel('T_2_t'), ylabel('\pi_c'));
%
% figure
% hold on
% plot(T2tv(1,:), T4tv(1,:), xlabel('T_2_t'), ylabel('T_4_t')); axis([230 310 1100 1650])
% plot(T2tv(2,:), T4tv(2,:), 'r', xlabel('T_2_t'), ylabel('T_4_t'));
% plot(T2tv(3,:), T4tv(3,:), 'g', xlabel('T_2_t'), ylabel('T_4_t'));
% plot(T2tv(4,:), T4tv(4,:), 'c', xlabel('T_2_t'), ylabel('T_4_t'));
% plot(T2tv(5,:), T4tv(5,:), 'k', xlabel('T_2_t'), ylabel('T_4_t'));

figure
hold on
plot(Zv, p0v(1,:))
plot(Zv, psv(1,:), '-.')
plot(Zv, psigmav(1,:), '--')
legend('p_0', 'p_s', 'p_\sigma'); xlabel('Z[m]'); ylabel('p[N/m^2]')

figure
hold on
plot(Zv, p0v(3,:))
plot(Zv, psv(3,:), '-.')
plot(Zv, psigmav(3,:), '--')
legend('p_0', 'p_s', 'p_\sigma'); xlabel('Z[m]'); ylabel('p[N/m^2]')

figure
hold on
plot(Zv, p0v(5,:))
plot(Zv, psv(5,:), '-.')
plot(Zv, psigmav(5,:), '--')
legend('p_0', 'p_s', 'p_\sigma'); xlabel('Z[m]'); ylabel('p[N/m^2]')

```

### A.3.3. Ecuaciones que determinan los parámetros "límite"

```

function f=ecuacioneslim(u, T2tbreak, T4tlim, gamma, rendcomp, alpha, ...
beta, relareas, rendfan, pi34)

```

```
T2t=T2tbreak;
T4t=T4tlim;
piclim=u(1);
piflim=u(2);
LAMBDAlim=u(3);

a=((piclim^((gamma-1)/gamma)-1)/((1-alpha)*rendcomp))*...
(1+(piflim^((gamma-1)/gamma)-1)/rendfan)-T4t/T2t;

b=((1+LAMBDAlim)*(piflim^((gamma-1)/gamma)-1))/...
(alpha*(1-beta)*rendfan)-T4t/T2t;

c=LAMBDAlim*piclim*pi34*sqrt(T2t/T4t)*sqrt(1+(T4t*alpha*(1-beta))...
/(T2t*(1+LAMBDAlim)))-relareas;

f=[a,b,c];

end
```

## A.4. Tobera primaria convergente y tobera secundaria adaptada

### A.4.1. Estudio frente a $M_0$

```

clear all; %close all; clc;

cp=1004;gamma=1.4;
cv=cp/gamma; R=cp-cv;
picmax=24;T4tmax=1600;
pi02=0.98; pi34=0.98; rendfan=0.85; rendcomp=0.81; rendcomb=0.99; rendtb=0.9; rendmecfan=0.95;
Ag=0.8; L=43e6;
alpha=0.623; alphap=0.15; beta=0.729; betap=0.285; relareas=58;
rendtb=(1-beta)/(1-betap^((gamma-1)/gamma)); rendta=(1-alpha)/(1-alphap^((gamma-1)/gamma));

%Modelo de atmósfera
rhosl=1.225;
psl=1.01325*10^5;
Tsl=288.15;
asl=sqrt(R*gamma*Tsl);
alphan=6.5e-3;
T11=216.65;
p11=0.22632e5;
Z11=11000;
g=9.80665;

%Cálculo del punto de break tobera fan condiciones críticas
pbreak0=[300,1.5,5];
pbreak=fsolve(@(u)ecuacionesTbreak(u,picmax,T4tmax,gamma,rendcomp,alpha,beta,...
relareas,rendfan,pi34),pbreak0);

T2tbreakcr=pbreak(1);
pifbreakcr=pbreak(2);
LAMBDAbreakcr=pbreak(3);

%Cálculo del Mo de bloqueo/desbloqueo a T2tbreak
MO_cambioT2tbreak=sqrt(2/(gamma-1)*((gamma+1)/...
(2*pifbreakcr^((gamma-1)/gamma)*pi02^((gamma-1)/gamma))-1));

MOv=[1:-0.001:0];
T2tbreakv=zeros(1,length(MOv));
pi2tbreakv=zeros(1,length(MOv));
LAMBDAbreakv=zeros(1,length(MOv));
Cv=zeros(2,length(MOv));

```

```

Ev=zeros(2,length(M0v));
cEv=zeros(2,length(M0v));
rendglobalv=zeros(2,length(M0v));
estado=zeros(2,length(M0v));
T2tv=zeros(2,length(M0v));

%Cálculo del Contorno de Break
for i=1:length(M0v)
    M0=M0v(i);
    if M0>M0_cambioT2tbreak
        T2tbreak=T2tbreakcr;
        pifbreak=pifbreakcr;
        LAMBDAbreak=LAMBDAbreakcr;

    else
        %Cálculo del punto de break tobera fan tobera adaptada
        pbreak0=[T2tbreakcr,pifbreakcr,LAMBDAbreakcr];
        pbreak=fsolve(@(u)ecuacionesTbreakTobFanAdapt(u,picmax,...
            T4tmax, gamma,rendcomp,alpha, beta, relareas, rendfan, pi34,...
            pi02, M0),pbreak0,optimset('TolFun',1e-10,'TolX',1e-5));

        T2tbreakadapt=pbreak(1);
        pifbreakadapt=pbreak(2);
        LAMBDAbreakadapt=pbreak(3);

        T2tbreak=T2tbreakadapt;
        pifbreak=pifbreakadapt;
        LAMBDAbreak=LAMBDAbreakadapt;
    end

    T2tbreakv(i)=T2tbreak;
    pifbreakv(i)=pifbreak;
    LAMBDAbreakv(i)=LAMBDAbreak;

end

figure
plot(M0v,T2tbreakv(:),'k',xlabel('M_0'),ylabel('T_2_t_b_r_e_a_k'));axis([0 1 249 251])
title('Contorno de break')
%
% figure
% plot(M0v,pifbreakv(:),xlabel('M_0'),ylabel('T_2_t_b_r_e_a_k')); axis([0 1 1.2 1.8])
%
% figure
% plot(M0v,LAMBDAbreakv(:),xlabel('M_0'),ylabel('T_2_t_b_r_e_a_k'));axis([0 1 7 8])

%Cálculo del Mo de cambio para cualquier T2t

```

```

T2tvector=[200:0.5:350];
for l=1:length(T2tvector);
    T2t=T2tvector(l);
    if T2t<T2tbreakcr
        pif=pifbreakcr;
        M0_cambioT2t=sqrt(2/(gamma-1)*((gamma+1)/...
            (2*pif^((gamma-1)/gamma)*pi02^((gamma-1)/gamma))-1));
    else
        x0=[15,1.5,5];
        x=fsolve(@(u)ecuaciones2(u,T2t, T4tmax, gamma, rendcomp,...
            alpha, beta, relareas, rendfan, pi34),x0);
        pif=x(2);
        M0_cambioT2t=sqrt(2/(gamma-1)*((gamma+1)/...
            (2*pif^((gamma-1)/gamma)*pi02^((gamma-1)/gamma))-1));
    end

    M0cambiov(l)=M0_cambioT2t;
end

for j=1:2
    % Z(j)=2000*(j-1)
    Z(j)=11000*(j-1);
    for k=1:length(M0v)
        M0=M0v(k);
        i=k;
        if Z<11000
            T0=Tsl-alphat*Z(j);
            p0=psl*(1-alphat*Z(j)/Tsl)^(9.80665/(R*alphat));
        else
            T0=T11;
            p0=p11*exp(-g*(Z(j)-Z11)/(R*T11));
        end
        V0=M0*sqrt(R*gamma*T0);
        T0t=T0+V0^2/(2*cp);
        p0t=p0*(T0t/T0)^(gamma/(gamma-1));
        T2t=T0+V0^2/(2*cp);
        T2tv(j,k)=T2t;
        %Suponemos tobera del fan bloqueada

        T2tbreak=T2tbreakv(i);
        pifbreak=pifbreakv(i);
        LAMBDAbreak=LAMBDAbreakv(i);
        pcontrolT4t_T2t=T4tmax/T2tbreak;

        if T2t<T2tbreak
            pic=picmax;
            pif=pifbreakcr;
            LAMBDA=LAMBDAbreakcr;
        end
    end
end

```

```

    T4t=T2t*pcontrolT4t_T2t;
    estado(j,k)=1; %tobera fan bloqueada y pic=picmax
else
    x0=[15,1.5,5];
    x=fsolve(@(u)ecuaciones2(u,T2t, T4tmax, gamma, rendcomp, alpha, beta,...
    relareas, rendfan, pi34),x0);
    pic=x(1);
    pif=x(2);
    LAMBDA=x(3);
    T4t=T4tmax;
    estado(j,k)=2; %tobera fan bloqueada y T4t=T4tmax
end

[Vs,Vsigma,Ts,Tsigma,ps,psigma,f]=CicloTFcondcrit(pic,pif,T2t,T4t,alpha,beta,...
alphap,betap,p0t, cp, gamma, rendfan, rendcomp, rendcomb, R, pi34, pi02, L);

if psigma<p0

    if T2t<T2tbreak
        pic=picmax;
        pif=pifbreak;
        LAMBDA=LAMBDAbreak;
        T4t=T2t*pcontrolT4t_T2t;
        estado(j,k)=3; %tobera fan adaptada y pic=picmax
    else
        x0=[15,1.5,5];
        x=fsolve(@(u)ecuaciones5(u,T2t,T4tmax,gamma,rendcomp,alpha,beta,...
        relareas,rendfan,pi34,M0,pi02),x0);
        pic=x(1);
        pif=x(2);
        LAMBDA=x(3);
        T4t=T4tmax;
        estado(j,k)=4; %tobera fan adaptada y T4t=T4tmax
    end

    [Vs,Vsigma,Ts,Tsigma,ps,psigma,f]=CicloTFTobFanConv(pic,pif,T2t,T4t,alpha,beta,...
    alphap,betap,p0t, cp, gamma, rendfan, rendcomp, rendcomb, R, pi34, pi02, L,p0);

end

%Cálculo de gastos y áreas en función de Ag
rhosigma=psigma/(R*Tsigma);
rhos=ps/(R*Ts);
Gpi=rhos*Vs*Ag;

```

```

Gsigma=Gpi*LAMBDA;
Agf=Gsigma/(rhosigma*Vsigma);

%Cálculo de consumo, empuje, consumo específico y rendimiento
%global
C=f*Gpi;
Cv(j,k)=C;
E=(Gpi+C)*Vs-Gpi*V0+Ag*(ps-p0)+Gsigma*(Vsigma-V0)+Agf*(psigma-p0);
Ev(j,k)=E;
cE=C/E;
cEv(j,k)=cE;
rendglobal=V0/(cE*L);
rendglobalv(j,k)=rendglobal;

%      T2tbreakv(j,k)=T2tbreak;
end

end

estado;

% figure
% hold on
% plot(M0v,T2tv(1,:))
% plot(M0v,T2tv(2,:), 'r')
% plot(M0cambiov(:),T2tvector, 'g')
% plot(M0v,T2tbreakv(:), 'k', xlabel('M_0'), ylabel('T_2_t_b_r_e_a_k')); axis([0 1 200 350])

% figure
% plot(M0v,T2tbreakv(:), 'k', xlabel('M_0'), ylabel('T_2_t_b_r_e_a_k')); axis([0 1 200 350])
% axis([0 1 249 251])
% title('Contronono de break')
%
figure(1)
hold on
plot(M0v,Ev(1,:)/(psl*Ag), 'b', xlabel('M_0'), ylabel('E/(A_gp_S_L)')); axis([0 1 0 7]);
hold on
plot(M0v,Ev(2,:)/(psl*Ag), 'r', xlabel('M_0'), ylabel('E/(A_gp_S_L)')); axis([0 1 0 7]);

figure(2)
hold on
plot(M0v,Cv(1,:)*L/(psl*Ag*asl), 'b', xlabel('M_0'), ylabel('cL/(A_gp_S_La_S_L)')); axis([0 1 0 6])
hold on
plot(M0v,Cv(2,:)*L/(psl*Ag*asl), 'r', xlabel('M_0'), ylabel('cL/(A_gp_S_La_S_L)')); axis([0 1 0 6])

figure(3)

```

```

plot(M0v,cEv(1,:)*L/asl,'b',xlabel('M_0'),ylabel('c_EL/a_S_L')); axis([0 1 0 3]);
hold on
plot(M0v,cEv(2,:)*L/asl,'r',xlabel('M_0'),ylabel('c_EL/a_S_L'));axis([0 1 0 3]);

figure(4)
plot(M0v,rendglobalv(1,:),'b',xlabel('M_0'),ylabel('\eta_G')); axis([0 1 0 0.5])
hold on
plot(M0v,rendglobalv(2,:),'r',xlabel('M_0'),ylabel('\eta_G')); axis([0 1 0 0.5])
%
% legend('Z=0','Z=11000')

```

#### A.4.2. Estudio frente a Z

```

clear all; %close all; clc;

cp=1004;gamma=1.4;
cv=cp/gamma; R=cp-cv;
picmax=24;T4tmax=1600;
pi02=0.98; pi34=0.98; rendfan=0.85; rendcomp=0.81; rendcomb=0.99; rendtb=0.9; rendmecfan=0.95;
Ag=0.8; L=43e6;
alpha=0.623; alphap=0.15; beta=0.729; betap=0.285; relareas=58;
rendtb=(1-beta)/(1-betap^((gamma-1)/gamma));rendta=(1-alpha)/(1-alphap^((gamma-1)/gamma));

%Modelo de atmósfera
rhosl=1.225;
psl=1.01325*10^5;
Tsl=288.15;
asl=sqrt(R*gamma*Tsl);
alphat=6.5e-3;
T11=216.65;
p11=0.22632e5;
Z11=11000;
g=9.80665;

%Cálculo del punto de break con tobera fan crítica
pbreak0=[300,1.5,5];
pbreak=fsolve(@(u)ecuacionesTbreak(u,picmax,T4tmax,gamma,rendcomp,...
alpha,beta,relareas,rendfan,pi34),pbreak0);

T2tbreakcr=pbreak(1);
pifbreakcr=pbreak(2);
LAMBDAbreakcr=pbreak(3);

Zv=[0:500:14000];

```

```

for j=1:2
    M0(j)=0.6+0.25*(j-1);
    for k=1:length(Zv)
        Z=Zv(k);
        if Z<11000
            T0=Tsl-alphat*Z;
            p0=psl*(1-alphat*Z/Tsl)^(9.80665/(R*alphat));
        else
            T0=T11;
            p0=p11*exp(-g*(Z-Z11)/(R*T11));
        end

        V0=M0(j)*sqrt(R*gamma*T0);
        T0t=T0+V0^2/(2*cp);
        p0t=p0*(T0t/T0)^(gamma/(gamma-1));
        T2t=T0+V0^2/(2*cp);

        %Suponemos tobera del fan bloqueada

        M0p=M0(j);
        T2tbreak=T2tbreakcr;
        pcontrolT4t_T2t=T4tmax/T2tbreak;
        if T2t<T2tbreak
            pic=picmax;
            pif=pifbreakcr;
            LAMBDA=LAMBDAbreakcr;
            T4t=T2t*pcontrolT4t_T2t;
        else
            x0=[15,1.5,5];
            x=fsolve(@(u)ecuaciones2(u,T2t,T4tmax,gamma,rendcomp,...
            alpha,beta,relareas,rendfan,pi34),x0);
            pic=x(1);
            pif=x(2);
            LAMBDA=x(3);
            T4t=T4tmax;
        end

        [Vs,Vsigma,Ts,Tsigma,ps,psigma,f]=CicloTFcondcrit(pic,pif,T2t,T4t,alpha,beta,alphap,...
        betap,p0t,cp,gamma,rendfan,rendcomp,rendcomb,R,pi34,pi02,L);

        if psigma<p0
            %Cálculo del punto de break con tobera del fan adaptada
            pbreak0=[T2tbreak,pif,pic];
            pbreak=fsolve(@(u)ecuacionesTbreakTobFanAdapt2(u,picmax,T4tmax,gamma,...
            rendcomp,alpha,beta,relareas,rendfan,pi34, pi02, M0p),...
            pbreak0,optimset('TolFun',1e-10,'TolX',1e-5));
            T2tbreak=pbreak(1);
            pifbreak=pbreak(2);
    
```

```

LAMBDAbreak=pbreak(3);
pcontrolT4t_T2t=T4tmax/T2tbreak;

if T2t<T2tbreak
    pic=picmax;
    pif=pifbreak;
    LAMBDA=LAMBDAbreak;
    T4t=T2t*pcontrolT4t_T2t;
    estado(j,k)=3; %tobera fan adaptada y pic=picmax
else
    x0=[15,1.5,5];
    x=fsolve(@(u)ecuaciones5(u,T2t,T4tmax,gamma,rendcomp,alpha,beta,...
    relareas,rendfan,pi34,M0,pi02),x0);
    pic=x(1);
    pif=x(2);
    LAMBDA=x(3);
    T4t=T4tmax;
    estado(j,k)=4; %tobera fan adaptada y T4t=T4tmax
end

[Vs,Vsigma,Ts,Tsigma,ps,psigma,f]=CicloTFTobFanConv(pic,pif,T2t,T4t,alpha,beta,...
alphap,betap,p0t, cp, gamma, rendfan, rendcomp, rendcomb, R, pi34, pi02, L,p0);

end

% relpresionessigma(j,k)=psigma/p0;
% Msigma(j,k)=Vsigma/sqrt(R*gamma*Tsigma);
% relT2t(j,k)=T2t/T2tbreak;

%Cálculo de gastos y áreas en función de Ag
rhosigma=psigma/(R*Tsigma);
rhos=ps/(R*Ts);
Gpi=rhos*Vs*Ag;
Gsigma=Gpi*LAMBDA;
Agf=Gsigma/(rhosigma*Vsigma);

% G_g=sqrt(gamma)*(2/(gamma+1))^(gamma+1)/(2*(gamma-1));
% Gp=G_g*Ag*p5t/(sqrt(R*T5t));
%

%Cálculo de consumo, empuje, consumo específico y rendimiento
%global
C=f*Gpi;
Cv(j,k)=C;
E=(Gpi+C)*Vs-Gpi*V0+Ag*(ps-p0)+Gsigma*(Vsigma-V0)+Agf*(psigma-p0);
Ev(j,k)=E;
cE=C/E;

```

```

        cEv(j,k)=cE;
        rendglobal=V0/(cE*L);
        rendglobalv(j,k)=rendglobal;
        T2tbreakv(j,k)=T2tbreak;
    end

end

% comprobacion
% estado

% %Comprobamos que hemos calculado bien el estado de la tobera del fan
% comprobacion(1+3*(j-1,:)=relpresionessigma(j,:);
% comprobacion(2+3*(j-1,:)=Msigma(j,:);
% comprobacion(3+3*(j-1,:)=relT2t(j,:);
%
hold on

% figure
% plot(Zv,T2tbreakv(1,:),xlabel('Z'),ylabel('T_2_t_b_r_e_a_k'));
%axis([0 14000 250 300])
% hold on
% plot(Zv,T2tbreakv(2,:), 'r',xlabel('Z'),ylabel('T_2_t_b_r_e_a_k'));
%axis([0 14000 249 252])
% title('Contorno de break')

figure(1)
hold on
plot(Zv,Ev(1,:)/(ps1*Ag), 'b',xlabel('Z'),ylabel('E/(A_gp_S_L)'));
axis([0 14000 0 5]);
plot(Zv,Ev(2,:)/(ps1*Ag), 'r',xlabel('Z'),ylabel('E/(A_gp_S_L)'));
axis([0 14000 0 5]);
legend('M_0=0.6', 'M_0=0.85')

figure(2)
hold on
plot(Zv,Cv(1,:)*L/(ps1*Ag*as1), 'b',xlabel('Z'),ylabel('cL/(A_gp_S_La_S_L)'));
axis([0 14000 0 6]);
plot(Zv,Cv(2,:)*L/(ps1*Ag*as1), 'r',xlabel('Z'),ylabel('cL/(A_gp_S_La_S_L)'));
axis([0 14000 0 6]);
legend('M_0=0.6', 'M_0=0.85')

figure(3)
plot(Zv,cEv(1,:)*L/as1, 'b',xlabel('Z'),ylabel('c_EL/a_S_L'));axis([0 14000 0 3])
hold on
plot(Zv,cEv(2,:)*L/as1, 'r',xlabel('Z'),ylabel('c_EL/a_S_L'));axis([0 14000 0 3])
legend('M_0=0.6', 'M_0=0.85')

figure(4)

```

```

plot(Zv,rendglobalv(1,:), 'b', xlabel('Z'), ylabel('\eta_G')); axis([0 14000 0 0.5])
hold on
plot(Zv,rendglobalv(2,:), 'r', xlabel('Z'), ylabel('\eta_G')); axis([0 14000 0 0.5])

legend('M_0=0.6', 'M_0=0.85')

```

#### A.4.3. Ecuaciones Temperatura de Break para Tobera del Fan Adaptada

```

function f=ecuacionesTbreakTobFanAdapt(u,picmax, T4tmax, gamma,...
    rendcomp, alpha, beta, relareas, rendfan, pi34, pi02, M0)

pic=picmax;
T4t=T4tmax;
T2tbreak=u(1);
pifbreak=u(2);
LAMBDAbreak=u(3);
Gamma_g=sqrt(gamma)*(2/(gamma+1))^( (gamma+1)/(2*(gamma-1)) );

a=(pic^((gamma-1)/gamma)-1)/((1-alpha)*rendcomp)*...
(1+(pifbreak^((gamma-1)/gamma)-1)/rendfan))-T4t/T2tbreak;

b=((1+LAMBDAbreak)*(pifbreak^((gamma-1)/gamma)-1))/...
(alpha*(1-beta)*rendfan)-T4t/T2tbreak;

c=LAMBDAbreak*sqrt(T2tbreak/T4t)*sqrt((T4t/T2tbreak)*...
alpha*(1-beta)/(1+LAMBDAbreak)+1)*pic*pi34*...
pifbreak^(1/gamma)*pi02^(1/gamma)*(1+M0^2*(gamma-1)/2)^(1/(gamma-1))/...
sqrt(1-pifbreak^(-(gamma-1)/gamma)*pi02^(-(gamma-1)/gamma)*...
(1+M0^2*(gamma-1)/2)^(-1))-relareas*sqrt(2*gamma/(gamma-1))/Gamma_g;

f=[a,b,c];

end

```

## A.5. Toberas Convergentes

### A.5.1. Programa Principal

```

clear all;%close all; clc;
global plim pbreak pbreakam

%Zv=0;
Zv=11000;
%M0v=[0:0.1:1];
M0v=linspace(0,1,15);

%M0v=[0.6,0.85];
% M0v=[0.8];
%Zv=[0,11000];
% % M0v=[0:0.05:1];
%Zv=[0:700:14000];

plim=[21.6534,1.3437,5.4949,0.7756,0.3688];
%plim=[288.2383,1.5052,5.4278];
pbreak=[288.23,1.5052,5.4278]
pbreakam=[288.23,1.5052,5.4278,0.729,0.285];
picv=zeros(length(Zv),length(M0v));
T4tm=zeros(length(Zv),length(M0v));

cp=1004;gamma=1.4;
cv=cp/gamma; R=cp-cv;
picmax=24; T4tmax=1600;
pi02=0.98; pi34=0.98; rendfan=0.85; rendcomp=0.81; rendcomb=0.99; rendmecfan=0.95;
Ag=1; L=43e6;
alpha=0.623; alphap=0.15; beta=0.729; betap=0.285; relareas=58; relareas2=0.3338;
rendtb=(1-beta)/(1-betap^((gamma-1)/gamma)); rendta=(1-alpha)/(1-alphap^((gamma-1)/gamma));
%T4tlimv=[T4tmax,0.9*T4tmax];
T4tlimv=0.8*T4tmax;

%Modelo de atmósfera
rhosl=1.225;
psl=1.01325*10^5;
Tsl=288.15;
asl=sqrt(R*gamma*Tsl);
alphat=6.5e-3;
Ra=287.05;
T11=216.65;

```

```

p11=0.22632e5;
Z11=11000;
g=9.80665;

for n=1:length(T4tlimv),
    T4tlim=T4tlimv(n);
    for j=1:length(M0v),
        M0=M0v(j);
        for k=1:length(Zv),
            Z=Zv(k);

            if Z<11000
                T0=Tsl-alphat*Zv(k);
                p0=psl*(1-alphat*Zv(k)/Tsl)^(9.80665/(R*alphat));
            else
                T0=T11;
                p0=p11*exp(-g*(Zv(k)-Z11)/(R*T11));
            end
            V0=M0*sqrt(R*gamma*T0);
            T0t=T0+V0^2/(2*cp);
            p0t=p0*(T0t/T0)^(gamma/(gamma-1));
            T2t=T0+V0^2/(2*cp);
            T2tv(j,k,n)=T2t;

            [Celeste,ok_leypil,ok_tob1,ok_tob2,pic,T4t,E,cE,pst,psigmat,Tst,...
            Tsigmat,Tsigma,Ts,C,rendglobal]=celeste6(M0,Z,picmax,T4tmax,alpha,alphap,...
            beta,betap,relareas,T4tlim,gamma,R,pi02,pi34,rendfan,rendcomp,rendcomb,...
            rendtb,rendmecfan,Ag,T2t,p0t,cp,L,p0,V0);
            if Celeste==1
                Celeste
                figure(5)
                hold on
                plot(M0,Z,'*c',xlabel('M_0'),ylabel('Z')); axis([0 1 0 14000])
                % mesh(M0,Z,pic,'*c',xlabel('M_0'),ylabel('Z'));
                % axis([0 1 0 14000 0 20])
                picv(k,j,n)=pic;
                T4tm(k,j,n)=T4t;
                Ev(j,k,n)=E;
                cEv(j,k,n)=cE;
                Cv(j,k,n)=C;
                rendglobalv(j,k,n)=rendglobal;
            else
                [Verde,ok_leypil,ok_tob1,ok_tob2,pic,T4t,E,cE,pst,psigmat,Tst,...
                Tsigmat,Ts,Tsigma,C,rendglobal]=verde6(M0,Z,picmax,T4tmax,alpha,...
                alphap,beta,betap,relareas,T4tlim,gamma,R,pi02,pi34,rendfan,rendcomp,...
                rendcomb,rendtb,rendmecfan,Ag,T2t,p0t,cp,L,p0,V0);
                if Verde==1
                    Verde

```

```

figure(5)
hold on
plot(M0,Z,'*g',xlabel('M_0'),ylabel('Z')); axis([0 1 0 14000])
%mesh(M0,Z,pic,'*g',xlabel('M_0'),ylabel('Z')); axis([0 1 0 14000 0 20])
picv(k,j,n)=pic;
T4tm(k,j,n)=T4t;
Ev(j,k,n)=E;
cEv(j,k,n)=cE;
Cv(j,k,n)=C;
rendglobalv(j,k,n)=rendglobal;
else
[Rojo,ok_leypil,ok_tob1,ok_tob2,pic,T4t,E,cE,pst,psigmat,Tst,...
Tsigmat,Ts,Tsigma,C,rendglobal]=rojo6(M0,Z,picmax,T4tmax,alpha,alphap,...
beta,betap,relareas,T4tlim,gamma,R,pi02,pi34, rendfan, rendcomp,...
rendcomb, rendtb, rendmecfan, Ag,T2t,p0t,cp,L,p0,V0);
if Rojo==1
    Rojo
    figure(5)
    hold on
    plot(M0,Z,'*r',xlabel('M_0'),ylabel('Z')); axis([0 1 0 14000])
    %mesh(M0,Z,pic,'*r',xlabel('M_0'),ylabel('Z'));
    %axis([0 1 0 14000 0 20])
    picv(k,j,n)=pic;
    T4tm(k,j,n)=T4t;
    Ev(j,k,n)=E;
    cEv(j,k,n)=cE;
    Cv(j,k,n)=C;
    rendglobalv(j,k,n)=rendglobal;
else
[Amarillo,ok_leypil,ok_tob1,ok_tob2,pic,T4t,E,cE,pst,...
psigmat,Tst,Tsigmat,Ts,Tsigma,C,rendglobal]=amarillo6(M0,Z,picmax,...
T4tmax,alpha,alphap,relareas,relareas2,T4tlim,gamma,R,pi02,pi34,...
rendfan,rendcomp, rendcomb, rendtb, rendmecfan, Ag,...
T2t,p0t,cp,L,p0,V0);
if Amarillo==1
    Amarillo
    figure(5)
    hold on
    plot(M0,Z,'*y',xlabel('M_0'),ylabel('Z')); axis([0 1 0 14000])
    % mesh(M0,Z,pic,'*y',xlabel('M_0'),ylabel('Z'));
    % axis([0 1 0 14000 0 20])
    picv(k,j,n)=pic;
    T4tm(k,j,n)=T4t;
    Ev(j,k,n)=E;
    cEv(j,k,n)=cE;
    Cv(j,k,n)=C;
    rendglobalv(j,k,n)=rendglobal;
else

```

```

[Rosa,ok_leypil,ok_tob1,ok_tob2,pic,T4t,E,cE,pst,psigmat,Tst,...
Tsigmat,Ts,Tsigma,C,rendglobal]=rosa6(M0,Z,picmax,T4tmax,alpha,...
alphap,relareas,relareas2,T4tlim,gamma,R,pi02,pi34,rendfan,...
rendcomp,rendcomb,rendtb,rendmecfan,Ag,T2t,p0t,cp,L,p0,V0);
if Rosa==1
    Rosa
    figure(5)
    hold on
    plot(M0,Z,'m',xlabel('M_0'),ylabel('Z')); axis([0 1 0 14000])
    %mesh(M0,Z,pic,'m',xlabel('M_0'),ylabel('Z'));
    %axis([0 1 0 14000 0 20])
    picv(k,j,n)=pic;
    T4tm(k,j,n)=T4t;
    Ev(j,k,n)=E;
    cEv(j,k,n)=cE;
    Cv(j,k,n)=C;
    rendglobalv(j,k,n)=rendglobal;
else
    [Negro,ok_leypil,ok_tob1,ok_tob2,pic,T4t,E,cE,pst,psigmat,...
Tst,Tsigmat,Ts,Tsigma,C,rendglobal]=negro6(M0,Z,T2t,picmax,...
cp,T0,gamma,T4tmax,pi02,pi34,rendfan,rendcomp,...
rendcomb,rendtb,rendmecfan,alpha,alphap,relareas,...
relareas2,p0,V0,cv,R,p0t,L,Ag,T4tlim);
if Negro==1
    Negro
    figure(5)
    hold on
    plot(M0,Z,'k',xlabel('M_0'),ylabel('Z'));
    axis([0 1 0 14000])
    %mesh(M0,Z,pic,'k',xlabel('M_0'),ylabel('Z'));
    %axis([0 1 0 14000 0 20])
    picv(k,j,n)=pic;
    T4tm(k,j,n)=T4t;
    Ev(j,k,n)=E;
    cEv(j,k,n)=cE;
    Cv(j,k,n)=C;
    rendglobalv(j,k,n)=rendglobal;
else
    [Azul,ok_leypil,ok_tob1,ok_tob2,pic,T4t,E,cE,pst,...
psigmat,Tst,Tsigmat,Ts,Tsigma,C,rendglobal]=azul6(M0,Z,...
picmax,T4tmax,alpha,alphap,beta,betap,relareas,...
relareas2,T4tlim,gamma,R,pi02,pi34,rendfan,rendcomp,...
rendcomb,rendtb,rendmecfan,Ag,T2t,p0t,cp,L,p0,V0);
if Azul==1
    Azul
    figure(5)
    hold on
    plot(M0,Z,'b',xlabel('M_0'),ylabel('Z'));

```



```

% plot(deltav,Cv(:,3)*L/(psl*Ag*asl));

% figure(1)
% plot(Zv,Ev(1,:)/(psl*Ag),'b','linewidth',1.5);
% xlabel('Z'),ylabel('E/(A_gp_S_L)');%axis([0 14000 0 5]);
% hold on
% plot(Zv,Ev(2,:)/(psl*Ag),'r','linewidth',1.5);axis([0 14000 0 3]);
% % legend('M_0=0.6','M_0=0.85');
% legend('M_0=0.6, cond. críticas','M_0=0.85, cond. críticas','M_0=0.6,...
toberas convergentes','M_0=0.85, toberas convergentes')
% saveas('figure(1)','/Users/VeronicaContreras/Dropbox/empujeZtobsconvT4tmax','fig')
% print('figure(1)','/Users/VeronicaContreras/Dropbox/empujeZtobsconvT4tmax','-dpng')
%
% figure(2)
% plot(Zv,Cv(1,:)*L/(psl*Ag*asl),'b','linewidth',1.5)
% xlabel('Z'),ylabel('cL/(A_gp_S_La_S_L)');%axis([0 14000 0 6]);
% hold on
% plot(Zv,Cv(2,:)*L/(psl*Ag*asl),'r','linewidth',1.5);axis([0 14000 0 6]);
% % legend('M_0=0.6','M_0=0.85');
% legend('M_0=0.6, cond. críticas','M_0=0.85, cond. críticas','M_0=0.6,...
toberas convergentes','M_0=0.85, toberas convergentes')
% saveas('figure(2)','/Users/VeronicaContreras/Dropbox/consumoZtobsconvT4tmax','fig')
% print('figure(2)','/Users/VeronicaContreras/Dropbox/consumoZtobsconvT4tmax','-dpng')
%
% figure(3)
% plot(Zv,cEv(1,:)*L/asl,'b','linewidth',1.5);
% xlabel('Z'),ylabel('c_EL/a_S_L');%axis([0 14000 1 2.5])
% hold on
% plot(Zv,cEv(2,:)*L/asl,'r','linewidth',1.5);axis([0 14000 1 3])
% % legend('M_0=0.6','M_0=0.85');
% legend('M_0=0.6, cond. críticas','M_0=0.85, cond. críticas','M_0=0.6,...
toberas convergentes','M_0=0.85, toberas convergentes')
% saveas('figure(3)','/Users/VeronicaContreras/Dropbox/cEZtobsconvT4tmax','fig')
% print('figure(3)','/Users/VeronicaContreras/Dropbox/cEZtobsconvT4tmax','-dpng')
%
% figure(4)
% plot(Zv,rendglobalv(1,:),'b','linewidth',1.5);
% xlabel('Z'),ylabel('\eta_G'); %axis([0 14000 0.1 0.4])
% hold on
% plot(Zv,rendglobalv(2,:),'r','linewidth',1.5); axis([0 14000 0.15 0.45])
% %legend('M_0=0.6','M_0=0.85');
% legend('M_0=0.6, cond. críticas','M_0=0.85, cond. críticas','M_0=0.6,...
toberas convergentes','M_0=0.85, toberas convergentes')
% saveas('figure(4)','/Users/VeronicaContreras/Dropbox/rendZtobsconvT4tmax','fig')
% print('figure(4)','/Users/VeronicaContreras/Dropbox/rendZtobsconvT4tmax','-dpng')

```

```

% figure(6)
% hold on
% [M0,Z]=meshgrid(M0v,Zv),
% mesh(M0,Z,picv),colormap([1 0 0])
% % % figure
% % mesh(M0,Z,T4tm)
% % contour(M0,Z,picv,[12:0.5:20])
% contour(M0,Z,T4tm,[1360:10:1600])

%%%%%%%%%%%%%%
% load('representacionesToberasConvergentesvariosT4t')
%
% figure(1)
% hold on
% plot(M0v,Ev(:,1,1)/(psl*Ag),'b','linewidth',1.5);axis([0 1 0 5]);
% plot(M0v,Ev(:,1,2)/(psl*Ag),'r','linewidth',1.5);
% plot(M0v,Ev(:,1,3)/(psl*Ag),'k','linewidth',1.5);
% xlabel('M_0'),ylabel('E/(A_gp_S_L)')
% legend('T_4_t=T_4_t_m_a_x, cond. críticas','T_4_t=0.9T_4_t_m_a_x, cond. críticas',...
'T_4_t=0.8T_4_t_m_a_x, cond. críticas',...
'T_4_t=T_4_t_m_a_x, toberas convergentes','T_4_t=0.9T_4_t_m_a_x, toberas convergentes',...
'T_4_t=0.8T_4_t_m_a_x, toberas convergentes')
% saveas('figure(1)','/Users/VeronicaContreras/Dropbox/empujeM0tobsconvvariosT4t','fig')
% print('figure(1)','/Users/VeronicaContreras/Dropbox/empujeM0tobsconvvariosT4t','-dpng')
%
% figure(2)
% hold on
% plot(M0v,Cv(:,1,1)*L/(psl*Ag*asl),'b','linewidth',1.5);axis([0 1 0 6]);
% plot(M0v,Cv(:,1,2)*L/(psl*Ag*asl),'r','linewidth',1.5);
% plot(M0v,Cv(:,1,3)*L/(psl*Ag*asl),'k','linewidth',1.5);
% xlabel('M_0'),ylabel('cL/(A_gp_S_La_S_L)')
% legend('T_4_t=T_4_t_m_a_x, cond. críticas','T_4_t=0.9T_4_t_m_a_x, cond. críticas',...
'T_4_t=0.8T_4_t_m_a_x, cond. críticas',...
'T_4_t=T_4_t_m_a_x, toberas convergentes','T_4_t=0.9T_4_t_m_a_x, toberas convergentes',...
'T_4_t=0.8T_4_t_m_a_x, toberas convergentes')
% saveas('figure(2)','/Users/VeronicaContreras/Dropbox/consumoM0tobsconvvariosT4t','fig')
% print('figure(2)','/Users/VeronicaContreras/Dropbox/consumoM0tobsconvvariosT4t','-dpng')
%
% figure(3)
% hold on
% plot(M0v,cEv(:,1,1)*L/asl,'b','linewidth',1.5);axis([0 1 0.5 3.5])
% plot(M0v,cEv(:,1,2)*L/asl,'r','linewidth',1.5);
% plot(M0v,cEv(:,1,3)*L/asl,'k','linewidth',1.5);
% xlabel('M_0'),ylabel('c_EL/a_S_L')
% legend('T_4_t=T_4_t_m_a_x, cond. críticas','T_4_t=0.9T_4_t_m_a_x, cond. críticas',...
'T_4_t=0.8T_4_t_m_a_x, cond. críticas',...

```

```

% 'T_4_t=T_4_t_m_a_x, toberas convergentes', 'T_4_t=0.9T_4_t_m_a_x, toberas convergentes',...
'T_4_t=0.8T_4_t_m_a_x, toberas convergentes')
% saveas(figure(3), '/Users/VeronicaContreras/Dropbox/cEM0tobsconvvariosT4t', 'fig')
% print(figure(3), '/Users/VeronicaContreras/Dropbox/cEM0tobsconvvariosT4t', '-dpng')
%
% figure(4)
% hold on
% plot(M0v,rendglobalv(:,1,1),'b','linewidth',1.5); axis([0 1 0 0.44])
% plot(M0v,rendglobalv(:,1,2),'r','linewidth',1.5); axis([0 1 0 0.45])
% plot(M0v,rendglobalv(:,1,3),'k','linewidth',1.5); axis([0 1 0 0.45])
% xlabel('M_0'), ylabel('\eta_G')
% legend('T_4_t=T_4_t_m_a_x, cond. críticas', 'T_4_t=0.9T_4_t_m_a_x, cond. críticas',...
'T_4_t=0.8T_4_t_m_a_x, cond. críticas',...
'T_4_t=T_4_t_m_a_x, toberas convergentes', 'T_4_t=0.9T_4_t_m_a_x, toberas convergentes',...
'T_4_t=0.8T_4_t_m_a_x, toberas convergentes')
% saveas(figure(4), '/Users/VeronicaContreras/Dropbox/rendM0tobsconvvariosT4t', 'fig')
% print(figure(4), '/Users/VeronicaContreras/Dropbox/rendM0tobsconvvariosT4t', '-dpng')

%%%%%%%%%%%%%%
figure(1)
hold on
%plot(M0v,Ev(:,1,1)/(psl*Ag),'b','linewidth',1.5);axis([0 1 0 1.5]);
%plot(M0v,Ev(:,1,2)/(psl*Ag),'r','linewidth',1.5);
plot(M0v,Ev(:,1,1)/(psl*Ag),'k','linewidth',1.5);
xlabel('M_0'), ylabel('E/(A_gp_S_L)')
legend('T_4_t=T_4_t_m_a_x, cond. críticas', 'T_4_t=0.9T_4_t_m_a_x, cond. críticas',...
'T_4_t=0.8T_4_t_m_a_x, cond. críticas',...
'T_4_t=T_4_t_m_a_x, toberas convergentes', 'T_4_t=0.9T_4_t_m_a_x, toberas convergentes',...
'T_4_t=0.8T_4_t_m_a_x, toberas convergentes')
saveas(figure(1), '/Users/VeronicaContreras/Dropbox/empujeM0tobsconvvariosT4tZ11', 'fig')
print(figure(1), '/Users/VeronicaContreras/Dropbox/empujeM0tobsconvvariosT4tZ11', '-dpng')

figure(2)
hold on
%plot(M0v,Cv(:,1,1)*L/(psl*Ag*asl),'b','linewidth',1.5);axis([0 1 0 3]);
%plot(M0v,Cv(:,1,2)*L/(psl*Ag*asl),'r','linewidth',1.5);
plot(M0v,Cv(:,1,1)*L/(psl*Ag*asl),'k','linewidth',1.5);
xlabel('M_0'), ylabel('cL/(A_gp_S_La_S_L)')
legend('T_4_t=T_4_t_m_a_x, cond. críticas', 'T_4_t=0.9T_4_t_m_a_x, cond. críticas',...
'T_4_t=0.8T_4_t_m_a_x, cond. críticas',...
'T_4_t=T_4_t_m_a_x, toberas convergentes', 'T_4_t=0.9T_4_t_m_a_x, toberas convergentes',...
'T_4_t=0.8T_4_t_m_a_x, toberas convergentes')
saveas(figure(2), '/Users/VeronicaContreras/Dropbox/consumoM0tobsconvvariosT4tZ11', 'fig')
print(figure(2), '/Users/VeronicaContreras/Dropbox/consumoM0tobsconvvariosT4tZ11', '-dpng')

figure(3)
hold on

```

```

%plot(M0v,cEv(:,1,1)*L/asl,'b','linewidth',1.5);axis([0 1 0.5 3.5])
%plot(M0v,cEv(:,1,2)*L/asl,'r','linewidth',1.5);
plot(M0v,cEv(:,1,1)*L/asl,'k','linewidth',1.5);
xlabel('M_0'),ylabel('c_EL/a_S_L')
legend('T_4_t=T_4_t_m_a_x, cond. críticas','T_4_t=0.9T_4_t_m_a_x, cond. críticas',...
'T_4_t=0.8T_4_t_m_a_x, cond. críticas',...
'T_4_t=T_4_t_m_a_x, toberas convergentes','T_4_t=0.9T_4_t_m_a_x, toberas convergentes'
'T_4_t=0.8T_4_t_m_a_x, toberas convergentes')
saveas(figure(3),'/Users/VeronicaContreras/Dropbox/cEM0tobsconvvariosT4tZ11','fig')
print(figure(3),'/Users/VeronicaContreras/Dropbox/cEM0tobsconvvariosT4tZ11','-dpng')

figure(4)
hold on
%plot(M0v,rendglobalv(:,1,1),'b','linewidth',1.5); axis([0 1 0 0.44])
%plot(M0v,rendglobalv(:,1,2),'r','linewidth',1.5); axis([0 1 0 0.45])
plot(M0v,rendglobalv(:,1,1),'k','linewidth',1.5); axis([0 1 0 0.45])
xlabel('M_0'),ylabel('\eta_G')
legend('T_4_t=T_4_t_m_a_x, cond. críticas','T_4_t=0.9T_4_t_m_a_x, cond. críticas',...
'T_4_t=0.8T_4_t_m_a_x, cond. críticas',...
'T_4_t=T_4_t_m_a_x, toberas convergentes','T_4_t=0.9T_4_t_m_a_x, toberas convergentes'
'T_4_t=0.8T_4_t_m_a_x, toberas convergentes')
saveas(figure(4),'/Users/VeronicaContreras/Dropbox/rendM0tobsconvvariosT4tZ11','fig')
print(figure(4),'/Users/VeronicaContreras/Dropbox/rendM0tobsconvvariosT4tZ11','-dpng')

```

## A.5.2. Función secundaria “amarillo”

```

function [amarillo,ok_leypil,ok_tob1,ok_tob2,pic,T4t,E,cE,pst,psigmat,Tst,...
Tsigmat,Ts,Tsigma,C,rendglobal,T2tbreak]=amarillo6(M0,Z,picmax,T4tmax,alpha,...
alphap,relareas,relareas2,T4tlim,gamma,R,pi02,pi34,rendfan,rendcomp,rendcomb,...
rendtb,rendmecfan,Ag,T2t,p0t,cp,L,p0,V0)

global plim pbreakam

%Cálculo del punto de break toberas adaptadas
% pbreak0_0=[2.499244592203646e+02,1.519281621555542,7.702909348281438,0.71,0.26];
pbreak0_0=pbreakam;
pbreak=fsolve(@(u)ecuacionesTbreakToberasAdaptadas(u, picmax, T4tmax, gamma, rendcomp,...
alpha, alphap, relareas, relareas2, rendtb, rendfan, pi34, pi02, M0),pbreak0_0,...
optimset('TolFun',1e-10,'TolX',1e-5,'Display','off'));
pbreakam=pbreak;

T2tbreaktobsadapts=pbreak(1);
pifbreaktobsadapts=pbreak(2);
LAMBDAbreaktobsadapts=pbreak(3);
betabreaktobsadaps=pbreak(4);
betapbreaktobsadaps=pbreak(5);

T2tbreak=T2tbreaktobsadapts;
pifbreak=pifbreaktobsadapts;
LAMBDAbreak=LAMBDAbreaktobsadapts;
betabreak=betabreaktobsadaps;
betapbreak=betapbreaktobsadaps;

%Cálculo punto lim
% plim0=[picmax,pifbreak,LAMBDAbreak,betabreak,betapbreak];
% if M0>0.3
%   plim0=[23.9385,1.3943,5.5274,0.76,0.34];
% else
%   plim0=[21.6534,1.3437,5.4949,0.7756,0.3688]
% end
plim0=plim;
plim=fsolve(@(u)ecuacioneslimtoberasadaptadas(u,T2tbreak, T4tlim, gamma, rendcomp,...
alpha, relareas, rendfan, pi34, pi02, M0, alphap, rendtb, relareas2),plim0,...
optimset('TolFun',1e-10,'TolX',1e-5,'Display','off'));

piclim=plim(1);
piflim=plim(2);
LAMBDAlim=plim(3);
betalim=plim(4);
betaplim=plim(5);

pic=piclim;

```

```

pif=piflim;
LAMBDA=LAMBDAlim;
beta=betalim;
betap=betaplim;
pcontrolT4t_T2t=T4tlim/T2tbreak;

T4t=T2t*pcontrolT4t_T2t;

[Vs,Vsigma,Ts,Tsigma,ps,psigma,f,pst,psigmat,Tst,Tsigmat]=CicloTFTobrasConvergentes_d(pic,...
pif,T2t,T4t,alpha,beta,alphap,betap,p0t, cp, gamma, rendfan, rendcomp, rendcomb,...
R, pi34, pi02, L,p0);

%Comprobación de estado

if T2t<=T2tbreak
    ok_leypil=1;
else
    ok_leypil=0;
end

if ps==p0
    ok_tob1=1;
else
    ok_tob1=0;
end

if psigma==p0
    ok_tob2=1;
else
    ok_tob2=0;
end

if ok_leypil==1 && ok_tob1==1 && ok_tob2==1
    amarillo=1;
    rhosigma=psigma/(R*Tsigma);
    rhos=ps/(R*Ts);
    Gpi=rhos*Vs*Ag;
    Gsigma=Gpi*LAMBDA;
    Agf=Gsigma/(rhosigma*Vsigma);

    %Cálculo de consumo, empuje, consumo específico y rendimiento
    %global
    C=f*Gpi;
    E=(Gpi+C)*Vs-Gpi*V0+Ag*(ps-p0)+Gsigma*(Vsigma-V0)+Agf*(psigma-p0);
    cE=C/E;
    rendglobal=V0/(cE*L);

```

```

        figure(9)
hold on
plot(M0,pif,'o')
else
    amarillo=0;
    cE=0;
    E=0;
    C=0;
    rendglobal=0;
end
end
end

```

### A.5.3. Función secundaria “azul”

```

function [azul,ok_leypil,ok_tob1,ok_tob2,pic,T4t,E,cE,pst,psigmat,Tst,Tsigmat,...
Ts,Tsigma,C,rendglobal,T2tbreak]=azul6(M0,Z,picmax,T4tmax,alpha,alphap,beta,...
betap,relareas,relareas2,T4tlim,gamma,R,pi02,pi34,rendfan,rendcomp,rendcomb,...
rendtb, rendmecfan, Ag,T2t,p0t,cp,L,p0,V0)

```

%Cálculo del punto de break tobera fan tobera adaptada

```

pbreak0=[300,1.5,5];
pbreak=fsolve(@(u)ecuacionesTbreakTobFanAdapt(u,picmax, T4tmax, gamma,...
rendcomp, alpha, beta, relareas, rendfan, pi34, pi02, M0),pbreak0,...
optimset('TolFun',1e-10,'TolX',1e-5,'Display','off'));%optimset('TolFun',1e-10,'TolX',1e-5));

T2tbreakadapt=pbreak(1);
pifbreakadapt=pbreak(2);
LAMBDAbreakadapt=pbreak(3);

T2tbreak=T2tbreakadapt;
pifbreak=pifbreakadapt;
LAMBDAbreak=LAMBDAbreakadapt;

x0=[picmax,pifbreak,LAMBDAbreak];
x=fsolve(@(u)ecuaciones6(u,T2t, T4tlim, gamma, rendcomp, alpha, beta,relareas,...
rendfan, pi34, M0, pi02),x0,optimset('TolFun',1e-10,'TolX',1e-5,'Display','off'));
pic=x(1)
pif=x(2)
LAMBDA=x(3)
T4t=T4tlim;

[Vs,Vsigma,Ts,Tsigma,ps,psigma,f,pst,psigmat,Tst,Tsigmat]=CicloTFTobFanConv_d(pic,...
pif,T2t,T4t,alpha,beta,alphap,betap,p0t,cp,gamma,rendfan,rendcomp,rendcomb,R,pi34,pi02,L,p0);

```

```

%Comprobación de estado

if T2t>=T2tbreak
    ok_leypil=1;
else
    ok_leypil=0;
end

if ps>p0
    ok_tob1=1;
else
    ok_tob1=0;
end

if psigma==p0
    ok_tob2=1;
else
    ok_tob2=0;
end

if ok_leypil==1 && ok_tob1==1 && ok_tob2==1
    azul=1;
    rhosigma=psigma/(R*Tsigma);
    rhos=ps/(R*Ts);
    Gpi=rhos*Vs*Ag;
    Gsigma=Gpi*LAMBDA;
    Agf=Gsigma/(rhosigma*Vsigma);

    %Cálculo de consumo, empuje, consumo específico y rendimiento
    %global
    C=f*Gpi;
    E=(Gpi+C)*Vs-Gpi*V0+Ag*(ps-p0)+Gsigma*(Vsigma-V0)+Agf*(psigma-p0);
    cE=C/E;
    rendglobal=V0/(cE*L);

    figure(9)
hold on
plot(M0,pif,'o')
else
    azul=0;
    E=0;
    cE=0;
    C=0;
    rendglobal=0;
end

```

```
end
```

```
end
```

#### A.5.4. Función secundaria “celeste”

```
function [celeste,ok_leypil,ok_tob1,ok_tob2,pic,T4t,E,cE,pst,psigmat,Tst,...
Tsigmat,Tsigma,Ts,C,rendglobal,T2tbreak]=celeste6(M0,Z,picmax,T4tmax,alpha,...
alphap,beta,betap,relareas,T4tlim,gamma,R,pi02,pi34, rendfan, rendcomp,...
rendcomb, rendtb, rendmecfan, Ag,T2t,p0t,cp,L,p0,V0)

%Cálculo del punto de break
pbreak0=[300,1.5,5];
%misops=optimset('TolFun',1e-10,'TolX',1e-5,'Display','off');
pbreak=fsolve(@(u)ecuacionesTbreak(u,picmax,T4tmax,gamma,rendcomp,alpha,beta,...
relareas,rendfan,pi34),pbreak0,optimset('TolFun',1e-10,'TolX',1e-5,'Display','off'));%misops))

T2tbreak=pbreak(1);
pifbreak=pbreak(2);
LAMBDAbreak=pbreak(3);
pcontrolT4t_T2t=T4tlim/T2tbreak;

%Cálculo piclim, piflim, LAMBDAlim
plim0=[15,1.5,5];

plim=fsolve(@(u)ecuacioneslim(u,T2tbreak, T4tlim, gamma, rendcomp, alpha, beta,...
relareas, rendfan, pi34),plim0,optimset('TolFun',1e-10,'TolX',1e-5,'Display','off'));%misops
piclim=plim(1)
piflim=plim(2)
LAMBDAlim=plim(3);

x0=[15,1.5,5];
x=fsolve(@(u)ecuaciones4(u,T2t, T4tlim, gamma, rendcomp, alpha, beta, relareas,...
rendfan, pi34),x0,optimset('TolFun',1e-10,'TolX',1e-5,'Display','off'));%misops);
pic=x(1);
pif=x(2);
LAMBDA=x(3);
T4t=T4tlim;

[Vs,Vsigma,Ts,Tsigma,ps,psigma,f,pst,psigmat,Tst,Tsigmat]=CicloTFToberasConvergentes_d(pic,...
pif,T2t,T4t,alpha,beta,alphap,betap,p0t, cp, gamma, rendfan, rendcomp, rendcomb,...
R, pi34, pi02, L,p0);

%Comprobación de estado

if T2t>T2tbreak
    ok_leypil=1;
```

```

else
    ok_leypil=0;
end

if ps>p0
    ok_tob1=1;
else
    ok_tob1=0;
end

if psigma>p0
    ok_tob2=1;
else
    ok_tob2=0;
end

if ok_leypil==1 && ok_tob1==1 && ok_tob2==1
    celeste=1;
    rhosigma=psigma/(R*Tsigma);
    rhos=ps/(R*Ts);
    Gpi=rhos*Vs*Ag;
    Gsigma=Gpi*LAMBDA;
    Agf=Gsigma/(rhosigma*Vsigma);

    %Cálculo de consumo, empuje, consumo específico y rendimiento
    %global
    C=f*Gpi;
    E=(Gpi+C)*Vs-Gpi*V0+Ag*(ps-p0)+Gsigma*(Vsigma-V0)+Agf*(psigma-p0);
    cE=C/E;
    rendglobal=V0/(cE*L);
    figure(9)
hold on
plot(M0,pif,'o')
else
    celeste=0;
    E=0;
    cE=0;
    C=0;
    rendglobal=0;
end

end

```

#### A.5.5. Función secundaria “morado”

```
function [morado,ok_leypil,ok_tob1,ok_tob2,pic,T4t,E,cE,pst,psigmat,Tst,...
```

```

Tsigmat,Ts,Tsigma,C,rendglobal,T2tbreak]=morado6(M0,Z,picmax,T4tmax,alpha,...
alphap,relareas,relareas2,T4tlim,gamma,R,pi02,pi34,rendfan,rendcomp,...
rendcomb,rendtb,rendmecfan,Ag,T2t,p0t,cp,L,p0,V0)

% Cálculo del punto de break ambas toberas adaptadas

pbreak0=[250.94,1.5,7.95,0.71,0.26];
pbreak=fsolve(@(u)ecuacionesTbreakTobera1Adapt(u,picmax,T4tmax,gamma,rendcomp,alpha,...
alphap,relareas,relareas2,rendtb,rendfan,pi34,pi02,M0),pbreak0,...
optimset('TolFun',1e-10,'TolX',1e-5,'Display','off')); %optimset('TolFun',1e-10,'TolX',1e-5));

T2tbreakadapt=pbreak(1);
pifbreakadapt=pbreak(2);
LAMBDAbreakadapt=pbreak(3);
betaadapt=pbreak(4);
betapadapt=pbreak(5);

T2tbreak=T2tbreakadapt;
pifbreak=pifbreakadapt;
LAMBDAbreak=LAMBDAbreakadapt;
betabreak=betaadapt;
betapbreak=betapadapt;

% Cálculo punto lim
plim0=[picmax,pifbreak,LAMBDAbreak,betabreak,betapbreak];
plim=fsolve(@(u)ecuacioneslimtobladapt(u,T2tbreak,T4tlim,gamma,rendcomp,alpha,...
relareas,rendfan,pi34,pi02,M0,alphap,rendtb,relareas2),plim0,...
optimset('TolFun',1e-10,'TolX',1e-5,'Display','off'));
piclim=plim(1)
piflim=plim(2)
LAMBDAlim=plim(3)
betalim=plim(4)
betaplim=plim(5)

pic=piclim;
pif=piflim
LAMBDA=LAMBDAlim;
beta=betalim;
betap=betaplim;
pcontrolT4t_T2t=T4tlim/T2tbreak;
T4t=T2t*pcontrolT4t_T2t;

[Vs,Vsigma,Ts,Tsigma,ps,psigma,f,pst,psigmat,Tst,Tsigmat]=CicloTFToberasConvergentes_d(pic,...
pif,T2t,T4t,alpha,beta,alphap,betap,p0t,cp,gamma,rendfan,rendcomp,rendcomb,...
R,pi34,pi02,L,p0);

% Comprobación de estado

```

```

if T2t<=T2tbreak
    ok_leypil=1;
else
    ok_leypil=0;
end

if ps==p0
    ok_tob1=1;
else
    ok_tob1=0;
end

if psigma>p0
    ok_tob2=1;
else
    ok_tob2=0;
end

if ok_leypil==1 && ok_tob1==1 && ok_tob2==1
    morado=1;
    rhosigma=psigma/(R*Tsigma);
    rhos=ps/(R*Ts);
    Gpi=rhos*Vs*Ag;
    Gsigma=Gpi*LAMBDA;
    Agf=Gsigma/(rhosigma*Vsigma);

    %Cálculo de consumo, empuje, consumo específico y rendimiento
    %global
    C=f*Gpi;
    E=(Gpi+C)*Vs-Gpi*V0+Ag*(ps-p0)+Gsigma*(Vsigma-V0)+Agf*(psigma-p0);
    cE=C/E;
    rendglobal=V0/(cE*L);

    figure(9)
hold on
plot(M0,pif,'o')
else
    morado=0;
    E=0;
    cE=0;
    C=0;
    rendglobal=0;
end

end
end

```

## A.5.6. Función secundaria “negro”

```

function [negro,ok_leypil,ok_tob1,ok_tob2,pic,T4t,E,cE,pst,psigmat,Tst,...
Tsigmat,Ts,Tsigma,C,rendglobal,T2tbreak]=negro6(M0,Z,T2t, picmax, cp, T0,...
gamma, T4tmax, pi02, pi34, rendfan, rendcomp, rendcomb, rendtb, rendmecfan,...
alpha, alphap, relareas, relareas2, p0, V0, cv, R, p0t, L,Ag,T4tlim)

% Cálculo del punto de break ambas toberas adaptadas

pbreak0=[288.23,1.5052,5.4278,0.729,0.285];
pbreak=fsolve(@(u)ecuacionesTbreakTobera1Adapt(u,picmax, T4tmax, gamma, rendcomp,...
alpha, alphap, relareas, relareas2, rendtb, rendfan, pi34, pi02, M0),pbreak0,...
optimset('TolFun',1e-10,'TolX',1e-5,'Display','off')); %optimset('TolFun',1e-10,'TolX',1e-5));

T2tbreakadapt=pbreak(1);
pifbreakadapt=pbreak(2);
LAMBDAbreakadapt=pbreak(3);
betaadapt=pbreak(4);
betapadapt=pbreak(5);

T2tbreak=T2tbreakadapt;
pifbreak=pifbreakadapt;
LAMBDAbreak=LAMBDAbreakadapt;
betabreak=betaadapt;
betapbreak=betapadapt;

x0=[picmax,1.4,5.5,0.71,0.26];
x=fsolve(@(u)ecuaciones10(u,T2t, T4tlim, gamma, rendcomp, alpha, alphap,...
relareas,relareas2, rendfan, pi34, M0, pi02, rendtb),x0,...
optimset('TolFun',1e-10,'TolX',1e-5,'Display','off'));
pic=x(1);
pif=x(2);
LAMBDA=x(3);
beta=x(4);
betap=x(5);
T4t=T4tlim;

[Vs,Vsigma,Ts,Tsigma,ps,psigma,f,pst,psigmat,Tst,Tsigmat]=CicloTFToberasConvergentes_d(pic,...
pif,T2t,T4t,alpha,beta,alphap,betap,p0t, cp, gamma, rendfan, rendcomp, rendcomb, R,...
pi34, pi02, L,p0);

%Comprobación de estado

if T2t>=T2tbreak
    ok_leypil=1;
else

```

```

    ok_leypil=0;
end

if ps==p0
    ok_tob1=1;
else
    ok_tob1=0;
end

if psigma>p0
    ok_tob2=1;
else
    ok_tob2=0;
end

if ok_leypil==1 && ok_tob1==1 && ok_tob2==1
    negro=1;
    rhosigma=psigma/(R*Tsigma);
    rhos=ps/(R*Ts);
    Gpi=rhos*Vs*Ag;
    Gsigma=Gpi*LAMBDA;
    Agf=Gsigma/(rhosigma*Vsigma);

    %Cálculo de consumo, empuje, consumo específico y rendimiento
    %global
    C=f*Gpi;
    E=(Gpi+C)*Vs-Gpi*V0+Ag*(ps-p0)+Gsigma*(Vsigma-V0)+Agf*(psigma-p0);
    cE=C/E;
    rendglobal=V0/(cE*L);

    figure(9)
hold on
plot(M0,pif,'o')
else
    negro=0;
    E=0;
    cE=0;
    C=0;
    rendglobal=0;
end

end

```

## A.5.7. Función secundaria “rojo”

```

function [rojo,ok_leypil,ok_tob1,ok_tob2,pic,T4t,E,cE,pst,psigmat,Tst,Tsigmat,...
Ts,Tsigma,C,rendglobal,T2tbreak]=rojo6(M0,Z,picmax,T4tmax,alpha,alphap,beta,betap,...
relareas,T4tlim,gamma,R,pi02,pi34, rendfan, rendcomp, rendcomb, rendtb,...
rendmecfan, Ag,T2t,p0t,cp,L,p0,V0)

global plim pbreak

%Cálculo del punto de break tobera fan condiciones críticas
pbreak0=[300,1.5,5];
pbreak=fsolve(@(u)ecuacionesTbreak(u,picmax,T4tmax,gamma,rendcomp,alpha,beta,...
relareas,rendfan,pi34),pbreak0,optimset('TolFun',1e-10,'TolX',1e-5,'Display','off'));

T2tbreakcr=pbreak(1)
pifbreakcr=pbreak(2)
LAMBDAbreakcr=pbreak(3)

%Cálculo del Mo de bloqueo/desbloqueo a T2tbreak

M0_cambioT2tbreak=sqrt(2/(gamma-1)*((gamma+1)/...
(2*pifbreakcr^((gamma-1)/gamma)*pi02^((gamma-1)/gamma))-1));

if M0>M0_cambioT2tbreak
    T2tbreak=T2tbreakcr;
    pifbreak=pifbreakcr;
    LAMBDAbreak=LAMBDAbreakcr;

else
    %Cálculo del punto de break tobera fan tobera adaptada
    %pbreak0=[T2tbreakcr,pifbreakcr,LAMBDAbreakcr];
    pbreak0=pbreak(1,1:3);
    pbreak=fsolve(@(u)ecuacionesTbreakTobFanAdapt(u,picmax,T4tmax,gamma,rendcomp,...
alpha,beta,relareas,rendfan,pi34, pi02, M0),pbreak0,optimset('TolFun',1e-10,...
'TolX',1e-5,'Display','off'));

    T2tbreakadapt=pbreak(1);
    pifbreakadapt=pbreak(2);
    LAMBDAbreakadapt=pbreak(3);

    T2tbreak=T2tbreakadapt;
    pifbreak=pifbreakadapt;
    LAMBDAbreak=LAMBDAbreakadapt;
end
%Cálculo punto lim
%plim0=[15,1.5,10];

```

```

plim0=plim;
plim=fsolve(@(u)ecuacioneslimadapt(u,T2tbreak,T4tlim,gamma,rendcomp,alpha,beta,relareas,...
rendfan,pi34,pi02,M0),plim0,optimset('TolFun',1e-10,'TolX',1e-5,'Display','off'));
piclim=plim(1);
piflim=plim(2);
LAMBDAlim=plim(3);

pic=piclim;
pif=piflim;
LAMBDA=LAMBDAlim;
pcontrolT4t_T2t=T4tlim/T2tbreak;
T4t=T2t*pcontrolT4t_T2t;

[Vs,Vsigma,Ts,Tsigma,ps,psigma,f,pst,psigmat,Tst,Tsigmat]=CicloTFTobFanConv_d(pic,pif,...
T2t,T4t,alpha,beta,alphap,betap,p0t, cp, gamma, rendfan, rendcomp, rendcomb, R, pi34, pi02, L,
%ps, p0, psigma

%Comprobación de estado

if T2t<=T2tbreak
    ok_leypil=1;
else
    ok_leypil=0;
end

if ps>p0
    ok_tob1=1;
else
    ok_tob1=0;
end

if psigma==p0
    ok_tob2=1;
else
    ok_tob2=0;
end

if ok_leypil==1 && ok_tob1==1 && ok_tob2==1
    rojo=1;
    rhosigma=psigma/(R*Tsigma);
    rhos=ps/(R*Ts);
    Gpi=rhos*Vs*Ag;
    Gsigma=Gpi*LAMBDA;
    Agf=Gsigma/(rhosigma*Vsigma);

    %Cálculo de consumo, empuje, consumo específico y rendimiento
    %global

```

```

C=f*Gpi;
E=(Gpi+C)*Vs-Gpi*V0+Ag*(ps-p0)+Gsigma*(Vsigma-V0)+Agf*(psigma-p0);
cE=C/E;
rendglobal=V0/(cE*L);

figure(9)
hold on
plot(M0,pif,'o')
else
    rojo=0;
    E=0;
    cE=0;
    C=0;
    rendglobal=0;
end
end

```

#### A.5.8. Función secundaria “rosa”

```

function [rosa,ok_leypil,ok_tob1,ok_tob2,pic,T4t,E,cE,pst,psigmat,...
Tst,Tsigmat,Ts,Tsigma,C,rendglobal,T2tbreak]=rosa6(M0,Z,picmax,T4tmax,...
alpha,alphap,relareas,relareas2,T4tlim,gamma,R,pi02,pi34,rendfan,...
rendcomp,rendcomb,rendtb,rendmecfan,Ag,T2t,p0t,cp,L,p0,V0)

%Cálculo del punto de break ambas toberas adaptadas

pbreak0=[288.23,1.5052,5.4278,0.729,0.285];
pbreak=fsolve(@(u)ecuacionesTbreakToberasAdaptadas(u, picmax, T4tmax, gamma,...
rendcomp, alpha, alphap, relareas, relareas2, rendtb, rendfan, pi34,...
pi02, M0),pbreak0,optimset('TolFun',1e-10,'TolX',1e-5,'Display','off'));
%optimset('TolFun',1e-10,'TolX',1e-5));

T2tbreakadapt=pbreak(1);
pifbreakadapt=pbreak(2);
LAMBDAbreakadapt=pbreak(3);
betaadapt=pbreak(4);
betapadapt=pbreak(5);

T2tbreak=T2tbreakadapt;
pifbreak=pifbreakadapt;
LAMBDAbreak=LAMBDAbreakadapt;
betabreak=betaadapt;
betapbreak=betapadapt;

%x0=[16.5443,1.3767,9.1553,0.71,0.26];
% x0=[14.4536,1.309,10.1143,0.71,0.26];

```

```

x0=[22.9191,1.3707,5.7172,0.76,0.34];
x=fsolve(@(u)ecuaciones9(u,T2t, T4tlim, gamma, rendcomp, alpha, alphap,...
    relareas, relareas2, rendfan, pi34, M0, pi02, rendtb),x0,...
optimset('TolFun',1e-10,'TolX',1e-5,'Display','off'));
pic=x(1);
pif=x(2);
LAMBDA=x(3);
beta=x(4);
betap=x(5);
T4t=T4tlim;

[Vs,Vsigma,Ts,Tsigma,ps,psigma,f,pst,psigmat,Tst,Tsigmat]=CicloTFTobersConvergentes_d(pic,...
pif,T2t,T4t,alpha,beta,alphap,betap,p0t, cp, gamma, rendfan, rendcomp,...
    rendcomb, R, pi34, pi02, L,p0);
%Comprobación de estado

if T2t>=T2tbreak
    ok_leypil=1;
else
    ok_leypil=0;
end

if ps==p0
    ok_tob1=1;
else
    ok_tob1=0;
end

if psigma==p0
    ok_tob2=1;
else
    ok_tob2=0;
end

if ok_leypil==1 && ok_tob1==1 && ok_tob2==1
    rosa=1;
    rhesigma=psigma/(R*Tsigma);
    rhes=ps/(R*Ts);
    Gpi=rhes*Vs*Ag;
    Gsigma=Gpi*LAMBDA;
    Agf=Gsigma/(rhesigma*Vsigma);

    %Cálculo de consumo, empuje, consumo específico y rendimiento
    %global
    C=f*Gpi;
    E=(Gpi+C)*Vs-Gpi*V0+Ag*(ps-p0)+Gsigma*(Vsigma-V0)+Agf*(psigma-p0);
    cE=C/E;

```

```

rendglobal=V0/(cE*L);

figure(9)
hold on
plot(M0,pif,'o')
else
    rosa=0;
    E=0;
    cE=0;
    C=0;
    rendglobal=0;
end

end
end

```

### A.5.9. Función secundaria “verde”

```

function [verde,ok_leypil,ok_tob1,ok_tob2,pic,T4t,E,cE,pst,psigmat,Tst,Tsigmat,...
Ts,Tsigma,C,rendglobal,T2tbreak]=verde6(M0,Z,picmax,T4tmax,alpha,alphap,beta,...
betap,relareas,T4tlim,gamma,R,pi02,pi34,rendfan,rendcomp,rendcomb,...
rendtb,rendmecfan,Ag,T2t,p0t,cp,L,p0,V0)

%Cálculo del punto de break
pbreak0=[300,1.5,5];
pbreak=fsolve(@(u)ecuacionesTbreak(u,picmax,T4tmax,gamma,rendcomp,alpha,beta,...
relareas,rendfan,pi34),pbreak0,optimset('TolFun',1e-10,'TolX',1e-5,'Display','off'));

T2tbreak=pbreak(1);
pifbreak=pbreak(2);
LAMBDAbreak=pbreak(3);
pcontrolT4t_T2t=T4tlim/T2tbreak;
%Cálculo piclim, piflim, LAMBDAlim
plim0=[15,1.5,5];
plim=fsolve(@(u)ecuacioneslim(u,T2tbreak,T4tlim,gamma,rendcomp,alpha,...
beta,relareas,rendfan,pi34),plim0,optimset('TolFun',1e-10,'TolX',1e-5,'Display','off'));
piclim=plim(1);
piflim=plim(2);
LAMBDAlim=plim(3);

pic=piclim;
pif=piflim;
LAMBDA=LAMBDAlim;
T4t=T2t*pcontrolT4t_T2t;

[Vs,Vsigma,Ts,Tsigma,ps,psigma,f,pst,psigmat,Tst,Tsigmat]=CicloTFcondcrit_d(pic,pif,...
T2t,T4t,alpha,beta,alphap,betap,p0t,cp,gamma,rendfan,rendcomp,rendcomb,R,pi34,pi02,L);

```

```

%Comprobación de estado
if T2t<T2tbreak
    ok_leypil=1;
else
    ok_leypil=0;
end

if ps>p0
    ok_tob1=1;
else
    ok_tob1=0;
end

if psigma>p0
    ok_tob2=1;
else
    ok_tob2=0;
end

if ok_leypil==1 && ok_tob1==1 && ok_tob2==1
    verde=1;
    rhosigma=psigma/(R*Tsigma);
    rhos=ps/(R*Ts);
    Gpi=rhos*Vs*Ag;
    Gsigma=Gpi*LAMBDA;
    Agf=Gsigma/(rhosigma*Vsigma);

    %Cálculo de consumo, empuje, consumo específico y rendimiento
    %global
    C=f*Gpi;
    E=(Gpi+C)*Vs-Gpi*V0+Ag*(ps-p0)+Gsigma*(Vsigma-V0)+Agf*(psigma-p0);
    cE=C/E;
    rendglobal=V0/(cE*L);

    figure(9)

hold on
plot(M0,pif,'o')
else
    verde=0;
    E=0;
    cE=0;
    C=0;
    rendglobal=0;
end

end

```

## A.6. Ajuste de Parámetros

### A.6.1. Ajuste considerando el error en el empuje

```
function e=sum_errores_cuadrado_T(parametros)

global plim pbreak pbreakam
plim=[21.6534,1.3437,5.4949,0.7756,0.3688];
%plim=[288.2383,1.5052,5.4278];
pbreak=[288.23,1.5052,5.4278];
pbreakam=[288.23,1.5052,5.4278,0.729,0.285];

picmax=24*parametros(1)
T4tmax=1600*parametros(2)
alpha=0.623*parametros(3)
%alphap=0.24*parametros(4);
% rendta=0.91*parametros(4)
beta=0.729*parametros(4)
%betap=0.26*parametros(6);
% rendtb=0.91*parametros(6)
relareas=58*parametros(5)
relareas2=0.3338*parametros(6)

cp=1004;gamma=1.4;
cv=cp/gamma; R=cp-cv;

pi02=0.98; pi34=0.98; rendfan=0.85; rendcomp=0.81; rendcomb=0.99;
rendta=(1-0.7)/(1-0.24^((gamma-1)/gamma)); rendtb=(1-0.71)/(1-0.26^((gamma-1)/gamma));
rendmecfan=0.95;
alphap=(1-(1-alpha)/rendta)^(gamma/(gamma-1)); betap=(1-(1-beta)/rendtb)^(gamma/(gamma-1));
Ag=0.8; L=43e6;

%Modelo de atmósfera
rhosl=1.225;
psl=1.01325*10^5;
Tsl=288.15;
%Ra=287.05;
asl=sqrt(R*gamma*Tsl);
alphan=6.5e-3;
T11=216.65;
p11=0.22632e5;
Z11=11000;
g=9.80665;

MOv=[0:0.25:1];
```

```

Zv=[0:2000:14000];
T4tlim=1*T4tmax;
picv=zeros(length(Zv),length(M0v));
T4tm=zeros(length(Zv),length(M0v));

figure
for j=1:length(M0v)
    M0=M0v(j);
    for k=1:length(Zv)
        Z=Zv(k);

        if Z<11000
            T0=Ts1-alphat*Zv(k);
            p0=psl*(1-alphat*Zv(k)/Ts1)^(9.80665/(R*alphat));
        else
            T0=T11;
            p0=p11*exp(-g*(Zv(k)-Z11)/(R*T11));
        end
        V0=M0*sqrt(R*gamma*T0);
        T0t=T0+V0^2/(2*cp);
        p0t=p0*(T0t/T0)^(gamma/(gamma-1));
        T2t=T0+V0^2/(2*cp);
        T2tv(j,k)=T2t;

        [Celeste,ok_leypil,ok_tob1,ok_tob2,pic,T4t,E,cE,pst,psigmat,Tst,Tsigmat,Tsigma,...
        Ts,C,rendglobal,T2tbreak]=celeste6(M0,Z,picmax,T4tmax,alpha,alphap,beta,betap,...
        relareas,T4tlim,gamma,R,pi02,pi34, rendfan, rendcomp, rendcomb, rendtb,...
        rendmecfan, Ag,T2t,p0t,cp,L,p0,V0);
        if Celeste==1
            Celeste;
            figure(1)
            hold on
            plot(M0,Z,'*c',xlabel('M_0'),ylabel('Z')); axis([0 1 0 14000])
%           %mesh(M0,Z,pic,'*c',xlabel('M_0'),ylabel('Z')); axis([0 1 0 14000 0 20])
            picv(k,j)=pic;
            T4tm(k,j)=T4t;
            Ev(j,k)=E;
            cEv(j,k)=cE;
            Cv(j,k)=C;
            rendglobalv(j,k)=rendglobal;
            T2tbreakv(j,k)=T2tbreak;
        else
            [Verde,ok_leypil,ok_tob1,ok_tob2,pic,T4t,E,cE,pst,psigmat,Tst,Tsigmat,Ts,...
            Tsigma,C,rendglobal,T2tbreak]=verde6(M0,Z,picmax,T4tmax,alpha,alphap,beta,...
            betap,relareas,T4tlim,gamma,R,pi02,pi34, rendfan, rendcomp, rendcomb, rendtb,...
            rendmecfan, Ag,T2t,p0t,cp,L,p0,V0);
            if Verde==1

```

```

Verde;
figure(1)
hold on
plot(M0,Z,'*g',xlabel('M_0'),ylabel('Z')); axis([0 1 0 14000])
%mesh(M0,Z,pic,'*g',xlabel('M_0'),ylabel('Z')); axis([0 1 0 14000 0 20])
picv(k,j)=pic;
T4tm(k,j)=T4t;
Ev(j,k)=E;
cEv(j,k)=cE;
Cv(j,k)=C;
rendglobalv(j,k)=rendglobal;
T2tbreakv(j,k)=T2tbreak;
else
    [Rojo,ok_leypil,ok_tob1,ok_tob2,pic,T4t,E,cE,pst,psigmat,Tst,Tsigmat,...
Ts,Tsigma,C,rendglobal,T2tbreak]=rojo6(M0,Z,picmax,T4tmax,alpha,alphap,...
beta,betap,relareas,T4tlim,gamma,R,pi02,pi34,rendfan,rendcomp,...
rendcomb,rendtb,rendmecfan,Ag,T2t,p0t,cp,L,p0,V0);
    if Rojo==1
        Rojo;
        figure(1)
        hold on
        plot(M0,Z,'*r',xlabel('M_0'),ylabel('Z')); axis([0 1 0 14000])
        %mesh(M0,Z,pic,'*r',xlabel('M_0'),ylabel('Z')); axis([0 1 0 14000 0 20])
        picv(k,j)=pic;
        T4tm(k,j)=T4t;
        Ev(j,k)=E;
        cEv(j,k)=cE;
        Cv(j,k)=C;
        rendglobalv(j,k)=rendglobal;
        T2tbreakv(j,k)=T2tbreak;
    else
        [Amarillo,ok_leypil,ok_tob1,ok_tob2,pic,T4t,E,cE,pst,psigmat,Tst,...
Tsigmat,Ts,Tsigma,C,rendglobal,T2tbreak]=amarillo6(M0,Z,picmax,T4tmax,...
alpha,alphap,relareas,relareas2,T4tlim,gamma,R,pi02,pi34,rendfan,...
rendcomp,rendcomb,rendtb,rendmecfan,Ag,T2t,p0t,cp,L,p0,V0);
        if Amarillo==1
            Amarillo;
            figure(1)
            hold on
            plot(M0,Z,'*y',xlabel('M_0'),ylabel('Z')); axis([0 1 0 14000])
            % mesh(M0,Z,pic,'*y',xlabel('M_0'),ylabel('Z'));
%axis([0 1 0 14000 0 20])
            picv(k,j)=pic;
            T4tm(k,j)=T4t;
            Ev(j,k)=E;
            cEv(j,k)=cE;
            Cv(j,k)=C;
            rendglobalv(j,k)=rendglobal;

```

```

        T2tbreakv(j,k)=T2tbreak;
    else
        [Rosa,ok_leypil,ok_tob1,ok_tob2,pic,T4t,E,cE,pst,psigmat,Tst,...
Tsigmat,Ts,Tsigma,C,rendglobal,T2tbreak]=rosa6(M0,Z,picmax,...
T4tmax,alpha,alphap,relareas,relareas2,T4tlim,gamma,R,pi02,pi34,...
rendfan,rendcomp,rendcomb,rendtb,rendmecfan,Ag,T2t,p0t,...
cp,L,p0,V0);
        if Rosa==1
            Rosa;
            figure(1)
            hold on
            plot(M0,Z,'*m',xlabel('M_0'),ylabel('Z')); axis([0 1 0 14000])
%           mesh(M0,Z,pic,'*m',xlabel('M_0'),ylabel('Z'));
%           axis([0 1 0 14000 0 20])
            picv(k,j)=pic;
            T4tm(k,j)=T4t;
            Ev(j,k)=E;
            cEv(j,k)=cE;
            Cv(j,k)=C;
            rendglobalv(j,k)=rendglobal;
            T2tbreakv(j,k)=T2tbreak;
        else
            [Negro,ok_leypil,ok_tob1,ok_tob2,pic,T4t,E,cE,pst,psigmat,...
Tst,Tsigmat,Ts,Tsigma,C,rendglobal,T2tbreak]=negro6(M0,Z,T2t,...
picmax, cp, T0, gamma, T4tmax, pi02, pi34, rendfan, rendcomp,...
rendcomb, rendtb, rendmecfan, alpha, alphap, relareas,...
relareas2, p0, V0, cv, R, p0t, L,Ag,T4tlim);
            if Negro==1
                Negro;
                figure(1)
                hold on
                plot(M0,Z,'*k',xlabel('M_0'),ylabel('Z'));
axis([0 1 0 14000])
                %mesh(M0,Z,pic,'*k',xlabel('M_0'),ylabel('Z'));
%axis([0 1 0 14000 0 20])
                picv(k,j)=pic;
                T4tm(k,j)=T4t;
                Ev(j,k)=E;
                cEv(j,k)=cE;
                Cv(j,k)=C;
                rendglobalv(j,k)=rendglobal;
                T2tbreakv(j,k)=T2tbreak;
            else
                [Azul,ok_leypil,ok_tob1,ok_tob2,pic,T4t,E,cE,pst,...
psigmat,Tst,Tsigmat,Ts,Tsigma,C,rendglobal,T2tbreak]...
=azul6(M0,Z,picmax,T4tmax,alpha,alphap,beta,betap,...
relareas,relareas2,T4tlim,gamma,R,pi02,pi34,rendfan,...
rendcomp,rendcomb,rendtb,rendmecfan,Ag,T2t,p0t,cp,L,p0,V0);

```



```

        end
    end

    end
end
%error;
picv

cp=1004;gamma=1.4;
cv=cp/gamma; R=cp-cv;

%Modelo de atmósfera
rhosl=1.225;
psl=1.01325*10^5;
Tempsl=288.15;
Ra=287.05;
asl=sqrt(Ra*gamma*Tempsl);
alphan=6.5e-3;
T11=216.65;
p11=0.22632e5;
Z11=11000;
g=9.80665;

%Datos del motor a nivel del mar
Tsl=56750*4.44822; cEsl=0.32*0.4536/4.44822/3600;

for m=1:length(M0v)
    M0=M0v(m);
    for k=1:length(Zv)
        Z=Zv(k);
        if Z<11000
            Temp0=Tempsl-alphan*Z;
            p0=psl*(1-alphan*Z/Tempsl)^(9.80665/(R*alphan));
        else
            Temp0=T11;
            p0=p11*exp(-g*(Z-Z11)/(R*T11));
        end

        T2tbreak=T2tbreakv(m,k);
        delta=p0/psl;theta=Temp0/Tempsl;palanca=1;
        if T0/Tsl<T2tbreak/Tsl

            Tm=Tsl*delta*(1+(gamma-1)/2*M0^2)^(gamma/(gamma-1))*(1-0.49*sqrt(M0))*1/theta;
        else
            Tm=Tsl*delta*(1+(gamma-1)/2*M0^2)^(gamma/(gamma-1))...
*(1-0.49*sqrt(M0)-3*(theta-T2tbreak/Tsl)/(1.5+M0));
        end
        T=palanca*Tm;
    end
end

```

```

%           cE=cEsl*sqrt(theta)*(1+1.2*M0);

           Tv(m,k)=T;
%           cEv2(k,j)=cE;
    end
end
T2tbreakv
[M0,Z]=meshgrid(M0v,Zv);
figure
mesh(M0,Z,Tv');xlabel('M_0');ylabel('Z');zlabel('T');
hold on
mesh(M0,Z,Ev'); %colormap(fig,'default'); %colormap(fig2,'summer')

legend('Modelo de Mattingly', 'Nuevo Modelo')

% contour(M0,Z,picv,[12:0.5:20])
% contour(M0,Z,T4tm,[1360:10:1600])
% Ev, Tv
error_T_cuadrado=((Ev'-Tv')./Ts1).^2;
% error_cE_cuadrado=((cEv-cEv2)./cEsl).^2;
suma_e_T=sum(sum(error_T_cuadrado));
% suma_e_cE=sum(sum(error_cE_cuadrado));

    e=[suma_e_T];
    %para pic=17.5 y T4topt e=0.7085
    %para pic=17.5, T4topt, alpha=0.73 y alphap=0.3 e=1.0433
    %para pic=18 y T4topt e=0.7467
    %para pic=20 y T4topt e=0.9198
    %para pic=20.5 y T4topt e=0.9566
end

```

### A.6.2. Ajuste considerando el error en el consumo específico

```

function e=sum_errores_cuadrado_cE(parametros)
global plim pbreak pbreakam
plim=[21.6534,1.3437,5.4949,0.7756,0.3688];
%plim=[288.2383,1.5052,5.4278];
pbreak=[288.23,1.5052,5.4278]
pbreakam=[288.23,1.5052,5.4278,0.729,0.285];

picmax=23*parametros(1)
T4tmax=1600*parametros(2)
alpha=0.623*parametros(3)
%alphap=0.24*parametros(4);
% rendta=0.91*parametros(4)
beta=0.729*parametros(4)
%betap=0.26*parametros(6);

```

```

% rendtb=0.91*parametros(6)
relareas=58*parametros(5)
relareas2=0.3338*parametros(6)

cp=1004;gamma=1.4;
cv=cp/gamma; R=cp-cv;

pi02=0.98; pi34=0.98; rendfan=0.85 rendta=(1-0.623)/(1-0.15^((gamma-1)/gamma));
rendtb=(1-0.729)/(1-0.285^((gamma-1)/gamma)); rendcomb=0.99; rendcomp=0.81;
rendmecfan=0.95;
alphap=(1-(1-alpha)/rendta)^(gamma/(gamma-1)); betap=(1-(1-beta)/rendtb)^(gamma/(gamma-1));
Ag=1; L=43e6;

%Modelo de atmósfera
rhosl=1.225;
psl=1.01325*10^5;
Tsl=288.15;
%Ra=287.05;
asl=sqrt(R*gamma*Tsl);
alphan=6.5e-3;
T11=216.65;
p11=0.22632e5;
Z11=11000;
g=9.80665;

M0v=[0:0.25:1];
Zv=[0:2000:14000];
T4tlim=1*T4tmax;
picv=zeros(length(Zv),length(M0v));
T4tm=zeros(length(Zv),length(M0v));

figure
for j=1:length(M0v)
    M0=M0v(j);
    for k=1:length(Zv)
        Z=Zv(k);

        if Z<11000
            T0=Tsl-alphan*Zv(k);
            p0=psl*(1-alphan*Zv(k)/Tsl)^(9.80665/(R*alphan));
        else
            T0=T11;
            p0=p11*exp(-g*(Zv(k)-Z11)/(R*T11));
        end
        V0=M0*sqrt(R*gamma*T0);
        T0t=T0+V0^2/(2*cp);
        p0t=p0*(T0t/T0)^(gamma/(gamma-1));
    end
end

```

```

T2t=T0+V0^2/(2*cp);
T2tv(j,k)=T2t;

[Celeste,ok_leyPil,ok_tob1,ok_tob2,pic,T4t,E,cE,pst,psigmat,Tst,Tsigmat,Tsigma,...
Ts,C,rendglobal,T2tbreak]=celeste6(M0,Z,picmax,T4tmax,alpha,alphap,beta,betap,...
relareas,T4tlim,gamma,R,pi02,pi34, rendfan, rendcomp, rendcomb, rendtb,...
rendmecfan, Ag,T2t,p0t,cp,L,p0,V0);
if Celeste==1
    Celeste;
    figure(1)
    hold on
    plot(M0,Z,'*c',xlabel('M_0'),ylabel('Z')); axis([0 1 0 14000])
%    %mesh(M0,Z,pic,'*c',xlabel('M_0'),ylabel('Z')); axis([0 1 0 14000 0 20])
    picv(k,j)=pic;
    T4tm(k,j)=T4t;
    Ev(j,k)=E;
    cEv(j,k)=cE;
    Cv(j,k)=C;
    rendglobalv(j,k)=rendglobal;
else
    [Verde,ok_leyPil,ok_tob1,ok_tob2,pic,T4t,E,cE,pst,psigmat,Tst,Tsigmat,Ts,...
Tsigma,C,rendglobal,T2tbreak]=verde6(M0,Z,picmax,T4tmax,alpha,alphap,beta,betap,...
relareas,T4tlim,gamma,R,pi02,pi34, rendfan, rendcomp, rendcomb, rendtb,...
rendmecfan, Ag,T2t,p0t,cp,L,p0,V0);
if Verde==1
    Verde;
    figure(1)
    hold on
    plot(M0,Z,'*g',xlabel('M_0'),ylabel('Z')); axis([0 1 0 14000])
%    %mesh(M0,Z,pic,'*g',xlabel('M_0'),ylabel('Z')); axis([0 1 0 14000 0 20])
    picv(k,j)=pic;
    T4tm(k,j)=T4t;
    Ev(j,k)=E;
    cEv(j,k)=cE;
    Cv(j,k)=C;
    rendglobalv(j,k)=rendglobal;
else
    [Rojo,ok_leyPil,ok_tob1,ok_tob2,pic,T4t,E,cE,pst,psigmat,Tst,Tsigmat,Ts,...
Tsigma,C,rendglobal,T2tbreak]=rojo6(M0,Z,picmax,T4tmax,alpha,alphap,...
beta,betap,relareas,T4tlim,gamma,R,pi02,pi34, rendfan, rendcomp,...
rendcomb, rendtb, rendmecfan, Ag,T2t,p0t,cp,L,p0,V0);
if Rojo==1
    Rojo;
    figure(1)
    hold on
    plot(M0,Z,'*r',xlabel('M_0'),ylabel('Z')); axis([0 1 0 14000])
%    %mesh(M0,Z,pic,'*r',xlabel('M_0'),ylabel('Z')); axis([0 1 0 14000 0 20])
    picv(k,j)=pic;

```

```

        T4tm(k,j)=T4t;
        Ev(j,k)=E;
        cEv(j,k)=cE;
        Cv(j,k)=C;
        rendglobalv(j,k)=rendglobal;
    else
        [Amarillo,ok_leypil,ok_tob1,ok_tob2,pic,T4t,E,cE,pst,psigmat,Tst,...
Tsigmat,Ts,Tsigma,C,rendglobal,T2tbreak]=amarillo6(M0,Z,picmax,T4tmax,...
alpha,alphap,relareas,relareas2,T4tlim,gamma,R,pi02,pi34,rendfan,...
rendcomp,rendcomb,rendtb,rendmecfan,Ag,T2t,p0t,cp,L,p0,V0);
        if Amarillo==1
            Amarillo;
            figure(1)
            hold on
            plot(M0,Z,'*y',xlabel('M_0'),ylabel('Z'));
axis([0 1 0 14000])
            % mesh(M0,Z,pic,'*y',xlabel('M_0'),ylabel('Z'));
% axis([0 1 0 14000 0 20])
            picv(k,j)=pic;
            T4tm(k,j)=T4t;
            Ev(j,k)=E;
            cEv(j,k)=cE;
            Cv(j,k)=C;
            rendglobalv(j,k)=rendglobal;
        else
            [Rosa,ok_leypil,ok_tob1,ok_tob2,pic,T4t,E,cE,pst,psigmat,Tst,...
Tsigmat,Ts,Tsigma,C,rendglobal,T2tbreak]=rosa6(M0,Z,picmax,...
T4tmax,alpha,alphap,relareas,relareas2,T4tlim,gamma,R,pi02,pi34,...
rendfan,rendcomp,rendcomb,rendtb,rendmecfan,Ag,T2t,...
p0t,cp,L,p0,V0);
            if Rosa==1
                Rosa;
                figure(1)
                hold on
                plot(M0,Z,'*m',xlabel('M_0'),ylabel('Z')); axis([0 1 0 14000])
%                mesh(M0,Z,pic,'*m',xlabel('M_0'),ylabel('Z'));
            axis([0 1 0 14000 0 20])
                picv(k,j)=pic;
                T4tm(k,j)=T4t;
                Ev(j,k)=E;
                cEv(j,k)=cE;
                Cv(j,k)=C;
                rendglobalv(j,k)=rendglobal;
            else
                [Negro,ok_leypil,ok_tob1,ok_tob2,pic,T4t,E,cE,pst,psigmat,...
Tst,Tsigmat,Ts,Tsigma,C,rendglobal,T2tbreak]=negro6(M0,Z,T2t,...
picmax,cp,T0,gamma,T4tmax,pi02,pi34,rendfan,rendcomp,...
rendcomb,rendtb,rendmecfan,alpha,alphap,relareas,...

```

```

relareas2, p0, V0, cv, R, p0t, L, Ag, T4tlim);
    if Negro==1
        Negro;
        figure(1)
        hold on
        plot(M0,Z,'*k',xlabel('M_0'),ylabel('Z'));
axis([0 1 0 14000])
        %mesh(M0,Z,pic,'*k',xlabel('M_0'),ylabel('Z'));
%axis([0 1 0 14000 0 20])
        picv(k,j)=pic;
        T4tm(k,j)=T4t;
        Ev(j,k)=E;
        cEv(j,k)=cE;
        Cv(j,k)=C;
        rendglobalv(j,k)=rendglobal;
    else
        [Azul,ok_leypil,ok_tob1,ok_tob2,pic,T4t,E,cE,pst,...
psigmat,Tst,Tsigmat,Ts,Tsigma,C,rendglobal,T2tbreak]=...
azul6(M0,Z,picmax,T4tmax,alpha,alphap,beta,betap,...
relareas,relareas2,T4tlim,gamma,R,pi02,pi34,rendfan,...
rendcomp,rendcomb,rendtb,rendmecfan,Ag,T2t,p0t,...
cp,L,p0,V0);
        if Azul==1
            Azul;
            figure(1)
            hold on
            plot(M0,Z,'*b',xlabel('M_0'),ylabel('Z'));
axis([0 1 0 14000])
            %mesh(M0,Z,pic,'*b',xlabel('M_0'),ylabel('Z'));
%axis([0 1 0 14000 0 20])
            picv(k,j)=pic;
            T4tm(k,j)=T4t;
            error=0;
            Ev(j,k)=E;
            cEv(j,k)=cE;
            Cv(j,k)=C;
            rendglobalv(j,k)=rendglobal;
        else
            [Morado,ok_leypil,ok_tob1,ok_tob2,pic,T4t,E,cE,pst,...
psigmat,Tst,Tsigmat,Ts,Tsigma,C,rendglobal,T2tbreak]...
=morado6(M0,Z,picmax,T4tmax,alpha,alphap,relareas,...
relareas2,T4tlim,gamma,R,pi02,pi34,rendfan,rendcomp,...
rendcomb,rendtb,rendmecfan,Ag,T2t,p0t,cp,L,p0,V0);
            if Morado==1
                Morado;
                figure(1)
                hold on
                plot(M0,Z,'*', 'color',[0.7 0 0.9])

```

```

                                xlabel('M_0'),ylabel('Z'); axis([0 1 0 14000])
                                picv(k,j)=pic;
                                T4tm(k,j)=T4t;
                                error=0;
                                Ev(j,k)=E;
                                cEv(j,k)=cE;
                                Cv(j,k)=C;
                                rendglobalv(j,k)=rendglobal;
                                else
                                    error=1;
                                    picv(j,k)=0;
                                    T4tm(j,k)=0;
                                    cEv(j,k)=0;
                                end
                            end
                        end
                    end
                end
            end
        end
    end
end
%error;

cp=1004;gamma=1.4;
cv=cp/gamma; R=cp-cv;

%Modelo de atmósfera
rhosl=1.225;
psl=1.01325*10^5;
Tempsl=288.15;
Ra=287.05;
asl=sqrt(Ra*gamma*Tempsl);
alphat=6.5e-3;
T11=216.65;
p11=0.22632e5;
Z11=11000;
g=9.80665;

%Datos del motor a nivel del mar
Ts1=56750*4.44822; cEs1=0.32*0.4536/4.44822/3600;

for j=1:length(M0v)
    M0=M0v(j);
    for k=1:length(Zv)

```

```

Z=Zv(k);
if Z<11000
    Temp0=Temps1-alphat*Z;
    p0=ps1*(1-alphat*Z/Temps1)^(9.80665/(R*alphat));
else
    Temp0=T11;
    p0=p11*exp(-g*(Z-Z11)/(R*T11));
end

delta=p0/ps1;theta=Temp0/Temps1;palanca=1;
% Tm=Tsl*delta*(1+(gamma-1)/2*M0^2)^(gamma/(gamma-1))*(1-0.49*sqrt(M0))*1/theta;
% T=palanca*Tm;
cE=cEsl*sqrt(theta)*(1+1.2*M0);

%Tv(k,j)=T;
cEv2(j,k)=cE;
end
end
%
[M0,Z]=meshgrid(M0v,Zv);
figure
mesh(M0,Z,cEv');xlabel('M_0');ylabel('Z');zlabel('c_E');
hold on
mesh(M0,Z,cEv2'); %colormap(fig,'default'); %colormap(fig2,'summer')
legend('Modelo de Mattingly', 'Nuevo Modelo')

% contour(M0,Z,picv,[12:0.5:20])
% contour(M0,Z,T4tm,[1360:10:1600])

%cEv,cEv2
error_cE_cuadrado=((cEv-cEv2)./cEsl).^2;
suma_e_cE=sum(sum(error_cE_cuadrado));

e=[suma_e_cE];
end

```

### A.6.3. Ajuste considerando el error medio

```

function e=sum_errores_cuadrado_med(parametros)

global plim pbreak pbreakam
plim=[21.6534,1.3437,5.4949,0.7756,0.3688];
%plim=[288.2383,1.5052,5.4278];
pbreak=[288.23,1.5052,5.4278];
pbreakam=[288.23,1.5052,5.4278,0.729,0.285];

```

```

picmax=22.7*parametros(1)
T4tmax=1590*parametros(2)
alpha=0.623*parametros(3)
%alphap=0.24*parametros(4);
% rendta=0.91*parametros(4)
beta=0.729*parametros(4)
%betap=0.26*parametros(6);
% rendtb=0.91*parametros(6)
relareas=58*parametros(5)
relareas2=0.3338*parametros(6)

cp=1004;gamma=1.4;
cv=cp/gamma; R=cp-cv;

pi02=0.98; pi34=0.98; rendfan=0.85; rendcomp=0.81; rendcomb=0.99;
rendta=(1-0.7)/(1-0.24^((gamma-1)/gamma)); rendtb=(1-0.71)/(1-0.26^((gamma-1)/gamma));
rendmecfan=0.95;
alphap=(1-(1-alpha)/rendta)^(gamma/(gamma-1)); betap=(1-(1-beta)/rendtb)^(gamma/(gamma-1));
Ag=0.8; L=43e6;

%Modelo de atmósfera
rhosl=1.225;
psl=1.01325*10^5;
Tsl=288.15;
%Ra=287.05;
asl=sqrt(R*gamma*Tsl);
alphan=6.5e-3;
T11=216.65;
p11=0.22632e5;
Z11=11000;
g=9.80665;

M0v=[0:0.25:1];
Zv=[0:2000:14000];
T4tlim=1*T4tmax;
picv=zeros(length(Zv),length(M0v));
T4tm=zeros(length(Zv),length(M0v));

figure
for j=1:length(M0v)
    M0=M0v(j);
    for k=1:length(Zv)
        Z=Zv(k);

        if Z<11000
            T0=Tsl-alphan*Zv(k);
            p0=psl*(1-alphan*Zv(k)/Tsl)^(9.80665/(R*alphan));

```

```

else
    T0=T11;
    p0=p11*exp(-g*(Zv(k)-Z11)/(R*T11));
end
V0=M0*sqrt(R*gamma*T0);
T0t=T0+V0^2/(2*cp);
p0t=p0*(T0t/T0)^(gamma/(gamma-1));
T2t=T0+V0^2/(2*cp);
T2tv(j,k)=T2t;

[Celeste,ok_leyPil,ok_tob1,ok_tob2,pic,T4t,E,cE,pst,psigmat,Tst,Tsigmat,Tsigma,...
Ts,C,rendglobal,T2tbreak]=celeste6(M0,Z,picmax,T4tmax,alpha,alphap,beta,betap,...
relareas,T4tlim,gamma,R,pi02,pi34,rendfan,rendcomp,rendcomb,rendtb,...
rendmecfan,Ag,T2t,p0t,cp,L,p0,V0);
if Celeste==1
    Celeste;
    figure(1)
    hold on
    plot(M0,Z,'*c',xlabel('M_0'),ylabel('Z')); axis([0 1 0 14000])
%    %mesh(M0,Z,pic,'*c',xlabel('M_0'),ylabel('Z')); axis([0 1 0 14000 0 20])
    picv(k,j)=pic;
    T4tm(k,j)=T4t;
    Ev(j,k)=E;
    cEv(j,k)=cE;
    Cv(j,k)=C;
    rendglobalv(j,k)=rendglobal;
    T2tbreakv(j,k)=T2tbreak;
else
    [Verde,ok_leyPil,ok_tob1,ok_tob2,pic,T4t,E,cE,pst,psigmat,Tst,Tsigmat,Ts,...
Tsigma,C,rendglobal,T2tbreak]=verde6(M0,Z,picmax,T4tmax,alpha,alphap,beta,betap,...
relareas,T4tlim,gamma,R,pi02,pi34,rendfan,rendcomp,rendcomb,rendtb,...
rendmecfan,Ag,T2t,p0t,cp,L,p0,V0);
    if Verde==1
        Verde;
        figure(1)
        hold on
        plot(M0,Z,'*g',xlabel('M_0'),ylabel('Z')); axis([0 1 0 14000])
        %mesh(M0,Z,pic,'*g',xlabel('M_0'),ylabel('Z')); axis([0 1 0 14000 0 20])
        picv(k,j)=pic;
        T4tm(k,j)=T4t;
        Ev(j,k)=E;
        cEv(j,k)=cE;
        Cv(j,k)=C;
        rendglobalv(j,k)=rendglobal;
        T2tbreakv(j,k)=T2tbreak;
    else
        [Rojo,ok_leyPil,ok_tob1,ok_tob2,pic,T4t,E,cE,pst,psigmat,Tst,Tsigmat,...
Ts,Tsigma,C,rendglobal,T2tbreak]=rojo6(M0,Z,picmax,T4tmax,alpha,alphap,...

```

```

beta,betap,relareas,T4tlim,gamma,R,pi02,pi34, rendfan, rendcomp,...
rendcomb, rendtb, rendmecfan, Ag,T2t,p0t,cp,L,p0,V0);
    if Rojo==1
        Rojo;
        figure(1)
        hold on
        plot(M0,Z,'*r',xlabel('M_0'),ylabel('Z')); axis([0 1 0 14000])
        %mesh(M0,Z,pic,'*r',xlabel('M_0'),ylabel('Z')); axis([0 1 0 14000 0 20])
        picv(k,j)=pic;
        T4tm(k,j)=T4t;
        Ev(j,k)=E;
        cEv(j,k)=cE;
        Cv(j,k)=C;
        rendglobalv(j,k)=rendglobal;
        T2tbreakv(j,k)=T2tbreak;
    else
        [Amarillo,ok_leypil,ok_tob1,ok_tob2,pic,T4t,E,cE,pst,psigmat,Tst,...
Tsigmat,Ts,Tsigma,C,rendglobal,T2tbreak]=amarillo6(M0,Z,picmax,T4tmax,...
alpha,alphap,relareas,relareas2,T4tlim,gamma,R,pi02,pi34, rendfan,...
rendcomp, rendcomb, rendtb, rendmecfan, Ag,T2t,p0t,cp,L,p0,V0);
        if Amarillo==1
            Amarillo;
            figure(1)
            hold on
            plot(M0,Z,'*y',xlabel('M_0'),ylabel('Z')); axis([0 1 0 14000])
            % mesh(M0,Z,pic,'*y',xlabel('M_0'),ylabel('Z'));
% axis([0 1 0 14000 0 20])
            picv(k,j)=pic;
            T4tm(k,j)=T4t;
            Ev(j,k)=E;
            cEv(j,k)=cE;
            Cv(j,k)=C;
            rendglobalv(j,k)=rendglobal;
            T2tbreakv(j,k)=T2tbreak;
        else
            [Rosa,ok_leypil,ok_tob1,ok_tob2,pic,T4t,E,cE,pst,psigmat,Tst,...
Tsigmat,Ts,Tsigma,C,rendglobal,T2tbreak]=rosa6(M0,Z,picmax,...
T4tmax,alpha,alphap,relareas,relareas2,T4tlim,gamma,R,pi02,pi34,...
rendfan, rendcomp, rendcomb, rendtb, rendmecfan, Ag,T2t,p0t,...
cp,L,p0,V0);
            if Rosa==1
                Rosa;
                figure(1)
                hold on
                plot(M0,Z,'*m',xlabel('M_0'),ylabel('Z')); axis([0 1 0 14000])
                mesh(M0,Z,pic,'*m',xlabel('M_0'),ylabel('Z'));
% axis([0 1 0 14000 0 20])
                picv(k,j)=pic;

```

```

        T4tm(k,j)=T4t;
        Ev(j,k)=E;
        cEv(j,k)=cE;
        Cv(j,k)=C;
        rendglobalv(j,k)=rendglobal;
        T2tbreakv(j,k)=T2tbreak;
    else
        [Negro,ok_leypil,ok_tob1,ok_tob2,pic,T4t,E,cE,pst,psigmat,...
Tst,Tsigmat,Ts,Tsigma,C,rendglobal,T2tbreak]=negro6(M0,Z,T2t,...
picmax, cp, T0, gamma, T4tmax, pi02, pi34, rendfan, rendcomp,...
rendcomb, rendtb, rendmecfan, alpha, alphap, relareas,...
relareas2, p0, V0, cv, R, p0t, L,Ag,T4tlim);
        if Negro==1
            Negro;
            figure(1)
            hold on
            plot(M0,Z,'*k',xlabel('M_0'),ylabel('Z'));
axis([0 1 0 14000])
            %mesh(M0,Z,pic,'*k',xlabel('M_0'),ylabel('Z'));
%axis([0 1 0 14000 0 20])
            picv(k,j)=pic;
            T4tm(k,j)=T4t;
            Ev(j,k)=E;
            cEv(j,k)=cE;
            Cv(j,k)=C;
            rendglobalv(j,k)=rendglobal;
            T2tbreakv(j,k)=T2tbreak;
        else
            [Azul,ok_leypil,ok_tob1,ok_tob2,pic,T4t,E,cE,pst,...
psigmat,Tst,Tsigmat,Ts,Tsigma,C,rendglobal,T2tbreak]...
=azul6(M0,Z,picmax,T4tmax,alpha,alphap,beta,betap,...
relareas,relareas2,T4tlim,gamma,R,pi02,pi34, rendfan,...
rendcomp, rendcomb, rendtb, rendmecfan, Ag,T2t,p0t,cp,L,p0,V0);
            if Azul==1
                Azul;
                figure(1)
                hold on
                plot(M0,Z,'*b',xlabel('M_0'),ylabel('Z'));
axis([0 1 0 14000])
                %mesh(M0,Z,pic,'*b',xlabel('M_0'),ylabel('Z'));
%axis([0 1 0 14000 0 20])
            picv(k,j)=pic;
            T4tm(k,j)=T4t;
            error=0;
            Ev(j,k)=E;
            cEv(j,k)=cE;
            Cv(j,k)=C;
            rendglobalv(j,k)=rendglobal;

```



```

asl=sqrt(Ra*gamma*Tempsl);
alphan=6.5e-3;
T11=216.65;
p11=0.22632e5;
Z11=11000;
g=9.80665;

%Datos del motor a nivel del mar
Tsl=56750*4.44822; cEsl=0.32*0.4536/4.44822/3600;

for m=1:length(M0v)
    M0=M0v(m);
    for k=1:length(Zv)
        Z=Zv(k);
        if Z<11000
            Temp0=Tempsl-alphan*Z;
            p0=psl*(1-alphan*Z/Tempsl)^(9.80665/(R*alphan));
        else
            Temp0=T11;
            p0=p11*exp(-g*(Z-Z11)/(R*T11));
        end

        T2tbreak=T2tbreakv(m,k);
        delta=p0/psl;theta=Temp0/Tempsl;palanca=1;
        if T0/Tsl<T2tbreak/Tsl

            Tm=Tsl*delta*(1+(gamma-1)/2*M0^2)^(gamma/(gamma-1))*(1-0.49*sqrt(M0))*1/theta;
        else
            Tm=Tsl*delta*(1+(gamma-1)/2*M0^2)^(gamma/(gamma-1))...
*(1-0.49*sqrt(M0)-3*(theta-T2tbreak/Tsl)/(1.5+M0));
        end
        T=palanca*Tm;
        cE=cEsl*sqrt(theta)*(1+1.2*M0);

        Tv(m,k)=T;
        cEv2(m,k)=cE;
    end
end

% [M0,Z]=meshgrid(M0v,Zv);
% figure
% mesh(M0,Z,cEv');xlabel('M_0');ylabel('Z');zlabel('c_E');
% hold on
% mesh(M0,Z,cEv2'); %colormap(fig,'default'); %colormap(fig2,'summer')
% legend('Modelo de Mattingly', 'Modelo generado')
%
% [M0,Z]=meshgrid(M0v,Zv);

```

```

% figure
% mesh(M0,Z,Tv');xlabel('M_0');ylabel('Z');zlabel('T');
% hold on
% mesh(M0,Z,Ev'); %colormap(fig,'default'); %colormap(fig2,'summer')
% legend('Modelo de Mattingly', 'Modelo generado')

% contour(M0,Z,picv,[12:0.5:20])
% contour(M0,Z,T4tm,[1360:10:1600])

error_T_cuadrado=((Ev'-Tv')./Ts1).^2;
error_cE_cuadrado=((cEv'-cEv2')./cEs1).^2;
suma_e_T=sum(sum(error_T_cuadrado));
suma_e_cE=sum(sum(error_cE_cuadrado));

error_med=(error_T_cuadrado+error_cE_cuadrado)/2;
suma_med=sum(sum(error_med));

e=[suma_med];
end

```

#### A.6.4. Uso de *fsolve*

```

clear all;clc;close all;

parametros0=[1 1, 1, 1, 1, 1];

minimos=[0.9,0.9062,0.9501,0.9721,0.9828,0.7]; maximos=[1.15,1.0938,1.4286,1.4085,1.1379,
misops=optimset('TolFun',1e-6,'TolX',1e-3,'Display','iter','MaxIter',100);

%[parametros_T,fval,exitflag]=fmincon(@(parametros)sum_errores_cuadrado_T(parametros),É
parametros0,[],[],[],[],minimos,maximos,[],misops);
% [parametros_cE,fval,exitflag]=fmincon(@(parametros)sum_errores_cuadrado_cE(parametros),
parametros0,[],[],[],[],minimos,maximos,[],misops);

[parametros_med,fval,exitflag]=fmincon(@(parametros)sum_errores_cuadrado_med(parametros),
close all

```