



universidad
de león



Escuela de Ingenierías Industrial, Informática y Aeroespacial

GRADO EN INGENIERÍA AEROESPACIAL

Trabajo de Fin de Grado

DISEÑO PRELIMINAR DE UNA PLATAFORMA PROPULSIVA
PARA LA AERONAVE DE COMBATE MCDONNELL
DOUGLAS F-4 PHANTOM II

PRELIMINARY DESIGN OF A PROPULSIVE PLATFORM
FOR THE MCDONNELL DOUGLAS F-4 PHANTOM II
COMBAT AIRCRAFT

Autor: Mario García Chico
Tutor: Deibi López Rodríguez

(Julio, 2022)

UNIVERSIDAD DE LEÓN
Escuela de Ingenierías Industrial, Informática y
Aeroespacial

GRADO EN INGENIERÍA AEROESPACIAL
Trabajo de Fin de Grado

ALUMNO: Mario García Chico

TUTOR: Deibi López Rdodríguez

TÍTULO: Diseño preliminar de una plataforma propulsiva para la aeronave de combate McDonnell Douglas F-4 Phantom II

CONVOCATORIA: Julio, 2022

RESUMEN:

En el presente trabajo se lleva a cabo el diseño preliminar de una nueva motorización para la aeronave McDonnell Douglas F-4 Phantom II. En primer lugar se parte de las restricciones de misión establecidas por la aeronave y, a partir del desarrollo de las fuerzas resultantes en esta, se establece el empuje proporcionado por la nueva motorización a nivel del mar, $T_{SL} = 103$ kN. A continuación se lleva a cabo el estudio paramétrico del ciclo termodinámico del motor, en el cual se decide el tipo de motor: turbofan de bajo índice de derivación, flujo mixto y postcombustión, y, tras estudiarse la influencia de los parámetros de diseño en el ciclo, se escogen los valores de estas variables: salto de presiones del fan $\pi_f = 3$, salto de presiones del compresor $\pi_c = 21$, temperatura de entrada en la turbina $T_{t4} = 1850$ K y temperatura de salida del postquemador $T_{t7} = 2200$ K. Con estos valores establecidos se fija el ciclo termodinámico del motor y se procede a realizar el diseño detallado de los componentes. Se decide instalar un difusor supersónico de rampas móviles para mejorar la eficiencia de difusión mediante ondas de choque oblicuas. Posteriormente, se opta por una configuración de dos ejes de turbomáquinas axiales: un eje de baja presión formado por 3 etapas de fan y dos de turbina (con una velocidad de giro de 13703 rpm) y un eje de alta presión formado por 8 etapas de compresor y dos de turbina (con una velocidad de giro de 17854 rpm). Seguidamente se diseña la cámara de combustión (de tipo anular) y la postcombustión, analizando las pérdidas y dimensiones de cada componente. Por último se diseña una tobera convergente divergente que maximice el empuje del motor igualando la presión de salida de los gases a la presión ambiental. Finalmente se comparan los resultados obtenidos en el diseño del nuevo motor con las motorizaciones existentes del F-4 Phantom II, resultando en una mejora de las actuaciones con postcombustión y una reducción de tamaño frente a dichas motorizaciones.

Palabras clave: Aerorreactor, diseño, F-4, turbomáquinas, ciclo termodinámico

Firma del alumno:

VºBº Tutor/es:

UNIVERSIDAD DE LEÓN
Escuela de Ingenierías Industrial, Informática y
Aeroespacial

GRADO EN INGENIERÍA AEROESPACIAL
Trabajo de Fin de Grado

STUDENT: Nombre y apellidos del alumno

TUTOR: Nombre y apellidos del alumno

TITLE: Title of the work

DATE: Mes, Año

ABSTRACT:

In this dissertation, the preliminary design of a new engine for the McDonnell Douglas F-4 Phantom II aircraft is carried out. In the first place, based on the restrictions established by the aircraft and the development of the resulting forces in it, the thrust provided by the new engine at sea level is established, $T_{SL} = 103 \text{ kN}$. Next, the parametric study of the thermodynamic cycle of the engine is carried out, in which the type of engine is decided: turbofan with low bypass rate, mixed flow and afterburner, and, after studying the influence of the design parameters on the cycle, the values of these variables are chosen: fan pressure ratio $\pi_f = 3$, compressor pressure ratio $\pi_c = 21$, turbine inlet temperature $T_{t4} = 1850 \text{ K}$ and afterburner outlet temperature $T_{t7} = 2200 \text{ K}$. With these established values, the thermodynamic cycle of the engine is fixed, and the detailed design of the components is realized. It is decided to install a supersonic diffuser with moving ramps to improve diffusion efficiency by means of oblique shock waves. Subsequently, it was decided to opt for a configuration of two axial turbomachinery shafts: a low-pressure shaft made up of 3 fan stages and two turbine stages (with a rotational speed of 13,703 rpm) and a high-pressure shaft made up of 8 compressor stages and two turbine stages (with a rotational speed of 17854 rpm). Next, the combustion chamber (annular type) and the post-combustion are designed, analyzing the losses and dimensions of each component. Finally, a convergent-divergent nozzle is designed to maximize engine thrust by equalizing the gas outlet pressure to the ambient pressure. Finally, the results obtained in the design of the new engine are compared with the existing engines of the F-4 Phantom II, resulting in an improvement in afterburning performances and a reduction in size compared to those engines.

Key words: Jet engine, design, F-4, turbomachinery, thermodynamic cycle

Contenido

| | | |
|----------|--|-----------|
| 1 | Introducción | 20 |
| 1.1 | HISTORIA DEL MOTOR A REACCIÓN | 23 |
| 2 | Objetivos | 30 |
| 3 | Estado actual de las tecnologías | 31 |
| 3.1 | TIPOS PRINCIPALES DE AERORREACTORES | 31 |
| 3.1.1 | Turborreactor | 32 |
| 3.1.2 | Turbofan | 33 |
| 3.1.3 | Turbohélice | 34 |
| 3.1.4 | Estatorreactor | 35 |
| 3.1.5 | Pulsorreactor | 35 |
| 3.2 | PROCESO DE DISEÑO | 36 |
| 3.2.1 | Diseño preliminar con herramientas digitales | 40 |
| 3.2.2 | Ciclo de vida del motor | 45 |
| 3.3 | MCDONNELL DOUGLAS F-4 PHANTOM II | 48 |
| 3.3.1 | Variantes del F-4 Phantom II | 51 |
| 3.3.2 | Motorizaciones existentes | 52 |
| 3.4 | TENDENCIAS ACTUALES DE DISEÑO | 55 |
| 4 | Estudio de misión | 57 |
| 4.1 | CONSIDERACIONES INICIALES | 60 |
| 4.2 | FASES DE VUELO (RFP) | 63 |
| 4.3 | DESPEGUE | 64 |
| 4.4 | ACENSO A VELOCIDAD CONSTANTE | 67 |
| 4.5 | CRUCERO A VELOCIDAD Y ALTITUD CONSTANTES | 69 |
| 4.6 | ACELERACIÓN | 70 |
| 4.7 | GIRO COORDINADO | 72 |
| 4.8 | MACH MÁXIMO | 73 |
| 4.9 | ATERRIZAJE | 74 |
| 4.10 | RESULTADOS DEL ESTUDIO DE MISIÓN | 77 |
| 5 | Análisis paramétrico del ciclo | 80 |

| | | |
|----------|--|------------|
| 5.1 | MODELO ANALÍTICO DEL MEZCLADOR | 84 |
| 5.2 | ETAPAS DEL ANÁLISIS DEL CICLO PARAMÉTRICO DEL MOTOR.... | 86 |
| 5.3 | ELECCIÓN DE PARÁMETROS DEL CICLO | 91 |
| 5.3.1 | Análisis en función de π_c y π_f | 92 |
| 5.3.2 | Análisis en función de $Tt4$ y $Tt7$ | 95 |
| 5.4 | CICLO | 99 |
| 6 | Diseño de componentes | 101 |
| 6.1 | DIFUSOR | 101 |
| 6.2 | FAN | 108 |
| 6.2.1 | Diseño repetitivo | 111 |
| 6.2.2 | Equilibrio radial | 114 |
| 6.2.3 | Análisis geométrico de los álabes..... | 118 |
| 6.2.4 | Esfuerzos centrífugos | 120 |
| 6.2.5 | Elección de parámetros | 121 |
| 6.2.6 | Escalones del fan | 127 |
| 6.2.7 | Geometría y número de álabes del fan..... | 129 |
| 6.3 | COMPRESOR DE ALTA PRESIÓN (HPC) | 132 |
| 6.3.1 | Elección de parámetros | 133 |
| 6.3.2 | Escalones del compresor de alta presión | 136 |
| 6.3.3 | Geometría y número de álabes del compresor de alta presión | 140 |
| 6.4 | CÁMARA DE COMBUSTIÓN..... | 145 |
| 6.4.1 | Caída de presión total en la cámara de combustión..... | 150 |
| 6.4.2 | Difusor precámara | 153 |
| 6.4.3 | Dimensiones de la cámara | 158 |
| 6.5 | TURBINA DE ALTA PRESIÓN (HPT) | 159 |
| 6.5.1 | Selección de la velocidad de rotación..... | 161 |
| 6.5.2 | Número de escalones..... | 164 |
| 6.5.3 | Equilibrio radial | 165 |
| 6.5.4 | Análisis geométrico de los álabes..... | 166 |
| 6.5.5 | Espaciado de los álabes..... | 167 |
| 6.5.6 | Elección de parámetros | 167 |

| | | |
|----------|---|------------|
| 6.5.7 | Escalones de la turbina de alta presión | 170 |
| 6.5.8 | Geometría y número de álabes de la HPT | 171 |
| 6.6 | TURBINA DE BAJA PRESIÓN (LPT)..... | 175 |
| 6.6.1 | Selección de la velocidad de rotación..... | 175 |
| 6.6.2 | Número de escalones..... | 178 |
| 6.6.3 | Elección de parámetros | 178 |
| 6.6.4 | Escalones de la turbina de baja presión | 179 |
| 6.6.5 | Geometría y número de álabes de la LPT | 180 |
| 6.7 | POSTCOMBUSTIÓN | 183 |
| 6.7.1 | Conductos de admisión | 186 |
| 6.7.2 | Mezclador | 188 |
| 6.7.3 | Difusor-mezclador combinado | 190 |
| 6.7.4 | Estabilizadores de llama y caída de presión total | 192 |
| 6.8 | TOBERA | 198 |
| 6.8.1 | Coeficientes de actuación de la tobera | 199 |
| 6.8.2 | Dimensiones y actuación de la tobera | 201 |
| 7 | Resultados | 205 |
| 8 | Conclusiones | 210 |
| 8.1 | Líneas futuras | 210 |
| 9 | Bibliografía | 212 |
| | Anexo A: Diagrama de Gantt..... | 216 |

Índice de figuras

| | |
|---|----|
| Figura 1.1: Volumen de control estudiado | 21 |
| Figura 1.2: Diagrama temperatura entropía de un ciclo Brayton ideal (a) y esquema de una turbina de gas (b) [6]..... | 22 |
| Figura 1.3: Esquema de un turborreactor puro [6]..... | 23 |
| Figura 1.4: Máquina de Herón, o aelolipile [8] | 24 |
| Figura 1.5: Prototipo patentado por Lorin en 1908 (izquierda) y prototipo patentado por Guillaume en 1921(derecha) [6]..... | 25 |
| Figura 1.6: Primera patente de Whittle de un turborreactor [6] | 26 |
| Figura 1.7: Esquema del motor W1 de Whittle [11]..... | 27 |
| Figura 1.8: Primer prototipo de turborreactor de von Ohain [6] | 28 |
| Figura 1.9: Esquema del motor HeS 3 [6] | 28 |
| Figura 1.10: Esquema del motor Jumo 004 [6]..... | 29 |
| Figura 3.1: Clasificación de los motores a reacción [12] | 32 |
| Figura 3.2: Integración de las tecnologías y componentes de un aerorreactor [14] | 37 |
| Figura 3.3: Proceso de diseño de un motor de aviación [14] | 38 |
| Figura 3.4: Proceso de diseño preliminar de un motor de aviación [15]..... | 39 |
| Figura 3.5: Bloques de trabajo de NPSS y MOPEDS [19] | 42 |
| Figura 3.6: Ciclo termodinámico resultado de un diseño preliminar llevado a cabo por GTlab [20] | 43 |
| Figura 3.7: Gráficas de análisis de las actuaciones de un motor en función de sus variables de diseño en GTlab [20]..... | 43 |
| Figura 3.8: Modelo CAD de un motor diseñado en GTlab [20]..... | 43 |
| Figura 3.9: Sistemas propulsivos predefinidos en GasTurb (Fuente: GasTurb)... | 44 |
| Figura 3.10: Flujo de trabajo de GasTurb [21]..... | 45 |
| Figura 3.11: Ciclo de vida de un producto según Rolls-Royce [22] | 47 |
| Figura 3.12: Coste de diseño frente al conocimiento sobre el producto [22]..... | 48 |
| Figura 3.13: McDonnell Douglas F-4 Phantom II [28]..... | 49 |
| Figura 3.14: Motor GE-J79-17 [35]..... | 53 |
| Figura 3.15: Rolls-Royce Spey mk 202 [36] | 53 |

| | |
|---|----|
| Figura 3.16: Motor turbofan de bajo índice de derivación, flujo mixto y postcombustión (Fuente: GasTurb)..... | 56 |
| Figura 4.1: Empuje-peso en función de la carga alar de un estudio de misión [15] | 57 |
| Figura 4.2: Fuerzas de una aeronave [15] | 58 |
| Figura 4.3: Valor de $CD0 + CDR$ en función del Mach de vuelo con flaps y slats desplegados [37]..... | 60 |
| Figura 4.4: Valor de $K1$ para una aeronave de combate [15]..... | 61 |
| Figura 4.5: Distancias de despegue [15]..... | 65 |
| Figura 4.6: Empuje-peso vs carga alar en el despegue | 67 |
| Figura 4.7 Empuje-peso vs carga alar en el ascenso..... | 68 |
| Figura 4.8: Empuje-peso vs carga alar en el crucero | 70 |
| Figura 4.9: Empuje-peso vs carga alar en la aceleración..... | 71 |
| Figura 4.10: Empuje-peso vs carga alar en el giro | 73 |
| Figura 4.11: Empuje-peso vs carga alar en el Mach máximo..... | 74 |
| Figura 4.12: Distancias de aterrizaje [15] | 75 |
| Figura 4.13: Empuje-peso vs carga alar en el aterrizaje | 77 |
| Figura 4.14: Curvas del estudio de misiones..... | 78 |
| Figura 4.15: Zoom de las curvas del estudio de misiones..... | 78 |
| Figura 4.16: Nueva motorización..... | 79 |
| Figura 5.1: Esquema de un turbofán con bajo índice de derivación flujo mixto y postcombustión [6] | 81 |
| Figura 5.2: Diagrama $T - s$ de un un turbofán con bajo índice de derivación flujo mixto y postcombustión [6]..... | 82 |
| Figura 5.3: Esquema del mezclador [6]..... | 84 |
| Figura 5.4: $Fm0$ en función de π_c y π_f con postcombustión (izquierda) y sin postcombustión (derecha)..... | 92 |
| Figura 5.5: Figura 5.6: S en función de π_c y π_f con postcombustión (izquierda) y sin postcombustión (derecha) | 93 |
| Figura 5.7: α en función de π_c y π_f con postcombustión..... | 94 |
| Figura 5.8: $Fm0$ en función de $Tt4$ y $Tt7$ con postcombustión (izquierda) y sin postcombustión (derecha)..... | 95 |

| | |
|---|-----|
| Figura 5.9: S en función de $Tt4$ y $Tt7$ con postcombustión (izquierda) y sin postcombustión (derecha) | 96 |
| Figura 5.10: Diagrama temperatura-entropía del nuevo motor | 100 |
| Figura 6.1: Difusor con ocn exterior [15] | 102 |
| Figura 6.2: Eficiencia de un difusor en función del número de rampas [6] | 103 |
| Figura 6.3: Difusor supersónico con rampas exteriores [15] | 103 |
| Figura 6.4: Esquema del nuevo difusor..... | 107 |
| Figura 6.5: Cascada de álabes de un compresor axial [6] | 109 |
| Figura 6.6: Pérdidas de presión total en función del factor de difusión [6] | 110 |
| Figura 6.7: Dimensiones frontales de una etapa de álabes de compresor [15].. | 115 |
| Figura 6.8: Nomenclatura de la geometría de álabes de compresor [15] | 119 |
| Figura 6.9: Dimensiones axiales de un escalón de compresor axial [6] | 120 |
| Figura 6.10: Nomenclatura de esfuerzos centrífugos en un álabe de rotor [15]. | 121 |
| Figura 6.11: Variación de π_s en función de $M1$ y α_1 | 122 |
| Figura 6.12: Variación de π_s y N en función de α_1 | 123 |
| Figura 6.13: Haller y $M1R$ en función de α_1 | 123 |
| Figura 6.14: Esquema del fan con dimensiones axiales y radiales (en mm)..... | 131 |
| Figura 6.15: Esquema del fan con las medidas de los álabes (en mm) | 131 |
| Figura 6.16: Compresor de dos etapas: Fan (o LPC) y HPC [40] | 132 |
| Figura 6.17: Haller y $M1R$ en función de α_1 (HPC) | 134 |
| Figura 6.18: Salto de presiones por etapa del HPC | 139 |
| Figura 6.19: Esquema del HPC con dimensiones axiales y radiales (en mm) ... | 144 |
| Figura 6.20: Esquema del HPC con las medidas de los álabes de los 4 primeros escalones (en mm)..... | 144 |
| Figura 6.21: Esquema del HPC con las medidas de los álabes de los 4 últimos escalones (en mm)..... | 145 |
| Figura 6.22: Cámara de combustión anular [36] | 146 |
| Figura 6.23: Límites de inflamabilidad de la mezcla aire-combustible [5]..... | 148 |
| Figura 6.24: Dependencia de la velocidad de llama en el dosado [5] | 148 |
| Figura 6.25: Zonas de la cámara de combustión (a) y patrones de flujo (b) [15] | 149 |
| Figura 6.26: Modelo de cámara de combustión de área constante [6]..... | 150 |
| Figura 6.27: $P_{te}P_{te}$ y Me en función de M_i | 151 |
| Figura 6.28: Geometría de un difusor de paredes planas [15] | 154 |

| | |
|--|-----|
| Figura 6.29: Difusor combinado de paredes planas de 3 conductos y volcado [15] | 155 |
| Figura 6.30: Esquema del difusor precámara con medidas (en mm) | 157 |
| Figura 6.31: Esquema de la cámara de combustión con dimensiones axiales y radiales (en mm) | 158 |
| Figura 6.32: Medidas de cámaras de combustión de motores actuales [6]..... | 159 |
| Figura 6.33: Turbina axial [40]..... | 160 |
| Figura 6.34: Cascada de álabes de una turbina axial [6] | 160 |
| Figura 6.35: Nomenclatura de la geometría de álabes de turbina [6]..... | 166 |
| Figura 6.36: Dimensiones axiales de un escalón de compresor axial [6]..... | 172 |
| Figura 6.37: Esquema de la HPT con dimensiones axiales y radiales (en mm). | 174 |
| Figura 6.38: Esquema de la HPT con las medidas de los álabes (en mm) | 174 |
| Figura 6.39: Esquema de la LPT con dimensiones axiales y radiales (en mm) . | 182 |
| Figura 6.40: Esquema de la LPT con las medidas de los álabes (en mm)..... | 182 |
| Figura 6.41: Componentes principales de un postquemador [15] | 184 |
| Figura 6.42: Esquema de un estabilizador de llama [15]..... | 185 |
| Figura 6.43: Esquema de los conductos de entrada al mezclador (en mm)..... | 187 |
| Figura 6.44: Mezcla de flujos paralelos en una capa de cizallamiento [15]..... | 188 |
| Figura 6.45: Crecimiento del espesor de la capa de cizallamiento y del espesor de la capa de mezcla [15] | 189 |
| Figura 6.46: Esquema del difusor-mezclador del postquemador con medidas (en mm) | 192 |
| Figura 6.47: Esquema de los estabilizadores de llama con dimensiones axiales y radiales (en mm) | 197 |
| Figura 6.48: Esquema de la cámara de combustión completa (mm) | 197 |
| Figura 6.49: Variación del coeficiente de descarga de la tobera [6] | 200 |
| Figura 6.50: Variación del coeficiente de velocidades de la tobera [6]..... | 200 |
| Figura 6.51: Esquema de la tobera con dimensiones axiales y radiales (en mm) | 204 |
| Figura 7.1: Esquema de la turbomaquinaria del motor unida | 205 |
| Figura 7.2: Esquema general del motor con medidas (en mm)..... | 205 |

Índice de tablas

| | |
|--|-----|
| Tabla 3.1: Características físicas y de operación del F-4E [29] [30]..... | 50 |
| Tabla 3.2: Especificaciones técnicas de las motorizaciones del F-4 Phantom II [33] [34] | 54 |
| Tabla 4.1: Valor de $CD0$ en función del Mach de vuelo [37] | 60 |
| Tabla 4.2: Valor de CL_{max} en función del Mach de vuelo [37]..... | 61 |
| Tabla 4.3: RFP con las fases de vuelo requeridas [15] [29] [30] | 64 |
| Tabla 4.4: Variables para calcular la fase de despegue | 66 |
| Tabla 4.5: Variables para calcular la fase de ascenso | 68 |
| Tabla 4.6: Variables para calcular la fase de crucero..... | 69 |
| Tabla 4.7: Variables para calcular la fase de aceleración (Fuente: Elaboración propia) | 71 |
| Tabla 4.8: Variables para calcular la fase de giro..... | 72 |
| Tabla 4.9: Variables para calcular la fase de crucero..... | 73 |
| Tabla 4.10: Variables para calcular la fase de aterrizaje | 76 |
| Tabla 4.11: Empuje-peso y carga alar de las motorizaciones del F-4 [30] | 78 |
| Tabla 4.12: Empuje-peso y carga alar de la nueva motorización | 79 |
| Tabla 5.1: Eficiencia de componentes, saltos de presión total y límites de temperatura [6] | 83 |
| Tabla 5.2: Valores de actuaciones de las aeronaves actuales [6]..... | 83 |
| Tabla 5.3: Ecuaciones del análisis paramétrico del ciclo de un motor turbofán con bajo índice de derivación flujo mixto y postcombustión [6] | 89 |
| Tabla 5.4: Parámetros de entrada del ciclo | 92 |
| Tabla 5.5: Características del ciclo termodinámico del nuevo motor..... | 97 |
| Tabla 5.6: Actuaciones del nuevo motor en el punto de diseño | 98 |
| Tabla 5.7: Valores del ciclo termodinámico | 99 |
| Tabla 6.1: Secuencia de diseño repetitivo de un escalón de compresor axial ... | 114 |
| Tabla 6.2: Datos y cálculos de diseño repetitivo del primer escalón del fan | 124 |
| Tabla 6.3: Propiedades físicas del Ti-6Al-4V a 128°C [39]..... | 126 |
| Tabla 6.4: Ecuaciones para calcular los triángulos de velocidad de un compresor | 126 |

| | |
|--|-----|
| Tabla 6.5: Triángulos de velocidades del primer escalón del Fan..... | 128 |
| Tabla 6.6: Triángulos de velocidades del segundo escalón del Fan | 128 |
| Tabla 6.7: Triángulos de velocidades del tercer escalón del Fan..... | 128 |
| Tabla 6.8: Características geométricas de los álabes del primer escalón del fan | 129 |
| Tabla 6.9: Características geométricas de los álabes del segundo escalón del fan | 130 |
| Tabla 6.10: Características geométricas de los álabes del tercer escalón del fan | 130 |
| Tabla 6.11: Número de álabes de las 3 etapas del fan | 130 |
| Tabla 6.12: Propiedades del fluido a la entrada del compresor de alta presión . | 133 |
| Tabla 6.13: Datos y cálculos de diseño repetitivo del primer escalón del HPC.. | 135 |
| Tabla 6.14: Propiedades físicas del NIMONIC 80A a 580°C [41]..... | 136 |
| Tabla 6.15: Triángulos de velocidades del primer escalón del compresor de alta | 137 |
| Tabla 6.16: Triángulos de velocidades del segundo escalón del compresor de alta | 137 |
| Tabla 6.17: Triángulos de velocidades del tercer escalón del compresor de alta | 137 |
| Tabla 6.18: Triángulos de velocidades del cuarto escalón del compresor de alta | 138 |
| Tabla 6.19: Triángulos de velocidades del quinto escalón del compresor de alta | 138 |
| Tabla 6.20: Triángulos de velocidades del sexto escalón del compresor de alta | 138 |
| Tabla 6.21: Triángulos de velocidades del séptimo escalón del compresor de alta | 139 |
| Tabla 6.22: Triángulos de velocidades del octavo escalón del compresor de alta | 140 |
| Tabla 6.23: Características geométricas de los álabes del primer escalón del HPC | 141 |
| Tabla 6.24: Características geométricas de los álabes del segundo escalón del HPC..... | 141 |

| | |
|---|-----|
| Tabla 6.25: Características geométricas de los álabes del tercer escalón del HPC | 141 |
| Tabla 6.26: Características geométricas de los álabes del cuarto escalón del HPC | 142 |
| Tabla 6.27: Características geométricas de los álabes del quinto escalón del HPC | 142 |
| Tabla 6.28: Características geométricas de los álabes del sexto escalón del HPC | 142 |
| Tabla 6.29: Características geométricas de los álabes del séptimo escalón del HPC..... | 142 |
| Tabla 6.30: Características geométricas de los álabes del octavo escalón del HPC | 143 |
| Tabla 6.31: Número de álabes de las 8 etapas del HPC..... | 143 |
| Tabla 6.32: Datos de entrada para el análisis de la caída de presiones de la cámara de combustión | 151 |
| Tabla 6.33: Propiedades de la cámara de combustión en cada estación | 152 |
| Tabla 6.34: Geometría anular de la cámara de combustión..... | 153 |
| Tabla 6.35: Datos de entrada en la turbina de alta presión..... | 162 |
| Tabla 6.36: Propiedades físicas del TMS 196 a 1100°C [42] | 162 |
| Tabla 6.37: Propiedades físicas del ME3 a 900°C [43] | 163 |
| Tabla 6.38: Temperaturas totales de entrada y salida de los dos escalones | 165 |
| Tabla 6.39: Ecuaciones para calcular los triángulos de velocidad de una turbina | 169 |
| Tabla 6.40: Triángulos de velocidades del primer escalón de la HPT..... | 170 |
| Tabla 6.41: Triángulos de velocidades del segundo escalón de la HPT | 170 |
| Tabla 6.42: Características geométricas de los álabes del primer escalón de la HPT | 172 |
| Tabla 6.43: Características geométricas de los álabes del segundo escalón de la HPT | 173 |
| Tabla 6.44: Número de álabes de las 2 etapas de la HPT | 173 |
| Tabla 6.45: Datos de entrada en la turbina de baja presión..... | 176 |
| Tabla 6.46: Propiedades físicas del TMS 196 a 900°C [42] | 176 |
| Tabla 6.47: Propiedades físicas del ME3 a 800°C [43] | 177 |

| | |
|---|-----|
| Tabla 6.48: Temperaturas totales de entrada y salida de los dos escalones | 178 |
| Tabla 6.49: Triángulos de velocidades del primer escalón de la LPT | 179 |
| Tabla 6.50: Triángulos de velocidades del segundo escalón de la LPT | 180 |
| Tabla 6.51: Características geométricas de los álabes del primer escalón de la LPT..... | 181 |
| Tabla 6.52: Características geométricas de los álabes del segundo escalón de la LPT..... | 181 |
| Tabla 6.53: Número de álabes de las 2 etapas de la LPT..... | 181 |
| Tabla 6.54: Datos de actuación conocidos del postquemador | 185 |
| Tabla 6.55: Dimensiones radiales del postquemador..... | 187 |
| Tabla 6.56: Propiedades a la salida del difusor | 191 |
| Tabla 6.57: Datos de entrada para el cálculo de la tobera | 201 |
| Tabla 7.1: Datos de actuación del ciclo frente a los de los componentes finales | 206 |
| Tabla 7.2: Comparativa entre el nuevo motor y las motorizaciones existentes del F-4 Phantom II..... | 207 |

Glosario de símbolos

CAPÍTULO 4

| | |
|-----------|---|
| A | Área |
| a | Velocidad del sonido |
| C_D | Coefficiente de resistencia |
| C_{DR} | Coefficiente de resistencia adicional |
| C_{D0} | Coefficiente de resistencia con sustentación nula |
| C_L | Coefficiente de sustentación |
| D | resistencia |
| g_0 | Aceleración de la gravedad |
| K_1 | Coefficiente de la polar aerodinámica |
| K_2 | Coefficiente de la polar aerodinámica |
| k_{obs} | Relación de velocidad sobre el obstáculo |
| k_L | Relación de velocidad en el aterrizaje |
| k_{TO} | Relación de velocidad en el despegue |
| L | Sustentación |
| M | Número de Mach |
| n | Factor de carga |
| P | Presión |
| P_t | Presión total |
| q | Presión dinámica |
| R | constante de los gases |
| r | Radio |
| S | Superficie alar |
| s | Distancia |
| T | Empuje instalado |
| T_t | Temperatura total |
| t | Tiempo |
| V | Velocidad |
| W | Peso |

| | |
|----------------------------|-----------------------------------|
| α | Relación de empujes |
| β | Fracción de pesos |
| γ | Relación de calores específicos |
| δ | Presión estática adimensional |
| δ_0 | Presión total adimensional |
| θ | Temperatura estática adimensional |
| θ_0 | Temperatura total adimensional |
| $\theta_{0 \text{ break}}$ | Temperatura total adimensional |
| ρ | Densidad |
| σ | Densidad estática adimensional |

CAPÍTULOS 5-7

| | |
|------------|--|
| A | Área |
| AR | Relación de áreas |
| a | Velocidad del sonido |
| B | Relación de bloqueo |
| C_D | Coefficiente de descarga de toberas |
| C_{fg} | Coefficiente de empuje bruto de toberas |
| C_V | Coefficiente de velocidades de toberas |
| C_δ | Constante de crecimiento de la capa límite |
| c | Cuerda del álabe |
| c_p | Calor específico a presión constante |
| D | Factor de difusión |
| e_i | Eficiencia politrópica del componente i |
| F | Empuje |
| f | Dosado |
| g_0 | Aceleración de la gravedad |
| H | Altura |
| h | Entalpía estática |
| h_{PR} | Valor calorífico del combustible |
| h_{ti} | Entalpía total en el punto i |
| M | Número de Mach |

| | |
|-------------|---|
| MFP | Parámetro de gasto másico |
| \dot{m} | Gasto másico |
| P | Presión |
| P_t | Presión total |
| q | Presión dinámica |
| R | constante de los gases |
| S | Consumo de combustible específico |
| s | Entropía |
| T | Empuje instalado |
| T_t | Temperatura total |
| u | Velocidad axial |
| V | Velocidad |
| v | Velocidad tangencial |
| W | Peso; espesor |
| Z | Coefficiente de Zweifel |
| α | Índice de derivación |
| γ | Relación de calores específicos |
| δ_c | Ángulo de desviación a la salida de un álabe de compresor |
| δ_t | Ángulo de desviación a la salida de un álabe de turbina |
| η_i | Eficiencia adiabática del componente i |
| η_o | Eficiencia total del motor |
| η_P | Eficiencia propulsiva del motor |
| η_{TH} | Eficiencia térmica del motor |
| θ | Ángulo |
| π_i | Relación de presiones totales del componente i |
| ρ | Densidad |
| σ | Solidez |
| σ_c | Esfuerzo centrífugo de un álabe de rotor |
| τ_i | Relación de temperaturas totales del componente i |
| ϕ | Ratio de equivalencia |
| ω | Velocidad angular |
| $^{\circ}R$ | Grado de reacción |

1 Introducción

Se define propulsión a chorro (*Jet propulsion*) como [1] “medio de locomoción mediante el cual se imparte una fuerza de reacción a un dispositivo por el impulso de la materia expulsada”. En otras palabras, para generar la fuerza de empuje se utiliza un mecanismo (el motor) que acelera un gas, en el caso de los aerorreactores el aire, permitiendo así el movimiento de la aeronave. El sistema encargado de suministrar este empuje se denomina sistema propulsivo.

Este principio de funcionamiento se basa en la aplicación de la segunda y tercera leyes de Newton del movimiento [2] [3]:

2ª Ley de Newton: El cambio en la cantidad de movimiento de un objeto es proporcional a la fuerza motriz impresa en dicho objeto, y se realiza en la dirección en la que actúa la fuerza impresa. Al ser la cantidad de movimiento un producto de la masa y la velocidad de un objeto, se puede deducir lo siguiente en el caso de un fluido atravesando un volumen de control con un flujo másico \dot{m} .

$$\vec{F} = \frac{d\vec{p}}{dt} = \frac{d(m \cdot \vec{v})}{dt} = \frac{dm}{dt} \cdot d\vec{v} \cong \dot{m} \cdot \Delta\vec{v} \quad (1.1)$$

Es decir, la fuerza aplicada a un fluido es igual al gasto másico de este fluido por la variación de velocidad inducida en el fluido.

3ª Ley de Newton: Para cada acción de una fuerza existe una reacción de igual magnitud y dirección, pero de sentido opuesto. Como consecuencia, al inducir una fuerza al fluido, se va a generar una fuerza contraria al objeto encargado de variar la velocidad de dicho fluido, es decir, el motor. A esta fuerza la denominamos empuje (en inglés Thrust).

$$\vec{T} = -\vec{F} \quad (1.2)$$

Sin embargo, el modelo de Newton solamente es válido para objetos sólidos, y no para fluidos. En un fluido la densidad y la forma no son constantes a lo largo del tiempo, por lo que es necesario ampliar las leyes clásicas de Newton para modelizar el sistema, utilizando por tanto las leyes de Navier Stokes [4]: Ley de

conservación de la masa (ecuación 1.3), ley de conservación de la cantidad de movimiento (ecuación 1.4), y ley de conservación de la energía (ecuación 1.5).

$$\frac{d}{dt} \int_V \rho dV + \int_S \rho (\vec{v} \cdot \vec{n}) dS = 0 \quad (1.3)$$

$$\frac{d}{dt} \int_V \rho v dV + \int_S \rho v (\vec{v} \cdot \vec{n}) dS = \sum \vec{F} = - \int_S \vec{P} \cdot \vec{n} dS + \mathfrak{S} \quad (1.4)$$

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} \int_V \rho \left(h + \frac{v^2}{2} \right) dV + \int_S \rho \left(h + \frac{v^2}{2} \right) (\vec{v} \cdot \vec{n}) dS \\ = \int_S \rho f_v dS + \int_S (\vec{n} \cdot \vec{q}) dS \end{aligned} \quad (1.5)$$

Aplicando estas ecuaciones a un volumen de control como el mostrado en la figura 1.1, y asumiendo una serie de simplificaciones (fluido estacionario, no viscoso y adiabático) se puede obtener la ecuación del empuje de un motor aerorreactor de flujo único (también conocido como turborreactor) [5]:

$$T = (G + C)v_s - Gv_0 + A_s(P_s - P_0) \quad (1.6)$$

Siendo T el empuje generado por el motor, G el gasto másico de aire que atraviesa el motor, C el gasto másico de combustible, v_s y v_0 las velocidades de salida y entrada del flujo de aire al motor respectivamente, A_s el área de salida del motor (área de salida de la tobera), y P_s y P_0 las presiones del fluido a la salida y a la entrada del motor.

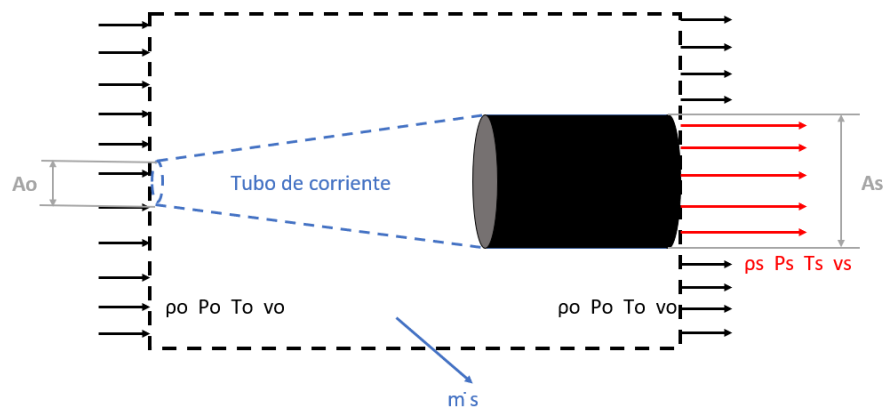


Figura 1.1: Volumen de control estudiado

Una vez conocida la forma de generar empuje por un motor a reacción, la siguiente cuestión es conocer la manera en la que el motor añade energía al fluido para aumentar su velocidad y generar este empuje.

Los motores aerorreactores (motores de turbina de gas) utilizan el ciclo Brayton como modelo termodinámico [6]. Este ciclo ideal se compone de 4 procesos, como se puede observar en la figura 1.2:

1. Compresión isentrópica (2-3).
2. Adición de calor (combustión) a presión constante (3-4).
3. Expansión isentrópica (4-9).
4. Expulsión de calor al medio (9-2)

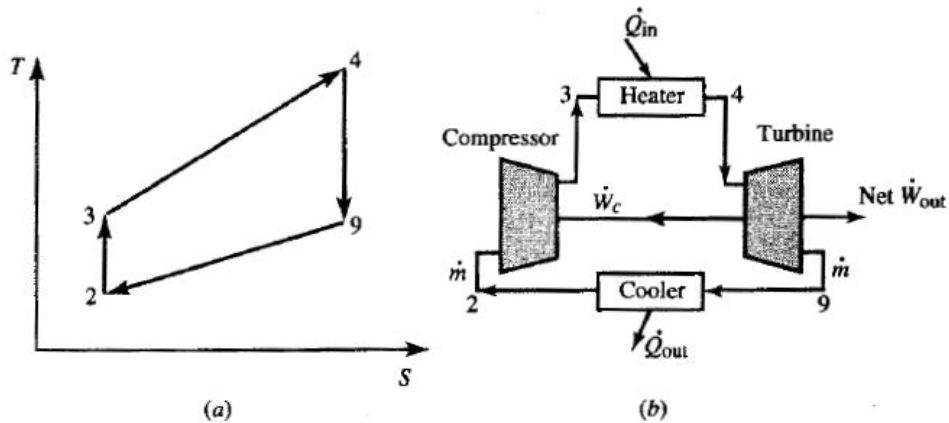


Figura 1.2: Diagrama temperatura entropía de un ciclo Brayton ideal (a) y esquema de una turbina de gas (b) [6]

El ciclo Brayton se lleva a cabo en un turborreactor a través de los componentes que forman dicho motor [5] (figura 1.3):

- (0-1) Desde aguas arriba, donde el fluido tiene una velocidad igual a la velocidad de vuelo, el aire circula a través de un tubo de corriente hasta la admisión del motor (como se observa en la figura 1.1) decelerándose y aumentando su presión ligeramente.
- Difusor (1-2): El flujo de aire disminuye su velocidad aumentando su presión, adecuándose sus propiedades para la entrada en el compresor.
- Compresor (2-3): El aire aumenta su energía cinética y como consecuencia, tras pasar por el difusor precámara, aumenta su presión

hasta alcanzar unas propiedades óptimas para su combustión en la/s cámara/s de combustión.

- Cámara de combustión (3-4): Se introduce en el flujo de aire el combustible para que reaccione y se produzca la combustión, aumentándose en gran medida la temperatura de la mezcla.
- Turbina (4-5): El fluido se expande reduciendo su energía interna, extrayéndose el trabajo necesario para impulsar el compresor.
- Tobera (5-9): El aire es acelerado para maximizar el empuje proporcionado por el motor.

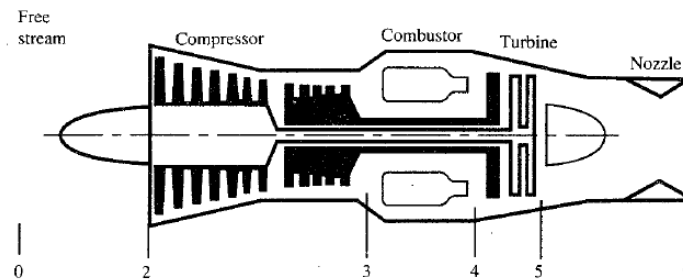


Figura 1.3: Esquema de un turborreactor puro [6]

1.1 HISTORIA DEL MOTOR A REACCIÓN

Aunque los principios básicos de funcionamiento de un motor a reacción son la segunda y tercera ley de Newton, publicadas en su libro *Mathematical Principles of Natural Philosophy* en 1687 [3], más de mil años atrás ya se había creado una máquina que usara estos principios para producir movimiento. A finales del siglo I d.C. el filósofo griego Herón (o Hero) de Alejandría inventó un dispositivo denominado *aelolipile* [7] (figura 1.4), consistente en una esfera hermética conectada a un caldero mediante dos tuberías que funcionan a su vez como eje de rotación de la esfera. El caldero es calentado a través de un fuego bajo él, vaporizando el agua líquida de su interior y transportando este vapor a la esfera por las dos tuberías. Una vez en la esfera, el vapor de agua es expulsado a través de dos tubos opuesto con forma de *L*, generando un par de fuerzas sobre la esfera y produciéndose así un movimiento rotatorio con una gran velocidad de giro (1500 rpm).



Figura 1.4: Máquina de Herón, o aelolipile [8]

Varios siglos después, en el año 1232, se produce en China la invención de los motores cohete de combustible sólido, ya que crearon unos pequeños cohetes que utilizaban el principio de acción-reacción para impulsarse [8]. Durante los siglos XVI, XVII y XVIII empiezan a aparecer las primeras turbinas que utilizan gases calientes para producir movimiento sobre un eje. Un ejemplo de estos inventos es el dispositivo ideado por Leonardo da Vinci en el año 1550, el cual aprovechaba los gases calientes expulsados por una chimenea para, a través de un sistema de engranajes, mover un eje con una rueda [2].

Otro logro importante fue, en 1791, la patente por parte del ingeniero inglés John Barber de la primera turbina de gas, desarrollándose durante las décadas posteriores este concepto y perfeccionándose. Asimismo, el ingeniero francés Charles Parsons convirtió, en 1884, una turbina en un compresor cambiando el sentido del flujo de gas, siendo este accionado por una fuente de energía externa [2].

A comienzos del siglo XX, el 17 de diciembre de 1903, los hermanos Wright consiguieron despegar y mantener en vuelo una aeronave más pesada que el aire por primera vez en la historia, el *Flyer I*, propulsándose mediante un motor de pistón [8]. Este hito dio comienzo a la aviación tal y como se conoce hoy en día, lo que trajo como consecuencia la investigación a gran escala de formas eficientes y seguras de propulsar estas aeronaves.

Los ingenieros de la época eran conscientes de la posibilidad de propulsar aeronaves mediante gases acelerados por un motor, siendo prueba de esto el

prototipo de Rene Lorin de 1908 [9], consistente en un motor de pistón convencional que utilizaba los gases de escape para ser acelerados en toberas, produciéndose así empuje (figura 1.5). Unos años más tarde (1913), Lorin patentó también un prototipo de motor a reacción basado en la compresión RAM para vuelo supersónico [6].

A su vez, el ingeniero M. Guillaume patentó en 1921 un motor a reacción basado en la turbomaquinaria (figura 1.5), es decir, la patente constaba de un compresor axial a la entrada del motor, una cámara de combustión y una turbina axial que aportaba la potencia necesaria al compresor [6].

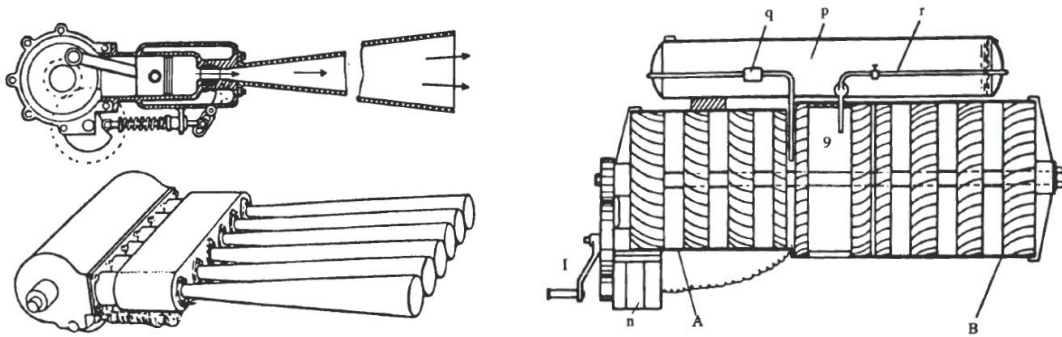


Figura 1.5: Prototipo patentado por Lorin en 1908 (izquierda) y prototipo patentado por Guillaume en 1921(derecha) [6]

Sin embargo, todas estas patentes fracasaron y no se produjeron ni se instalaron en aviones más allá de algún prototipo. Esto fue debido a que, a principios del siglo XX, las aeronaves no estaban preparadas ni estructural ni aerodinámicamente para volar a altas velocidades, y los motores a reacción necesitan de velocidades de vuelo muy elevadas para superar la eficiencia propulsiva de los motores de pistón con hélice [6]. La consecuencia de este panorama tecnológico fue que las empresas pertenecientes a la industria aeronáutica no tuvieran ningún interés en invertir y desarrollar esta tecnología, ya que las aeronaves del momento no estaban preparadas para estos motores. Hubo que esperar hasta los comienzos de la segunda guerra mundial para que dos ingenieros de forma simultánea, el alemán Hans von Ohain y el británico Frank Whittle, retomaran el desarrollo de los motores a reacción como una forma de propulsión efectiva [10].

En el año 1930, Frank Whittle comenzó a desarrollar de forma teórica un motor a reacción (figura 1.6) consistente en una entrada anular, seguida de dos etapas de compresor axial y un compresor centrífugo. Tras ser comprimido, el flujo de aire pasaba a través de un difusor a una cámara de combustión y, tras esto, se expandía en una turbina axial de dos escalones (que aportaba la potencia necesaria al compresor) para finalmente expandirse y acelerarse en una tobera convergente [10]. Este concepto fue la primera patente de la historia de lo que hoy se denomina turboreactor.

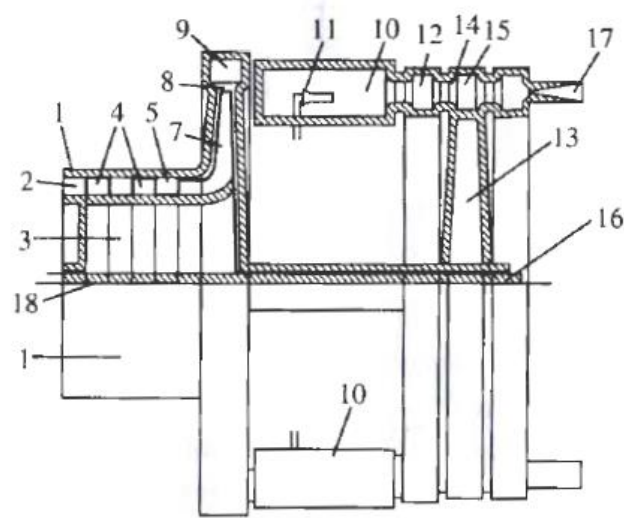


Figura 1.6: Primera patente de Whittle de un turboreactor [6]

Con estos bocetos Whittle intentó conseguir financiación por parte del Ministerio del Aire británico para poder construir un prototipo. Sin embargo, los ingenieros del ministerio consideraron inviable su diseño debido a las estrictas tolerancias necesarias, además de los esfuerzos que debían resistir los materiales con temperaturas de combustión tan elevadas [10]. Tras este rechazo, Whittle buscó un grupo de inversores privados y creó la compañía Power Jets Ltd, que comenzó con la fabricación de un prototipo que, tras varios ajustes y cambios en el diseño, consiguió funcionar de forma exitosa el 12 de abril de 1937 [9].

Gracias a este éxito inicial, el Ministerio del Aire británico firmó un contrato con Power Jets Ltd en 1939, para mejorar su prototipo y poder instalarlo en una aeronave para empezar a realizar vuelos de prueba, aunque este proyecto sufriría varios retrasos debido al estallido de la segunda guerra mundial [10]. Finalmente,

el 15 de mayo de 1941, el motor W1 (figura 1.7) desarrollado por Frank Whittle voló por primera vez propulsando un Gloster E28/39, consiguiendo unos resultados excelentes. Como consecuencia, el Ministerio del Aire encargó el diseño y la producción de una aeronave de combate bimotor (con dos turborreactores), el Gloster Meteor. Para este nuevo proyecto Whittle perfeccionó aún más su motor, que renombró como *Welland*. En 1943 el Gloster Meteor realizará su primer vuelo de prueba y, al año siguiente, Rolls Royce empezaría a fabricar el Welland en serie [6].

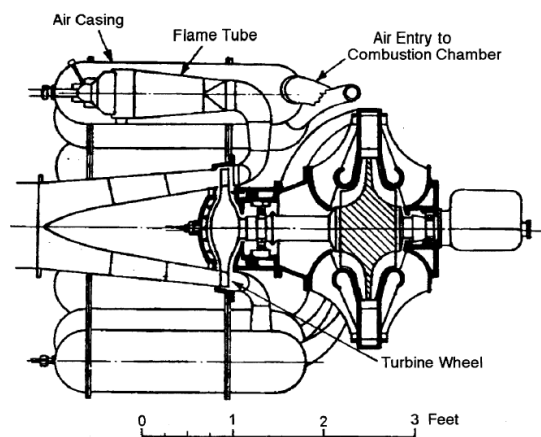


Figura 1.7: Esquema del motor W1 de Whittle [11]

Mientras tanto, en Alemania el físico Hans von Ohain presentó en 1935 la patente de un motor a reacción con características muy similares a las del motor diseñado por Whittle, aunque sin ser influenciado por este ya que von Ohain no conocería los diseños de Whittle hasta 1937 [6]. En ese momento, el constructor aeronáutico Ernest Heinkel empezó a mostrar interés en diseñar un avión de alta velocidad, capaz de superar los aviones del momento. Sin embargo, Heinkel era consciente de que el uso de un motor de pistón y hélice era inviable a velocidades elevadas, por lo que empezó a buscar una planta propulsiva capaz de satisfacer los requisitos de un vuelo de alta velocidad [9]. Cuando el constructor alemán descubrió las patentes de von Ohain, contactó con él para ponerlo a cargo de un equipo de desarrollo con el objetivo de crear un prototipo funcional de un turborreactor.

En septiembre de 1937 (seis meses después del primer test exitoso de Whittle), von Ohain consiguió realizar los primeros test de su motor (figura 1.8), utilizando

como combustible hidrógeno [10], aunque pronto se descartó la idea de utilizar hidrógeno al ser los tanques de almacenamiento demasiado pesados para el vuelo.

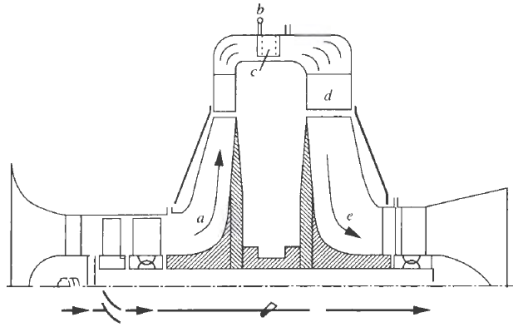


Figura 1.8: Primer prototipo de turborreactor de von Ohain [6]

Von Ohain solucionó los problemas de su motor, sustituyendo el combustible por gasolina y perfeccionando algunos componentes, dando como resultado el motor HeS 3 (figura 1.9), que realizó un primer test en vuelo en 1938, aunque suministrando menos empuje del requerido, lo que obligó a realizar una serie de modificaciones al motor [10]. Un año después, en 1939, una versión mejorada del HeS 3, denominada HeS 3b, realizó un exitoso test en vuelo propulsando una aeronave H-178, desarrollando 500kg de empuje y permitiendo alcanzar una velocidad de vuelo de 700 km/h [9]. Sin embargo, ese mismo año había comenzado la segunda guerra mundial, lo que paralizó el desarrollo del turborreactor de von Ohain para centrar todos los esfuerzos del país en producir aviones de combate y bombarderos operativos en ese momento.

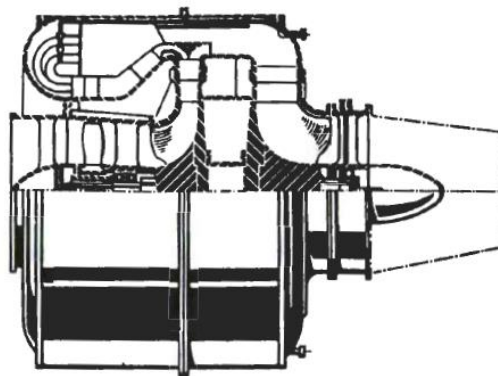


Figura 1.9: Esquema del motor HeS 3 [6]

Aunque en un principio se dejó de lado el desarrollo de un turboreactor, pronto varias empresas alemanas dedicadas a la fabricación de motores empezaron a desarrollar por su cuenta diversos proyectos con este nuevo concepto: Junkers, Daimler-Benz y BMW [9]. Fue el proyecto de Junkers, el Jumo 004 (figura 1.10), el que acabó eclipsando el programa de von Ohain y Heinkel, realizándose en 1942 el primer vuelo de prueba propulsando un nuevo prototipo de aeronave de combate bimotor, el Messerschmitt Me 262 [10], comenzando rápidamente su producción en serie y entrando en servicio en otoño de 1944, desarrollando un empuje de aproximadamente 900 kg por motor y permitiendo alcanzar una velocidad de vuelo de casi 900km/h [9]

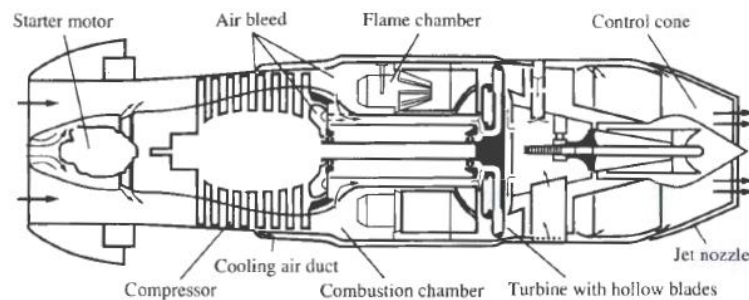


Figura 1.10: Esquema del motor Jumo 004 [6]

Aunque los alemanes perdieron la guerra, el motor a reacción sustituiría de forma casi completa a los motores de pistón en la aviación, desarrollándose poco a poco nuevos motores más potentes y eficientes, utilizando a día de hoy aerorreactores que siguen el mismo esquema básico que estos primeros motores turboreactores.

2 Objetivos

El objetivo principal de este trabajo es realizar el diseño preliminar de un nuevo motor que propulse a la aeronave de combate F-4 Phantom II. En este aspecto, se buscará mejorar las actuaciones de las motorizaciones existentes tanto en condiciones de combate (vuelo con postcombustión) como en condiciones de vuelo normal (vuelo sin postcombustión).

Adicionalmente, se establecen una serie de objetivos secundarios dentro del diseño preliminar de la nueva planta propulsiva:

- Comprobar los requisitos de misión de la aeronave de referencia para poder diseñar un motor efectivo, capaz de cumplir dichos requisitos.
- Estudiar la influencia de los parámetros de diseño en las actuaciones de los motores aerorreactores, justificando así el motivo de su elección.
- Analizar el funcionamiento de los distintos componentes de un motor aeroreactor para llevar a cabo su diseño.
- Estimación de las medidas de cada uno de estos componentes, de tal forma que se pueda realizar una aproximación de las medidas principales de la nueva planta propulsiva, para ser comparada con las motorizaciones existentes.

El diseño de un motor a reacción es un trabajo que requiere la participación de cientos de personas, así como una gran cantidad de tiempo y recursos. Por ello con este trabajo no se buscará realizar un diseño definitivo, sino una primera aproximación de actuaciones y medidas dentro de un marco teórico presentado en la bibliografía.

Durante la realización de todo el trabajo se compararán las decisiones de diseño tomadas con los valores de los motores más actuales, para evitar así la selección de parámetros inalcanzables con las tecnologías disponibles actualmente, de tal forma que el diseño del nuevo motor sea lo más realista posible.

3 Estado actual de las tecnologías

En este capítulo se describirán los diferentes tipos de aerorreactores existentes en la actualidad. Además, se explicará el proceso de diseño de un motor seguido para la realización de este trabajo, así como las nuevas tendencias con respecto a este proceso de diseño.

Adicionalmente, se llevará a cabo una descripción de la aeronave de referencia utilizada en este trabajo, el McDonnell Douglas F-4 Phantom II, así como sus características básicas y una comparativa entre los diferentes tipos de motorización disponibles para este avión de combate.

Por último, se realizará una búsqueda bibliográfica en torno a las nuevas tendencias de diseño con respecto a los motores de aeronaves de combate, junto con las diferencias de estos nuevos motores con las distintas motorizaciones de la aeronave de referencia.

3.1 TIPOS PRINCIPALES DE AERORREACTORES

Una vez conocido el principio de funcionamiento de los motores aerorreactores (capítulo 1), se describen a continuación los principales tipos existentes en la actualidad, así como sus características más importantes, ventajas y desventajas de cada tipo, y los tipos de aeronaves que propulsan cada uno de ellos.

Como se ha descrito anteriormente, los motores de reacción generan empuje como consecuencia de una variación en la energía cinética de un flujo de gases, en vez de generar un par de fuerzas efectivo en un eje (como sería el caso de los motores de pistón) [12]. Además, este tipo de motores son considerados como motores de combustión interna, ya que energizan el fluido mediante una reacción de combustión (es decir, de oxidación), y esta reacción se produce en el propio fluido de trabajo.

Una vez definido el concepto del motor a reacción, hay que diferenciar entre dos tipos principales: motores cohete y aerorreactores. La diferencia entre ambos es la sustancia del oxidante: En los motores cohete el oxidante o comburente es parte del propulsante, al igual que el reductor o combustible; por otro lado, en los aerorreactores el oxidante es el oxígeno presente en el aire de la atmósfera, por

lo que el propulsante solo está formado por el reductor [12]. En este trabajo se detallarán las características de los aerorreactores.

Los aerorreactores están a su vez divididos entre aerorreactores con turbomaquinaria (con compresor) o sin turbomaquinaria (sin compresor), tal y como se observa en la figura 3.1, siendo los primeros el turbo reactor, turbofan y turbohélice; y los segundos el estatorreactor y el pulsorreactor.

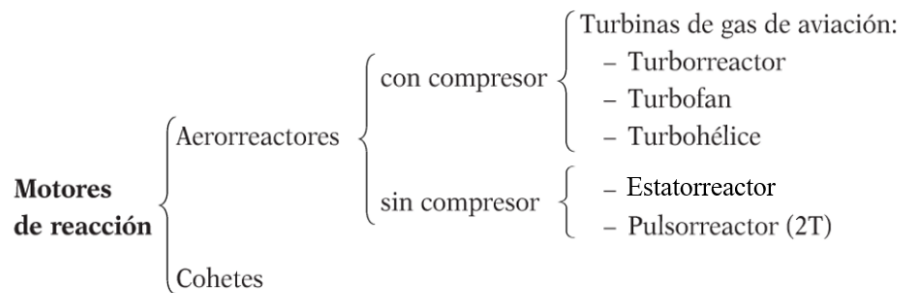


Figura 3.1: Clasificación de los motores a reacción [12]

3.1.1 Turborreactor

El turbo reactor o *turbojet* es el primer tipo de aerorreactor que se desarrolló de forma operativa, siendo además la base de los demás aerorreactores con turbomaquinaria. Su funcionamiento y características se describen en el capítulo 1 de este trabajo. La configuración más simple de este tipo de motores [13] es la de eje único o carrete único, que consiste en un único compresor y una única turbina que giran solidariamente con el mismo eje. Asimismo, existen motores turbo reactores de dos carretes, es decir, constan de 2 compresores y dos turbinas que giran en distintos ejes y a distintas velocidades: el primer compresor es denominado compresor de baja presión y está acoplado a la turbina de baja presión (eje de baja presión), mientras que el segundo compresor es el compresor de alta presión, acoplado a su vez a la turbina de alta presión (eje de alta presión). Normalmente el eje de baja presión tiene una velocidad de giro inferior al eje de alta presión.

Esta configuración de motor dispone de un empuje específico muy alto, por lo que su uso mayoritario a lo largo de la historia ha sido en aviones de combate. Sin embargo, también implica un alto consumo específico, por lo que en las últimas

décadas ha sido paulatinamente sustituido por turbofans de bajo índice de derivación en las aeronaves de combate, ya que tienen un mejor equilibrio entre empuje y consumo [6].

Para incrementar el empuje de estos motores se puede instalar un postquemador o *afterburner*, consistente en una cámara de combustión posterior a la turbina que inyecta combustible para que reaccione con el oxígeno que aún está disponible en la mezcla de gases. Este dispositivo aumenta en gran medida el empuje específico de un turboreactor, aunque a costa de un consumo de combustible muy elevado, por lo que su uso ha sido restringido a aeronaves de combate con capacidades de vuelo supersónicas [11].

3.1.2 Turbofan

El motor turboventilador o *turbofan* es un turboreactor en el que parte del flujo del aire no pasa por el generador de gas, sino que atraviesa el motor por fuera de este [13]. En este motor el primer elemento es un ventilador o *fan*, que comprime ligeramente una gran cantidad de aire. Después, este aire se divide en dos flujos: el primario y el secundario. El flujo primario pasa a través del generador de gas, que es básicamente un turboreactor con uno o varios compresores, una cámara de combustión y una o varias turbinas. Por otra parte, el flujo secundario o *bypass* transcurre por un conducto exterior al generador de gas, denominado *bypass duct*. La relación entre el flujo secundario y el flujo primario se denomina índice de derivación.

En este caso el fan y el compresor de baja presión son accionados por la turbina de baja presión, mientras que el compresor de alta presión es accionado por la turbina de alta presión. En la actualidad, muchos motores turbofans de grandes dimensiones disponen de 3 carretes.

Esta configuración de motor reduce el empuje específico a la vez que reduce el consumo específico, disponiendo de mejores eficiencias que los turboreactores convencionales, por lo que sustituyeron a estos últimos rápidamente en la aviación comercial, aumentándose cada vez más el índice de derivación para obtener menores consumos. Un tiempo después también empezaron a utilizarse en aeronaves de combate, en este caso con índices de derivación cercanos a 1 [6].

En el caso de los aviones de combate se puede instalar un postquemador, que provoca una combustión tras la mezcla de los dos flujos, lo que se conoce como turbofan de flujo mixto con postquemador, que es la configuración más utilizada actualmente en aeronaves de combate.

3.1.3 Turbohélice

Otro tipo de aerorreactor es el denominado motor turbohélice o *turboprop* [11], similar al turbofan. Al igual que este, cuenta con un generador de gas, con compresor, cámara de combustión, turbina y tobera, produciéndose una parte del empuje por la aceleración de los gases tras expandirse en la turbina. Se diferencia del motor turbofan en que en este caso, en lugar de un ventilador con un conducto carenado, se dispone de una hélice conectada al eje compresor turbina, siendo esta la que produce la mayor parte del empuje del motor, ya que el flujo de aire que pasa a través de la hélice es de entre 25 y 30 veces respecto al aire que atraviesa el generador de gas [5]. Gracias a este elevado “índice de derivación” los motores turbohélices cuentan con mejores eficiencias que los motores turbofan.

A diferencia del motor turbofan, es necesario instalar una caja de engranajes que permita a la hélice tener una velocidad de giro que maximice su eficiencia, ya que a partir de una cierta velocidad de giro empiezan a aparecer fenómenos de compresibilidad y ondas de choque en la hélice, lo que reduce significativamente su eficiencia [5]. Así mismo, estos fenómenos impiden que un motor turbohélice pueda volar a altas velocidades de vuelo, teniendo como límite aproximado un mach de vuelo de 0.7 [6]. Además de la velocidad de vuelo reducida, la segunda gran desventaja de estos motores es el peso añadido debido a la hélice y la caja de engranajes, lo que puede suponer un peso 1.5 veces mayor que un turborreactor convencional, aunque la mejora en la eficiencia compensa este incremento del peso [5].

Otra configuración posible de motor turbohélice es la de turbina libre. En este caso el eje de la hélice no está conectado al eje compresor turbina, sino que está acoplado a una turbina diferente que gira a un régimen diferente que la turbina del compresor [5].

Una variante del turbohélice es el denominado motor turboeje o *turboshaft* [11], que se diferencia del primero en que en este caso los gases que atraviesan el generador de gas no producen nada de empuje. Estos motores son utilizados mayoritariamente en helicópteros.

3.1.4 Estatorreactor

El motor estatorreactor o *ramjet* es conceptualmente el aerorreactor más simple de todos ya que no cuenta con turbomaquinaria, disponiendo solo de difusor, cámara de combustión y tobera [6]. En primer lugar, el difusor reduce la velocidad del aire incrementando su presión; tras esto, el flujo de aire atraviesa la cámara de combustión donde se mezcla el aire con el combustible y se produce la reacción de combustión; por último, el aire se expande en una tobera, incrementándose la energía cinética de los gases para producir empuje.

Como se puede observar, estos motores necesitan estar en movimiento para producir empuje, ya que para comprimir el aire este debe tener velocidad. Por otra parte, aunque en teoría los estatorreactores pueden operar a velocidades de vuelo subsónicas, en la práctica su uso está restringido a altas velocidades de vuelo supersónicas elevadas, ya que sino su eficiencia es prácticamente nula [5]. Debido a ello en ocasiones los estatorreactores se combinan con turboreactores, dando como resultado los turboestatorreactores, que pueden funcionar como un turboreactor puro (con o sin postcombustión), como turboreactor de doble flujo o como estatorreactor.

3.1.5 Pulsorreactor

Al igual que los estatorreactores, estos motores no disponen de turbomaquinaria, pero se diferencian de estos en que los pulsorreactores no funcionan de forma continua, sino que funcionan “a pulsos” para conseguir las condiciones óptimas de presión y temperatura para llevar a cabo la combustión [5]. Hoy en día estos motores están prácticamente en desuso.

3.2 PROCESO DE DISEÑO

Se puede definir el diseño como el proceso por el cual se convierten las ideas de los ingenieros en objetos tangibles y funcionales. En este proceso, el modelado es utilizado para estudiar cómo funcionan los distintos componentes de un sistema (en este caso un aerorreactor) y por lo tanto ver cómo influyen las características de estos componentes en la actuación del sistema completo [14]. Este enfoque difiere del antiguo “construir y probar” en que no es necesario construir varios prototipos y sacar conclusiones de estos, sino que se predicen los resultados con modelos físicos y matemáticos, ahorrando una gran cantidad de dinero, tiempo y recursos, resultando en un producto final más rentable.

Según la empresa o el ingeniero que lo lleve a cabo, el proceso de diseño consta de diferentes elementos, aunque se puede definir una lista de elementos críticos que aúnan todas las formas de realizar este proceso de diseño [15]:

1. El proceso de diseño empieza y es limitado por una serie de necesidades conocidas.
2. En el diseño de sistemas (como por ejemplo motores) existen un gran número de soluciones posibles, sin ser ninguna de ellas única u óptima. Se debe hacer uso de diversos métodos de análisis para identificar que soluciones son mejores a priori, eligiendo una de ellas en base al juicio del ingeniero como solución de compromiso.
3. El proceso es iterativo, siendo necesario volver a etapas del diseño anteriores cuando suposiciones tomadas inicialmente resultan inválidas.
4. Muchas especialidades técnicas están involucradas. En el caso de los aerorreactores, como se puede observar en la figura 3.2, se aúnan conceptos de aerodinámica, termodinámica, transferencia de calor y combustión, estructuras, materiales, fabricación instrumentación, sistemas de control, etc.
5. Entre todas estas ramas, el proceso de diseño requiere una participación activa de todas ellas, así como una comunicación eficiente, ya que, al influir cada parte del sistema final en todas las demás, las soluciones más efectivas se encuentran únicamente si todos los participantes encargados del diseño comparten sus descubrimientos y resultados de forma clara y regularmente.

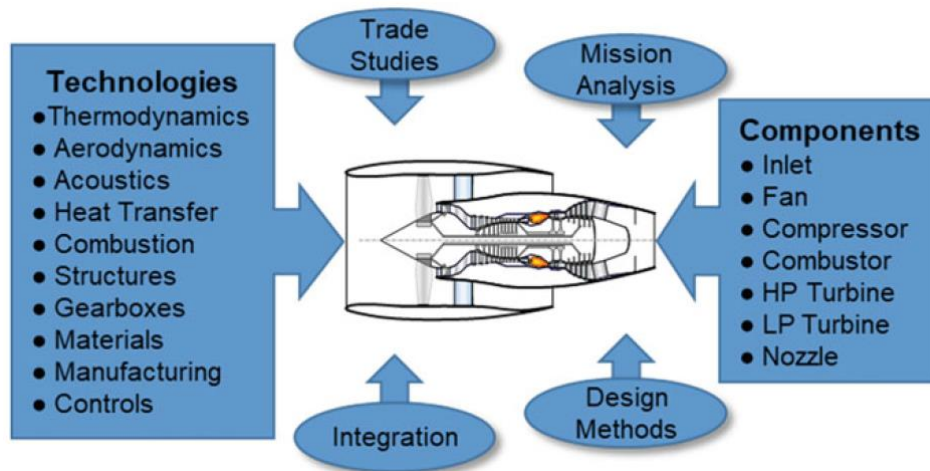


Figura 3.2: Integración de las tecnologías y componentes de un aerorreactor [14]

En el caso de los motores de aviación, un factor de gran importancia es conseguir un funcionamiento eficiente tanto de la aerodinámica de la aeronave como del rendimiento del motor, estando ambos relacionados entre sí [16]. Por este motivo los parámetros de actuación del motor se diseñan en base a los requisitos de la aeronave que va a propulsar.

El proceso de diseño se puede dividir a su vez en varias etapas, siendo la primera de ellas y el caso de estudio de este trabajo el diseño preliminar, momento en el que todas las disciplinas mencionadas anteriormente se unen por primera vez, permitiendo el posterior diseño de todos los componentes necesarios para la construcción y ensamblaje de un motor [14]. El objetivo principal del diseño preliminar es determinar de entre todas las configuraciones alternativas existentes cual es la solución más eficaz, y empezar a trabajar sobre ella para el desarrollo completo del motor [17]

El diseño preliminar puede dividirse a su vez en varias etapas de diseño, tal y como se puede ver en la figura 3.3. Entre estas etapas se pueden diferenciar 3 grupos principales [14] [15]: análisis de misión, análisis del ciclo termodinámico y configuración del motor, y diseño y desempeño de componentes.

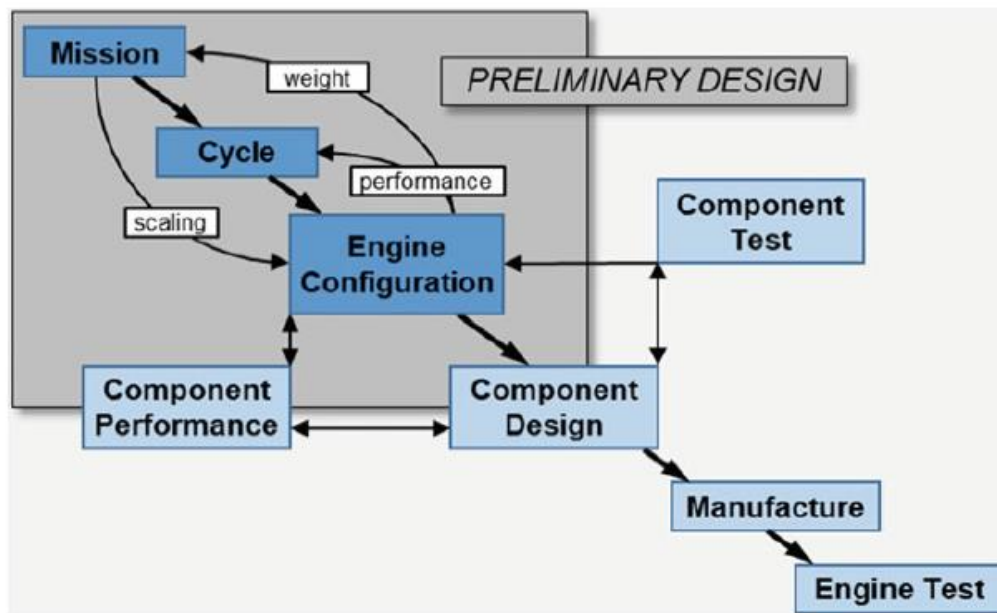


Figura 3.3: Proceso de diseño de un motor de aviación [14]

En primer lugar se encuentra el análisis de misión, basado en una lista detallada de misiones que debe ser capaz de realizar la aeronave a la cual el motor propulsará. Para ello se asumen una serie de características de la aeronave (con los motores instalados), como sus características aerodinámicas, su peso máximo al despegue y el empuje proporcionado en diferentes fases de vuelo. Todas estas asunciones se realizan en base a la experiencia y en función del tipo de motor que se prevé instalar en la aeronave. El resultado de este análisis es establecer un valor del empuje máximo requerido para poder realizar todas las misiones de vuelo.

El estudio del ciclo termodinámico analiza las actuaciones y rendimientos del motor en función de los distintos parámetros de diseño. Por ejemplo, analizar cómo varía el empuje específico y el consumo específico en función del salto de presiones del compresor. Una vez realizado dicho estudio, se definen las variables de diseño del motor y se crea un ciclo termodinámico a partir del cual se diseñará cada componente.

El diseño de los distintos componentes se encuentra a medio camino entre el diseño preliminar y el diseño detallado, ya que, aunque en el diseño preliminar se establecen parámetros geométricos básicos, en el diseño detallado se estudia y

define la forma de instalarlos en el motor, el modo fabricación, el mantenimiento necesario, etc.

Este proceso, como se ha mencionado anteriormente, es iterativo. Como se observa en la figura 3.4, una vez finalizado una etapa se utilizan los datos obtenidos para hacer correcciones en las suposiciones iniciales. Por ejemplo, tras haber realizado un primer diseño del compresor, se puede aproximar en base a la experiencia el mapa de compresor que este tendrá. Con este mapa se puede volver al análisis de misión y utilizarlo en el cálculo del empuje proporcionado por el motor en las distintas fases de vuelo.

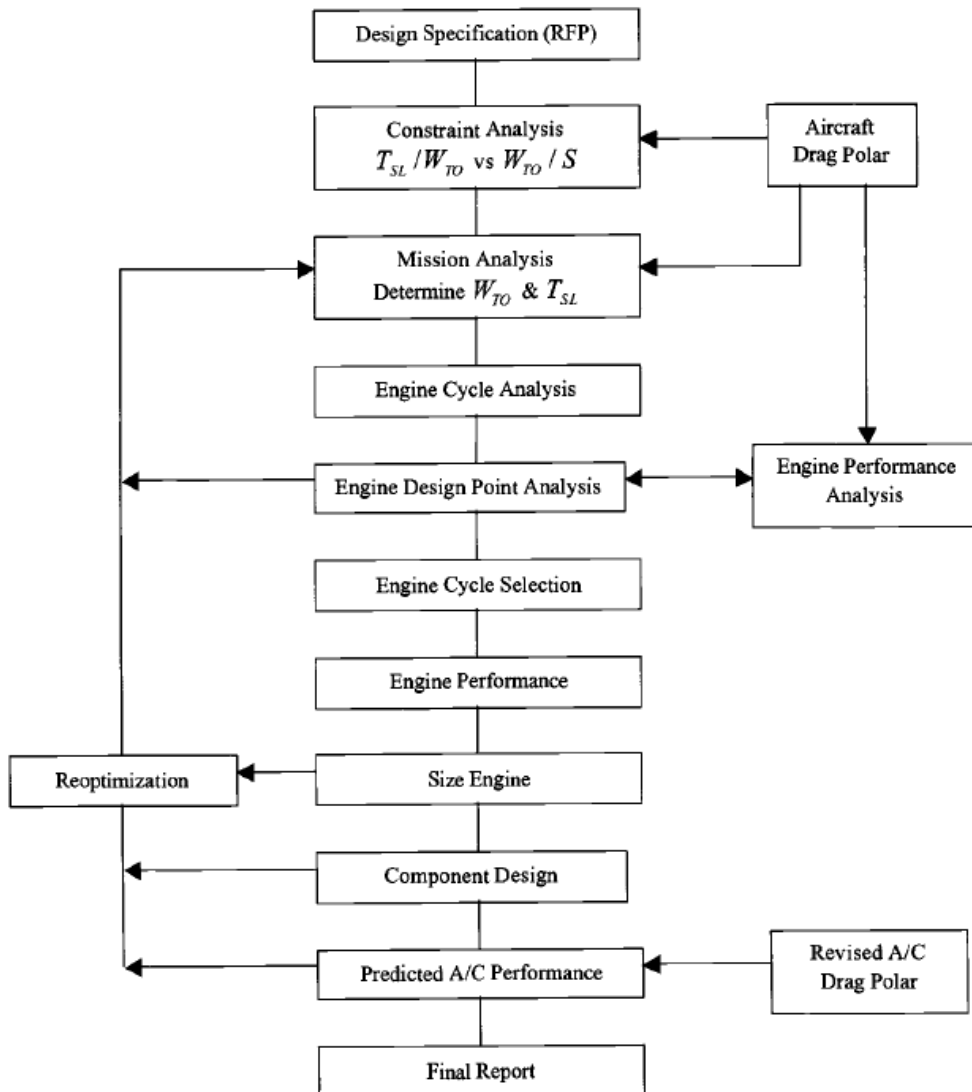


Figura 3.4: Proceso de diseño preliminar de un motor de aviación [15]

Por otra parte, en la figura 3.4 se establece una primera etapa del diseño preliminar, denominada RFP. Realmente la RFP (Request for Proposal) no es una etapa de diseño, sino que es un documento emitido por el cliente que encarga el diseño de un motor para describir las actuaciones que la aeronave debe ser capaz de realizar con la instalación de dicho motor [15]. En ella se encuentran los datos de restricciones que se utilizarán en el análisis de misión, ya que se detallan las características de las fases de vuelo. Por ejemplo, se establece una fase de crucero a un Mach de vuelo concreto y una altitud especificada.

Diseñar un motor nuevo implica una gran cantidad de riesgos debido a la complejidad extrema de los sistemas modernos, y por el hecho de que las complejas interacciones entre subsistemas y componentes impiden la posibilidad de anticiparse a cómo funcionará el sistema en su totalidad. Para ser competitivo a la hora de diseñar un motor, este debe aproximarse a los límites tecnológicos actuales en aspectos como aerodinámica, estructuras y materiales, termodinámica, etc. El posible éxito del futuro motor depende completamente de la capacidad de acercarse lo máximo posible a ese límite, pero sin incrementar mucho los costes de diseño en caso de sobrepasarlos. Asimismo, el motor debe estar equilibrado, es decir, debe ser lo suficientemente robusto para que un pequeño fallo en uno de sus componentes no exceda los límites de diseño permitidos, lo que podría ocasionar un fallo general del motor, pero sin sobredimensionar los componentes en exceso, ya que esto implicaría un mayor peso, así como un coste superior por el exceso de material necesario para la fabricación del motor [14].

3.2.1 Diseño preliminar con herramientas digitales

Las nuevas tecnologías abren un gran abanico de posibilidades en todos los modelos de negocio de la industria aeronáutica, incluyendo también el diseño de motores de aviación. La digitalización aporta nuevas tecnologías a las distintas fases del proceso de diseño de un motor: el diseño preliminar, el diseño detallado y el diseño de producción.

Se puede definir como motor digital la representación virtual de las características tanto físicas como geométricas del motor mediante el uso de herramientas de diseño por ordenador y modelos de simulación numérica [18]. Estas ayudas

digitales también sirven para la certificación virtual, que es uno de los principales objetivos de la digitalización en el sector aeronáutico, ya que los costes de certificación serían mucho más bajos que en los test de certificación reales. La réplica virtual de un producto físico y todos sus componentes se denomina gemelo digital o *digital twin*.

Existen muchas propuestas para el diseño preliminar virtual de los motores de aviación. Una de ellas es la metodología de integración y optimización llevada a cabo por Pratt & Whitney Canada, denominada PMDO (Preliminary Multi Disciplinary Optimization) [18]. Este método permite un diseño conceptual y una evaluación rápida de diferentes conceptos alternativos de motor.

Otro enfoque para el diseño digital son las herramientas GTSDP [18], que permiten la integración de termodinámica, dinámica de gases, mecánica estructural, acústica, pesos y costes en un proceso de diseño preliminar multidisciplinario. Un ejemplo de este enfoque es el llevado a cabo por la empresa MTU Aero Engines en su sistema MOPEDS (MOdular Performance and Engine Design System) [19], una herramienta digital que, rápida y precisamente, guía al diseñador en el diseño preliminar del motor. Una vez terminado el diseño preliminar el siguiente paso sería empezar el diseño detallado, para el cual MOPEDS también sirve de ayuda.

Uno de los sistemas más complejos y útiles entre los sistemas de simulación de motores es el entorno de simulación orientado a objetos NPSS [18]. El diseño orientado a objetos permite una estructura de proceso modular en la que los diversos componentes del proceso pueden intercambiarse en cualquier momento, como se puede observar en la figura 3.5. Uno de los puntos fuertes de este sistema es la introducción de análisis CFD (Computational Fluid Dynamics) tridimensionales [19], mientras que herramientas como MOPEDS solo incluyen análisis en 1D y 2D, como se observa en la figura 3.5, indicando el prisma de aristas moradas los bloques incluidos en MOPEDS.

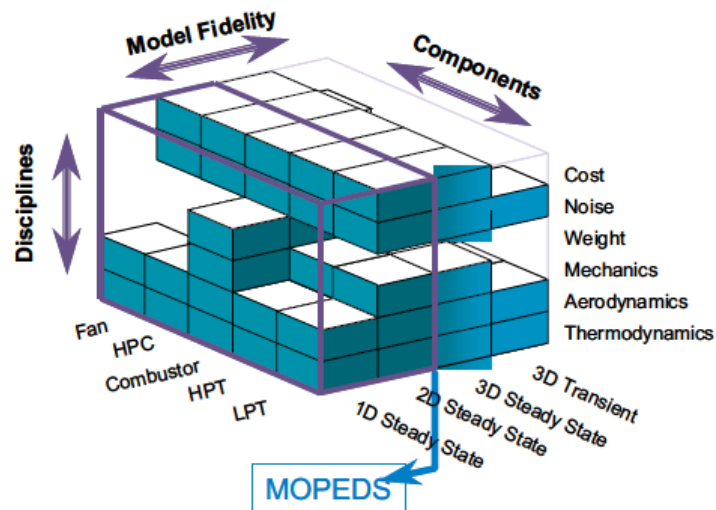


Figura 3.5: Bloques de trabajo de NPSS y MOPEDS [19]

Con el objetivo de ayudar a la hora del diseño preliminar, otra herramienta muy útil es GTlab (Gas Turbine Laboratory) desarrollada por el Centro Aeroespacial Alemán (DLR) [20], adaptándose a las necesidades y requisitos para abordar futuros proyectos en el contexto de los motores a reacción de próxima generación. La arquitectura de procesos colaborativas de GTlab está dividida en tres principales dominios que ayudan a manejar la cadena de proceso de diseño por completo: Un servidor de datos actúa como un dominio neutral que incluye la representación digital del motor. En el dominio de servicio se encuentran todas las herramientas y procedimientos asociadas a todas las disciplinas necesarias. Por último, el dominio de administración es responsable de manejar toda la cadena de proceso de diseño.

Este programa funciona a través de unas restricciones iniciales que se dan como datos, y a partir de ellas se realiza el diseño preliminar mediante un proceso iterativo que busca una solución de compromiso capaz de satisfacer esas restricciones iniciales. Como resultado se ofrece tanto imágenes como datos del ciclo termodinámico elegido (figura 3.6), gráficas que analizan las actuaciones del motor en función de los parámetros de diseño (figura 3.7) y modelos de los componentes del motor, así como del motor en su totalidad (figura 3.8)

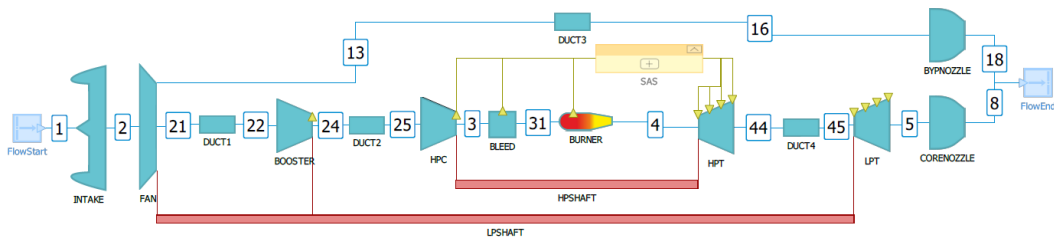


Figura 3.6: Ciclo termodinámico resultado de un diseño preliminar llevado a cabo por GTlab [20]

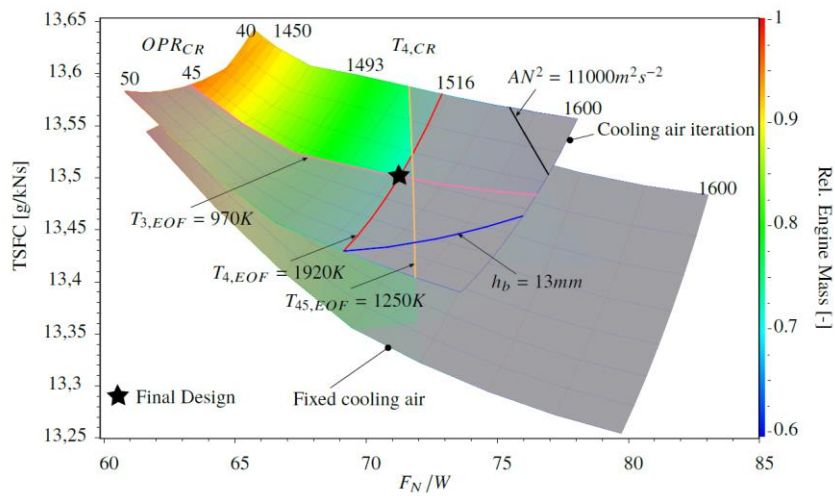


Figura 3.7: Gráficas de análisis de las actuaciones de un motor en función de sus variables de diseño en GTlab [20]

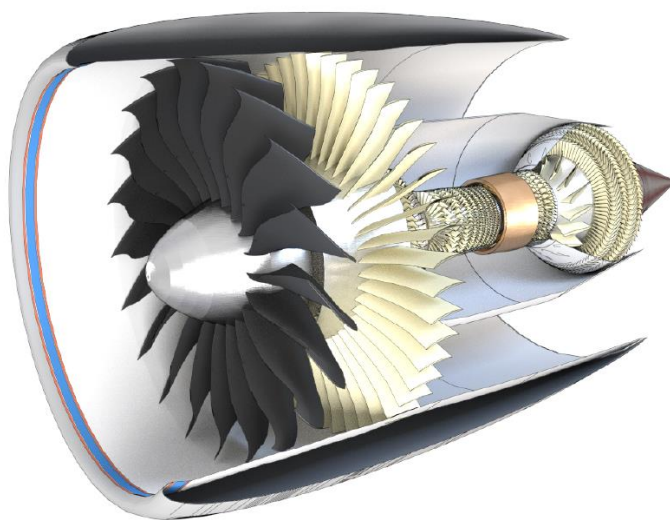


Figura 3.8: Modelo CAD de un motor diseñado en GTlab [20]

Uno de los softwares de diseño de motores de aviación más utilizado es GasTurb. Es un programa de análisis y diseño de motores aerorreactores, que comprende el estudio de los ciclos termodinámicos de las turbinas de gas, tanto en el punto de diseño de motor (*design*) como en el entorno operacional (*off-design*) [21]. Asimismo, también es capaz de calcular los esfuerzos mecánicos en algunos componentes del motor, así como permitir el diseño y análisis de algunos aspectos específicos del diseño conceptual de motores como la refrigeración de turbinas, intercambiadores de calor y triángulos de velocidades.

GasTurb cuenta con más de 20 tipos de sistemas de propulsión predefinidos, desde turborreactores simples hasta motores de ciclo variable, como se observa en la figura 3.9. La interfaz gráfica de usuario proporciona una guía práctica para el usuario, así como capacidades de análisis de modelos que involucran estudios paramétricos de dos dimensiones, análisis de sensibilidad, optimización y estudios de Monte Carlo [21].

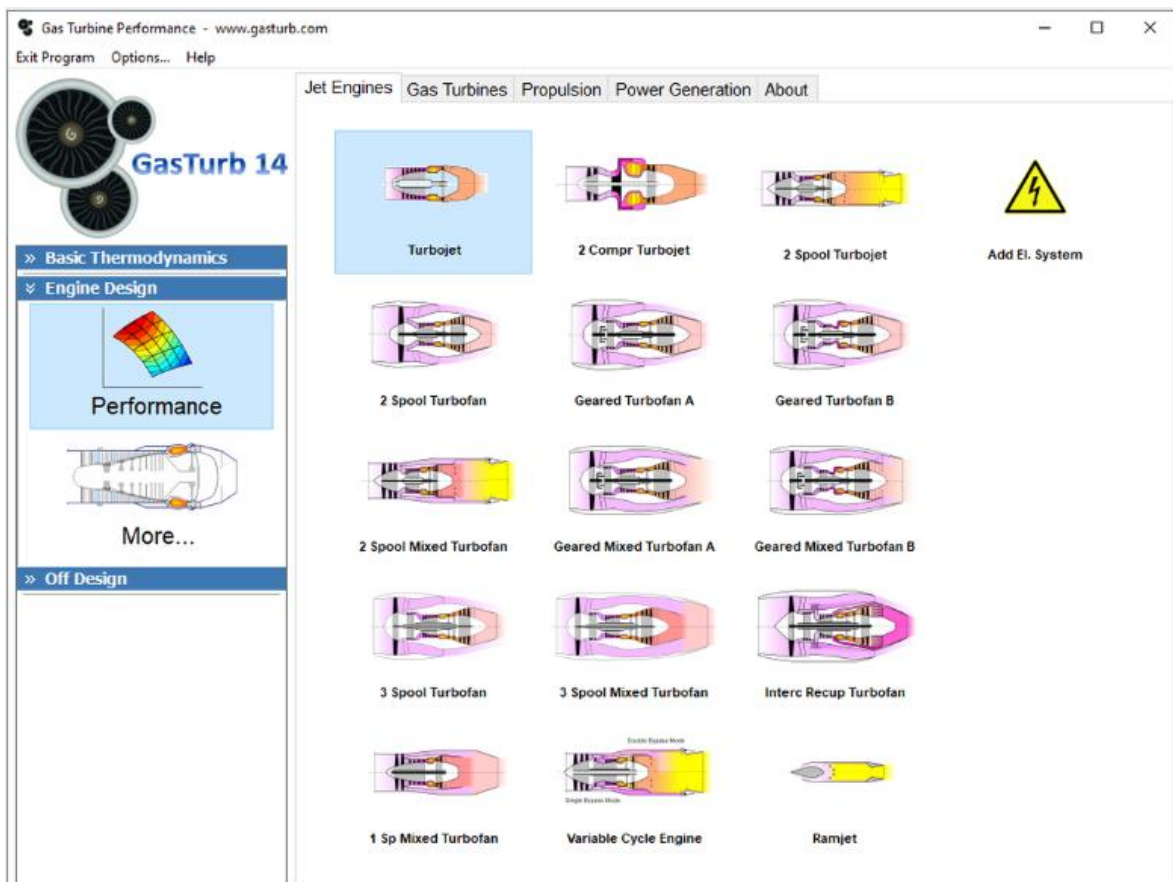


Figura 3.9: Sistemas propulsivos predefinidos en GasTurb (Fuente: GasTurb)

A la hora de analizar el flujo de trabajo, GasTurb distingue entre el modo de definición de geometría (*design*) y el modo de análisis operativo (*off-design*), como se puede observar en la figura 3.9. Esta diferenciación entre *design* y *off-design* mejora la facilidad de uso, permitiendo omitir los mapas de componentes durante el modo *design*

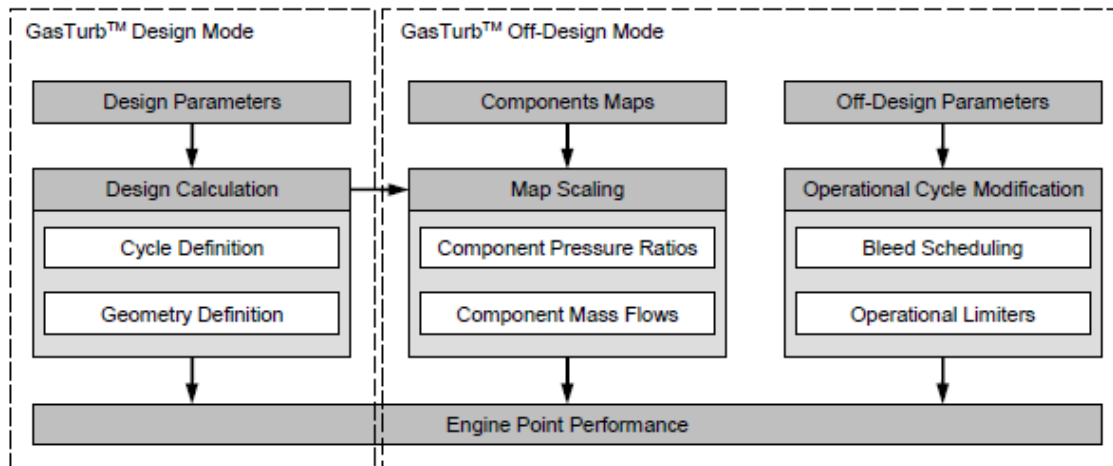


Figura 3.10: Flujo de trabajo de GasTurb [21]

De esta forma GasTurb es capaz de proporcionar gráficas, diagramas de entalpía-entropía, mapas de compresores y turbinas, etc. de forma exacta, lo que permite evitar la realización de estos de forma aproximada. De igual manera, gracias a esta característica, el uso de GasTurb es de gran interés a la hora de analizar cómo influyen las variables de diseño en los ciclos termodinámicos, pudiendo maximizar el empuje específico o minimizar el consumo específico de un motor de forma precisa.

3.2.2 Ciclo de vida del diseño de motores

En las últimas décadas los motores para aviación militar han pasado de centrarse mayoritariamente en los objetivos de rendimiento a tener cada vez más en cuenta los costes de desarrollo, ya que la inclusión de nuevas tecnologías como materiales compuestos, electrónica avanzada, disminución de la huella radar, etc. encarecen en gran medida el coste de desarrollo y producción de estos motores [22]. Este coste se agrupa en varios niveles, siendo la suma del coste unitario, el

coste de desarrollo, el coste de servicio y el coste de eliminación el denominado coste de vida útil (TLC)

A medida que surgen los denominados Productos Funcionales (FP) en la industria de los motores aeronáuticos, la visión del ciclo de vida del producto debe retocarse. Un FP es un producto de asistencia total [23], es decir, la compañía productora ofrece el total de la funcionalidad del producto, tanto el componente físico como los servicios de soporte. Hoy en día, los fabricantes de los motores son los propietarios del producto, mientras que el cliente es el encargado del uso operativo del mismo. Este sistema incrementa en gran medida el riesgo para el fabricante, ya que los clientes tienen la disponibilidad del producto garantizada.

Debido a la magnitud de estos riesgos, las empresas aeronáuticas se unen para compartirlos [24]. Con un producto en común donde los distintos componentes a desarrollar y fabricar se dividen entre los distintos socios, es completamente necesario compartir información entre las distintas partes de forma eficaz y poder ver los efectos de cada decisión en la totalidad del conjunto [23]. Con este objeto existen algunos servicios que ayudan en la fase de diseño conceptual para coordinar las distintas empresas.

Evaluando como los cambios afectan al TLC de un FP, el primer obstáculo a superar es gestionar de una manera eficiente el acuerdo contractual entre las distintas empresas. Para que los cambios se realicen de forma eficiente, es necesario que todos los socios sepan cómo va a afectar dicho cambio al TLC. Por norma general, plantear un enfoque de ingeniería concurrente (CE) es una forma común de hacer que el proceso de desarrollo de productos sea eficiente y efectivo mediante procesos paralelos e integrados. Sin embargo, este enfoque implica otros desafíos en la gestión del proceso de desarrollo de un producto, ya que actividades paralelas y superpuestas pueden generar conflictos de diseño, por lo que definir medidas para resolver los conflictos de diseño se convierte en una tarea de gran importancia, especialmente en las fases iniciales del desarrollo donde las fronteras del ciclo de vida del producto no están bien definidas [23].

Centrándonos en el ciclo de vida del producto, Rolls-Royce [22] ha desarrollado un proceso de diseño que separa la vida del producto en 6 etapas desde que se concibe la idea del producto hasta que dicho producto es retirado, como se observa en la figura 3.11.

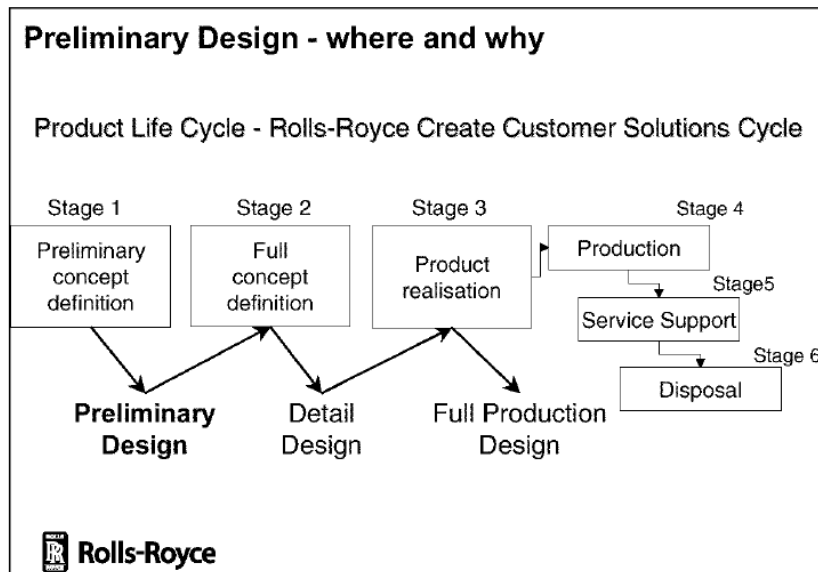


Figura 3.11: Ciclo de vida de un producto según Rolls-Royce [22]

La fase de definición preliminar del concepto (etapa 1) da como resultado un diseño preliminar que describe los atributos funcionales del motor, tal y como se ha expuesto en el inicio de este apartado. Este diseño preliminar tiene una implicación directa y muy importante sobre el coste de producción y uso del motor. En este diseño se establece el ciclo termodinámico que definirá el consumo de combustible, establece la arquitectura y el hardware y, por último, define el futuro peso del motor. Todo ello tiene un impacto directo el coste de servicio del motor, por lo que queda clara la necesidad de reducir todo lo posible la incertidumbre en el diseño preliminar, para incrementar el conocimiento que se tiene sobre el producto y poder analizar de una forma amplia y eficaz todas las opciones de diseño posibles [22].

En la figura 3.12 se muestra que el impacto del conocimiento del diseño de un producto utilizando teorías de diseño tradicionales puede suponer que al final de la primera etapa un 70% del coste esté determinado, pero solo esté definido un 5% del producto. La línea gruesa representa el objetivo de Rolls-Royce de incrementar el conocimiento del producto en las etapas iniciales para reducir el riesgo que asume la compañía y, lo que es aún más importante, el riesgo para el cliente.

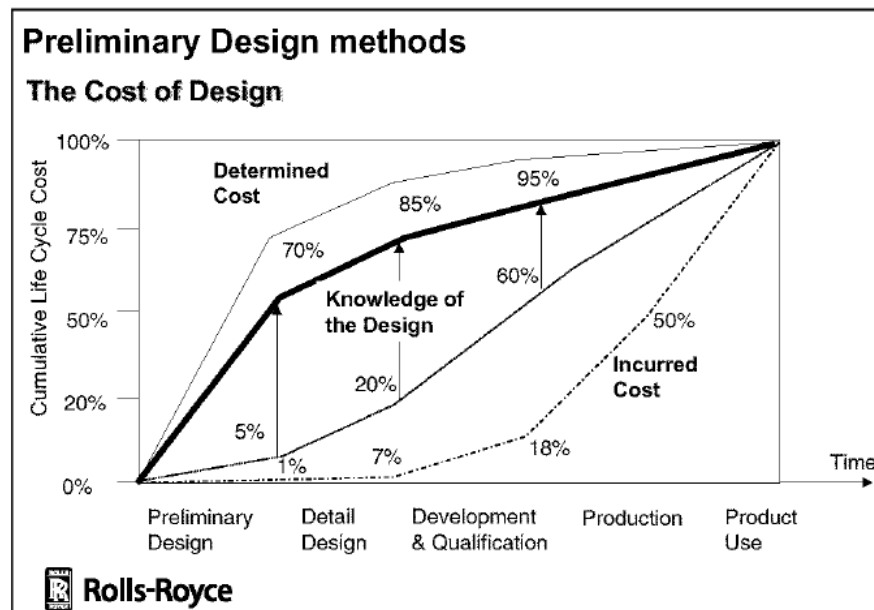


Figura 3.12: Coste de diseño frente al conocimiento sobre el producto [22]

Para comprender de manera veraz los efectos de las decisiones de diseño en la fase 1, es necesario contar con herramientas de diseño que sean capaces de producir soluciones confiables y rápidas, y que permitan a su vez explorar todo el espacio de diseño sin incurrir en altos costes de diseño. Rolls-Royce como respuesta a esta necesidad ha desarrollado una serie de herramientas de diseño para poder explorar este espacio de diseño de forma eficiente. Gracias a estas herramientas los equipos de desarrollo de Rolls-Royce son capaces de evaluar el rendimiento frente a la rentabilidad y el coste de un nuevo motor en las primeras fases de diseño [22].

3.3 MCDONNELL DOUGLAS F-4 PHANTOM II

En este apartado se describirán las características técnicas del avión de referencia del trabajo, el F-4 Phantom II, mostrándose los datos necesarios para realizar el diseño preliminar de una nueva planta propulsiva capaz de satisfacer los requisitos técnicos de esta aeronave.

El F-4 Phantom II (figura 3.13) fue una aeronave militar de tipo cazabombardero e interceptor desarrollada por el constructor aeronáutico estadounidense McDonnell Douglas (actual The Boeing Company) a finales de los años 50 y principios de los años 60 del siglo XX [25]. Es un avión de tipo biplaza y bimotor, capaz de superar

una velocidad de vuelo de Mach 2.2 y una tasa de ascensión inicial de 210 m/s, gracias a lo cual estableció a lo largo de toda su vida útil más de 16 récords de velocidad, altitud y tasa de ascenso [26]. Es considerado como el caza más producido de la historia, ya que en sus más de 20 años de producción se construyeron un total de 5195 unidades de las más de 10 variantes existentes, concretamente 5068 por parte de McDonnell Douglas y 127 por la japonesa Mitsubishi [26] [27].



Figura 3.13: McDonnell Douglas F-4 Phantom II [28]

El desarrollo de F-4 empezó en 1953, cuando McDonnell Douglas empezó el diseño de un caza de ataque bimotor con capacidad de ser embarcado en un portaaviones, consiguiéndose en 1954 un contrato por parte de la US Navy (la armada estadounidense). Este contrato implicaba un cambio de enfoque hacia una aeronave de tipo cazabombardero monoplaza, recibiendo la designación de AH-1 [29]. En 1955 se rediseñó bajo una nueva designación, F4H-1, convirtiéndose en una aeronave biplaza. Tras una serie de vuelos de prueba exitosos, el prototipo F4H-1 fue equipado con dos motores General Electric J79-GE-2A, bajo la denominación F-4A. El F-4A fue la base para el posterior F-4B, al que se le equiparon motores J79-GE-8 más potentes que los anteriores, y fue

puesto en servicio en 1962 en la US Navy. Poco después, esta versión fue puesta en servicio en los US Marine Corps (el cuerpo de marines de los EEUU) [29] [30]. Tras comprobarse las capacidades operativas del F-4B, la US Air Force (fuerza aérea estadounidense) se interesó en la aeronave, solicitando una versión a McDonnell Douglas con unos requisitos propios en 1963 [29]. Esta nueva variante debía cumplir con el rol de caza de apoyo aéreo, interceptor y combate aéreo, así como disponer de la capacidad de repostaje de combustible en vuelo. De estos requisitos surgió la variante F-4C, convirtiéndose la US Air Force en el cuerpo con mayor número de F-4 de todas las fuerzas armadas estadounidenses. Las características principales del F-4 (en concreto de la versión F-4E) se pueden observar en la tabla 3.1.

Tabla 3.1: Características físicas y de operación del F-4E [29] [30]

| F-4E Phantom II | | |
|-------------------------------------|------------------------------|-------------------------|
| | Sistema internacional | Sistema imperial |
| Longitud | 19.2 m | 63 ft |
| Envergadura | 11.77 m | 38 ft 0.5 in |
| Altura | 5.45 m | 17 ft 5.5 in |
| Superficie alar | 49.2 m ² | 530 ft ² |
| Peso en vacío | 13757 kg | 30328 lb |
| Peso máximo en el despegue | 28030 kg | 61795 lb |
| Peso máximo en el aterrizaje | 20865 kg | 61795 |
| Empuje máximo | 79.62 kN | 17900 lbf |
| Velocidad máxima | 2389 km/h | 1290 kt |
| Velocidad de crucero | 937 km/h | 506 kt |
| Alcance | 2590 km | 1400 NM |
| Techo de vuelo | 16850 m | 54400 ft |
| Carrera de despegue | 1338 m | 4390 ft |
| Carrera de aterrizaje | 1122 m | 3680 ft |

3.3.1 Variantes del F-4 Phantom II

A lo largo de los más de 40 años de operatividad del F-4 Phantom II, se han diseñado y construido un gran número de variantes del mismo en función de los requisitos operacionales requeridos por las distintas fuerzas armadas que hicieron uso de él. Algunas de las variantes más importantes son [29] [31]:

- F-4B: Primera versión de producción operada por la US Navy y los US Marine Corps. A partir de esta variante se desarrolla una versión de reconocimiento para el cuerpo de marines, la RF-4B.
- F-4C: Variante de la US Air Force, con mayor potencia y armamento. Al igual que con la variante F-4B, a partir de la F-4C se desarrollará una nueva variante dedicada al reconocimiento, en este caso para la USAF, la variante RF-4C. Estas versiones se venderán posteriormente al Ejército del Aire español, con 40 F-4C y 12 RF-4C.
- F-4D: Consistente en una mejora de la aviónica del F-4C de la USAF.
- F-4E: Es la variante más construida del Phantom II, con un total de 1348 unidades. En ella se añade un cañón de 20 mm al F-4D, ya que en un primer momento se consideró este tipo de armamento ineficaz en el combate aéreo moderno, aunque posteriormente se rectificó esta decisión dando como resultado la variante F-4E. A partir de esta versión surgirían otras nuevas como la F-4EJ (defensa aérea), la RF-4E (reconocimiento) y la F-4F (versión simplificada para Alemania).
- F-4J: Nueva versión para la US Navy y los US Marine Corps, con mejoras en propulsión y aviónica.
- F-4K y F-4M: Son las versiones operadas por la Royal Navy (armada británica), creadas a partir de la F-4J. Estas variantes tienen la peculiaridad de utilizar motores Rolls-Royce Spey, en lugar de los GE J79 de las demás versiones [32].
- F-4N y F-4S: Se trata de versiones modernizadas de las F-4B y F-4J respectivamente, para extender su vida útil.
- QF-4: Aeronaves de todas las variantes retiradas del servicio y operadas por control remoto para ser utilizadas como blancos en pruebas de investigación de nuevos sistemas de defensa.

3.3.2 Motorizaciones existentes

Como se ha mencionado anteriormente, el McDonnell Douglas F-4 Phantom II dispone de dos motorizaciones principales: el turboreactor General Electric J79 y el turbofan Rolls-Royce Spey. El primero fue utilizado por los EEUU y todos los clientes que adquirieron alguna de las versiones de la aeronave, exceptuando las versiones para la armada inglesa, que utilizaron el segundo [31]. En este subapartado se exponen las características principales de cada uno de los dos motores, realizándose finalmente una comparativa que servirá en el capítulo de resultados para compararlos con la nueva motorización propuesta en el presente trabajo.

General Electric J79: Se trata de un motor turboreactor de un único eje compresor-turbina, flujo axial y postcombustión, siendo además el primer aerorreactor de producción en disponer de álabes de estator de compresor variables. Existen una gran cantidad de variantes de este motor en función de la aeronave que propulsa, centrándose este apartado en la versión J79-GE-17 (figura 3.14), ya que es la motorización del F-4E, la variante del Phantom II más producida [30]. El J79-GE-17 constaba de los siguientes elementos [33] [34]:

- Admisión: De tipo anular, disponiendo de álabes guía de entrada al compresor. Estos además disponen de un sistema antihielo con aire sangrado del compresor.
- Compresor: Compresor axial de un único eje y 17 etapas estator-rotor. Los primeros 6 escalones de estator y los álabes guía poseen la capacidad de variar su incidencia para mejorar la aerodinámica interna del compresor en fases transitorias como el arranque.
- Cámara de combustión: Cámara de tipo mixta (*can-annular*) consistente en 10 tubos de llama.
- Turbina: Turbina axial de 3 etapas.
- Postquemador: De tipo corto, con una tobera variable eyectable de pétalos.

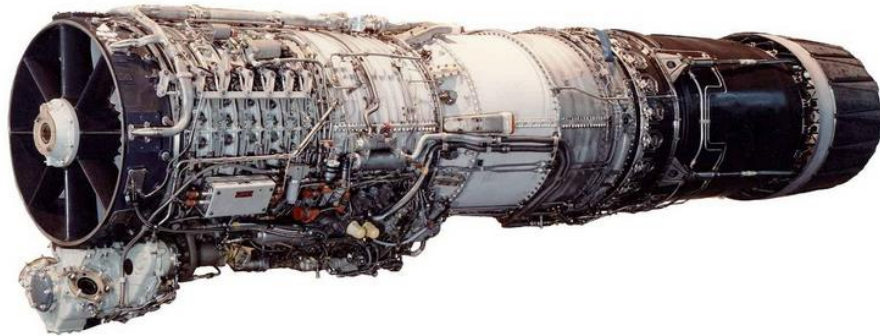


Figura 3.14: Motor GE-J79-17 [35]

Rolls Royce Spey: Motor turbofan de bajo índice de derivación de dos ejes compresor-turbina (baja y alta presión). Al igual que en el motor anterior, existe una gran cantidad de variantes de este motor, tanto de uso civil como militar. A continuación, se presentan los elementos de la versión RB.168-mk 202 (figura 3.15), que es la instalada en los Phantom II de la Royal Navy [33] [34]:

- Admisión: De tipo anular, con sistema antihielo accionado por aire sangrado del compresor.
- Compresor: Compresor de flujo axial de dos ejes, con 5 escalones en el compresor de baja presión (LPC) y 12 escalones en el compresor de alta presión (HPC). El primer disco de álabes de estator del compresor HP dispone de un sistema de incidencia variable
- Cámara de combustión: De tipo mixta (*can-annular*) con 10 tubos de llama.
- Turbina: Dos turbinas axiales (de baja y alta presión), con refrigeración por aire del primer escalón de la turbina HP. Cada una de las turbinas cuenta con dos escalones.
- Postquemador: Cuenta con 3 estabilizadores de llama y una tobera variable.

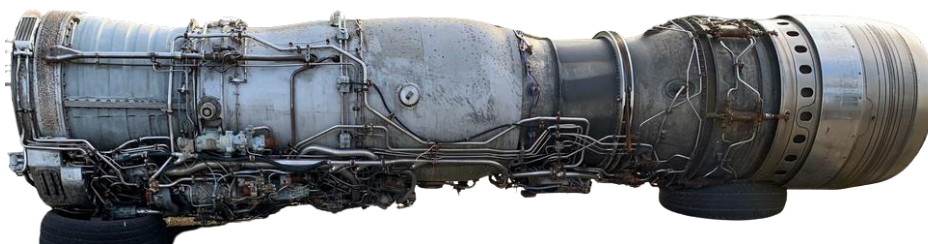


Figura 3.15: Rolls-Royce Spey mk 202 [36]

En la tabla 3.2 se pueden observar las características físicas y de operación (*performance*) de ambos motores:

Tabla 3.2: Especificaciones técnicas de las motorizaciones del F-4 Phantom II [33] [34]

| | General Electric J79-GE-17 | Rolls Royce Spey mk 202 |
|--------------------------------------|----------------------------|-------------------------|
| Características | | |
| Longitud [mm] | 5301 | 5204 |
| Diámetro [mm] | 992 | 940 |
| Peso en vacío [kg] | 1749 | 1857 |
| Número de ejes | 1 | 2 |
| Índice de derivación | / | 0.64 |
| N.º escalones LPC | 17 | 5 |
| N.º escalones HPC | (eje único) | 12 |
| N.º escalones HPT | 3 | 2 |
| N.º escalones LPT | (eje único) | 2 |
| Revoluciones eje alta [rpm] | 7685 | 8393 |
| Revoluciones eje baja [rpm] | (eje único) | 12484 |
| Tipo cámara combustión | Mixta | Mixta |
| Performance | | |
| Salto de presiones del compresor | 13.4 | 16.9 |
| Gasto másico [kg/s] | 76.6 | 106.14 |
| Temperatura entrada turbina [K] | 1261 | 1390 |
| Temperatura salida postquemador [K] | 2258 | / |
| Empuje (con postcombustión) [kN] | 79.63 | 91.25 |
| Empuje (sin postcombustión) [kN] | 52.8 | 54.5 |
| Consumo (con postcombustión) [mg/Ns] | 55.53 | 52.39 |
| Consumo (sin postcombustión) [mg/Ns] | 23.74 | 17.86 |

3.4 TENDENCIAS ACTUALES DE DISEÑO

Como se ha mencionado anteriormente, los primeros motores turborreactores fueron utilizados como sistema de propulsión para aeronaves de combate durante décadas, debido en gran parte a su excelente relación empuje/peso. Sin embargo, el alto consumo de combustible, su baja fiabilidad y su corta vida de uso han dado como resultado el desarrollo de nuevos sistemas de propulsión basados en estos primeros turborreactores, pero capaces de satisfacer los requisitos de cualquier tipo de aeronave (cazas, helicópteros, transporte de pasajeros, etc.). Estos nuevos sistemas han seguido y siguen en la actualidad las siguientes tendencias de diseño [6]:

- Mejor eficiencia total del ciclo termodinámico.
- Motores con mayores potencias.
- Mayor relación potencia/peso y potencia/área frontal.
- Aumento de la vida útil del motor, mejorando su resistencia y fiabilidad.
- Reducción de los gases de escape contaminantes.
- Reducción del ruido.

Para lograr todas estas metas, se han realizado grandes esfuerzos en la investigación y el desarrollo de los sistemas y componentes del motor [6]:

- Investigación del proceso de combustión, desarrollando nuevas cámaras de combustión capaces de incrementar el flujo másico a través de ellas y reduciendo casi por completo las pérdidas de presión total.
- Reducción de las vibraciones (incluyendo los fenómenos aeroelásticos) y los fenómenos de fatiga asociados a estas.
- Mejoras continuas tanto en el diseño estructural como en los materiales empleados (materiales compuestos, aleaciones resistentes a la temperatura y la oxidación y materiales cerámicos).
- Incremento de la temperatura de entrada en turbina mediante el uso de refrigeración de los álabes con aire, así como la eficiencia politrópica de la turbina.
- Aumento de los saltos de presiones del compresor (tanto de las etapas individuales como del componente completo) y de la eficiencia politrópica del compresor.

- Desarrollo de toberas con sistemas de control del empuje (empuje vectorial).
- Desarrollo de sistemas de control capaces de mejorar el funcionamiento de los motores en distintas fases de funcionamiento.

En el caso de los motores destinados a aeronaves de combate, como el McDonnell Douglas F-4 Phantom II, la tendencia actual es sustituir los turbo reactores puros con postcombustión por turbofanes de bajo índice de derivación de flujo mezclado y postcombustión (figura 3.6) [6], puesto que estos motores son capaces de suministrar el alto empuje específico requerido con la postcombustión encendida, mientras que mantienen un consumo específico menor que los turbo reactores cuando el postquemador está apagado.

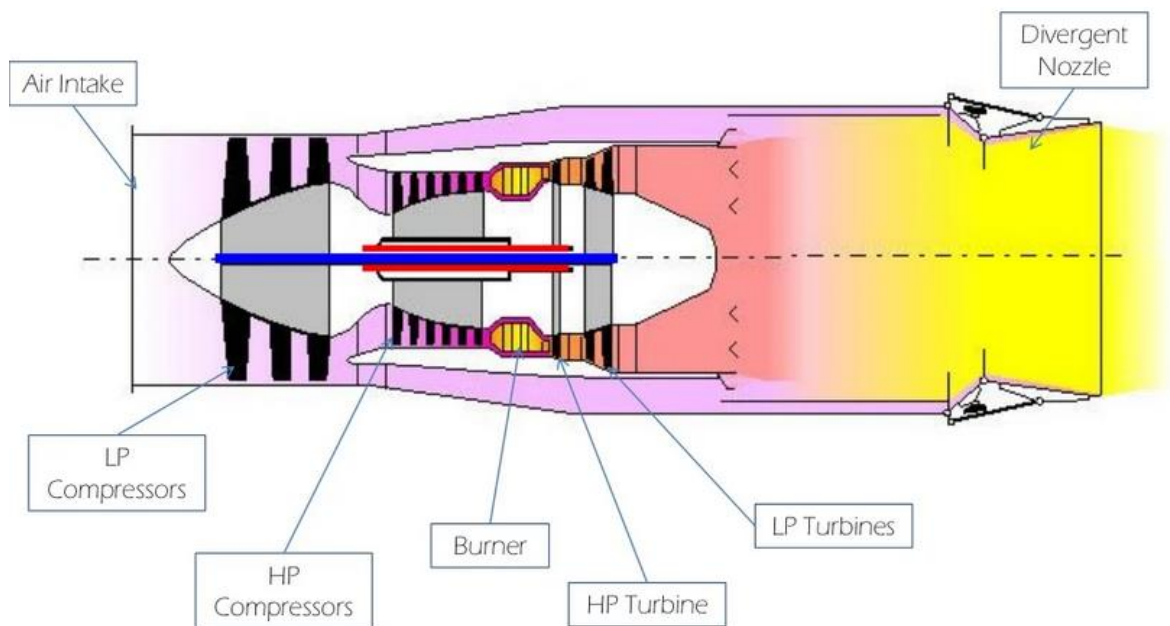


Figura 3.16: Motor turbofan de bajo índice de derivación, flujo mixto y postcombustión (Fuente: GasTurb)

4 Estudio de misión

Como se ha mencionado a inicios del capítulo 3, el proceso de diseño preliminar comienza con el análisis de restricciones y el estudio de misión. En este capítulo se llevará a cabo dicho análisis, con el objetivo de establecer el valor del empuje necesario para que la aeronave sea capaz de realizar todas las fases de vuelo establecidas por la RFP (Request for Proposal).

Los requisitos expuestos en la RFP pueden traducirse mediante el estudio de las fuerzas que actúan sobre la aeronave en relaciones funcionales entre el empuje-peso máximo al despegue T_{SL}/W_{TO} y la carga alar en el despegue (relación entre el empuje máximo al despegue y la superficie alar) W_{TO}/S [15].

Las herramientas necesarias para llevar a cabo este estudio son la suposición de la polar aerodinámica sustentación-resistencia y la variación del empuje proporcionado por el motor en función de la altitud y el Mach de vuelo. En este caso, al tratarse de una nueva motorización para una aeronave existente se puede utilizar como aproximación las propiedades aerodinámicas de dicha aeronave con otra motorización existente. Estas suposiciones no deben ser exactas, ya que el objetivo es aproximar estas variables al diseño final, y una vez se esté en una fase de diseño más avanzada repetir este análisis con mayor precisión.

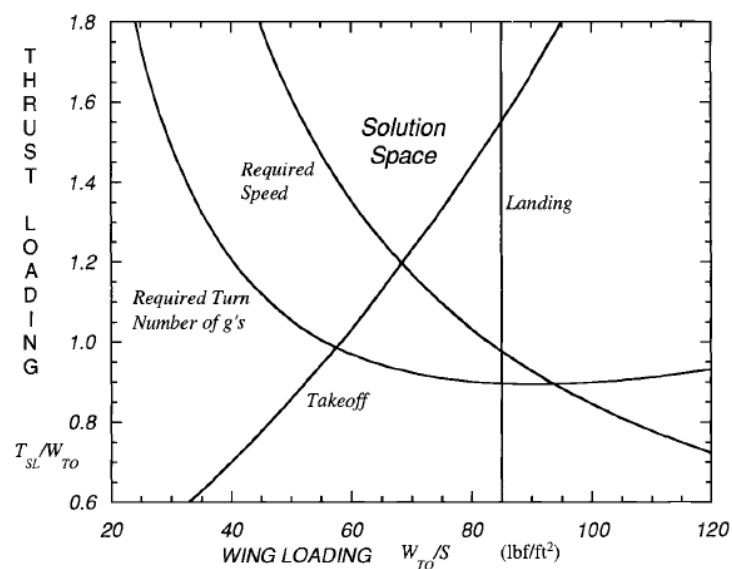


Figura 4.1: Empuje-peso en función de la carga alar de un estudio de misión [15]

En la figura 4.1 se observa un ejemplo de un estudio de misión. Cada una de las curvas representa una fase de vuelo establecidas en la RFP. Cualquier combinación de empuje-peso y carga alar que se encuentre dentro del denominado “Solution Space” (Espacio Solución) es capaz de realizar todas las fases de vuelo. En consecuencia, no hay una solución única que pueda considerarse óptima, sino que debe elegir a juicio del ingeniero una de entre todas en función de la experiencia.

Queda establecida pues la necesidad de crear un modelo matemático capaz de analizar el empuje peso en función de la carga alar. Para lograr este objetivo en primer lugar es necesario realizar un análisis de las fuerzas que actúan sobre la aeronave en cualquier fase del vuelo, como se observa en la figura 4.2 [15].

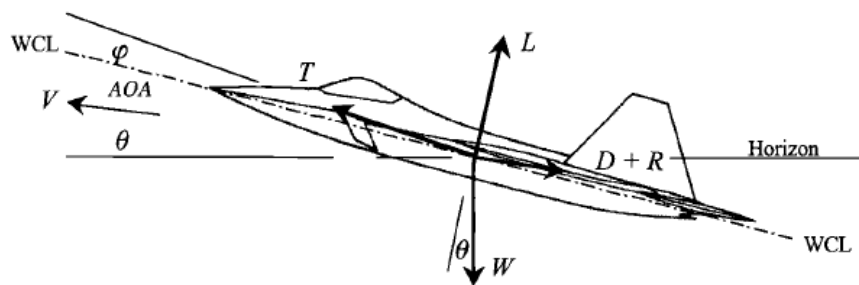


Figura 4.2: Fuerzas de una aeronave [15]

Aplicando la segunda ley de Newton de la dinámica se obtienen las siguientes ecuaciones en los ejes horizontal (ec 4.1) y vertical (ec 4.2):

$$T \cos(AOA + \varphi) - W \sin \theta - (D + R) = \frac{W}{g_0} a_{\parallel} = \frac{W}{g_0} \frac{dV}{dt} \quad (4.1)$$

$$L + T \sin(AOA + \varphi) - W \cos \theta = \frac{W}{g_0} a_{\perp} \quad (4.2)$$

En la mayoría de las condiciones de vuelo el empuje sigue prácticamente la misma dirección del vuelo, por lo que el parámetro $\cos(AOA + \varphi) \approx 1$. El siguiente paso es multiplicar la ecuación 4.1 por la velocidad de vuelo V , lo que transforma la ecuación de fuerzas en una ecuación de potencias. Dividiendo por el peso y sabiendo que el término $V \sin \theta$ es la tasa de cambio de la altitud h , se obtiene la siguiente ecuación:

$$\frac{T - (D + R)}{W} V = \frac{d}{dt} \left\{ h + \frac{V^2}{2g_0} \right\} = \frac{dz_e}{dt} = P_S \quad (4.3)$$

donde el término z_e representa la suma de las energías cinética y potencial instantáneas, denominada “energía de altura”. Se necesita un exceso de potencia para incrementar esta energía de la aeronave, y la tasa de cambio es proporcional al exceso de potencia. Esta tasa de cambio es denominada exceso de potencia de peso específica P_S

En la ecuación 4.3 es necesario que el empuje T y el peso W estén referidos al empuje a nivel del mar y al peso máximo al despegue. Para conseguirlo, se multiplica ambas cantidades por un factor de empuje de empuje α , dependiente de la altitud y la velocidad de vuelo, y un factor de peso β , dependiente de la cantidad de combustible consumida.

$$T = \alpha T_{SL} \quad (4.4)$$

$$W = \beta W_{TO} \quad (4.5)$$

Asimismo, usando las relaciones de sustentación y resistencia tradicionales y la relación sustentación-resistencia polar se tiene:

$$L = nW = qC_L S \Rightarrow C_L = \frac{nW}{qS} = \frac{n\beta}{q} \left(\frac{W_{TO}}{S} \right) \quad (4.6)$$

$$D = qC_D S \quad (4.7)$$

$$R = qC_{DR} S \quad (4.8)$$

$$C_D = K_1 C_L^2 + K_2 C_L + C_{D0} \quad (4.9)$$

Introduciendo estas consideraciones en la ecuación 4.3 se obtiene la ecuación general del estudio de misión 4.10 [15], a partir de la cual se representarán las curvas de la figura 4.1 para elegir un punto de diseño:

$$\frac{T_{SL}}{W_{TO}} = \frac{\beta}{\alpha} \left\{ K_1 n^2 \frac{\beta}{q} \left(\frac{W_{TO}}{S} \right) + K_2 n + \frac{C_{D0} + C_{DR}}{\frac{\beta}{q} \left(\frac{W_{TO}}{S} \right)} + \frac{P_S}{V} \right\} \quad (4.10)$$

4.1 CONSIDERACIONES INICIALES

Para aplicar la ecuación general del estudio de misión (ec 4.10) es necesario conocer una serie de parámetros: las características aerodinámicas de la aeronave (K_1 , K_2 , C_{D0} y C_{DR}), la relación de pesos en las distintas fases β , la relación de empujes en función de la velocidad y la altitud α .

Como se ha mencionado al inicio del capítulo, las características aerodinámicas de la aeronave se pueden aproximar con las de la misma aeronave (F-4 Phantom II) con otra motorización, en concreto la variante F-4E con el motor J79-GE-17 [37], mostrados en las tablas 4.1 y 4.2 y en la figura 4.3.

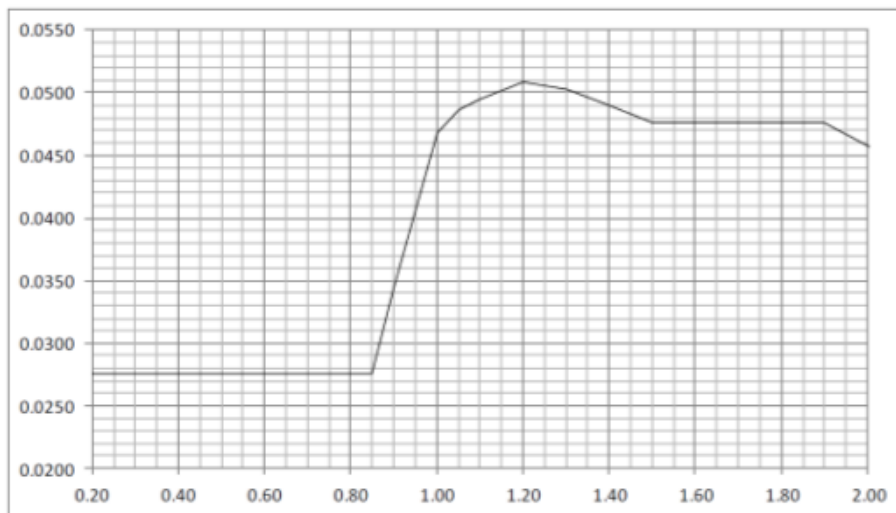


Figura 4.3: Valor de $(C_{D0} + C_{DR})$ en función del Mach de vuelo con flaps y slats desplegados [37]

Tabla 4.1: Valor de C_{D0} en función del Mach de vuelo [37]

| Mach | C_{D0} |
|-----------------|----------|
| M < 0.85 | 0.0181 |
| 1.00 | 0.0399 |
| 1.19 | 0.0449 |
| 1.55 < M < 1.84 | 0.0423 |
| 2.00 | 0.0406 |
| 2.50 | 0.0378 |

Tabla 4.2: Valor de $C_{L\max}$ en función del Mach de vuelo [37]

| Mach | $C_{L\max}$ |
|-------------------|-------------|
| $M < 0.80$ | 1.18 |
| $M \sim 0.90$ | 1.19 |
| $1.00 < M < 1.10$ | 1.20 |
| $1.15 < M < 1.25$ | 1.10 |

Los valores K_1 y K_2 no son conocidos para esta aeronave en concreto, por lo que se utiliza para K_1 los valores de la figura 4.4, en concreto los indicados por la línea “actual”, ya que al no tratarse de una aeronave moderna no cuenta con las nuevas tecnologías en materia de aerodinámica disponibles en un futuro próximo. K_2 tiene valor nulo en la mayoría de aeronaves de combate, por lo que en este caso se considerará también nulo.

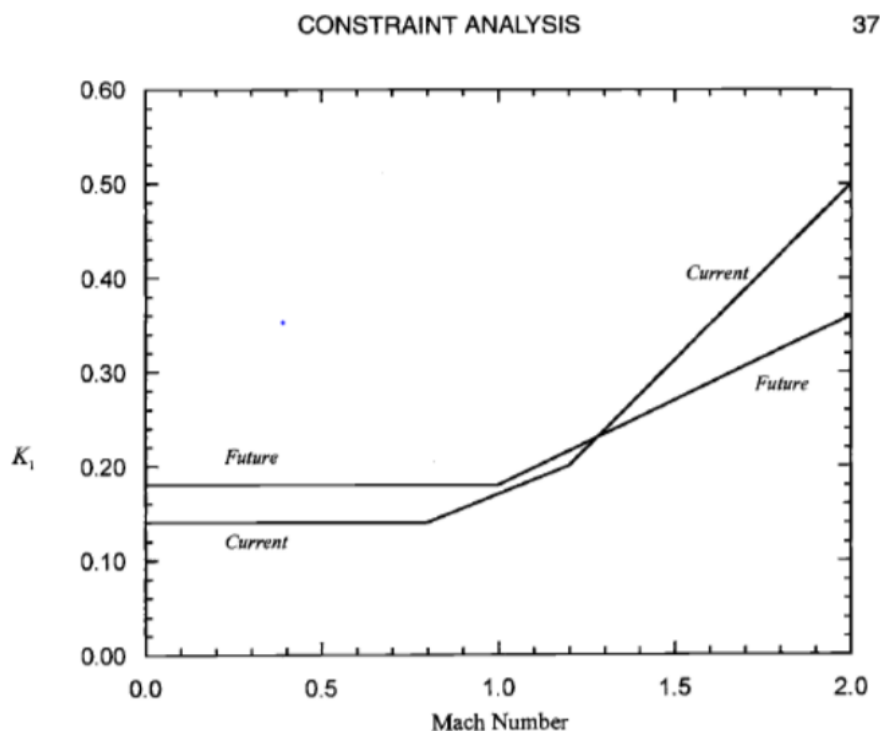


Figura 4.4: Valor de K_1 para una aeronave de combate [15]

El siguiente punto a tratar es la relación de empujes α . Este valor depende de las características del vuelo (altitud y Mach de vuelo), como de la configuración de motor elegida, además de, si dispone de postcombustión, se encuentra o no

activada. Como se indicó al final del capítulo 3, la tendencia actual de diseño de motores para aeronaves de combate es el turbofan de flujo mixto con postcombustión, al conseguir mejores consumos específicos manteniendo un alto empuje específico. En este tipo de motores, el valor de esta relación de empujes sigue la ecuación 4.11 para el vuelo con postcombustión y la ecuación 4.12 para el vuelo sin postcombustión [15].

$$\alpha = \begin{cases} \delta_0 = \frac{P(h)}{P_{std}} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_0^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} & \theta_0 \leq \theta_{0 \text{ break}} \\ \delta_0 \{1 - 2.1(\theta_0 - \theta_{0 \text{ break}})/\theta_0\} & \theta_0 > \theta_{0 \text{ break}} \end{cases} \quad (4.11)$$

$$\alpha = \begin{cases} 0.6 \delta_0 = 0.6 \frac{P(h)}{P_{std}} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_0^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} & \theta_0 \leq \theta_{0 \text{ break}} \\ 0.6 \delta_0 \{1 - 2.5(\theta_0 - \theta_{0 \text{ break}})/\theta_0\} & \theta_0 > \theta_{0 \text{ break}} \end{cases} \quad (4.12)$$

Siendo δ_0 y θ_0 presión y temperatura totales adimensionalizadas con la temperatura y presión estándar ISA a nivel del mar. El valor de θ_0 representa de esta forma la “energía” del aire a la entrada del motor. Los motores son diseñados con un valor de θ_0 al cual el control del motor cambia de limitar la relación de presión del compresor a limitar la temperatura de salida de la cámara de combustión, denominándose a este valor $\theta_{0 \text{ break}}$. Incrementar $\theta_{0 \text{ break}}$ implica aumentar el Mach de vuelo (o la temperatura ambiente) a la que la temperatura de salida de la cámara de combustión limita las actuaciones del motor. Para aviones de combate, $\theta_{0 \text{ break}}$ toma valores típicos de en torno a 1.07 [15].

Para poder realizar el cálculo de α y de otras variables, es necesario conocer las propiedades atmosféricas a distintas alturas de vuelo. Con este fin, la solución mas aplicada en el ámbito internacional es aplicar las condiciones de la Atmósfera Estándar internacional (ISA) de la OACI. Este modelo permite calcular la temperatura, densidad y presión del aire en función de la altura de vuelo siguiendo unas ecuaciones simples basadas en la experiencia. Estas ecuaciones son distintas en función de si el vuelo se realiza en la troposfera, de 0 a 11 km (ec 4.13, 4.14 y 4.15), o en la estratosfera, de 11 a 12 km (ec 4.16, 4.17 y 4.18) [8]:

$$\theta = \frac{T(h)}{T_{SL}} = 1 - 2.26 \times 10^{-5} h(m), \quad 0 < h < 11 \text{ km} \quad (4.13)$$

$$\sigma = \frac{\rho(h)}{\rho_{SL}} = \theta^{4.256}, \quad 0 < h < 11 \text{ km} \quad (4.14)$$

$$\delta = \frac{P(h)}{P_{SL}} = \theta^{5.256}, \quad 0 < h < 11 \text{ km} \quad (4.15)$$

$$\theta = 0.752, \quad 11 < h < 20 \text{ km} \quad (4.16)$$

$$\sigma = \frac{\rho(h)}{\rho_{SL}} = 1.682 e^{[-1.577 \times 10^{-4} h(m)]}, \quad 11 < h < 20 \text{ km} \quad (4.17)$$

$$\delta = \frac{P(h)}{P_{SL}} = 1.265 e^{[-1.577 \times 10^{-4} h(m)]}, \quad 11 < h < 20 \text{ km} \quad (4.18)$$

Para poder aplicar estas ecuaciones, es necesario definir unas propiedades atmosféricas a nivel del mar. Según la atmósfera ISA, estos valores son: $T_{SL} = 288.15 \text{ K}$, $\rho_{SL} = 1.225 \text{ kg/m}^3$ y $P_{SL} = 101325 \text{ Pa}$.

4.2 FASES DE VUELO (RFP)

A la hora de empezar un estudio de misión, el cliente que encarga el diseño del motor aporta al diseñador una lista de requisitos con todas las fases de vuelo que debe ser capaz de realizar la aeronave. Sin embargo, al tratarse este de un trabajo académico, no es posible disponer de esta RFP. Por ello, el estudio de misión se realiza en base a las fases típicas de un avión de combate (despegue, aterrizaje, vuelo supersónico, crucero, etc) [15] utilizando como datos de partida las características operacionales de la tabla 3.1. De esta forma, las fases de vuelo requeridas se describen en la tabla 4.2:

Tabla 4.3: RFP con las fases de vuelo requeridas [15] [29] [30]

| Fases de vuelo F-4 Phantom II | |
|--------------------------------------|--|
| Despegue | Despegue a nivel del mar con postcombustión activada y peso máximo al despegue en una distancia de pista inferior a 1338 m. |
| Ascenso a velocidad constante | Ascenso con postcombustión y con una Mach de vuelo medio de 0.8 desde el nivel del mar hasta los 12 kilómetros de altura y con una tasa de ascenso de 47.45 m/s. |
| Crucero | Crucero sin postcombustión y con una Mach de vuelo de 0.85 a 12 km de altitud. |
| Aceleración | Aceleración con postcombustión desde Mach 1.2 hasta Mach 2 en 200 s a una altitud de 11 km. |
| Giro coordinado | Viraje con postcombustión a Mach constante de 1.6 y facto de carga 3 a una altitud de 11 km. |
| Mach máximo | Crucero supersónico a la máxima velocidad de vuelo de la aeronave, Mach 2.23 a una altitud de 12190 metros. |
| Aterrizaje | Aterrizaje a nivel del mar y con peso máximo al aterrizaje en una distancia inferior a 1338 m. |

Una vez definidos todos los parámetros y variables necesarios para realizar el estudio de misión, el siguiente paso es calcular y representar las gráficas de la figura 4.1, empezando por el despegue siguiendo los requisitos de la tabla 4.2. Para más información del procedimiento seguido a la hora de realizar el estudio de misión consultar [15].

4.3 DESPEGUE

A la hora de analizar el despegue se deben tener en cuenta una serie de consideraciones:

- La fuerza de empuje realizada por los motores es muy superior a la resistencia aerodinámica y de fricción con la pista ($T_{SL} \gg (D + R)$).
- Al ser sólo el despegue, y no el ascenso inicial, la variación de altitud puede considerarse nula ($dh/dt = 0$).

Como consecuencia, la ecuación general del estudio queda de la siguiente forma:

$$\frac{T_{SL}}{W_{TO}} = \frac{\beta}{\alpha g_0} \frac{dV}{dt} = \frac{\beta}{\alpha g_0} \frac{dV}{ds/V} \Rightarrow ds = \frac{\beta}{\alpha g_0} \left(\frac{W_{TO}}{T_{SL}} \right) V dV \quad (4.19)$$

Integrando esta ecuación desde $s = 0$ y $V = 0$ hasta el momento de la rotación, se obtiene la distancia de rodaje s_G :

$$s_G = \frac{\beta}{\alpha} \left(\frac{W_{TO}}{T_{SL}} \right) \frac{V_{TO}^2}{2g_0} \quad (4.20)$$

La velocidad de despegue V_{TO} puede despejarse como la velocidad de pérdida V_{STALL} por un factor de seguridad, cuyo valor suele ser $k_{TO} = 1.2$ [15]. Asimismo, la velocidad de entrada pérdida es función del coeficiente de sustentación máximo:

$$\left. \begin{aligned} qC_{Lmax}S &= \frac{1}{2}\rho V_{STALL}^2 C_{Lmax}S = \beta W_{TO} \\ V_{TO} &= k_{TO} V_{STALL} \end{aligned} \right\} \Rightarrow \frac{V_{TO}^2}{2} = \frac{\beta k_{TO}^2}{\rho C_{Lmax}} \left(\frac{W_{TO}}{T_{SL}} \right) \quad (4.21)$$

Por lo que la ecuación del despegue queda de la siguiente forma:

$$\frac{T_{SL}}{W_{TO}} = \frac{\beta^2}{\alpha} \frac{k_{TO}^2}{s_G \rho g_0 C_{Lmax}} \left(\frac{W_{TO}}{T_{SL}} \right) \quad (4.22)$$

Sin embargo, esta distancia de rodaje no es la distancia de despegue aportada por la RFP. A la distancia de rodaje hay que sumarle la distancia de rotación y la distancia de ascenso inicial (también denominada distancia de superación de obstáculo), tal y como se observa en la figura 4.5:

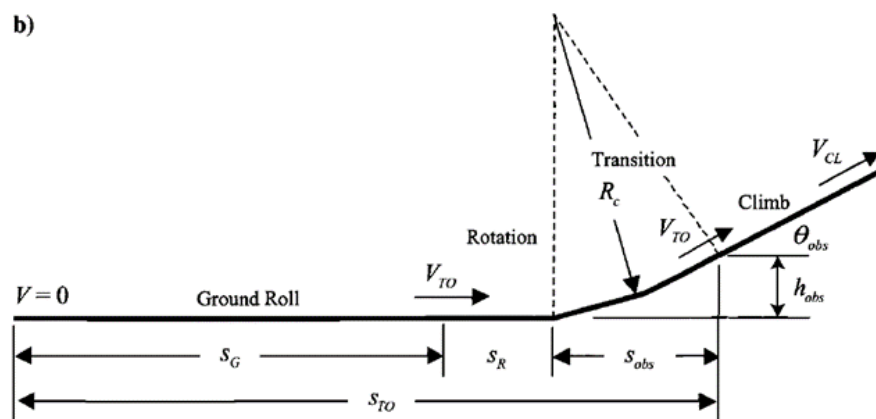


Figura 4.5: Distancias de despegue [15]

Estas dos distancias se calculan con las siguientes ecuaciones, asumiéndose para la distancia de superación de obstáculo un ángulo de ascenso de 2° y un tiempo de rotación de 3 segundos [15]:

$$s_R = V_R t_R = V_{TO} t_R = k_{TO} V_{STALL} t_R = k_{TO} t_R \sqrt{\frac{2\beta}{\rho C_{Lmax}} \left(\frac{W_{TO}}{S}\right)} \quad (4.23)$$

$$s_{obs} = \frac{v_{TO}^2 \cdot \sin \theta_{obs}}{g_0(0.8 k_{TO}^2 - 1)} = \frac{k_{TO}^2 \frac{2\beta}{\rho C_{Lmax}} \left(\frac{W_{TO}}{S}\right) \sin \theta_{obs}}{g_0(0.8 k_{TO}^2 - 1)} \quad (4.24)$$

Restando estas dos distancias a la carrera de despegue especificada en la RFP se puede calcular la relación empuje-peso en función de la carga alar según la ecuación 4.22. Para ello se utilizan los datos numéricos de la tabla 4.4, mostrándose el resultado en la figura 4.6, teniendo en cuenta que el despegue se realiza con postcombustión, por lo que se utiliza la ecuación 4.11 para calcular α , además de calcular el coeficiente de resistencia aerodinámica con la figura 4.3 al estar los flaps y slats desplegados. Asimismo, la fracción de pesos es 1 al realizarse el despegue al nivel del mar con peso máximo aldespegue.

Tabla 4.4: Variables para calcular la fase de despegue

| Despegue | |
|-------------------|-------------------------|
| C_{Lmax} | 1.18 |
| $C_{D0} + C_{DR}$ | 0.0399 |
| K_1 | 0.18 |
| K_2 | 0 |
| β | 1 |
| T | 288.15 K |
| P | 101325 Pa |
| ρ | 1.225 kg/m ³ |
| s_{TO} | 1338 m |
| t_R | 3 s |
| k_{TO} | 1.2 |
| θ_{obs} | 2° |

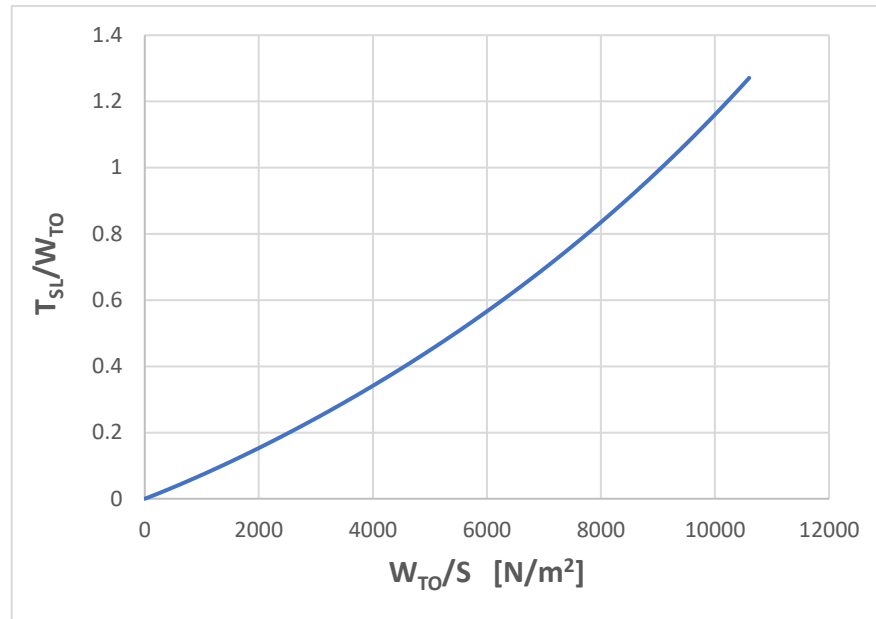


Figura 4.6: Empuje-peso vs carga alar en el despegue

4.4 ACENSO A VELOCIDAD CONSTANTE

El ascenso se realiza con la postcombustión activada (ecuación 4.11 para calcular α) y un Mach medio de 0.8, tal y como se indica en la RFP, por lo que el término de variación de velocidad de la ecuación 4.10 es nulo ($dV/dt = 0$).

El ascenso es una fase de corta duración, pero al realizarse tanto el despegue como el ascenso con postcombustión, el consumo de combustible es significativo. Por lo tanto, se asume una fracción de pesos media de $\beta = 0.95$.

Por otro lado, para realizar el análisis de la fase de ascenso se asume que la sustentación y el peso son prácticamente idénticos ($L \approx W$), ya que el ángulo de ascenso es muy pequeño. Como consecuencia, el factor de carga se aproxima a 1 ($n \approx 1$).

Con estas suposiciones, la ecuación general del estudio de misión (4.10) queda de la siguiente manera:

$$\frac{T_{SL}}{W_{TO}} = \frac{\beta}{\alpha} \left\{ K_1 \frac{\beta}{q} \left(\frac{W_{TO}}{S} \right) + K_2 + \frac{C_{D0} + C_{DR}}{\frac{\beta}{q} \left(\frac{W_{TO}}{S} \right)} + \frac{1}{V} \frac{dh}{dt} \right\} \quad (4.25)$$

El ascenso se realiza desde el nivel del mar hasta una altitud de 12 kilómetros, por lo que para el cálculo de las propiedades atmosféricas se tomará una altitud media de 6 kilómetros (ecuaciones de la troposfera).

En la tabla 4.5 se pueden observar todos los datos necesarios para trazar la curva empuje-peso frente a carga alar del ascenso (figura 4.7).

Tabla 4.5: Variables para calcular la fase de ascenso

| Ascenso | |
|----------|-------------------------|
| M_0 | 0.8 |
| C_{D0} | 0.0181 |
| K_1 | 0.18 |
| K_2 | 0 |
| β | 0.95 |
| T | 249.15 K |
| P | 47179 Pa |
| ρ | 0.660 kg/m ³ |
| dh/dt | 47.45 m/s |

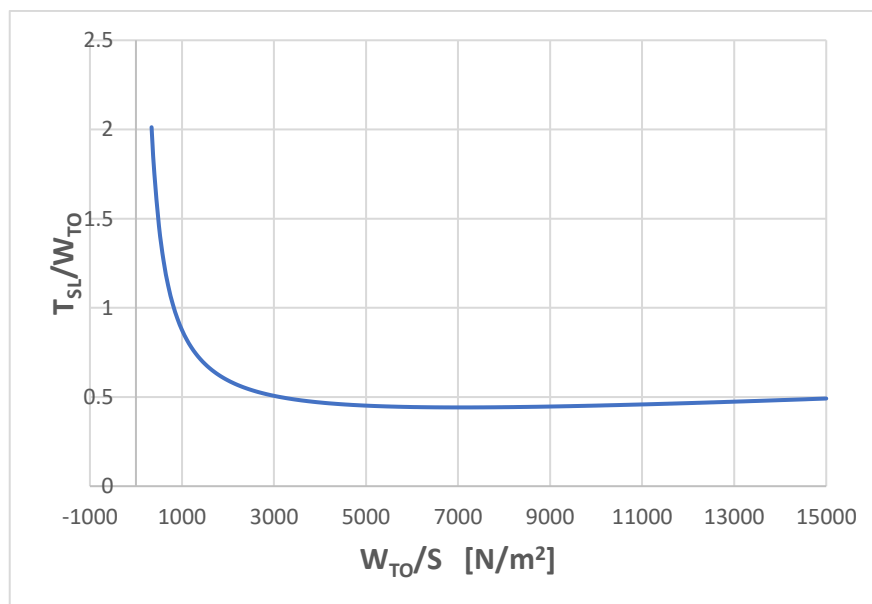


Figura 4.7 Empuje-peso vs carga alar en el ascenso

4.5 CRUCERO A VELOCIDAD Y ALTITUD CONSTANTES

Se trata de una de las fases de vuelo más importantes, ya que la mayoría de las horas de vuelo de una aeronave transcurren durante la fase de crucero. Sin embargo, es la más simple a la hora de realizar su análisis, ya que se tienen en cuenta las siguientes suposiciones:

- El crucero se realiza a altitud constante ($dh/dt = 0$), lo que implica que el peso es igual a la sustentación y por lo tanto el factor de carga es 1.
- El crucero se realiza a velocidad constante ($dV/dt = 0$).

Por lo que la ecuación general del estudio de misión (4.10) queda de la siguiente manera:

$$\frac{T_{SL}}{W_{TO}} = \frac{\beta}{\alpha} \left\{ K_1 \frac{\beta}{q} \left(\frac{W_{TO}}{S} \right) + K_2 + \frac{C_{D0} + C_{DR}}{\frac{\beta}{q} \left(\frac{W_{TO}}{S} \right)} \right\} \quad (4.26)$$

El vuelo se realiza a un Mach de vuelo de 0.85 y una altitud de 12 km, por lo que las propiedades atmosféricas se calculan con las fórmulas de la estratosfera. Por otro lado, en este caso la postcombustión está desactivada, por lo que se utiliza la ecuación 4.12 para el cálculo de α . Al ser la fase de vuelo más larga, será la que mayor consumo de combustible realice, por lo que se asumirá una fracción media de pesos de $\beta = 0.8$

Todos los datos necesarios para realizar el análisis se encuentran en la tabla 4.6, observándose en la figura 4.8 la curva de análisis del crucero.

Tabla 4.6: Variables para calcular la fase de crucero

| Crucero | |
|----------|--------------------------|
| M_0 | 0.85 |
| C_{D0} | 0.0181 |
| K_1 | 0.18 |
| K_2 | 0 |
| β | 0.8 |
| T | 218.15 K |
| P | 19455 Pa |
| ρ | 0.3109 kg/m ³ |

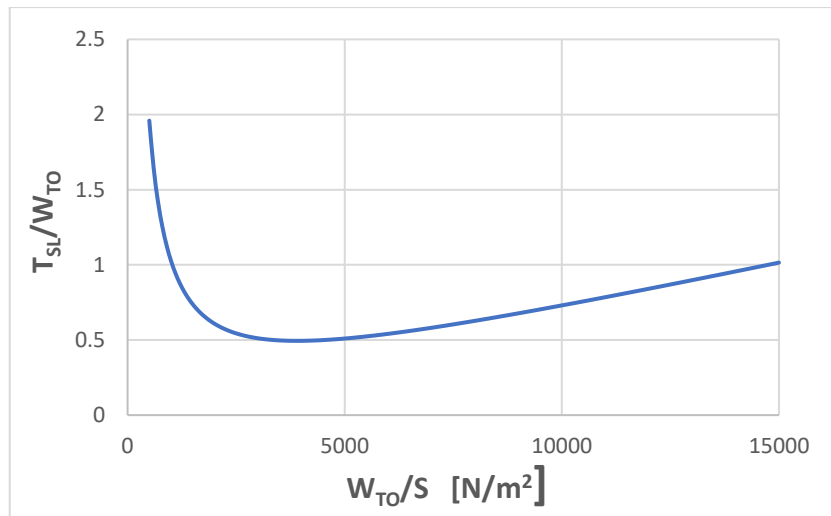


Figura 4.8: Empuje-peso vs carga alar en el crucero

4.6 ACELERACIÓN

La fase de aceleración debe realizarse en 200 segundos pasando de Mach 1.2 a Mach 2. Para el análisis de misión, se utiliza un Mach medio entre ambos valores, 1.6. Al igual que en crucero, la altitud de vuelo es constante, aunque en este caso la velocidad no. Por ello, la ecuación general del estudio de misión (ec 4.10) queda de la siguiente forma:

$$\frac{T_{SL}}{W_{TO}} = \frac{\beta}{\alpha} \left\{ K_1 \frac{\beta}{q} \left(\frac{W_{TO}}{S} \right) + K_2 + \frac{C_{D0} + C_{DR}}{\frac{\beta}{q} \left(\frac{W_{TO}}{S} \right)} + \frac{1}{V} \frac{dV}{dt} \right\} \quad (4.27)$$

Esta fase de vuelo se realiza a 11 km de altitud, por lo que las propiedades aerodinámicas se calculan con las ecuaciones de la troposfera. Asimismo, en la aceleración la postcombustión está activada, por lo que se utiliza la ecuación 4.11 para el cálculo de α .

Las tres maniobras de combate (aceleración, giro y Mach máximo) se realizan en el mismo momento del vuelo. Por lo tanto, se asume una fracción media de combustible en las tres fases de $\beta = 0.75$, significativamente menor que en el crucero debido principalmente a que, aunque las tres maniobras se realizan en un periodo de tiempo muy corto, al realizarse con postcombustión y máxima potencia

el consumo de combustible específico es muy alto en comparación con el consumo en el crucero.

En la tabla 4.7 se pueden observar todas las variables necesarias para realizar el análisis de misión de aceleración, mostrándose los resultados en la figura 4.9.

Tabla 4.7: Variables para calcular la fase de aceleración (Fuente: Elaboración propia)

| Aceleración | |
|-------------|--------------------------|
| M_0 | 1.6 |
| C_{D0} | 0.03 |
| K_1 | 0.29 |
| K_2 | 0 |
| β | 0.75 |
| T | 216.15 K |
| P | 22630 Pa |
| ρ | 0.3641 kg/m ³ |
| dV | 236 m/s |
| dt | 200 s |

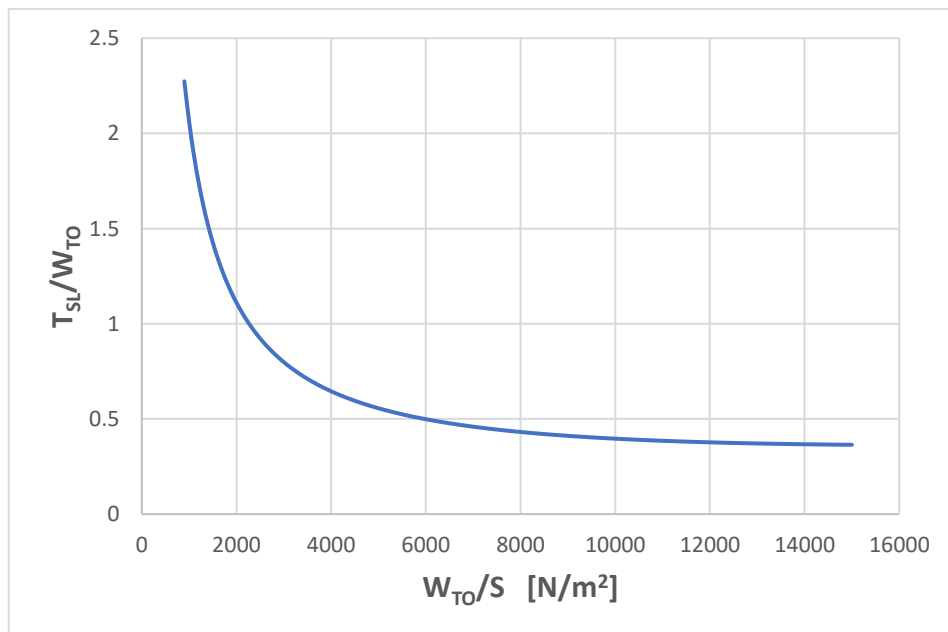


Figura 4.9: Empuje-peso vs carga alar en la aceleración

4.7 GIRO COORDINADO

El giro se realiza a una altitud constante de 11 km y a una velocidad constante de Mach 1.6. En este caso el factor de carga es distinto a 1, ya que si el factor de carga fuese 1 no se realizaría un giro coordinado. La RFP establece que este factor de carga es $n = 3$.

Por lo tanto, la ecuación general del estudio de misión (4.10) queda de la siguiente forma:

$$\frac{T_{SL}}{W_{TO}} = \frac{\beta}{\alpha} \left\{ K_1 n^2 \frac{\beta}{q} \left(\frac{W_{TO}}{S} \right) + K_2 n + \frac{C_{D0} + C_{DR}}{\frac{\beta}{q} \left(\frac{W_{TO}}{S} \right)} \right\} \quad (4.28)$$

Esta fase de vuelo se realiza a 11 km de altitud, por lo que las propiedades aerodinámicas se calculan con las ecuaciones de la troposfera. Asimismo, en la aceleración la postcombustión está activada, por lo que se utiliza la ecuación 4.11 para el cálculo de α .

En la tabla 4.8 se pueden observar todas las variables necesarias para realizar el análisis de misión de aceleración, mostrándose los resultados en la figura 4.10.

Tabla 4.8: Variables para calcular la fase de giro

| Giro coordinado | |
|-----------------|--------------------------|
| M_0 | 1.6 |
| C_{D0} | 0.03 |
| K_1 | 0.29 |
| K_2 | 0 |
| β | 0.75 |
| T | 216.15 K |
| P | 22630.6 Pa |
| ρ | 0.3641 kg/m ³ |
| n | 3 |
| dt | 200 s |

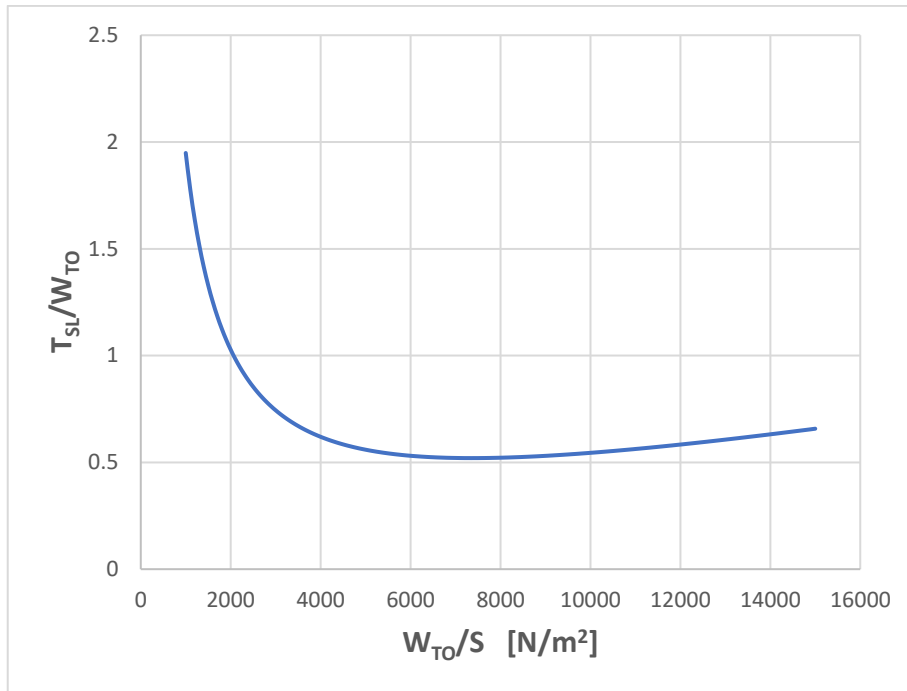


Figura 4.10: Empuje-peso vs carga alar en el giro

4.8 MACH MÁXIMO

El F-4 Phantom II, tuvo durante varios años el récord de velocidad máxima por un avión de producción. El Mach máximo que era capaz de alcanzar era de 2.23 a una altitud de vuelo de 12190 m [33], siendo estos los requisitos establecidos en la RFP para esta fase de vuelo.

Las características de esta fase son idénticas al crucero, con altitud y velocidad constante y factor de carga de 1, siendo la ecuación de la fase de Mach máximo la misma que para el crucero (ec 4.26).

A diferencia del crucero, esta fase se realiza con la postcombustión activada, por lo que se utiliza la ecuación 4.11 para el cálculo de α .

En la tabla 4.9 se pueden observar todas las variables necesarias para realizar el análisis de misión de aceleración, mostrándose los resultados en la figura 4.11.

Tabla 4.9: Variables para calcular la fase de crucero

| Mach máximo | |
|-------------|----------|
| M_0 | 2.23 |
| C_{D0} | 0.039312 |

| | |
|---------|--------------------------|
| K_1 | 0.36 |
| K_2 | 0 |
| β | 0.75 |
| T | 218.15 K |
| P | 18881.16 Pa |
| ρ | 0.3017 kg/m ³ |

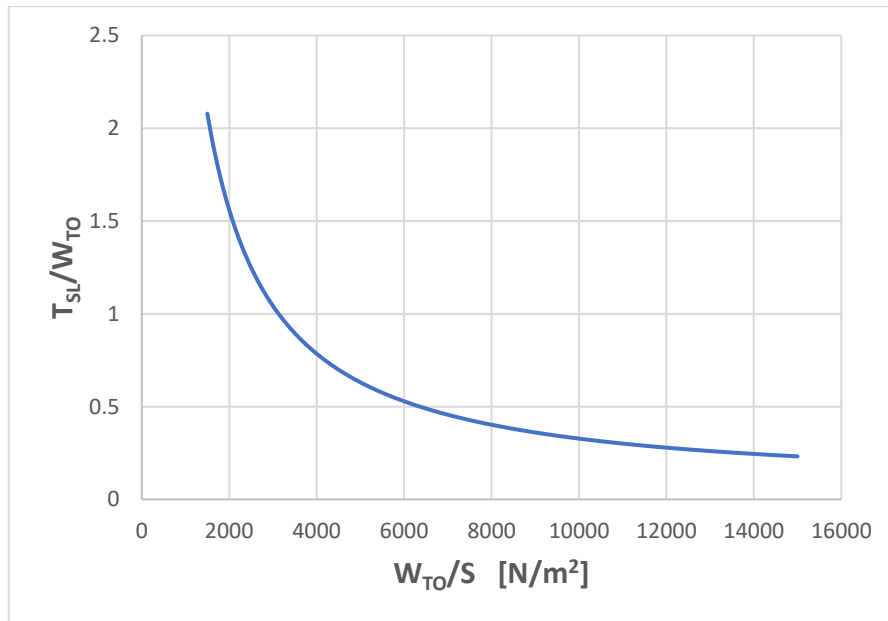


Figura 4.11: Empuje-peso vs carga alar en el Mach máximo

4.9 ATERRIZAJE

Como resulta evidente, el aterrizaje es la última fase del vuelo de cualquier aeronave. La RFP indica que debe realizarse con el máximo peso en el aterrizaje $W_L = 20865$ kg, por lo que la fracción de pesos a utilizar en el análisis será:

$$\beta = \frac{W_L}{W_{TO}} = \frac{20865}{28030} = 0.7444$$

En el momento del aterrizaje, los empujes no aportan prácticamente empuje, por lo que se puede considerar que $\alpha \approx 0$. Como consecuencia de esto la carga alar necesaria para realizar esta misión es independiente del empuje-peso, es decir, para cualquier valor de empuje-peso va a ser necesaria la misma cantidad de carga alar, por lo que la curva de la gráfica será una recta vertical.

Otro factor a tener en cuenta es que en este caso se debe considerar la fricción del asfalto contra el tren de aterrizaje μ_B (típicamente 0.18 [15]), por lo que el coeficiente de resistencia pasa a ser:

$$\left. \begin{aligned} D &= qC_D S \\ R &= qC_{DR} S + \mu_B(\beta W_{TO} - qC_{Lmax} S) \\ C_D + C_{DR} &= k_1 \cdot C_{Lmax}^2 + k_2 \cdot C_{Lmax} + (C_{D0} + C_{DR}) \end{aligned} \right\} \Rightarrow \xi_L = C_D + C_{DR} - \mu_B \quad (4.29)$$

Con estas condiciones la ecuación general del estudio de misión (ec 4.10) queda de la siguiente manera:

$$\frac{T_{SL}}{W_{TO}} = \frac{\beta}{\alpha} \left\{ \xi_L \frac{q}{\beta} \left(\frac{S}{W_{TO}} \right) + \mu_B + \frac{1}{g_0} \frac{dV}{dt} \right\} \quad (4.30)$$

Reorganizando e integrando esta ecuación 4.30 se obtiene la distancia de frenado necesaria:

$$S_B = \frac{\beta}{g \rho_0 \xi_L} \cdot \left(\frac{W_{TO}}{S} \right) \cdot \text{Ln} \left(1 + \frac{\xi_L}{\mu_L \cdot \frac{C_{Lmax}}{k_L^2}} \right) \quad (4.31)$$

Sin embargo, esta distancia no es la distancia máxima de aterrizaje establecida en la RFP. La carrera de aterrizaje S_L es la combinación de la distancia de aproximación S_A , la distancia de carrera libre S_{FR} y la distancia de frenado S_B , como se puede observar en la figura 4.12.

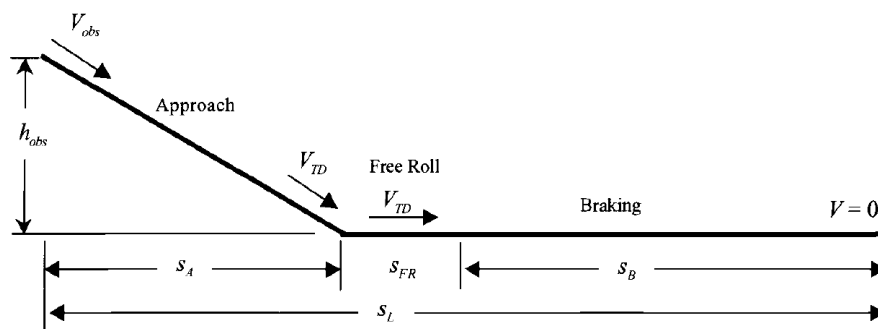


Figura 4.12: Distancias de aterrizaje [15]

$$S_L = S_A + S_{FR} + S_B \quad (4.32)$$

Las tres distancias dependen de la carga alar, por lo que es necesario aplicar un proceso iterativo que encuentre un valor de carga alar que sea válido para las ecuaciones de aterrizaje, expresadas todas en la ec 4.33:

$$S_L = S_A + S_{FR} + S_B$$

$$S_B = \frac{\beta}{g \rho_0 \xi_L} \cdot \left(\frac{W_{TO}}{S}\right) \cdot \ln \left(1 + \frac{\xi_L}{\mu_L \cdot \frac{C_{Lmax}}{k_L^2}} \right)$$

$$S_{FR} = v_{FR} \cdot t_{FR} = k_L \cdot v_{STALL} \cdot t_{FR} = k_L \cdot t_R \cdot \sqrt{\frac{2\beta}{\rho C_{Lmax}} \left(\frac{W_{TO}}{S}\right)}$$

$$S_A = \frac{2\beta}{\rho g_0 (C_D + C_{DR})} \cdot \left(\frac{W_{TO}}{S}\right) \cdot \left(\frac{k_{obs}^2 - k_L^2}{k_{obs}^2 + k_L^2}\right) + \frac{C_{Lmax}}{(C_D + C_{DR})} \cdot \frac{2h_{obs}}{k_{obs}^2 + k_L^2}$$

(4.33)

Siendo k_L un factor de seguridad en el aterrizaje, k_{obs} un factor de seguridad en la aproximación, h_{obs} la altura de aproximación y t_{FR} el tiempo de rodaje libre. Todos estos valores se toman basándose en valores típicos de aeronaves de combate [15], mostrándose en la tabla 4.10.

En la tabla 4.10 se observan todos los datos necesarios para calcular la carga alar necesaria para realizar el despegue, representada esta en la figura 4.13.

Tabla 4.10: Variables para calcular la fase de aterrizaje

| Mach máximo | |
|-------------------|-------------------------|
| h | 0 m |
| $C_{D0} + C_{DR}$ | 0.0256 |
| C_{Lmax} | 1.18 |
| K_1 | 0.2 |
| K_2 | 0 |
| β | 0.7444 |
| T | 288.15 K |
| P | 101325 Pa |
| ρ | 1.225 kg/m ³ |

| | |
|-----------|--------|
| S_L | 1338 m |
| k_L | 1.15 |
| μ_L | 0.18 |
| t_{FR} | 3 s |
| k_{obs} | 1.3 |
| h_{obs} | 15 m |

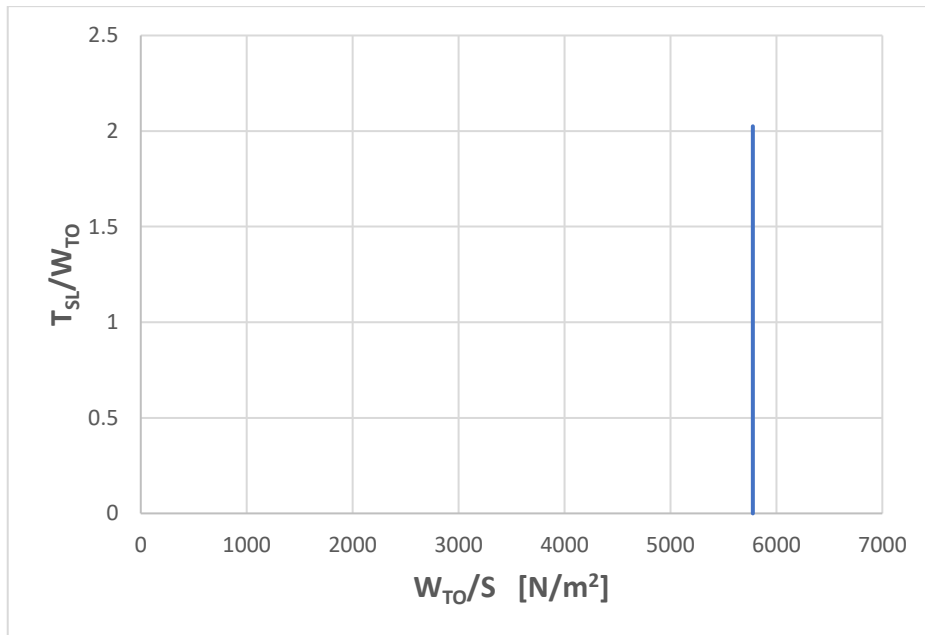


Figura 4.13: Empuje-peso vs carga alar en el aterrizaje

4.10 RESULTADOS DEL ESTUDIO DE MSIÓN

Una vez trazadas las curvas de todas las fases de misión, el siguiente paso es juntarlas en un mismo gráfico para establecer el espacio solución, siendo esta gráfica las figura 4.14 y 4.15 (siendo esta un zoom de la anterior).

En estas gráficas se muestran también dos puntos singulares, que representan el empuje-peso/carga alar de las dos motorizaciones existentes del F-4 Phantom II, el F-4E (motor General Electric J-79-GE-17) y el F-4K (motor Rolls-Royce Spey 202), mostrándose los datos de ambas cantidades para cada motor en la tabla 4.11.

Tabla 4.11: Empuje-peso y carga alar de las motorizaciones del F-4 [30]

| F-4E (General Electric J79-GE-17A) | | | |
|------------------------------------|-----------------------|-------------------|----------|
| T_{SL} | 79623 N/motor | W_{TO} | 28030 kg |
| W_{TO}/S | 5583 N/m ² | T_{SL} / W_{TO} | 0.579 |
| F-4K (Rolls-Royce Spey 202) | | | |
| T_{SL} | 91000 N/motor | W_{TO} | 25402 kg |
| W_{TO}/S | 5184 N/m ² | T_{SL} / W_{TO} | 0.730 |

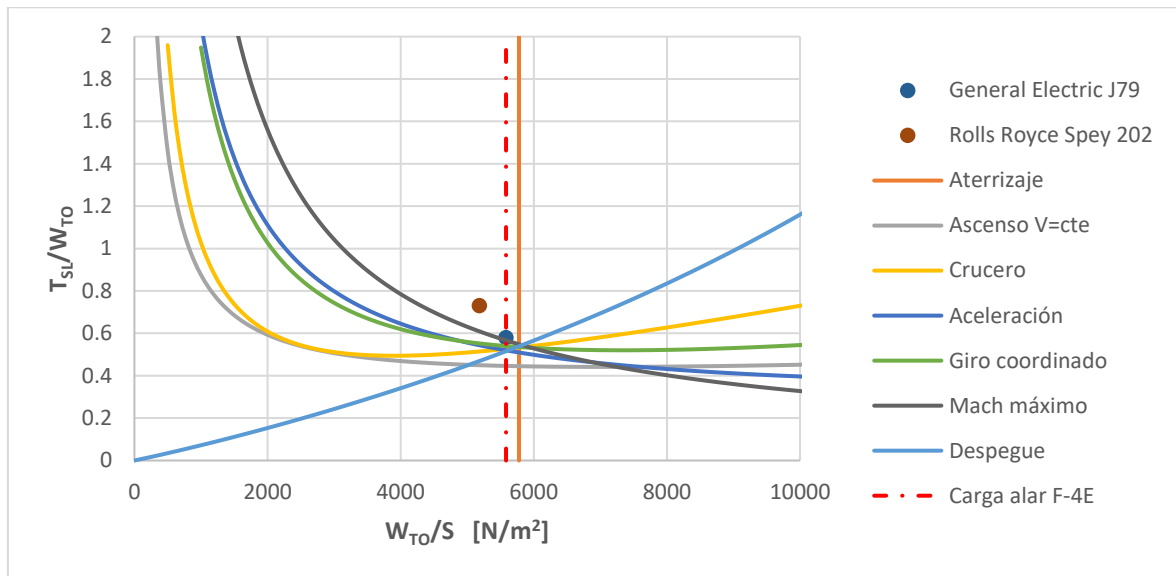


Figura 4.14: Curvas del estudio de misiones

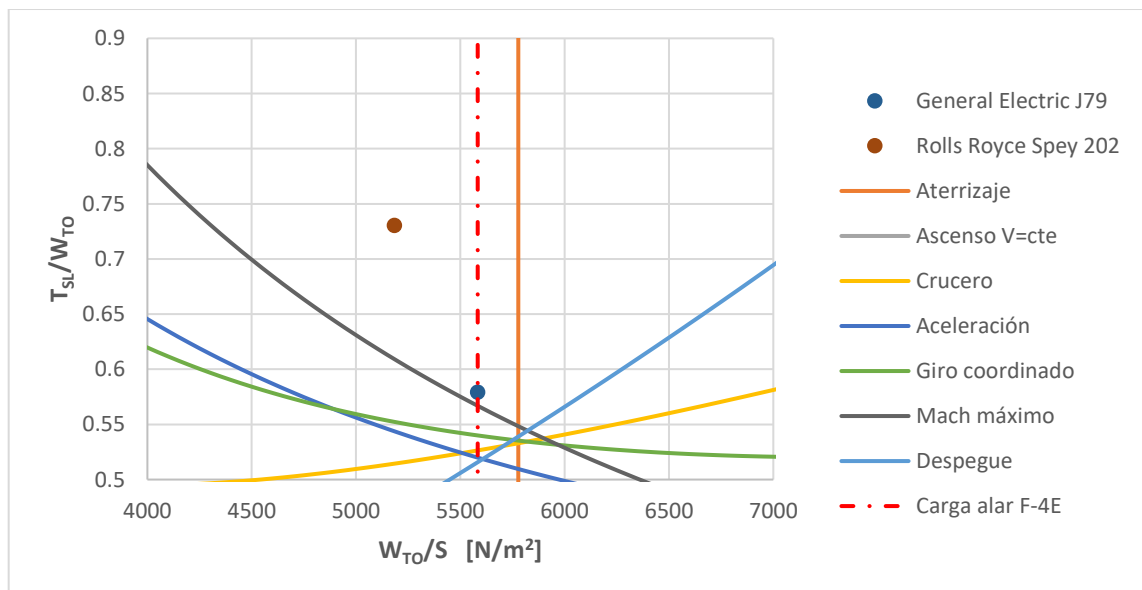


Figura 4.15: Zoom de las curvas del estudio de misiones

Como se puede observar en la figura 4.15, ambas motorizaciones se encuentran dentro del espacio solución, delimitado por las curvas de Mach máximo y aterrizaje. El Rolls-Royce dispone de un mayor empuje, y al tener diferente peso, su carga alar también es distinta. En este trabajo se estudia una nueva motorización para la variante F-4E, por lo que la carga alar debe ser la misma que esta versión (equipada con el J79), siendo esta carga alar la línea discontinua. Cualquier punto dentro del espacio solución sería válido, pero viendo los requisitos y las motorizaciones existentes se ha decidió escoger una relación empuje peso de 0.75, ligeramente superior a la del Rolls-Royce Spey 202. Se escoge un valor de empuje superior a ambas motorizaciones en respuesta al objetivo inicial de mejorar las características de combate de la aeronave, es decir, aumentar el empuje de los motores para poder realizar maniobras de combate más restrictivas que las aeronaves con las motorizaciones existentes. En la tabla 4.12 se muestra la solución con respecto al empuje-peso escogido y a la carga alar requerida por el F-4E, y en la figura 4.16 se visualiza el punto elegido para la nueva motorización.

Tabla 4.12: Empuje-peso y carga alar de la nueva motorización

| F-4E (General Electric J79-GE-17A) | | | |
|------------------------------------|-----------------------|-------------------|----------|
| T_{SL} | 103115 N/motor | W_{TO} | 28030 kg |
| W_{TO}/S | 5583 N/m ² | T_{SL} / W_{TO} | 0.75 |

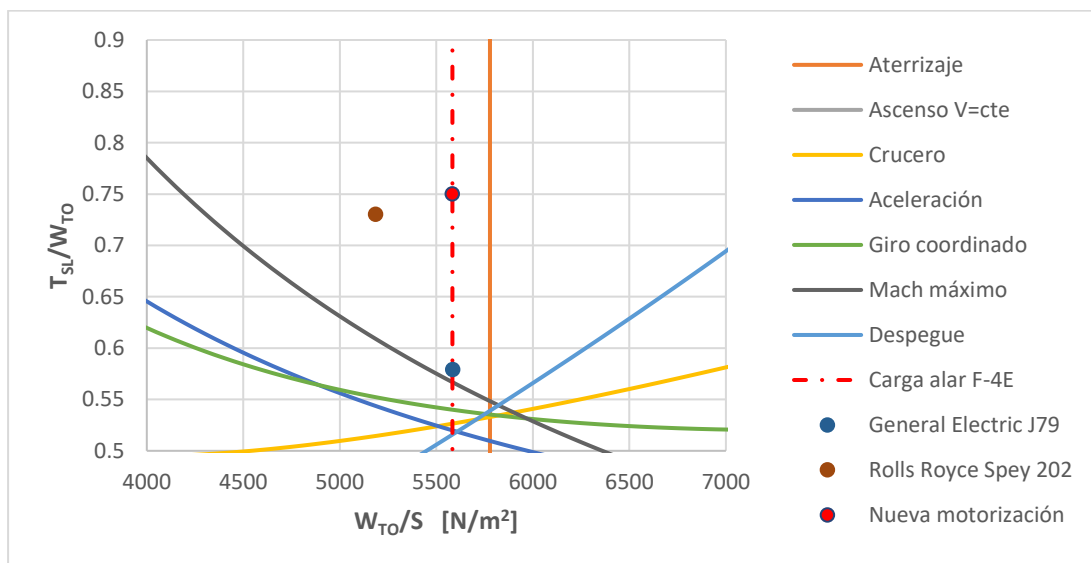


Figura 4.16: Nueva motorización

5 Análisis paramétrico del ciclo

Una vez realizado el estudio de misión (capítulo 4), es momento de comenzar con el diseño específico de la nueva planta propulsiva, es decir, el nuevo motor. En este punto se es conocido el empuje requerido a nivel del mar F_{SL} del motor, definido en el estudio de misión.

El objetivo del análisis paramétrico del ciclo termodinámico es obtener valores estimados de los parámetros de actuación del nuevo motor (el empuje y el consumo específicos) en función de las limitaciones de diseño (rendimientos de componentes), las condiciones de vuelo (temperatura, presión y Mach de vuelo) y las variables de diseño (salto de presiones del compresor y el fan, índice de derivación, etc.) [15].

Esta etapa de diseño es comúnmente denominada como *On-design* o punto de diseño/referencia. Existen tres motivos por los que resulta apropiado empezar el diseño del motor por el estudio paramétrico del ciclo:

- No es posible empezar el análisis *Off-design*, o análisis del rendimiento del motor, en condiciones distintas a las del punto de referencia hasta que el punto de referencia y las dimensiones del motor hayan sido definidas.
- El análisis paramétrico resulta mucho menos tedioso y requiere menos tiempo de trabajo que el análisis de actuaciones, proporcionando recursos matemáticos que pueden ser analizados directamente.
- Este tipo de análisis identifica las combinaciones de diseño que brindan mejores rendimientos en cada fase de vuelo, facilitando la decisión de escoger la mejor solución de diseño.

El análisis del ciclo estudia los cambios termodinámicos del fluido de trabajo (aire y productos de combustión) en su recorrido a través del motor [6]. En este análisis, los componentes del motor son caracterizados por el cambio de las propiedades termodinámicas que produce cada componente (saltos de presiones, eficiencias, temperaturas de entrada, etc.) y no por su geometría.

Antes de comenzar el estudio es necesario definir una serie de parámetros útiles para la realización de dicho estudio.

Se definen como temperatura y presión totales (T_t y P_t) a la temperatura y la presión de las que dispondría el fluido de trabajo en caso de ser decelerado de forma adiabática hasta una velocidad nula, calculándose de la siguiente manera:

$$T_t = T \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right) \quad (5.1)$$

$$P_t = P \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (5.2)$$

Las relaciones entre temperaturas y presiones totales de salida respecto a las de entrada en cada componente del motor son de gran interés a la hora de realizar el estudio, definiéndose como π_i el salto de presiones totales de un componente i (d difusor, c compresor, b cámara de combustión, t turbina, n tobera y f fan), y τ_i el salto de temperaturas totales de un componente i .

Como se mencionó en el capítulo 3, en la actualidad la gran mayoría de motores para aeronaves de combate se tratan de motores turbofán con bajo índice de derivación flujo mixto y postcombustión, al ofrecer mejores prestaciones de consumo. Como consecuencia, el motor diseñado en este trabajo será a su vez un turbofán con bajo índice de derivación flujo mixto y postcombustión, pudiendo observarse un esquema de este tipo de motor en la figura 5.1

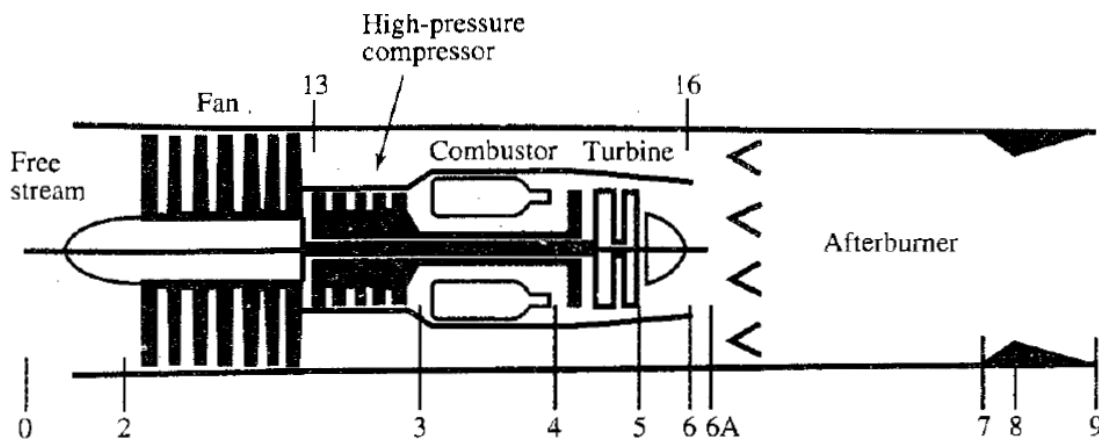


Figura 5.1: Esquema de un turbofán con bajo índice de derivación flujo mixto y postcombustión [6]

En la figura 5.1 se observa a su vez la numeración de las etapas de este tipo de motor. En la figura 5.2 se muestra el diagrama temperatura entropía de este tipo de motor.

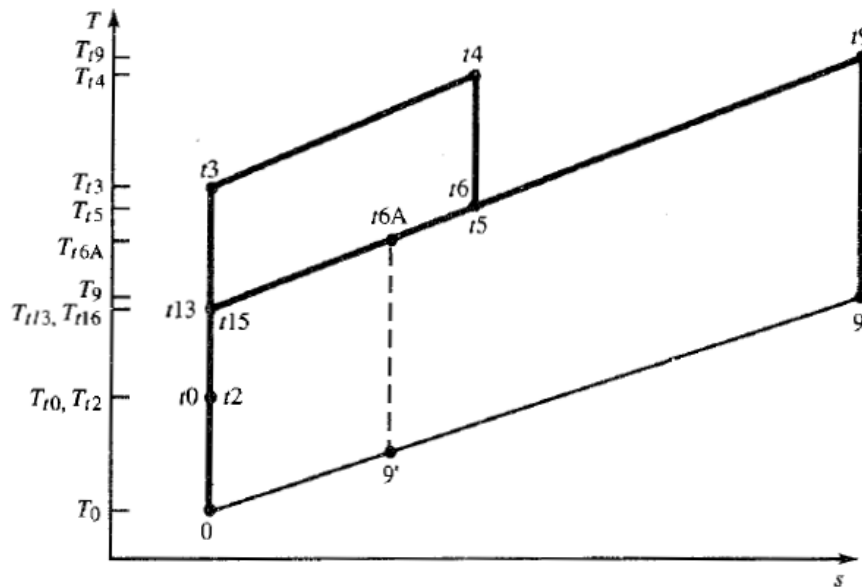


Figura 5.2: Diagrama $T - s$ de un un turbofán con bajo índice de derivación flujo mixto y postcombustión [6]

A todos los componentes del motor mostrado en la figura 5.1 se pueden aplicar los altos de presión y temperaturas totales entre la salida y la entrada. Por otro lado, se definen también dos relaciones de temperatura, aunque no entre condiciones totales de salida entre condiciones de entrada a un componente. En primer lugar, se define τ_r como la relación entre la temperatura total entre la temperatura estática del aire atmosférico.

$$\tau_r = \frac{T_{t0}}{T_0} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right) \Rightarrow \pi_r = \tau_r^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (5.3)$$

Asimismo, se define τ_λ como el cociente entre la entalpía total a la salida de la cámara de combustión y la entalpía estática del aire atmosférico.

$$\tau_\lambda = \frac{h_{t4}}{h_0} = \frac{(c_p T_t)_4}{(c_p T)_0} \quad (5.4)$$

La validez del análisis paramétrico dependerá directamente del realismo con el que los componentes del motor son caracterizados. En las tablas 5.1 y 5.2 se pueden observar las eficiencias, saltos de presiones, límites térmicos y actuaciones de los diferentes componentes a lo largo de la historia de la aviación.

Tabla 5.1: Eficiencia de componentes, saltos de presión total y límites de temperatura [6]

| Component | Figure of Merit | Type ^a | Level of Technology ^b | | | | |
|------------------|---------------------------|--------------------|----------------------------------|----------------|----------------|----------------|----------------|
| | | | 1954-1965 1 | 1965-1985 2 | 1985-2005 3 | 2005-2025 4 | 2025-2045 5 |
| Diffuser | $\pi_{d\ max}$ | A | 0.90 | 0.95 | 0.98 | 0.995 | 0.998 |
| | | B | 0.88 | 0.93 | 0.96 | 0.98 | 0.985 |
| | | C | 0.85 | 0.90 | 0.94 | 0.96 | 0.97 |
| Compresor | e_c | | 0.80 | 0.84 | 0.88 | 0.90 | 0.91 |
| Fan | e_f | | 0.78 | 0.82 | 0.86 | 0.89 | 0.92 |
| Burner | π_b η_b | | 0.90 | 0.92 | 0.94 | 0.95 | 0.96 |
| | | | 0.88 | 0.94 | 0.99 | 0.999 | 0.999 |
| Turbine | e_t | Uncooled | 0.80 | 0.85 | 0.89 | 0.90 | 0.91 |
| | | Cooled | | 0.83 | 0.87 | 0.89 | 0.90 |
| Mixer | $\pi_{M\ max}$ | | | 0.95 | 0.97 | 0.98 | 0.985 |
| Afterburner | π_{AB} η_{AB} | | 0.90 | 0.92 | 0.94 | 0.95 | 0.96 |
| | | | 0.85 | 0.91 | 0.96 | 0.99 | 0.995 |
| Nozzle | π_n | D | 0.95 | 0.97 | 0.98 | 0.995 | 0.997 |
| | | E | 0.93 | 0.96 | 0.97 | 0.98 | 0.99 |
| | | F | 0.90 | 0.93 | 0.95 | 0.97 | 0.98 |
| Mechanical shaft | η_m | Shaft only | 0.95 | 0.97 | 0.99 | 0.995 | 0.996 |
| | | With power takeoff | 0.90 | 0.92 | 0.95 | 0.97 | 0.98 |
| Maximum T_{t4} | | (K) | 1110 | 1390 | 1780 | 2000 | 2220 |
| Maximum T_{t7} | | (K) | 1390 | 1670 | 2000 | 2220 | 2440 |

^aA = subsonic aircraft with engines in nacelles; B = subsonic aircraft with engine(s) in airframe; C = supersonic aircraft with engine(s) in airframe; D = fixed-area convergent nozzle; E = variable-area convergent nozzle; F = variable-area convergent-divergent nozzle.

^bStealth may reduce $\pi_{d\ max}$, π_{AB} , and π_n

Tabla 5.2: Valores de actuaciones de las aeronaves actuales [6]

| Engine Type | Compressor Pressure Ratio $\left(\pi_c = \frac{P_{t3}}{P_{t2}}\right)$ | Fan Pressure Ratio $\left(\pi_f = \frac{P_{t13}}{P_{t2}}\right)$ | Bypass Ratio $\left(\alpha = \frac{\dot{m}_B}{\dot{m}_C}\right)$ | F/\dot{m}_0 (kN · s/kg) | S (g/kN · s) |
|--------------------------------|---|---|---|------------------------------|----------------|
| Turbojet no A/B | 10-20 | - | - | 960-990 | 31-37 |
| Turbojet with A/B | 10-20 | - | - | 1180-1270 | 42-45 |
| Turbofan low α no A/B | 20-30 | 2-5 | 0.2-2.0 | 630-880 | 23-30 |
| Turbofan low α with A/B | 20-30 | 2-5 | 0.2-2.0 | 1030-1270 | 42-52 |
| Turbofan high α no A/B | 30-40 | 1.3-1.6 | 5-15 | 100-200 | 15-21 |

5.1 MODELO ANALÍTICO DEL MEZCLADOR

En los motores turbofán con bajo índice de derivación flujo mixto y postcombustión, uno de los componentes más importantes a la hora de analizar el ciclo termodinámico es la cámara de mezcla o mezclador, lugar en el que los flujos primario y secundario se juntan y mezclan antes de entrar en el postquemador, como se puede observar en la figura 5.3.

Al igual que con el resto de los componentes del motor, se pueden definir relaciones entre las condiciones totales de salida y las de entrada del mezclador.

$$\tau_M = \frac{T_{t6A}}{T_{t6}}; \quad \pi_M = \frac{P_{t6A}}{P_{t6}} \quad (5.5)$$

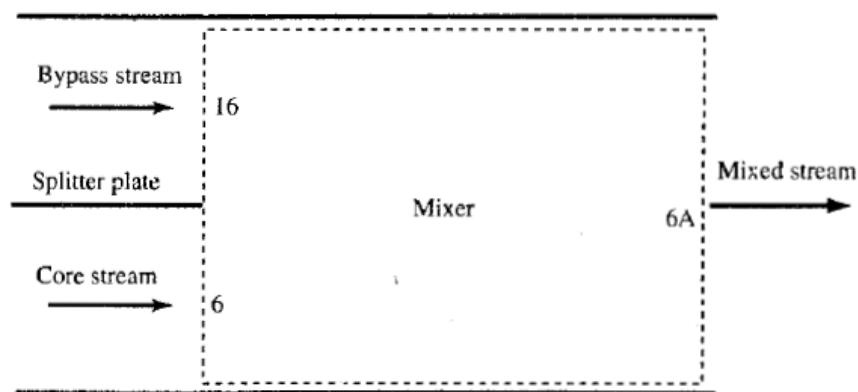


Figura 5.3: Esquema del mezclador [6]

En un caso ideal, se asume que el salto de presiones π_M es igual a la unidad. Sin embargo, para añadir realismo y veracidad al estudio del ciclo, se asume que las presiones totales no serán iguales a la entrada y a la salida, existiendo una caída de presión total en el mezclador. Esta suposición se modela a través del cálculo de π_M como el producto de la relación de presiones totales de un mezclador ideal de área constante $\pi_{M\ ideal}$ (véase figura 5.3) con la caída de presión total debida a pérdidas por fricción $\pi_{M\ max}$.

$$\pi_M = \pi_{M\ ideal} \cdot \pi_{M\ max} \quad (5.6)$$

$\pi_{M\ max}$ es un dato empírico basado en la experiencia, con un valor aproximado en los motores actuales de 0.98, mientras que $\pi_{M\ ideal}$ se calcula en función de diferentes parámetros del motor, exponiéndose dicho método a continuación [6]:

Se asume que el fluido es unidimensional, teniendo valores distintos de c_p y γ en los dos flujos de aire. Estas propiedades son conocidas ya que dependen de la temperatura del fluido, y se asume que el Mach a la entrada del mezclador M_6 es conocido, ya que para una mezcla eficiente es requisito que este valor sea aproximadamente 0.4/0.5. Otros valores conocidos son $\frac{T_{t16}}{T_{t6}}$, $\frac{P_{t16}}{P_{t6}}$ y $\frac{\dot{m}_{16}}{m_6}$.

Para obtener las propiedades del flujo mezclado, se utilizan las leyes de conservación de masa, energía y momento para un mezclador ideal de área constante, resultando la relación de temperaturas totales del mezclador de la siguiente forma:

$$\tau_M = \frac{T_{t6A}}{T_{t6}} = \frac{c_{p6}}{c_{p6A}} \frac{1 + \alpha'(c_{p16}/c_{p6})(T_{t16}/T_{t6})}{1 + \alpha'} \quad (5.7)$$

De la ley de conservación del momento se obtiene el Mach de salida del mezclador:

$$M_{6A} = \sqrt{\frac{2\Phi}{1 - 2\gamma_{6A}\Phi + \sqrt{1 - 2(\gamma_{6A} + 1)\Phi}}} \quad (5.8)$$

Siendo Φ función de M_6 , γ_6 , M_{16} y γ_{16} , todos ellos valores conocidos.

La expresión de la relación de presiones totales de un mezclador de área constante ideal $\pi_{M\ ideal}$ es función de τ_M y las propiedades del fluido en los puntos 6, 16 y 6A:

$$\pi_{M\ ideal} = \frac{P_{t6A}}{P_{t6}} = \frac{(1 + \alpha')\sqrt{\tau_M}}{1 + A_{16}/A_6} \frac{\text{MFP}(M_6, \gamma_6, R_6)}{\text{MFP}(M_{6A}, \gamma_{6A}, R_{6A})} \quad (5.9)$$

Introduciendo este término en la ecuación 5.6 se obtiene la relación de presiones totales de un mezclador real π_M , necesaria para realizar el análisis paramétrico del ciclo termodinámico.

5.2 ETAPAS DEL ANÁLISIS PARAMÉTRICO DEL CICLO

En este apartado se exponen los pasos necesarios para empezar a realizar el estudio paramétrico del ciclo termodinámico. Asimismo, se aplican estos casos al caso de estudio de este trabajo, el motor turbofán con bajo índice de derivación flujo mixto y postcombustión [6]:

1. Utilizando la ecuación del empuje no instalado de un motor, obtener otra ecuación, en este caso de empuje por unidad de gasto másico o empuje específico, en función de los saltos de presión y temperatura totales, la presión y la temperatura ambiente, la velocidad del sonido y el Mach de vuelo. El motor de estudio dispone únicamente de una salida y una única entrada, por lo que la ecuación del empuje es idéntica a la de un turboreactor (ec 1.6).

$$F = (\dot{m}_9 V_9 - \dot{m}_0 V_0) + A_9 (P_9 - P_0) \quad (5.10)$$

$$\frac{F}{\dot{m}_0} = a_0 \left[(1 + f_0) \frac{V_9}{a_0} - M_0 + (1 + f_0) \frac{R_9 T_9 / T_0}{R_c V_9 / a_0} \frac{1 - P_0 / P_9}{\gamma_c} \right] \quad (5.11)$$

Siendo f_0 el dosado del motor completo

$$f_0 = \frac{\dot{m}_f + \dot{m}_{fAB}}{\dot{m}_0} \Rightarrow \frac{\dot{m}_9}{\dot{m}_0} = 1 + f_0 \quad (5.12)$$

2. A continuación, expresar la velocidad de salida en función de la velocidad del sonido en el aire ambiental:

$$\left(\frac{V_9}{a_0} \right)^2 = \frac{a_9^2 M_9^2}{a_0^2} = \frac{\gamma_9 R_9 T_9}{\gamma_c R_c T_0} M_9^2 \quad (5.13)$$

3. Encontrar una expresión del Mach de salida en función de los saltos de presión de los diferentes componentes del motor:

$$\begin{aligned} M_9^2 &= \frac{2}{\gamma_9 - 1} \left[\left(\frac{P_{t9}}{P_9} \right)^{\gamma_9 - 1 / \gamma_9} - 1 \right] \\ &= \frac{2}{\gamma_9 - 1} \left[\left(\frac{P_0}{P_9} \pi_r \pi_d \pi_c \pi_b \pi_t \pi_M \pi_{AB} \pi_n \right)^{\gamma_9 - 1 / \gamma_9} - 1 \right] \end{aligned} \quad (5.14)$$

4. Encontrar una relación entre las temperaturas estáticas de salida y de entrada de la siguiente forma:

$$\frac{T_9}{T_0} = \frac{T_{t9}/T_0}{(P_{t9}/P_0)^{\gamma_9-1/\gamma_9}} \quad (5.15)$$

Donde T_{t9} depende de si la postcombustión se encuentra activada (ec 5.16) o desactivada (5.17).

$$T_{t9} = T_{t4}\tau_t\tau_M \quad (5.16)$$

$$T_{t9} = T_{t7} \quad (5.17)$$

5. Aplicar la primera ley de la termodinámica a la cámara de combustión, y encontrar una expresión para el dosado en función de los saltos de temperatura total de los componentes del motor:

$$\dot{m}_{6A}c_{p6A}T_{t6A} + \eta_{AB}\dot{m}_{fAB}h_{PR} = \dot{m}_7c_{p7}T_{t7} \quad (5.18)$$

$$f_{AB} = \left(1 + \frac{f}{1 + \alpha}\right) \frac{\tau_{\lambda AB} - (c_{p6A}/c_{pt})\tau_{\lambda}\tau_t\tau_M}{\eta_{AB}h_{PR}/(c_{pc}T_0) - \tau_{\lambda AB}} \quad (5.19)$$

Donde f es el dosado del flujo que pasa por el generador de gas y la cámara de combustión:

$$f = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_c} \quad (5.20)$$

6. Encontrar una expresión para el salto de temperaturas totales de la turbina τ_t relacionando la potencia suministrada por la turbina con la potencia consumida por el compresor y el fan

$$\dot{m}_c c_{pc}(T_{t3} - T_{t2}) + \dot{m}_F c_{pc}(T_{t13} - T_{t2}) = \eta_m \dot{m}_4 c_{pt}(T_{t4} - T_{t5}) \quad (5.21)$$

$$\tau_t = 1 - \frac{1}{\eta_m(1+f)} \frac{\tau_r}{\tau_{\lambda}} [\tau_c - 1 + \alpha(\tau_f - 1)] \quad (5.22)$$

En los motores turbofan el índice de derivación (*bypass ratio*) es una variable de diseño más junto al salto de presiones del compresor el salto de presiones del fan y las temperaturas de salida de la cámara de

combustión y el postquemador. Sin embargo, en los motores con flujo mezclado se requiere que las presiones totales en los puntos 6 y 16 sean iguales, por lo que el índice de derivación deja de ser una variable más de diseño y pasa a ser función del resto de variables:

$$\alpha = \frac{\eta_m(1+f)(\tau_\lambda/\tau_r)\{1 - [\pi_f/(\pi_c\pi_b)^{(\gamma_t-1)e_t/\gamma_t}]\} - (\tau_c - 1)}{\tau_f - 1} \quad (5.23)$$

7. Evaluar el empuje específico en función de los resultados obtenidos de este análisis con la ecuación 5.11.
8. Evaluar el consumo específico en función de los resultados obtenidos de este análisis, siendo en este caso:

$$S = \frac{f_o}{F/\dot{m}_o} \quad (5.24)$$

9. Desarrollar las expresiones de los rendimientos térmico, propulsivo y total.

$$\eta_P = \frac{2V_o(F/\dot{m}_o)}{a_o^2[(1+f_o)(V_9/a_o)^2 - M_o^2]} \quad (5.25)$$

$$\eta_T = \frac{a_o^2[(1+f_o)(V_9/a_o)^2 - M_o^2]}{2f_o h_{PR}} \quad (5.26)$$

$$\eta_o = \eta_P \eta_T \quad (5.27)$$

En este momento ya se disponen de todas las ecuaciones necesarias para realizar el análisis paramétrico del ciclo de un motor turbofán con bajo índice de derivación flujo mixto y postcombustión. En la tabla 5.3 se muestra un listado de todas estas ecuaciones, necesarias para realizar el análisis al completo, ya que algunas expresiones no se han desarrollado en este capítulo. Para más información de como se ha realizado este análisis consultar los capítulos 5 y 7 de [6].

Tabla 5.3: Ecuaciones del análisis paramétrico del ciclo de un motor turbofán con bajo índice de derivación flujo mixto y postcombustión [6]

| Expresiones de propiedades del fluido y los componentes | |
|--|---|
| $R_c = \frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c} c_{pc}$ | $\alpha' = \frac{\alpha}{1 + f}$ |
| $R_t = \frac{\gamma_t - 1}{\gamma_t} c_{pt}$ | $c_{p6A} = \frac{c_{pt} + \alpha' c_{pc}}{1 + \alpha'}$ |
| $R_{AB} = \frac{\gamma_{AB} - 1}{\gamma_{AB}} c_{pAB}$ | $R_{6A} = \frac{R_t + \alpha' R_c}{1 + \alpha'}$ |
| $a_0 = \sqrt{\gamma_c R_c T_0}$ | $\gamma_{6A} = \frac{c_{p6A}}{c_{p6A} - R_{6A}}$ |
| $V_0 = a_0 M_0$ | $\frac{T_{t16}}{T_{t6}} = \frac{T_0 \tau_r \tau_f}{T_{t4} \tau_t}$ |
| $\tau_r = 1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} M_0^2$ | $\tau_M = \frac{c_{pt}}{c_{p6A}} \frac{1 + \alpha' (c_{pc}/c_{pt}) (T_{t16}/T_{t6})}{1 + \alpha'}$ |
| $\pi_r = \tau_r^{\gamma_c/(\gamma_c-1)}$ | $\phi(M_6, \gamma_6) = \frac{M_6^2 \{1 + [(\gamma_t - 1)/2] M_6^2\}}{(1 + \gamma_t M_6^2)^2}$ |
| $\eta_r = 1$ para $M_0 \leq 1$ | $\phi(M_{16}, \gamma_{16}) = \frac{M_{16}^2 \{1 + [(\gamma_c - 1)/2] M_{16}^2\}}{(1 + \gamma_c M_{16}^2)^2}$ |
| $\eta_r = 1 - 0.075(M_0 - 1)^{1.35}$ para $M_0 \leq 1$ | $\Phi = \left[\frac{1 + \alpha'}{\frac{1}{\sqrt{\phi(M_6, \gamma_6)}} + \alpha' \sqrt{\frac{R_c \gamma_t}{R_t \gamma_c} \frac{T_{t16}/T_{t6}}{\phi(M_{16}, \gamma_{16})}}} \right]^2 \frac{R_{6A} \gamma_t}{R_t \gamma_{6A}} \tau_M$ |
| $\pi_d = \pi_{d \max} \eta_r$ | $M_{6A} = \sqrt{\frac{2\Phi}{1 - 2\gamma_{6A}\Phi + \sqrt{1 - 2(\gamma_{6A} + 1)\Phi}}}$ |
| $\tau_\lambda = \frac{c_p T_{t4}}{c_{pc} T_0}$ | $\frac{A_{16}}{A_6} = \frac{\alpha' \sqrt{T_{t16}/T_{t6}}}{\frac{M_{16}}{M_6} \sqrt{\frac{R_t \gamma_c}{R_c \gamma_t} \frac{1 + [(\gamma_c - 1)/2] M_{16}^2}{1 + [(\gamma_t - 1)/2] M_6^2}}}$ |
| $\tau_{\lambda AB} = \frac{c_{pAB} T_{t7}}{c_{pc} T_0}$ | $\pi_{M \text{ ideal}} = \frac{(1 + \alpha') \sqrt{\tau_M}}{1 + A_{16}/A_6} \frac{\text{MFP}(M_6, \gamma_6, R_6)}{\text{MFP}(M_{6A}, \gamma_{6A}, R_{6A})}$ |
| $\tau_c = \pi_c^{(\gamma_c-1)/(\gamma_c e_c)}$ | $\pi_M = \pi_{M \max} \pi_{M \text{ ideal}}$ |
| $\eta_c = \frac{\pi_c^{(\gamma_c-1)/\gamma_c} - 1}{\tau_c - 1}$ | $\frac{P_{t9}}{P_9} = \frac{P_0}{P_9} \pi_r \pi_d \pi_c \pi_b \pi_t \pi_M \pi_{AB} \pi_n$ |
| $f = \frac{\tau_\lambda - \tau_r \tau_c}{\eta_b h_{PR} / (c_{pc} T_0) - \tau_\lambda}$ | AB desactivada $c_{p9} = c_{p6A}; R_9 = R_{6A}; \gamma_9 = \gamma_{6A}; f_{AB} = 0$ $\frac{T_9}{T_0} = \frac{T_{t4} \tau_t \tau_M / T_0}{(P_{t9}/P_9)^{(\gamma_9-1)/\gamma_9}}$ |
| $\tau_f = \pi_f^{(\gamma_c-1)/(\gamma_c e_f)}$ | |

| | | |
|---|--|---|
| $\eta_f = \frac{\pi_f^{(\gamma_c-1)/\gamma_c} - 1}{\tau_f - 1}$ | AB activada | $c_{p9} = c_{p6A}; R_9 = R_{6A}; \gamma_9 = \gamma_{6A}$ |
| $\alpha = \frac{\eta_m(1+f)(\tau_\lambda/\tau_r)\{1 - [\pi_f/(\pi_c\pi_b)^{(\gamma_t-1)e_t/\gamma_t}]\} - (\tau_c - 1)}{\tau_f - 1}$ | | $f_{AB} = \left(1 + \frac{f}{1+\alpha}\right) \frac{\tau_{\lambda AB} - (c_{p6A}/c_{pt})\tau_\lambda\tau_t\tau_M}{\eta_{AB}h_{PR}/(c_{pc}T_0) - \tau_{\lambda AB}}$ |
| $\tau_t = 1 - \frac{1}{\eta_m(1+f)} \frac{\tau_r}{\tau_\lambda} [\tau_c - 1 + \alpha(\tau_f - 1)]$ | | $\frac{T_9}{T_0} = \frac{T_{t7}/T_0}{(P_{t9}/P_9)^{(\gamma_9-1)/\gamma_9}}$ |
| $\pi_t = \tau_t^{\gamma_t/[(\gamma_t-1)e_t]}$ | $M_9 = \sqrt{\frac{2}{\gamma_9 - 1} \left[\left(\frac{P_{t9}}{P_9} \right)^{\gamma_9-1/\gamma_9} - 1 \right]}$ | |
| $\eta_t = \frac{1 - \tau_t}{1 - \tau_t^{1/e_t}}$ | $\frac{V_9}{a_0} = M_9 \sqrt{\frac{\gamma_9 R_9 T_9}{\gamma_c R_c T_0}}$ | |
| $\frac{P_{t16}}{P_{t6}} = \frac{\pi_f}{\pi_c \pi_b \pi_t}$ | $f_0 = \frac{f}{1+\alpha} + f_{AB}$ | |
| $M_{16} = \sqrt{\frac{2}{\gamma_c - 1} \left\{ \left[\frac{P_{t16}}{P_{t6}} \left(1 + \frac{\gamma_t - 1}{2} M_6^2 \right)^{\gamma_t/(\gamma_t-1)} \right]^{(\gamma_c-1)/\gamma_c} - 1 \right\}}$ | | |
| ACTUACIONES | | |
| $\frac{F}{\dot{m}_0} = a_0 \left[(1 + f_0) \frac{V_9}{a_0} - M_0 + (1 + f_0) \frac{R_9 T_9/T_0}{R_c V_9/a_0} \frac{1 - P_0/P_9}{\gamma_c} \right]$ | | |
| $S = \frac{f_0}{F/\dot{m}_0}$ | | |
| $\eta_P = \frac{2V_0(F/\dot{m}_0)}{a_0^2[(1 + f_0)(V_9/a_0)^2 - M_0^2]}$ | | |
| $\eta_T = \frac{a_0^2[(1 + f_0)(V_9/a_0)^2 - M_0^2]}{2f_0 h_{PR}}$ | | |
| $\eta_0 = \eta_P \eta_T$ | | |

Por lo tanto, a la hora de realizar este análisis se dispone de una serie de valores de entrada o inputs y unos valores de salida u outputs (empuje específico, consumo específico y rendimientos), siendo estos los parámetros a analizar en función de los inputs. Los inputs se pueden diferenciar en cuatro grupos:

- Condiciones de vuelo: M_0 y T_0 .
- Propiedades del fluido en las distintas etapas del motor: γ_c , c_{pc} , γ_t , c_{pt} , γ_{AB} , c_{pAB} y h_{PR} .

- Rendimientos y eficiencias de los distintos componentes del motor: $\pi_{d\ max}$, π_b , π_{AB} , $\pi_{M\ max}$, π_n , e_c , e_f , e_t , η_b , η_{AB} , η_m , $\frac{P_0}{P_9}$ y M_6 .
- Variables de diseño: Son las 4 variables para las que se va a realizar el estudio paramétrico, es decir, las actuaciones del motor se estudian variando estos parámetros para encontrar una configuración del ciclo eficaz. Estas son: salto de presiones del compresor π_c , salto de presiones del fan π_f , temperatura de entrada en la turbina T_{t4} y temperatura de salida del postquemador T_{t7} .

Como se puede observar, es necesario fijar valores para todos estos parámetros. Sin embargo, todavía no se han diseñado los componentes, por lo que no es posible definir los rendimientos y eficiencias de estos. Para realizar el estudio paramétrico del ciclo se toman valores aproximados que se espera que tengan los componentes una vez diseñados, basándose en las tendencias actuales de la tabla 5.1, concretamente en los valores de la columna 2005-2025, ya que este es el estado actual de los componentes del motor. Por otro lado, a las variables de diseño se les darán los valores de los intervalos contemplados en la tabla 5.2.

Asimismo, en este tipo de motor es posible tanto el vuelo con postcombustión como sin ella, siendo el vuelo a mach máximo y el crucero subsónico las fases más importantes para cada forma de vuelo. Por ello, el análisis del ciclo se realizará en estas dos fases de vuelo, aunque teniendo en cuenta que al tratarse de una aeronave de combate la fase de vuelo con Mach máximo dispone de mayor importancia, por lo que en caso de conflicto prevalecerá esta sobre el crucero. Los valores de estos parámetros de entrada se muestran en la tabla 5.4

5.3 ELECCIÓN DE PARÁMETROS DEL CICLO

En este apartado se mostrarán las gráficas obtenidas mediante la aplicación de las ecuaciones de la tabla 5.3 y los valores de la tabla 5.4 para calcular las actuaciones del motor (empuje y consumo específicos) en función de las variables de diseño (salto de presiones del compresor, salto de presiones del fan y temperaturas de salida de la cámara de combustión y el postquemador). A partir de las conclusiones extraídas de estas gráficas se elegirán los valores para las variables de diseño del motor.

Tabla 5.4: Parámetros de entrada del ciclo

| Condiciones de vuelo | | | |
|---|----------------------------------|-------------------------------|---------------------------------|
| Con postcombustión | | Sin postcombustión | |
| $M_0 = 2.23$ | $T_0 = 218.15 \text{ km}$ | $M_0 = 0.85$ | $T_0 = 218.15 \text{ km}$ |
| Propiedades del fluido | | | |
| $\gamma_c = 1.4$ | $c_{pc} = 1004 \text{ J/(kgK)}$ | $\gamma_t = 1.3$ | $c_{pt} = 1250 \text{ J/(kgK)}$ |
| $\gamma_{AB} = 1.3$ | $c_{pAB} = 1250 \text{ J/(kgK)}$ | $h_{pR} = 42.8 \text{ MJ/kg}$ | |
| Rendimientos y eficiencias de los componentes | | | |
| $\pi_{d \max} = 0.96$ | $\pi_b = 0.95$ | $\pi_{AB} = 0.95$ | $\pi_{M \max} = 0.98$ |
| $\pi_n = 0.98$ | $e_c = 0.9$ | $e_f = 0.89$ | $e_t = 0.9$ |
| $\eta_b = 0.999$ | $\eta_{AB} = 0.99$ | $\eta_m = 0.995$ | $\frac{P_0}{P_9} = 1$ |
| $M_6 = 0.4$ | | | |
| Variables de diseño | | | |
| $\pi_c = 10 - 30$ | | | |
| $\pi_f = 2 - 5$ | | | |
| $T_{t4} = 1400 - 2000 \text{ K}$ | | | |
| $T_{t7} = 2000 - 2200 \text{ K}$ | | | |

5.3.1 Análisis en función de π_c y π_f

En la figura 5.4 se muestran dos gráficas que representan el empuje específico del motor en función de los saltos del compresor y del fan con la postcombustión activada (izquierda) y con la postcombustión desactivada (derecha)

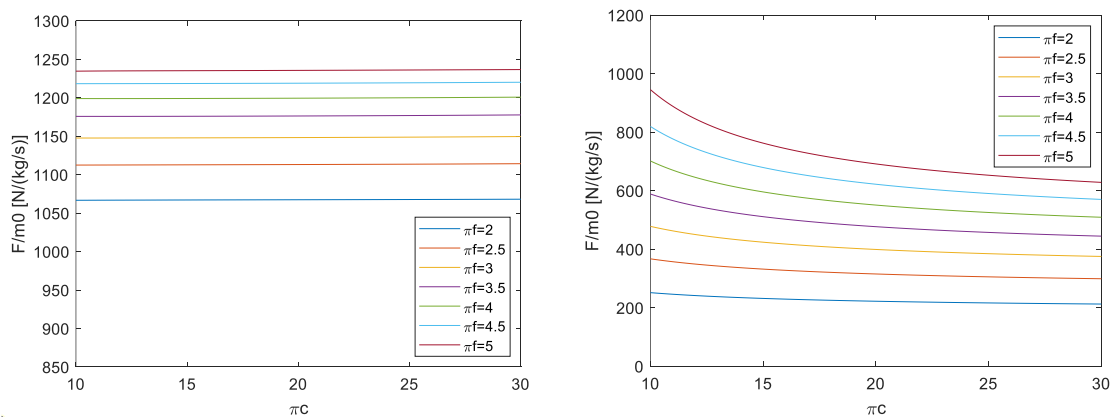


Figura 5.4: F / \dot{m}_0 en función de π_c y π_f con postcombustión (izquierda) y sin postcombustión (derecha)

Por otro lado, en la figura 5.5 se muestra el consumo específico del motor en función de estos dos parámetros, también con y sin postcombustión (izquierda y derecha respectivamente).

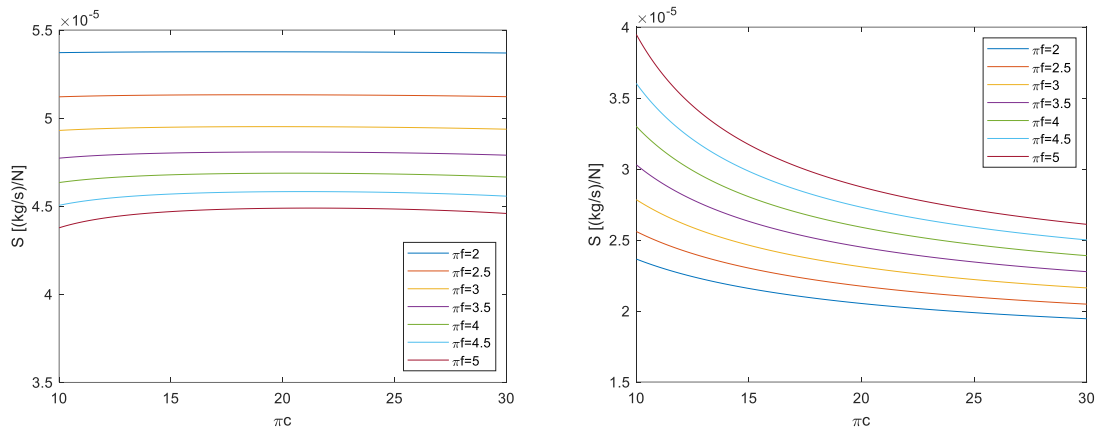


Figura 5.5: Figura 5.6: S en función de π_c y π_f con postcombustión (izquierda) y sin postcombustión (derecha)

En las figuras 5.4 y 5.5 se observa que el salto de presiones del compresor no influye ni en el empuje específico ni en el consumo específico del motor con la postcombustión activada. En cambio, el salto de presiones del compresor si influye en las actuaciones del motor, disminuyendo tanto el empuje específico como en el consumo específico. Al desarrollarse el vuelo sin postcombustión mayoritariamente en la fase de crucero, interesa disminuir al máximo el consumo específico (con un empuje específico suficiente para poder realizar esta misión) por lo que lo más beneficioso es conseguir un salto de presiones del compresor alto para reducir el consumo.

Por otra parte, el salto de presiones del fan si afecta significativamente en las actuaciones del vuelo con postcombustión, y aumentarlo implica aumentar el empuje específico y disminuir el consumo específico. Sin embargo, aunque aumentar el salto de presiones del fan también aumenta el empuje específico sin postcombustión, el consumo específico se ve a su vez incrementado en este caso, situación muy desfavorable en el caso del crucero, ya que reduciría el alcance de la aeronave.

Un parámetro importante de analizar a la hora de decidir los saltos de presiones del compresor y del fan es el índice de derivación. Al establecerse que las

presiones totales a la salida de la turbina y a la salida del fan sean iguales para obtener una mezcla eficiente de los dos flujos, como consecuencia de volar a un número de mach elevado no es posible adoptar cualquier valor de π_f , ya que no sería posible igualar ambas presiones totales. En la figura 5.6 se muestra el valor del índice de derivación en función de π_f y π_c , pudiéndose observar que este índice de derivación debería ser negativo en algunas combinaciones ($\pi_f > 3.5$ para $M_0 = 2.23$) para poder cumplir la condición de contorno de presiones totales iguales a la entrada del mezclador. Esta situación tiene como consecuencia que, a mayor número de Mach, menor índice de derivación, por lo que el salto de presiones del fan determina la velocidad máxima que puede alcanzar la aeronave, ya que existirá un Mach de vuelo para cualquier valor de π_f en el que α se hará nulo.

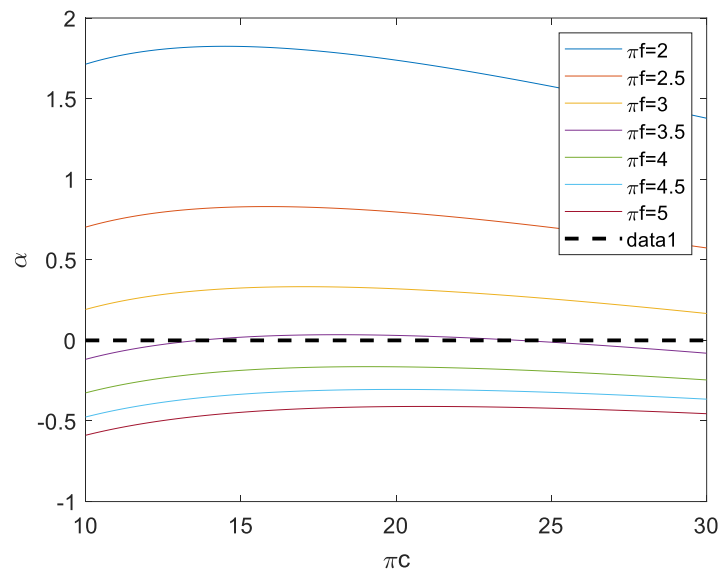


Figura 5.7: α en función de π_c y π_f con postcombustión

Una vez estudiado la influencia del salto de presiones del compresor y el salto de presiones del fan en las actuaciones del motor, el siguiente paso es decidir que valores definitivos dar a estos dos parámetros en la nueva motorización.

Salto de presiones del compresor: Al influir solo en el vuelo sin postcombustión, se escogerá un valor alto de este parámetro, aunque teniendo en cuenta que a mayor salto de presiones del compresor más etapas (y por lo tanto más peso) son

necesarias el valor escogido no será el máximo actual, sino que será un valor cercano a los saltos de presiones utilizados en los motores de aeronaves de combate actuales.

$$\pi_c = 21$$

Salto de presiones del fan: Aumentar este parámetro es muy beneficioso para el vuelo con postcombustión, aunque en el vuelo sin postcombustión se aumente el consumo específico. Como se expuso al final del subapartado 5.2, el vuelo con postcombustión es más importante que el vuelo sin postcombustión, por lo que se elegirá un salto de presiones del fan lo más alto posible teniendo en cuenta las tecnologías actuales de fan en aeronaves de combate, cumpliendo a su vez el requisito del índice de derivación expuesto anteriormente.

$$\pi_c = 3$$

5.3.2 Análisis en función de T_{t4} y T_{t7}

Al igual que en el caso anterior, se analizan las actuaciones del motor en función de las temperaturas de entrada en turbina y de salida del postquemador, teniendo en cuenta si este se encuentra activado o no.

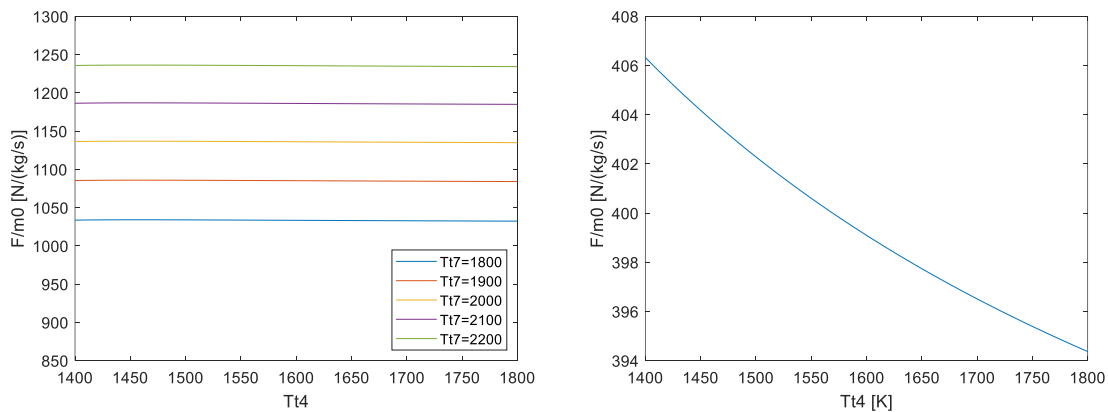


Figura 5.8: F / \dot{m}_0 en función de T_{t4} y T_{t7} con postcombustión (izquierda) y sin postcombustión (derecha)

En la figura 5.8 se muestra la variación el empuje específico y en la 5.9 la variación del consumo específico, en ambos casos en función de ambas temperaturas. En el caso del vuelo con postcombustión, variar la temperatura de entrada en turbina no afecta en el empuje específico, aunque en este caso si

influye en el consumo, aumentándolo ligeramente, por lo que teniendo en cuenta únicamente el vuelo con postcombustión, lo más beneficioso para las actuaciones del motor sería mantener la T_{t4} lo más baja posible.

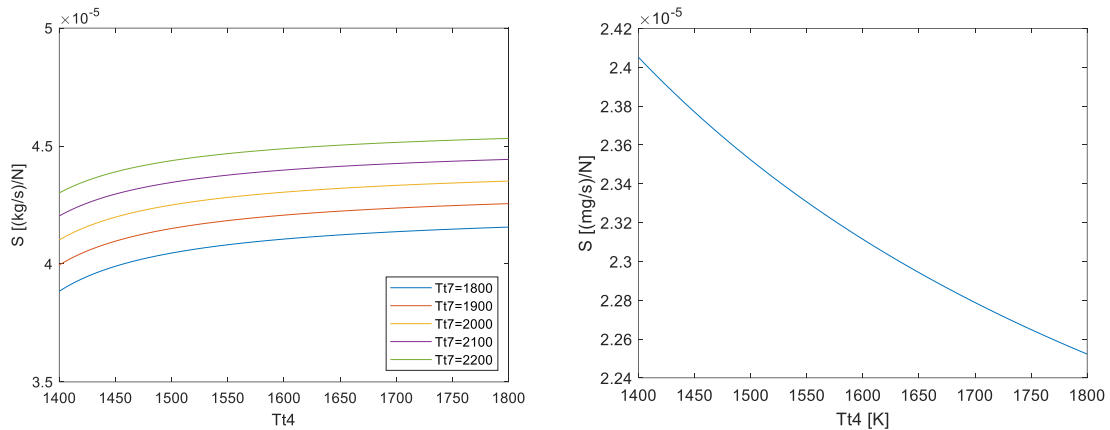


Figura 5.9: S en función de T_{t4} y T_{t7} con postcombustión (izquierda) y sin postcombustión (derecha)

Sin embargo, si se observan las gráficas del vuelo sin postcombustión, tanto el empuje como el consumo específico disminuyen con el incremento de T_{t4} . Al igual que con el salto de presiones del compresor, en el crucero lo más interesante es reducir el consumo de combustible al máximo para aumentar el alcance de la aeronave, por lo que en este caso interesa aumentar esta temperatura todo lo posible (teniendo en cuenta que es necesario un empuje mínimo para poder realizar el crucero).

En el caso de T_{t7} , solo influye en las actuaciones con postcombustión, ya que de no estar activada, T_{t7} sería igual a la temperatura total de salida del mezclador. Mencionado esto, aumentar la temperatura de salida del postquemador aumenta tanto el empuje específico como el consumo específico, y como es el empuje específico el parámetro que maximizar al tratarse de una aeronave de combate, interesará aumentar esta temperatura todo lo posible, teniendo en cuenta los límites estructurales de los materiales empleados en el postquemador y la tobera. Vista la influencia de estos dos parámetros en las actuaciones del motor, a continuación se detallan los valores escogidos para cada uno y el motivo de la elección.

Temperatura de entrada en turbina: Al influir mayoritariamente en el vuelo sin postcombustión, se escogerá un valor alto de este parámetro, aunque teniendo en cuenta que a mayor temperatura de entrada en turbina mayor son los esfuerzos de los álabes de esta y más refrigeración se necesita (disminuyendo el empuje). Debido a ello el valor escogido no será el máximo actual, sino que será un valor cercano a las temperaturas de entrada en turbina utilizadas en los motores de aeronaves de combate actuales.

$$T_{t4} = 1850 \text{ K}$$

Temperatura de salida del postquemador: Como en la fase de vuelo con postcombustión nos interesa aumentar al máximo el empuje específico, se escogerá una temperatura de salida del postquemador lo más alta posible según las tecnologías disponibles actualmente.

$$T_{t7} = 2200 \text{ K}$$

En la tabla 5.5 se muestran los valores escogidos para las variables de diseño del ciclo junto con un resumen del motivo de elección. Por otra parte, en la tabla 5.6 se muestran los valores para las actuaciones y rendimientos del motor en el punto de diseño, es decir, con la postcombustión activada, Mach de vuelo de 2.23 y altitud de vuelo de 12 km.

Tabla 5.5: Características del ciclo termodinámico del nuevo motor

| | Valor | Motivo de elección |
|----------|--------|---|
| π_c | 21 | Valor semejante a motores actuales para reducir el consumo sin AB pero sin aumentar en exceso el número de escalones y el peso |
| π_f | 3 | Valor máximo que permita un índice de derivación positivo |
| T_{t4} | 1850 K | Valor semejante a motores actuales para reducir el consumo sin AB pero sin aumentar en exceso la temperatura de trabajo de las turbinas |
| T_{t7} | 2200 K | Valor máximo posible con tecnología actual |

Tabla 5.6: Actuaciones del nuevo motor en el punto de diseño

| Actuaciones del nuevo motor | |
|-----------------------------|---------------------------------|
| α | 0.3107 |
| F/\dot{m}_0 | 1141.8 N/(kg/s) |
| S | $4.8344 \cdot 10^{-5}$ (kg/s)/N |
| η_P | 0.5707 |
| η_T | 0.5317 |
| η_O | 0.3034 |

Una vez detallado el ciclo termodinámico del nuevo motor, el siguiente paso en el diseño del motor consiste en el cálculo de los gastos de aire y combustible del motor. En el capítulo 4 se estableció el empuje en banco a nivel del mar y sin velocidad de vuelo de un motor:

$$(F_{SL, M_0=0})_{motor} = 103115 \text{ N}$$

Por lo que, para calcular el gasto másico de aire que pasa a través del motor únicamente habría que dividir este valor entre el empuje específico calculado en el análisis paramétrico. Sin embargo, este empuje específico es el aportado por el motor en las condiciones de diseño, es decir, con Mach de vuelo 2.23 y 12 km de altitud.

Para calcular entonces el valor del gasto de aire es necesario calcular el empuje del motor en las condiciones del punto de diseño. Una forma aproximada de llevar a cabo este cálculo es mediante la relación de empujes α definida en el capítulo 4 (no confundir con el índice de derivación).

$$\frac{(F_{h, M_0})_{motor}}{(F_{SL, M_0=0})_{motor}} = \alpha = \delta_0 \{1 - 2.1(\theta_0 - \theta_{0 \text{ break}})/\theta_0\} \quad (5.28)$$

$$(F_{h=12, M_0=2.23})_{motor} = 86526 \text{ N}$$

Con este valor ya es posible calcular el valor del gasto másico de aire \dot{m}_0 :

$$\dot{m}_0 = \frac{(F_{h=12}, M_0=2.23)_{motor}}{F/\dot{m}_0} = 74.78 \text{ kg/s}$$

5.4 CICLO

Al haber fijado todas las variables de diseño, es posible calcular las propiedades termodinámicas (temperatura, presión y entropía) de cada punto característico del motor (figura 5.1) y representarlos en una gráfica Temperatura-Entropía.

A la hora de calcular la entropía de cada punto, se utiliza la ley de Gibbs (ecuación 5.29). Esta ecuación aporta la variación de entropía, ya que es este valor el indicativo de la reversibilidad de los procesos, por lo que a la hora de calcular la entropía de cada punto se asume un valor de entropía 0 para el primer punto y, a partir de este, se calcula el incremento de entropía para el resto de puntos.

$$\Delta s = c_p \ln \frac{T_2}{T_1} - R \ln \frac{P_2}{P_1} \quad (5.29)$$

En la tabla 5.7 se muestran los valores de presión, temperatura y entropía en cada punto, y en la figura 5.10 el diagrama temperatura entropía del ciclo, ambos en el punto de diseño establecido.

Tabla 5.7: Valores del ciclo termodinámico

| | Ciclo termodinámico | | |
|------|---------------------|---------|-----------|
| | T (K) | P (Pa) | s (J/kgK) |
| 0 | 218.2 | 19455 | 0.0 |
| 0t | 435.1 | 218030 | 0.0 |
| 2t | 435.1 | 188550 | 41.7 |
| 13t | 619.1 | 565650 | 80.6 |
| 3t | 1143.8 | 3959600 | 138.7 |
| 4t | 1850.0 | 3761600 | 754.5 |
| 4.1t | 1437.7 | 1128100 | 786.7 |
| 5t | 1248.2 | 565650 | 809.2 |
| 6t | 1248.2 | 565650 | 809.2 |
| 6At | 1125.2 | 552080 | 686.5 |
| 7t | 2200.0 | 524470 | 1539.4 |
| 9t | 2200.0 | 513980 | 1545.3 |

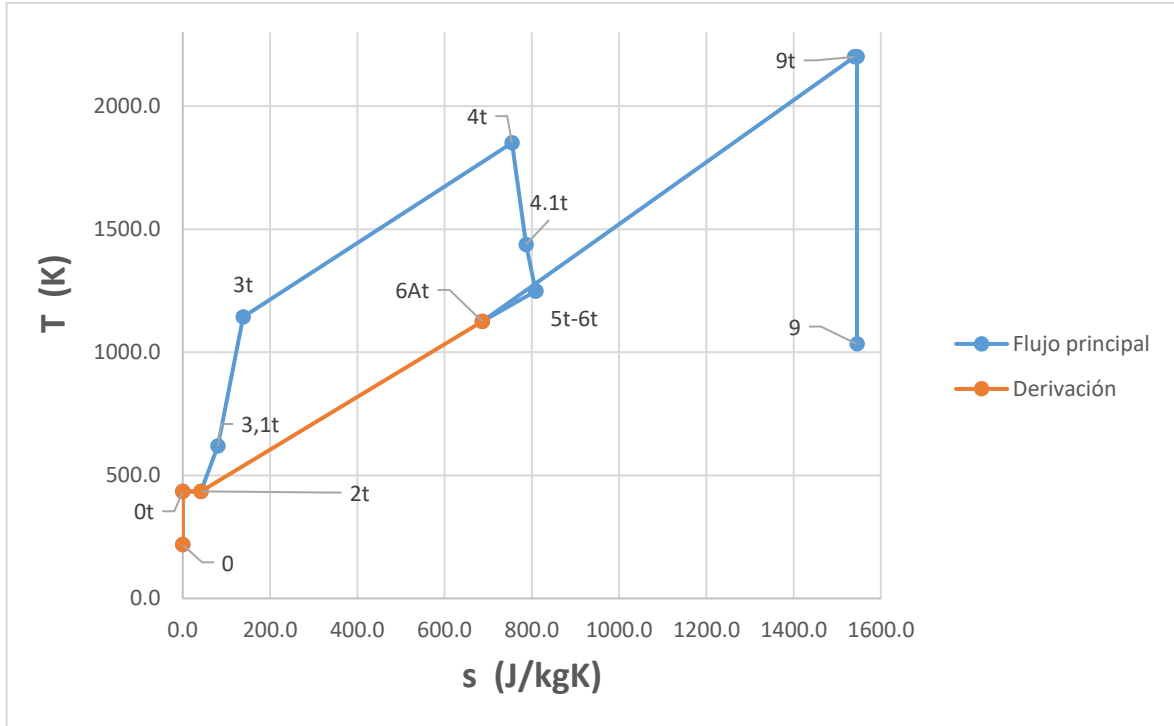


Figura 5.10: Diagrama temperatura-entropía del nuevo motor

6 Diseño de componentes

Una vez finalizado el estudio paramétrico del ciclo termodinámico y habiendo definido dicho ciclo, la siguiente y última etapa del análisis preliminar es realizar un primer diseño detallado de cada uno de los componentes del motor.

En la figura 5.1 del capítulo anterior se muestra un esquema de un motor turbofan de flujo mixto, bajo índice de derivación y postcombustión, donde se pueden observar los componentes básicos que forman este tipo de motor:

- Difusor
- Fan
- Compresor
- Cámara de combustión
- Turbina
- Postquemador
- Tobera

6.1 DIFUSOR

El dispositivo de entrada o difusor es el encargado de transformar la energía cinética del fluido en energía interna, es decir, presión y temperatura, en un proceso esencialmente adiabático. El objetivo del difusor es adaptar las propiedades del aire desde las condiciones de vuelo a las condiciones requeridas por el fan o el compresor con la menor pérdida de presión total posible [6]. Los compresores actuales requieren un Mach de entrada del fluido de aproximadamente 0.6, ya que si este fuera superior se producirían pérdidas significativas de compresión por la aparición de ondas de choque en los álabes [5]. Por este motivo, incluso en el vuelo supersónico, el difusor debe de ser capaz de reducir la velocidad del fluido a las condiciones de entrada óptimas del compresor o el fan.

Pasar de flujo supersónico a subsónico tiene como consecuencia que el diseño de los difusores de aviones de combate supersónicos tenga una gran dificultad de diseño, ya que el difusor debe ser capaz de proporcionar una compresión estable y eficiente en un amplio rango de velocidades de vuelo. Asimismo, un difusor

supersónico debe ser capaz de capturar el gasto másico requerido por el motor, lo que a altas velocidades de vuelo requiere geometrías variables para minimizar las pérdidas y la resistencia generada por este componente.

La forma de pasar el flujo de aire de subsónico a supersónico es mediante ondas de choque (oc). Una primera forma de producir este cambio es mediante una onda de choque normal (ocn) externa al difusor, como se muestra en la figura 6.1. Sin embargo, la pérdida de presión total en este tipo de difusores es excesiva a partir de Mach 1.6 [15]. Como el MD F-4 Phantom II es capaz de superar Mach 2, este tipo de configuración queda descartada.

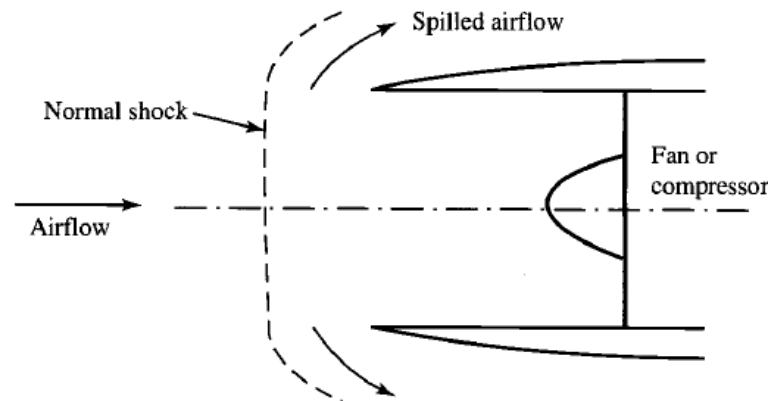


Figura 6.1: Difusor con ocn exterior [15]

La eficiencia de este tipo de difusores cae a Mach superior a 1.6 como consecuencia de la ocn, ya que es un proceso muy poco isentrópico. Para aumentar la eficiencia de la ocn, una solución es colocar rampas inclinadas en frente del difusor que produzcan ondas de choque oblicuas (oco), ya que este tipo de ondas de choque producen muchas menos pérdidas que las ocn.

El proceso consiste en reducir la velocidad normal del fluido mediante varias oco hasta un Mach cercano a 1.5, donde se produce una ocn que transforma el flujo en subsónico. Tras esta ocn se encontraría un conducto divergente que ajustara las propiedades del fluido a las propiedades de funcionamiento óptimas de la turbomaquinaria. A mayor número de rampas mayor número de oco y, por lo tanto, mejor eficiencia del difusor (η_r), tal y como se puede observar en la figura 6.2

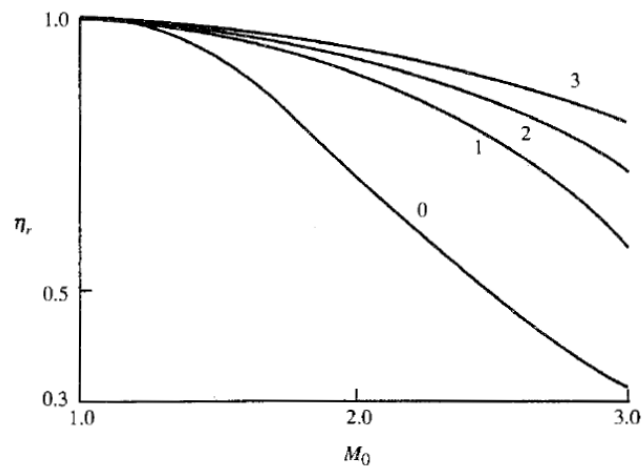


Figura 6.2: Eficiencia de un difusor en función del número de rampas [6]

Sin embargo, el uso de rampas generadoras de oco producen un cambio en la dirección del flujo de aire, dotándole de una componente tangencial. A mayor número de rampas, mayor ángulo de desviación del fluido, lo que genera un mayor tamaño del difusor, incrementando resistencia aerodinámica y el peso del mismo. Este tipo de configuración de difusor (figura 6.3) mantiene un balance aceptable entre la relación de compresión del difusor y el ángulo de desviación del fluido hasta Mach 2.5, por lo que resulta idóneo para su aplicación en el nuevo motor del Phantom II.

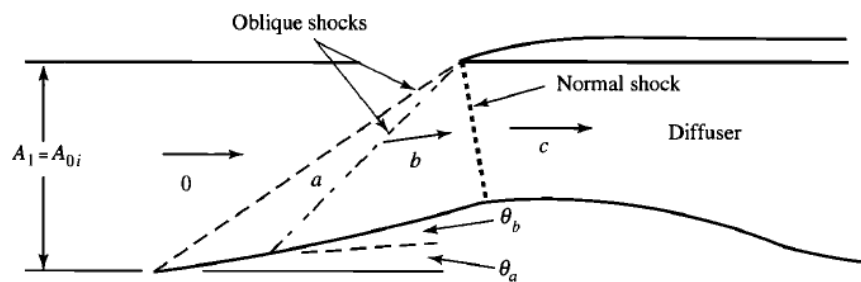


Figura 6.3: Difusor supersónico con rampas exteriores [15]

El nuevo difusor constará de dos rampas para maximizar su eficiencia, con un ángulo de inclinación variable, similar a la figura 6.3, lo que permite a las rampas adaptar las oco en función de las condiciones de vuelo.

A continuación se muestran los cálculos para conocer las características del nuevo difusor.

Como se acaba de mencionar, el sistema de rampas constará de 2 rampas móviles, que variarán su inclinación entre 0° y 10°. El punto de máxima inclinación de las rampas será el punto de funcionamiento más exigente, es decir, con Mach de vuelo 2.23 (punto de diseño).

Al encontrarse el flujo de aire con la primera rampa se forma una onda de choque oblicua, cambiando la dirección del aire y reduciendo su velocidad. Esta onda de choque separa las regiones 0 y a de la figura 6.3. Conociéndose el Mach $M_0 = 2.23$ y el ángulo de inclinación de la rampa $\theta_1 = 10^\circ$ se obtiene el ángulo de la primera oco β_1 a través de la ecuación 6.1.

$$\tan(\beta_1 - \theta_1) = \left\{ \frac{2}{\gamma + 1} + \frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} (M_0 \sin \beta_1)^2 \right\} / (M_0^2 \sin \beta_1 \cos \beta_1) \quad (6.1)$$

$$\beta_1 = 35.3297^\circ$$

Conocido el ángulo de inclinación de la oco se descompone el Mach de entrada a la onda en dos componentes, normal y tangencial a la onda de choque.

$$\begin{cases} M_{0n} = M_0 \sin \beta_1 \\ M_{0t} = M_0 \cos \beta_1 \end{cases} \quad (6.2)$$

$$M_{0n} = 1.28957$$

$$M_{0t} = 1.81932$$

La ventaja de las oco frente a las ocn es que el paso de supersónico a subsónico se produce en la componente normal, en lugar de producirse con el Mach total de vuelo. Como consecuencia la pérdida de presión total es menor que en el caso de una onda de choque normal.

Por lo tanto, con la componente normal del Mach a la entrada se calcula la componente normal del Mach de salida de la onda de choque (ec 6.3) y la caída de presión total (ec 6.4)

$$M_{An1} = \sqrt{\frac{M_{0n}^2 \frac{2}{\gamma - 1}}{\frac{2\gamma}{\gamma + 1} M_{0n}^2 - 1}} \quad (6.3)$$

$$M_{An1} = 0.79131$$

$$\frac{P_{tA}}{P_{t0}} = \left\{ \frac{\frac{\gamma+1}{2} M_{0n}^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_{0n}^2} \right\}^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \cdot \left\{ \frac{2\gamma}{\gamma+1} M_{0n}^2 - \frac{\gamma-1}{\gamma+1} \right\}^{\frac{-1}{\gamma-1}} \quad (6.4)$$

$$\frac{P_{tA}}{P_{t0}} = 0.981114$$

Una vez conocida la componente normal del Mach a la salida de la onda de choque se calcula el Mach real en este punto M_A con la ecuación 6.5.

$$M_A = \frac{M_{An1}}{\sin(\beta_1 - \theta_1)} \quad (6.5)$$

$$M_A = 1.8496$$

A continuación, el flujo de aire se encuentra con la segunda rampa, produciéndose una segunda onda de choque. El proceso de cálculo es idéntico a la primera onda de choque, siendo en este caso el Mach de entrada a la onda $M_A = 1.8496$ y el ángulo de inclinación de la rampa $\theta_2 = 10^\circ$:

$$\beta_2 = 42.7274^\circ$$

$$M_{An2} = 1.28957$$

$$M_{At2} = 1.81932$$

$$M_{Bn} = 0.8099$$

$$\frac{P_{tB}}{P_{tA}} = 0.9864$$

$$M_B = 1.4980$$

La última onda de choque se encuentra en la entrada del difusor, tratándose en este caso de una ocn, que pasa el fluido de supersónico a subsónico definitivamente. Con las ecuaciones 6.3 y 6.4 se calcula el Mach de salida de la ocn y la caída de presión total respectivamente.

$$M_1 = 0.7018$$

$$\frac{P_{t1}}{P_{tB}} = 0.93042$$

Conocidas las caídas de presión en las tres ondas de choque es posible calcular la caída de presión total en todo el proceso de difusión a través de ondas de choque.

$$\eta_r = \frac{P_{t1}}{P_{t0}} = \frac{P_{t1}}{P_{tB}} \frac{P_{tB}}{P_{tA}} \frac{P_{tA}}{P_{t0}} \quad (6.6)$$

$$\eta_r = 0.90046$$

Si se compara esta caída de presión a través de varias ocn y una ocn con una difusión de una única ocn se observa una caída de presión mucho menor.

$$\text{oco y ocn} \rightarrow \eta_r = 0.90046$$

$$\text{ocn} \rightarrow \eta_r = 0.61453$$

La desventaja de esta configuración es la desviación del flujo de aire, 20° concretamente. Sin embargo, la gran mejora en el rendimiento del difusor compensa esta adversidad.

La última consideración a tener en cuenta en este primer diseño del difusor es el tamaño de las rampas. Para mantener un rendimiento óptimo del proceso de difusión, es necesario que todo el aire que pasa a través de las ondas de choque entre en el motor, ya que, de no ser así, se frenaría una cantidad de aire que pasaría por el exterior del motor, incrementando en gran medida la resistencia aerodinámica.

El primer paso en el dimensionado de motor consiste en calcular el área de entrada del difusor. Para ello es necesario calcular la presión y la temperatura totales a la entrada del difusor, P_{t1} y T_{t1} . Al considerarse un proceso adiabático, la temperatura total a la entrada del difusor es idéntica a la temperatura total del flujo de aire aguas abajo T_{t0} .

$$T_{t1} = T_{t0} = T_0 \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_0^2 \right) = 440.46 \text{ K}$$

Sin embargo, no sucede lo mismo con las presiones, ya que existe una caída de presión total antes de entrar en el difusor por las ondas de choque. Tanto oblicuas como normal. La presión total a la entrada del difusor se calcula de la siguiente manera:

$$P_{t1} = \eta_r P_{t0} = \eta_r P_0 \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_0^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} = 196329.31 \text{ Pa}$$

Por último, es necesario calcular el parámetro de gasto másico MFP tras la onda de choque normal, es decir, con Mach 0.7018.

$$MFP_{M=0.7018} = M\sqrt{\gamma} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{\frac{-(\gamma+1)}{2(\gamma-1)}} = 0.62643$$

Con estos parámetros calculados ya es posible determinar el área necesaria para ingerir el gasto másico requerido en estas condiciones de vuelo.

$$A_1 = \frac{\dot{m}_0 \sqrt{T_{t1}} R}{MFP P_{t1}} = 0.2162 \text{ m}^2$$

Al tratarse las rampas y las ondas de choque oblicuas de elementos bidimensionales, la entrada del difusor debe tener sección cuadrada con lado:

$$l_1 = \sqrt{A_1} = 0.4650 \text{ m}$$

Conociendo el tamaño de la entrada del difusor, el cálculo del tamaño de las rampas se puede realizar mediante geometría básica. En la figura 6.4 se muestra el sistema de rampas del difusor en las condiciones de vuelo estudiadas en este apartado: Mach 2.23 y altitud de 12 km.

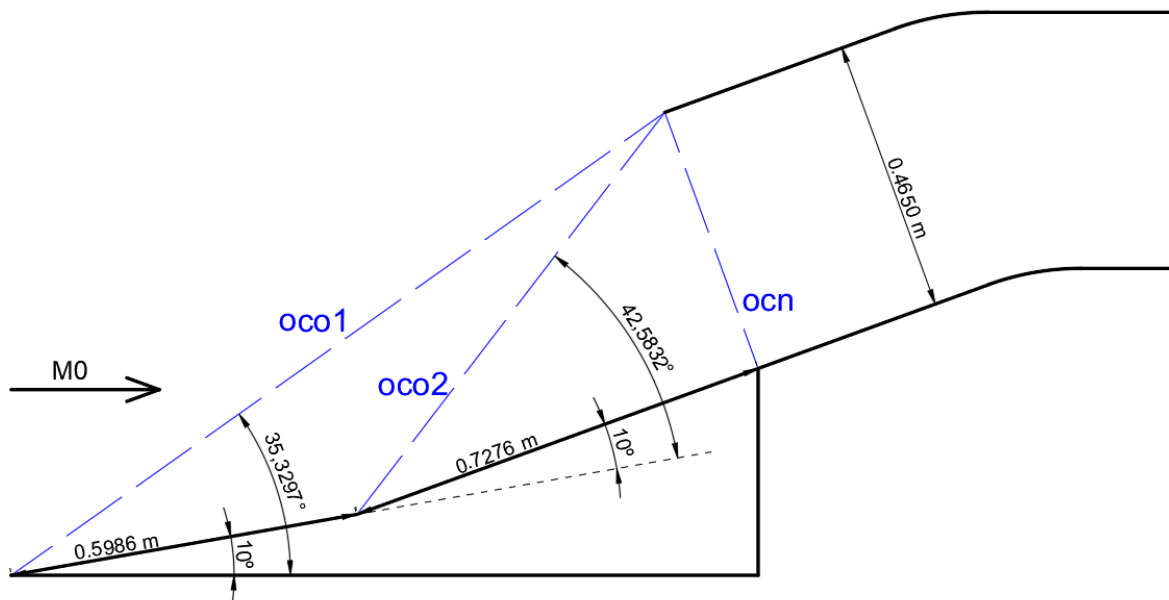


Figura 6.4: Esquema del nuevo difusor

Esta figura representa únicamente un esquema básico de un primer diseño del difusor. Al tratarse de un difusor supersónico, es necesario implementar una gran cantidad de elementos a este para mantener un buen rendimiento en otras

condiciones de operación: despegue, vuelo subsónico, vuelo supersónico bajo, etc. Algunos de estos sistemas son, por ejemplo, un separador de capa límite y unas compuertas dentro del difusor para poder realizar sangrados antes del compresor y mantener así la estabilidad del flujo de aire.

6.2 FAN

El objetivo principal de las turbomáquinas es intercambiar energía mecánica entre la propia turbomáquina y el fluido de trabajo. El diseño de estos dispositivos es una de las etapas más críticas y difíciles en el proceso de desarrollo de un motor, ya que no es posible avanzar con el hardware real hasta el momento en el que todos los componentes rotativos (compresores y turbinas) se encuentren en condiciones de funcionamiento [15].

El nuevo motor consta de dos ejes compresor-turbina, que girarán a velocidades de giro diferentes con gastos másicos diferentes. Por ello es necesario diseñar los dos compresores por separado: compresor de baja presión (fan) y compresor de alta presión. De igual manera, las turbinas deben diseñarse de forma independiente (apartados 6.5 y 6.6).

El fan del nuevo motor consistirá un compresor de tipo axial de varios escalones rotor-estator. Este tipo de compresores son los más utilizados en aviación debido a la facilidad de unir varias etapas seguidas, lo que permite obtener mayores saltos de presión que los compresores de tipo centrífugo. Además, la dirección del fluido se mantiene mayoritariamente axial, por lo que el área frontal del compresor es menor que en otro tipo de compresores [5]. Por este motivo, tanto el compresor de baja presión (fan) como el compresor de alta presión serán de tipo axial.

A la hora de realizar el estudio y diseño de los compresores axiales, es necesario presentar el concepto de “cascada de álabes” [6]. Se trata de estudiar un conjunto de perfiles aerodinámicos (álabes) que se encuentran situados verticalmente, y repitiéndose de forma infinita, tal y como se muestra en la figura 6.5. Es el resultado de “desenvolver” de forma conceptual las hileras de álabes estacionarios (estator) y rotativos (rotor) de la turbomáquina, bajo la suposición de que no se producen cambios en la velocidad radial.

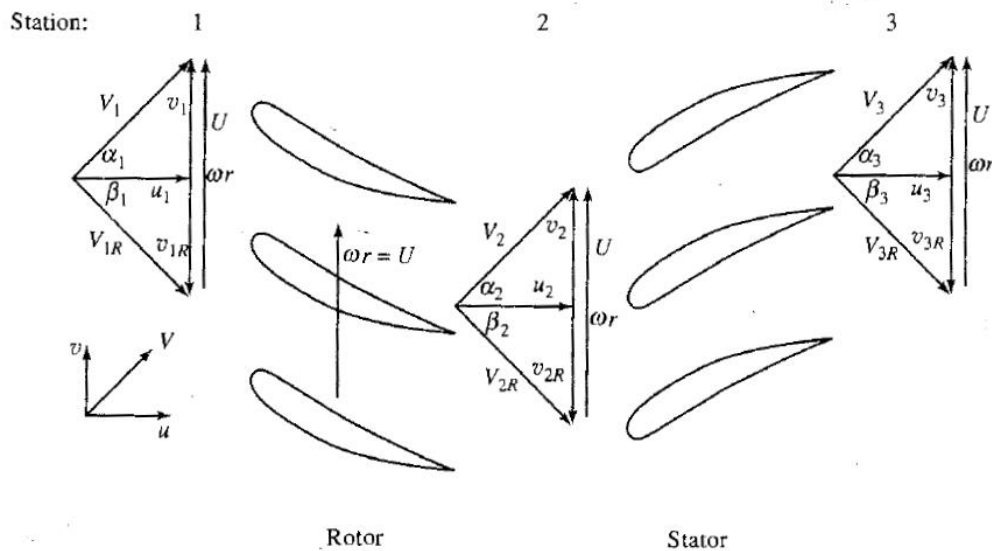


Figura 6.5: Cascada de álabes de un compresor axial [6]

En este estudio, cada cascada de álabes actúa como un pequeño difusor, buscándose con el diseño de los álabes conseguir un gran salto de presión estática, pero si incurrir en altas pérdidas de presión total y/o inestabilidades causadas por ondas de choque y/o separación de la capa límite [15].

En la figura 6.5 se muestra también los triángulos de velocidades generados por los álabes, siendo V la componente absoluta de la velocidad, y v y u las componentes tangencial y axial. El rotor cuenta con una velocidad de giro ω , por lo que, multiplicando esta velocidad por el radio de giro, se obtiene la velocidad lineal de giro del rotor U . Al disponer el rotor de una velocidad de giro, el fluido que llega a este tiene una velocidad relativa distinta a la absoluta, denominada V_R . Los ángulos que forman las velocidades, tanto absoluta como relativa, con el eje axial son α y β respectivamente. Los triángulos de velocidades se estudian a la entrada y a la salida de cada hilera de álabes, siendo el punto 1 la entrada del rotor, el punto 2 la salida del rotor y la entrada del estator, y el punto 3 la salida del estator, que, en el caso de encontrarse otra etapa tras el estator, el punto 3 de la primera etapa coincidiría con el punto 1 de la siguiente.

El teorema fundamental de las turbomáquinas de Euler [6] permite calcular el trabajo realizado por un compresor en función de los triángulos de velocidades de la figura 6.5, e igualando este trabajo al incremento de energía interna del fluido se obtiene:

$$c_p(T_{t2} - T_{t1}) = \omega(r_2 v_2 - r_1 v_1) \quad (6.7)$$

Al no disponer el estator de velocidad de giro, el trabajo realizado por este es nulo, por lo que todo el trabajo es realizado por el rotor, y, por lo tanto $T_{t2} = T_{t3}$. Por otro lado, una medida comúnmente empleada del grado de dificultad al diseñar cascadas de compresores con un buen comportamiento es el “factor de difusión” D . Este parámetro es una expresión analítica relacionada directamente con la magnitud del gradiente de presiones adverso que debe soportar la capa límite del extradós de un álabe, por lo que mide el riesgo de desprendimiento de la capa límite [15].

$$D = \left(1 - \frac{V_e}{V_i}\right) + \frac{v_i - v_e}{2\sigma V_i} \quad (6.8)$$

donde los subíndices i y e corresponden a la entrada (*inlet*) y salida (*exit*) respectivamente y σ la solidez del álabe (cociente entre la cuerda y el espaciado entre dos álabes consecutivos).

Cuanto mayor sea el factor de difusión menor número de etapas y menor número de álabes es necesario instalar. Sin embargo, debido a la separación de la capa límite en el extradós, existe un límite para el factor de difusión: a partir de 0.6, las pérdidas de presión total aumentan de forma drástica, como se muestra en la figura 6.6, por lo que los compresores axiales están limitados a valores del factor de difusión de 0.6 o inferiores.

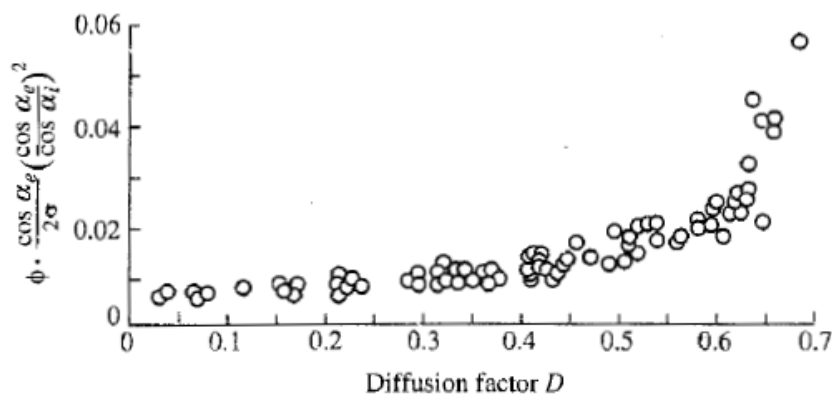


Figura 6.6: Pérdidas de presión total en función del factor de difusión [6]

Además del factor de difusión, un parámetro relevante en el estudio de las turbomáquinas axiales es el grado de reacción ${}^{\circ}R$, que mide el incremento de entalpía estática producida en el rotor frente al incremento de entalpía estática producido en el escalón completo.

$${}^{\circ}R = \frac{h_2 - h_1}{h_3 - h_1} = \frac{T_2 - T_1}{T_3 - T_1} \quad (6.9)$$

Por norma general, es deseable que el valor del grado de reacción tome un valor cercano a 0.5, lo que implica que el rotor y el estator producen el mismo incremento de entalpía estática. Por otro lado, es imprescindible que el grado de reacción nunca sea negativo, ya que en ese caso el compresor funcionaría como una turbina, extrayendo trabajo al fluido.

6.2.1 Diseño repetitivo

A la hora de realizar el diseño de un compresor, no existe una disposición de los álabes óptima o única, por lo que es necesario tomar una serie de decisiones de diseño. Para simplificar este proceso, se considera que la velocidad de salida de una etapa y el ángulo que forma con el eje axial son iguales que a la entrada de la siguiente etapa, manteniéndose constante los ángulos de entrada y salida en todas las etapas. Esta forma de diseño es conocida como “diseño repetitivo”.

Asimismo, el diseño de los triángulos de velocidades se realiza en el denominado “radio medio” r_m (punto intermedio entre la punta y la base del álabe), para posteriormente extrapolar los resultados a la totalidad del álabe a través de una ley de equilibrio radial.

A la hora de aplicar diseño repetitivo se tienen en cuenta las siguientes suposiciones [15]:

1. Cascada de álabes con geometría repetitiva: $\alpha_1 = \beta_2 = \alpha_3$, $\beta_1 = \alpha_3 = \beta_3$.
2. Flujo bidimensional, es decir, no existe velocidad radial (velocidad normal al plano formado por la cascada de álabes).
3. Velocidad axial constante: $u_1 = u_2 = u_3$.
4. La eficiencia politrópica representa las pérdidas de presión en cada etapa.
5. Radio medio constante.
6. Gas ideal con γ_c y R_c conocidos.

Para comenzar el análisis del diseño repetitivo, se asume que el factor de difusión, el Mach de entrada al rotor, la relación de calores específicos del fluido, la solidez y el rendimiento politrópico son datos conocidos. A continuación se muestra el proceso de análisis de diseño repetitivo [6]:

- 1) Aplicación de la ley de continuidad (conservación de la masa) para un fluido unidimensional:

$$\rho_1 u_1 A_1 = \rho_2 u_2 A_2 = \rho_3 u_3 A_3 \Rightarrow \rho_1 A_1 = \rho_2 A_2 = \rho_3 A_3 \quad (6.10)$$

- 2) Restricción de diseño repetitivo: Como $\beta_2 = \alpha_1$, entonces:

$$v_{2R} = v_1 = \omega r - v_2 \quad (6.11)$$

Adicionalmente, como $\beta_3 = \alpha_2$, entonces $v_{3R} = v_2$, y $v_3 = \omega r - v_{3R} = \omega r - v_2$,

$$v_3 = \omega r - v_{3R} = \omega r - v_2 \quad (6.12)$$

por lo que $v_3 = v_1$, es decir, las condiciones de velocidad a la salida de la etapa son idénticas a las condiciones de entrada de la siguiente etapa.

- 3) Factor de difusión: Al ser la velocidad axial constante, el factor de difusión (ec 6.8) puede expresarse únicamente en función de los ángulos de la velocidad con el eje axial:

$$D = 1 - \frac{\cos \alpha_2}{\cos \alpha_1} + \frac{\tan \alpha_2 - \tan \alpha_1}{2\sigma} \cos \alpha_2 \quad (6.13)$$

De esta manera, es posible calcular el ángulo de salida de la velocidad absoluta del rotor α_2 en función del factor de difusión, la solidez y ángulo de entrada de la velocidad absoluta del rotor:

$$\cos \alpha_2 = \frac{2\sigma(1-D)\Gamma + \sqrt{\Gamma^2 + 1 - 4\sigma^2(1-D)^2}}{\Gamma^2 + 1} \quad (6.14)$$

donde

$$\Gamma = \frac{2\sigma + \sin \alpha_1}{\cos \alpha_1} \quad (6.15)$$

- 4) Grado de reacción: Una característica especial del diseño repetitivo es el valor del grado de reacción, ya que este es exactamente 0.5

- 5) Salto de temperaturas totales en el escalón: Aplicando la ecuación 6.11 al teorema de Euler de las turbomáquinas (ec 6.7), y conociendo la condición de velocidad axial constante se obtiene:

$$\tau_s = \frac{T_{t3}}{T_{t1}} = \frac{(\gamma - 1)M_1^2}{1 + [(\gamma - 1)/2]M_1^2} \left(\frac{\cos^2 \alpha_1}{\cos^2 \alpha_2} - 1 \right) + 1 \quad (6.16)$$

Por lo tanto, para una geometría dada, el salto de temperaturas totales es proporcional a M_1^2 .

- 6) Salto de presiones totales en el escalón: Al disponerse del valor de la eficiencia politrópica, el valor del salto de presiones es

$$\pi_s = \frac{P_{t3}}{P_{t1}} = (\tau_s)^{\eta_c/(\gamma-1)} \quad (6.17)$$

- 7) Eficiencia del escalón: Relación entre la diferencia de temperaturas totales para una compresión isentrópica y la compresión real.

$$\eta_s = \frac{T_{t3i} - T_{t1}}{T_{t3} - T_{t1}} = \frac{\pi_s^{(\gamma-1)/\gamma} - 1}{\tau_s - 1} = \frac{\tau_s^{\eta_c} - 1}{\tau_s - 1} \quad (6.18)$$

- 8) Mach de salida del estator: Como la velocidad absoluta de entrada y salida son idénticas, entonces

$$\frac{M_3}{M_1} = \sqrt{\frac{T_3}{T_1}} = \sqrt{\frac{1}{\tau_s [(\gamma - 1)M_1^2/2] - (\gamma - 1)M_1^2/2}} \leq 1 \quad (6.19)$$

Como $T_3/T_1 > 1$, entonces $M_3/M_1 < 1$, es decir, el Mach va decreciendo gradualmente a medida que el fluido atraviesa el compresor, por lo que los efectos de compresibilidad van perdiendo importancia.

- 9) Cociente entre la velocidad de entrada y la velocidad lineal de giro: Al ser la velocidad absoluta de entrada

$$V_1 = \frac{u_1}{\cos \alpha_1} \quad (6.20)$$

y estar relacionadas las velocidades tangenciales del rotor con la velocidad de giro por la ecuación 6.11, entonces, al ser la velocidad axial constante, se obtiene:

$$\frac{V_1}{\omega r} = \frac{1}{(\cos \alpha_1)(\tan \alpha_1 + \tan \alpha_2)} \quad (6.21)$$

10) Mach de entrada relativo: Al mantenerse la velocidad axial constante, con la condición $\beta_1 = \alpha_2$

$$\frac{M_{1R}}{M_1} = \frac{\cos \alpha_1}{\cos \alpha_2} \quad (6.22)$$

Al ser $\alpha_2 > \alpha_1$, entonces el Mach relativo de entrada es superior al Mach de entrada absoluto, lo que puede implicar M_{1R} supersónicos si el valor de M_1 es demasiado elevado.

De esta manera, el comportamiento de cualquier escalón de compresor bajo la condición de diseño repetitivo puede ser calculado con valores dados de D , M_1 , γ , e_c y σ , seleccionando un valor de α_1 y siguiendo la siguiente secuencia:

Tabla 6.1: Secuencia de diseño repetitivo de un escalón de compresor axial

| Diseño repetitivo compresor |
|---|
| $\alpha_2 = f(D, \sigma, \alpha_1)$ |
| $\tau_s = f(M_1, \gamma, \alpha_1, \alpha_2)$ |
| $\pi_s = f(\tau_s, \gamma, e_c)$ |
| $\omega r / V_1 = f(\alpha_1, \alpha_2)$ |
| $M_{1R} / M_1 = f(\alpha_1, \alpha_2)$ |

6.2.2 Equilibrio radial

Los cálculos presentados en el apartado anterior corresponden a los triángulos de velocidades del radio medio. Sin embargo, al variar el radio y permanecer constante la velocidad de giro ω , la velocidad de giro lineal $U = \omega r$ no permanece constante, lo que provoca triángulos de velocidades distintos en cada altura del álabe.

Es necesario por lo tanto aplicar una ley de equilibrio radial que permita calcular los triángulos de velocidades en todos los puntos del álabe. A la hora de encontrar dicha ley, es necesario establecer antes una serie de suposiciones [15]:

1. Pérdidas constantes (entropía constante con el radio).

2. Trabajo constante (entalpía total constante).
3. No existen variaciones circunferenciales.
4. No existe velocidad radial

Del teorema fundamental de las turbomáquinas de Euler (ec 6.5) se deduce que, al reducir el radio, se reducirá a su vez el trabajo producido, por lo que es necesario incrementar la variación de velocidades tangenciales para mantener el trabajo generado por la turbomáquina constante.

Antes de poder empezar el análisis del equilibrio radial, es necesario conocer antes la geometría frontal del álabe, es decir, el radio en la punta (*tip*) r_t y el radio en la base (*hub*) r_h . En la figura 6.7 se muestra la nomenclatura y las ecuaciones necesarias para realizar el cálculo de dichos radios

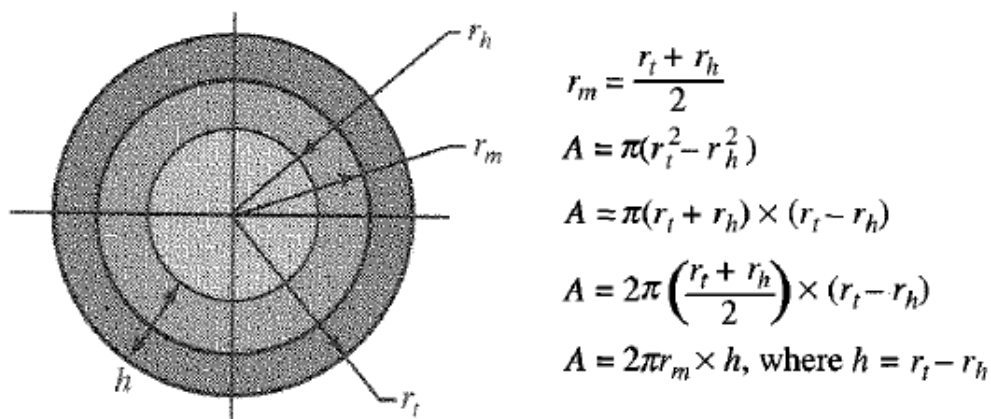


Figura 6.7: Dimensiones frontales de una etapa de álabes de compresor [15]

El área frontal en cada punto del escalón se puede calcular conociendo el Mach y las condiciones totales de temperatura y presión en ese punto:

$$MFP(M) = M\sqrt{\gamma} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{1} M^2 \right)^{\frac{\gamma + 1}{2(1 - \gamma)}} \tag{6.23}$$

$$A_z = \frac{\dot{m}_0 \sqrt{T_t R}}{P_t MFP \cos \alpha} \tag{6.24}$$

Al conocerse el radio medio y el área frontal, es posible calcular la altura del álabe h , y a partir de esta, los radios en la punta y en la base mediante las ecuaciones de la figura 6.7.

Conocidas las dimensiones frontales del escalón, ya es posible empezar el análisis del equilibrio radial [15]:

La ecuación diferencial de la entalpía total de una etapa sin velocidad radial se puede escribir como

$$dh_t = dh + \frac{d(u^2 + v^2)}{2} \quad (6.25)$$

Conociendo a su vez la ecuación de Gibbs

$$Tds = dh - \frac{dP}{\rho} \quad (6.26)$$

y, como se mencionó en las suposiciones iniciales, manteniendo la entropía s constante, el diferencial de entalpía estática es

$$dh = \frac{dP}{\rho} \quad (6.27)$$

Combinando las ecuaciones 6.25 y 6.27 se obtiene

$$dh_t = \frac{dP}{\rho} + \frac{d(u^2 + v^2)}{2} \quad (6.28)$$

La ecuación 6.28 puede reescribirse considerando la variación radial, obteniéndose

$$\frac{dh_t}{dr} = \frac{1}{\rho} \frac{dP}{dr} + \left(u \frac{du}{dr} + v \frac{dv}{dr} \right) \quad (6.29)$$

Para que se cumpla equilibrio radial en el elemento fluido, es necesario que el gradiente de presiones en la dirección radial sea igual a la aceleración centrífuga producida por el movimiento rotativo:

$$\frac{dP}{dr} = \frac{\rho v^2}{r} \quad (6.30)$$

Introduciendo este término en la ecuación 6.29 se obtiene

$$\frac{dh_t}{dr} = \left(u \frac{du}{dr} + v \frac{dv}{dr} + \frac{v^2}{r} \right) \quad (6.31)$$

Esta ecuación establece la relación entre las variaciones radiales de las 3 variables: h_t , v y u . En las suposiciones iniciales se estableció que el trabajo producido debe mantenerse constante con el radio, por lo que la ecuación 6.31 se convierten en

$$u \frac{du}{dr} + v \frac{dv}{dr} + \frac{v^2}{r} = 0 \quad (6.32)$$

Por lo tanto, es necesario definir alguna de las dos variables para poder calcular la otra variable. La forma más extendida de fijar alguna de las dos es mediante las distribuciones de torbellino. En estas, se asume que la velocidad tangencial v es función únicamente de dos constantes a y b , y un exponente n :

$$\begin{cases} v_1 = a \left(\frac{r}{r_m} \right)^n - b \frac{r_m}{r} \\ v_2 = a \left(\frac{r}{r_m} \right)^n + b \frac{r_m}{r} \end{cases} \quad (6.33)$$

De la ecuación de Euler (ec 6.5) se obtiene la constante b , ya que

$$\Delta h_t = \omega r (v_2 - v_1) = 2b\omega r_m \quad (6.34)$$

siendo esta independiente del radio. La constante a depende sin embargo del exponente n . En función del valor asignado a este exponente, se obtienen distintas equilibrios radiales. El más conocido y utilizado es la distribución de torbellino de vórtice libre, en la que el exponente toma un valor de $n = -1$, por lo que las ecuaciones 6.33 pasan a ser

$$\begin{cases} v_1 = (a - b) \frac{r_m}{r} \\ v_2 = (a + b) \frac{r_m}{r} \end{cases} \quad (6.35)$$

En este caso la velocidad tangencial varía inversamente con el radio, es decir, el producto del radio y la velocidad tangencial permanece constante en todos los radios:

$$vr = v_m r_m = \text{cte} \quad (6.36)$$

Sustituyendo en la ecuación 6.32 se obtiene

$$\frac{du}{dr} = 0 \quad (6.37)$$

Es decir, la velocidad axial permanece constante a lo largo del radio.

En el caso de diseño repetitivo, el grado de reacción queda expresado de la siguiente manera:

$${}^{\circ}R_c = 1 - \frac{a}{\omega r_m} \left(\frac{r_m}{r} \right)^2 \quad (6.38)$$

Donde la constante a se calcula evaluando esta ecuación en el radio medio

$$a = \omega r_m - (1 - {}^{\circ}R_{cm}) \quad (6.39)$$

Por lo tanto, al mantenerse la velocidad axial constante y variar la velocidad tangencial mediante la ecuación 6.36, ya son conocidos los triángulos de velocidades en cualquier punto del álabe, incluidos la punta y la base.

6.2.3 Análisis geométrico de los álabes

Una vez establecidos los triángulos de velocidad del escalón de compresor, el siguiente paso es diseñar físicamente los álabes que produzcan esos triángulos. En la figura 6.7 se muestra la nomenclatura utilizada para describir la geometría de los álabes de compresor. Como se puede observar, el ángulo geométrico de salida del álabe no coincide con el ángulo de salida de la velocidad. Esta desviación δ_c se puede calcular de forma aproximada mediante la regla de Carter para álabes de compresores axiales [6]:

$$\delta_c = \alpha_e - \gamma_e = \frac{\gamma_i - \gamma_e}{4\sqrt{\sigma}} \quad (6.40)$$

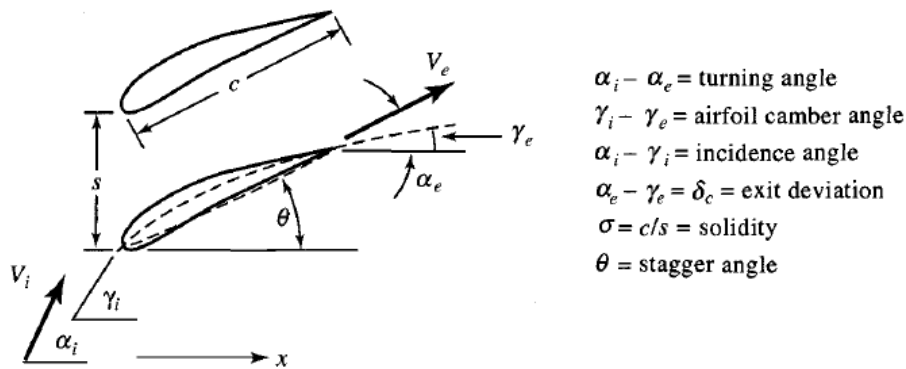


Figura 6.8: Nomenclatura de la geometría de álabes de compresor [15]

Aunque los ángulos de salida no coincidan, el ángulo de entrada geométrico del álabes y el ángulo de entrada de la velocidad si son iguales, por lo que a partir de la regla de Carter se puede calcular el ángulo de salida geométrico conociendo la solidez. Con los dos ángulos geométricos calculados se puede calcular a su vez el calado del perfil:

$$\theta = \frac{\gamma_i + \gamma_e}{2} \quad (6.41)$$

Por otro lado, al ser dato la solidez σ , si se conoce la cuerda del perfil se puede calcular el espaciado s de los perfiles. Aunque la cuerda no es dato, si lo es la relación entre la cuerda y la altura del álabes c/h , por lo que

$$c = \frac{c}{h} \frac{h_1 + h_2}{2} \quad (6.42)$$

$$s = \frac{c}{c/s} = \frac{c}{\sigma} \quad (6.43)$$

Calculado el espaciado entre los álabes, es posible calcular el número de álabes N° necesario para que se cumpla la solidez establecida en un radio específico.

$$N^\circ = \frac{2\pi r}{s} \quad (6.44)$$

Sin embargo, el número de álabes necesario varía en función de en qué radio se esté evaluando. Por ello, se escoge el número de álabes se calcula en el radio donde este sea mayor, es decir, en la punta del álabes.

$$N^\circ = (N^\circ)_t$$

Conociendo el ángulo de calado de los perfiles en cada radio del álabe, y las alturas de dichos álabes, es posible representar la vista lateral del escalón, tal y como se muestra en la figura

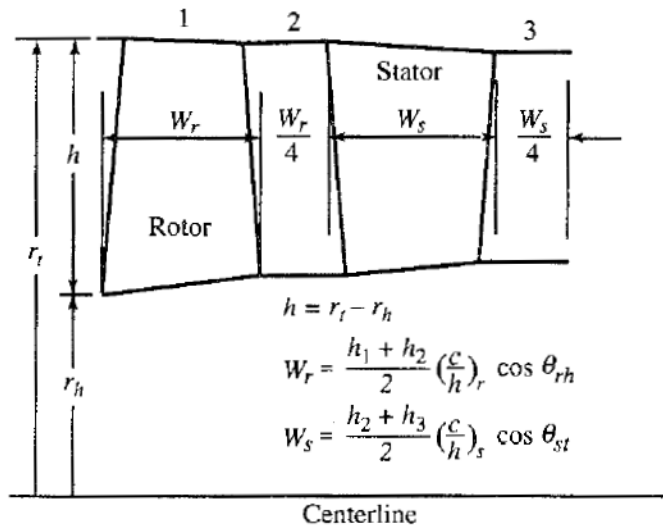


Figura 6.9: Dimensiones axiales de un escalón de compresor axial [6]

6.2.4 Esfuerzos centrífugos

Los álabes de las turbomáquinas axiales están sometidos a una gran cantidad de esfuerzos, tanto mecánicos como térmicos. Sin embargo, el esfuerzo más importante que tiene que soportar un álabe es el esfuerzo centrífugo [15]. Por ello, es necesario estudiar como estos esfuerzos actúan sobre el álabe, para poder de esta forma establecer una velocidad de giro ω que el álabe sea capaz de soportar. El esfuerzo máximo que soporta un álabe es en la base del mismo, por lo que el análisis de esfuerzos centrífugos se realiza en este punto [15]:

En la figura 6.10 se muestra la nomenclatura necesaria para desarrollar un modelo que analice los esfuerzos centrífugos en la base de un álabe de rotor.

La fuerza centrífuga actuando sobre la base del álabe A_h se expresa de la siguiente manera:

$$F_c = \int_{r_h}^{r_t} \rho \omega^2 A_b r dr \quad (6.45)$$

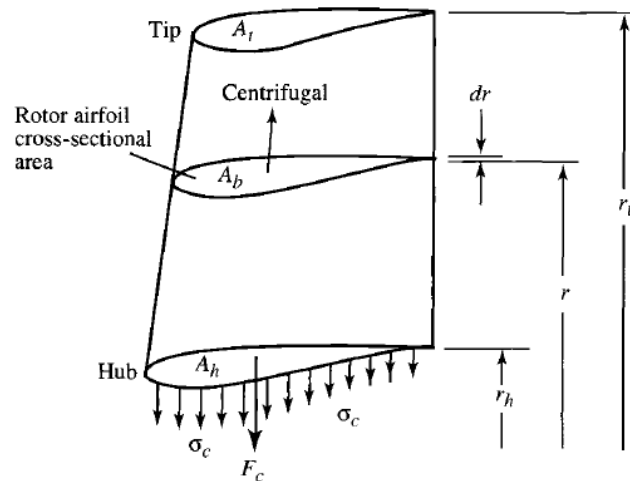


Figura 6.10: Nomenclatura de esfuerzos centrífugos en un álabe de rotor [15]

Por lo que el esfuerzo de tensión es

$$\sigma_c = \frac{F_c}{A_h} = \rho \omega^2 \int_{r_h}^{r_t} \frac{A_b}{A_h} r dr \quad (6.46)$$

Desarrollando esta ecuación se obtiene el esfuerzo centrífugo que sufre un álabe de rotor de la base del álabe:

$$\sigma_c = \frac{\rho \omega^2 A}{4\pi} \left(1 + \frac{A_t}{A_h} \right) \quad (6.47)$$

6.2.5 Elección de parámetros

Como se mencionó en el subapartado 6.2.1, el triángulo de velocidades depende de 7 variables independientes: D , M_1 , γ , e_f , σ y α_1 .

El rendimiento politrópico y la relación de calores específicos está fijada por el estudio paramétrico del ciclo termodinámico (capítulo 5), siendo sus valores:

$$\gamma = 1.4$$

$$e_f = 0.89$$

El factor de difusión, tal y como se expuso en el inicio de este apartado, tiene un valor límite de 0.6, por lo que se escoge un valor ligeramente inferior por seguridad de $D = 0.5$.

Por otro lado, la solidez en compresores de tipo fan de aeronaves de combate tiene un valor aproximado de 1 [6], por lo que se tomará este valor para la solidez.

Por lo tanto, solo quedan dos variables que fijar para el diseño del fan: el ángulo de entrada de la velocidad absoluta al rotor α_1 , y el Mach de entrada al rotor M_1 .

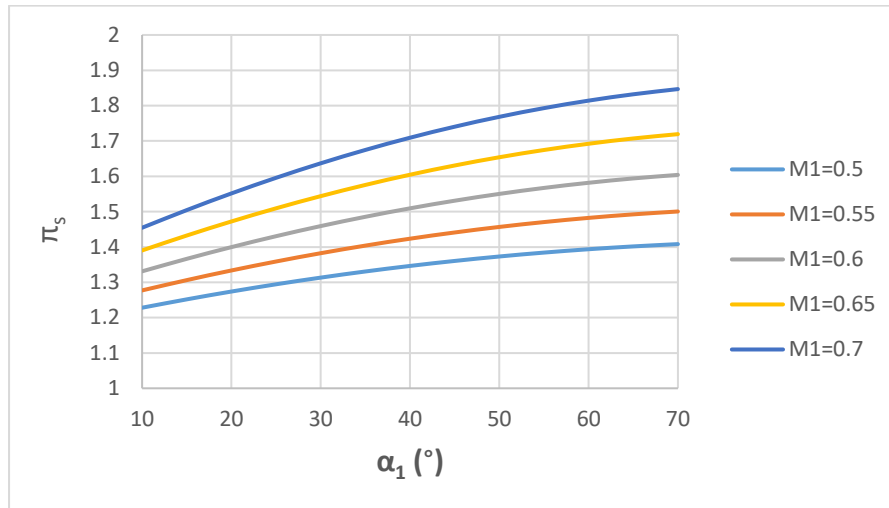


Figura 6.11: Variación de π_s en función de M_1 y α_1

En la figura 6.11 se muestra la° variación del salto de presión del escalón en función del número de Mach y el ángulo de la velocidad absoluta a la entrada del rotor. Como se puede observar, cuanto mayor es el Mach de entrada, mayor es el salto de presiones del escalón. Sin embargo, este valor está limitado, ya que si es demasiado elevado pueden producirse fenómenos de compresibilidad y ondas de choque en el rotor. Por ello, se escoge como valor definitivo del M_1 el máximo adoptado por los aviones de combate modernos: 0.65 [5].

Con respecto a α_1 , como se muestra en la figura 6.12, aumentar el ángulo de entrada al rotor aumenta el salto de presiones del escalón, lo que permite reducir a su vez el número de escalones necesarios para obtener el salto de presiones fijado en el estudio del ciclo termodinámico ($\pi_f = 3$), ya que el número de etapas necesarias aproximadamente son:

$$N^\circ \approx \frac{\ln(\pi_f)}{\ln(\pi_s)} \quad (6.48)$$

Sin embargo, el ángulo de entrada de la velocidad también está limitado físicamente, por el Número de Haller y el Mach de entrada relativo al rotor.

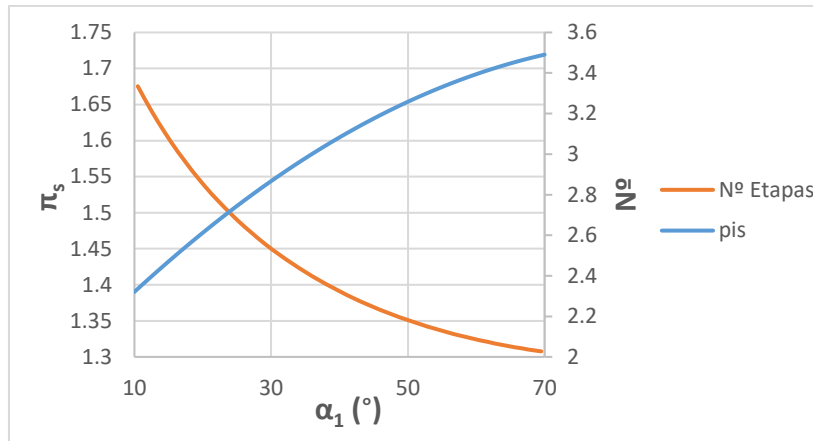


Figura 6.12: Variación de π_s y N en función de α_1

El número de Haller indica la relación entre las velocidades relativas de entrada y salida al rotor, teniendo esta relación como límite mínimo un valor de 0.72.

$$\text{Haller} = \frac{V_{2R}}{V_{1R}} = \frac{\cos \beta_1}{\cos \beta_2} = \frac{\cos \alpha_2}{\cos \alpha_1} \quad (6.49)$$

Es decir, la difusión de la velocidad no puede ser superior al 72%. Por otro lado, el Mach relativo y el Mach absoluto a la entrada se relacionan a través de la ecuación 6.22, aquí repetida:

$$M_{1R} = M_1 \frac{\cos \alpha_1}{\cos \alpha_2}$$

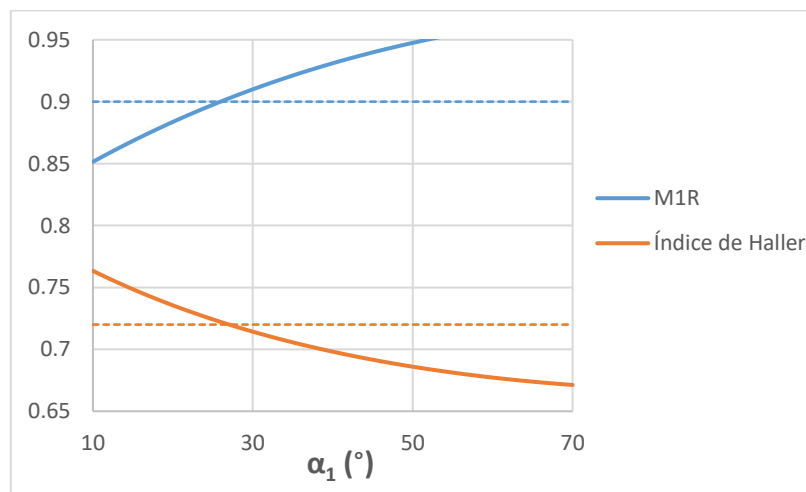


Figura 6.13: Haller y M_{1R} en función de α_1

Este parámetro no puede tomar valores superiores a 0.9 para no provocar fenómenos de compresibilidad y ondas de choque en el rotor. En la figura 6.13 se muestra la variación del número de Haller y el Mach relativo de entrada al rotor en función de α_1 , siendo el límite máximo para que ambas condiciones se cumplan $\alpha_1 = 27^\circ$. Se elige por lo tanto un valor de $\alpha_1 = 25^\circ$, cercano al límite máximo, pero con un pequeño margen de seguridad para asegurar el buen funcionamiento del fan. Para dotar a la velocidad de entrada al fan de este ángulo (ya que el fluido viene totalmente axial del difusor) es necesario instalar una etapa de álabes guía antes de los escalones rotor-estátor del fan.

En la tabla 6.2 se muestran los cálculos iniciales del primer escalón del fan mediante diseño repetitivo (ecuaciones 6.10-6.24), a partir de los cuales se desarrollan los triángulos de velocidades completos del primer escalón del fan.

Tabla 6.2: Datos y cálculos de diseño repetitivo del primer escalón del fan

| Datos | | Cálculos | |
|------------|----------------|----------------|----------------------|
| D | 0.5 | α_2 | 48.98° |
| σ | 1 | τ_s | 1.141 |
| M_1 | 0.65 | π_s | 1.510 |
| e_f | 0.89 | η_s | 0.883 |
| α_1 | 25° | M_3 | 0.605 |
| T_{1t} | 435.12 K | $V_1/\omega r$ | 0.683 |
| P_{1t} | 196329 Pa | M_{1R} | 0.898 |
| γ | 1.4 | Etapas | 3 |
| R | 288.86 J/(kgK) | Haller | 0.724 |
| c_9 | 1004 J/(kgK) | A_{z1} | 0.246 m ² |

La última variable por fijar es la velocidad de giro del eje de baja presión. Aunque no es necesario conocer ω para calcular los triángulos de velocidades del primer escalón, si lo es para calcular las dimensiones del fan: el radio medio y los radios en la base y en la punta de cada álabe y los triángulos asociados a cada radio. Por ello, es necesario conocer la velocidad de giro para poder llevar a cabo el diseño completo del fan.

La velocidad de giro del eje viene limitada por los esfuerzos que sufren los álabes de rotor, tanto del fan como de la turbina de baja presión. En este caso, al contar

el fan con unas dimensiones superiores debido al mayor gasto de aire que pasa a través de él, el límite de giro lo fijan los álabes del fan, y no los de la turbina de baja presión. Sin embargo, una vez diseñada la turbina de baja, es necesario comprobar que la velocidad de giro no supera el límite de los álabes de la misma. Al tener calculado el Área axial en la entrada del rotor, es posible calcular los esfuerzos centrífugos en la base de los álabes del rotor del primer escalón a través de la ecuación 6.47, aquí repetida:

$$\sigma_c = \frac{\rho\omega^2 A}{4\pi} \left(1 + \frac{A_t}{A_h}\right)$$

Se considera que el área del álabe en la punta A_t y en la base A_h son iguales, por lo que la ecuación quedaría de la siguiente manera:

$$\sigma_c = \frac{\rho\omega^2 A}{2\pi} \quad (6.50)$$

En esta ecuación hay 3 variables no conocidas: el esfuerzo soportado σ_c , la densidad del material ρ y la velocidad de giro ω . En este caso se quiere obtener una velocidad de giro lo más elevada posible, pero que el material sea capaz de resistirla. Para ello, se elige un material para los álabes del rotor, con unas características de resistencia mecánica y densidad específicas, y a partir de estos valores se obtiene la velocidad de giro del fan. Se calcula para la primera etapa del fan ya que. Al ser esta la que tiene un mayor área axial, sus álabes serán los más grandes, por lo que los esfuerzos de la primera etapa serán superiores a los del resto de etapas.

En los motores para aeronaves de combate actuales se utilizan aleaciones de titanio para la fabricación de los álabes del fan, siendo la más común la aleación Ti-6Al-4V [38]. La primera etapa del fan se encuentra a 128°C, por lo que es necesario conocer la resistencia mecánica de esta aleación en ese rango de temperaturas. En la tabla 6.3 se muestran el límite elástico y la densidad de la aleación de titanio Ti-6Al-4V en el rango de temperatura de trabajo del primer escalón del fan.

Tabla 6.3: Propiedades físicas del Ti-6Al-4V a 128°C [39]

| Ti-6Al-4V | |
|------------|------------------------|
| σ_y | 721.5 MPa |
| ρ | 4400 kg/m ³ |

Con estas propiedades, y teniendo en cuenta un factor de seguridad de 1.5, por lo que $\sigma_c = \sigma_y/1.5$, se puede calcular la velocidad de giro del fan a través de la ecuación 6.50:

$$\omega = \sqrt{\frac{(\sigma_y/1.5) 2\pi}{\rho A_{z1}}} = 1435 \text{ rad/s} = 13703 \text{ rpm}$$

Por lo que el radio medio del fan será

$$r_m = \frac{\omega r}{\omega} = 266.27 \text{ cm}$$

En este momento ya se tienen todos los datos necesarios para calcular los triángulos de velocidades de todas las etapas del fan tanto en el radio medio, como en la base y la punta. Para realizar todos los cálculos se utilizan las ecuaciones mostradas en la tabla 6.4.

Tabla 6.4: Ecuaciones para calcular los triángulos de velocidad de un compresor

| Ecuaciones compresor | |
|--|--|
| $\Gamma = \frac{2\sigma + \sin \alpha_1}{\cos \alpha_1}$ | $\begin{cases} T_{t1R} = T_{1R} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_{1R}^2\right) = T_{t2R} \\ P_{t1R} = P_{1R} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_{1R}^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = P_{t2R} \end{cases}$ |
| $\cos \alpha_2 = \frac{2\sigma(1-D)\Gamma + \sqrt{\Gamma^2 + 1 - 4\sigma^2(1-D)^2}}{\Gamma^2 + 1}$ | $\begin{cases} u_{2R} = V_{2R} \cos \beta_2 \\ v_{2R} = V_{2R} \sin \beta_2 \end{cases}$ |
| $T_{t3} = T_{t1} \frac{(\gamma-1)M_1^2}{1 + [(\gamma-1)/2]M_1^2} \left(\frac{\cos^2 \alpha_1}{\cos^2 \alpha_2} - 1\right) + 1$ | $M_{2R} = \frac{V_{2R}}{\sqrt{\gamma R T_{2R}}} = \sqrt{\gamma R T_{2R}}$ |
| $P_{t3} = P_{t1} (\tau_s)^{\gamma_e c / (\gamma-1)}$ | $\begin{cases} T_{2R} = T_{t2R} - \frac{V_{2R}^2}{2c_p} = T_2 \\ P_{2R} = \frac{P_{t2R}}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_{2R}^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} = P_2 \end{cases}$ |
| $M_3 = M_1 \sqrt{\frac{1}{\tau_s [(\gamma-1) M_1^2 / 2] - (\gamma-1) M_1^2 / 2}}$ | $M_2 = \frac{V_2}{\sqrt{\gamma R T_2}} = \sqrt{\gamma R T_2}$ |
| $P_1 = \frac{P_{t1}}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} = P_{1R}$ | $\begin{cases} T_{t2} = T_2 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2\right) \\ P_{t2} = P_2 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \end{cases}$ |

| | |
|--|--|
| $P_3 = \frac{P_{t3}}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_3^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}}$ | |
| $T_1 = \frac{T_{t1}}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2} = T_{1R}$ $T_3 = \frac{T_{t3}}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2}$ | $MFP_1 = M_1 \sqrt{\gamma} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}$ $MFP_2 = M_2 \sqrt{\gamma} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}$ $MFP_3 = M_3 \sqrt{\gamma} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_3^2\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}$ |
| $V_1 = M_1 \sqrt{\gamma R T_1} = V_{2R}$ $V_3 = M_1 \sqrt{\gamma R T_3}$ | $A_{z1} = \frac{\dot{m}_0 \sqrt{T_{t1} R}}{P_{t1} MFP_1 \cos \alpha_1}$ $A_{z2} = \frac{\dot{m}_0 \sqrt{T_{t2} R}}{P_{t2} MFP_2 \cos \alpha_2}$ $A_{z1} = \frac{\dot{m}_0 \sqrt{T_{t2} R}}{P_{t2} MFP_2 \cos \alpha_2}$ |
| $\begin{cases} u_1 = V_1 \cos \alpha_1 \\ v_1 = V_1 \sin \alpha_1 \\ u_3 = V_3 \cos \alpha_3 \\ v_3 = V_3 \sin \alpha_3 \end{cases}$ | $h_{1,2,3} = \frac{A_{z1,2,3}}{2\pi r_m}$ |
| $\begin{cases} u_2 = u_1 = u_3 \\ v_2 = u_2 \tan \alpha_2 \\ V_2 = \sqrt{u_2^2 + v_2^2} = V_{1R} \end{cases}$ | $\begin{cases} r_{h1,2,3} = r_m + h_{1,2,3}/2 \\ r_{t1,2,3} = r_m - h_{1,2,3}/2 \end{cases}$ |
| $\alpha_1 = \beta_2 = \alpha_3$ $\beta_1 = \alpha_2 = \beta_3$ | $\begin{cases} v_{h1,2,3} = \left(\frac{v_{1,2,3} r_m}{r_{h1,2,3}}\right) \\ v_{t1,2,3} = \left(\frac{v_{1,2,3} r_m}{r_{t1,2,3}}\right) \end{cases}$ |
| $\omega r = V_1 (\cos \alpha_1) (\tan \alpha_1 + \tan \alpha_2)$ | $\begin{cases} \alpha_{h1,2,3} = \tan^{-1} \left(\frac{v_{h1,2,3}}{u_{h1,2,3}}\right) \\ \alpha_{t1,2,3} = \tan^{-1} \left(\frac{v_{t1,2,3}}{u_{t1,2,3}}\right) \end{cases}$ |
| $\begin{cases} v_{1R} = \omega r - v_1 \\ u_{1R} = V_{1R} \cos \beta_1 \end{cases}$ | $\begin{cases} \beta_{h1,2,3} = \tan^{-1} \left(\frac{r_{h1,2,3} \omega - v_{h1,2,3}}{u_{h1,2,3}}\right) \\ \beta_{t1,2,3} = \tan^{-1} \left(\frac{r_{t1,2,3} \omega - v_{t1,2,3}}{u_{t1,2,3}}\right) \end{cases}$ |
| $M_{1R} = M_1 \frac{\cos \alpha_1}{\cos \alpha_2}$ | $\begin{cases} T_{t1R} = T_{1R} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_{1R}^2\right) = T_{t2R} \\ P_{t1R} = P_{1R} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_{1R}^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = P_{t2R} \end{cases}$ |

6.2.6 Escalones del fan

A continuación se muestran los triángulos de velocidades de los 3 escalones del fan en el radio medio (m), en la base (h) y en la punta (t) en las tablas 6.5 (primer escalón), 6.6 (segundo escalón) y 6.7 (tercer escalón)

Tabla 6.5: Triángulos de velocidades del primer escalón del Fan

| | Primer escalón Fan | | | | | | | | |
|--------------|--------------------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|
| | 1h | 1m | 1t | 2h | 2m | 2t | 3h | 3m | 3t |
| Pt (Pa) | 205169 | 196329 | 192661 | 370868 | 311800 | 285252 | 303690 | 296332 | 292433 |
| P (Pa) | 147802 | 147802 | 147802 | 191379 | 191379 | 191379 | 231363 | 231363 | 231363 |
| Tt (K) | 440.63 | 435.12 | 432.78 | 521.83 | 496.60 | 484.13 | 500.09 | 496.60 | 494.72 |
| T (K) | 401.22 | 401.22 | 401.22 | 431.96 | 431.96 | 431.96 | 462.70 | 462.70 | 462.70 |
| M | 0.701 | 0.650 | 0.627 | 1.020 | 0.865 | 0.777 | 0.636 | 0.605 | 0.588 |
| V (m/s) | 281.32 | 260.92 | 251.76 | 424.83 | 360.28 | 323.68 | 274.03 | 260.92 | 253.60 |
| u (m/s) | 236.47 | 236.47 | 236.47 | 236.47 | 236.47 | 236.47 | 236.47 | 236.47 | 236.47 |
| v (m/s) | 152.39 | 110.27 | 86.39 | 352.93 | 271.82 | 221.02 | 138.46 | 110.27 | 91.61 |
| α (°) | 32.80 | 25.00 | 20.07 | 56.18 | 48.98 | 43.07 | 30.35 | 25.00 | 21.18 |
| β (°) | 29.35 | 48.98 | 58.93 | -12.78 | 25.00 | 45.88 | | | |
| MFP | | 0.603 | | | 0.674 | | | 0.579 | |
| Az (m2) | | 0.246 | | | 0.205 | | | 0.181 | |
| r (m) | 0.193 | 0.266 | 0.340 | 0.205 | 0.266 | 0.327 | 0.212 | 0.266 | 0.320 |
| h (m) | | 0.147 | | | 0.122 | | | 0.108 | |

Tabla 6.6: Triángulos de velocidades del segundo escalón del Fan

| | Primer escalón Fan | | | | | | | | |
|--------------|--------------------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|
| | 1h | 1m | 1t | 2h | 2m | 2t | 3h | 3m | 3t |
| Pt (Pa) | 303690 | 296332 | 292433 | 495390 | 445853 | 418324 | 432831 | 426262 | 422203 |
| P (Pa) | 231363 | 231363 | 231363 | 289778 | 289778 | 289778 | 342304 | 342304 | 342304 |
| Tt (K) | 500.09 | 496.60 | 494.72 | 575.13 | 558.08 | 548.01 | 560.52 | 558.08 | 556.56 |
| T (K) | 462.70 | 462.70 | 462.70 | 493.44 | 493.44 | 493.44 | 524.18 | 524.18 | 524.18 |
| M | 0.636 | 0.605 | 0.588 | 0.910 | 0.809 | 0.744 | 0.589 | 0.569 | 0.556 |
| V (m/s) | 274.03 | 260.92 | 253.60 | 405.03 | 360.28 | 331.03 | 270.16 | 260.92 | 254.99 |
| u (m/s) | 236.47 | 236.47 | 236.47 | 236.47 | 236.47 | 236.47 | 236.47 | 236.47 | 236.47 |
| v (m/s) | 138.46 | 110.27 | 91.61 | 328.83 | 271.82 | 231.65 | 130.64 | 110.27 | 95.39 |
| α (°) | 30.35 | 25.00 | 21.18 | 54.28 | 48.98 | 44.41 | 28.92 | 25.00 | 21.97 |
| β (°) | 35.97 | 48.98 | 56.88 | -2.34 | 25.00 | 42.06 | | | |
| MFP | | 0.579 | | | 0.662 | | | 0.558 | |
| Az (m2) | | 0.181 | | | 0.154 | | | 0.139 | |
| r (m) | 0.212 | 0.266 | 0.320 | 0.220 | 0.266 | 0.312 | 0.225 | 0.266 | 0.308 |
| h (m) | | 0.108 | | | 0.092 | | | 0.083 | |

Tabla 6.7: Triángulos de velocidades del tercer escalón del Fan

| | Primer escalón Fan | | | | | | | | |
|--------------|--------------------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|
| | 1h | 1m | 1t | 2h | 2m | 2t | 3h | 3m | 3t |
| Pt (Pa) | 432831 | 426262 | 422203 | 658668 | 614512 | 586368 | 596362 | 590278 | 586107 |
| P (Pa) | 342304 | 342304 | 342304 | 417866 | 417866 | 417866 | 484749 | 484749 | 484749 |
| Tt (K) | 560.52 | 558.08 | 556.56 | 631.97 | 619.56 | 611.32 | 621.38 | 619.56 | 618.31 |
| T (K) | 524.18 | 524.18 | 524.18 | 554.92 | 554.92 | 554.92 | 585.66 | 585.66 | 585.66 |
| M | 0.589 | 0.569 | 0.556 | 0.833 | 0.763 | 0.713 | 0.552 | 0.538 | 0.528 |
| V (m/s) | 270.16 | 260.92 | 254.99 | 393.34 | 360.28 | 336.53 | 267.82 | 260.92 | 256.05 |
| u (m/s) | 236.47 | 236.47 | 236.47 | 236.47 | 236.47 | 236.47 | 236.47 | 236.47 | 236.47 |
| v (m/s) | 130.64 | 110.27 | 95.39 | 314.32 | 271.82 | 239.44 | 125.74 | 110.27 | 98.19 |
| α (°) | 28.92 | 25.00 | 21.97 | 53.04 | 48.98 | 45.36 | 28.00 | 25.00 | 22.55 |
| β (°) | 39.63 | 48.98 | 55.36 | 4.46 | 25.00 | 39.07 | | | |
| MFP | | 0.558 | | | 0.649 | | | 0.538 | |
| Az (m2) | | 0.139 | | | 0.120 | | | 0.110 | |
| r (m) | 0.225 | 0.266 | 0.308 | 0.230 | 0.266 | 0.302 | 0.234 | 0.266 | 0.299 |
| h (m) | | 0.083 | | | 0.072 | | | 0.066 | |

Con todos los triángulos de velocidades calculados se puede calcular a su vez el salto de presiones del fan completo:

$$\pi_f = \pi_1 \pi_2 \pi_3 = 2.99$$

Este valor es prácticamente idéntico al valor del salto de presiones establecido en el estudio del ciclo termodinámico $\pi_f = 3$, por lo que el fan diseñado cumple los requisitos necesarios para proseguir con el diseño de los siguientes componentes.

6.2.7 Geometría y número de álabes del fan

Con las ecuaciones expuestas en el subapartado 6.23, es posible calcular una serie de parámetros geométricos del álabe, tanto del rotor como del estator, de los tres escalones del fan: ángulo geométrico de entrada γ_i , ángulo geométrico de salida γ_e , ángulo de calado θ , cuerda c , espaciado s y el número de álabes N° .

Antes de poder realizar estos cálculos, es necesario establecer un valor para la relación entre la cuerda y la altura de los álabes (c/h). Este parámetro toma valores entre 0.3 (fan) y 1.2 (compresores de alta presión) aproximadamente para compresores axiales [6]. Al tratarse este caso de un fan para un motor de bajo índice de derivación, se establece un valor de $(c/h) = 0.5$ tanto para los álabes del rotor como los álabes del estator en los tres radios característicos del álabe (base, radio medio y punta).

Tabla 6.8: Características geométricas de los álabes del primer escalón del fan

| | Rotor | | | Estator | | |
|----------------|--------|--------|-------|---------|--------|-------|
| | Hub | Rmedio | Tip | Hub | Rmedio | Tip |
| γ_i (°) | 29.35 | 48.98 | 58.93 | 56.18 | 48.98 | 43.07 |
| γ_e (°) | -26.83 | 17.01 | 41.53 | 21.74 | 17.01 | 13.88 |
| θ (°) | 1.26 | 32.99 | 50.23 | 38.96 | 32.99 | 28.47 |
| c (cm) | 6.74 | 6.74 | 6.74 | 5.77 | 5.77 | 5.77 |
| s (cm) | 6.74 | 6.74 | 6.74 | 5.77 | 5.77 | 5.77 |
| N° | 18.54 | 24.82 | 31.11 | 22.71 | 28.99 | 35.27 |

Tabla 6.9: Características geométricas de los álabes del segundo escalón del fan

| | Rotor | | | Estator | | |
|----------------|--------|--------|-------|---------|--------|-------|
| | Hub | Rmedio | Tip | Hub | Rmedio | Tip |
| γ_i (°) | 35.97 | 48.98 | 56.88 | 54.28 | 48.98 | 44.41 |
| γ_e (°) | -15.11 | 17.01 | 37.11 | 20.46 | 17.01 | 14.49 |
| θ (°) | 10.43 | 32.99 | 47.00 | 37.37 | 32.99 | 29.45 |
| c (cm) | 5.02 | 5.02 | 5.02 | 4.38 | 4.38 | 4.38 |
| s (cm) | 5.02 | 5.02 | 5.02 | 4.38 | 4.38 | 4.38 |
| Nº | 27.05 | 33.33 | 39.61 | 31.88 | 38.16 | 44.44 |

Tabla 6.10: Características geométricas de los álabes del tercer escalón del fan

| | Rotor | | | Estator | | |
|----------------|-------|--------|-------|---------|--------|-------|
| | Hub | Rmedio | Tip | Hub | Rmedio | Tip |
| γ_i (°) | 39.63 | 48.98 | 55.36 | 53.04 | 48.98 | 45.36 |
| γ_e (°) | -7.27 | 17.01 | 33.64 | 19.65 | 17.01 | 14.95 |
| θ (°) | 16.18 | 32.99 | 44.50 | 36.35 | 32.99 | 30.15 |
| c (cm) | 3.88 | 3.88 | 3.88 | 3.44 | 3.44 | 3.44 |
| s (cm) | 3.88 | 3.88 | 3.88 | 3.44 | 3.44 | 3.44 |
| Nº | 36.88 | 43.16 | 49.45 | 42.38 | 48.66 | 54.95 |

A la hora de elegir el número de álabes de rotor y estator para cada escalón, se escoge el valor más alto entre base, radio medio y punta, y se redondea al número entero superior más cercano [6]. De este modo el número de álabes necesario para los distintos escalones del fan son:

Tabla 6.11: Número de álabes de las 3 etapas del fan

| Primer escalón | | Segundo escalón | | Tercer escalón | |
|----------------|---------|-----------------|---------|----------------|---------|
| Rotor | Estator | Rotor | Estator | Rotor | Estator |
| 32 | 36 | 40 | 45 | 50 | 55 |

Por último, es posible representar una sección lateral del fan, utilizando las relaciones de la figura 6.9. En las figuras 6.14 y 6.15 se muestran las dimensiones longitudinales del fan completo, así como las dimensiones radiales y las dimensiones de los álabes en todos sus radios. A la hora de representar los álabes de rotor se ha dejado un espaciado entre la punta de los mismos y la carcasa de 3 mm. Asimismo, en estas figuras se han representado elementos como la carcasa o las sujeciones de los álabes de rotor al eje, únicamente para

mejorar la visualización del fan, por lo que las medidas de esos elementos carecen de importancia al ser exclusivamente elementos visuales.

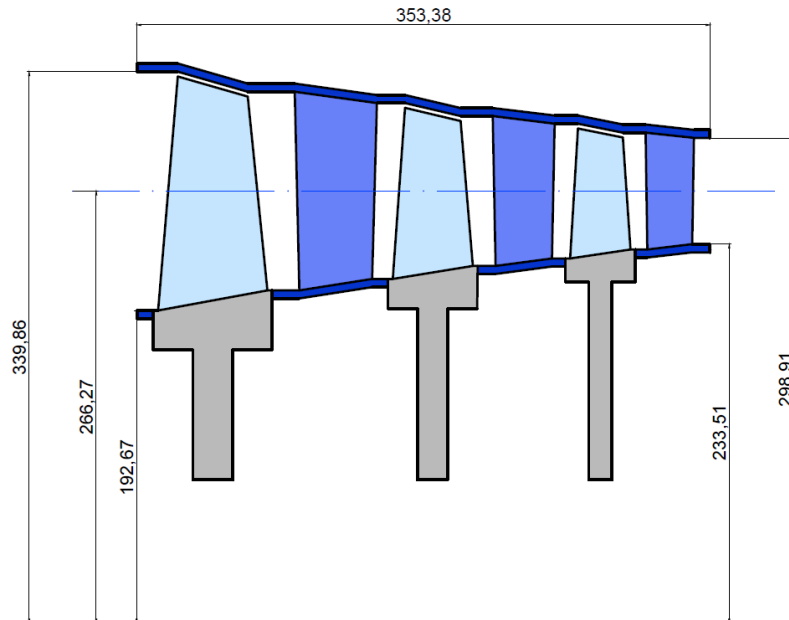


Figura 6.14: Esquema del fan con dimensiones axiales y radiales (en mm)

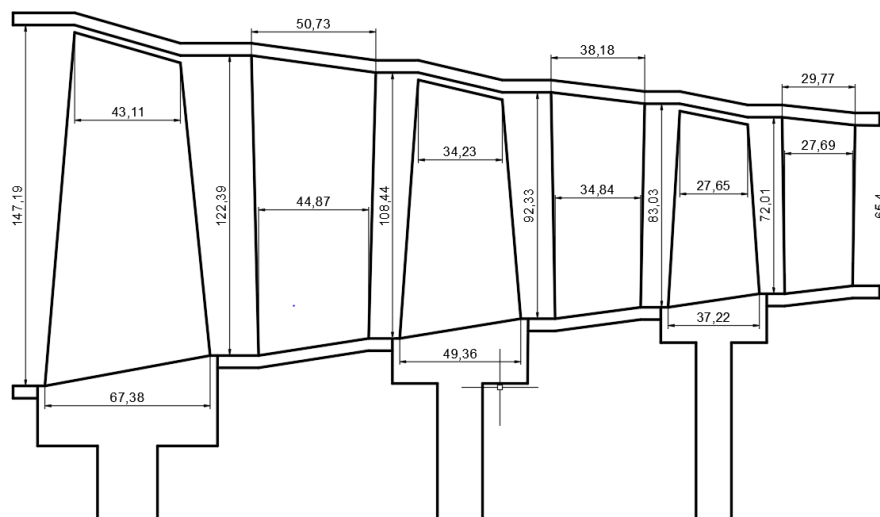


Figura 6.15: Esquema del fan con las medidas de los álabes (en mm)

Como se indica en la figura 6.9, la separación entre un álabes de rotor y el siguiente álabes de estator es $\frac{1}{4}$ de la longitud axial máxima del rotor, mientras que la separación entre un álabes de estator y el siguiente de rotor es $\frac{1}{4}$ de la longitud axial máxima del estator.

6.3 COMPRESOR DE ALTA PRESIÓN (HPC)

Al definir en el estudio paramétrico del ciclo termodinámico la configuración del nuevo motor como un turbofan, parte del gasto másico que sale del fan debe seguir comprimiéndose. Para mejorar esta segunda etapa de compresión, se instala otro compresor distinto al fan, denominado compresor de alta presión (HPC), como se observa en la figura 6.16. Este nuevo compresor de alta presión tendrá una velocidad de giro diferente a la velocidad del giro del fan, para maximizar su eficiencia.

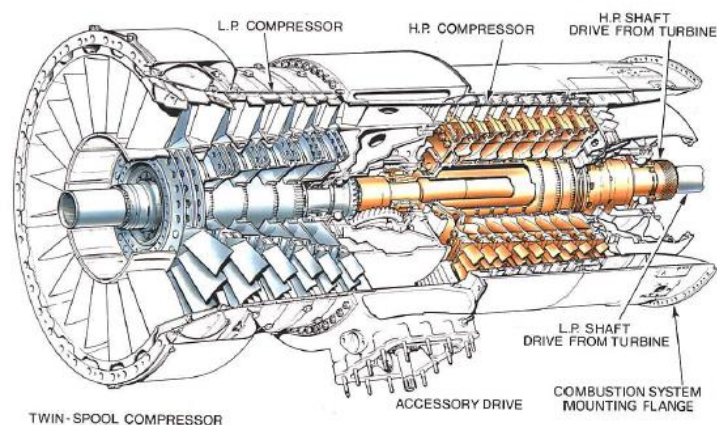


Figura 6.16: Compresor de dos etapas: Fan (o LPC) y HPC [40]

En primer lugar, es necesario conocer el salto de presiones que debe aportar el compresor de alta π_{HPC} . En el ciclo termodinámico se establecieron el salto de presiones del fan π_f y el salto de presiones de todas las etapas de compresor π_c . Por ello, π_c será el producto de los saltos de presiones de todas las etapas existentes:

$$\pi_c = \pi_f \cdot \pi_{HPC} \quad (6.51)$$

Por lo tanto, el salto de presiones del compresor de alta presión será:

$$\pi_{HPC} = \frac{\pi_c}{\pi_f} = \frac{21}{3} = 7$$

Con este parámetro definido ya es posible iniciar el diseño del compresor de alta presión.

6.3.1 Elección de parámetros

El diseño del compresor de alta presión es idéntico al diseño del fan, ya que ambos componentes son compresores axiales. Como consecuencia, para realizar el diseño del compresor de alta se utilizarán todas las fórmulas y conceptos expuestos en el apartado 6.2 (fan) de este capítulo.

Las condiciones de entrada al compresor de alta son idénticas a las condiciones de salida del fan, aunque en este caso el gasto másico de aire es menor debido a la derivación. El gasto másico del compresor es, por lo tanto

$$\dot{m}_c = \frac{\dot{m}_0}{1 + \alpha} = 57.05 \text{ kg/s}$$

Las condiciones de entrada al compresor de alta se muestran en la tabla 6.12.

Tabla 6.12: Propiedades del fluido a la entrada del compresor de alta presión

| Entrada HPC | |
|-------------|------------|
| P_t | 590278 Pa |
| T_t | 618.6 K |
| M | 0.538 |
| \dot{m}_c | 57.05 kg/s |

Al igual que en el diseño del fan, como consecuencia de aplicar diseño repetitivo las únicas variables de entrada a fijar son: D , M_1 , γ , e_c , σ y α_1 .

De igual manera que en el fan, γ y e_c están fijados por el ciclo termodinámico, siendo sus valores:

$$\gamma = 1.4$$

$$e_c = 0.9$$

Al ser el compresor de alta presión más pequeño que el fan, se escoge una solidez ligeramente mayor que la de este último, para disminuir el espaciado entre los álabes y como consecuencia la resistencia que estos generan en el fluido.

$$\sigma = 1.1$$

El factor de difusión tiene un límite físico de $D = 0.6$, y, de igual manera que en el diseño del fan, se escoge este un valor ligeramente inferior de $D = 0.5$.

Por último, las únicas dos variables que se deben de fijar son el Mach a la entrada del compresor y el ángulo de la velocidad a la entrada. En el caso del Mach, ya

que este se aproxima a los límites máximos experimentales ($M_1 \approx 0.6$), se elige el valor de salida de la salida del fan, $M_1 = 0.538$, para evitar tener que colocar un difusor/tobera antes del compresor para adecuar sus propiedades.

En el caso del ángulo de entrada, α_1 , lo más conveniente, al igual que con el Mach de entrada, sería mantener el mismo ángulo que el ángulo de salida del fan, para evitar la necesidad de instalar álabes guía a la entrada del compresor. Sin embargo, es necesario comprobar los dos límites establecidos en el diseño del fan: Haller > 0.72 y $M_1 < 0.9$.

En la figura 6.17 se muestra la variación de estos dos parámetros en función del ángulo de entrada. Como se puede observar, al ser la temperatura (311°C) superior a la temperatura de entrada del fan, no hay peligro de ondas de choques tomando α_1 cualquier valor. En el caso del índice de Haller, el ángulo máximo permitido es $\alpha_1 = 27^\circ$, por lo que es posible mantener un ángulo de $\alpha_1 = 25^\circ$ para el diseño del compresor.

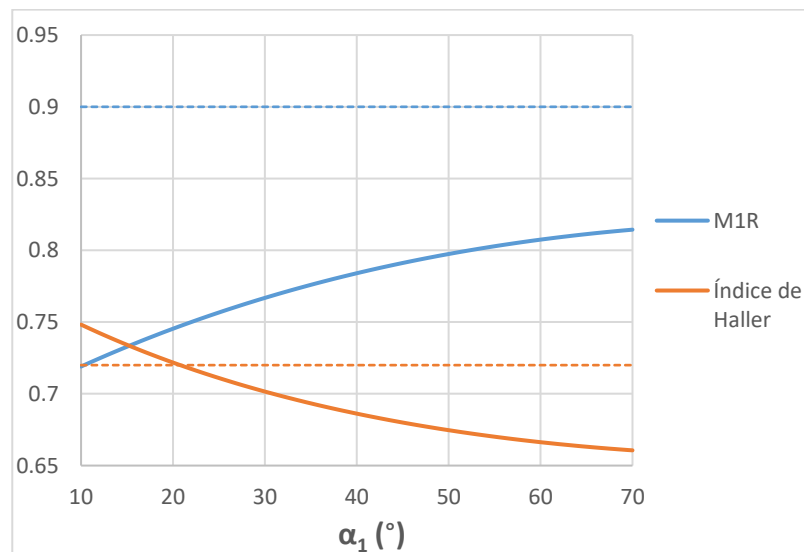


Figura 6.17: Haller y M_{1R} en función de α_1 (HPC)

En la tabla 6.13 se muestran los cálculos iniciales del primer escalón del compresor de alta mediante diseño repetitivo (ecuaciones 6.10-6.24), a partir de los cuales se desarrollan los triángulos de velocidades completos del primer escalón. El número de etapas se estima con la ecuación 6.48.

Tabla 6.13: Datos y cálculos de diseño repetitivo del primer escalón del HPC

| Datos | | Cálculos | |
|------------|----------------|----------------|----------------------|
| D | 0.5 | α_2 | 49.88° |
| σ | 1.1 | τ_s | 1.107 |
| M_1 | 0.538 | π_s | 1.378 |
| e_f | 0.9 | η_s | 0.896 |
| α_1 | 25° | M_3 | 0.510 |
| T_{1t} | 618.6 K | $V_1/\omega r$ | 0.668 |
| P_{1t} | 590278 Pa | M_{1R} | 0.757 |
| γ | 1.4 | Etapas | 7 |
| R | 288.86 J/(kgK) | Haller | 0.724 |
| c_p | 1004 J/(kgK) | A_{z1} | 0.246 m ² |

El último parámetro por fijar necesario para realizar el diseño del compresor de alta presión es la velocidad de giro del mismo, ω . A diferencia del eje de baja presión, tanto el compresor de alta como la turbina de alta mueven prácticamente el mismo gasto másico, por lo que en este caso los esfuerzos que debe soportar la turbina de alta son superiores a los del compresor de alta ya que su temperatura de trabajo es muy superior. Como consecuencia, la velocidad de giro del eje de alta la fija la turbina (ver apartado 6.5), siendo esta:

$$\omega = 1878 \text{ rad/s} = 17854 \text{ rpm}$$

Sin embargo, es necesario comprobar que el compresor de alta puede soportar los esfuerzos centrífugos generados por esta velocidad de giro. Para ello primero hay que determinar el material utilizado para la construcción de los álabes. En primera instancia, se aproxima la temperatura total de salida del compresor que, al ser esta muy elevada, el Mach de salida será bastante bajo y por lo tanto la temperatura total y la temperatura estática se aproximarán en gran medida.

$$T_{t3} = T_{t3.1} (\pi_{HCP})^{\frac{\gamma-1}{\gamma e_c}} = 1147.35 \text{ K} = 874.20 \text{ °C}$$

Esta temperatura es demasiado elevada para que la aleación de titanio Ti-6Al-4V utilizada en el fan pueda utilizarse (temperatura de trabajo máxima de 350°C [39]). Por ello, en los compresores de alta presión de los motores de aviación actuales se utilizan superaleaciones de Níquel, ya que tienen una gran resistencia

mecánica y resistencia a la temperatura [38]. Por ello se ha decidido utilizar la aleación NIMONIC 80A, cuyas propiedades de trabajo a una temperatura aproximada de 580°C (temperatura de entrada al compresor de alta) son:

Tabla 6.14: Propiedades físicas del NIMONIC 80A a 580°C [41]

| NIMONIC 80A | |
|-------------|------------------------|
| σ_y | 830 MPa |
| ρ | 8190 kg/m ³ |

Con estas propiedades, y teniendo en cuenta un factor de seguridad de 1.5, por lo que $\sigma_c = \sigma_y/1.5$, se puede calcular la velocidad de giro máxima que podría soportar el compresor a partir de la ecuación 6.50 en el primer rotor (punto de esfuerzo máximo):

$$\omega = \sqrt{\frac{(\sigma_y/1.5) 2\pi}{\rho A_{z1}}} = 2266 \text{ rad/s} > 1870 \text{ rad/s}$$

Al ser superior esta velocidad de giro a la fijada por la turbina de alta presión, se concluye que el material utilizado para el compresor de alta presión soportará los esfuerzos centrífugos creados por la rotación de los álabes.

Por lo tanto, el radio medio del compresor de alta será:

$$r_m = \frac{\omega r}{\omega} = 208.9 \text{ cm}$$

En este momento ya se tienen todos los datos necesarios para calcular los triángulos de velocidades de todas las etapas del compresor de alta presión, tanto en el radio medio, como en la base y la punta. Para realizar todos los cálculos se utilizan las ecuaciones mostradas en la tabla 6.4.

6.3.2 Escalones del compresor de alta presión

A continuación se muestran los triángulos de velocidades de los 7 escalones del compresor de alta presión en el radio medio (m), en la base (h) y en la punta (t) en las tablas 6.15 (primer escalón), 6.16 (segundo escalón) y 6.17 (tercer escalón), 6.18 (cuarto escalón), 6.19 (quinto escalón), 6.20 (sexto escalón), 6.21 (séptimo escalón),

Tabla 6.15: Triángulos de velocidades del primer escalón del compresor de alta

| | Primer escalón HPC | | | | | | | | |
|----------------------|--------------------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|
| | 1h | 1m | 1t | 2h | 2m | 2t | 3h | 3m | 3t |
| Pt (Pa) | 598117 | 590278 | 585350 | 898762 | 842635 | 806330 | 820471 | 813169 | 808105 |
| P (Pa) | 484749 | 484749 | 484749 | 587809 | 587809 | 587809 | 680967 | 680967 | 680967 |
| Tt (K) | 620.90 | 618.56 | 617.08 | 697.51 | 684.77 | 676.21 | 686.53 | 684.77 | 683.55 |
| T (K) | 584.71 | 584.71 | 584.71 | 617.82 | 617.82 | 617.82 | 650.93 | 650.93 | 650.93 |
| M | 0.556 | 0.538 | 0.526 | 0.803 | 0.736 | 0.687 | 0.523 | 0.510 | 0.501 |
| V (m/s) | 269.55 | 260.71 | 254.94 | 400.02 | 366.67 | 342.43 | 267.37 | 260.71 | 255.96 |
| u (m/s) | 236.28 | 236.28 | 236.28 | 236.28 | 236.28 | 236.28 | 236.28 | 236.28 | 236.28 |
| v (m/s) | 129.73 | 110.18 | 95.75 | 322.78 | 280.39 | 247.84 | 125.12 | 110.18 | 98.42 |
| α (°) | 28.77 | 25.00 | 22.06 | 53.80 | 49.88 | 46.37 | 27.90 | 25.00 | 22.61 |
| β (°) | 41.05 | 49.88 | 55.97 | 4.55 | 25.00 | 39.05 | | | |
| MFP | | 0.538 | | | 0.640 | | | 0.518 | |
| Az (m ²) | | 0.083 | | | 0.072 | | | 0.065 | |
| r (m) | 0.177 | 0.209 | 0.240 | 0.181 | 0.209 | 0.236 | 0.184 | 0.209 | 0.234 |
| h (m) | | 0.063 | | | 0.055 | | | 0.050 | |

Tabla 6.16: Triángulos de velocidades del segundo escalón del compresor de alta

| | Segundo escalón HPC | | | | | | | | |
|----------------------|---------------------|--------|--------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|
| | 1h | 1m | 1t | 2h | 2m | 2t | 3h | 3m | 3t |
| Pt (Pa) | 820471 | 813169 | 808105 | 1175312 | 1123270 | 1086453 | 1094499 | 1087561 | 1082399 |
| P (Pa) | 680967 | 680967 | 680967 | 810096 | 810096 | 810096 | 925448 | 925448 | 925448 |
| Tt (K) | 686.53 | 684.77 | 683.55 | 760.77 | 750.99 | 743.87 | 752.36 | 750.99 | 749.97 |
| T (K) | 650.93 | 650.93 | 650.93 | 684.03 | 684.03 | 684.03 | 717.14 | 717.14 | 717.14 |
| M | 0.523 | 0.510 | 0.501 | 0.749 | 0.700 | 0.661 | 0.495 | 0.486 | 0.478 |
| V (m/s) | 267.37 | 260.71 | 255.96 | 392.54 | 366.67 | 346.64 | 265.91 | 260.71 | 256.75 |
| u (m/s) | 236.28 | 236.28 | 236.28 | 236.28 | 236.28 | 236.28 | 236.28 | 236.28 | 236.28 |
| v (m/s) | 125.12 | 110.18 | 98.42 | 313.47 | 280.39 | 253.63 | 121.99 | 110.18 | 100.45 |
| α (°) | 27.90 | 25.00 | 22.61 | 52.99 | 49.88 | 47.03 | 27.31 | 25.00 | 23.03 |
| β (°) | 43.15 | 49.88 | 54.89 | 9.04 | 25.00 | 36.75 | | | |
| MFP | | 0.518 | | | 0.626 | | | 0.501 | |
| Az (m ²) | | 0.065 | | | 0.058 | | | 0.053 | |
| r (m) | 0.184 | 0.209 | 0.234 | 0.187 | 0.209 | 0.231 | 0.189 | 0.209 | 0.229 |
| h (m) | | 0.050 | | | 0.044 | | | 0.040 | |

Tabla 6.17: Triángulos de velocidades del tercer escalón del compresor de alta

| | Tercer escalón HPC | | | | | | | | |
|----------------------|--------------------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|
| | 1h | 1m | 1t | 2h | 2m | 2t | 3h | 3m | 3t |
| Pt (Pa) | 1094499 | 1087561 | 1082399 | 1511017 | 1461820 | 1424686 | 1425897 | 1419220 | 1413986 |
| P (Pa) | 925448 | 925448 | 925448 | 1083813 | 1083813 | 1083813 | 1223911 | 1223911 | 1223911 |
| Tt (K) | 752.36 | 750.99 | 749.97 | 824.97 | 817.21 | 811.22 | 818.30 | 817.21 | 816.34 |
| T (K) | 717.14 | 717.14 | 717.14 | 750.25 | 750.25 | 750.25 | 783.36 | 783.36 | 783.36 |
| M | 0.495 | 0.486 | 0.478 | 0.706 | 0.668 | 0.637 | 0.472 | 0.465 | 0.459 |
| V (m/s) | 265.91 | 260.71 | 256.75 | 387.35 | 366.67 | 349.90 | 264.90 | 260.71 | 257.36 |
| u (m/s) | 236.28 | 236.28 | 236.28 | 236.28 | 236.28 | 236.28 | 236.28 | 236.28 | 236.28 |
| v (m/s) | 121.99 | 110.18 | 100.45 | 306.94 | 280.39 | 258.07 | 119.76 | 110.18 | 102.02 |
| α (°) | 27.31 | 25.00 | 23.03 | 52.41 | 49.88 | 47.52 | 26.88 | 25.00 | 23.35 |
| β (°) | 44.57 | 49.88 | 54.06 | 12.21 | 25.00 | 34.93 | | | |
| MFP | | 0.501 | | | 0.612 | | | 0.484 | |
| Az (m ²) | | 0.053 | | | 0.047 | | | 0.044 | |
| r (m) | 0.189 | 0.209 | 0.229 | 0.191 | 0.209 | 0.227 | 0.192 | 0.209 | 0.226 |
| h (m) | | 0.040 | | | 0.036 | | | 0.033 | |

Tabla 6.18: Triángulos de velocidades del cuarto escalón del compresor de alta

| | Cuarto escalón HPC | | | | | | | | |
|----------------------|--------------------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|
| | 1h | 1m | 1t | 2h | 2m | 2t | 3h | 3m | 3t |
| Pt (Pa) | 1425897 | 1419220 | 1413986 | 1911245 | 1864135 | 1826814 | 1820471 | 1813989 | 1808702 |
| P (Pa) | 1223911 | 1223911 | 1223911 | 1414724 | 1414724 | 1414724 | 1582157 | 1582157 | 1582157 |
| Tt (K) | 818.30 | 817.21 | 816.34 | 889.74 | 883.42 | 878.33 | 884.32 | 883.42 | 882.68 |
| T (K) | 783.36 | 783.36 | 783.36 | 816.46 | 816.46 | 816.46 | 849.57 | 849.57 | 849.57 |
| M | 0.472 | 0.465 | 0.459 | 0.670 | 0.640 | 0.616 | 0.452 | 0.446 | 0.441 |
| V (m/s) | 264.90 | 260.71 | 257.36 | 383.59 | 366.67 | 352.46 | 264.15 | 260.71 | 257.86 |
| u (m/s) | 236.28 | 236.28 | 236.28 | 236.28 | 236.28 | 236.28 | 236.28 | 236.28 | 236.28 |
| v (m/s) | 119.76 | 110.18 | 102.02 | 302.18 | 280.39 | 261.53 | 118.10 | 110.18 | 103.25 |
| α (°) | 26.88 | 25.00 | 23.35 | 51.98 | 49.88 | 47.90 | 26.56 | 25.00 | 23.60 |
| β (°) | 45.58 | 49.88 | 53.41 | 14.52 | 25.00 | 33.47 | | | |
| MFP | | 0.484 | | | 0.598 | | | 0.470 | |
| Az (m ²) | | 0.044 | | | 0.040 | | | 0.037 | |
| r (m) | 0.192 | 0.209 | 0.226 | 0.194 | 0.209 | 0.224 | 0.195 | 0.209 | 0.223 |
| h (m) | | 0.033 | | | 0.030 | | | 0.028 | |

Tabla 6.19: Triángulos de velocidades del quinto escalón del compresor de alta

| | Quinto escalón HPC | | | | | | | | |
|----------------------|--------------------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|
| | 1h | 1m | 1t | 2h | 2m | 2t | 3h | 3m | 3t |
| Pt (Pa) | 1820471 | 1813989 | 1808702 | 2381656 | 2336138 | 2298717 | 2284114 | 2277782 | 2272456 |
| P (Pa) | 1582157 | 1582157 | 1582157 | 1808673 | 1808673 | 1808673 | 2006060 | 2006060 | 2006060 |
| Tt (K) | 884.32 | 883.42 | 882.68 | 954.89 | 949.64 | 945.27 | 950.39 | 949.64 | 949.00 |
| T (K) | 849.57 | 849.57 | 849.57 | 882.68 | 882.68 | 882.68 | 915.79 | 915.79 | 915.79 |
| M | 0.452 | 0.446 | 0.441 | 0.640 | 0.616 | 0.595 | 0.435 | 0.430 | 0.426 |
| V (m/s) | 264.15 | 260.71 | 257.86 | 380.78 | 366.67 | 354.50 | 263.59 | 260.71 | 258.25 |
| u (m/s) | 236.28 | 236.28 | 236.28 | 236.28 | 236.28 | 236.28 | 236.28 | 236.28 | 236.28 |
| v (m/s) | 118.10 | 110.18 | 103.25 | 298.60 | 280.39 | 264.28 | 116.84 | 110.18 | 104.23 |
| α (°) | 26.56 | 25.00 | 23.60 | 51.65 | 49.88 | 48.20 | 26.31 | 25.00 | 23.80 |
| β (°) | 46.32 | 49.88 | 52.89 | 16.26 | 25.00 | 32.30 | | | |
| MFP | | 0.470 | | | 0.585 | | | 0.456 | |
| Az (m ²) | | 0.037 | | | 0.033 | | | 0.031 | |
| r (m) | 0.195 | 0.209 | 0.223 | 0.196 | 0.209 | 0.222 | 0.197 | 0.209 | 0.221 |
| h (m) | | 0.028 | | | 0.025 | | | 0.024 | |

Tabla 6.20: Triángulos de velocidades del sexto escalón del compresor de alta

| | Sexto escalón HPC | | | | | | | | |
|----------------------|-------------------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|
| | 1h | 1m | 1t | 2h | 2m | 2t | 3h | 3m | 3t |
| Pt (Pa) | 2284114 | 2277782 | 2272456 | 2928084 | 2883817 | 2846355 | 2822794 | 2816581 | 2811226 |
| P (Pa) | 2006060 | 2006060 | 2006060 | 2271571 | 2271571 | 2271571 | 2501565 | 2501565 | 2501565 |
| Tt (K) | 950.39 | 949.64 | 949.00 | 1020.28 | 1015.85 | 1012.06 | 1016.49 | 1015.85 | 1015.30 |
| T (K) | 915.79 | 915.79 | 915.79 | 948.90 | 948.90 | 948.90 | 982.00 | 982.00 | 982.00 |
| M | 0.435 | 0.430 | 0.426 | 0.613 | 0.594 | 0.577 | 0.419 | 0.415 | 0.412 |
| V (m/s) | 263.59 | 260.71 | 258.25 | 378.61 | 366.67 | 356.15 | 263.16 | 260.71 | 258.57 |
| u (m/s) | 236.28 | 236.28 | 236.28 | 236.28 | 236.28 | 236.28 | 236.28 | 236.28 | 236.28 |
| v (m/s) | 116.84 | 110.18 | 104.23 | 295.83 | 280.39 | 266.48 | 115.86 | 110.18 | 105.03 |
| α (°) | 26.31 | 25.00 | 23.80 | 51.39 | 49.88 | 48.44 | 26.12 | 25.00 | 23.97 |
| β (°) | 46.89 | 49.88 | 52.48 | 17.60 | 25.00 | 31.34 | | | |
| MFP | | 0.456 | | | 0.573 | | | 0.444 | |
| Az (m ²) | | 0.031 | | | 0.029 | | | 0.027 | |
| r (m) | 0.197 | 0.209 | 0.221 | 0.198 | 0.209 | 0.220 | 0.199 | 0.209 | 0.219 |
| h (m) | | 0.024 | | | 0.022 | | | 0.020 | |

Tabla 6.21: Triángulos de velocidades del séptimo escalón del compresor de alta

| | Séptimo escalón HPC | | | | | | | | |
|--------------|---------------------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|
| | 1h | 1m | 1t | 2h | 2m | 2t | 3h | 3m | 3t |
| Pt (Pa) | 2822794 | 2816581 | 2811226 | 3556482 | 3513225 | 3475759 | 3442547 | 3436430 | 3431054 |
| P (Pa) | 2501565 | 2501565 | 2501565 | 2809402 | 2809402 | 2809402 | 3074679 | 3074679 | 3074679 |
| Tt (K) | 1016.49 | 1015.85 | 1015.30 | 1085.86 | 1082.07 | 1078.76 | 1082.62 | 1082.07 | 1081.58 |
| T (K) | 982.00 | 982.00 | 982.00 | 1015.11 | 1015.11 | 1015.11 | 1048.22 | 1048.22 | 1048.22 |
| M | 0.419 | 0.415 | 0.412 | 0.590 | 0.574 | 0.560 | 0.405 | 0.402 | 0.399 |
| V (m/s) | 263.16 | 260.71 | 258.57 | 376.91 | 366.67 | 357.50 | 262.82 | 260.71 | 258.84 |
| u (m/s) | 236.28 | 236.28 | 236.28 | 236.28 | 236.28 | 236.28 | 236.28 | 236.28 | 236.28 |
| v (m/s) | 115.86 | 110.18 | 105.03 | 293.65 | 280.39 | 268.28 | 115.08 | 110.18 | 105.68 |
| α (°) | 26.12 | 25.00 | 23.97 | 51.18 | 49.88 | 48.63 | 25.97 | 25.00 | 24.10 |
| β (°) | 47.33 | 49.88 | 52.14 | 18.66 | 25.00 | 30.54 | | | |
| MFP | | 0.444 | | | 0.561 | | | 0.432 | |
| Az (m2) | | 0.027 | | | 0.025 | | | 0.023 | |
| r (m) | 0.199 | 0.209 | 0.219 | 0.199 | 0.209 | 0.218 | 0.200 | 0.209 | 0.218 |
| h (m) | | 0.020 | | | 0.019 | | | 0.018 | |

Con todos los triángulos de velocidades calculados se puede calcular a su vez el salto de presiones del compresor de alta presión completo:

$$\pi_f = \pi_1\pi_2\pi_3\pi_4\pi_5\pi_6\pi_7 = 5.823$$

Este valor es inferior al definido por el ciclo de $\pi_f = 7$. Esto se debe a que, a la hora de estimar el número de etapas necesarias, se asume que el salto de presiones en cada etapa es igual. Sin embargo, a medida que se va comprimiendo el aire, el salto de presiones totales por etapa para un mismo triángulo de velocidades se reduce, tal y como se observa en la figura 6.18.

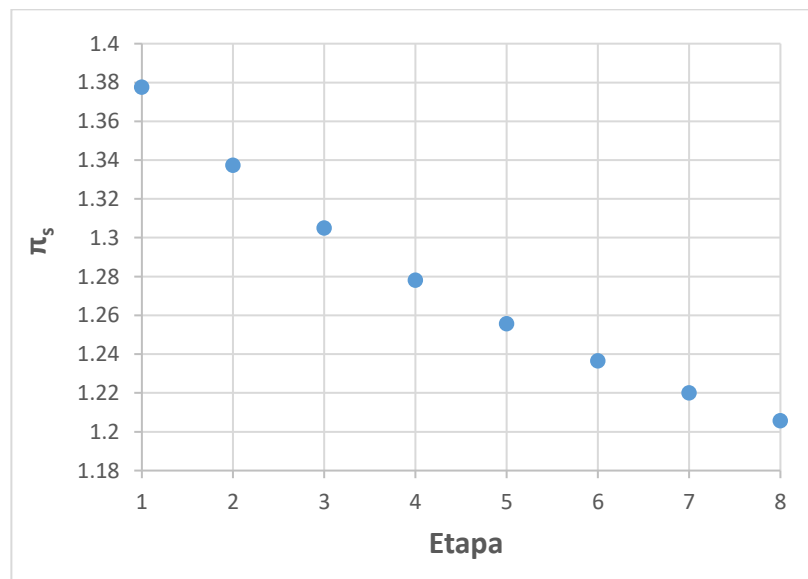


Figura 6.18: Salto de presiones por etapa del HPC

Como consecuencia, es necesario colocar un octavo escalón en el compresor de alta presión, cuyo triángulo de velocidades se muestra en la tabla 6.22.

Tabla 6.22: Triángulos de velocidades del octavo escalón del compresor de alta

| | Octavo escalón HPC | | | | | | | | |
|----------------------|--------------------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|
| | 1h | 1m | 1t | 2h | 2m | 2t | 3h | 3m | 3t |
| Pt (Pa) | 3442547 | 3436430 | 3431054 | 4665830 | 4617990 | 4575163 | 4143435 | 4143435 | 4143435 |
| P (Pa) | 3074679 | 3074679 | 3074679 | 3592496 | 3592496 | 3592496 | 3731475 | 3731475 | 3731475 |
| Tt (K) | 1082.62 | 1082.07 | 1081.58 | 1180.87 | 1177.40 | 1174.27 | 1148.28 | 1148.28 | 1148.28 |
| T (K) | 1048.22 | 1048.22 | 1048.22 | 1095.89 | 1095.89 | 1095.89 | 1114.44 | 1114.44 | 1114.44 |
| M | 0.405 | 0.402 | 0.399 | 0.623 | 0.610 | 0.598 | 0.390 | 0.390 | 0.390 |
| V (m/s) | 262.82 | 260.71 | 258.84 | 413.11 | 404.58 | 396.73 | 260.71 | 260.71 | 260.71 |
| u (m/s) | 236.28 | 236.28 | 236.28 | 260.71 | 260.71 | 260.71 | 260.71 | 260.71 | 260.71 |
| v (m/s) | 115.08 | 110.18 | 105.68 | 320.45 | 309.38 | 299.05 | 0.00 | 0.00 | 0.00 |
| α (°) | 25.97 | 25.00 | 24.10 | 50.87 | 49.88 | 48.92 | 0.00 | 0.00 | 0.00 |
| β (°) | 47.78 | 49.88 | 51.77 | 12.29 | 17.30 | 21.91 | | | |
| MFP | | 0.432 | | | 0.582 | | | 0.422 | |
| Az (m ²) | | 0.023 | | | 0.019 | | | 0.019 | |
| r (m) | 0.200 | 0.209 | 0.218 | 0.202 | 0.209 | 0.216 | 0.202 | 0.209 | 0.216 |
| h (m) | | 0.018 | | | 0.014 | | | 0.014 | |

Esta última etapa tendrá un ángulo de salida $\alpha_3 = 0$, por lo que el fluido será completamente axial, lo que facilitará la entrada de este en la cámara de combustión.

El salto de presiones totales del compresor de alta presión al completo es ahora:

$$\pi_f = \pi_1\pi_2\pi_3\pi_4\pi_5\pi_6\pi_7\pi_8 = 7.02$$

Este valor es prácticamente idéntico al establecido por el ciclo termodinámico $\pi_f = 7$, por lo que el compresor de alta presión diseñado cumple los requisitos necesarios para proseguir con el diseño de los siguientes componentes

6.3.3 Geometría y número de álabes del compresor de alta presión

De igual manera que en el fan, es posible llevar a cabo una serie de cálculos que definan algunos parámetros geométricos de los álabes ($\gamma_i, \gamma_e, \theta, c, s$), tanto del rotor como del estator, así como el número de álabes necesarios para cumplir esas características geométricas.

En este caso también es necesario establecer un valor para la relación entre la cuerda y la altura de los álabes (c/h). Al tratarse de un compresor de alta presión, los álabes son mucho más cortos que en el caso del fan, por lo que se tomará un valor de $(c/h) = 1$ similar a los valores utilizados en los motores actuales [6].

Utilizando las ecuaciones expuestas en el subapartado 6.2.3, se calculan estos parámetros para el rotor y el estator de las 8 etapas, mostrándose los valores en las tablas siguientes:

Tabla 6.23: Características geométricas de los álabes del primer escalón del HPC

| | Rotor | | | Estator | | |
|----------------|-------|--------|-------|---------|--------|-------|
| | Hub | Rmedio | Tip | Hub | Rmedio | Tip |
| γ_i (°) | 41.05 | 49.88 | 55.97 | 53.80 | 49.88 | 46.37 |
| γ_e (°) | -6.46 | 16.18 | 31.73 | 18.61 | 16.18 | 14.27 |
| θ (°) | 17.30 | 33.03 | 43.85 | 36.20 | 33.03 | 30.32 |
| c (cm) | 2.95 | 2.95 | 2.95 | 2.62 | 2.62 | 2.62 |
| s (cm) | 2.68 | 2.68 | 2.68 | 2.38 | 2.38 | 2.38 |
| Nº | 42.10 | 49.01 | 55.92 | 48.21 | 55.12 | 62.03 |

Tabla 6.24: Características geométricas de los álabes del segundo escalón del HPC

| | Rotor | | | Estator | | |
|----------------|-------|--------|-------|---------|--------|-------|
| | Hub | Rmedio | Tip | Hub | Rmedio | Tip |
| γ_i (°) | 43.15 | 49.88 | 54.89 | 52.99 | 49.88 | 47.03 |
| γ_e (°) | -1.54 | 16.18 | 29.20 | 18.11 | 16.18 | 14.59 |
| θ (°) | 20.81 | 33.03 | 42.05 | 35.55 | 33.03 | 30.81 |
| c (cm) | 2.35 | 2.35 | 2.35 | 2.11 | 2.11 | 2.11 |
| s (cm) | 2.14 | 2.14 | 2.14 | 1.92 | 1.92 | 1.92 |
| Nº | 54.54 | 61.45 | 68.36 | 61.41 | 68.32 | 75.23 |

Tabla 6.25: Características geométricas de los álabes del tercer escalón del HPC

| | Rotor | | | Estator | | |
|----------------|-------|--------|-------|---------|--------|-------|
| | Hub | Rmedio | Tip | Hub | Rmedio | Tip |
| γ_i (°) | 44.57 | 49.88 | 54.06 | 52.41 | 49.88 | 47.52 |
| γ_e (°) | 1.95 | 16.18 | 27.20 | 17.75 | 16.18 | 14.84 |
| θ (°) | 23.26 | 33.03 | 40.63 | 35.08 | 33.03 | 31.18 |
| c (cm) | 1.91 | 1.91 | 1.91 | 1.74 | 1.74 | 1.74 |
| s (cm) | 1.74 | 1.74 | 1.74 | 1.58 | 1.58 | 1.58 |
| Nº | 68.49 | 75.40 | 82.32 | 76.13 | 83.04 | 89.95 |

Tabla 6.26: Características geométricas de los álabes del cuarto escalón del HPC

| | Rotor | | | Estator | | |
|----------------|-------|--------|-------|---------|--------|--------|
| | Hub | Rmedio | Tip | Hub | Rmedio | Tip |
| γ_i (°) | 45.58 | 49.88 | 53.41 | 51.98 | 49.88 | 47.90 |
| γ_e (°) | 4.51 | 16.18 | 25.59 | 17.48 | 16.18 | 15.04 |
| θ (°) | 25.05 | 33.03 | 39.50 | 34.73 | 33.03 | 31.47 |
| c (cm) | 1.59 | 1.59 | 1.59 | 1.45 | 1.45 | 1.45 |
| s (cm) | 1.44 | 1.44 | 1.44 | 1.32 | 1.32 | 1.32 |
| Nº | 83.98 | 90.89 | 97.80 | 92.39 | 99.30 | 106.21 |

Tabla 6.27: Características geométricas de los álabes del quinto escalón del HPC

| | Rotor | | | Estator | | |
|----------------|--------|--------|--------|---------|--------|--------|
| | Hub | Rmedio | Tip | Hub | Rmedio | Tip |
| γ_i (°) | 46.32 | 49.88 | 52.89 | 51.65 | 49.88 | 48.20 |
| γ_e (°) | 6.44 | 16.18 | 24.29 | 17.28 | 16.18 | 15.20 |
| θ (°) | 26.38 | 33.03 | 38.59 | 34.46 | 33.03 | 31.70 |
| c (cm) | 1.34 | 1.34 | 1.34 | 1.23 | 1.23 | 1.23 |
| s (cm) | 1.22 | 1.22 | 1.22 | 1.12 | 1.12 | 1.12 |
| Nº | 101.02 | 107.93 | 114.84 | 110.21 | 117.13 | 124.04 |

Tabla 6.28: Características geométricas de los álabes del sexto escalón del HPC

| | Rotor | | | Estator | | |
|----------------|--------|--------|--------|---------|--------|--------|
| | Hub | Rmedio | Tip | Hub | Rmedio | Tip |
| γ_i (°) | 46.89 | 49.88 | 52.48 | 51.39 | 49.88 | 48.44 |
| γ_e (°) | 7.93 | 16.18 | 23.23 | 17.12 | 16.18 | 15.32 |
| θ (°) | 27.41 | 33.03 | 37.85 | 34.25 | 33.03 | 31.88 |
| c (cm) | 1.14 | 1.14 | 1.14 | 1.06 | 1.06 | 1.06 |
| s (cm) | 1.04 | 1.04 | 1.04 | 0.96 | 0.96 | 0.96 |
| Nº | 119.63 | 126.54 | 133.46 | 129.62 | 136.53 | 143.44 |

Tabla 6.29: Características geométricas de los álabes del séptimo escalón del HPC

| | Rotor | | | Estator | | |
|----------------|--------|--------|--------|---------|--------|--------|
| | Hub | Rmedio | Tip | Hub | Rmedio | Tip |
| γ_i (°) | 47.33 | 49.88 | 52.14 | 51.18 | 49.88 | 48.63 |
| γ_e (°) | 9.10 | 16.18 | 22.35 | 16.99 | 16.18 | 15.43 |
| θ (°) | 28.22 | 33.03 | 37.25 | 34.08 | 33.03 | 32.03 |
| c (cm) | 0.98 | 0.98 | 0.98 | 0.92 | 0.92 | 0.92 |
| s (cm) | 0.89 | 0.89 | 0.89 | 0.83 | 0.83 | 0.83 |
| Nº | 139.83 | 146.75 | 153.66 | 150.62 | 157.54 | 164.45 |

Tabla 6.30: Características geométricas de los álabes del octavo escalón del HPC

| | Rotor | | | Estator | | |
|----------------|--------|--------|--------|---------|--------|--------|
| | Hub | Rmedio | Tip | Hub | Rmedio | Tip |
| γ_i (°) | 47.78 | 49.88 | 51.77 | 50.87 | 49.88 | 48.92 |
| γ_e (°) | 1.10 | 6.67 | 11.81 | -14.96 | -14.67 | -14.39 |
| θ (°) | 24.44 | 28.28 | 31.79 | 17.95 | 17.60 | 17.27 |
| c (cm) | 0.81 | 0.81 | 0.81 | 0.71 | 0.71 | 0.71 |
| s (cm) | 0.73 | 0.73 | 0.73 | 0.65 | 0.65 | 0.65 |
| Nº | 172.28 | 179.19 | 186.10 | 195.28 | 202.19 | 209.11 |

De igual manera que con el fan, en el momento de elegir el número de álabes de rotor y estator para cada escalón, se escoge el valor más alto entre base, radio medio y punta, y se redondea al número entero superior más cercano [6]. De este modo el número de álabes necesario para los distintos escalones del compresor de alta presión es:

Tabla 6.31: Número de álabes de las 8 etapas del HPC

| Primer escalón | | Segundo escalón | | Tercer escalón | | Cuarto escalón | |
|----------------|---------|-----------------|---------|-----------------|---------|----------------|---------|
| Rotor | Estator | Rotor | Estator | Rotor | Estator | Rotor | Estator |
| 56 | 63 | 70 | 76 | 83 | 90 | 98 | 107 |
| Quinto escalón | | Sexto escalón | | Séptimo escalón | | Octavo escalón | |
| Rotor | Estator | Rotor | Estator | Rotor | Estator | Rotor | Estator |
| 115 | 125 | 134 | 144 | 154 | 165 | 187 | 210 |

Por último, es posible representar una sección lateral del compresor de alta, utilizando las relaciones de la figura 6.9. En las figuras 6.19, 6.20 y 6.21 se muestran las dimensiones longitudinales del compresor de alta presión completo, así como las dimensiones radiales y las dimensiones de los álabes. A la hora de representar los álabes de rotor se ha dejado un espaciado entre la punta de los mismos y la carcasa de 1 mm. Asimismo, en estas figuras se han representado elementos como la carcasa o las sujeciones de los álabes de rotor al eje, únicamente para mejorar la visualización del HPC, por lo que las medidas de esos elementos carecen de importancia al ser exclusivamente elementos visuales.

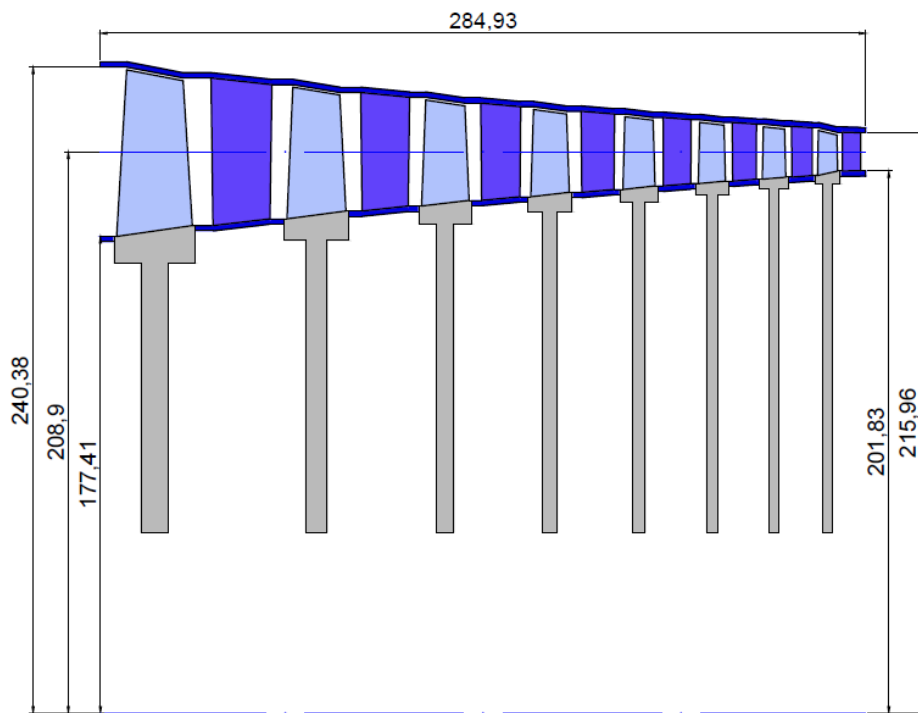


Figura 6.19: Esquema del HPC con dimensiones axiales y radiales (en mm)

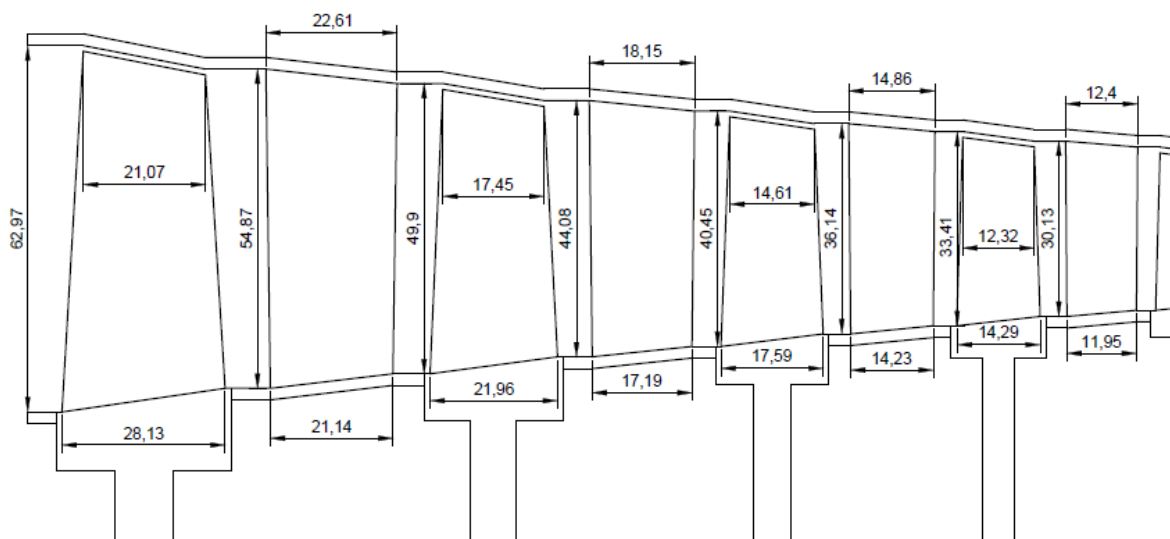


Figura 6.20: Esquema del HPC con las medidas de los álabes de los 4 primeros escalones (en mm)

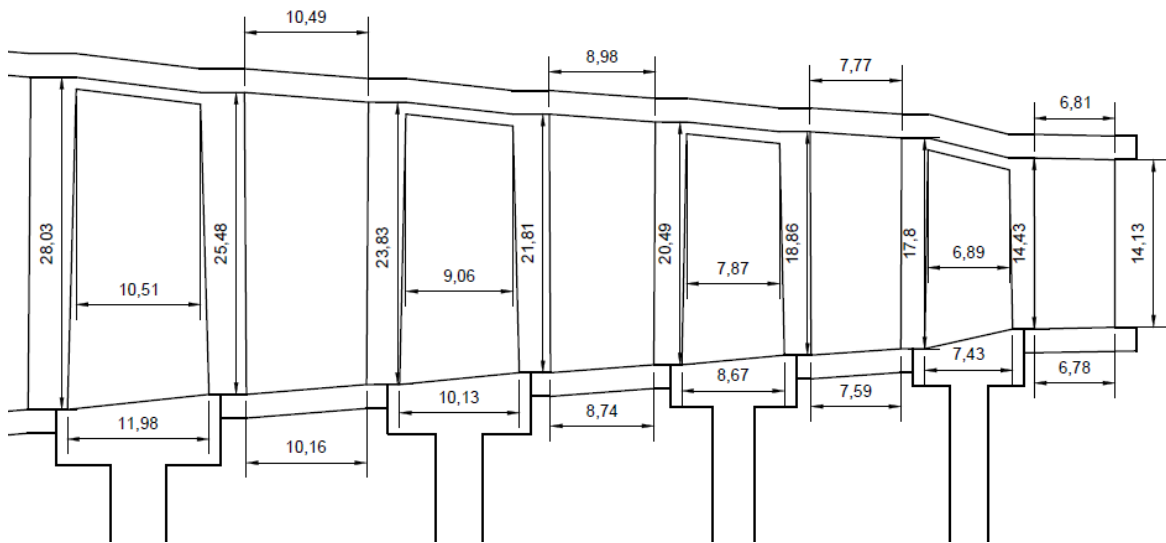


Figura 6.21: Esquema del HPC con las medidas de los álabes de los 4 últimos escalones (en mm)

Como se indica en la figura 6.9, la separación entre un álabe de rotor y el siguiente álabe de estator es $\frac{1}{4}$ de la longitud axial máxima del rotor, mientras que la separación entre un álabe de estator y el siguiente de rotor es $\frac{1}{4}$ de la longitud axial máxima del estator.

6.4 CÁMARA DE COMBUSTIÓN

El siguiente elemento tras el compresor de alta presión es la cámara de combustión. El objetivo principal de la cámara de combustión de un aerorreactor es incrementar la energía térmica de un flujo de gas mediante una combustión, es decir, mediante una reacción química exotérmica entre el combustible (hidrocarburo) portado en la aeronave y el oxígeno procedente del flujo de aire ingerido por el motor [15]. Las cámaras de combustión deben poseer las siguientes propiedades para una combustión eficiente [6]:

- Combustión completa
- Baja pérdida de presión total
- Estabilidad en el proceso de combustión
- Capacidad de reencendido en vuelo
- Distribución de temperaturas apropiada a la salida evitando puntos calientes

- Poca longitud y sección transversal pequeña
- Amplio rango de operación con respecto al flujo másico, presiones y temperaturas
- Cumplimiento de los requisitos medioambientales de contaminación atmosférica

Desafortunadamente, estos requisitos son contrapuestos, es decir, mejorar algunos empeora otros, por lo que es necesario encontrar un equilibrio entre todos ellos.

Existen una gran variedad de tipos de cámaras de combustión, principalmente clasificados en tres: individuales, anulares y mixtas (denominadas *cannular*). Las motorizaciones existentes del F-4 Phantom II utilizan cámaras de tipo *cannular*. Sin embargo, la mayoría de los motores modernos emplean cámaras anulares. En este tipo de cámaras el flujo de aire no se separa en distintos tubos de llama, sino que la cámara de combustión es una única pieza, como se puede observar en la figura 6.22.

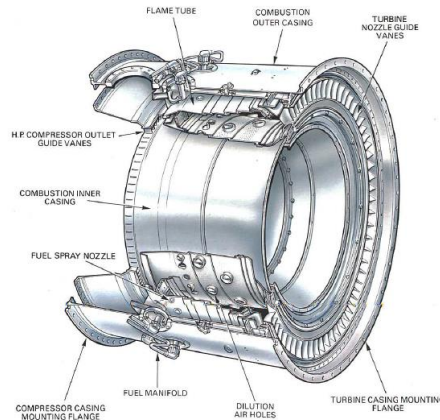


Figura 6.22: Cámara de combustión anular [36]

Este tipo de cámara presentan la ventaja de poseer una combustión y una distribución de temperaturas más homogénea, por lo que el fluido a la entrada de la turbina poseerá menos puntos calientes, lo que alargará la vida útil de la turbina. Por otro lado, reducen el área y la longitud con respecto a otros tipos de cámaras de combustión, lo que reduce su tamaño y como consecuencia su peso [6]. Debido a estas características y a su facilidad de diseño, la cámara de combustión de la nueva motorización será de tipo anular.

Debido a los límites térmicos de los materiales tanto de las cámaras de combustión como de las turbinas, no es posible quemar todo el oxígeno presente en el aire con combustible, ya que la temperatura resultante de dicha reacción sería demasiado elevada para que los materiales pudieran soportarla. Como consecuencia, los motores a reacción utilizan mezclas de combustible pobres, es decir, una vez finalizada la combustión parte del oxígeno del aire no ha reaccionado con el combustible, sirviendo este aire como refrigerante.

Para caracterizar la cantidad de combustible inyectado \dot{m}_f , con la cantidad de aire que pasa por la cámara de combustión \dot{m}_c , se emplea el dosado:

$$f = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_c} \quad (6.52)$$

Si se divide este dosado por el dosado estequiométrico f_{st} (dosado para el cual todo el combustible reacciona con todo el oxígeno del aire) se obtiene el ratio de equivalencia aire-combustible:

$$\phi = \frac{f}{f_{st}} \quad (6.53)$$

El dosado estequiométrico es una característica del combustible, siendo aproximadamente $f_{st} = 1/15$ para los combustibles de aviación. Por otro lado, el dosado del motor es un parámetro establecido en el ciclo termodinámico, siendo este $f = 0.0273$, por lo que el ratio de equivalencia del motor es

$$\phi = \frac{f}{f_{st}} = 0.4095$$

Sin embargo, para que se produzca la ignición de la mezcla y la combustión sea estable el dosado debe ser cercano al estequiométrico, tal y como se puede observar en la figura 6.23 y 6.54 respectivamente. Por ello, es necesario crear zonas en la cámara de combustión donde el dosado sea cercano al estequiométrico y por lo tanto el ratio de equivalencia sea cercano a 1.

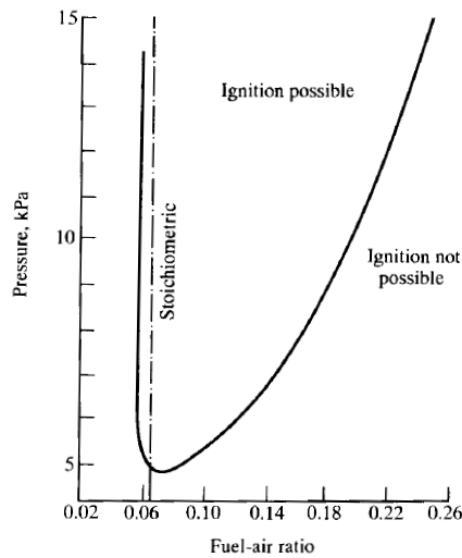


Figura 6.23: Límites de inflamabilidad de la mezcla aire-combustible [5]

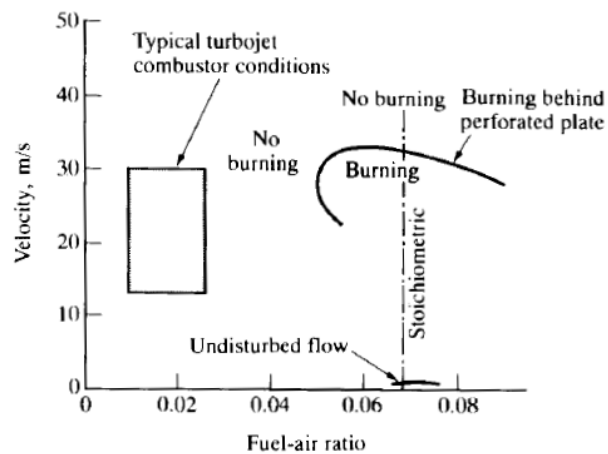


Figura 6.24: Dependencia de la velocidad de llama en el dosado [5]

En la figura 6.24 también se observa que la velocidad necesaria del flujo debe ser cercana a 30 m/s, por lo que es necesario desacelerar el fluido a estas velocidades para que se produzca la combustión.

Como consecuencia, el primer elemento de la cámara de combustión debe ser un difusor precámara que adecue la velocidad del flujo de aire a unas condiciones óptimas para la combustión. Tras el difusor precámara se encuentra la cámara de combustión propiamente dicha. Esta divide el flujo en varias zonas para conseguir dosados cercanos al estequiométricos en los puntos de inyección.

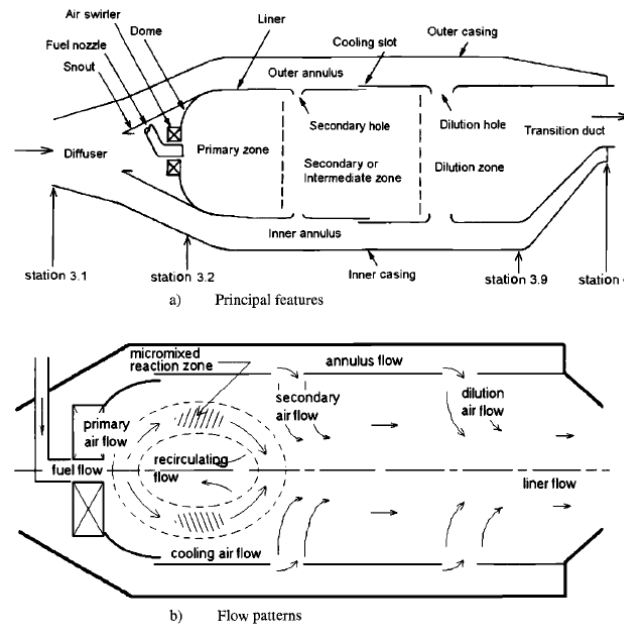


Figura 6.25: Zonas de la cámara de combustión (a) y patrones de flujo (b) [15]

En la figura 6.25 se muestran las diferentes zonas de la cámara de combustión y el camino que sigue el fluido a través de esta [15]: Tras el difusor precámara un divisor estabiliza el flujo y lo divide para distribuirlo entre el revestimiento y el espacio anular interior. La parte central fluye a través de un remolino de aire hasta la zona primaria, donde el combustible vaporizado se mezcla con este aire turbulento. El aire exterior por su parte se introduce en la zona interna a medida que avanza por la cámara de combustión a través de unos orificios, refrigerando de esta forma la mezcla aire-combustible ya quemada que se dirige a la turbina.

En la zona primaria se forma un torbellino que reduce en gran medida la velocidad del flujo, lo que, junto con el difusor precámara, permite la combustión. A su vez, este remolino recircula los gases parcialmente quemados, poniéndolos en contacto con el gas vaporizado aun no inflamado. Esta recirculación de la llama permite a la mezcla autosostenerse sin necesidad de un dispositivo de ignición.

Tras la zona primaria, la mezcla pasa a la zona secundaria, donde la mezcla sigue combustionando y el combustible sobrante reacciona con el aire de refrigeración externo.

Por último, la mezcla completamente combustionada pasa a la zona de dilución, donde la temperatura de la mezcla se homogeniza y el fluido se acelera en el conducto de transición para entrar en la turbina con una velocidad adecuada.

6.4.1 Caída de presión total en la cámara de combustión

Para estimar la caída de presión total a lo largo de la cámara de combustión se modeliza con una cámara de área constante (figura 6.26), con pérdidas debidas a la fricción y con pérdidas debidas al incremento de temperatura total del gas [6]. Las pérdidas por fricción se asumen proporcionales a la presión dinámica del fluido ($D = 0.5\rho V^2 C_D$), mientras que el incremento de temperatura se produce por adición de calor al fluido.

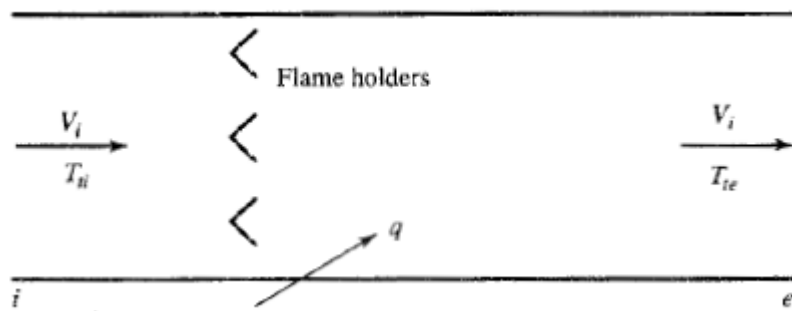


Figura 6.26: Modelo de cámara de combustión de área constante [6]

El análisis comienza planteando las ecuaciones de conservación de la masa, la cantidad de movimiento y la energía:

$$\rho_i V_i = \rho_e V_e$$

$$P_i + \rho_i V_i^2 = P_e + \rho_e V_e^2 + C_D \left(\frac{1}{2} \rho_i V_i^2 \right) \quad (6.54)$$

$$q = c_{pe} T_{te} - c_{pi} T_{ti}$$

A través de estas ecuaciones se obtiene el Mach de salida de la cámara y la caída de presión total para un Mach de entrada y una relación de las temperaturas totales entre la salida y la entrada:

$$\Phi = \frac{\gamma_i M_i^2 \{1 + [(\gamma_i - 1)/2] M_i^2\} T_{te}}{\gamma_e [1 + \gamma_i M_i^2 (1 - C_D)/2]^2 T_{ti}} \quad (6.55)$$

$$M_e = \sqrt{\frac{2\Phi}{1 - \gamma_e \Phi + \sqrt{1 - 2(\gamma_e + 1)\Phi}}} \quad (6.56)$$

$$\frac{P_{te}}{P_{ti}} = \frac{1 + \gamma_i M_i^2 (1 - C_D) / 2 \{1 + [(\gamma_e - 1) / 2] M_e^2\}^{\gamma_e / (\gamma_e - 1)}}{1 + \gamma_e M_e^2 \{1 + [(\gamma_i - 1) / 2] M_i^2\}^{\gamma_i / (\gamma_i - 1)}} \quad (6.57)$$

En este caso, el ciclo termodinámico establece tanto la velocidad de temperatura de la cámara de combustión como las relaciones de calores específicos a la entrada y a la salida. Por otro lado, la temperatura total a la entrada de la cámara está establecida por el compresor de alta presión, ya que esta temperatura es igual a la temperatura total de salida del HPC. Por último, el coeficiente de resistencia se toma como $C_D = 1.5$ siguiendo la bibliografía [6]. Los valores de entrada para el análisis se muestran en la tabla 6.

Tabla 6.32: Datos de entrada para el análisis de la caída de presiones de la cámara de combustión

| Datos de entrada | |
|-----------------------|----------|
| $T_{te} = T_{t4}$ | 1850 K |
| $T_{ti} = T_{t3}$ | 1148.3 K |
| $\gamma_e = \gamma_t$ | 1.3 |
| $\gamma_i = \gamma_c$ | 1.4 |
| C_D | 1.5 |

Con estos valores establecidos se puede representar la caída de presión total y el Mach de salida de la cámara de combustión, mostrándose ambos en la figura 6.27.

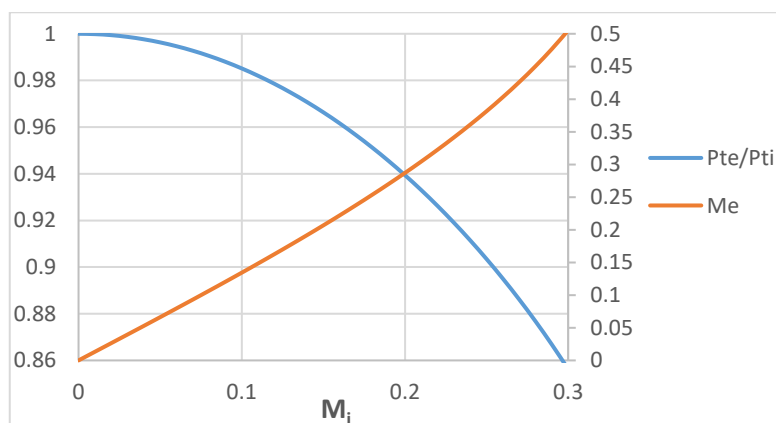


Figura 6.27: P_{te}/P_{ti} y M_e en función de M_i

Como se puede observar, para mantener una caída de presiones aceptable ($P_{te}/P_{te} > 0.98$), el Mach de entrada debe ser muy bajo ($M_i < 0.1$). Además, como se ha comentado anteriormente, el Mach de entrada debe ser lo suficientemente bajo para conseguir una combustión estable. Por ello, se decide que el Mach de entrada a la cámara de combustión tome un valor de $M_i = 0.08$.

Al ser el Mach de salida del compresor de alta presión $M_3 = 0.390$, es necesario instalar un difusor precámara antes de la cámara de combustión (tal y como se había deducido anteriormente teniendo en cuenta la estabilidad de la combustión) Por lo tanto, se conocen las tres etapas características de la cámara de combustión:

- Entrada en el difusor precámara (3), con las mismas propiedades que la salida del compresor de alta.
- Salida del difusor precámara/entrada en la cámara de combustión (3.2), con un Mach fijado de $M_{3.2} = 0.08$, y suponiendo una caída de presiones en el difusor precámara de $\pi_D = 0.99$. Además, se asume que el radio medio en este punto se encuentra a un cuarto de distancia entre 3 y 4, es decir:

$$r_{m3.2} = r_{m3} + 0.25(r_{m4} - r_{m3}) \tag{6.58}$$

- Salida de la cámara de combustión (4), cuyas propiedades están establecidas por el ciclo termodinámico y el diseño de la turbina de alta (apartado .6.5).

En la tabla 6.33 se muestran los datos en estos tres puntos característicos, incluido el flujo másico, ya que el flujo másico tras la inyección del combustible será: $\dot{m}_4 = \dot{m}_4(1 + f)$

Tabla 6.33: Propiedades de la cámara de combustión en cada estación

| Station | rm (m) | m (kg/s) | Pt (Pa) | Tt (K) | P (Pa) | T (K) | M | V (m/s) | A (m2) |
|---------|--------|----------|---------|---------|---------|--------|--------|---------|--------|
| 3 | 0.209 | 57.05 | 4143435 | 1148.28 | 3731475 | 1114.4 | 0.3897 | 260.71 | 0.0186 |
| 3.2 | 0.213 | 57.05 | 4102001 | 1148.28 | 4083676 | 1146.8 | 0.08 | 54.29 | 0.0847 |
| 4 | 0.225 | 58.61 | 3761600 | 1850 | 3394216 | 1806.6 | 0.4 | 329.24 | 0.0273 |

Al tratarse de una cámara de combustión anular, conociendo los radios se conoce el área de los distintos elementos, por lo que es posible calcular los radios

característicos de cada punto: radio medio r_m , radio interior r_i y radio exterior r_o mediante las siguientes ecuaciones.

$$r_m = \frac{1}{2}(r_i + r_o)$$

$$H = (r_o - r_i) \tag{6.59}$$

$$A = \pi(r_o^2 - r_i^2) = \pi(r_o - r_i)(r_o + r_i) = 2\pi r_m H$$

Tabla 6.34: Geometría anular de la cámara de combustión

| | Station 3 | Station 3.2 | Station 4 |
|---------------|-----------|-------------|-----------|
| A (m2) | 0.019 | 0.085 | 0.027 |
| rm (m) | 0.209 | 0.213 | 0.225 |
| ri (m) | 0.202 | 0.181 | 0.216 |
| ro (m) | 0.216 | 0.245 | 0.235 |
| H (m) | 0.014 | 0.063 | 0.019 |

6.4.2 Difusor precámara

A la hora de realizar el diseño del difusor precámara existen dos requisitos fundamentales: baja pérdida de presión total y poca longitud. Ambos requisitos son opuestos, por lo que intentar mejorar uno empeorará el otro y viceversa. Como consecuencia, es necesario encontrar un equilibrio diseñando un difusor lo más corto posible, pero manteniendo una caída de presión aceptable.

Existen dos tipos principales de difusores que podrían ser empleados en el difusor precámara [15]:

- Difusor de paredes planas: Consiste en un conducto cuyo área va aumentando de forma lineal, reduciendo la velocidad del fluido y aumentando su presión (figura 6.28). Este tipo de difusor produce muy poca caída de presión total, pero tiene el inconveniente de tener un ángulo de difusión máximo $2\theta = 9^\circ$, a partir del cual el flujo de aire podría desprenderse de las paredes del difusor, ocasionando una gran caída de presión total. Se denomina relación de áreas a la relación entre el área a la salida y el área a la entrada del difusor, $AR = A_2/A_1$

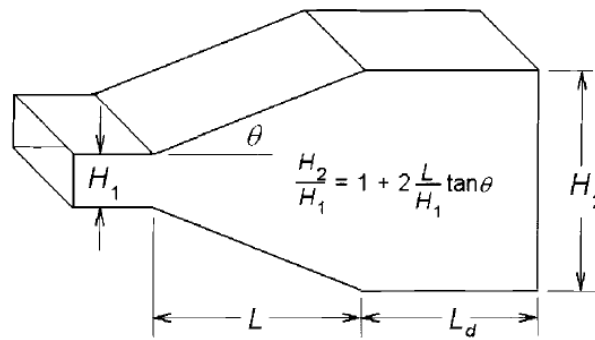


Figura 6.28: Geometría de un difusor de paredes planas [15]

Para reducir la distancia necesaria para llevar a cabo el proceso de difusión, se puede subdividir el conducto en n conductos de ángulo de divergencia $2\theta = 9^\circ$, reduciéndose la longitud necesaria en n veces (figura 6.29). Sin embargo, añadir estos conductos dificulta en gran medida la fabricación del difusor, por lo que en la práctica no se utilizan más de 3 conductos. La longitud para este tipo de difusores viene dada por

$$L_{FW} = H_1 \frac{AR(r_{m1}/r_{m2}) - 1}{2n \tan \theta} \quad (6.60)$$

La eficiencia de estos difusores cuando su ángulo de divergencia es $2\theta = 9^\circ$ viene dada por la siguiente fórmula experimental:

$$\eta_{D9^\circ} \cong 0.965 - 2.72B_t \quad 0.01 < B_t < 0.12 \quad (6.61)$$

Donde B_t es el espesor de capa límite turbulenta a la entrada del difusor. A partir de esta fórmula se puede deducir el coeficiente de pérdida de presión total para un difusor de paredes planas:

$$\left(\frac{\Delta P_t}{q_1}\right)_{D9^\circ} = C_{Pid}(1 - \eta_{D9^\circ}) = \left(1 - \frac{1}{AR}\right) C_{Pid}(1 - \eta_{D9^\circ}), \quad 1.5 < AR < 4 \quad (6.62)$$

- Difusor volcado (*Dump diffuser*): A diferencia del anterior, este tipo de difusor consiste en pasar del área de entrada al área de salida mediante un escalón. Aunque pueda parecer que la eficiencia de este tipo de difusores es mínima, en realidad no tienen una caída de presión muy elevada, teniendo la ventaja además de que la longitud de este tipo de difusores es muy reducida:

$$L_{\text{dump}} = H_2 - H_1 \quad (6.63)$$

Estando su eficiencia y su coeficiente de pérdida de presión total definidos por las siguientes fórmulas

$$[\eta_D]_{\text{dump}} = \frac{2}{1 + AR} \quad (6.64)$$

$$\left[\frac{\Delta P_t}{q_1} \right]_{\text{dump}} = \left(1 - \frac{1}{AR} \right)^2 \quad (6.65)$$

- Difusor combinado de paredes planas y volcado: Consiste en una combinación de ambos tipos de difusores, uno de paredes planas y, tras este, un difusor volcado (figura 6.29)

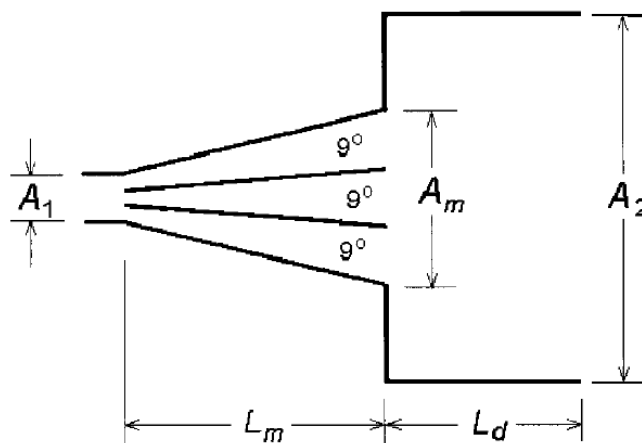


Figura 6.29: Difusor combinado de paredes planas de 3 conductos y volcado [15]

Este tipo de difusores es utilizado cuando $AR > 4$, ya que combina las ventajas de ambos difusores. La eficiencia de este tipo de difusores viene dada por la siguiente expresión:

$$\eta_D = \frac{\eta_{Dm} AR^2 (1 - [A_1/A_m]^2) + 2(AR[A_1/A_m] - 1)}{(AR^2 - 1)} \quad (6.66)$$

Siendo η_{Dm} la eficiencia difusiva del difusor de paredes planas (ec 6.61) y A_m el área de salida del difusor de paredes planas.

Una vez presentados los tipos de difusores empleados en cámaras de combustión, es posible empezar con el diseño del difusor precámara. Existen tres parámetros de entrada por fijar a la hora de comenzar el diseño: el tipo de difusor empleado, y para difusores de paredes planas en espesor de la capa límite B_t y el número de subdivisiones del flujo de aire.

Para un Mach de entrada en la cámara de $M_{3.2}$, la relación de áreas necesaria (ver tabla 6.34) es

$$AR = \frac{A_{3.2}}{A_3} = 4.564$$

el cuál es superior a valor máximo de utilización de un difusor de paredes planas únicamente $AR < 4$. Por consiguiente, es necesario utilizar un difusor combinado de paredes planas y volcado.

Para realizar el diseño del difusor de paredes planas se asume un espesor de la capa límite a la salida del compresor de $B_t = 0.0239$ [15], el cual produce un rendimiento difusivo en esta parte del difusor (ecuación 6.61) de $\eta_{Dm} = 0.900$. El diseño de un difusor de paredes planas óptimo utiliza una relación de áreas entre la salida y la entrada del mismo de $A_m/A_3 = 4$, con el difusor de volcado tras este. De esta forma el área a la salida del difusor de paredes planas es $A_m = 0.0742 \text{ m}^2$, y, tomando el radio medio en este punto igual al radio medio a la salida del difusor precámara ($r_{mm} = r_{3.2}$), la altura a la salida será

$$H_m = \frac{A_m}{2\pi r_{mm}} = 0.0555 \text{ m}$$

Con todos estos datos es posible calcular el rendimiento difusivo del difusor completo (ecuación 6.66) y la caída de presiones totales en el difusor, esto último mediante la siguiente ecuación:

$$\pi_D = 1 - \frac{(1 - 1/AR^2)(1 - \eta_D)}{1 + 2/(\gamma M_3^2)} \quad (6.67)$$

Por lo que:

$$\eta_D = \frac{\eta_{Dm}AR^2(1 - [A_1/A_m]^2) + 2(AR[A_1/A_m] - 1)}{(AR^2 - 1)} = 0.9005$$

$$\pi_D = 1 - \frac{(1 - 1/AR^2)(1 - \eta_D)}{1 + 2/(\gamma M_3^2)} = 0.9909$$

En el momento de comenzar el diseño del difusor precámara se asumió un valor para la caída de presión total de $\pi_D = 0.99 < 0.9909$, por lo que es necesario buscar una nueva relación de áreas entre la salida y la entrada del difusor de paredes planas A_m/A_3 que cumpla con esta condición (que implica menor longitud del difusor).

Tras un proceso iterativo, se fija un valor de $A_m/A_3 = 2.9$, con lo que se consigue unos valores de rendimiento difusivo y pérdida de presión total de

$$\eta_D = 0.8908$$

$$\pi_D = 0.9900$$

Una vez calculados estos valores el siguiente paso es calcular la longitud del difusor precámara. Para el difusor de paredes planas se toma la decisión de utilizar dos conductos, lo que acortará significativamente la longitud del mismo sin aumentar en exceso la complejidad fabricación del componente.

Las longitudes son, por tanto:

$$L_{FW} = H_3 \frac{AR_{FW}(r_{m3}/r_{m3.2}) - 1}{2n \tan \theta} = 82.81 \text{ mm}$$

$$L_{\text{dump}} = H_{3.2} - H_m = 23.06 \text{ mm}$$

$$L_D = L_{FW} + L_{\text{dump}} = 105.87 \text{ mm}$$

En la figura 6.30 se muestra un esquema del difusor completo con sus longitudes y alturas, colocado horizontalmente.

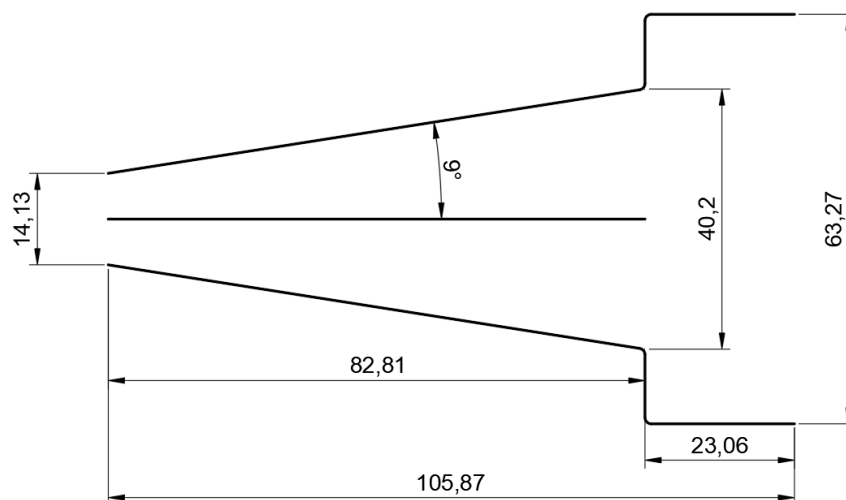


Figura 6.30: Esquema del difusor precámara con medidas (en mm)

6.4.3 Dimensiones de la cámara

Al encontrarse los puntos 3, 3.2 y 4 en distintos radios, y tener fijada la distancia entre los puntos 3 y 3.2 (difusor precámara), solo existe una posición del punto 4 (salida de la cámara) que se mantenga alineado con los otros dos puntos, por lo que la longitud de la cámara de combustión completa esta como consecuencia definida.

En la figura 6.31 se muestra una sección de la cámara de combustión, colocando antes del punto 4 una tobera que varíe el área desde $A_{3.2}$ a A_4 , adaptando la velocidad de los gases de la mezcla a la velocidad requerida por la turbina.

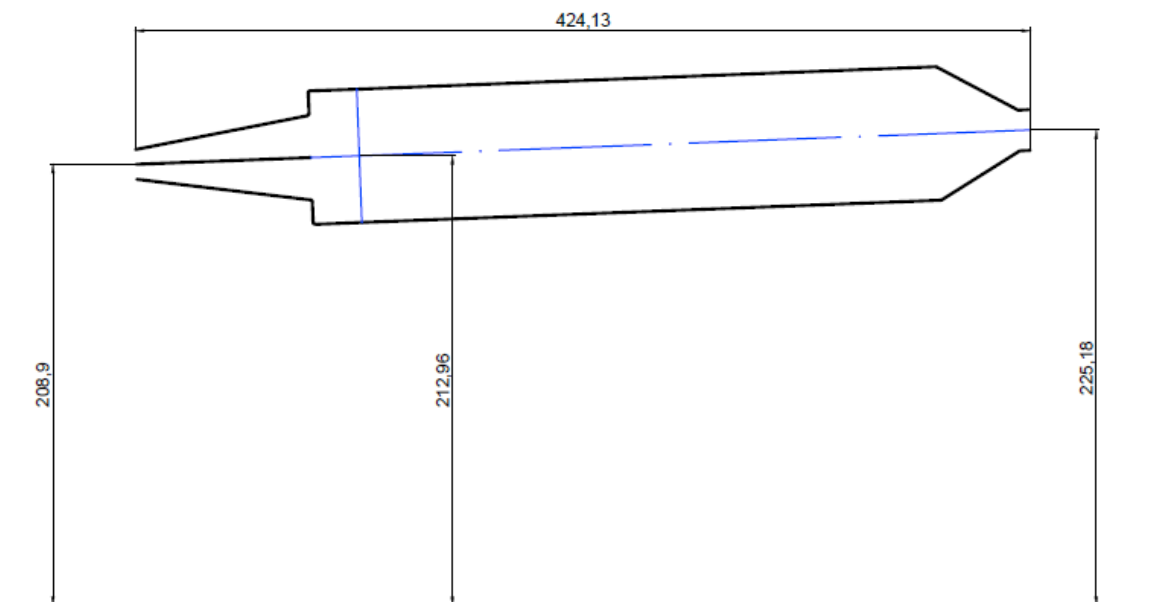


Figura 6.31: Esquema de la cámara de combustión con dimensiones axiales y radiales (en mm)

Por lo tanto, la longitud axial de la cámara de combustión (*main burner*) es:

$$L_{MB} = 424.13 \text{ mm} = 16.70 \text{ in}$$

Para comprobar la viabilidad de esta cámara, se compara su longitud con la longitud de otras cámaras similares (figura 6.32). Como se puede observar, la longitud de la nueva cámara es muy similar a las cámaras de combustión anulares actuales, por lo que se concluye válido el diseño de la nueva cámara de combustión.

| Engine Type | TF39 Annular | TF41 Cannular | J79 Cannular | JT9D Annular | F100 Annular | T63 Can |
|-------------------|-----------------|------------------|-----------------|-----------------|-----------------|------------|
| Mass flow | | | | | | |
| Air (lb/sec) | 178 | 135 | 162 | 242 | 135 | 3.3 |
| Fuel (lb/hr) | 12,850 | 9965 | 8350 | 16,100 | 10,580 | 235 |
| Size | | | | | | |
| Length (in) | 20.7 | 16.6 | 19.0 | 17.3 | 18.5 | 9.5 |
| Diameter (in) | 33.3 | 5.3/24.1* | 6.5/32.0* | 38.0 | 25.0 | 5.4 |
| P_{t3} (psia) | 382 | 314 | 198 | 316 | 366 | 92 |
| $T_{t4\max}$ (°R) | 2915 | 2620 | 2160 | 2865 | 3025 | 1840 |

Figura 6.32: Medidas de cámaras de combustión de motores actuales [6]

Por último, es posible aproximar el número de inyectores (*nozzles*) necesarios mediante la siguiente fórmula.

$$N_{noz} \approx \frac{\pi(r_o + r_i)_{3.2}}{H_r} = \frac{A_{3.2}}{H_r^2} = \left(\frac{4\pi^2}{A_{3.2}}\right) r_{m3.2}^2 \quad (6.68)$$

Por lo tanto, el número de inyectores necesarios, aproximando el valor de la ecuación 6.68 al número entero superior más próximo, son:

$$N_{noz} \approx 22$$

6.5 TURBINA DE ALTA PRESIÓN (HPT)

Al igual que el fan y el compresor de alta presión, las turbinas son turbomáquinas, es decir, intercambian energía mecánica de rotación con energía cinética del fluido. A diferencia de los compresores, en este caso la turbina extrae trabajo del fluido, transmitiéndose mediante un eje al compresor.

Debido al gasto másico que pasa a través del motor (limitado por el número de Mach máximo de entrada al compresor), generalmente es necesario instalar turbinas axiales, incluso para motores con compresor centrífugo [6]. Por este motivo, tanto la turbina de alta presión como la de baja presión del nuevo motor serán de tipo axial.

Una turbina axial (figura 6.33) es esencialmente un compresor axial que funciona de forma opuesta, excepto por una diferencia: el flujo que pasa por la turbina opera bajo un gradiente de presiones favorable, por lo que no existe riesgo de desprendimiento de la capa límite por cambios angulares de la velocidad excesivos. Como consecuencia, un escalón de turbina puede producir mucho más

trabajo que un escalón de compresor, por lo que poseen mejores eficiencias [6]. Sin embargo, las turbinas están sometidas a mayores esfuerzos debido a las altas temperaturas de trabajo que deben soportar.

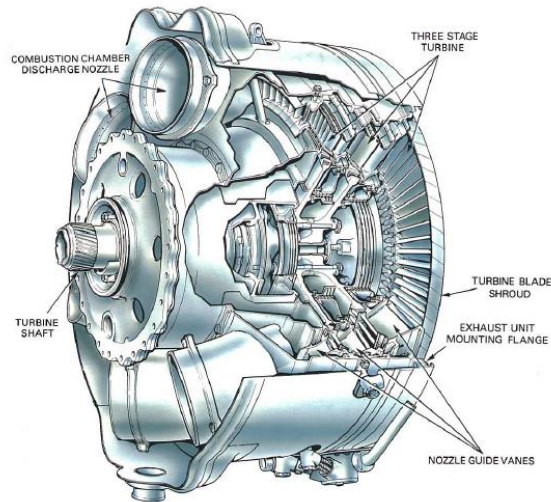


Figura 6.33: Turbina axial [40]

Al igual que en el caso de los compresores, se utilizará el concepto “cascada de álabes para estudiar el comportamiento de las turbinas y poder realizar su diseño. En la figura 6.34 se muestra la disposición de los álabes de turbina (primero estator y después rotor), así como los triángulos de velocidades generados

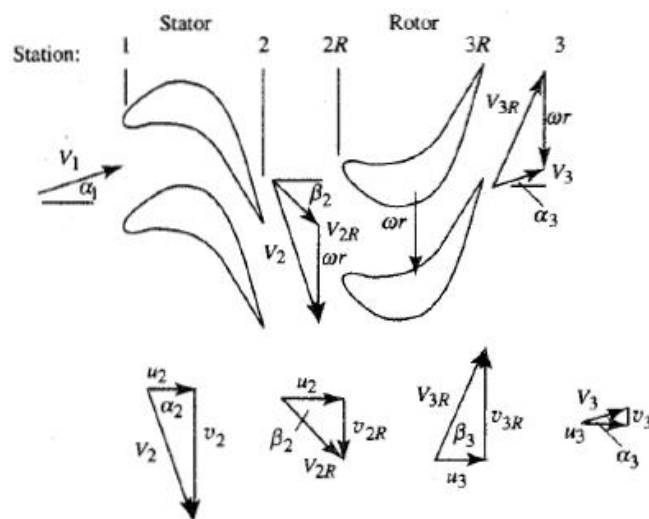


Figura 6.34: Cascada de álabes de una turbina axial [6]

En este caso, el teorema fundamental de las turbomáquinas de Euler sería:

$$c_p(T_{t2} - T_{t3}) = \omega(r_2 v_2 + r_3 v_3) \quad (6.69)$$

Al ser la velocidad acelerada tanto en el estator como en el rotor ($V_2 > V_1$ y $V_{3R} > V_{2R}$), la presión estática va disminuyendo a lo largo de la turbina, generando el gradiente de presiones favorable anteriormente mencionado.

A diferencia de los compresores, no es posible generar un método de diseño repetitivo donde el diseño dependa exclusivamente de 1 variable de diseño (α_1) y límites físicos del componente. Por ello, a la hora de realizar el diseño de las turbinas es necesario decidir sobre un gran número de parámetros de diseño y, tras esto, comprobar su viabilidad y eficacia.

El proceso de diseño preliminar de una turbina sigue los siguientes pasos [6]:

1. Selección de la velocidad de rotación y las dimensiones transversales
2. Selección del número de escalones
3. Cálculo de los triángulos de velocidades en el radio medio de cada escalón
4. Cálculo de los triángulos de velocidades en la punta y la base de cada escalón

6.5.1 Selección de la velocidad de rotación

Como se mencionó en el apartado 6.3 (compresor de alta presión), la velocidad de rotación del eje de alta viene definida por los esfuerzos máximos que puede soportar la turbina. A la hora de calcular los esfuerzos, debido a las altas temperaturas del fluido al entrar en contacto con el primer escalón de turbina (~ 1800 °C), es necesario tener en cuenta los esfuerzos que sufre el disco de sujeción de los álabes del rotor, ya que va a ser este elemento el que fije, con una velocidad de rotación dada, el diámetro máximo de la base del álabe.

Los datos de entrada a la turbina (temperatura total, presión total, ángulo de la velocidad y número de Mach) están fijados por el ciclo termodinámico, mostrándose estos en la tabla 6.35. A través de estos valores se puede calcular el área de entrada a partir de la ecuación 6.24

$$A_{z4} = \frac{\dot{m}_T \sqrt{T_{t4} R}}{P_{t4} M F P_4 \cos \alpha_1} = 0.0273 \text{ m}^2$$

Tabla 6.35: Datos de entrada en la turbina de alta presión

| Datos entrada HPT | |
|-------------------|------------|
| M_4 | 0.4 |
| e_t | 0.9 |
| α_1 | 0° |
| T_{4t} | 1850 K |
| P_{4t} | 3761600 Pa |
| \dot{m}_T | 58.61 kg/s |

Por lo que, conociendo las propiedades mecánicas del material utilizado en la construcción de los álabes de rotor, se puede calcular la velocidad de giro máxima que estos álabes podrían soportar.

Las turbinas de aviación más actuales utilizan superaleaciones de níquel monocristalinas, es decir, los álabes están formados por un sólido de un único grano, en lugar de ser un sólido multigranular. Se utilizan estos materiales debido a la excelente resistencia a la temperatura y a los esfuerzos de tracción generados por la fuerza centrífuga [38]. Por ello, se elige como material de fabricación de los álabes de turbina la superaleación de níquel monocristalina de quinta generación TMS 196.

La temperatura media del fluido a la entrada de la turbina es aproximadamente de 1800°C. Ningún material es capaz de soportar esta temperatura de trabajo, por lo que será necesario utilizar refrigeración de los álabes para mantener una temperatura de trabajo válida. Se estima que, con diversos métodos de refrigeración como convección forzada en el interior del álabe y refrigeración por película exterior, la temperatura media del álabe será aproximadamente de 1100°C. En la tabla 6.36 se muestran las propiedades mecánicas de este material a 1100°C de temperatura

Tabla 6.36: Propiedades físicas del TMS 196 a 1100°C [42]

| TMS 196 | |
|------------|------------------------|
| σ_y | 370 MPa |
| ρ | 9010 kg/m ³ |

Con estas propiedades, y teniendo en cuenta un factor de seguridad de 1.5, por lo que $\sigma_c = \sigma_y/1.5$, se puede calcular la velocidad de giro de la turbina de alta presión a través de la ecuación 6.50:

$$\omega = \sqrt{\frac{(\sigma_y/1.5) 2\pi}{\rho A_{z1}}} = 1870 \text{ rad/s} = 17854 \text{ rpm}$$

Fijada la velocidad de giro, el siguiente paso es conocer las dimensiones transversales a la entrada de la turbina de alta: radio medio, radio en la punta y radio en la base.

Para ello se analizan los esfuerzos centrífugos en el disco de sujeción de los álabes del rotor. Los esfuerzos en este elemento se pueden aproximar mediante la siguiente expresión [15]:

$$[\omega r_r]_{\max} \cong \sqrt{\frac{4\sigma_d}{\rho}} \tag{6.70}$$

Por lo que, fijando el material utilizado para la construcción de los discos, se conoce la velocidad lineal máxima en el punto más exterior del disco (r_r).

Actualmente, los discos de turbina se fabrican en superaleaciones de níquel al igual que los álabes, pero en este caso se obtienen mediante metalurgia de polvos PM (*Powder Metallurgy*) [38]. Estos componentes tienen mayor facilidad de refrigeración, por lo que su temperatura de trabajo será menor que en el caso de los álabes, 900°C.

Se escoge como material de fabricación la superaleación de níquel PM de tercera generación ME3, cuyas propiedades mecánicas a 900°C se muestran en la tabla 6.37.

Tabla 6.37: Propiedades físicas del ME3 a 900°C [43]

| ME3 | |
|------------|------------------------|
| σ_y | 664 MPa |
| ρ | 8180 kg/m ³ |

En este caso se tomará un factor de seguridad de 2 para aumentar la resistencia a fatiga de los discos, ya que la sustitución de estos es más complicada que en el

caso de los álabes. Por lo tanto, la velocidad lineal máxima en el extremo del disco es:

$$[\omega r_r]_{\max} \cong \sqrt{\frac{4\sigma_d}{\rho}} = 402.92 \text{ m/s}$$

Por consiguiente, suponiendo que el radio del álabe en la base es aproximadamente igual al radio máximo del disco de sujeción, se puede calcular el radio en la base del álabe dividiendo por la velocidad de giro la velocidad lineal máxima en el disco.

$$r_h = \frac{[\omega r_r]_{\max}}{\omega} = 0.216 \text{ m}$$

Con este valor, y conociendo el área axial en la entrada de la turbina, se calcula el radio medio y el radio en la punta en este punto.

$$A_z = \pi(r_t^2 - r_h^2) \Rightarrow r_t = \sqrt{\frac{A_z}{\pi} + r_h^2} = 0.235 \text{ m}$$

$$r_m = \frac{1}{2}(r_t + r_h) = 0.225$$

6.5.2 Número de escalones

Para conocer el número de escalones necesarios en la turbina de alta presión, primero es necesario introducir el concepto de “factor de carga” ψ . Este parámetro relaciona el trabajo realizado por un escalón con la velocidad lineal de giro del rotor al cuadrado:

$$\psi = \frac{c_p(T_{1t} - T_{3t})}{(\omega r)^2} \quad (6.71)$$

Si este valor en el radio medio es superior a 2, cerca de la base el grado de reacción de la etapa será negativo, por lo que sería imposible diseñar el escalón de turbina de forma aerodinámicamente eficiente [6].

En el caso de que la nueva turbina contara solo con un único escalón, el factor de carga sería:

$$\psi = \frac{c_p(T_{t1} - T_{t3})}{(\omega r)^2} = 2.9 > 2$$

Al ser superior a dos es necesario colocar dos escalones de estator-rotor en la turbina de alta presión. Para que ambos escalones realicen el mismo trabajo, la diferencia de temperatura total en cada uno debe ser igual.

La diferencia de temperatura total en la turbina es de

$$\Delta T_{tT} = T_{t4} - T_{t4.1} = 1850 \text{ K} - 1437.7 \text{ K} = 412.3 \text{ K}$$

Por lo tanto, la diferencia de temperatura en cada escalón de turbina será:

$$\Delta T_{tT} = \frac{\Delta T_{tT}}{2} = 206.15 \text{ K}$$

Las temperaturas totales de entrada y salida en cada uno de los escalones se muestran en la tabla 6.38.

Tabla 6.38: Temperaturas totales de entrada y salida de los dos escalones

| | | |
|------------------------|----------|-----------|
| Primer escalón | T_{t1} | 1850 K |
| | T_{t3} | 1643.85 K |
| Segundo escalón | T_{t1} | 1643.85 K |
| | T_{t1} | 1437.7 K |

6.5.3 Equilibrio radial

De igual forma que con los compresores, es necesario establecer una ley de equilibrio radial para calcular los triángulos de velocidades en la punta y en la base de los álabes.

Una opción sería utilizar la distribución de torbellino de vórtice libre. Sin embargo, en las turbinas es recomendable que la velocidad tenga el mismo ángulo de salida de los álabes en todas las alturas, ya que de esta forma se facilita la refrigeración de los mismos. Por ello se buscará una ley que, manteniendo el trabajo producido a lo largo del álabe constante, mantenga a su vez el ángulo de salida de la velocidad absoluta.

Partiendo del desarrollo de variación del trabajo con respecto al radio expuesto en el subapartado 6.2.2, se obtiene la siguiente expresión:

$$\frac{d}{dr} \left(\frac{1}{2} u^2 + \frac{1}{2} v^2 \right) + \frac{v^2}{2} = 0 \tag{6.72}$$

Por otra parte, la velocidad tangencial es

$$v = V \sin \alpha \quad (6.73)$$

Introduciendo la ecuación 6.73 en la ecuación 6.72 e integrando (con α constante) se obtiene la ley de equilibrio radial de ángulo de salida constante

$$r^{\sin^2 \alpha} v = \text{cte} \quad (6.74)$$

6.5.4 Análisis geométrico de los álabes

Con la ley de equilibrio radial establecida, ya es posible calcular los triángulos de velocidades en el radio medio, en la punta y en la base. El siguiente paso es diseñar físicamente los álabes que produzcan esos triángulos. En la figura 6.7 se muestra la nomenclatura utilizada para describir la geometría de los álabes de turbina.

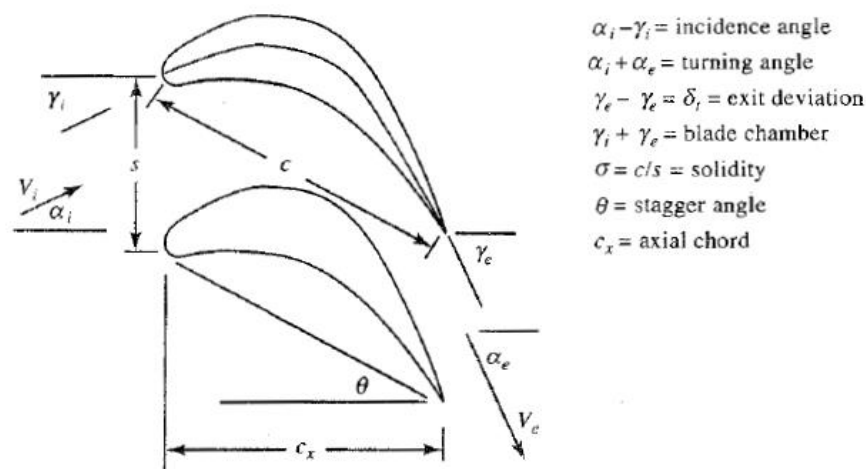


Figura 6.35: Nomenclatura de la geometría de álabes de turbina [6]

En este caso, al trabajar el fluido en un gradiente de presiones favorable, la desviación del fluido con respecto a la geometría del álabe es menor, por lo que la regla de Carter es en este caso:

$$\delta_t = \alpha_e - \gamma_e = \frac{\gamma_i + \gamma_e}{8\sqrt{\sigma}} \quad (6.75)$$

6.5.5 Espaciado de los álabes

Antes de poder realizar el diseño de la turbina, es necesario introducir el parámetro de Zweifel. Este parámetro relaciona la fuerza tangencial de los álabes con respecto a la fuerza tangencial máxima que puede ser lograda de manera eficiente [6].

Con respecto a la nomenclatura de cascada, la fuerza tangencial por unidad de profundidad de los álabes distanciados por un espaciado s es:

$$F_t = \rho u_i s (v_i + v_e) = \rho u_i^2 s \left(\tan \alpha_i + \frac{u_e}{u_i} \tan \alpha_e \right) \quad (6.76)$$

La fuerza tangencial máxima es obtenida cuando [6]:

1. La presión en la superficie de presión se mantiene en la presión total de entrada y cae a la presión estática de salida en el borde de salida.
2. La presión en la superficie de succión cae hasta la presión estática de salida en el borde de ataque y permanece en este valor.

Por lo tanto, la fuerza tangencial máxima puede expresarse como:

$$F_{t \max} = \frac{\rho V_e^2 c_x}{2} = \frac{\rho u_e^2 c_x}{2 \cos^2 \alpha_e} \quad (6.77)$$

El Zweifel se define como la relación entre ambas fuerzas, es decir:

$$Z = \frac{F_t}{F_{t \max}} = \frac{2}{(c_x/s)} (\cos^2 \alpha_e) \left(\tan \alpha_i + \frac{u_e}{u_i} \tan \alpha_e \right) \left(\frac{u_i}{u_e} \right)^2 \quad (6.78)$$

Dado que las presiones de la superficie de succión pueden ser menores que la presión estática de salida a lo largo del álabe, el valor de Z es cercano a 1 si el álabe de diseña con ese objetivo.

Por ello, se asumirá un valor del Zweifel de $Z = 0.9$ tanto para el rotor como para el estator, y a partir de este valor se calculará la solidez axial (c_x/s) y los parámetros geométricos de los álabes.

6.5.6 Elección de parámetros

Como se mencionó al inicio de este apartado, no es posible realizar diseño repetitivo de la misma forma que en compresores. Por ello, es necesario fijar una serie de parámetros en función de la experiencia de diseño. A la hora de diseñar

la turbina de alta presión (y como se verá en el apartado siguiente, también la turbina de baja presión), se ha decidido aplicar el concepto de diseño sin vórtice de salida.

Este concepto representa la condición de salida del escalón completamente axial, es decir, $\alpha_3 = 0$. Al mismo tiempo, la salida de la cámara de combustión es completamente axial, por lo que, para facilitar el diseño, se aplica la siguiente condición en los dos escalones de la turbina de alta presión:

$$\alpha_1 = \alpha_3 = 0$$

Con esta condición de diseño, solo es necesario fijar un último parámetro: el Mach de salida del estator M_2 . Para poder mantener un buen control del flujo másico que pasa por la turbina es necesario que la salida del primer estator este choqueada, es decir, que el Mach de salida de este sea ligeramente supersónico [6]. En el resto de etapas no es necesario que se cumpla esta condición, por lo que M_2 será subsónico. Como consecuencia, el Mach de salida de cada uno de los estatores será:

$$(M_2)_1 = 1.05$$

$$(M_2)_2 = 0.90$$

Al igual que en el fan y compresor de alta, se realiza el diseño con radio medio constante.

$$r_m = \text{cte}$$

Se asume que las pérdidas de la turbina se modelizan a partir del rendimiento politrópico, fijado por el ciclo.

$$e_t = 0.90$$

En este momento ya se tienen todos los datos necesarios para calcular los triángulos de velocidades de todas las etapas de la turbina tanto en el radio medio, como en la base y la punta. Asimismo, se asume velocidad axial constante a lo largo del rotor ($u_2 = u_3$).

Para realizar todos los cálculos se utilizan las ecuaciones mostradas en la tabla 6.39

Tabla 6.39: Ecuaciones para calcular los triángulos de velocidad de una turbina

| Ecuaciones turbina | |
|---|--|
| $\begin{cases} T_1 = \frac{T_{t1}}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2} \\ P_1 = \frac{P_{t1}}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} \end{cases}$ | $MFP_3 = M_3 \sqrt{\gamma} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_3^2\right)^{\frac{\gamma+1}{2(1-\gamma)}}$ |
| $V_1 = M_1 \sqrt{\gamma R T_1} \rightarrow \begin{cases} u_1 = V_1 \cos \alpha_1 \\ v_1 = V_1 \sin \alpha_1 \end{cases}$ | $A_{z3} = \frac{\dot{m}_0 \sqrt{T_{t3} R}}{P_{t3} MFP_3 \cos \alpha_3}$ |
| $T_{t1} = T_{t2} \rightarrow T_2 = \frac{T_{t2}}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2}$ | $V_{3R} = \sqrt{2(T_{t3} - T_3) c_p} \rightarrow M_{3R} = \frac{V_{3R}}{\sqrt{\gamma R T_{3R}}}$ |
| $V_2 = M_2 \sqrt{\gamma R T_2}$ | $\beta_3 = \cos^{-1} \left(\frac{u_{3R}}{V_{3R}} \right) \rightarrow v_{3R} = V_{3R} \sin \alpha_{3R}$ |
| $\psi = \frac{c_p (T_{t1} - T_{t3})}{(\omega r)^2}$ | $P_{t3} = P_{t1} = \left(\frac{T_{t3}}{T_{t1}} \right)^{\frac{\gamma}{(\gamma-1)e_t}}$ |
| $\alpha_2 = \sin^{-1} \left(\frac{\left(\psi \frac{\omega r}{V_2} \right) - \left(\frac{u_3}{u_2} \tan \alpha_3 \right) \sqrt{1 + \left(\frac{u_3}{u_2} \tan \alpha_3 \right)^2 - \left(\psi \frac{\omega r}{V_2} \right)^2}}{1 + \left(\frac{u_3}{u_2} \tan \alpha_3 \right)^2} \right)$ | $P_3 = \frac{P_{t3}}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_3^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} = P_{3R}$ |
| $MFP_2 = M_2 \sqrt{\gamma} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2\right)^{\frac{\gamma+1}{2(1-\gamma)}}$ | $P_{t3R} = P_{3R} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_{3R}^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = P_{t2R}$ |
| $A_{z2} = \frac{\dot{m}_0 \sqrt{T_{t2} R}}{P_{t2} MFP_2 \cos \alpha_2}$ | $P_{2R} = \frac{P_{t2R}}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_{2R}^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} = P_2$ |
| $\begin{cases} u_2 = V_2 \cos \alpha_2 \\ v_2 = V_2 \sin \alpha_2 \end{cases}$ | $P_{t2} = P_2 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$ |
| $\begin{cases} u_{2R} = u_2 = u_{3R} \\ v_{2R} = v_2 - \omega r \end{cases} \rightarrow \begin{cases} V_2 = \sqrt{u_2^2 + u_2^2} \\ \beta_2 = \tan^{-1} \left(\frac{v_{2R}}{u_{2R}} \right) \end{cases}$ | $h_{1,2,3} = \frac{A_{z1,2,3}}{2\pi r_m}$ |
| $M_{2R} = \frac{V_{2R}}{\sqrt{\gamma R T_{2R}}} \rightarrow \begin{cases} T_{t2R} = T_{2R} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_{2R}^2\right) = T_{t3R} \\ P_{t2R} = P_{2R} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_{2R}^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \end{cases}$ | $\begin{cases} r_{h1,2,3} = r_m + h_{1,2,3}/2 \\ r_{h1,2,3} = r_m - h_{1,2,3}/2 \end{cases}$ |
| $V_3 = \frac{u_3}{u_2} \cos \alpha_2 V_2 \rightarrow \begin{cases} u_3 = V_3 \cos \alpha_3 = u_{3R} \\ v_3 = V_3 \sin \alpha_3 \end{cases}$ | $\begin{cases} v_{h1,2,3} = \left(\frac{v_{1,2,3} r_m \sin^2 \alpha_{1,2,3}}{r_{h1,2,3} \sin^2 \alpha_{1,2,3}} \right) \\ v_{t1,2,3} = \left(\frac{v_{1,2,3} r_m \sin^2 \alpha_{1,2,3}}{r_{t1,2,3} \sin^2 \alpha_{1,2,3}} \right) \end{cases}$ |
| $T_3 = T_{t3} - \frac{V_3^2}{2c_p} = T_{3R}$ | $\begin{cases} \beta_{t,h2} = \tan^{-1} \left(\frac{u_{t,h2} \tan \alpha_{t,h2} - \omega r}{u_{t,h2}} \right) \\ \beta_{t,h3} = \tan^{-1} \left(\frac{\omega r + u_{t,h3} \tan \alpha_{t,h3}}{u_{t,h3}} \right) \end{cases}$ |
| $M_3 = \frac{V_3}{\sqrt{\gamma R T_3}}$ | |

6.5.7 Escalones de la turbina de alta presión

A continuación se muestran los triángulos de velocidades de los 2 escalones de la turbina en el radio medio (m), en la base (h) y en la punta (t) en las tablas 6.40 (primer escalón) y 6.41 (segundo escalón).

Tabla 6.40: Triángulos de velocidades del primer escalón de la HPT

| | Primer escalón HPT | | | | | | | | |
|----------------------|--------------------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|
| | 1h | 1m | 1t | 2h | 2m | 2t | 3h | 3m | 3t |
| Pt (Pa) | 3761600 | 3761600 | 3761600 | 3668423 | 3553596 | 3451384 | 2129740 | 2129740 | 2129740 |
| P (Pa) | 3394216 | 3394216 | 3394216 | 1830838 | 1830838 | 1830838 | 1565743 | 1565743 | 1565743 |
| Tt (K) | 1850.0 | 1850.0 | 1850.0 | 1863.6 | 1850.0 | 1837.6 | 1643.9 | 1643.9 | 1643.9 |
| T (K) | 1806.6 | 1806.6 | 1806.6 | 1587.5 | 1587.5 | 1587.5 | 1531.2 | 1531.2 | 1531.2 |
| M | 0.400 | 0.400 | 0.400 | 1.077 | 1.050 | 1.025 | 0.700 | 0.700 | 0.700 |
| V (m/s) | 329.2 | 329.2 | 329.2 | 830.9 | 810.1 | 790.7 | 530.7 | 530.7 | 530.7 |
| u (m/s) | 329.2 | 329.2 | 329.2 | 544.3 | 530.7 | 518.0 | 530.7 | 530.7 | 530.7 |
| v (m/s) | 0.0 | 0.0 | 0.0 | 627.8 | 612.1 | 597.5 | 0.0 | 0.0 | 0.0 |
| α (°) | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 49.07 | 49.07 | 49.07 | 0.00 | 0.00 | 0.00 |
| β (°) | | | | 22.46 | 19.81 | 16.99 | 37.03 | 38.42 | 39.76 |
| MFP | | 0.416 | | | 0.666 | | | 0.608 | |
| Az (m ²) | | 0.027 | | | 0.028 | | | 0.031 | |
| r (m) | 0.216 | 0.225 | 0.235 | 0.215 | 0.225 | 0.235 | 0.214 | 0.225 | 0.236 |
| h (m) | | 0.019 | | | 0.020 | | | 0.022 | |

Tabla 6.41: Triángulos de velocidades del segundo escalón de la HPT

| | Primer escalón HPT | | | | | | | | |
|----------------------|--------------------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|
| | 1h | 1m | 1t | 2h | 2m | 2t | 3h | 3m | 3t |
| Pt (Pa) | 2129740 | 2129740 | 2129740 | 2232955 | 1996675 | 1838338 | 1117207 | 1117207 | 1117207 |
| P (Pa) | 1565743 | 1565743 | 1565743 | 1214816 | 1214816 | 1214816 | 1025247 | 1025247 | 1025247 |
| Tt (K) | 1643.9 | 1643.9 | 1643.9 | 1686.8 | 1643.9 | 1612.8 | 1437.7 | 1437.7 | 1437.7 |
| T (K) | 1531.2 | 1531.2 | 1531.2 | 1465.8 | 1465.8 | 1465.8 | 1409.5 | 1409.5 | 1409.5 |
| M | 0.700 | 0.700 | 0.700 | 1.003 | 0.900 | 0.818 | 0.365 | 0.365 | 0.365 |
| V (m/s) | 530.7 | 530.7 | 530.7 | 743.4 | 667.3 | 606.3 | 265.6 | 265.6 | 265.6 |
| u (m/s) | 530.7 | 530.7 | 530.7 | 295.9 | 265.6 | 241.3 | 265.6 | 265.6 | 265.6 |
| v (m/s) | 0.0 | 0.0 | 0.0 | 682.0 | 612.1 | 556.2 | 0.0 | 0.0 | 0.0 |
| α (°) | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 66.54 | 66.54 | 66.54 | 0.00 | 0.00 | 0.00 |
| β (°) | | | | 46.49 | 35.74 | 19.29 | 53.82 | 57.75 | 60.98 |
| MFP | | 0.608 | | | 0.661 | | | 0.386 | |
| Az (m ²) | | 0.031 | | | 0.077 | | | 0.088 | |
| r (m) | 0.216 | 0.226 | 0.237 | 0.198 | 0.225 | 0.252 | 0.194 | 0.225 | 0.256 |
| h (m) | | 0.022 | | | 0.054 | | | 0.062 | |

6.5.8 Geometría y número de álabes de la HPT

En este caso, en lugar de tener como dato la solidez (como en los compresores), se tiene el valor del Zweifel. Por ello la secuencia de cálculo es ligeramente distinta.

Al igual que con los compresores, el primer paso es calcular la cuerda a través de la ecuación 6.42. Para ello es necesario fijar un valor para la relación entre la cuerda y la altura del álabe c/h . Al igual que con el compresor de alta presión, se escoge un valor de $c/h = 1$ tanto para el rotor como para el estator.

$$c = \frac{c}{h} \frac{h_i + h_e}{2}$$

Tras esto, conociendo el valor del Zweifel, se calcula la proyección axial de la solidez mediante la ecuación 6.78.

$$(c_x/s) = \frac{2}{Z} (\cos^2 \alpha_e) \left(\tan \alpha_i + \frac{u_e}{u_i} \tan \alpha_e \right) \left(\frac{u_i}{u_e} \right)^2$$

Con este valor calculado y mediante las fórmulas mostradas en la figura 6.35 y la regla de carácter. Conociendo el valor del ángulo de entrada geométrico γ_i es idéntico al ángulo de entrada de la velocidad α_i , se despeja el ángulo de salida geométrico γ_e de la siguiente ecuación:

$$\gamma_e - \alpha_e = \frac{\alpha_i + \gamma_i}{8 \sqrt{\frac{(c_x/s)}{\cos\left(\frac{\gamma_e - \gamma_i}{2}\right)}}$$

Conocido este valor, el siguiente paso es calcular el calado, la solidez, el espaciado y el número de álabes en cada punto mediante las siguientes ecuaciones:

$$\theta = \frac{\gamma_e - \gamma_i}{2} \tag{6.79}$$

$$\sigma = \frac{(c_x/s)}{\cos \theta} \tag{6.80}$$

$$s = \frac{c}{c/s} = \frac{c}{\sigma} \tag{6.81}$$

$$N^\circ = \frac{2\pi \frac{r_i + r_e}{2}}{s} \tag{6.82}$$

Conociendo el ángulo de calado de los perfiles en cada radio del álabe, y las alturas de dichos álbes, es posible representar la vista lateral del escalón, tal y como se muestra en la figura 6.36.

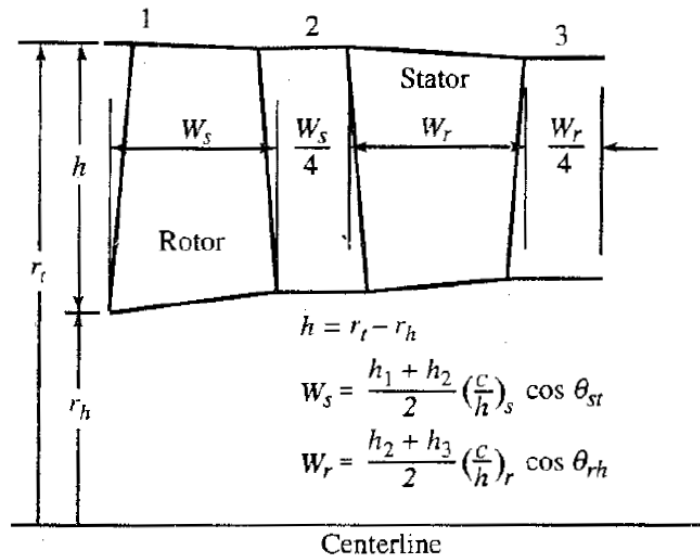


Figura 6.36: Dimensiones axiales de un escalón de compresor axial [6]

En las tablas siguientes se muestran las características geométricas de los álbes de rotor y estator de los dos escalones de turbina de alta presión para el radio medio, la base y la punta del álabe.

Tabla 6.42: Características geométricas de los álbes del primer escalón de la HPT

| | Estator | | | Rotor | | |
|----------------|---------|--------|-------|--------|--------|--------|
| | Hub | Rmedio | Tip | Hub | Rmedio | Tip |
| c (cm) | 1.94 | 1.94 | 1.94 | 2.08 | 2.08 | 2.08 |
| cx/s | 0.67 | 0.68 | 0.70 | 1.71 | 1.57 | 1.45 |
| γ_i (°) | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 22.46 | 19.81 | 16.99 |
| γ_e (°) | 57.30 | 57.18 | 57.07 | 43.26 | 44.78 | 46.22 |
| θ (°) | 28.65 | 28.59 | 28.54 | 10.40 | 12.49 | 14.62 |
| σ | 0.76 | 0.78 | 0.80 | 1.74 | 1.61 | 1.50 |
| s (cm) | 2.56 | 2.50 | 2.44 | 1.19 | 1.29 | 1.39 |
| Nº | 52.85 | 56.61 | 60.47 | 113.07 | 109.75 | 106.67 |

Tabla 6.43: Características geométricas de los álabes del segundo escalón de la HPT

| | Estator | | | Rotor | | |
|----------------|---------|--------|-------|-------|--------|-------|
| | Hub | Rmedio | Tip | Hub | Rmedio | Tip |
| c (cm) | 3.81 | 3.81 | 3.81 | 5.81 | 5.81 | 5.81 |
| cx/s | 1.46 | 1.62 | 1.78 | 2.19 | 1.46 | 1.01 |
| γ_i (°) | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 46.49 | 35.74 | 19.29 |
| γ_e (°) | 73.35 | 72.97 | 72.64 | 63.02 | 68.30 | 71.72 |
| θ (°) | 36.67 | 36.48 | 36.32 | 8.26 | 16.28 | 26.21 |
| σ | 1.81 | 2.02 | 2.21 | 2.22 | 1.52 | 1.12 |
| s (cm) | 2.10 | 1.89 | 1.72 | 2.62 | 3.82 | 5.17 |
| Nº | 61.89 | 75.12 | 89.45 | 47.02 | 37.01 | 30.89 |

A la hora de elegir el número de álabes de rotor y estator para cada escalón, se escoge el valor más alto entre base, radio medio y punta, y se redondea al número entero superior más cercano [6]. De este modo el número de álabes necesario para los distintos escalones de la turbina de alta presión son:

Tabla 6.44: Número de álabes de las 2 etapas de la HPT

| Primer escalón | | Segundo escalón | |
|----------------|-------|-----------------|-------|
| Estator | Rotor | Estator | Rotor |
| 61 | 114 | 90 | 48 |

Por último, es posible representar una sección lateral de la turbina de alta presión, utilizando las relaciones de la figura 6.36. En las figuras 6.37 y 6.38 se muestran las dimensiones longitudinales de la HPT completa, así como las dimensiones radiales y las dimensiones de los álabes en todos sus radios.

De igual forma que con los compresores, a la hora de representar los álabes de rotor se ha dejado un espaciado entre la punta de los mismos y la carcasa de 2 mm. Asimismo, en estas figuras se han representado elementos como la carcasa o las sujeciones de los álabes de rotor al eje, únicamente para mejorar la visualización de la HPT, por lo que las medidas de esos elementos carecen de importancia al ser exclusivamente elementos visuales.

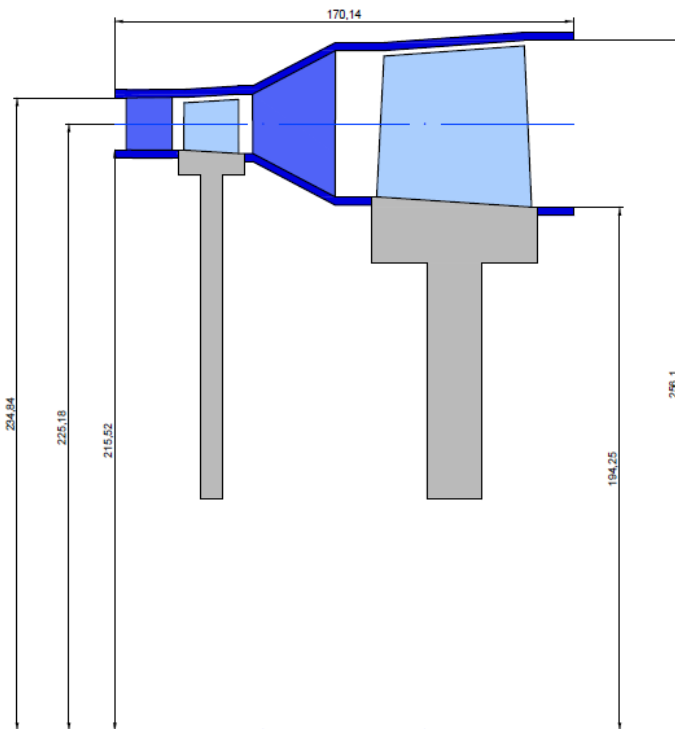


Figura 6.37: Esquema de la HPT con dimensiones axiales y radiales (en mm)

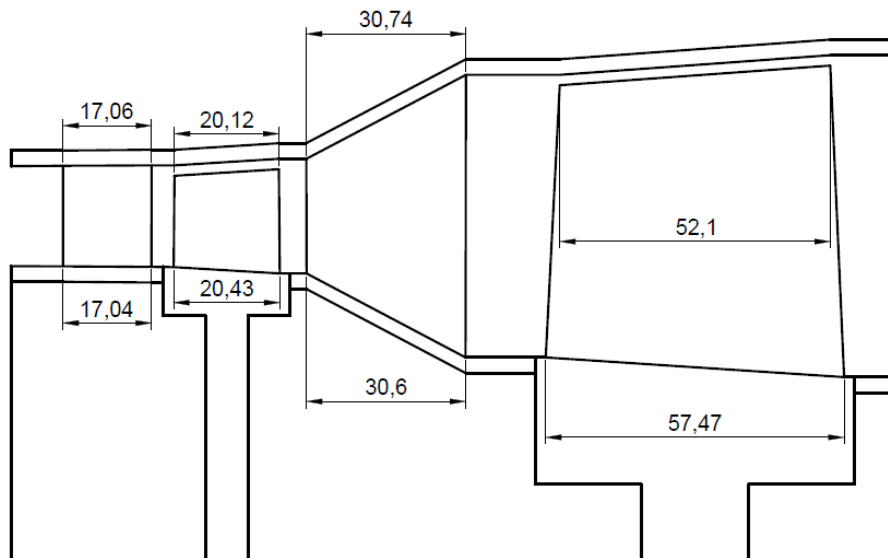


Figura 6.38: Esquema de la HPT con las medidas de los álabes (en mm)

Como se indica en la figura 6.36, la separación entre un álabe de estator y el siguiente álabe de rotor es $\frac{1}{4}$ de la longitud axial máxima del estator, mientras que la separación entre un álabe de rotor y el siguiente de estator es $\frac{1}{4}$ de la longitud axial máxima del rotor.

6.6 TURBINA DE BAJA PRESIÓN (LPT)

La nueva motorización consta de dos ejes compresor-turbina, por lo que será necesario diseñar una turbina de baja presión que aporte el trabajo requerido por el fan.

El proceso de diseño de la turbina de baja presión es idéntico al expuesto en el apartado 6.5 para la turbina de alta presión. Como se mencionó anteriormente, este proceso sigue los siguientes pasos [6]:

1. Selección de la velocidad de rotación y las dimensiones transversales
2. Selección del número de escalones
3. Cálculo de los triángulos de velocidades en el radio medio de cada escalón
4. Cálculo de los triángulos de velocidades en la punta y la base de cada escalón
5. Cálculo de geometrías de los álabes

6.6.1 Selección de la velocidad de rotación

En el eje de baja presión, los esfuerzos centrífugos soportados por el fan son mayores que los de la turbina de baja presión, ya que mueve un mayor gasto másico, y la turbina de baja no está sometida a temperaturas de trabajo tan altas como la turbina de alta.

Por ello, la velocidad de rotación de este eje la fija el fan (apartado 6.2), siendo esta:

$$\omega = 1435 \text{ rad/s} = 13703 \text{ rpm}$$

Sin embargo, es necesario comprobar que tanto los álabes de rotor como los discos de sujeción de los mismos pueden soportar los esfuerzos generados por esta velocidad de giro.

Los datos de entrada a la turbina (temperatura total, presión total, ángulo de la velocidad y número de Mach) son idénticos a las propiedades de salida del compresor de alta presión, por lo que son conocidos (tabla 6.45). A través de estos valores se puede calcular el área de entrada a partir de la ecuación 6.24

$$A_{z4.1} = \frac{\dot{m}_T \sqrt{T_{t4.1} R}}{P_{t4.1} MFP_{4.1} \cos \alpha_1} = 0.08113 \text{ m}^2$$

Tabla 6.45: Datos de entrada en la turbina de baja presión

| Datos entrada LPT | |
|-------------------|------------|
| M_4 | 0.365 |
| e_t | 0.9 |
| α_1 | 0° |
| T_{4t} | 1437.7 K |
| P_{4t} | 1117207 Pa |
| \dot{m}_T | 58.61 kg/s |

Tanto los álabes de rotor como los discos de sujeción estarán fabricados por los mismos materiales que en el caso de la turbina de alta presión: una superaleación de níquel monocristalina de quinta generación TMS 196 para el rotor y una superaleación de níquel PM de tercera generación ME3 para los discos. Sin embargo, al haberse reducido la temperatura del fluido, las propiedades mecánicas de ambos materiales cambian.

La temperatura media del fluido a la entrada de la turbina es aproximadamente de 1100°C, por lo que utilizando métodos de refrigeración se estima una temperatura media de los álabes de rotor de 900°C. Con esta temperatura, las propiedades mecánicas del TMS 196 se muestran en la tabla 6.46.

Tabla 6.46: Propiedades físicas del TMS 196 a 900°C [42]

| TMS 196 | |
|------------|------------------------|
| σ_y | 758 MPa |
| ρ | 9010 kg/m ³ |

Con estas propiedades, y teniendo en cuenta un factor de seguridad de 1.5, por lo que $\sigma_c = \sigma_y/1.5$, se puede calcular la velocidad de giro máxima que podrían soportar los álabes de rotor a través de la ecuación 6.50:

$$\omega = \sqrt{\frac{(\sigma_y/1.5) 2\pi}{\rho A_{z1}}} = 2084 \text{ rad/s} > 1870 \text{ rad/s}$$

Al ser esta velocidad de giro mayor a la establecida para el eje de baja presión, los álabes de rotor podrán soportar los esfuerzos centrífugos generados por dicha rotación.

El siguiente paso sería comprobar los esfuerzos en los discos. Al manejar tanto la turbina de alta como la de baja el mismo gasto másico, y al estar dispuestas una tras la otra, se escoge como parámetro de diseño de la turbina de baja presión mantener el radio medio de la turbina de alta.

$$r_m = 0.225 \text{ m}$$

Con este dato y el área de entrada se puede calcular el radio en la base del primer álabe de rotor:

$$r_h = \sqrt{\left(r_m + \frac{A_z}{4\pi r_m}\right)^2 - \frac{A_z}{\pi}} = 0.197 \text{ m}$$

Por lo que la velocidad lineal en el exterior del disco, suponiendo que el radio exterior de este es aproximadamente igual al radio en la base del rotor ($r_r \approx r_h$), será:

$$\omega r_r = 281.98 \text{ m/s}$$

Para calcular la velocidad lineal máxima en los discos, es necesario conocer las propiedades mecánicas de estos a la temperatura de trabajo en la entrada de la turbina de baja presión. Estos componentes tienen mayor facilidad de refrigeración, por lo que su temperatura de trabajo será menor que en el caso de los álabes, por lo que se asume una temperatura de trabajo de 800°C. En la tabla 6.47 se muestran las propiedades mecánicas del ME3 a 800°C.

Tabla 6.47: Propiedades físicas del ME3 a 800°C [43]

| ME3 | |
|------------|------------------------|
| σ_y | 860 MPa |
| ρ | 8180 kg/m ³ |

Teniendo en cuenta un factor de seguridad de 2 para aumentar la resistencia a fatiga de los discos como se decidió en el diseño de la turbina de alta, la velocidad lineal máxima en el extremo del disco es:

$$[\omega r_r]_{\max} \cong \sqrt{\frac{4\sigma_d}{\rho}} = 485.6 \text{ m/s} > 281.98 \text{ m/s}$$

Al ser la velocidad máxima mayor que la fijada, se concluye que los discos de rotor soportarán los esfuerzos centrífugos.

6.6.2 Número de escalones

Al igual que en la turbina de alta, es necesario calcular el factor de carga de la turbina de baja para establecer el número de etapas necesarias.

$$\psi = \frac{c_p(T_{t1} - T_{t3})}{(\omega r)^2} = 2.27 > 2$$

Al ser superior a dos es necesario colocar dos escalones de estator-rotor en la turbina de baja presión. Para que ambos escalones realicen el mismo trabajo, la diferencia de temperatura total en cada uno debe ser igual.

La diferencia de temperatura total en la turbina es de

$$\Delta T_{tT} = T_{t4.1} - T_{t5} = 1437.7 \text{ K} - 1248.2 \text{ K} = 189.5 \text{ K}$$

Por lo tanto, la diferencia de temperatura en cada escalón de turbina será:

$$\Delta T_{tT} = \frac{\Delta T_{tT}}{2} = 94.75 \text{ K}$$

Las temperaturas totales de entrada y salida en cada uno de los escalones se muestran en la tabla 6.48.

Tabla 6.48: Temperaturas totales de entrada y salida de los dos escalones

| | | |
|------------------------|----------|-----------|
| Primer escalón | T_{t1} | 1437.7 K |
| | T_{t3} | 1342.95 K |
| Segundo escalón | T_{t1} | 1342.95 K |
| | T_{t1} | 1248.2 K |

6.6.3 Elección de parámetros

De igual forma que en la turbina de alta presión, se ha decidido aplicar el concepto de diseño sin vórtice de salida, por lo que $\alpha_3 = 0$. Al ser la salida de la turbina de alta presión completamente axial, en el primer escalón $\alpha_1 = 0$, por lo que, en definitiva, todos los ángulos de entrada y salida de los 2 escalones de la turbina de baja presión serán nulos.

$$\alpha_1 = \alpha_3 = 0$$

Con esta condición de diseño, solo es necesario fijar un último parámetro: el Mach de salida del estator M_2 . Al estar dispuesta la turbina de baja tras la turbina de alta, no es necesario choquear la salida del primer estator, por lo que la salida del estator de los dos escalones será subsónica.

$$(M_2)_1 = 0.90$$

$$(M_2)_2 = 0.90$$

Al igual que en el fan, el compresor de alta y la turbina de alta, se realiza el diseño con radio medio constante.

$$r_m = \text{cte}$$

Se asume que las pérdidas de la turbina se modelizan a partir del rendimiento politrópico, fijado por el ciclo.

$$e_t = 0.90$$

Por último, se suma un valor del Zweifel de $Z = 0.9$ al igual que en la turbina de alta presión.

En este momento ya se tienen todos los datos necesarios para calcular los triángulos de velocidades de todas las etapas de la turbina tanto en el radio medio, como en la base y la punta. Asimismo, se asume velocidad axial constante a lo largo del rotor ($u_2 = u_3$).

Para realizar todos los cálculos se utilizan las ecuaciones mostradas en la tabla 6.39 del apartado 6.5.

6.6.4 Escalones de la turbina de baja presión

A continuación se muestran los triángulos de velocidades de los 2 escalones de la turbina en el radio medio (m), en la base (h) y en la punta (t) en las tablas 6.49 (primer escalón) y 6.50 (segundo escalón).

Tabla 6.49: Triángulos de velocidades del primer escalón de la LPT

| | Primer escalón HPT | | | | | | | | |
|----------------------|--------------------|---------|---------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|
| | 1h | 1m | 1t | 2h | 2m | 2t | 3h | 3m | 3t |
| Pt (Pa) | 1117207 | 1117207 | 1117207 | 1120965 | 1081130 | 1048494 | 804589.8 | 804589.8 | 804589.8 |
| P (Pa) | 1025247 | 1025247 | 1025247 | 657780.3 | 657780.3 | 657780.3 | 571338.4 | 571338.4 | 571338.4 |
| Tt (K) | 1437.7 | 1437.7 | 1437.7 | 1449.8 | 1437.7 | 1427.6 | 1343.0 | 1343.0 | 1343.0 |
| T (K) | 1409.5 | 1409.5 | 1409.5 | 1281.9 | 1281.9 | 1281.9 | 1240.9 | 1240.9 | 1240.9 |
| M | 0.365 | 0.365 | 0.365 | 0.934 | 0.900 | 0.870 | 0.740 | 0.740 | 0.740 |
| V (m/s) | 265.6 | 265.6 | 265.6 | 647.7 | 624.0 | 603.4 | 505.0 | 505.0 | 505.0 |
| u (m/s) | 265.6 | 265.6 | 265.6 | 524.2 | 505.0 | 488.3 | 505.0 | 505.0 | 505.0 |
| v (m/s) | 0.0 | 0.0 | 0.0 | 380.5 | 366.5 | 354.4 | 0.0 | 0.0 | 0.0 |
| α (°) | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 35.97 | 35.97 | 35.97 | 0.00 | 0.00 | 0.00 |
| β (°) | | | | 9.79 | 4.91 | -0.21 | 29.55 | 32.61 | 35.48 |
| MFP | | 0.386 | | | 0.661 | | | 0.624 | |
| Az (m ²) | | 0.088 | | | 0.065 | | | 0.073 | |
| r (m) | 0.228 | 0.255 | 0.283 | 0.202 | 0.225 | 0.248 | 0.199 | 0.225 | 0.251 |
| h (m) | | 0.055 | | | 0.046 | | | 0.051 | |

Tabla 6.50: Triángulos de velocidades del segundo escalón de la LPT

| | Primer escalón HPT | | | | | | | | |
|--------------|--------------------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|
| | 1h | 1m | 1t | 2h | 2m | 2t | 3h | 3m | 3t |
| Pt (Pa) | 804589.8 | 804589.8 | 804589.8 | 820783 | 776739.1 | 743572.8 | 565692.7 | 565692.7 | 565692.7 |
| P (Pa) | 571338.4 | 571338.4 | 571338.4 | 472583.2 | 472583.2 | 472583.2 | 406347.7 | 406347.7 | 406347.7 |
| Tt (K) | 1343.0 | 1343.0 | 1343.0 | 1360.2 | 1343.0 | 1329.5 | 1248.2 | 1248.2 | 1248.2 |
| T (K) | 1240.9 | 1240.9 | 1240.9 | 1197.5 | 1197.5 | 1197.5 | 1156.4 | 1156.4 | 1156.4 |
| M | 0.740 | 0.740 | 0.740 | 0.952 | 0.900 | 0.857 | 0.727 | 0.727 | 0.727 |
| V (m/s) | 505.0 | 505.0 | 505.0 | 637.8 | 603.1 | 574.5 | 478.9 | 478.9 | 478.9 |
| u (m/s) | 505.0 | 505.0 | 505.0 | 506.5 | 478.9 | 456.2 | 478.9 | 478.9 | 478.9 |
| v (m/s) | 0.0 | 0.0 | 0.0 | 387.6 | 366.5 | 349.2 | 0.0 | 0.0 | 0.0 |
| α (°) | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 37.43 | 37.43 | 37.43 | 0.00 | 0.00 | 0.00 |
| β (°) | | | | 12.24 | 5.18 | -2.42 | 29.61 | 34.01 | 37.99 |
| MFP | | 0.624 | | | 0.661 | | | 0.619 | |
| Az (m2) | | 0.073 | | | 0.089 | | | 0.100 | |
| r (m) | 0.208 | 0.233 | 0.258 | 0.194 | 0.225 | 0.257 | 0.190 | 0.225 | 0.261 |
| h (m) | | 0.050 | | | 0.063 | | | 0.071 | |

6.6.5 Geometría y número de álabes de la LPT

El proceso de cálculo es idéntico al expuesto en la turbina de alta presión (subapartado 6.5.8):

Calcular la cuerda a partir de la ecuación 6.42 fijando un valor para la relación entre la cuerda y la altura del álabe. Al igual que con la turbina de alta presión, se escoge un valor de $c/h = 1$ tanto para el rotor como para el estator.

Tras esto, conociendo el valor del Zweifel, se calcula la proyección axial de la solidez mediante la ecuación 6.78 y, con este valor, se calcula el ángulo de salida geométrico del álabe mediante las fórmulas de la figura 6.35.

Con este valor definido, es posible calcular el calado, la solidez, el espaciado y el número de álabes en cada punto mediante las ecuaciones 6.79-82.

Conociendo el ángulo de calado de los perfiles en cada radio del álabe, y las alturas de dichos álabes, es posible representar la vista lateral del escalón, tal y como se muestra en la figura 6.36.

En las tablas siguientes se muestran las características geométricas de los álabes de rotor y estator de los dos escalones de turbina de baja presión para el radio medio, la base y la punta del álabe.

Tabla 6.51: Características geométricas de los álabes del primer escalón de la LPT

| | Estator | | | Rotor | | |
|----------------|---------|--------|-------|-------|--------|-------|
| | Hub | Rmedio | Tip | Hub | Rmedio | Tip |
| c (cm) | 5.03 | 5.03 | 5.03 | 4.88 | 4.88 | 4.88 |
| cx/s | 0.54 | 0.56 | 0.57 | 1.30 | 1.14 | 1.01 |
| γ_i (°) | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 9.79 | 4.91 | -0.21 |
| γ_e (°) | 43.07 | 42.92 | 42.78 | 34.32 | 37.46 | 40.31 |
| θ (°) | 21.53 | 21.46 | 21.39 | 12.27 | 16.28 | 20.26 |
| σ | 0.58 | 0.60 | 0.62 | 1.33 | 1.19 | 1.08 |
| s (cm) | 8.75 | 8.43 | 8.16 | 3.66 | 4.09 | 4.53 |
| Nº | 15.45 | 17.90 | 20.44 | 34.48 | 34.60 | 34.64 |

Tabla 6.52: Características geométricas de los álabes del segundo escalón de la LPT

| | Estator | | | Rotor | | |
|----------------|---------|--------|-------|-------|--------|-------|
| | Hub | Rmedio | Tip | Hub | Rmedio | Tip |
| c (cm) | 5.65 | 5.65 | 5.65 | 6.71 | 6.71 | 6.71 |
| cx/s | 1.07 | 1.13 | 1.19 | 1.42 | 1.17 | 0.97 |
| γ_i (°) | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 12.24 | 5.18 | -2.42 |
| γ_e (°) | 42.37 | 42.22 | 42.09 | 34.47 | 39.00 | 42.92 |
| θ (°) | 21.19 | 21.11 | 21.05 | 11.12 | 16.91 | 22.67 |
| σ | 1.15 | 1.21 | 1.27 | 1.44 | 1.22 | 1.06 |
| s (cm) | 4.92 | 4.66 | 4.44 | 4.65 | 5.49 | 6.36 |
| Nº | 25.61 | 30.87 | 36.39 | 25.90 | 25.75 | 25.57 |

A la hora de elegir el número de álabes de rotor y estator para cada escalón, se escoge el valor más alto entre base, radio medio y punta, y se redondea al número entero superior más cercano [6]. De este modo el número de álabes necesario para los distintos escalones de la turbina de baja presión son:

Tabla 6.53: Número de álabes de las 2 etapas de la LPT

| Primer escalón | | Segundo escalón | |
|----------------|-------|-----------------|-------|
| Estator | Rotor | Estator | Rotor |
| 21 | 35 | 37 | 26 |

Por último, es posible representar una sección lateral de la turbina de baja presión, utilizando las relaciones de la figura 6.36. En las figuras 6. y 6. se muestran las dimensiones longitudinales de la LPT completa, así como las dimensiones radiales y las dimensiones de los álabes en todos sus radios.

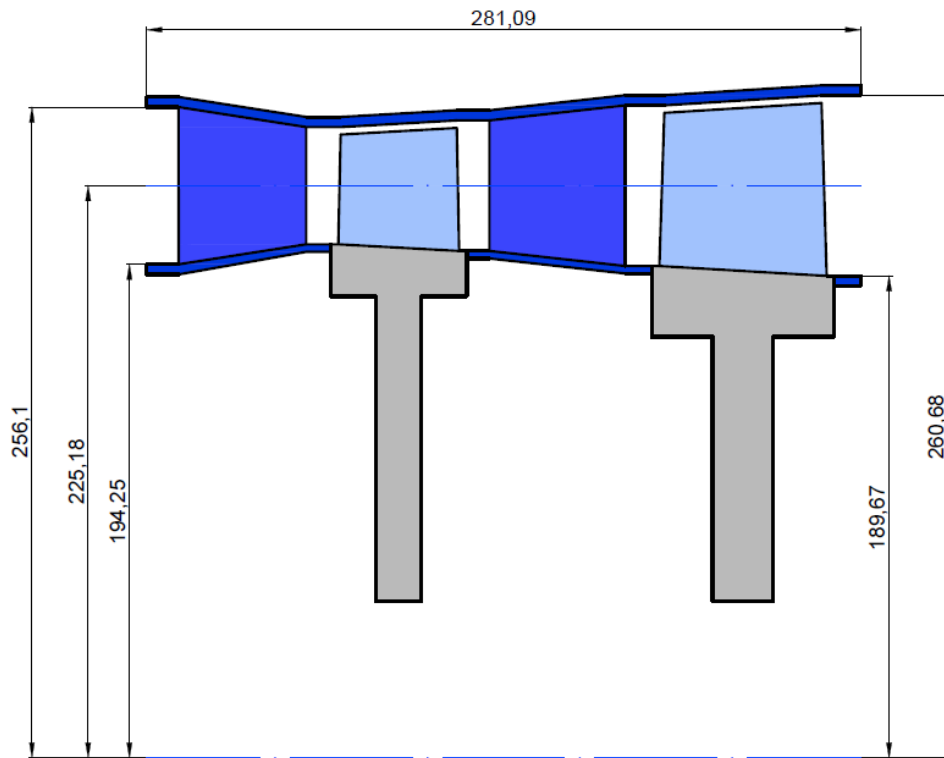


Figura 6.39: Esquema de la LPT con dimensiones axiales y radiales (en mm)

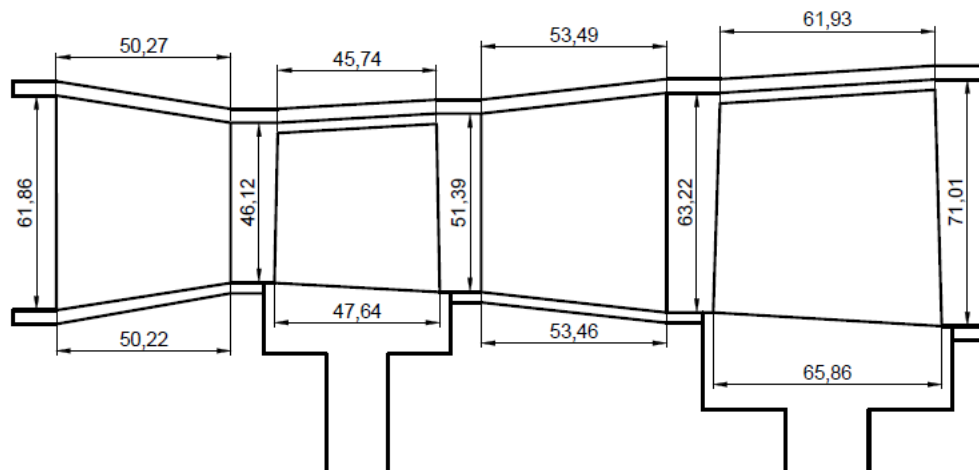


Figura 6.40: Esquema de la LPT con las medidas de los álabes (en mm)

De igual forma que con la turbina de alta presión, a la hora de representar los álabes de rotor se ha dejado un espaciado entre la punta de los mismos y la carcasa de 3 mm. Asimismo, en estas figuras se han representado elementos como la carcasa o las sujeciones de los álabes de rotor al eje, únicamente para

mejorar la visualización de la LPT, por lo que las medidas de esos elementos carecen de importancia al ser exclusivamente elementos visuales.

Como se indica en la figura 6.36, la separación entre un álabe de estator y el siguiente álabe de rotor es $\frac{1}{4}$ de la longitud axial máxima del estator, mientras que la separación entre un álabe de rotor y el siguiente de estator es $\frac{1}{4}$ de la longitud axial máxima del rotor.

6.7 POSTCOMBUSTIÓN

El postquemador es un elemento cuya función principal es aumentar el empuje del motor sin tener que aumentar el área frontal y el peso del mismo. La postcombustión incrementa el empuje añadiendo energía térmica al fluido de gases antes de expulsarlo por la tobera. En el caso de los motores turbofan de flujo mixto, esta corriente de gases está formada por los gases de salida de turbina y el flujo de derivación extraído tras el fan, por lo que es necesario instalar un elemento (mezclador) que mezcle ambos flujos antes de introducirlo en a postcombustión.

Al ser el ratio de equivalencia menor que uno (ver apartado 6.4), en la corriente de gases que pasan por la turbina aún queda oxígeno sin reaccionar. Asimismo, el flujo de gases del fan no ha sufrido ninguna combustión, por lo que todo el oxígeno presente en él permanece a la entrada de la postcombustión. Gracias al excedente de oxígeno en ambos flujos, es posible introducir más combustible para producir una nueva reacción de combustión: una postcombustión.

La postcombustión incrementa el empuje en un 50% aproximadamente, mientras que el consumo de combustible se ve incrementado en un 300% [15]. Por ello, la postcombustión solo será utilizada en las maniobras que requieran un alto empuje momentáneo. Mientras la postcombustión está activada se denomina operación “húmeda” (*wet*), y en el caso de estar desactivada operación “seca” (*dry*).

En el momento de llevar a cabo el diseño de un postquemador, existen una serie de requisitos que este elemento debe satisfacer [6]:

- Alto incremento de temperatura. El fluido de salida del postquemador no debe pasar por ninguna turbina, por lo que la temperatura de salida no está condicionada por la resistencia térmica de los materiales de turbina, sino

por la cantidad de oxígeno disponible y los requisitos de refrigeración de la cámara y la tobera.

- Bajas pérdidas durante la operación seca. Aunque la postcombustión no esté activada, los elementos que la forman si interactúan con el flujo de aire del motor, por lo que las pérdidas generadas por estos elementos deben ser mínimas.
- Rango de temperatura amplio, para mejorar el control de la postcombustión.
- Alta eficiencia de combustión.
- Longitud reducida y bajo peso.
- Capacidad de apagado de altitud.
- No disponer de inestabilidades acústicas por la combustión.
- Amplia vida útil, bajo coste y facilidad de reparación y mantenimiento.

En la figura 6.41 se muestran los elementos principales de un postquemador. El flujo de aire mezclado es decelerado en un difusor y el combustible es inyectado en los anillos de inyección. Tras esto la ignición comienza en el interior de los estabilizadores de llama (figura 6.42), donde se generan zonas de recirculación que disminuyen la velocidad del fluido permitiendo una combustión estable. Por otro lado, en la zona cercana a las paredes se inyecta aire a sin combustionar para ser utilizado como refrigerante. Todos los motores equipados con postcombustión deben disponer de una tobera de área variable para permitir la operación normal del resto del motor esté o no esté activada la postcombustión.

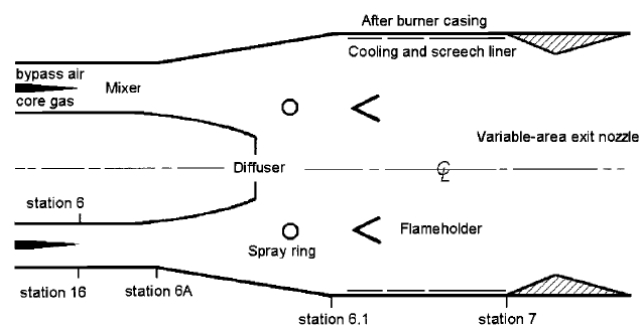


Figura 6.41: Componentes principales de un postquemador [15]

En la figura 6.42 se muestra un estabilizador de llama, donde se puede observar la zona de recirculación anteriormente mencionada. En un punto ligeramente alejado del estabilizador se forma un frente de llama, por donde parte de los gases de recirculación se desplazan mientras combustionan.

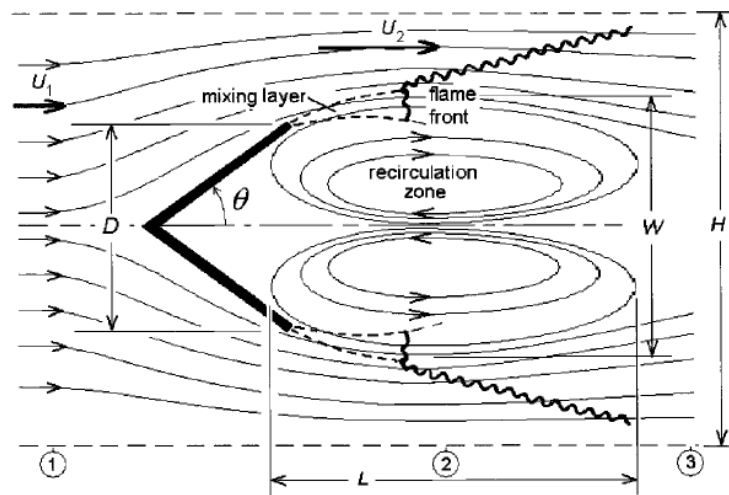


Figura 6.42: Esquema de un estabilizador de llama [15]

El estudio del ciclo termodinámico define la composición del fluido, propiedades termodinámicas y los gastos másicos del flujo principal y derivación a la entrada del mezclador (puntos 6 y 16 respectivamente) y a la salida del mezclador (punto 6A). Por otro lado, del diseño de componentes se conocen las condiciones de salida de la turbina de baja presión (punto 5) y del fan (punto 13). Todos estos datos se muestran en la tabla 6.54.

Tabla 6.54: Datos de actuación conocidos del postquemador

| | m (kg/s) | γ | R (J/kgK) | Pt (Pa) | Tt (K) | P (Pa) | T (K) | M | V (m/s) | A (m ²) |
|----|----------|----------|-----------|---------|--------|--------|--------|-------|---------|---------------------|
| 5 | 58.61 | 1.3 | 288.5 | 565693 | 1248.2 | 406373 | 1156.5 | 0.727 | 478.89 | 0.100 |
| 6 | 58.61 | 1.3 | 288.5 | 565693 | 1248.2 | 510443 | 1218.9 | 0.400 | 270.44 | 0.149 |
| 13 | 17.73 | 1.4 | 286.9 | 590278 | 619.6 | 484749 | 585.7 | 0.538 | 260.92 | 0.024 |
| 16 | 17.73 | 1.4 | 286.9 | 590278 | 619.6 | 532626 | 601.6 | 0.386 | 189.74 | 0.030 |
| 6A | 76.34 | 1.3184 | 288.1 | 552080 | 1125.5 | 495230 | 1096.3 | 0.409 | 263.73 | 0.185 |

Con estos datos se procede a realizar el diseño de los componentes esenciales de la postcombustión: conductos de entrada, mezclador, difusor y estabilizadores de llama.

6.7.1 Conductos de admisión

Como se puede observar en la figura 6.41, los flujos de aire principal y de derivación deben estar conectados al postquemador.

La elección del radio exterior del postquemador influye tanto en la longitud axial requerida por el mezclador como en la caída de presión total debida a la resistencia generada por los estabilizadores de llama y por la combustión, de tal forma que cuanto mayor sea este radio (r_o), mayor será la reducción de la longitud y de la caída de presión total [15].

Sin embargo, cuanto mayor sea este radio mayor será el área frontal del motor y, por lo tanto, mayor será tu tamaño. Por ello, se fija como requisito de diseño que el radio máximo del postquemador sea igual al radio máximo del fan, ya que de esta forma el área frontal del motor permanece inalterada, aumentando al máximo el radio.

Por esto mismo, el radio máximo de entrada al mezclador será también el radio máximo del fan, es decir:

$$r_{o\text{ FAN}} = r_{o16} = r_{o6A} = r_{o7} = 0.340 \text{ m}$$

Debido a que el flujo principal es interior al flujo de derivación, el radio exterior del flujo principal a la entrada del mezclador será igual al radio interior del flujo de derivación:

$$r_{o6} = r_{i16}$$

Los radios, tanto interiores como exteriores, de ambos flujos a la salida del fan y la turbina (13 y 5) están definidos por las dimensiones de los mismos. Por otro lado, tras el mezclador, el postquemador tiene forma cilíndrica, por lo que su radio interior será 0:

$$r_{i6A} = r_{i7} = 0$$

Como consecuencia, al conocerse las áreas de cada conducto (tabla 6.54) y al menos uno de sus radios, es posible definir la geometría radial de cada uno de los puntos de estudio (13, 5, 16, 6, 6A, 7), mostrándose sus valores en la tabla 6.55.

Tabla 6.55: Dimensiones radiales del postquemador

| | Station 5 | Station 6 | Station 13 | Station 16 | Station 6A | Station 6.1=7 |
|---------------------|-----------|-----------|------------|------------|------------|---------------|
| A (m ²) | 0.100 | 0.149 | 0.024 | 0.030 | 0.185 | 0.363 |
| rm (m) | 0.225 | 0.283 | 0.293 | 0.333 | 0.289 | 0.170 |
| ri (m) | 0.190 | 0.242 | 0.286 | 0.325 | 0.238 | 0.000 |
| ro (m) | 0.261 | 0.325 | 0.299 | 0.340 | 0.340 | 0.340 |
| H (m) | 0.0710 | 0.0838 | 0.0128 | 0.0145 | 0.1017 | 0.3399 |

Por lo tanto, la única dimensión por definir para los conductos de entrada al mezclador es la longitud de dichos conductos. Para no dotar en exceso al fluido de una componente radial muy elevada (ya que al pasar de un radio menor a uno mayor el fluido debe tener una componente radial), se decide que la longitud de dichos conductos (L_{iAB}) sea igual al radio interior del flujo de derivación a la salida del fan (r_{i13}).

$$L_{iAB} = r_{i13} = 0.286 \text{ m}$$

En la figura 6.43 Se muestra un esquema de los conductos de entrada al mezclador del postquemador (dimensiones en mm).

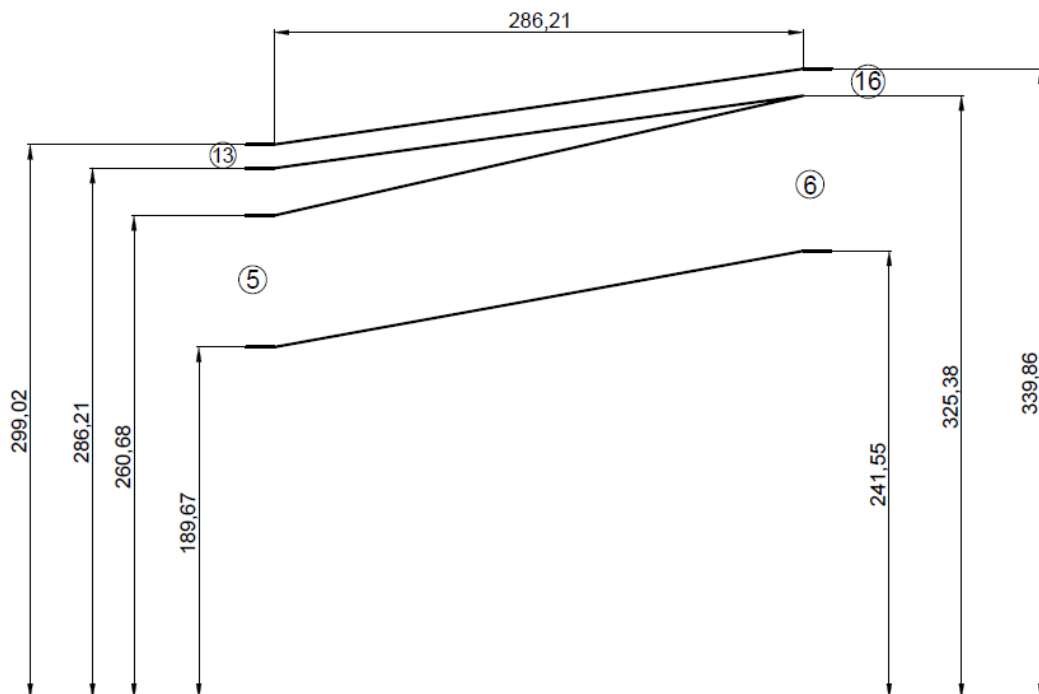


Figura 6.43: Esquema de los conductos de entrada al mezclador (en mm)

6.7.2 Mezclador

Los mezcladores de los postquemadores utilizan capas de cizallamiento turbulento para mezclar en flujo principal y el de derivación [15]. En este tipo de mezcladores, debido a la diferencia de velocidades se generan remolinos entre los dos flujos una vez entran en contacto, aumentando su tamaño progresivamente y mezclando ambos flujos, tal y como se muestra en la figura 6.44.

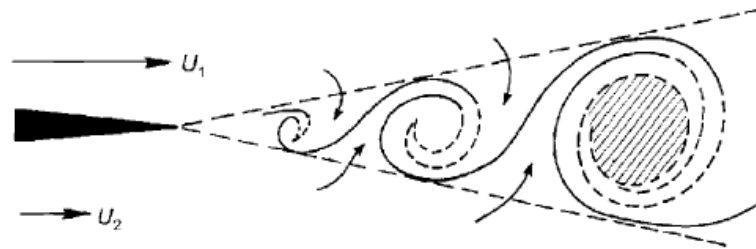


Figura 6.44: Mezcla de flujos paralelos en una capa de cizallamiento [15]

En estos elementos, se define como espesor de la capa de mezcla δ_m (figura 6.45) a la región en la que las fracciones molares de los gases mezclados difieren más de un 1% con respecto a los valores de los flujos no mezclados, es decir, la región donde ambos flujos ya están mezclados.

Para analizar estos tipos de mezcladores se define la relación de velocidades como $r = U_2/U_1$ y a la diferencia de velocidades como $\Delta U = U_1 - U_2$. Por lo tanto, la relación entre la relación entre esta diferencia de velocidades y la velocidad convectiva media $U_c = (U_1 + U_2)/2$ es

$$\Delta U = 2U_c \left(\frac{1-r}{1+r} \right) \quad (6.83)$$

Como consecuencia de estudios experimentales, se concluye que en estos mezcladores la tasa de crecimiento media de la capa de cizallamiento para flujos con la misma densidad viene dada por [15]:

$$\frac{\delta}{x} = C_\delta \left(\frac{1-r}{1+r} \right) \quad (6.84)$$

Siendo δ el espesor local de la capa de cizallamiento a una distancia x (figura 6.45) y C_δ una constante que varía entre 0.25 y 0.45.

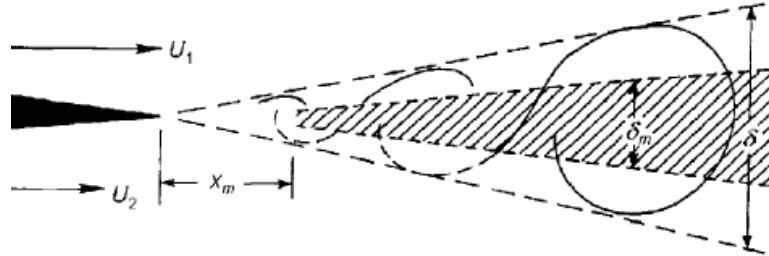


Figura 6.45: Crecimiento del espesor de la capa de cizallamiento y del espesor de la capa de mezcla [15]

Sin embargo, estas fórmulas son válidas únicamente cuando las densidades de ambos flujos son iguales, en caso de ser distintas ($s = \rho_2/\rho_1 \neq 1$) la velocidad convectiva y la tasa de crecimiento de la capa de cizallamiento vienen dadas por las siguientes expresiones:

$$U_c = \frac{U_1 + \sqrt{s}U_2}{1 + \sqrt{s}} \quad (6.85)$$

$$\frac{\delta}{x} = C_\delta \left(\frac{1-r}{1+\sqrt{sr}} \right) \left(\frac{1+\sqrt{s}}{2} \right) \left(\frac{1 - (1-\sqrt{s})/(1+\sqrt{s})}{1 + 2.9(1+r)/(1-r)} \right) \quad (6.86)$$

En la figura 6.45 se observa que la capa de mezcla crece en el tiempo aproximadamente como una fracción constante de la capa de cizallamiento. Experimentalmente, se demuestra que esta relación entre ambas capas es:

$$\frac{\delta_m}{\delta} \approx 0.49 \quad (6.87)$$

En el caso del nuevo mezclador, los flujos a mezclar son 6 y 16, por lo que utilizando los datos de la tabla 6.54 se calcula la relación de velocidades y la relación de densidades:

$$r = \frac{U_{16}}{U_6} = 0.702$$

$$s = \frac{\rho_{16}}{\rho_6} = 2.126$$

Introduciendo ambos valores en la ecuación 6.86 se calcula la tasa de crecimiento de la capa de cizallamiento:

$$\frac{\delta}{x} = C_{\delta} \left(\frac{1-r}{1+\sqrt{sr}} \right) \left(\frac{1+\sqrt{s}}{2} \right) \left(\frac{1-(1-\sqrt{s})/(1+\sqrt{s})}{1+2.9(1+r)/(1-r)} \right) = C_{\delta} \cdot 0.0123$$

Y este valor es utilizado para calcular la tasa de crecimiento máxima ($C_{\delta \max} = 0.45$) de la capa de mezcla a través de la ecuación 6.87:

$$\frac{\delta_m}{x} = \frac{\delta}{x} 0.49 = 0.002704$$

Con este dato es posible calcular la longitud del mezclador necesario para que ambos flujos se mezclen completamente igualando la capa de mezcla a la altura del mezclador:

$$\delta_m = r_{o6A} - r_{I6A} \rightarrow L_m = 37.59 \text{ m}$$

Como resulta evidente, no es viable instalar un mezclador de más de 30 metros en un motor de aviación, por lo que esta opción queda descartada, y es necesario encontrar otra forma de mezclar los dos flujos antes de iniciar la combustión.

6.7.3 Difusor-mezclador combinado

El siguiente componente tras el mezclador es el difusor, por lo que podría resultar conveniente combinar ambos componentes para que se realicen los procesos de mezcla y difusión a la vez.

Si se utiliza un difusor volcado (ver subapartado 6.4.2), el flujo de aire se separa periódicamente de las paredes, causando remolinos que favorecerían en gran medida la mezcla de flujos [15].

Por ello se elige como difusor un difusor combinado de paredes planas y volcado, para mantener una caída de presión total aceptable a la vez que se realiza un mezclado eficiente. El proceso de diseño de este tipo de difusores está descrito en el subapartado 6.4.2 de la cámara de combustión, por lo que a continuación se mostrarán los cálculos sin entrar en detalle.

Se asume una caída de presión total a lo largo del difusor de $\pi_D = 0.99$, por lo que las propiedades a la salida del difusor serán:

Tabla 6.56: Propiedades a la salida del difusor

| | m (kg/s) | γ | R (J/kgK) | Pt (Pa) | Tt (K) | P (Pa) | T (K) | M | V (m/s) | A (m ²) |
|-----|----------|----------|-----------|----------|--------|--------|--------|--------|---------|---------------------|
| 6.1 | 76.33756 | 1.3184 | 288.0889 | 546563.7 | 1125.5 | 533057 | 1118.7 | 0.1951 | 127.192 | 0.3629 |

La relación entre las áreas de salida y entrada del difusor es, por tanto:

$$AR = A_{6.1}/A_{6A} = 1.966$$

Se asume un parámetro de espesor de la capa límite de $B_t = 0.0239$, lo que produce una eficiencia difusiva para el difusor de paredes planas de (ec 6.61):

$$\eta_{D9^\circ} \cong 0.965 - 2.72B_t = 0.90$$

Al igual que en el caso del difusor precámara de la cámara de combustión, es necesario realizar un proceso iterativo para encontrar un valor para la relación entre el área de salida y el área de entrada del difusor de paredes planas A_m/A_{6A} tal que la caída de presiones del difusor sea la supuesta al inicio del diseño $\pi_D = 0.99$. Este proceso iterativo revela que el valor requerido es de $A_m/A_{6A} = 1.34$.

Por lo tanto, las dimensiones a la salida del difusor de paredes planas son:

$$A_m = 1.34 \cdot A_{6A} = 0.247 \text{ m}^2$$

$$r_{om} = r_{o6.1} = 0.340 \text{ m}$$

$$r_{im} = \sqrt{r_{om}^2 - A_m/\pi} = 0.192 \text{ m}$$

$$r_{im} = (r_{om} + r_{im})/2 = 0.266 \text{ m}$$

$$H_m = r_{om} - r_{im} = 0.148 \text{ m}$$

Con estos valores ya es posible calcular la longitud de cada parte del difusor a partir de las ecuaciones 6.60 y 6.63, teniendo en cuenta que el difusor de paredes planas está constituido por un único conducto de difusión de $2\theta = 9^\circ$.

$$L_{FW} = H_{6A} \frac{AR_{FW}(r_{m6A}/r_{mm}) - 1}{2 \tan \theta} = 295.21 \text{ mm}$$

$$L_{\text{dump}} = H_{6.1} - H_m = 191.74 \text{ mm}$$

$$L_D = L_{FW} + L_{\text{dump}} = 486.96 \text{ mm}$$

Y, por tanto, la eficiencia difusiva y la caída de presión total a lo largo del difusor son (ec 6.66 y 6.67):

$$\eta_D = \frac{\eta_{Dm} AR^2 (1 - [A_1/A_m]^2) + 2(AR[A_1/A_m] - 1)}{(AR^2 - 1)} = 0.8641$$

$$\pi_D = 1 - \frac{(1 - 1/AR^2)(1 - \eta_D)}{1 + 2/(\gamma M_3^2)} = 0.9900$$

En la figura 6.46 Se muestra un esquema del difusor-mezclador del postquemador con las medidas axiales y radiales de este en mm.

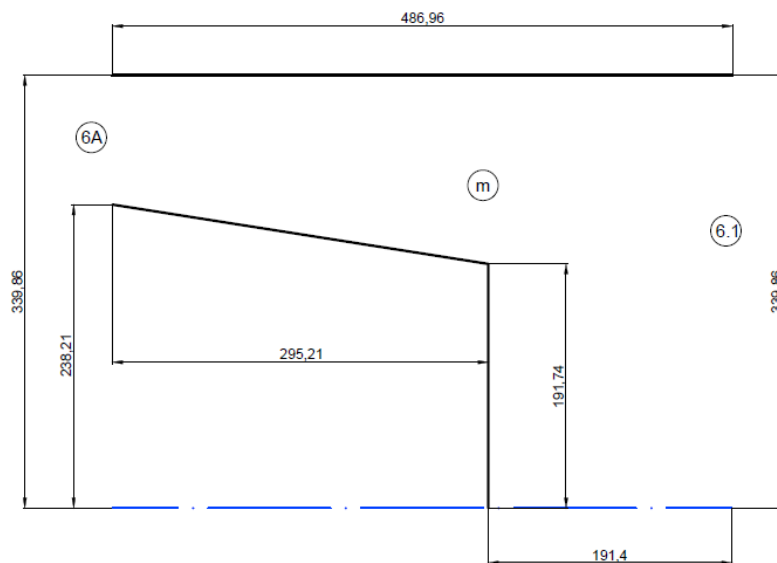


Figura 6.46: Esquema del difusor-mezclador del postquemador con medidas (en mm)

6.7.4 Estabilizadores de llama y caída de presión total

El diseño de los estabilizadores de llama se llevará a cabo considerando la caída de presión total debida a la resistencia aerodinámica y a la combustión. Asimismo, la geometría física de los estabilizadores intentará proveer de estabilidad a la combustión y reducir la longitud del postquemador. Las distancias características de un estabilizador de llama se muestran en la figura 6.42. El tiempo requerido para una combustión estable está relacionado con el bloqueo del estabilizador de llama. Por ello, el diseño de un sistema estabilizador de llama debe considerar tanto el tiempo de residencia de la llama como la caída de presión total (incluyendo la caída de presión cuando la postcombustión está desactivada).

Realizando un análisis sobre un volumen de control como el de la figura 6.42, se llega a la conclusión de que la caída de presión en el postquemador viene definida por el coeficiente de pérdida de presión total $(\Delta P_t/q_1)_{AB}$:

$$\left(\frac{\Delta P_t}{q_1}\right)_{AB} = (\tau_{AB} - 1) + C_D B \quad (6.88)$$

Siendo B la relación de bloqueo del estabilizador (relación entre la dimensión lateral del generador de remolinos en V (*vee-gutter*) D y la altura del canal H)

$$B = D/H \quad (6.89)$$

y C_D el coeficiente de resistencia del generador de remolinos en V

$$C_D = \frac{H}{D} \frac{W^2}{(H - W)^2} \quad (6.90)$$

Cuando la postcombustión está desactivada, $\tau_{AB} = 1$. Introduciendo esta condición se obtiene la caída de presión total cuando el postquemador no está funcionando.

Por otra parte, la caída de presión total en el postquemador está relacionada con el coeficiente de pérdida de presión total mediante la siguiente expresión:

$$\pi_{AB} = \frac{P_{t3}}{P_{t1}} = 1 - \left(\frac{\Delta P_t}{q_1}\right)_{AB} \left(1 + \frac{2}{\gamma M_1^2}\right)^{-1} = 1 - \frac{(\tau_{AB} - 1) + C_D B}{1 + 2/(\gamma M_1^2)} \quad (6.91)$$

Solo queda establecer una relación entre la anchura de la estela máxima W , la altura del canal H , la dimensión lateral del generador de remolinos en V D y el valor del ángulo 2θ . Experimentalmente, se puede establecer una relación entre W/H y B a través de la siguiente expresión:

$$\frac{W}{H} \cong B + (1 + \sqrt{B})\sqrt{B \sin(\theta/2)} \quad (6.92)$$

Por otro lado, la relación entre la altura de la zona de recirculación W y la altura del canal H debe estar comprendida entre unos valores de $0.3 < W/H < 0.5$ para conseguir tiempos de residencia dentro del 4% del máximo logrado cuando $W/H = 0.5$. Para conseguir esta relación, es necesario que la relación de bloqueo esté comprendida en (ec 6.88) $0.21 < B < 0.417$ [15].

Las dos variables de diseño a la hora de diseñar un estabilizador de llama son [15]:

1. La relación de bloqueo $B = D/H$, que es la relación entre la dimensión lateral del generador de remolinos en V (*vee-gutter*) D y la altura del canal H (estando H determinada por el radio exterior dividido por el número de estabilizadores).
2. El número de generadores de remolinos en V.

Además de estas dos variables de diseño, se añaden dos suposiciones a la hora de analizar el comportamiento de los estabilizadores de llama [15]: el ángulo de los generadores de remolinos en V es $2\theta = 30^\circ$ y el número máximo de estos generadores de remolinos es 4 debido a la complejidad de instalarlos.

Antes de comenzar el diseño de los estabilizadores, es necesario conocer la caída de presión que puede suceder en este componente. En el ciclo termodinámico se estableció una caída de presión a lo largo de todo el postquemador de:

$$\pi_{6A-7} = 0.95$$

Este valor incluye tanto la pérdida en el difusor π_{ABD} como el propio quemador π_{AB} . Por lo tanto, la caída de presión total en los estabilizadores de llama debe ser:

$$\pi_{AB} = \frac{\pi_{6A-7}}{\pi_{ABD}} = 0.96$$

Este valor de relación de presiones da un valor de diferencia de presiones totales de:

$$(\Delta P_t)_{AB} = P_{t6.1}(1 - \pi_{AB}) = 22088 \text{ Pa}$$

Como punto de inicio, se selecciona el valor de relación de bloqueo óptimo $B = 0.417$, para el cual se obtiene el valor máximo para la relación $W/H = 0.5$. Con este valor se calculará π_{AB} , y si este valor es menor de 0.96 será necesario cambiar el valor de B menos restrictivo.

Sabiendo que la presión dinámica en el punto 6.1 es

$$q_{6.1} = P_{t6.1} - P_{6.1} = 13507 \text{ Pa}$$

Por lo tanto, el coeficiente de pérdida de presión total máximo es $(\Delta P_t/q_1)_{AB} = 1.635$.

Conociendo el valor de la relación de bloqueo, se calcula el coeficiente de resistencia a partir de la ecuación 6.90:

$$C_D = \frac{H}{D} \frac{W^2}{(H - W)^2} = \frac{1}{B \left(\frac{H}{W} - 1 \right)^2} = 2.391$$

Y, por lo tanto, el valor del coeficiente de pérdida de presión total, a partir de la ecuación 6.38:

$$\left(\frac{\Delta P_t}{q_1} \right)_{AB} = (\tau_{AB} - 1) + C_D B = 1.952 > 1.635$$

Al ser este valor superior al coeficiente de pérdida de presión total máximo, no es posible continuar con este valor de B . Para asegurarse un valor adecuado, es posible calcular el valor de W/H máximo desarrollando la siguiente ecuación a partir de la ecuación 6.88:

$$\frac{W}{H} = \left[1 + \sqrt{\frac{1}{(\Delta P_t/q_1)_{AB} - (\tau_{AB} - 1)}} \right]^{-1} \quad (6.93)$$

$$\frac{W}{H} = 0.452 \Rightarrow B = 0.357 \Rightarrow C_D = 1.861 \Rightarrow \left(\frac{\Delta P_t}{q_1} \right)_{AB} = 1.635$$

Este valor de B sí es aceptable si la postcombustión está activada. Tras esta comprobación, el siguiente paso es comprobar la caída de presión cuando la postcombustión está desactivada. Cuando el posquemador está apagado, la pérdida de presión total no debe ser superior a la mitad que en el caso de estar encendido [15].

Ya que la caída de presión total en el difusor no depende de si la postcombustión está o no activada, la caída de presión y la presión dinámica en los puntos 6.1 y 6A es idéntica en ambos casos.

En el momento en el que la postcombustión está activada, $(\Delta P_t)_{AB-on} = (P_{t7} - P_{t6A})_{AB-on} = 27610$ Pa, por lo que la pérdida de presión total máxima permisible debido a la resistencia generada por los estabilizadores de llama es 13805 Pa.

En el momento en el que la postcombustión está apagada, $\tau_{AB} = 1$, por lo que el coeficiente de pérdida de presión total es

$$\left(\frac{\Delta P_t}{q_1}\right)_{AB} = (\tau_{AB} - 1) + C_D B = 0.681$$

Multiplicando este coeficiente por la presión dinámica en el punto 6.1 se obtiene la pérdida de presión total debido a la resistencia generada por los estabilizadores de llama con una relación de bloqueo de $B = 0.357$ es

$$(\Delta P_t)_{AB-off} = 9193 \text{ Pa} < 13805 \text{ Pa}$$

Este valor es menor que el máximo establecido de 13805 Pa, por lo que esta configuración de estabilizadores de llama satisface los requisitos con la postcombustión encendida y con la postcombustión apagada.

El siguiente paso es seleccionar el número de generadores de remolinos en V. Cuantos más generadores, menor longitud tendrá el postquemador. Sin embargo, aumentar su número aumenta a su vez la complejidad y la dificultad de mantenimiento [15].

Por lo tanto, se decide disponer de dos hileras de generadores de vórtices. Para esta condición de diseño, la altura de cada canal será

$$H = \frac{r_{06.1}}{2} = 0.170 \text{ m}$$

y la anchura de cada generador de vórtices

$$D = BH = 0.0621 \text{ m}$$

Usando un ángulo de divergencia de los generadores de $2\theta = 30^\circ$, y un ángulo para la estela de la llama de $2\alpha_w = 17^\circ$, el resto de dimensiones características son:

Anchura de la zona de recirculación:

$$W = H(W/H) = 0.0768 \text{ m}$$

Longitud de la zona de recirculación:

$$L \sim 4W = 0.307 \text{ m}$$

Longitud de los generadores de vórtices en V:

$$L_G = D/(2 \tan \theta) = 0.116 \text{ m}$$

Longitud de la estela (*wake*):

$$L_w = \frac{(H - D)}{(2 \tan \alpha_w)} = 0.240 \text{ m}$$

A esta distancia de la estela se le añaden 15 cm de más debido al conocimiento impreciso del ángulo de propagación de la llama.

En la figura 6.47 se muestra un esquema de los estabilizadores de llama de la postcombustión.

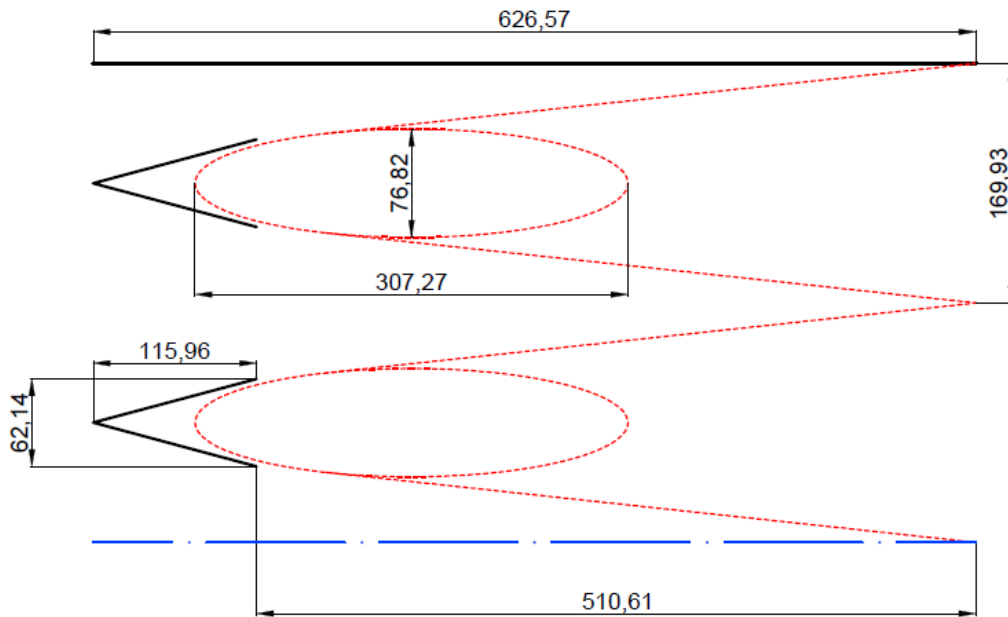


Figura 6.47: Esquema de los estabilizadores de llama con dimensiones axiales y radiales (en mm)

Por lo tanto, la longitud del postquemador será, incluyendo también los conductos de entrada y el difusor:

$$L_{AB} = L_{iAB} + L_D + L_G + L_w + 0.15 = 1.400 \text{ m}$$

Por último, en la figura 6.48 se muestra un esquema de todos los elementos de la postcombustión juntos.

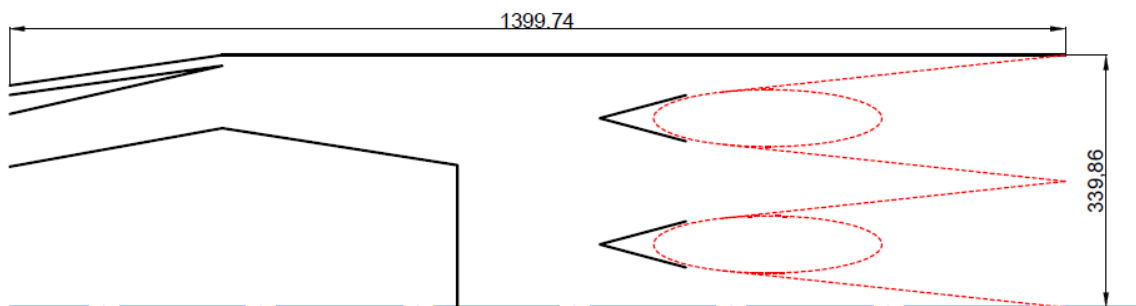


Figura 6.48: Esquema de la cámara de combustión completa (mm)

6.8 TOBERA

El último elemento de un aerorreactor es la tobera, cuyo objetivo principal es incrementar la velocidad de salida del flujo de gases, maximizando el empuje producido por el motor [6]. En una tobera, la relación de presiones a lo largo de la misma controla el proceso de expansión, produciéndose el empuje máximo cuando la presión estática de salida es igual a la presión ambiental. Si la tobera funciona con esta característica, se denomina tobera adaptada.

Existen dos tipos de toberas principales: convergentes y convergente-divergentes. Las primeras solo permiten acelerar el fluido hasta $M = 1$, mientras que las segundas, al disponer de una sección divergente, pueden acelerar el flujo de gases de salida a velocidades supersónicas.

Las toberas convergente-divergentes son utilizadas por la mayoría de aeronaves de combate de alto rendimiento, debido al aumento de prestaciones que producen. Este tipo de toberas son recomendables cuando la relación entre la presión total de salida con respecto a la presión ambiental es mayor que 4 [15]. En el caso del nuevo motor, esta relación de presiones es

$$\frac{P_{t9}}{P_0} = 26.42 > 4$$

Por lo tanto, se decide instalar una tobera de tipo convergente-divergente en el nuevo motor.

A la hora de realizar el diseño de una tobera, esta debe realizar las siguientes funciones de forma eficaz [15]:

- Acelerar el flujo de aire a la velocidad deseada con una pérdida de presión total mínima.
- El Mach de salida y la presión de salida deben ser lo más próximas a las deseadas.
- Permitir la actuación de la postcombustión sin afectar a la operación del motor (requiere geometría variable).
- Permitir la refrigeración de las paredes.
- Reducir el ruido, la huella radar y la radiación infrarroja de los gases de escape.

6.8.1 Coeficientes de actuación de la tobera

Para caracterizar el desempeño y el rendimiento de las toberas se utilizan una serie de coeficientes de actuación. Estos coeficientes comparan la actuación real de la tobera con la actuación ideal, por lo que el valor de los coeficientes expresa lo eficaz y eficiente que es la tobera.

Se pueden caracterizar tres coeficientes de actuación [15]: coeficiente de empuje bruto C_{fg} , coeficiente de descarga C_D y coeficiente de velocidad C_V .

El coeficiente de empuje bruto mide de forma general la eficiencia de la tobera, ya que compara el empuje real del motor con el empuje ideal:

$$C_{fg} = \frac{F_{g \text{ real}}}{F_{g \text{ ideal}}} \quad (6.94)$$

Este coeficiente incluye pérdidas debidas a [6]:

- Velocidades de salida no axiales.
- Reducción de la velocidad por efecto de la capa límite.
- Fugas de gasto másico a lo largo de la tobera.
- No uniformidades en el flujo

El coeficiente de descarga relaciona el gasto másico real que pasa por la garganta de la tobera con el gasto másico ideal que podría pasar por ese punto. Este coeficiente puede representarse como la relación entre el área efectiva de la garganta y el área física de la garganta (área real):

$$C_D = \frac{\dot{m}_8}{\dot{m}_{8i}} = \frac{\rho_8 V_8 A_{8e}}{\rho_8 V_8 A_8} = \frac{A_{8e}}{A_8} \quad (6.95)$$

Como consecuencia de la capa límite entre los puntos 7 y 8, el área física de la tobera debe ser superior al área efectiva requerida por el flujo másico de aire.

Por último, el coeficiente de velocidad relaciona la velocidad de salida real de la tobera con la velocidad ideal correspondiente a un proceso isentrópico de expansión ($P_{t9} = P_{t8}$):

$$C_V = \frac{V_9}{V_{9I}} \quad (6.96)$$

Es decir, este coeficiente representa el efecto de las pérdidas por fricción de la capa límite en la zona divergente de la tobera

Los coeficientes de descarga y velocidad dependen de las características geométricas de la tobera. En el caso del coeficiente de descarga, este es función del ángulo de convergencia de la zona convergente de la tobera θ (figura 6.49), mientras que el coeficiente de velocidades es función del ángulo de divergencia de la zona divergente de la tobera α y la relación de áreas entre la salida y la garganta A_9/A_8 (figura 6.50).

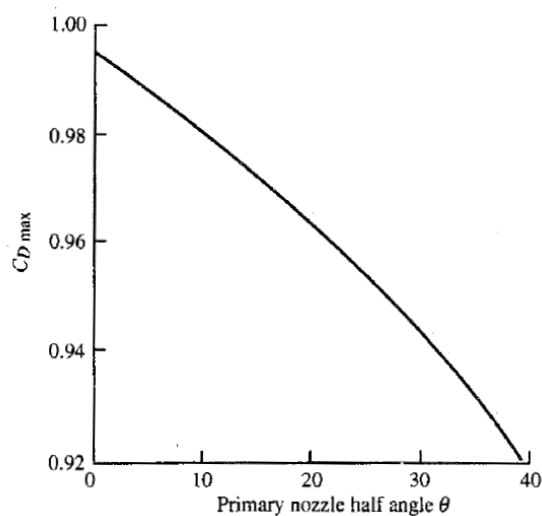


Figura 6.49: Variación del coeficiente de descarga de la tobera [6]

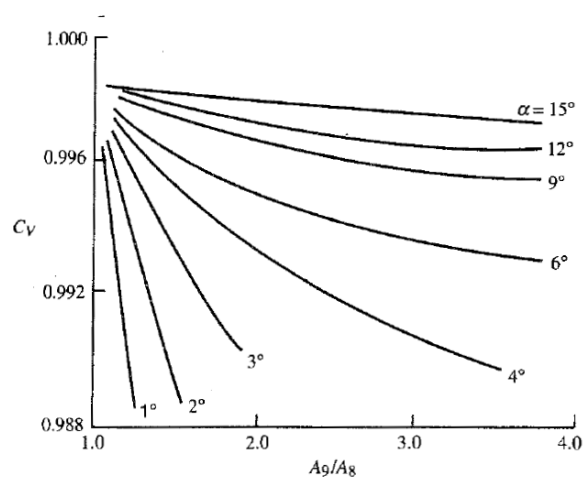


Figura 6.50: Variación del coeficiente de velocidades de la tobera [6]

El coeficiente de empuje bruto puede relacionarse con los coeficientes de descarga y velocidad mediante la siguiente expresión:

$$C_{fg} = C_D C_V \sqrt{\frac{1 - (P_{9i}/P_{t8})^{(\gamma-1)/\gamma}}{1 - (P_0/P_{t8})^{(\gamma-1)/\gamma}}} \left\{ 1 + \frac{\gamma - 1}{2\gamma} \frac{1 - P_0/P_9}{(P_{t9}/P_9)^{(\gamma-1)/\gamma} - 1} \right\} \quad (6.97)$$

En el caso de salida adaptada ($P_9 = P_0$), esta ecuación se reduce a

$$C_{fg} = C_D C_V \quad (6.98)$$

6.8.2 Dimensiones y actuación de la tobera

Para poder mantener la operación del motor, es necesario instalar una tobera de área variable. En este apartado se realizará el diseño de la tobera en el punto de diseño estudiado para el resto de componentes, teniendo en cuenta que es necesario instalar una serie de mecanismos que permitan variar las geometrías calculadas a las posiciones óptimas en cada modo de operación.

Del estudio ciclo termodinámico se conocen las propiedades a la entrada de la tobera (punto 7), así como la caída de presiones de la tobera. Asumiendo que la caída de presión total se produce entre la garganta y la salida, y que el coeficiente de descarga de la tobera es 0.98 [15], así como la condición de salida adaptada, ya son conocidos todos los datos de entrada necesarios para dimensionar la tobera (tabla 6.57).

Tabla 6.57: Datos de entrada para el cálculo de la tobera

| Datos tobera | |
|-------------------------|----------------------|
| \dot{m}_n | 78.91 kg/s |
| P_{t7} | 524476 Pa |
| T_{t7} | 2200 K |
| M_7 | 0.306 |
| A_7 | 0.363 m ² |
| $\pi_n = P_{t9}/P_{t8}$ | 0.98 |
| C_D | 0.98 |
| $P_9 = P_0$ | 19455 Pa |

Al conocerse las propiedades en el punto 8 (temperatura y presión totales iguales al punto 7), se puede calcular el área efectiva en dicho punto para que pase el flujo másico establecido:

$$MFP_8 = M_8 \sqrt{\gamma} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{1} M_8^2 \right)^{\frac{\gamma + 1}{2(1 - \gamma)}} = 0.6673$$

$$A_{8e} = \frac{\dot{m}_0 \sqrt{T_{t8} R}}{P_{t8} MFP_8 \cos \alpha_8} = 0.1845 \text{ m}^2$$

A partir de este valor, conociéndose el valor del coeficiente de descarga, se calcula el área real y el radio de la garganta a partir de la ecuación 6.95

$$A_8 = \frac{A_{8e}}{C_D} = 0.1852 \text{ m}^2 \Rightarrow r_8 = 0.2428 \text{ m}$$

Al conocerse el valor de la presión total en la garganta y la presión de salida, se puede calcular el Mach de salida de la tobera si no existiesen pérdidas de presión total (expansión isentrópica), es decir, el Mach de salida ideal:

$$\frac{P_{t8}}{P_9} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_{9i}^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \Rightarrow M_{9i} = 2.755$$

Y a partir de este valor, la relación entre el área de salida y su área crítica A^* en condiciones de salida ideales:

$$\frac{A}{A^*} \Big|_{9i} = \frac{1}{M_{9i}} \left[\frac{2}{\gamma + 1} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_{9i}^2 \right) \right]^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}} = 3.9154$$

De esta relación se puede calcular la relación de áreas reales entre la salida y la garganta de la siguiente forma:

$$\frac{A}{A^*} \Big|_{9i} = \frac{A}{A^*} \Big|_{9i} \frac{A_8}{A_8} = \frac{A_9 A_8}{A_8 A^*} = \frac{A_9 A_8}{A_8 A_{8e}} = \frac{A_9}{A_8} \frac{1}{C_D}$$

$$\frac{A_9}{A_8} = \frac{A}{A^*} \Big|_{9i} C_D = 3.8370$$

Y, por lo tanto, el área de salida y el radio de salida son:

$$A_9 = \frac{A_9}{A_8} A_8 = 0.7104 \text{ m}^2 \Rightarrow r_9 = 0.4755 \text{ m}$$

Por otro lado, la relación entre el área de salida y su área crítica A^* en condiciones de salida reales se relaciona con la relación entre el área de salida y su área crítica A^* en condiciones de salida ideales a través de la caída de presión total entre la garganta y la salida:

$$\frac{A}{A^*}|_{9r} = \frac{A}{A^*}|_{9i} \frac{P_{t9}}{P_{t8}} = \frac{A_9}{A_8} \frac{1}{C_D} \frac{P_{t9}}{P_{t8}} = 3.837$$

Con este valor y la ecuación de la relación entre un área y su área crítica, se despeja el Mach de salida real.

$$\frac{A}{A^*}|_{9r} = \frac{1}{M_{9r}} \left[\frac{2}{\gamma + 1} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_{9r}^2 \right) \right]^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}} \Rightarrow M_{9r} = 2.737$$

Conociendo el Mach de salida, tanto real como ideal, y la temperatura total de salida (igual a la temperatura de entrada en la tobera) se pueden calcular las velocidades de salida en ambos casos y, con ellas, el coeficiente de velocidades a partir de la ecuación 6.96.

$$V_{9r} = M_{9r} \sqrt{\gamma R T_9} = M_{9r} \sqrt{\gamma R \frac{T_{t9}}{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_{9r}^2}} = 1705.98 \text{ m/s}$$

$$V_{9i} = M_{9i} \sqrt{\gamma R T_9} = M_{9i} \sqrt{\gamma R \frac{T_{t9}}{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_{9i}^2}} = 1711.26 \text{ m/s}$$

$$C_V = \frac{V_{9r}}{V_{9i}} = 0.9969$$

Al ser conocidos en este punto tanto el coeficiente de descarga como el coeficiente de velocidades, se puede determinar los valores para los ángulos de la tobera tanto en la parte convergente como en la divergente a partir de las figuras 6.49 y 6.50:

$$\alpha \approx 12^\circ$$

$$\theta \approx 10^\circ$$

Por lo tanto, las longitudes de la tobera son:

$$L_{78} = \frac{r_7 - r_8}{\tan \theta} = 0.561 \text{ m}$$

$$L_{89} = \frac{r_9 - r_8}{\tan \alpha} = 1.083 \text{ m}$$

$$L_n = L_{89} + L_{78} = 1.644 \text{ m}$$

En la figura 6.51 se muestra un esquema de la tobera con sus dimensiones axiales y radiales en mm.

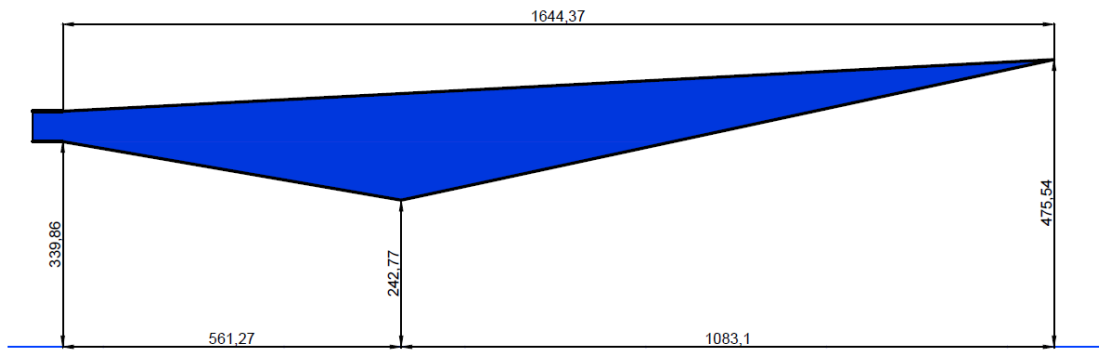


Figura 6.51: Esquema de la tobera con dimensiones axiales y radiales (en mm)

Asimismo, al conocerse los valores de los coeficientes de descarga y velocidades, se puede calcular el coeficiente de empuje bruto para el caso de salida adaptada mediante la ecuación 6.98:

$$C_{fg} = C_D C_V = 0.977$$

Con la tobera diseñada, se finaliza el diseño de componentes.

7 Resultados

En este momento el diseño preliminar del nuevo motor ha finalizado, ya que se conocen las misiones que debe realizar la aeronave motorizada por la planta propulsiva, el ciclo termodinámico y los componentes individuales que forman el motor.

En las imágenes 7.1 y 7.2 se muestra el esquema final del motor (turbomaquinaria y motor completo respectivamente). La longitud del motor es la suma de los distintos componentes que forman el motor acoplados entre sí. Por otra parte, el diámetro máximo del motor lo marca la salida de la tobera.

$$L_{motor} = 4721 \text{ mm}$$

$$D_{motor} = 951 \text{ mm}$$

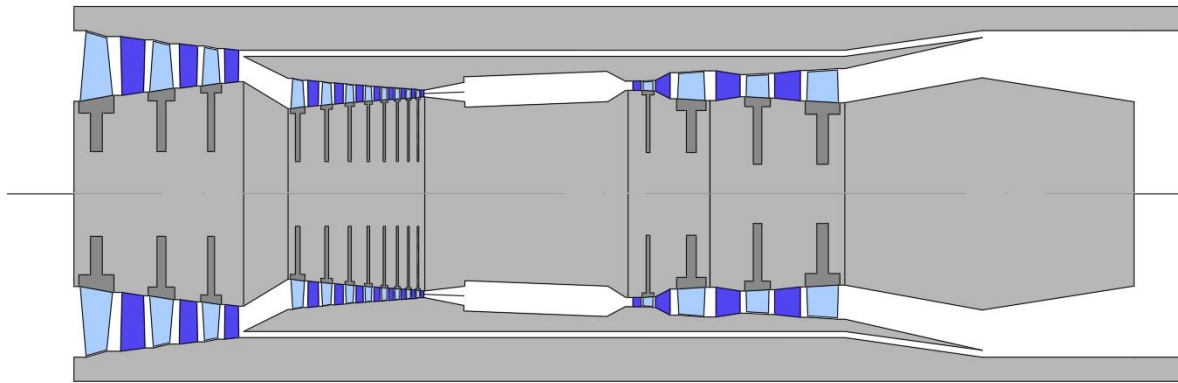


Figura 7.1: Esquema de la turbomaquinaria del motor unida

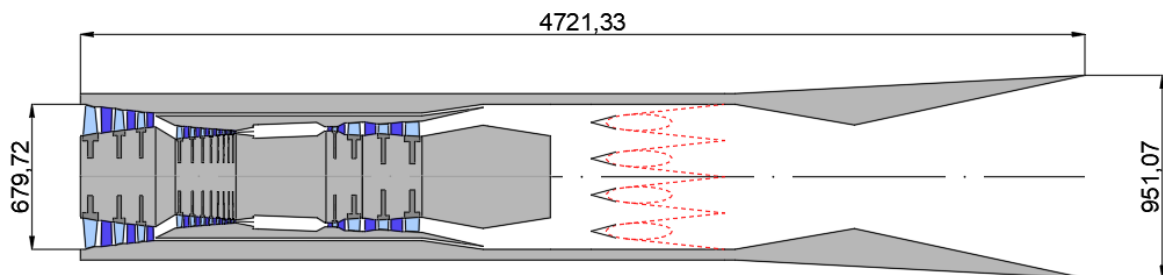


Figura 7.2: Esquema general del motor con medidas (en mm)

En primer lugar, se compararán la actuación de los componentes con respecto a la inicialmente supuesta por el ciclo termodinámico

Tabla 7.1: Datos de actuación del ciclo frente a los de los componentes finales

| | Ciclo termodinámico | Componentes |
|--------------|---------------------|-------------|
| π_f | 3 | 2.99 |
| π_{HPC} | 7 | 7.02 |
| τ_{HPT} | 1.287 | 1.287 |
| τ_{HPT} | 1.152 | 1.152 |

Como se puede observar en la tabla 7.1, los saltos de las temperaturas de las turbinas son idénticos en ambos casos. Esto es debido a que el diseño de las turbinas se realizó con este valor como dato, por lo que, al diseñarse unas turbinas capaces de soportar los esfuerzos centrífugos y térmicos, y encontrar una distribución de los triángulos de velocidades válidas, las turbinas diseñadas cumplen con los requisitos establecidos por el ciclo en cuanto a extracción de trabajo.

En los saltos de presiones de los compresores, los datos entre el ciclo y los componentes sí varían ligeramente, ya que, al utilizar el concepto de diseño repetitivo, el salto de presiones no es dato, sino que debe encontrarse una distribución de triángulos de velocidades que cumplan este requisito. Las diferencias entre los saltos de presiones establecidos por el ciclo y los finalmente obtenidos por los compresores son inferiores al 1% en ambos casos. Al ser estas diferencias tan bajas, se asumen válidos los diseños de ambos componentes.

El resto de componentes, al igual que las turbinas, se han diseñado con los datos del ciclo termodinámico como datos de entrada, por lo que también cumplen con los requisitos impuestos por este.

A continuación se procede a comparar los resultados de dimensiones, características y actuación del nuevo motor con las dos motorizaciones existentes del F-4 Phantom II. Esta comparativa se muestra en la tabla 7.2, en la que se añade a la tabla 3.2 presentada en el capítulo 3 (estado actual de las tecnologías) el nuevo motor diseñado.

Tabla 7.2: Comparativa entre el nuevo motor y las motorizaciones existentes del F-4 Phantom II

| | J79-GE-17 | RR Spey mk 202 | Nuevo motor |
|---------------------------------------|-------------|----------------|-------------|
| Características | | | |
| Longitud [mm] | 5301 | 5204 | 4721 |
| Diámetro [mm] | 992 | 940 | 951 |
| Número de ejes | 1 | 2 | 2 |
| Índice de derivación | / | 0.64 | 0.312 |
| N.º escalones LPC | 17 | 5 | 3 |
| N.º escalones HPC | (eje único) | 12 | 8 |
| N.º escalones HPT | 3 | 2 | 2 |
| N.º escalones LPT | (eje único) | 2 | 2 |
| Revoluciones eje alta [rpm] | 7685 | 8393 | 13703 |
| Revoluciones eje baja [rpm] | (eje único) | 12484 | 17854 |
| Tipo cámara combustión | Mixta | Mixta | Anular |
| Performance | | | |
| Salto de presiones de los compresores | 13.4 | 16.9 | 21 |
| Gasto másico [kg/s] | 76.6 | 106.14 | 74.78 |
| Temperatura entrada turbina [K] | 1261 | 1390 | 1850 |
| Temperatura salida postquemador [K] | 2258 | / | 2200 |
| Empuje (con postcombustión) [kN] | 79.63 | 91.25 | 103.12 |
| Empuje (sin postcombustión) [kN] | 52.8 | 54.5 | 43.80 |
| Consumo (con postcombustión) [mg/Ns] | 55.53 | 52.39 | 48.34 |
| Consumo (sin postcombustión) [mg/Ns] | 23.74 | 17.86 | 22.19 |

En primer lugar, se observa la diferencia de dimensiones entre los 3 motores. El diámetro máximo de la nueva motorización es muy similar a las ya existentes. Este valor podría reducirse si se optara por una tobera más pequeña, que en el caso de máxima potencia con postcombustión funcionara en régimen subexpandido, lo que reduciría ligeramente el empuje proporcionado por el motor, pero reduciendo a su vez tanto el diámetro como la longitud del motor.

En cuanto a la longitud, el nuevo motor es significativamente más corto que los existentes (aproximadamente 0.5 metros). Esta característica reduciría el peso del motor, permitiendo a la aeronave cargar más combustible y/o armamento.

Otra característica a destacar es la diferencia del número de escalones de compresión. Tanto el J79 como el Spey 202 cuentan con 17 escalones, mientras que el nuevo motor cuenta únicamente con 12. Al igual que con la longitud, esta característica se traduce en una disminución de peso y en una reducción de los costes de fabricación y mantenimiento, ya que el número de álabes será a su vez menor.

En los escalones de turbina, el motor turbofan cuenta con el mismo número de escalones que la nueva motorización, y el turborreactor J79 cuenta con un escalón menos (3). En este aspecto, la diferencia principal se encuentra en la temperatura de trabajo de la turbina. Ambas motorizaciones son muy antiguas, por lo que los nuevos avances en materiales como las superaleaciones de níquel monocristalinas permiten trabajar con temperaturas mayores en este componente. Una diferencia significativa entre los tres motores es la velocidad de giro. El nuevo motor cuenta con velocidades de rotación muy superiores, debido, al igual que en la turbina, a la implementación de nuevos materiales más resistentes. Esta característica se traduce en un diámetro de las turbomáquinas menor, lo que reduce el peso y el tamaño del motor.

La última diferencia en cuanto a componentes es el tipo de cámara de combustión. En los motores antiguos las cámaras de combustión mixtas eran lo más común debido a su facilidad de mantenimiento. Sin embargo, la nueva motorización (al igual que los motores modernos) cuenta con una cámara de combustión anular, ya que, aunque su mantenimiento sea más complicado, permite combustiones mucho más eficientes y, sobre todo, mejor distribución de

la temperatura a la entrada en la turbina, por lo que se evita la formación de puntos calientes que comprometan la vida útil de la turbina.

En cuanto a las actuaciones, los puntos más destacable son el empuje y el consumo con postcombustión. El empuje con postcombustión es casi un 30% superior al turborreactor J79, mientras que supera en más de un 13% al turbofan Spey mk 202. Destaca que, al contrario de lo que podría parecer en un principio, este aumento del empuje no produce un aumento del consumo específico, sino que lo reduce un 17% frente al J79 y un 20% frente al spey mk 202. Por lo tanto, el F-4 Phantom podrá realizar maniobras de combate más restrictivas durante un mayor tiempo.

Sin embargo, esta mejora de las actuaciones con postcombustión contrarresta con las actuaciones sin postcombustión. Como se mencionó en el capítulo 5 del ciclo termodinámico, aumentar en salto de presiones del fan mejora las actuaciones del motor con postcombustión, a costa de reducir el índice de derivación para cumplir el requisito de presiones totales iguales a la entrada del mezclador. Reducir el índice de derivación tiene como consecuencia aumentar el consumo específico sin postcombustión, que en este caso es únicamente un 6.5% inferior al consumo del J79 y más de un 20% superior al consumo del Spey mk 202, un turbofan con más del doble de derivación que el nuevo motor. Asimismo, la alta temperatura de entrada en turbina y el mayor salto de presiones del compresor del nuevo motor se traducen en un empuje menor sin postcombustión, concretamente un 17% respecto al J79 y un 20% respecto al Spey mk 202.

Como conclusión, la nueva planta propulsiva mejora significativamente las actuaciones con postcombustión y, como consecuencia, las características de combate de la aeronave sumándose esta ventaja a la reducción de peso del motor y consiguiente aumento de la capacidad armamentística. Esta mejora se produce a costa de una reducción de sus características sin postcombustión.

Este empeoramiento podría suponer un alcance más limitado. Sin embargo, al verse reducido el peso, es posible aumentar la capacidad de combustible de la aeronave, por lo que no se puede afirmar a priori que se reduce el alcance.

8 Conclusiones

El objetivo principal del trabajo de diseñar una nueva planta propulsiva para la aeronave de combate F-4 Phantom II se ha alcanzado con éxito, ya que el nuevo motor cumple con los requisitos de misión de la aeronave al mismo tiempo que mejora sus actuaciones de empuje y consumo con respecto a las motorizaciones existentes en vuelo con postcombustión, mejorándose un 30% y un 17% respectivamente frente a la motorización más común (GE J79).

Sin embargo, dentro del objetivo principal se establecía mejorar a su vez las actuaciones sin postcombustión, lo cual no ha podido conseguirse. Esto se debe a que, como se expuso en el capítulo de análisis del ciclo termodinámico, por norma general, mejorar las actuaciones con postcombustión empeora las actuaciones sin postcombustión y viceversa. Al tratarse de una aeronave de combate, se ha priorizado las misiones de combate, por lo que el nuevo motor resulta válido en este aspecto.

Asimismo, también se ha conseguido reducir el tamaño del motor, tanto en longitud como en diámetro, en un 11% y en un 4% respectivamente, por lo que se garantiza uno de los requisitos de las aeronaves de combate, que el motor entre dentro del espacio disponible dentro del fuselaje.

Como conclusión, la nueva planta propulsiva mejora significativamente las actuaciones con postcombustión y, como consecuencia, las características de combate de la aeronave, sumándose esta ventaja a la reducción de peso del motor y consiguiente aumento de la capacidad armamentística. Esta mejora se produce a costa de una reducción de sus características sin postcombustión.

Este empeoramiento podría suponer un alcance más limitado. Sin embargo, al verse reducido el peso, es posible aumentar la capacidad de combustible de la aeronave, por lo que no se puede afirmar a priori que se reduce el alcance.

8.1 Líneas futuras

Como se comentó al inicio del trabajo, el diseño de un motor de reacción requiere una gran cantidad de tiempo y recursos. Por ello, en este trabajo solo se ha

realizado una primera aproximación de diseño, existiendo una gran cantidad de vías de desarrollo para continuar el trabajo.

Al conocerse los datos geométricos de los álabes de las turbomáquinas, sería posible proyectar un perfil sobre una línea de curvatura que dotara a los álabes de las geometrías requeridas. Con ello podrían obtenerse la geometría completa de los álabes, pudiendo ser representados en un sólido tridimensional todos los escalones de compresor y turbina.

Por otro lado, una posible vía de mejora es la realización de ensayos mediante dinámica computacional de fluidos (CFD) en todos los elementos del motor, comprobando así la veracidad de los cálculos teóricos llevados a cabo.

Asimismo, todo el diseño del motor se ha realizado en el punto de diseño. Debido a esto, un futuro paso a realizar es estudiar las condiciones de actuación fuera del punto de diseño mediante un análisis *off-design*, utilizando mapas de compresor, mapas de turbina, etc.

Por último, sería conveniente realizar la elección de los materiales de fabricación de cada componente en función de los esfuerzos y las temperaturas de trabajo que deben soportar, realizando con ello una primera aproximación del peso y los costes de fabricación del motor.

9 Bibliografía

- [1] G. P. Sutton y O. Biblarz, *Rocket Propulsion Elements*, Nueva Delhi: Wiley, 2001.
- [2] M. Cuesta Álvarez, *Motores de reacción, tecnología y operación de vuelo*, Madrid: Grefol, S.A., 1980.
- [3] J. M. Sebastiá, «Las Leyes de Newton de la mecánica: Una revisión histórica y sus implicaciones en los textos de enseñanza,» *Didáctica de las ciencias experimentales y sociales*, nº 27, pp. 199-217, 2013.
- [4] J. L. Vázquez, «La ecuación de Navier-Stokes. Un reto físico-matemático para el siglo XXI,» *Monografías de la Real Academia de Ciencias de Zaragoza*, nº 26, pp. 31-56, 2004.
- [5] P. G. Hill y C. R. Peterson, *Mechanics and thermodynamics of propulsion*, Pearson Education, Inc, 1992.
- [6] J. D. Mattingly y H. von Ohain, *Elements of Gas Turbine Propulsion*, Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1996.
- [7] W. Laird, «Heron of Alexandria and the Principles of Mechanics,» *Frontiers of Ancient Science: Essays in honor of Heinrich von Staden*, vol. 338, pp. 289-305, 2015.
- [8] D. R. Greatrix, *Powered Flight*, Londres: Springer, 2012.
- [9] «Historia de los motores a reacción,» Asociación Pasión por Volar, 15 diciembre 2010. [En línea]. Available: <https://www.pasionporvolar.com/historia-de-los-motores-a-reaccion/>. [Último acceso: 28 abril 2022].
- [10] P. Scott, «Birth of the jet engine,» *Mechanical Engineering*, vol. 117, nº 1, p. 66, 1995.
- [11] R. D. Flack, *Fundamentals of Jet Propulsion with Applications*, Nueva York: Cambridge University Press, 2005.
- [12] A. Rovira de Antonio y M. Muñoz Domínguez, *Motores de Combustión Interna*, Madrid: Universidad Nacional de Educación a Distancia, 2018.

- [13] P. P. Walsh y P. Fletcher, *Gas Turbine Performance*, Oxford: Blackwell Science Ltd, 2004.
- [14] J. Kurzke y I. Halliwell, *Propulsion and Power, An Exploration of Gas Turbine Performance Modeling*, Cham: 2018, 2018.
- [15] J. D. Mattingly, W. H. Heiser, K. M. Boyer, B. A. Haven y D. T. Pratt, *Aircraft Engine Design*, Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2018.
- [16] H. Zhou, Z. Wang y X. Zhang, «Aero-engine Parametric Analysis and Installed Performance Calculation Based on Aircraft Flight Mission,» *Applied Mechanics and Materials*, vol. 482, pp. 277-281, 2014.
- [17] I. Halliwell, «Preliminary Engine Design - A practical overview -,» American Institute of Aeronautics and Astronautics, Middleburg Heights, 1998.
- [18] S. Reitenbach, M. Vieweg, R. Becker, C. Hollmann, F. Wolters, J. Schmeink, T. Otten y M. Siggel, «Collaborative Aircraft Engine Preliminary Design using a Virtual Engine Platform, Part A: Architecture and Methodology,» American Institute of Aeronautics and Astronautics, Orlando, 2020.
- [19] P. Jeschke, J. Kurzke, R. Schaber y C. Riegler, «Preliminary Gas Turbine Design using the multidisciplinary design system MOPEDS,» de *ASME TURBO EXPO 2002*, Amsterdam, 2002.
- [20] M. Vieweg, C. Hollmann, S. Reitenbach, M. Schoes, T. Behrendt, A. Krumme, R. Meier zu Ummeln y T. Otten, «Collaborative Aircraft Engine Preliminary Design using a Virtual Engine Platform, Part B: Application,» American Institute of Aeronautics and Astronautics, Orlando, 2020.
- [21] A. Seitz, «Advanced Methods for Propulsion System Integration in Aircraft Conceptual Design,» Technischen Universität München, Munich, 2012.
- [22] M. Jones, S. Bradbrook y K. Nurney, «A Preliminary Engine Design Process for an Affordable Capability,» Rolls-Royce PLC, Bristol, 2003.
- [23] M. Sandberg, P. Boart y T. Larsson, «Functional Product Life-cycle Simulation Model for Cost Estimation in Conceptual Design of Jet Engine Components,» *Concurrent Engineering Research and Applications*, vol. 13, nº 4, pp. 331-342, 2005.

- [24] T. M. Rupp y W. Sürth, «Product Lifecycle Management for collaborative engineering and manufacturing in the aerospace industry,» de *2006 IEEE International Technology Management Conference (ICE)*, Milan, 2006.
- [25] «McDonnell F-4 Phantom, un feo conquistador hecho leyenda,» *Aviación Digital*, 3 enero 2022. [En línea]. Available: <https://aviaciondigital.com/mcdonnell-f-4-phantom-un-feo-conquistador-hecho-leyenda/#>. [Último acceso: 9 mayo 2022].
- [26] «F-4 Phantom II Fighter, Historical Snapshot,» Boeing, [En línea]. Available: <https://www.boeing.com/history/products/f-4-phantom-ii.page>. [Último acceso: 9 mayo 2022].
- [27] L. K. Loftin, *Quest for Performance. The Evolution of Modern Aircraft*, Washington D.C.: NASA, 1985.
- [28] «The F-4 Phantom II has its first flight,» *Tacairnet*, 27 mayo 2014. [En línea]. Available: <https://tacairnet.com/2014/05/27/the-f-4-phantom-ii-has-its-first-flight/>. [Último acceso: 9 mayo 2022].
- [29] M. Size Knaack, *Encyclopedia of US Air Force Aircraft and Missile Systems*, Washington, D.C.: Office of Air Force History, 1978.
- [30] Edited by John W.R. Taylor, *Jane's All the World's Aircraft 1980-81*, 1981.
- [31] D. Donald, R. F. Dorr y J. Fricker, *McDonnell F-4 Phantom, Spirit in the Skies*, Norwalk: AIRtime Publishing Inc., 2022.
- [32] D. Hobbs, *Aircraft of the Royal Navy since 1945*, Cllington: Maritime Books Duloe.
- [33] E. b. J. W. Taylor, *Jane's All the World's Aircraft 1974-75*, Nueva York: IHS Global Limited, 1975.
- [34] IHS Jane's aero-engines, Coulsdon, Surrey, UK: IHS Jane's, IHS Global Limited, 2013.
- [35] D. Flórez Pizarro, «Análisis del compresor axial del,» *Universidad Carlos III*, Madrid, 2017.
- [36] «Rolls-Royce Spey mk 202,» *Everett Aero*, [En línea]. Available: <https://www.everettaero.com/Spey202.html>. [Último acceso: 10 mayo 2022].
- [37] J. Langeron, «F-4 Phantom II Flight Model Identification,» enero 2017. [En

- línea]. Available: <https://www.checksix-fr.com/wp-content/uploads/2017/01/F-4-Flight-Model-Identification.pdf>. [Último acceso: 12 mayo 2022].
- [38] S. Gialanella y A. Malandrucolo, *Aerospace Alloys*, Bolazno, Italia: Springer, 2020.
- [39] H. Yang, X. Lin, M. Chiumenti y M. Cervera, «Residual stress and distortion of rectangular and S-shaped Ti-6Al-4V parts by Directed Energy Deposition: modelling and experimental calibration,» *Additive Manufacturing*, vol. 26, pp. 166-179, 2019.
- [40] Rolls-Royce, *The Jet Engine*, Derby, Inglaterra, 1996.
- [41] Special Metals, «Nimonic Alloy 80A,» Special Metals Corporation, 2004.
- [42] National Institute for Materials Science NIMS , «Fifth generation nickel base single crystal superalloy,» NIMS, 2006.
- [43] T. P. Gabb, J. Telesman, P. T. Kantzos y K. OConnor, «Characterization of the Temperature Capabilities of Advanced Disk Alloy ME3,» NTRS - NASA Technical Reports Server, 2002.

Anexo A: Diagrama de Gantt

