



UNIVERSIDAD  
DE PIURA

**FACULTAD DE INGENIERÍA**

**Estudio de un turbofán comercial y evaluación de sus  
parámetros de diseño**

Tesis para optar el Título de  
Ingeniero Mecánico - Eléctrico

**Elías David Rodríguez Nieves**

Asesor(es):  
Mgtr. Ing. Carlos Nicolás Quispe Chanampa

Piura, setiembre de 2023





### Declaración Jurada de Originalidad del Trabajo Final


Yo, Elías David Rodríguez Nieves, egresado del Programa Académico de Ingeniería Mecánico - Eléctrica de la Facultad de Ingeniería de la Universidad de Piura, identificado(a) con DNI N° 72964262.

Declaro bajo juramento que:

1. Soy autor del trabajo final titulado:  
"Estudio de un turbofán comercial y evaluación de sus parámetros de diseño"  
El mismo que presento bajo la modalidad de Tesis<sup>1</sup> para optar el Título profesional<sup>2</sup> de Ingeniero Mecánico - Eléctrico.
2. Que el trabajo se realizó en coautoría con los siguientes alumnos de la Universidad de Piura.
  - Haga clic o pulse aquí para escribir texto, identificado con DNI N° Escribir número
  - Haga clic o pulse aquí para escribir texto, identificado con DNI N° Escribir número
  - Haga clic o pulse aquí para escribir texto, identificado con DNI N° Escribir número
  - Haga clic o pulse aquí para escribir texto, identificado con DNI N° Escribir número
3. La asesoría del trabajo estuvo a cargo de:
  - MSc. Carlos Nicolás Quispe Chanampa, identificado con DNI N° 45458031
  - Haga clic o pulse aquí para escribir texto, identificado con DNI N° Escribir número
  - Haga clic o pulse aquí para escribir texto, identificado con DNI N° Escribir número
4. El texto de mi trabajo final respeta y no vulnera los derechos de terceros o de ser el caso derechos de los coautores, incluidos los derechos de propiedad intelectual, datos personales, entre otros. En tal sentido, el texto de mi trabajo final no ha sido plagiado total ni parcialmente, para la cual he respetado las normas internacionales de citas y referencias de las fuentes consultadas.
5. El texto del trabajo final que presento no ha sido publicado ni presentado antes en cualquier medio electrónico o físico.
6. La investigación, los resultados, datos, conclusiones y demás información presentada que atribuyo a mi autoría son veraces.
7. Declaro que mi trabajo final cumple con todas las normas de la Universidad de Piura.

El incumplimiento de lo declarado da lugar a responsabilidad del declarante, en consecuencia; a través del presente documento asumo frente a terceros, la Universidad de Piura y/o la Administración Pública toda responsabilidad que pueda derivarse por el trabajo final presentado. Lo señalado incluye responsabilidad pecuniaria incluido el pago de multas u otros por los daños y perjuicios que se ocasionen.

Fecha: 18/08/2023.

  
.....  
Firma del autor optante<sup>3</sup>

<sup>1</sup> Indicar si es tesis, trabajo de investigación, trabajo académico o trabajo de suficiencia profesional.

<sup>2</sup> Grado de Bachiller, Título profesional, Grado de Maestro o Grado de Doctor.

<sup>3</sup> Idéntica al DNI; no se admite digital, salvo certificado.



## Dedicatoria

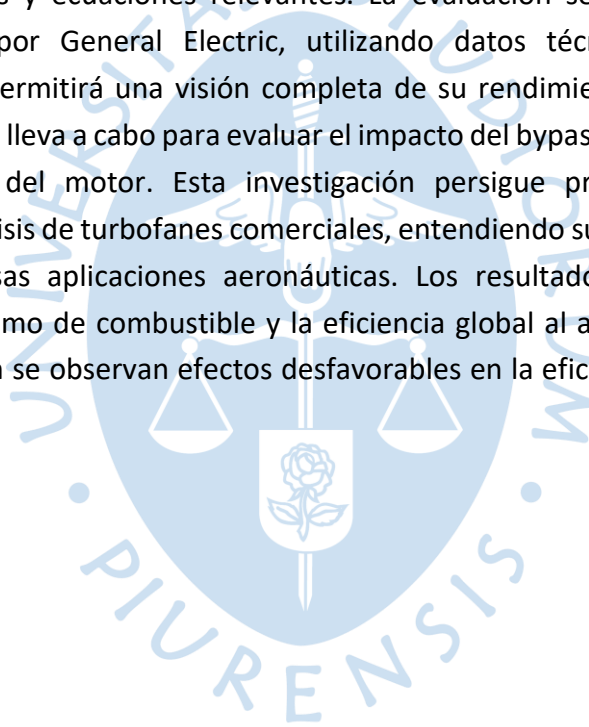
A papá y mamá...





## Resumen

El presente estudio se centra en la evaluación energética de un turbofán comercial y la determinación de sus eficiencias. La industria aeroespacial enfrenta desafíos ambientales debido a las emisiones de sistemas de propulsión en aeronaves y vehículos espaciales. La optimización de la eficiencia y la reducción del consumo de combustible no solo disminuye emisiones, sino también, amplía la autonomía de vuelo y alcance, mejorando la eficiencia operativa. El turbofán, ampliamente utilizado en aviación, emerge como objetivo esencial para afrontar estos retos. Este estudio busca establecer una metodología sólida para la evaluación energética de un turbofán comercial y determinar sus eficiencias. Contribuyendo a la comprensión de los sistemas de propulsión en aviación comercial y abriendo oportunidades en la aeronáutica regional. También, se abordan los componentes esenciales del turbofán y su función en la generación de empuje y rendimiento. Además, se analizan los parámetros operativos y ecuaciones relevantes. La evaluación se realiza en un turbofán comercial fabricado por General Electric, utilizando datos técnicos y la metodología desarrollada, lo que permitirá una visión completa de su rendimiento. Posteriormente, un análisis paramétrico se lleva a cabo para evaluar el impacto del bypass ratio y número de mach en los rendimientos del motor. Esta investigación persigue proporcionar un enfoque secuencial para el análisis de turbofanés comerciales, entendiendo sus condiciones operativas y potencial en diversas aplicaciones aeronáuticas. Los resultados del estudio destacan beneficios en el consumo de combustible y la eficiencia global al aumentar el bypass ratio, mientras que, también se observan efectos desfavorables en la eficiencia global al reducir la velocidad de vuelo

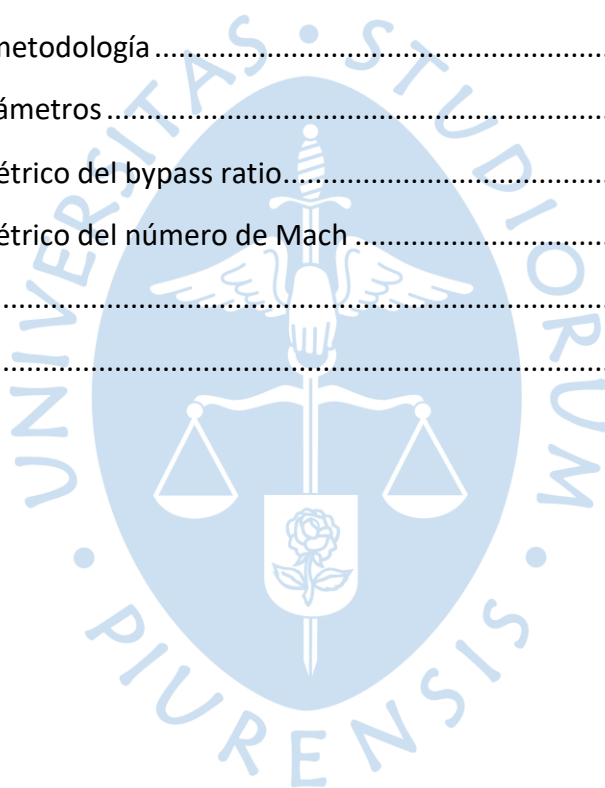




## Tabla de contenido

Introducción .....	15
Capítulo 1 Análisis de sistemas de propulsión .....	17
1.1 Turbofán .....	17
1.2 Componentes principales .....	18
1.2.1 Ventilador .....	18
1.2.2 Compresor .....	18
1.2.3 Cámara de combustión.....	18
1.2.4 Turbina.....	19
1.2.5 Tobera.....	19
1.3 Parámetros de funcionamiento.....	19
1.3.1 Número de Mach.....	21
1.3.2 Bypass ratio ( $\alpha$ o bpr) .....	21
1.3.3 Empuje de despegue .....	22
1.3.4 Empuje específico.....	24
1.3.5 Consumo específico de combustible.....	24
1.4 Ecuaciones de análisis de un double – spool unmixed Flow turbofán.....	24
1.4.1 Condiciones de vuelo.....	24
1.4.2 Ecuaciones termodinámicas básicas .....	24
1.4.3 La entrada (The inlet) .....	25
1.4.4 Ventilador (fan) .....	27
1.4.5 Compresor .....	28
1.4.6 Combustor .....	30
1.4.7 Turbina.....	32
1.4.8 Tobera.....	35
1.4.9 Potencias y parámetros específicos .....	35
1.5 Fases de vuelo .....	36
1.5.1 Despegue o “Take off” .....	36
1.5.2 Ascenso o “Climb” .....	37
1.5.3 Crucero o “Cruise” .....	37

1.5.4	Descenso o “Descent” .....	37
1.5.5	Aproximación o “Approach” .....	37
1.5.6	Aterrizaje o “Landing” .....	37
1.6	Indicadores de eficiencia .....	37
1.6.1	Eficiencia térmica .....	37
1.6.2	Eficiencia de propulsión .....	38
1.6.3	Eficiencia global .....	38
Capítulo 2 Evaluación de un turbofán CF34 – 8E .....		41
2.1	Características .....	41
2.2	Aplicación de metodología .....	42
2.3	Análisis de parámetros .....	49
2.3.1	Análisis paramétrico del bypass ratio .....	49
2.3.2	Análisis paramétrico del número de Mach .....	51
Conclusiones .....		53
Referencias .....		55



## Lista de tablas

Tabla 1 Datasheet de turbofán CF34-8E .....	42
Tabla 2 Consideraciones de diseño generales para un turbofán comercial .....	43
Tabla 3 Tabla de presiones y temperaturas en las diferentes secciones del turbofán.....	48
Tabla 4 Tabla de velocidades .....	48
Tabla 5 Parámetros afectados principalmente por el bypass ratio .....	48
Tabla 6 Impacto de la variación del bypass ratio en los parámetros de rendimiento y eficiencia del motor .....	49
Tabla 7 Impacto de la variación del número de Mach en los parámetros de rendimiento y eficiencia del motor.....	51





## Lista de figuras

Figura 1 Esquema de las secciones principales de un turbofán.....	17
Figura 2 Esquema de un turbofán con escape separado (unmixed Flow).....	20
Figura 3 Esquema de un turbofán de doble eje (double – spool).....	20
Figura 4 Volumen de control de un turbojet .....	22
Figura 5 Esquema de un turbofán con escape separado y ventilador frontal.....	23
Figura 6 Diagrama h-s en la entrada del turbofán bajo condiciones reales e ideales .....	26
Figura 7 Diagrama h-s del ventilador .....	27
Figura 8 Diagrama h-s del compresor .....	29
Figura 9 Variación de la eficiencia adiabática del compresor con la relación de presión y $e_c$ .....	30
Figura 10 Distribución de flujo de aire en el turbofán de escape separado .....	31
Figura 11 Diagrama de bloque del quemador .....	31
Figura 12 Diagrama h-s de la turbina (sin refrigerar).....	33
Figura 13 Variación de la eficiencia adiabática de la turbina con el inverso de $\tau_T$ .....	34
Figura 14 Turbofán CF34-8E de General Electric .....	41
Figura 15 Gráfica de temperaturas y presiones atmosféricas a distintas alturas de vuelo .....	42
Figura 16 Diagrama bypass ratio vs $F_{\text{ventilador}}$ .....	49
Figura 17 Diagrama bypass ratio vs TSFC.....	50
Figura 18 Diagrama bypass ratio vs eficiencia global.....	50
Figura 19 Diagrama número de Mach vs TSFC.....	51
Figura 20 Diagrama número de Mach vs eficiencia de propulsión.....	52
Figura 21 Diagrama número de Mach vs eficiencia global .....	52



## Introducción

Los sistemas de propulsión desempeñan un papel crucial al impulsar el movimiento de aeronaves y vehículos espaciales. No obstante, la industria aeroespacial se enfrenta a desafíos medioambientales debido a las emisiones generadas por estos sistemas. La optimización de la eficiencia y la reducción del consumo de combustible no solo conlleva la disminución de emisiones, sino también la ampliación de la autonomía de vuelo y el alcance, mejorando la conectividad y eficiencia operativa. En este contexto, el turbofán, empleado en aviación comercial, militar y de carga, emerge como elemento crítico para afrontar estos desafíos; debido a ser un motor de mayor uso dentro de la atmósfera terrestre.

Este estudio se propone como objetivos principales establecer una metodología sólida para evaluar energéticamente un turbofán comercial y determinar sus eficiencias de propulsión, térmica y total. Considerando la urgencia de cuestiones medioambientales y la relevancia de la industria aeroespacial en la sociedad contemporánea, este trabajo contribuirá a una comprensión más profunda de su funcionamiento, abriendo puertas en el ámbito aeronáutico de la región.

El Capítulo 1 se centra específicamente en el análisis de sistemas de propulsión, con énfasis en el turbofán como objeto central de estudio. Se exploran los componentes esenciales del turbofán y su papel fundamental en la generación de empuje y en el rendimiento integral del motor. Además, se introducen los parámetros operativos y las ecuaciones pertinentes para un turbofán de tipo "double – spool unmmixed Flow".

El Capítulo 2 abordará la evaluación de los parámetros claves de un turbofán comercial fabricado por General Electric (CF34-8E). Se utilizarán datos concretos extraídos de la hoja técnica del motor como punto de partida. A través de la metodología previamente desarrollada en el primer capítulo, se calcularán y establecerán los parámetros restantes del motor. El análisis de los resultados brindará una visión completa del rendimiento y las características del turbofán en estudio. Además, se llevará a cabo un estudio paramétrico destinado a evaluar el impacto de diferentes variables en los rendimientos del motor.

En última instancia, esta investigación persigue proporcionar un conjunto de pasos secuenciales para facilitar el análisis integral de un turbofán comercial. Este enfoque permitirá comprender las condiciones operativas y el potencial de utilidad en diversas aplicaciones aeronáuticas.



## Capítulo 1

### Análisis de sistemas de propulsión

El Capítulo 1 se centra en el análisis de sistemas de propulsión, con un enfoque específico en el turbofán. Se exploran los componentes principales de un turbofán y los roles clave que desempeñan en la generación de empuje y el funcionamiento del motor. También, aborda los parámetros de funcionamiento y ecuaciones de análisis relevantes para un turbofán de tipo double – spool unmmixed Flow. Por último, se describen las fases de vuelo y los indicadores de eficiencia.

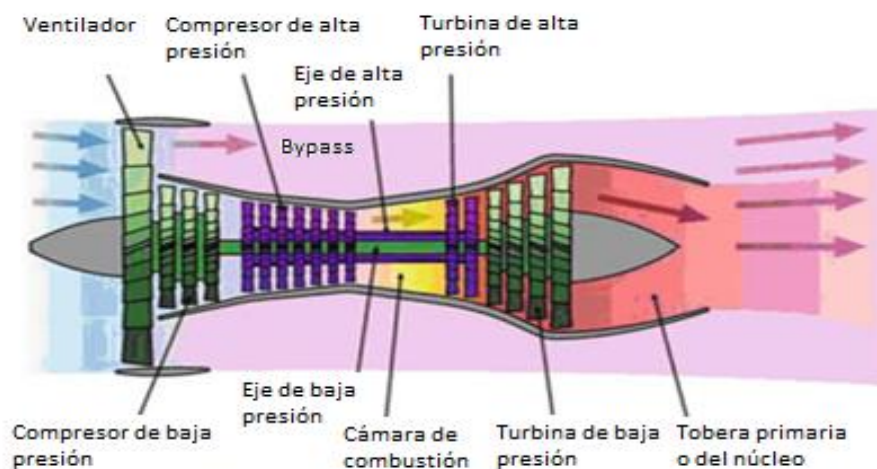
#### 1.1 Turbofán

Los motores turbofán son una tecnología de propulsión clave utilizada en la aviación moderna, que impulsa una amplia gama de aeronaves, desde aviones comerciales hasta jets militares. Estos motores ofrecen un rendimiento excepcional, alta eficiencia de combustible y bajos niveles de ruido, lo que los convierte en la opción preferida para una variedad de aplicaciones. En este capítulo, se estudiará la teoría y el funcionamiento de los motores turbofán, explorando sus principios de diseño y características de rendimiento.

En esencia, un motor turbofán funciona según los principios del ciclo Brayton, también conocido como ciclo de turbina de gas. Este ciclo termodinámico involucra la circulación continua de aire a través de varios componentes, lo que resulta en la generación de empuje. A diferencia de los turborreactores (turbojet), los motores turbofán incorporan un ducto bypass alrededor del núcleo central (Figura 1), que desvía una parte significativa del aire entrante alrededor de la cámara de combustión.

#### Figura 1

*Esquema de las secciones principales de un turbofán*



*Nota.* Adaptado de (El-Sayed, 2016)

El aire del bypass, conocido como flujo de aire secundario, pasa a través de un ventilador ubicado en la parte delantera del motor. Este ventilador, impulsado por una turbina de baja presión, acelera el aire, generando un empuje adicional. El aire restante, conocido como flujo de aire primario, ingresa al núcleo del motor, donde sufre procesos de compresión, combustión y expansión. La expansión ocurre cuando los gases a alta presión pasan a través de una serie de turbinas, que extraen energía para impulsar el compresor y el ventilador.

La combinación del flujo de aire del bypass y el núcleo en un motor turbofán ofrece varias ventajas. El aire del bypass proporciona una parte sustancial del empuje total, lo que contribuye a aumentar la eficiencia y reducir el consumo de combustible. Además, ayuda a reducir el ruido, ya que actúa como una capa absorbente de sonido alrededor del escape del núcleo.

## **1.2 Componentes principales**

Los motores turbofán están diseñados teniendo en cuenta varios factores, incluidos la aerodinámica, los materiales y los requisitos de rendimiento. Los componentes están diseñados de manera compleja para maximizar la eficiencia y la potencia de salida, al mismo tiempo que cumplen con estrictos estándares ambientales y de seguridad.

### **1.2.1 Ventilador**

El ventilador, ubicado en la parte delantera del motor, es responsable de aspirar un gran volumen de aire. Impulsado por una turbina de baja presión, el ventilador acelera el flujo de aire del bypass, proporcionando una parte significativa del empuje total.

### **1.2.2 Compresor**

El compresor sigue al ventilador y consta de múltiples etapas de paletas giratorias y paletas estacionarias. Su función principal es comprimir el flujo de aire del núcleo, aumentando su presión y temperatura antes de que ingrese a la cámara de combustión. Los compresores pueden ser axiales o centrífugos, siendo los axiales los más utilizados.

### **1.2.3 Cámara de combustión**

La cámara de combustión, también conocida como combustor, es donde se introduce y quema el combustible. El aire comprimido del compresor se mezcla con el combustible, lo que da como resultado un proceso de combustión que genera gases de alta presión y temperatura. El diseño del combustor se enfoca en lograr una combustión eficiente y estable mientras se minimizan las emisiones.

#### **1.2.4 Turbina**

La turbina es un componente crítico que extrae energía de los gases en expansión producidos durante la combustión. Compuestas por sets de álabes, las turbinas son impulsadas por el flujo de gas, convirtiendo su energía en energía mecánica. Las turbinas se clasifican en etapas de alta y baja presión, y cada etapa alimenta componentes específicos, como el compresor y el ventilador.

#### **1.2.5 Tobera**

La boquilla de escape es responsable de dirigir y dar forma a la corriente de escape, optimizando la conversión de gases de alta presión en empuje hacia adelante. Desempeña un papel importante en el control de la potencia de empuje del motor y la eficiencia del combustible. Los diseños de las boquillas pueden variar, incluidas las boquillas convergentes, convergentes-divergentes y de geometría variable, cada una de las cuales ofrece ventajas específicas.

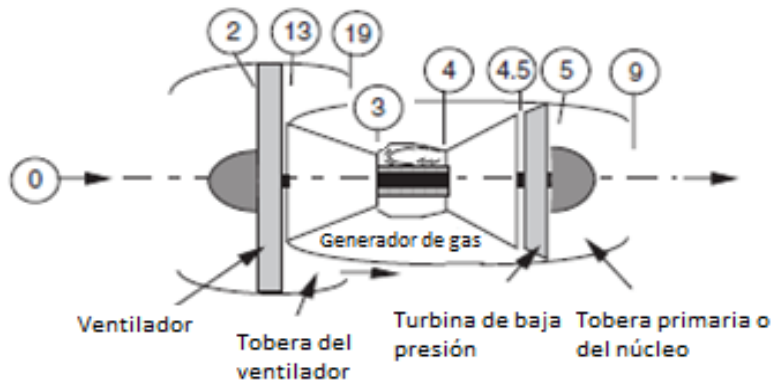
Cabe señalar que los motores turbofán pueden tener componentes adicionales según los requisitos específicos, como intercoolers, postquemadores, paletas de estator variables, etc. Estos componentes introducen una mayor complejidad en el diseño del motor, lo que permite un mejor rendimiento en condiciones de funcionamiento específicas.

### **1.3 Parámetros de funcionamiento**

En un turbofán, el flujo masico de total aire ( $m_0$ ) y combustible ( $m_f$ ) son responsables de la generación de empuje. La figura 2 muestra un dibujo esquemático de un double – spool unmixed flow turbofán que ayudará a comprender la secuencia de flujo y las ecuaciones a tratar en adelante. Los puntos en el esquema tienen los siguientes significados: el punto 0 representa el aire no perturbado antes de ingresar al ventilador; el punto 2 está en la entrada del ventilador; el punto 13 representa la salida del aire en el ventilador y la entrada al compresor; el punto 3 corresponde a la salida del compresor y la entrada al quemador; el punto 4 representa la salida del quemador y la entrada a la turbina de alta presión; el punto 4.5 es la salida de la turbina de alta presión y la entrada de la turbina de baja presión; el punto 5 es la salida de la turbina de baja presión; y finalmente, el punto 9 representa la salida de la tobera.

**Figura 2**

*Esquema de un turbofán con escape separado (unmixed Flow)*

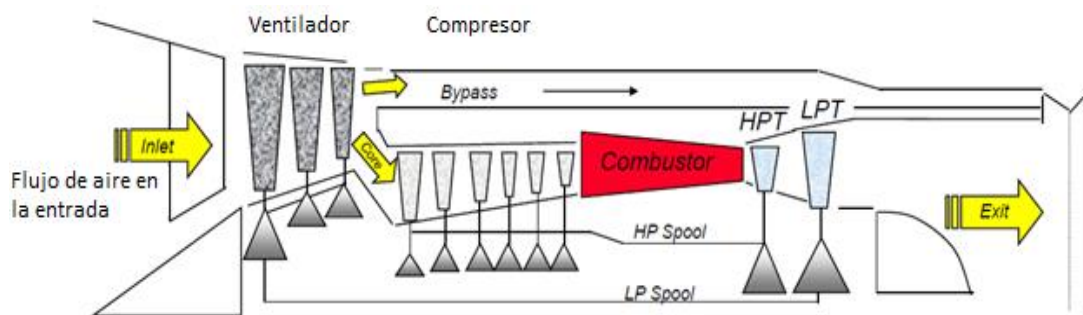


*Nota.* Adaptado de: (Farokhi, 2014)

Estas múltiples demandas de carga en las etapas de la turbina conducen a una disposición de ejes múltiples (en este caso 2) denominados “spools”. En la figura 3 se puede ver cómo el spool de la turbina de alta presión (HPT) es el encargado de accionar el compresor de alta presión (HPC); mientras que, el spool de la turbina de baja presión (LPT), acciona el ventilador que actúa como un compresor de baja presión (LPC). También, se puede apreciar cómo la entrada de aire en la cara del ventilador se separa en un flujo de bypass y un flujo de núcleo.

**Figura 3**

*Esquema de un turbofán de doble eje (double – spool)*



*Nota.* Adaptado de: (Gould & Weed, 2009)

Una vez entendidas las etapas en la figura 2, se procederá a analizar las características del medio que fluye a través del conducto. En este caso, el medio en cuestión será considerado como un gas perfecto, aire.

### 1.3.1 Número de Mach

El número de Mach (M) juega un papel importante en la determinación del rendimiento y el comportamiento del turbofán en diferentes condiciones de vuelo. Representa la relación entre la velocidad del avión (V) y la velocidad del sonido en el aire circundante.

$$M = \frac{V}{a} \quad (1)$$

Donde "a" es la velocidad del sonido que depende de la temperatura absoluta local del gas (T), de la relación de calores específicos ( $\gamma$ ), y de la constante del gas (R). La velocidad del sonido cambia con la temperatura del gas, por lo tanto, cae cuando el fluido acelera (expande) y aumenta cuando se desacelera (comprime).

$$a = \sqrt{\frac{\gamma p}{\rho}} = \sqrt{\gamma R T} = \sqrt{(\gamma - 1) c_p T} \quad [\text{m/s}] \quad (2)$$

A números de Mach bajos, el flujo de aire se comporta subsónicamente y las etapas del compresor y la turbina funcionan de manera eficiente. Sin embargo, a medida que aumenta el número de Mach, alcanzando velocidades supersónicas, el motor enfrenta desafíos relacionados con las ondas de choque y la compresión del aire entrante.

Los aviones comerciales equipados con motores turbofán operan a velocidades subsónicas con números de Mach que oscilan entre 0.7 – 0.9 una vez en el aire.

### 1.3.2 Bypass ratio ( $\alpha$ o bpr)

Es un parámetro crucial que afecta significativamente el rendimiento y la eficiencia de un motor turbofán. Representa la relación entre el flujo de aire del bypass y el flujo de aire central (que pasa por el núcleo), lo que indica la proporción de aire que pasa por alto la cámara de combustión.

$$\alpha = \frac{\dot{m}_{\text{fan-bypass}}}{\dot{m}_{\text{core}}} \quad (3)$$

Un bypass ratio más alto significa que una porción más grande del aire entrante pasa por alto el núcleo y fluye directamente a través del conducto del bypass. Este flujo de aire del bypass contribuye a una parte significativa del empuje total del motor. Al desviar más aire alrededor del proceso de combustión, los motores turbofán con altos bypass ratio logran una mayor eficiencia de combustión, reduciendo el consumo específico de combustible y aumentando la eficiencia general del motor.

Sin embargo, existen desventajas asociadas con bypass ratio altos. Pueden conducir a motores de mayor tamaño y peso, lo que puede afectar las consideraciones de diseño de la aeronave. Además, pueden dar como resultado una relación de empuje-peso reducida, lo que afecta la capacidad del motor para proporcionar el empuje adecuado para los requisitos específicos de la aeronave, como durante el despegue o el ascenso.

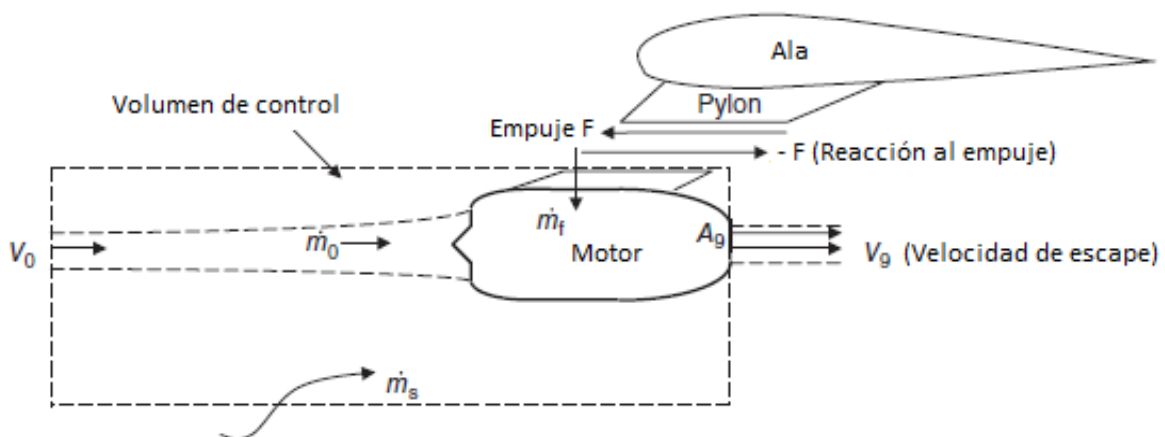
### 1.3.3 Empuje de despegue

Para realizar el cálculo de este parámetro, se comienza definiendo el concepto de "empuje neto no instalado" en un turbojet, los cuales poseen solamente una única corriente de escape. Este término se refiere al empuje que sería producido por el motor en ausencia de pérdidas externas.

En el volumen de control representado en la figura 4,  $p_0$  y  $p_9$  denotan la presión total en la entrada y salida, respectivamente.  $A_9$  corresponde al área transversal en la tobera, mientras que  $\dot{m}_0$  y  $\dot{m}_f$  representan el flujo másico total en la entrada y el flujo másico de combustible, respectivamente.

**Figura 4**

*Volumen de control de un turbojet*



*Nota.* Adaptado de: (Farokhi, 2014)

Realizando el balance de masas se obtiene la siguiente fórmula:

$$F_n)_{uninstalled} = (\dot{m}_0 + \dot{m}_f)V_9 - \dot{m}_0V_0 + (p_9 - p_0)A_9 \quad (4)$$

Esta ecuación es aplicable para un flujo de corriente única en el motor; el cual asume un flujo continuo y uniforme en el tiempo. La contribución de la tobera en el empuje viene dada por el "empuje bruto"  $F_g$ , que son los componentes positivos en la ecuación. El empuje negativo que se produce en la admisión se conoce como "arrastre ram"  $D_{ram}$ . Reemplazando en ecuación (4):

$$F_n)_{\text{uninstalled}} = F_g - D_{\text{ram}} \quad (5)$$

En el caso de un turbofán, donde el flujo de entrada se compone de una corriente única (figura 5) y las corrientes de escape se dividen en primaria y de ventilador (figura3), se puede expresar el empuje neto no instalado de la siguiente manera:

$$F_n)_{\text{uninstalled}} = \dot{m}_9 V_9 + \dot{m}_{19} V_{19} + (p_9 - p_0) A_9 + (p_{19} - p_0) A_{19} - \dot{m}_{\text{inlet}} V_0 \quad (6)$$

La ecuación (6) se puede separar en dos tipos de empujes, el empuje neto no instalado que aporta el ventilador:

$$F_{n\text{-fan}} = F_{g\text{-fan}} - \dot{m}_{\text{fan-bypass}} V_0 = \dot{m}_{19} V_{19} + (p_{19} - p_0) A_{19} - \dot{m}_{\text{fan-bypass}} V_0 \quad (7)$$

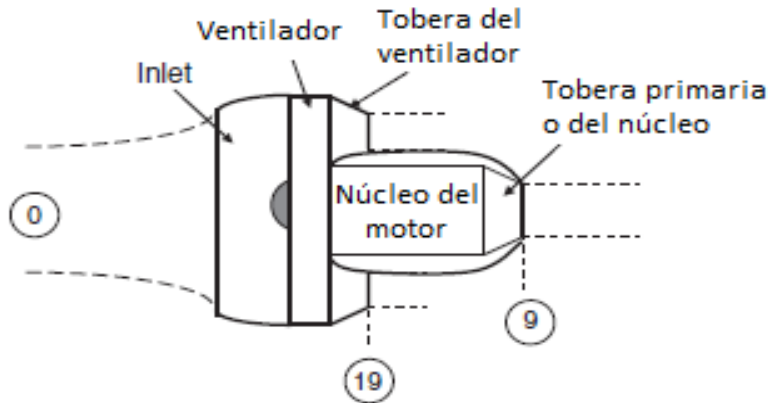
Y el empuje neto no instalado que aporta el núcleo:

$$F_{n\text{-core}} = F_{g\text{-core}} - \dot{m}_{\text{core}} V_0 = \dot{m}_9 V_9 + (p_9 - p_0) A_9 - \dot{m}_{\text{core}} V_0 \quad (8)$$

Los componentes de estas fórmulas se describirán más a detalle en los próximos apartados.

### Figura 5

*Esquema de un turbofán con escape separado y ventilador frontal*



*Nota.* Adaptado de: (Farokhi, 2014)

En el momento del despegue, a menudo se ignora la contribución de la velocidad de vuelo  $V_0$  en el cálculo del empuje, lo que implica que se desprecia la influencia de  $D_{\text{ram}}$  en el motor. Además, en el caso de una tobera perfectamente expandida, los términos de empuje de presión (en tobera primaria y tobera del ventilador) se anulan y se obtiene el siguiente resultado:

$$F_{\text{takeoff}} \approx \dot{m}_9 V_9 + \dot{m}_{19} V_{19} \quad (9)$$

### 1.3.4 Empuje específico

Es considerado un parámetro de rendimiento del motor. El tamaño del sistema de admisión de aire es un parámetro de diseño que establece el flujo másico total de aire en la entrada (en adelante  $\dot{m}_{\text{air}}$ ). En consecuencia, la bomba de combustible es responsable de establecer el caudal de combustible en el motor. La relación entre el empuje  $F$  y el flujo másico de aire es denominado empuje específico y viene dado por:

$$F_{\text{sp}} = \frac{F}{\dot{m}_{\text{air}}} \quad [\text{N} \cdot \text{s}/\text{kg}] \quad (10)$$

En un análisis de ciclo, este parámetro suele ser maximizado con el fin de producir empuje utilizando la menor cantidad de flujo másico de aire; o de manera equivalente, producir empuje con una mínima de área frontal del motor.

### 1.3.5 Consumo específico de combustible

Al igual que el empuje específico, también se considera un parámetro de rendimiento en un motor, pues representa la capacidad de producir empuje con un determinado consumo de combustible. En aviación comercial, por ejemplo, este parámetro es de suma relevancia, pues tiene un impacto directo en los costos operativos de los motores. En cambio, para fines militares, este parámetro pasa a segundo plano y se prioriza la maniobrabilidad, agilidad, sigilo, etc. El consumo específico de combustible "TSFC" se define como:

$$\text{TSFC} = \frac{\dot{m}_f}{F} \quad [\text{mg}/\text{s}/\text{N}] \quad (11)$$

## 1.4 Ecuaciones de análisis de un double – spool unmixed Flow turbofán

Con el objetivo de establecer una secuencia lógica de pasos, se llevará a cabo un análisis de las diferentes secciones del turbofán, tal como se muestra en la figura 2.

### 1.4.1 Condiciones de vuelo

Para poder analizar la sección inicial en el turbofán, es necesario conocer el número de Mach de vuelo  $M_0$  (o velocidad de vuelo  $V_0$ ), temperatura estática  $T_0$ , y presión  $p_0$  relacionados a la altitud de vuelo. El análisis de la sección inicial proporcionará la base para analizar las secciones subsiguientes, ya que los parámetros de las etapas posteriores serán determinados en función de los resultados obtenidos en las secciones anteriores.

### 1.4.2 Ecuaciones termodinámicas básicas

Para procesos isentrópicos, la ecuación de Gibbs relaciona la relación de presiones y temperaturas por un exponente isentrópico.

$$\frac{p_2}{p_1} = \left(\frac{T_2}{T_1}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (\text{válido para gas perfecto}) \quad (12)$$

Para el estado de estancamiento, conocido también como el estado total del gas, se usará el subíndice t. Basado en la definición de estado de estancamiento, la energía total del gas no cambia en el proceso de desaceleración, por lo tanto, la entalpía  $h_t$  toma la forma de:

$$h_t \equiv h + \frac{V^2}{2} \quad (13)$$

Asumiendo un gas perfecto, se puede simplificar la entalpía total de ecuación anterior dividiendo por  $c_p$  para obtener una expresión para la temperatura total. Esto es:

$$T_t = T + \frac{V^2}{2c_p} \quad (\text{válido para gas perfecto}) \quad (14)$$

Dividiendo ambos lados de la ecuación (14) entre la temperatura estática, se tiene:

$$\frac{T_t}{T} = 1 + \frac{V^2}{2c_p T} \quad (15)$$

Reemplazando el denominador del segundo término de la derecha en función de la velocidad del sonido y la relación de calores específicos en la ecuación (15), se tiene:

$$\frac{T_t}{T} = 1 + \left(\frac{\gamma-1}{2}\right) \frac{V^2}{a^2} = 1 + \left(\frac{\gamma-1}{2}\right) M^2 \quad (16)$$

De las relaciones de presiones y temperaturas isentrópicas que se obtuvieron anteriormente en base a la ecuación termodinámica de Gibbs, ahora se puede relacionar la relación de estancamiento sobre la presión estática y el número de Mach.

$$\frac{p_t}{p} = \left(\frac{T_t}{T}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = \left[1 + \left(\frac{\gamma-1}{2}\right) M^2\right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (17)$$

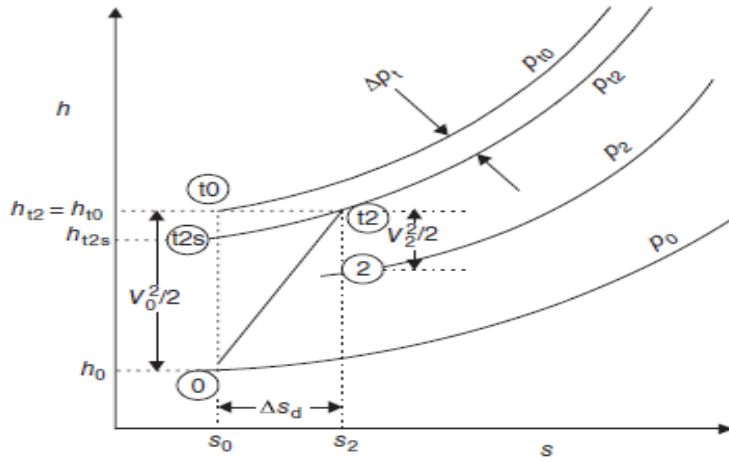
### 1.4.3 La entrada (The inlet)

La función básica de la entrada es entregar el aire al compresor en el número de Mach  $M_2$  y calidad correcta, es decir, con baja distorsión. Para el caso de vuelos comerciales que manejan números de Mach en vuelo mayores que 0.5 – 0.6, se requiere que la entrada desacelere (funciona como difusor) el aire de manera eficiente.

En este contexto, se asume que una entrada ideal brinda una compresión isentrópica del aire, es decir, reversible y adiabática. El proceso de compresión en una entrada real se muestra en el diagrama  $h - s$  de la figura 6, donde se distinguen 4 isóbaras.

Figura 6

Diagrama  $h$ - $s$  en la entrada del turbofán bajo condiciones reales e ideales



Nota. Adaptado de: (Farokhi, 2014)

Mencionadas de menor a mayor se tiene,  $p_0$ , presión estática a la altura de vuelo,  $p_2$ , la presión estática en la cara del motor,  $p_{t2}$ , la presión total en la descarga de la entrada (o cara del compresor), y  $p_{t0}$ , la presión total de vuelo. También, se notan cinco estados termodinámicos identificados como, vuelo estático (0), vuelo total ( $t_0$ ), cara del compresor o descarga estática de la entrada (2), total ( $t_2$ ) y estado de estancamiento ( $t_{2s}$ ).

Utilizando el estado ficticio  $t_{2s}$  para definir la eficiencia adiabática de la entrada, se tiene:

$$\eta_d \equiv \frac{h_{t_{2s}} - h_0}{h_{t_2} - h_0} = \frac{(V^2/2)_{ideal}}{V_0^2/2} \quad (18)$$

Dividiendo el numerador y denominador de la expresión anterior entre  $h_0$  resulta:

$$\eta_d = \frac{\frac{h_{t_{2s}}}{h_0} - 1}{\frac{h_{t_2}}{h_0} - 1} = \frac{\frac{T_{t_{2s}}}{T_0} - 1}{\frac{h_{t_0}}{h_0} - 1} = \frac{\left(\frac{p_{t_2}}{p_0}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\frac{\gamma-1}{2} M_0^2} \quad (19)$$

Por último, separando el término  $p_{t_2}/p_0$  en la ecuación (19), se obtiene la siguiente expresión:

$$\frac{p_{t_2}}{p_0} = \left\{ 1 + \eta_d \frac{\gamma-1}{2} M_0^2 \right\}^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (20)$$

El siguiente parámetro relevante en la entrada es la relación de presión total entre la cara del compresor y la presión total de vuelo. Esto es:

$$\pi_d \equiv \frac{p_{t2}}{p_{t0}} \quad (21)$$

Es importante mencionar que, para números de Mach bajos o condiciones de despegue, la entrada funciona como una tobera y no un difusor.

#### 1.4.4 Ventilador (*fan*)

La relación de presión en el ventilador ( $\pi_f$  o  $fpr$ ) es la presión total a la salida del ventilador sobre la presión total a la entrada del ventilador. Esto es:

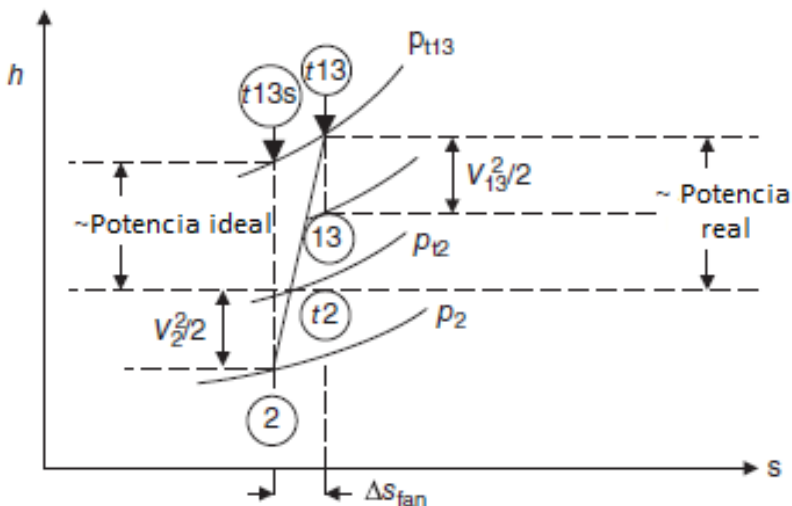
$$\pi_f \equiv \frac{p_{t13}}{p_{t2}} \quad (22)$$

La termodinámica en el ventilador será tratada de la misma manera que en un compresor. Se caracteriza por su relación de presión y eficiencia. Se puede definir también, una eficiencia adiabática de ventilador  $\eta_f$  y una eficiencia politrópica de ventilador  $e_f$ .

El proceso de compresión en el ventilador se representa en el diagrama  $h - s$  de la figura 7.

**Figura 7**

*Diagrama h-s del ventilador*



*Nota.* Adaptado de: (Farokhi, 2014)

La eficiencia adiabática del ventilador se define como:

$$\eta_f = \frac{h_{t13s} - h_{t2}}{h_{t13} - h_{t2}} = \frac{T_{t13s}/T_{t2} - 1}{T_{t13}/T_{t2} - 1} = \frac{\pi_f^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\tau_f - 1} \quad (23)$$

Donde  $\tau_f$  es la relación de temperatura total en el ventilador. Esto es:

$$\tau_f = \frac{T_{t13}}{T_{t2}} \quad (24)$$

La relación de presión en el ventilador  $\pi_f$  se puede reescribir en función de la eficiencia adiabática y relación de temperatura del ventilador. Esto es:

$$\pi_f = \{1 + \eta_f(\tau_f - 1)\}^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (25)$$

Por último, se define la relación de presión total en la tobera del ventilador. Esto es:

$$\pi_{fn} = \frac{p_{t19}}{p_{t13}} \quad (26)$$

La relación de temperatura total en el ventilador  $\tau_f$ , se puede expresar también en términos de la relación de presión del ventilador  $\pi_f$  y la eficiencia politrópica  $e_f$ .

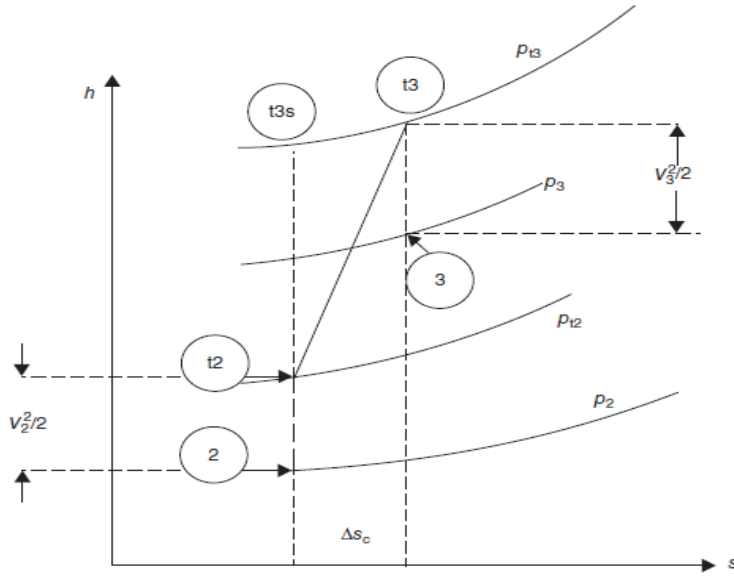
$$\tau_f = \pi_f^{\frac{\gamma-1}{\gamma e_f}} \quad (27)$$

#### 1.4.5 Compresor

El proceso termodinámico en un generador de gas comienza con la compresión mecánica del aire en el compresor. El flujo de aire en el compresor es considerado esencialmente como un proceso adiabático, el cual asume como despreciable la transferencia de calor entre el aire interno y el aire del ambiente afuera del motor.

La medida de irreversibilidad en un compresor puede definirse termodinámicamente a través de eficiencia adiabática del compresor  $\eta_c$  (algunas veces referida como “eficiencia isentrópica del compresor”) y eficiencia politrópica del compresor  $e_c$ .

Para definir la eficiencia adiabática del compresor se utilizará el diagrama  $h - s$  de la figura 8, donde  $t_2$  representa el estado total (o estancamiento) del gas entrando al compresor.

**Figura 8***Diagrama h-s del compresor*

*Nota.* Adaptado de: (Farokhi, 2014)

El estado total real del gas se designa con  $t_3$  en la figura 8 y la relación de presión total del compresor (incluye ventilador) viene dado por:

$$\pi_c = \frac{p_{t3}}{p_{t2}} \quad (28)$$

Así mismo, la relación de temperatura total en el compresor se expresa como:

$$\tau_c = \frac{T_{t3}}{T_{t2}} \quad (29)$$

Una vez definido  $\pi_c$  y  $\tau_c$  se obtiene  $\eta_c$ , que al igual que en el ventilador, utilizando las relaciones isentrópicas de presiones y temperaturas se tiene:

$$\eta_c = \frac{h_{t3s} - h_{t2}}{h_{t3} - h_{t2}} = \frac{\pi_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\tau_c - 1} \quad (30)$$

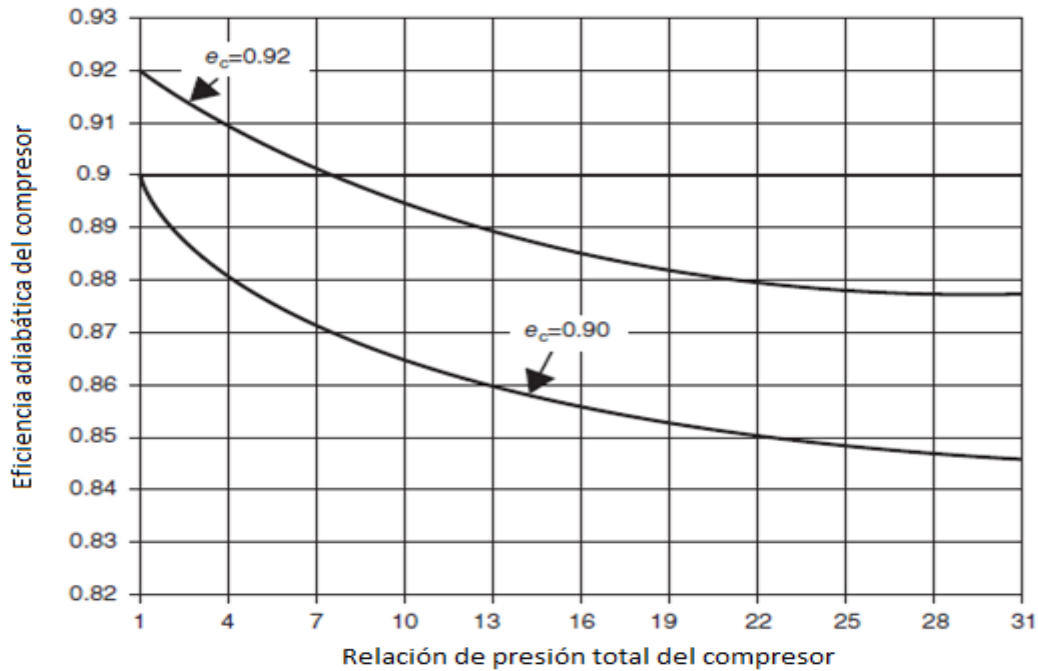
La relación de temperatura total en el compresor  $\tau_c$ , se puede expresar también en términos de la relación de presión del compresor  $\pi_c$  y la eficiencia politrópica  $e_c$ .

$$\tau_c = \pi_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma e_c}} \quad (31)$$

Donde valores típicos para la eficiencia politrópica  $e_c$  están en el rango de 88-92%. El diagrama de la figura 9 muestra la variación de la eficiencia adiabática del compresor, a partir de la relación de presión del compresor y su eficiencia politrópica.

**Figura 9**

*Variación de la eficiencia adiabática del compresor con la relación de presión y  $e_c$*



*Nota.* Adaptado de: (Farokhi, 2014)

#### 1.4.6 Combustor

El combustor o cámara de combustión, es el siguiente componente relevante en un generador de gas. Se mezcla el aire con el combustible generando una reacción química exotérmica. Se considera que un combustor ideal se comporta como un calentador reversible, lo que implica una combustión lenta y sin pérdidas por fricción en las paredes. Bajo estas circunstancias, la relación de presión total en el combustor ( $\pi_b$ ) se conserva.

$$\pi_b = 1 \quad \text{"Cámara de combustión ideal"} \quad (32)$$

$$\pi_b = \frac{p_{t4}}{p_{t3}} < 1 \quad \text{"Cámara de combustión real"} \quad (33)$$

El flujo en el combustor sólo se analizará en la entrada y en la salida (figura10). Por lo tanto, no se considerarán los detalles de los procesos de combustión como la atomización, vaporización, mezcla, reacción química, formación de contaminantes, etc.

Con el propósito de tener expresiones más compactas, la figura 10 muestra el flujo másico total de aire en la entrada en función del bypass ratio. Donde  $\dot{m}_0$  es el flujo másico de

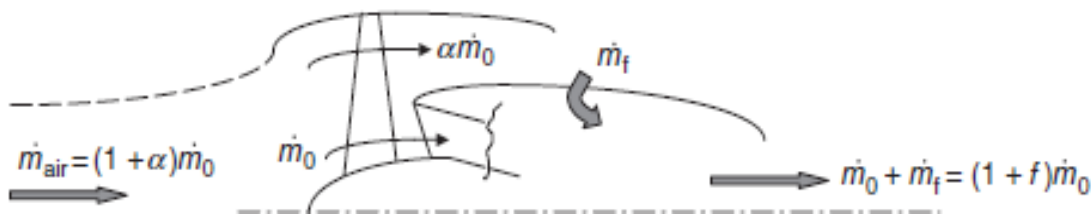
aire en el núcleo y  $\alpha\dot{m}_0$  es el flujo másico de aire que atraviesa por el bypass. Adicionalmente, el flujo másico en la salida del combustor ( $\dot{m}_0 + \dot{m}_f$ ) se representa en función de la relación combustible – aire (f). Donde:

$$f = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_0} \quad (34)$$

bosqueja la distribución de flujos en un turbofán de escape separado (unmixed Flow)

**Figura 10**

*Distribución de flujo de aire en el turbofán de escape separado*



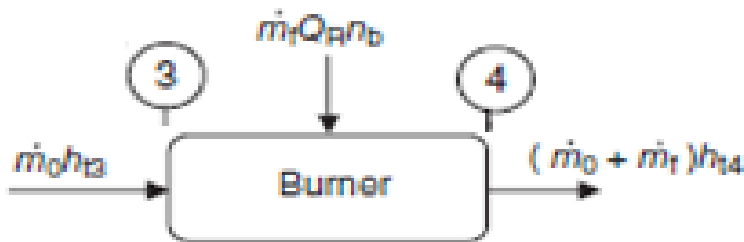
*Nota.* Adaptado de: (Farokhi, 2014)

En la figura 11 se aprecia de manera simplificada la entrada y la salida del combustor. Realizando un balance de energías, se tiene:

$$\dot{m}_0 h_{t3} + \dot{m}_f Q_R \eta_b = (\dot{m}_0 + \dot{m}_f) h_{t4} = \dot{m}_0 (1 + f) h_{t4} \quad (35)$$

**Figura 11**

*Diagrama de bloque del quemador*



*Nota.* Adaptado de: (Farokhi, 2014)

Donde  $Q_R$  es el poder calorífico del combustible y  $\eta_b$  es la eficiencia del quemador. Dividiendo ambos lados de la ecuación (35) por  $\dot{m}_0 h_0$  y despejando f, se obtiene:

$$f = \frac{\frac{h_{t4}}{h_0} - \frac{h_{t3}}{h_0}}{\frac{Q_R \eta_b}{h_0} - \frac{h_{t4}}{h_0}} = \frac{\tau_\lambda - \tau_r \tau_c}{\frac{Q_R \eta_b}{h_0} - \tau_\lambda} = \frac{c_{pt} T_{t4} - c_{pc} T_{t3}}{Q_R \eta_b - c_{pt} T_{t4}} \quad (36)$$

De la expresión anterior,  $\tau_\lambda$  se define como la relación de entalpía límite de ciclo:

$$\tau_\lambda = \frac{c_{pt} T_{t4}}{c_{pc} T_0} \quad (37)$$

Y  $\tau_r$  es la relación de temperaturas ram. Esto es:

$$\tau_r = \frac{h_{t0}}{h_0} = \frac{h_{t2}}{h_0} \quad (38)$$

Por último,  $c_{pt}$  y  $c_{pc}$  son los calores específicos a presión constante del aire en la turbina y en el compresor respectivamente.

El combustible se caracteriza por su contenido energético por unidad de masa ( $Q_R$ ), es decir, la cantidad de energía térmica inherente al combustible capaz de ser liberada en una reacción química. El calor ideal de reacción o poder calorífico de hidrocarburos típicos es:

$$Q_R = 42,000 \text{ kJ/kg}$$

Otro parámetro común en esta sección es  $\tau_\lambda$  que representa la relación entre la entalpía total en la entrada de la turbina y la entalpía estática de vuelo.

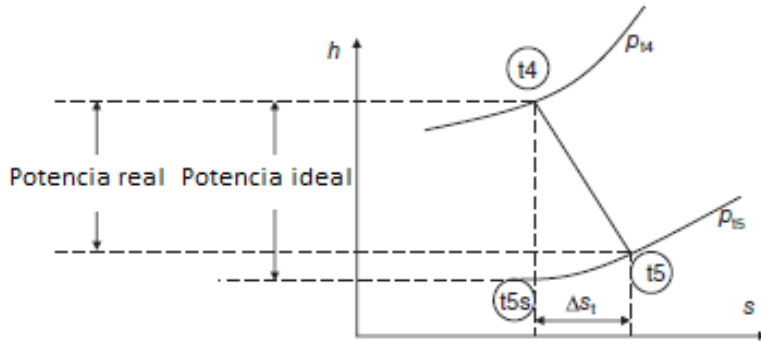
#### 1.4.7 Turbina

Es el último componente en un generador de gas. El gas a alta presión y temperatura que sale de la cámara de combustión se dirige a una turbina. La turbina se puede considerar como una válvula, pues, en un lado tiene un gas a alta presión y por el otro uno a baja presión.

Se acostumbra a analizar un modelo de turbina sin refrigerar en las etapas preliminares de diseño. El proceso termodinámico para una turbina sin refrigerar se muestra en el diagrama  $h - s$  (figura 12).

**Figura 12**

Diagrama  $h$ - $s$  de la turbina (sin refrigerar)



Nota. Adaptado de: (Farokhi, 2014)

El proceso de expansión real en la turbina está representado por la línea continua que conecta los estados totales (o de estancamiento)  $t_4$  y  $t_5$ . La salida isentrópica alcanzada en el estado  $t_{5s}$  representa el flujo ideal, libre de pérdidas por expansión, en la turbina. Como los estados termodinámicos  $t_{5s}$  y  $t_4$  están en la misma línea isentrópica, las relaciones de presión y temperatura (al igual que en la entrada y el compresor) están relacionadas por:

$$\frac{T_{t5s}}{T_{t4}} = \pi_t^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad (39)$$

Donde  $\pi_t$  es la relación de presión total en la turbina. Esto es:

$$\pi_t = \frac{p_{t5}}{p_{t4}} \quad (40)$$

La eficiencia adiabática de la turbina puede ser expresada en términos de relación de presión y temperatura totales:

$$\eta_t = \frac{h_{t4} - h_{t5}}{h_{t4} - h_{t5s}} = \frac{1 - \frac{T_{t5}}{T_{t4}}}{1 - \frac{T_{t5s}}{T_{t4}}} = \frac{1 - \tau_t}{1 - \pi_t^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \quad (41)$$

Donde  $\tau_t$  es la relación de temperatura total en la turbina. Esto es:

$$\tau_t = \frac{T_{t5}}{T_{t4}} \quad (42)$$

También se puede definir, al igual que en el compresor, una eficiencia de etapa pequeña para una turbina (o eficiencia politrópica  $e_t$ ) y se puede reescribir  $\tau_t$  como:

$$\tau_t = \pi_t^{\frac{(\gamma-1)e_t}{\gamma}} \quad (43)$$

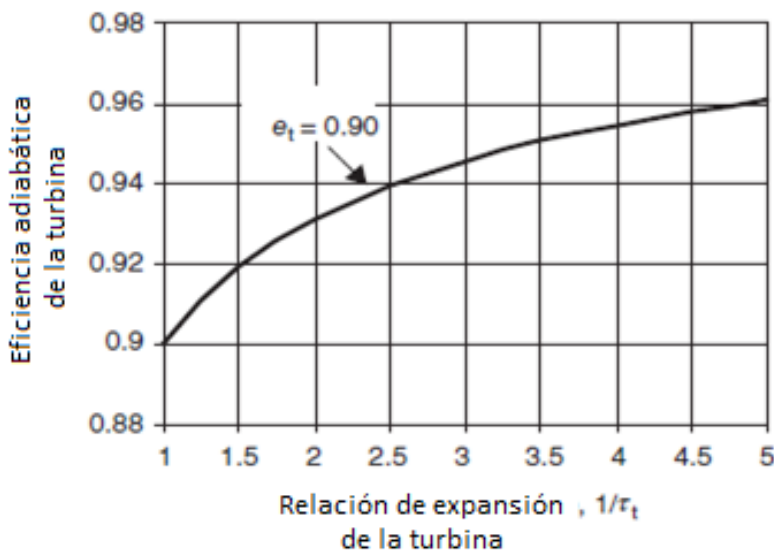
Reorganizando los términos en la ecuación (41) en función de  $\tau_t$  se obtiene:

$$\eta_t = \frac{1 - \tau_t}{1 - \tau_t^{\frac{1}{e_t}}} \quad (44)$$

La ecuación (42) se representa en la figura 13 para una eficiencia de etapa pequeña de 90%, esto es,  $e_t = 0.9$ . Se observa que la eficiencia adiabática de la turbina  $\eta_t$  crece con la inversa de la relación de temperatura total  $1/\tau_t$ . Inicialmente, podría parecer ilógico que la eficiencia de la turbina aumente al agregar más etapas, pues, lo lógico sería pensar que aumentarían las pérdidas. Lo contrario a esto ocurrió en el compresor, es decir, la eficiencia adiabática del compresor para un determinado tamaño; fue menor que para uno de etapa pequeña. La explicación es que la transferencia de energía ocurre desde el fluido al rotor en la turbina; por lo tanto, más etapas ofrecen más oportunidades para convertir la energía del fluido en potencia del eje. En un compresor sucede lo contrario, pues, las etapas del compresor consumen potencia lo que significa que etapas adicionales agregan pérdidas al proceso.

**Figura 13**

*Variación de la eficiencia adiabática de la turbina con el inverso de  $\tau_t$*



*Nota.* Adaptado de: (Farokhi, 2014)

En un análisis de ciclo simple, se acostumbra a agrupar toda la disipación y extracción de energía en un solo término llamado eficiencia mecánica  $\eta_m$ . El cual, se multiplica por la potencia del eje en la turbina para obtener la potencia del eje en el compresor:

$$\dot{\varphi}_c = \eta_m \dot{\varphi}_t \quad (45)$$

Donde:

$$\dot{\varphi}_t = \dot{m}_0(1 + f)(h_{t4} - h_{t5}) \quad (46)$$

$$\dot{\varphi}_c = \dot{m}_0(h_{t3} - h_{t2}) \quad (\text{sin considerar el ventilador}) \quad (47)$$

#### 1.4.8 Tobera

La función principal del sistema de escape es acelerar el gas de manera eficiente. El parámetro de la tobera más importante en la propulsión es el empuje bruto  $F_g$ . Recordando la ecuación del empuje no instalado en la sección 1.3.3:

$$F_g = \dot{m}_9 V_9 + \dot{m}_{19} V_{19} + (p_9 - p_0)A_9 + (p_{19} - p_0)A_{19}$$

A medida que el fluido atraviesa ambas toberas (convergentes) y se acelera, se produce una disminución en la presión estática. Esto genera un gradiente de presión favorable. En contraste, en un difusor, se produce un gradiente de presión adverso, donde la presión estática aumenta a medida que el fluido se desacelera.

Para una salida subsónica ( $M_9 < 1$ ), el proceso de expansión de la tobera continuará hasta la presión ambiental  $p_0$ . Se establecerá que, para jets (fluidos que emergen de la tobera) subsónicos, existe un equilibrio de presión estática entre el flujo de escape y el ambiente, esto es

$$\text{Si } M_9 = M_{19} = M_{\text{jet}} < 1, \text{ entonces } p_9 = p_{19} = p_{\text{jet}} = p_{\text{ambiente}}$$

Logrado esto, el flujo en la tobera se expande perfectamente y el empuje bruto es maximizado.

Por último, se define la relación de presión total en la tobera primaria. Esto es:

$$\pi_n = \frac{p_{t9}}{p_{t5}} \quad (48)$$

#### 1.4.9 Potencias y parámetros específicos

Con el fin de obtener una expresión alternativa a la relación de temperatura total en la turbina, se puede llevar a cabo el equilibrio de potencia entre la turbina y el compresor (incluyendo al ventilador), resultando:

$$\eta_m \dot{m}_0(1 + f)(h_{t4} - h_{t5}) = \dot{m}_0(h_{t3} - h_{t2}) + \alpha \dot{m}_0(h_{t13} - h_{t2}) \quad (49)$$

Dividiendo ambos lados de la ecuación (49) entre  $\dot{m}_0 h_0$  se tiene:

$$\eta_m(1+f)\frac{h_{t4}}{h_0}(1-\tau_t) = \frac{h_{t2}}{h_0}[(\tau_c - 1) + \alpha(\tau_f - 1)] \quad (50)$$

Finalmente, despejando  $\tau_t$  se puede obtener la relación de temperatura total en la turbina. Esto es:

$$\tau_t = 1 - \frac{\tau_r[(\tau_c - 1) + \alpha(\tau_f - 1)]}{\eta_m(1+f)\tau_\lambda} \quad (51)$$

Teniendo en cuenta los parámetros desarrollados hasta el momento, se puede reescribir la ecuación (6) de la siguiente forma:

$$F_n)_{\text{uninstalled}} = \dot{m}_0(1+f)V_9 + \alpha\dot{m}_0V_{19} + (p_9 - p_0)A_9 + (p_{19} - p_0)A_{19} - (1+\alpha)\dot{m}_0V_0 \quad (52)$$

De igual manera, se puede hallar la fórmula extendida del empuje específico en la ecuación (10), dividiendo el empuje neto no instalado sobre el flujo masico total en la entrada. Esto es:

$$\begin{aligned} \frac{F}{\dot{m}_{\text{air}}} &= \frac{F_n)_{\text{uninstalled}}}{(1+\alpha)\dot{m}_0} \\ &= \frac{(1+f)}{(1+\alpha)}V_9 + \frac{\alpha}{(1+\alpha)}V_{19} - V_0 + \frac{(p_9 - p_0)A_9}{(1+\alpha)\dot{m}_0} \\ &\quad + \frac{(p_{19} - p_0)A_{19}}{(1+\alpha)\dot{m}_0} \end{aligned} \quad (53)$$

Por último, la ecuación (11) se puede reescribir en función del bypass ratio  $\alpha$ .

$$\text{TSFC} = \frac{\dot{m}_f}{F} = \frac{\dot{m}_0}{F_n)_{\text{uninstalled}}} = \frac{f/(1+\alpha)}{F_n)_{\text{uninstalled}}/(1+\alpha)\dot{m}_0} \quad (54)$$

En el estudio de propulsión, es común centrarse en el rendimiento "interno" del motor, es decir, sus características "no instaladas" en vez de las "instaladas". Esto se debe a que el arrastre externo del motor no solo depende de la geometría de la góndola, sino también de cómo se integra el motor con la estructura del avión. Para obtener cálculos más precisos, es necesario realizar análisis de dinámica de fluidos computacional (CFD) y pruebas en túneles de viento para diferentes números de Mach de vuelo y ajustes del acelerador.

## 1.5 Fases de vuelo

Se distinguen 6 fases de vuelo principales, en las cuales las condiciones de vuelo mencionadas en 1.4.1 experimentan cambios específicos.

### 1.5.1 Despegue o "Take off"

Es el momento en el que el avión adquiere velocidad y elevación suficiente para separarse del suelo y comenzar a ascender.

### 1.5.2 Ascenso o "Climb"

Durante esta fase, el avión continúa ganando altura y velocidad vertical mientras se aleja del suelo. El objetivo es alcanzar la altitud de crucero.

### 1.5.3 Crucero o "Cruise"

En esta etapa, el avión se mantiene a una altitud constante y velocidad de crucero. Es la fase más larga del vuelo y donde se consume la mayor cantidad de combustible.

### 1.5.4 Descenso o "Descent"

El avión inicia el descenso desde la altitud de crucero hacia tierra. Durante esta fase, se reduce la velocidad y la altitud gradualmente.

### 1.5.5 Aproximación o "Approach"

Es la fase en la que el avión se acerca a tierra y se prepara para aterrizaje. Se reduce aún más la velocidad y se ajusta la altitud para alinearse con la pista de aterrizaje.

### 1.5.6 Aterrizaje o "Landing"

Es el momento en el que el avión toca tierra y reduce su velocidad hasta detenerse por completo.

## 1.6 Indicadores de eficiencia

### 1.6.1 Eficiencia térmica

La capacidad de un motor para convertir la energía térmica inherente al combustible (desencadenada en una reacción química) a una ganancia neta de energía cinética del medio de trabajo, es llamado eficiencia térmica del motor  $\eta_{th}$ . La eficiencia térmica de un ciclo ideal viene dada por:

$$\eta_{th} = 1 - \frac{1}{\tau_r \tau_c} = 1 - \frac{1}{\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_0^2\right) \pi_c^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}}} \quad (55)$$

Para un motor turbofán real (no ideal) y perfectamente expandido, se puede escribir la eficiencia térmica  $\eta_{th}$  como:

$$\begin{aligned} \eta_{th} &= \frac{\Delta KE}{\dot{m}_f Q_R} = \frac{\alpha \dot{m}_0 \frac{V_{19}^2}{2} + (1 + f) \dot{m}_0 \frac{V_9^2}{2} - (1 + \alpha) \dot{m}_0 \frac{V_0^2}{2}}{\dot{m}_f Q_R} \\ &= \frac{(1 + f) V_9^2 - V_0^2}{2f Q_R} + \frac{\alpha (V_{19}^2 - V_0^2)}{2f Q_R} \end{aligned} \quad (56)$$

Para el caso de un turbofán real que no está perfectamente expandido, se utilizan las velocidades de escape efectivas  $V_{19\text{eff}}$  y  $V_{9\text{eff}}$  en lugar de  $V_{19}$  y  $V_9$ . Se definen las velocidades de escape efectivas como:

$$V_{19\text{eff}} = \frac{F_{g\text{-fan}}}{\dot{m}_{19}} \quad (57)$$

$$V_{9\text{eff}} = \frac{F_{g\text{-core}}}{\dot{m}_9} \quad (58)$$

### 1.6.2 Eficiencia de propulsión

La fracción de salida mecánica neta del motor que se convierte en empuje es llamada eficiencia de propulsión y viene dada por:

$$\eta_p \equiv \frac{F_n V_0}{\Delta KE} = \frac{[(1+f)V_9 + \alpha V_{19} - (1+\alpha)V_0 + (p_9 - p_0)A_9 + (p_{19} - p_0)A_{19}]V_0}{(1+f)\frac{V_{9\text{eff}}^2}{2} + \alpha\frac{V_{19\text{eff}}^2}{2} - (1+\alpha)\frac{V_0^2}{2}} \quad (59)$$

Asumiendo que la tobera (del ventilador y primaria) están perfectamente expandidas y la relación de combustible – aire es despreciable comparada con 1. Se puede reescribir la ecuación anterior de la siguiente manera:

$$\eta_p \approx \frac{2V_0[V_9 + \alpha V_{19} - (1+\alpha)V_0]}{V_9^2 + \alpha V_{19}^2 - (1+\alpha)V_0^2} \quad (60)$$

Para el caso donde la velocidad de la tobera del ventilador  $V_{19}$  es igual a la velocidad de la tobera primaria  $V_9$ . Se tiene que:

$$\eta_p \approx \frac{2}{(1 + V_9/V_0)} \quad (61)$$

Tener en cuenta que, si ambas toberas no están perfectamente expandidas, se tendrán que usar las velocidades efectivas como se explicó anteriormente.

### 1.6.3 Eficiencia global

El producto de la eficiencia térmica con la eficiencia de propulsión es llamada eficiencia global y está dada por:

$$\eta_0 = \eta_{th} \cdot \eta_p = \frac{\Delta KE}{\dot{m}_f Q_R} \cdot \frac{FV_0}{\Delta KE} = \frac{FV_0}{\dot{m}_f Q_R} \quad (62)$$

La eficiencia global es, por lo tanto, la fracción de la energía térmica del combustible que se convierte en la potencia de empuje de la aeronave.





## Capítulo 2

### Evaluación de un turbofán CF34 – 8E

En este capítulo, se evaluarán los parámetros más relevantes de un turbofán comercial fabricado por la marca General Electric (figura 14). Para ello, se emplearán datos específicos extraídos de la hoja técnica del motor como referencia inicial. A partir de estos datos, se aplicará la metodología presentada en el capítulo 1 para calcular y determinar los demás parámetros relevantes del motor. Por último, se analizarán los resultados obtenidos, los cuales proporcionarán una visión integral del rendimiento y las características del turbofán en cuestión.

#### Figura 14

*Turbofán CF34-8E de General Electric*



*Nota.* Adaptado de: (General Electric, 2010)

#### 2.1 Características

El turbofán CF34-8E es utilizado principalmente como motor de propulsión en los modelos de aviones Embraer E170 y E175. Estos aviones forman parte de la reconocida serie E-Jet fabricada por la prestigiosa empresa brasileña Embraer y se encuentran entre los más utilizados en el mundo para vuelos comerciales.

A continuación, se presentan los datos más relevantes del turbofán CF34 – 8E (tabla 1) extraídos del datasheet en la página de General Electric.

**Tabla 1**

*Datasheet de turbofán CF34-8E*

Especificaciones de rendimiento	
Empuje máximo de despegue	14,500 lb
Bypass ratio ( $\alpha$ )	5
Relación de presión total máxima	28.5
Relación de empuje - peso	5.6
Diametro del ventilador	46.2 pulg
Diametro máximo	53 pulg
Largo	121 pulg
Peso	2600 lb
TSFC en crucero (35,000 pies y 0.8 Mach)	0.68 lbm/h/lbf

*Nota.* Adaptado de: (General Electric, 2010)

## 2.2 Aplicación de metodología

Se iniciará seleccionando la fase de vuelo de crucero, ya que esta etapa proporcionará una visión más completa de las eficiencias del motor debido a su mayor duración en comparación con otras fases. Además, se utilizará la figura 2 para referenciar los distintos estados termodinámicos en cada sección.

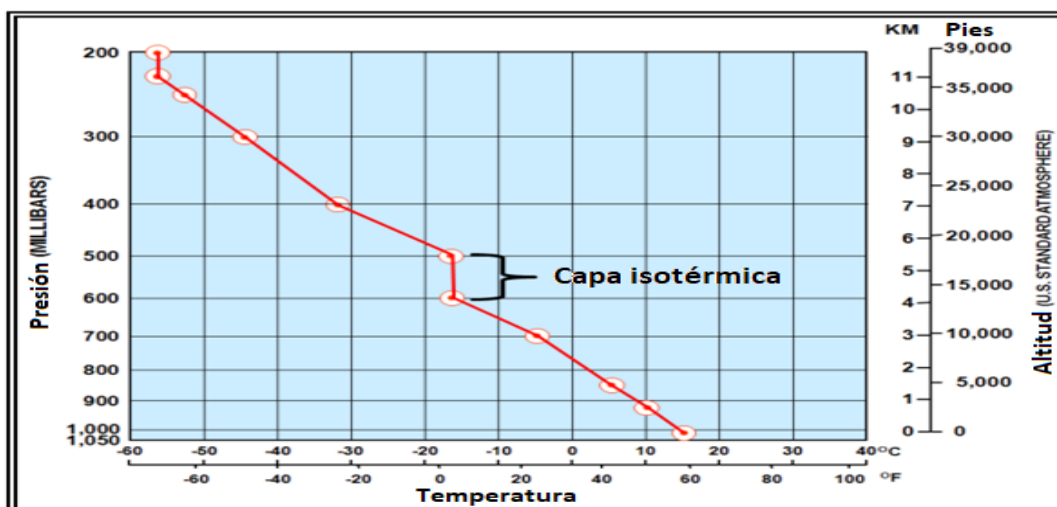
La tabla 1 muestra que la fase de crucero se lleva a cabo a una altitud de 35,000 pies y a un número de Mach de 0.8. Estos datos son fundamentales para determinar las condiciones de vuelo, que son las siguientes:

$$M_0 = 0.8$$

A 35,000 pies de altura de la figura 15 se tiene:

**Figura 15**

*Gráfica de temperaturas y presiones atmosféricas a distintas alturas de vuelo*



*Nota.* Adaptado de: (U.S. Department of Transportation, 2022)

$$T_0 = - 52.5 \text{ }^\circ\text{C} = 220.5 \text{ K}$$

$$p_0 = 25 \text{ kPa}$$

Obtenidas las condiciones de vuelo, se iniciará el análisis de las diferentes secciones en orden secuencial iniciando con la entrada. Para esto, se utilizará la tabla 2 que proporcionará parámetros de diseño y eficiencias (describe alcance de pérdidas o irreversibilidades) de los componentes en las distintas secciones del turbofán.

**Tabla 2**

*Consideraciones de diseño generales para un turbofán comercial*

Consideraciones de diseño		
Poder calorífico del combustible Jet A	$Q_R$	42800 kJ/kg
Calor específico a presión constante en el compresor	$c_{pc}$	1.004 kJ/kg.K
Calor específico a presión constante en la turbina	$c_{pt}$	1.152 kJ/kg.K
Relación de calores específicos en el compresor	$\gamma_c$	1.4
Relación de calores específicos en la turbina	$\gamma_t$	1.33
Relación de entalpía límite de ciclo	$\tau_\lambda$	8
Relación de presión total entre la cara del compresor y la presión total de vuelo	$\pi_d$	0.995
Relación de presión en el ventilador	$\pi_f$	1.6
Relación de presión total en la tobera del ventilador (convergente)	$\pi_{fn}$	0.95
Relación de presión total en el combustor	$\pi_b$	0.95
Relación de presión total en la tobera primaria (convergente)	$\pi_n$	0.98
Eficiencia politrópica del ventilador	$e_f$	0.9
Eficiencia politrópica del compresor	$e_c$	0.9
Eficiencia politrópica de la turbina	$e_t$	0.85
Eficiencia del quemador	$\eta_b$	0.992
Eficiencia mecánica	$\eta_m$	0.95

*Nota.* Adaptado de: (Exxon Mobil Corporation, 2022), (Farokhi, 2014)

a) Entrada (the inlet)

Se inicia utilizando la ecuación (2) para obtener la velocidad del sonido a 35000 pies:

$$a_0 = 297.58 \text{ m/s}$$

Luego, utilizando la ecuación (1) se obtiene la velocidad de vuelo:

$$V_0 = 238.06 \text{ m/s}$$

La presión total de vuelo se calcula utilizando la ecuación (17):

$$p_{t0} = 38.11 \text{ kPa}$$

Después, la temperatura total de vuelo se puede hallar utilizando la ecuación (16):

$$T_{t0} = 248.72 \text{ K}$$

Finalmente, la presión total en la entrada del ventilador se obtiene de la ecuación (21):

$$p_{t2} = 37.92 \text{ kPa}$$

Debido que la entrada es adiabática, la temperatura total en  $T_{t0}$  es igual a  $T_{t2}$ .

$$T_{t2} = 248.72 \text{ K}$$

b) Ventilador (fan)

Se inicia utilizando la ecuación (22) para hallar la presión total a la salida del ventilador:

$$p_{t13} = 60.67 \text{ kPa}$$

La relación de temperatura en el ventilador se puede hallar utilizando la ecuación (27):

$$\tau_f = 1.16$$

Finalmente, la temperatura total a la salida del ventilador resulta de la ecuación (24):

$$T_{t13} = 288.75 \text{ K}$$

c) Tobera del ventilador

Se inicia utilizando la ecuación (26) para el cálculo de la presión total a la salida de la tobera del ventilador:

$$p_{t19} = 57.63 \text{ kPa}$$

Como la tobera del ventilador es de modelo convergente, el número de Mach máximo que puede alcanzar es de 1. A continuación, se verificará si la tobera alcanza el Mach 1. Para esto, se hallará la presión estática a la salida de la tobera del ventilador utilizando la ecuación (17) y asumiendo un  $M=1$ :

$$p_{19} = 30.45 \text{ kPa}$$

Debido a que  $p_{19} > p_0$ , el flujo en la tobera del ventilador está subexpandido; por lo tanto, la tobera del ventilador ha alcanzado su pico máximo de velocidad ( $M_{19} = 1$ ).

Entonces, conociendo  $M_{19}$ , se puede calcular la temperatura estática a la salida de la tobera del ventilador utilizando la ecuación (16):

$$T_{19} = \frac{T_{t13}}{1.2} = 240.62 \text{ K}$$

La velocidad del sonido a la salida de la tobera del ventilador se puede hallar utilizando la ecuación (2):

$$a_{19} = 310.86 \text{ m/s}$$

Debido a que el número de Mach a la salida de la tobera del ventilador es 1, se tiene que  $V_{19} = a_{19}$ .

$$V_{19} = 310.86 \text{ m/s}$$

Por último, en la ecuación (6) se observa que el empuje bruto que aporta el ventilador es igual a  $F_{g-fan} = \dot{m}_{19}V_{19} + (p_{19} - p_0)A_{19}$ , donde  $\dot{m}_{19} = \rho_{19}V_{19}A_{19}$ . Debido a que la tobera

del ventilador no está perfectamente expandida, se puede hallar la velocidad efectiva a la salida de la tobera del ventilador utilizando en conjunto las ecuaciones (2), (6) y (57):

$$V_{19\text{eff}} = 350.59 \text{ m/s}$$

d) Compresor

Se inicia utilizando la ecuación (28) para hallar la presión total a la salida del compresor:

$$p_{t3} = 1080.66 \text{ kPa}$$

La relación de temperatura total en el compresor se calcula utilizando la ecuación (31):

$$\tau_c = 2.89$$

Finalmente, La temperatura total a la salida del compresor resulta de la ecuación (29):

$$T_{t3} = 720.4 \text{ K}$$

e) Combustor

Se inicia utilizando la ecuación (33) para hallar la presión total a la salida del combustor:

$$p_{t4} = 1026.63 \text{ kPa}$$

La temperatura total a la salida del combustor se obtiene utilizando la ecuación (37):

$$T_{t4} = 1537.38 \text{ K}$$

Después, la relación combustible – aire se puede hallar utilizando la ecuación (36):

$$f = 0.026$$

f) Turbina

Se inicia utilizando la ecuación (49) para el cálculo de la temperatura total a la salida de la turbina:

$$T_{t5} = 936.55 \text{ K}$$

La relación de temperatura total en la turbina se obtiene utilizando la ecuación (42):

$$\tau_t = 0.61$$

Luego, la relación de presión total en la turbina resulta de aplicar la ecuación (43):

$$\pi_t = 0.095$$

Por último, la presión total a la salida de la turbina se puede hallar utilizando la ecuación (40):

$$p_{t5} = 97.9 \text{ kPa}$$

g) Tobera del núcleo

Se inicia utilizando la ecuación (48) para el cálculo de la presión total a la salida de la tobera primaria:

$$p_{t9} = 95.95 \text{ kPa}$$

Al igual que en la tobera del ventilador, la tobera primaria es de modelo convergente. El número de Mach máximo que puede alcanzar es de 1. Se procederá a verificar si la tobera alcanza el Mach 1. Para esto, se hallará la presión estática a la salida de la tobera primaria utilizando la ecuación (17) y asumiendo un  $M=1$ :

$$p_9 = 51.85 \text{ kPa}$$

Debido a que  $p_9 > p_0$ , el flujo en la tobera primaria está subexpandido; por lo tanto, la tobera primaria ha alcanzado su pico máximo de velocidad ( $M_9 = 1$ ).

Entonces, conociendo  $M_9$ , se puede calcular la temperatura estática a la salida de la tobera primaria utilizando la ecuación (16):

$$T_9 = \frac{T_{t5}}{1.165} = 803.9 \text{ K}$$

La velocidad del sonido a la salida de la tobera primaria se puede hallar utilizando la ecuación (2):

$$a_9 = 552.82 \text{ m/s}$$

Debido a que el número de Mach a la salida de la tobera primaria es 1, se tiene que  $V_9 = a_9$ .

$$V_9 = 552.82 \text{ m/s}$$

Por último, en la ecuación (6) se observa que el empuje bruto que aporta el núcleo es igual a  $F_{g-core} = \dot{m}_9 V_9 + (p_9 - p_0) A_9$ , donde  $\dot{m}_9 = \rho_9 V_9 A_9$ . Debido a que la tobera del núcleo no está perfectamente expandida, se puede hallar la velocidad efectiva a la salida de la tobera del núcleo utilizando en conjunto las ecuaciones (2), (6) y (58):

$$V_{9eff} = 768.05 \text{ m/s}$$

#### Parámetros de rendimiento

De la ecuación (6), (57) y figura 10, se puede reescribir el empuje neto no instalado del ventilador de la ecuación (7) en función del bypass ratio:

$$F_{n-fan} = F_{g-fan} - \alpha \dot{m}_0 V_0 = \alpha \dot{m}_0 V_{19eff} - \alpha \dot{m}_0 V_0$$

El empuje específico adimensional del ventilador se puede hallar dividiendo la expresión anterior entre  $(1 + \alpha) \dot{m}_0 a_0$ , resultando:

$$\frac{F_{n-fan}}{(1+\alpha)\dot{m}_0 a_0} = \frac{\alpha(V_{19eff}-V_0)}{(1+\alpha)a_0}$$

Sustituyendo datos en el lado derecho de la ecuación se tiene:

$$\frac{F_{n-fan}}{(1+\alpha)\dot{m}_0 a_0} = 0.315$$

Igualmente, de la ecuación (6), (58) y figura 10, se puede reescribir el empuje neto no instalado del núcleo de la ecuación (8) en función de la relación de combustible - aire:

$$F_{n-core} = F_{g-core} - \dot{m}_0 V_0 = (1 + f)\dot{m}_0 V_{9eff} - \dot{m}_0 V_0$$

El empuje específico adimensional del núcleo se puede hallar dividiendo la expresión anterior entre  $(1 + \alpha)\dot{m}_0 a_0$ , resultando:

$$\frac{F_{n-core}}{(1+\alpha)\dot{m}_0 a_0} = \frac{(1+f)V_{9eff}-V_0}{(1+\alpha)a_0}$$

Sustituyendo datos en el lado derecho de la ecuación se tiene:

$$\frac{F_{n-core}}{(1+\alpha)\dot{m}_0 a_0} = 0.308$$

Luego, la relación de empujes ventilador – núcleo se puede expresar como:

$$\frac{F_{n-fan}}{F_{n-core}} = 1.023$$

Donde el porcentaje de empuje neto no instalado que contribuye el ventilador en el motor se calcula utilizando la ecuación (6) y (7):

$$\frac{F_{n-fan}}{F_{n-total}} = 50.58\%$$

Y el porcentaje de empuje neto no instalado que contribuye el núcleo en el motor se calcula utilizando la ecuación (6) y (8):

$$\frac{F_{n-core}}{F_{n-total}} = 49.42\%$$

Finalmente, el consumo específico de combustible se puede calcular utilizando la ecuación (11):

$$TSFC = 23.15 \text{ mg/s/N} = 0.8173 \text{ lbm/h/lbf}$$

#### Eficiencias en el turbofán

La eficiencia térmica se determina mediante la ecuación (56), donde se emplean las velocidades efectivas  $V_{19eff}$  y  $V_{9eff}$ . Es importante destacar que estas velocidades se consideran debido a que tanto el ventilador como el núcleo no experimentan una expansión perfecta en sus respectivas etapas finales.

$$\eta_{th} = 39.9\%$$

La eficiencia de propulsión se puede calcular utilizando la ecuación (59):

$$\eta_p = 60.21\%$$

Por último, la eficiencia global se calcula utilizando la ecuación (62):

$$\eta_0 = 24\%$$

En las tablas 3, 4 y 5, se presentarán de manera estructurada los resultados obtenidos, agrupándolos según sus características comunes para facilitar su comprensión y análisis.

**Tabla 3**

*Tabla de presiones y temperaturas en las diferentes secciones del turbofán*

Secciones del turbofán (figura 2)	Temperatura		Presión	
	Entrada (the inlet)	$T_0$	220.5 K	$p_0$
$T_{t0}$		248.72 K	$p_{t0}$	38.11 kPa
Ventilador (fan)	$T_{t2}$	248.72 K	$p_{t2}$	37.92 kPa
	$T_{t13}$	288.75 K	$p_{t13}$	60.67 kPa
Compresor	$T_{t3}$	720.39 K	$p_{t3}$	1080.66 kPa
Combustor	$T_{t4}$	1537.38 K	$p_{t4}$	1026.63 kPa
Turbina	$T_{t5}$	936.55 K	$p_{t5}$	97.90 kPa
Tobera del ventilador	$T_{19}$	240.62 K	$p_{19}$	30.45 kPa
			$p_{t19}$	57.63 kPa
Tobera del núcleo	$T_9$	803.904 K	$p_9$	51.85 kPa
			$p_{t9}$	95.95 kPa

**Tabla 4**

*Tabla de velocidades*

Secciones del turbofán (figura 2)	Velocidad	
	Entrada (the inlet)	$a_0$
$V_0$		238.06 m/s
Tobera del ventilador	$a_{19}$	310.86 m/s
	$V_{19}$	310.86 m/s
	$V_{19eff}$	350.59 m/s
Tobera del núcleo	$a_9$	552.82 m/s
	$V_9$	552.82 m/s
	$V_{9eff}$	768.05 m/s

**Tabla 5**

*Parámetros afectados principalmente por el bypass ratio*

Parámetros directamente relacionados con el bypass ratio		
Relación Combustible - aire	$f$	0.025752377
Contribución del ventilador al empuje neto	$F_{n-fan}/F_{n-total}$	50.58%
Contribución del núcleo al empuje neto	$F_{n-core}/F_{n-total}$	49.42%
Consumo específico de combustible	$TSFC$	0.8173 lbf/h/lbf
Eficiencia térmica	$\eta_{th}$	39.90%
Eficiencia de propulsión	$\eta_p$	60.21%
Eficiencia global	$\eta_0$	24.03%

## 2.3 Análisis de parámetros

En esta sección se llevará a cabo un estudio paramétrico destinado a evaluar el impacto del bypass ratio y número de mach en los parámetros de rendimiento y eficiencia del turbofán.

### 2.3.1 Análisis paramétrico del bypass ratio

Con el propósito de analizar cómo el bypass ratio afecta a los parámetros de rendimiento y eficiencia del turbofán, se ha elaborado la tabla 6. La cual, presenta valores de bypass ratio que van desde 2 hasta 8, con incrementos de 1, mientras se mantienen constantes los parámetros de diseño mencionados previamente.

**Tabla 6**

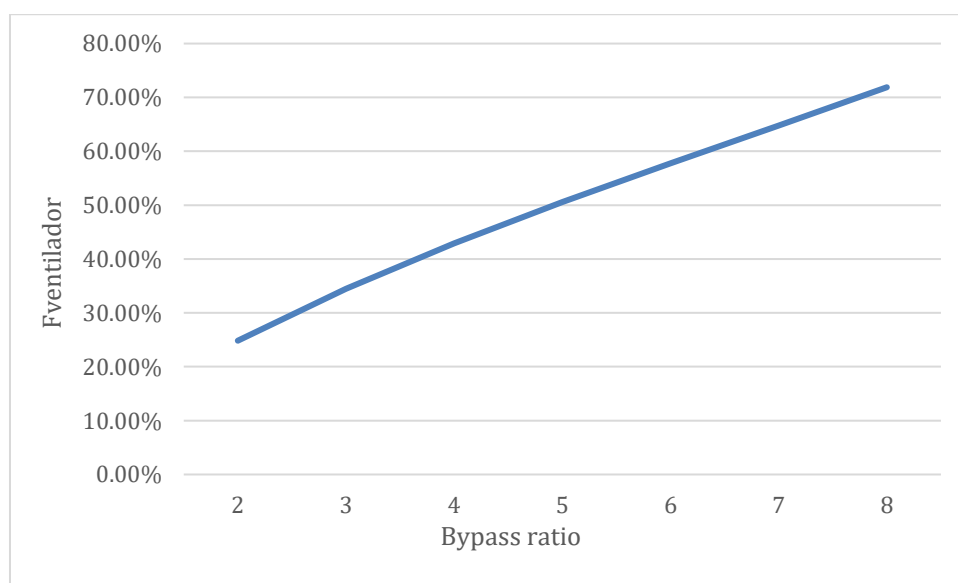
*Impacto de la variación del bypass ratio en los parámetros de rendimiento y eficiencia del motor*

Bypass ratio $\alpha$	$F_{n-fan}/F_{n-total}$	$F_{n-core}/F_{n-total}$	TSFC [lbm/h/lbf]	$\eta_{th}$	$\eta_p$	$\eta_o$
2	24.84%	75.16%	1.003	40.80%	47.97%	19.57%
3	34.45%	65.55%	0.93	40.71%	51.98%	21.16%
4	42.91%	57.09%	0.867	40.42%	56.05%	22.65%
5	50.58%	49.42%	0.817	39.90%	60.21%	24.03%
6	57.76%	42.24%	0.778	39.13%	64.50%	25.24%
7	64.76%	35.24%	0.747	38.12%	68.92%	26.27%
8	71.89%	28.11%	0.726	36.87%	73.36%	27.05%

De la tabla anterior, se distingue que, a medida que aumenta el bypass ratio, el empuje que aporta el ventilador al empuje total del motor, aumenta. La figura 16 muestra esta tendencia.

**Figura 16**

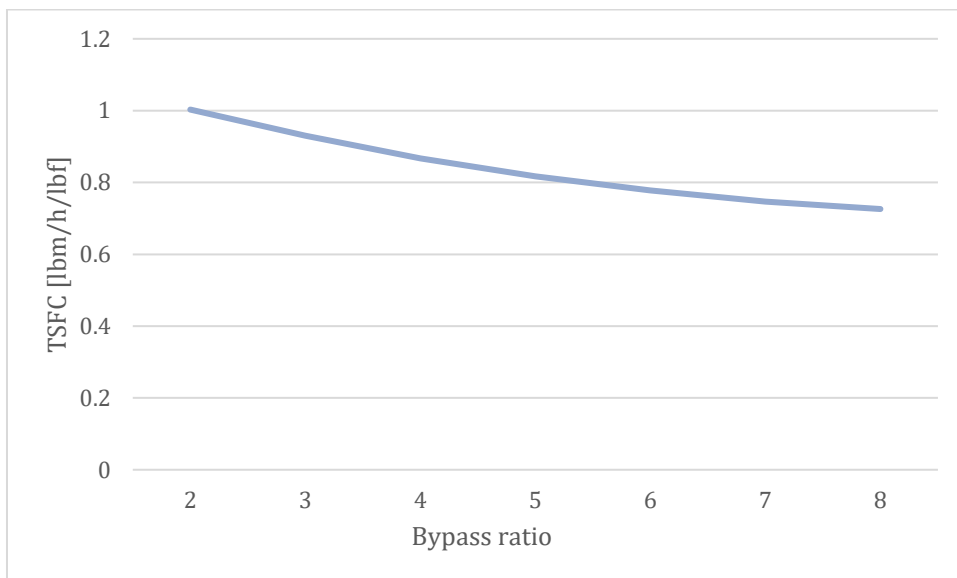
*Diagrama bypass ratio vs Fventilador*



Este incremento en el empuje del ventilador resulta en una disminución del aporte de empuje del núcleo. Esto conlleva a un menor consumo de combustible, evidenciado en la reducción del TSFC (figura 17).

**Figura 17**

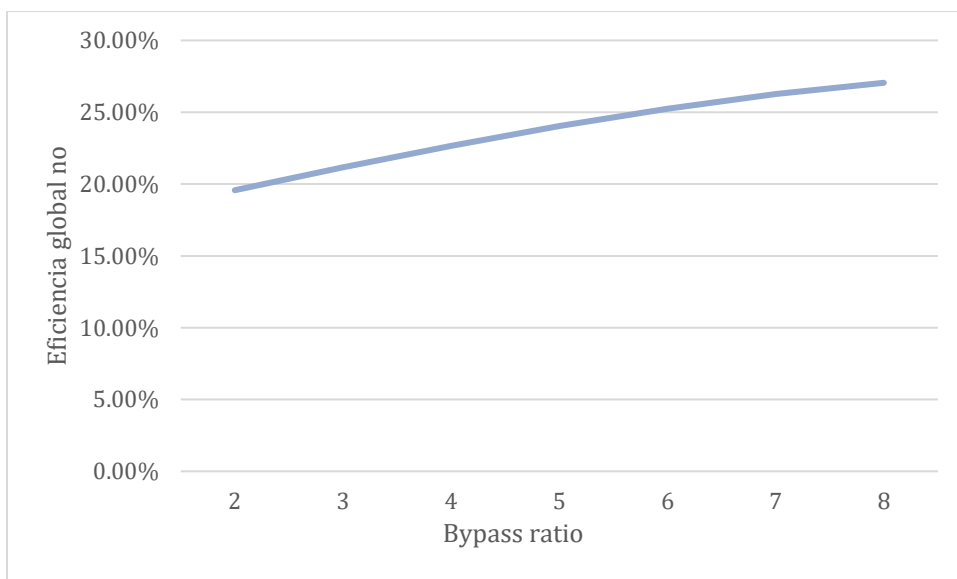
*Diagrama bypass ratio vs TSFC*



Por último, considerando la ecuación 62, la reducción en el consumo de combustible sugiere un aumento en la eficiencia global y esto se confirma en la figura 18.

**Figura 18**

*Diagrama bypass ratio vs eficiencia global*



### 2.3.2 Análisis paramétrico del número de Mach

De manera similar al análisis anterior, se ha creado la tabla 7, en la cual se ha modificado el número de Mach desde 0.7 hasta 0.9, con incrementos de 0.2. Durante este proceso, se han mantenido constantes los demás parámetros.

**Tabla 7**

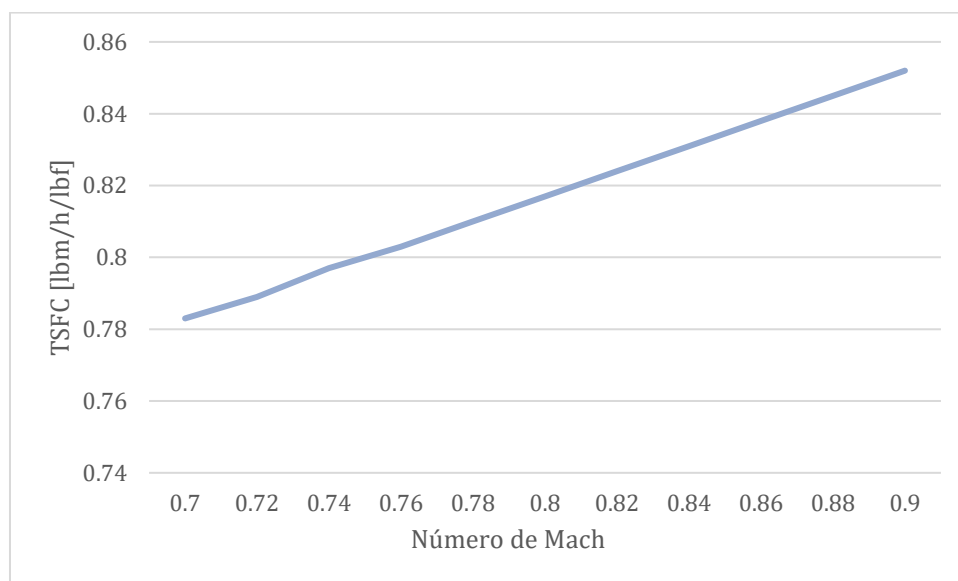
*Impacto de la variación del número de Mach en los parámetros de rendimiento y eficiencia del motor*

Número de mach M	$F_{n-fan}/F_{n-total}$	$F_{n-core}/F_{n-total}$	TSFC [lbm/h/lbf]	$\eta_{th}$	$\eta_p$	$\eta_o$
0.7	50.63%	49.37%	0.783	39.63%	55.40%	21.95%
0.72	50.59%	49.41%	0.789	39.69%	56.39%	22.38%
0.74	50.57%	49.43%	0.797	39.74%	57.37%	22.80%
0.76	50.56%	49.44%	0.803	39.80%	58.33%	23.22%
0.78	50.56%	49.44%	0.81	39.85%	59.28%	23.62%
0.8	50.58%	49.42%	0.817	39.90%	60.21%	24.03%
0.82	50.61%	49.39%	0.824	39.95%	61.13%	24.42%
0.84	50.65%	49.35%	0.831	39.99%	62.04%	24.81%
0.86	50.70%	49.30%	0.838	40.03%	62.94%	25.19%
0.88	50.77%	49.23%	0.845	40.06%	63.83%	25.57%
0.9	50.84%	49.16%	0.852	40.08%	64.70%	25.94%

En la tabla anterior, se observa que, a pesar del incremento en el número de Mach, no se evidencia un cambio significativo en el empuje proporcionado tanto por el ventilador como por el núcleo. En contraste, se aprecia un aumento en el consumo de combustible (figura 19).

**Figura 19**

*Diagrama número de Mach vs TSFC*

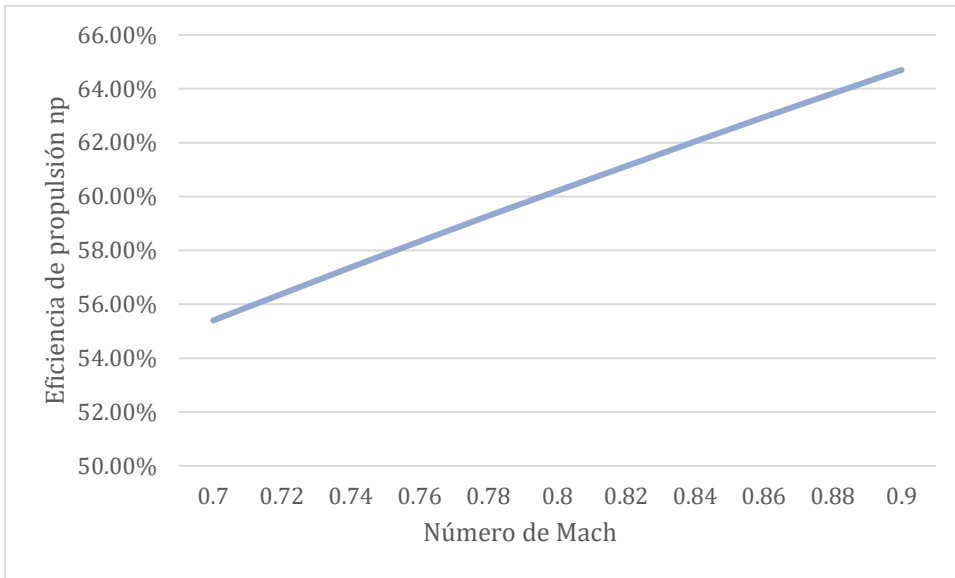


El incremento en el número de Mach se traduce en un aumento en la eficiencia de propulsión, lo cual puede ser verificado al observar la ecuación 59, donde una mayor velocidad

de vuelo está asociada a un mayor número de Mach. Este incremento en la eficiencia se presenta en la figura 20.

**Figura 20**

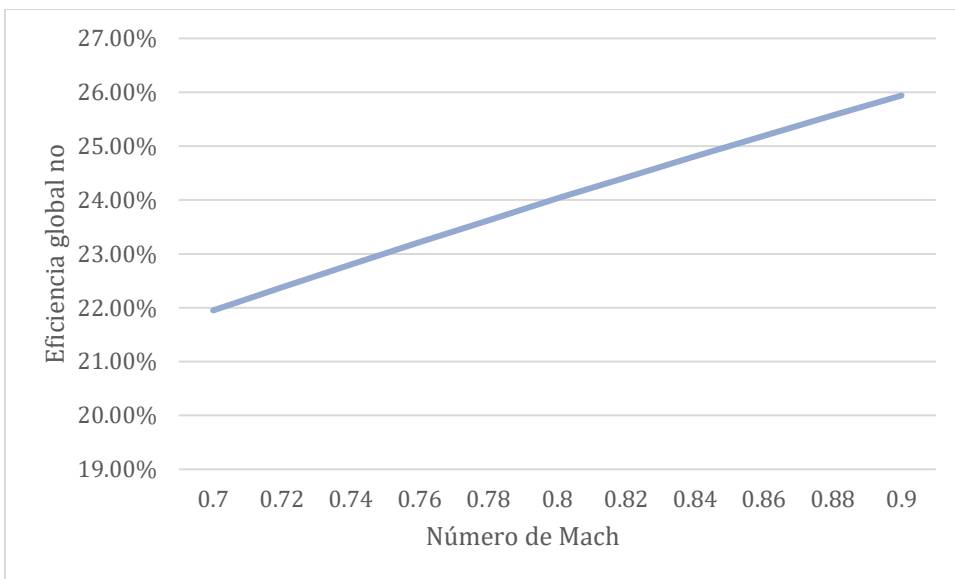
*Diagrama número de Mach vs eficiencia de propulsión*



En última instancia, se observa que a medida que el número de Mach aumenta, también lo hace la eficiencia global (figura 21). Esto es coherente, ya que al revisar la ecuación 62, se puede ver que la velocidad de vuelo en el numerador aumenta con el número de Mach.

**Figura 21**

*Diagrama número de Mach vs eficiencia global*



## Conclusiones

El bypass ratio se destaca como uno de los factores más trascendentales en los motores turbofán utilizados en la aviación comercial. Su influencia directa en los costos operativos de las aerolíneas, especialmente con relación al consumo de combustible, lo convierte en un parámetro de alta relevancia. El incremento del bypass ratio de 5 a 6, por ejemplo, conlleva una significativa reducción del 5% en el Consumo Específico de Combustible (TSFC). Este avance se traduce en un aumento del empuje con un menor consumo de combustible, consolidando una eficiencia operativa vital.

Del mismo modo, este aumento del bypass ratio resulta en un incremento de la eficiencia propulsiva en un 4%, demostrando la capacidad del motor para generar mayor empuje con una menor ingesta de combustible. Cabe destacar que existen motores turbofán con bypass ratios de 10, diseñados para vuelos de largo alcance debido al tamaño de la aeronave y las demandas operativas.

La influencia del número de Mach, por su parte, no impacta de manera significativa en la contribución de empuje por parte del ventilador o el núcleo, pero sí en el consumo de combustible. En este sentido, se observa una correlación directa entre el aumento del número de Mach y un incremento en el consumo de combustible, acompañado de una elevación en la eficiencia global.

La fase de crucero se destaca como el escenario óptimo para el número de Mach, donde se logra la máxima eficiencia global. Debajo de esta velocidad, el rendimiento del motor se ve disminuido.

Conforme a las expectativas, el número de Mach influye directamente en la eficiencia de propulsión, ya que una mayor velocidad implica una mayor cantidad de combustible inyectado al núcleo, reforzando el enfoque anterior.

En línea con los principios inherentes a cualquier generador de gas, la relación de compresión surge como otro parámetro crítico. Esta relación incide en la temperatura de combustión, y, por consiguiente, en el rendimiento. Una relación de compresión más alta impulsa temperaturas de combustión superiores, lo que aumenta la eficiencia y el trabajo en el eje de la turbina. Lo cual, resulta en el aumento de las tres eficiencias del motor.



## Referencias

- Çengel, Y., & Boles, M. (2011). Termodinámica. México: McGrawHill.
- Cumpsty, N. (2003). JET PROPULSION - A Simple Guide to the Aerodynamic and Thermodynamic Design and Performance of Jet Engines. New York: Cambridge University Press.
- El-Sayed, A. F. (2016). Fundamentals of Aircraft and Rocket Propulsion. London: Springer-Verlag.
- Exxon Mobil Corporation. (2022, Agosto). ExxonMobil Jet Fuel. Retrieved from Mobil: [https://www.mobil.com/en-al/commercial-fuel/pds/gl-xx-jetfuel-series#:~:text=ExxonMobil%20Jet%20A%20and%20ExxonMobil,Operated%20Systems%20\(Check%20List\).](https://www.mobil.com/en-al/commercial-fuel/pds/gl-xx-jetfuel-series#:~:text=ExxonMobil%20Jet%20A%20and%20ExxonMobil,Operated%20Systems%20(Check%20List).)
- Farokhi, S. (2014). Aircraft Propulsion. Chichester: Wiley.
- General Electric. (2010, Mayo). GE's CF34 Engine Family. Retrieved from GE Aerospace: <https://www.geaerospace.com/sites/default/files/2022-03/CF34-8E-Datasheet.pdf>
- Gould, K., & Weed, P. (2009). The Aircraft Engine Design Project Fundamentals of Engine Cycles. Retrieved from Massachusetts Institute of Technology: [https://web.mit.edu/16.unified/www/SPRING/systems/GE\\_Challenge/GE%20Cycles%20Lecture%20Info%202009.pdf](https://web.mit.edu/16.unified/www/SPRING/systems/GE_Challenge/GE%20Cycles%20Lecture%20Info%202009.pdf)
- Mattingly, J. (2005). Elements of Gas Turbine Propulsion. New Delhi: Tata McGraw Hill Education Private Limited.
- Saravanamuttoo, H., Cohen, H., & Rogers, G. (2001). Gas Turbine Theory. New Delhi: Pearson.
- U.S. Department of Transportation. (2022). Aviation Weather Handbook. U.S. Department of Transportation (DOT), FAA Flight Technologies and Procedures Division.