
Análisis de desempeño en un motor turbohélice para el aumento de su eficiencia global



Presentado por

Brayan Stiven García Álvarez

Laura Natalia Umaña Molina

LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Fundación Universitaria Los Libertadores

Facultad de Ingeniería y Ciencias Básicas

Programa de Ingeniería Aeronáutica

Bogotá D.C., Colombia

2020



Página dejada en blanco intencionalmente

LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Análisis de desempeño en un motor turbohélice para el aumento de su eficiencia global

Presentado por

Brayan Stiven García Álvarez

Laura Natalia Umaña Molina

En cumplimiento de los requerimientos para optar por el título de

Ingeniero Aeronáutico

Dirigido por

M.Sc. Ing. Francisco Javier González Cruz

Ph.D. Luisa Fernanda Mónico Martínez

Codirector

Ph.D. Jenny Paola Danna Buitrago

Presentado a

Fundación Universitaria Los Libertadores

Facultad de Ingeniería y Ciencias Básicas

Programa de Ingeniería Aeronáutica

Bogotá D.C., Colombia

2020



Página dejada en blanco intencionalmente

LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Notas de aceptación



Firma del presidente del jurado

Firma del jurado

LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

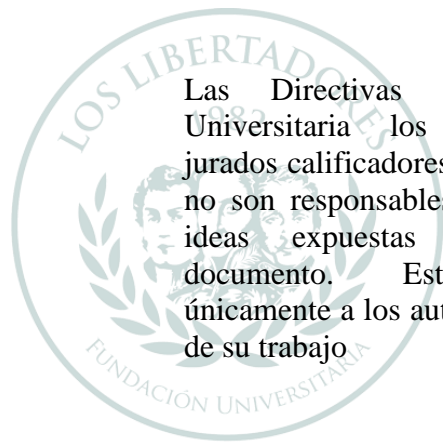
Firma del jurado

Bogotá D.C., diciembre de 2020.



Página dejada en blanco intencionalmente

LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA



Las Directivas de la Fundación Universitaria los Libertadores, los jurados calificadores y el cuerpo docente no son responsables por los criterios e ideas expuestas en el siguiente documento. Estos corresponden únicamente a los autores y los resultados de su trabajo

LOS LIBERTADORES

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA



Página dejada en blanco intencionalmente

LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Dedicatoria

Dedico este proyecto a mi madre y a mis abuelitos que siempre me han apoyado de cierta u otra manera incondicionalmente; a mi hermana Alejandra, como ejemplo de que los objetivos y metas se pueden cumplir.

Brayan Stiven García Álvarez

Dedico este proyecto a mi madre que fue de gran apoyo en los momentos de gran angustia de este proceso, además, por ayudarme en esta etapa más importante de mi vida; a mi padre, por que hizo todo lo posible para que la universidad fuera un sueño hecho realidad y, a mi hermano por ser un ejemplo a seguir.

Laura Natalia Umaña Molina



LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA



Página dejada en blanco intencionalmente

LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Agradecimientos

Primeramente, agradecemos a Dios por darnos la salud, la fortaleza y sabiduría de entender y realizar con éxito el trabajo. Seguidamente agradecemos a nuestros padres por el apoyo brindado en cada paso de este proceso y por enseñarnos a cumplir las metas propuestas, agradecemos también a nuestro tutor, el ingeniero Francisco González, por brindarnos su conocimiento y habernos guiado en este proyecto.

Brayan Stiven García Álvarez y Laura Natalia Umaña Molina



LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA



Página dejada en blanco intencionalmente

LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Índice general

Índice de figuras.....	15
Índice de tablas.....	17
Abreviaturas.....	19
Resumen.....	23
Abstract.....	24
1 Introducción	26
2 Planteamiento del problema	28
2.1 Objetivos	29
2.1.1 Objetivo General.....	29
2.1.2 Objetivos Específicos.....	29
2.2 Justificación.....	30
3 Marco teórico	32
3.1 Historia.....	32
3.2 Definición.....	32
3.3 Partes	32
3.4 Características del turbohélice	33
3.5 Motor PT6A.....	33
3.6 Ciclo Brayton	34
4 Metodología aplicada.....	39
4.1 Contextualización.....	39
4.2 Diseño metodológico.....	39
4.2.1 Etapa 1 - Cálculos teóricos	39
4.2.2 Etapa 2 - Elaboración de curvas de desempeño.....	40
4.2.3 Etapa 3 - Elaboración de tablas por medio de software para variar parámetros.....	41
4.2.4 Etapa 4 – Comparación.....	42
5 Análisis y resultados	44
5.1 Datos del motor	45
5.1.1 Flujo másico de aire y Relación de compresión	45
5.1.2 Temperatura máxima del motor T03	45

5.1.3	Caída de presión en la cámara de combustión	45
5.1.4	Poder calorífico del combustible	47
5.1.5	Eficiencias	47
5.2	Análisis gasodinámico.....	48
5.2.1	Análisis estático a nivel del mar	48
5.2.2	Análisis de rendimiento en vuelo a una altura dada.....	57
5.2.3	Curvas de rendimiento del motor PT6-A de la Fundación Universitaria Los Libertadores	71
5.2.4	Comparación datos iniciales con datos variados	74
6	Conclusiones y Recomendaciones.....	78
6.1	Conclusiones	78
6.2	Recomendaciones	78
	Bibliografía	80
	Apéndices	82
	Apéndice A	82
	Apéndice B.....	83
	Apéndice C.....	84



LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

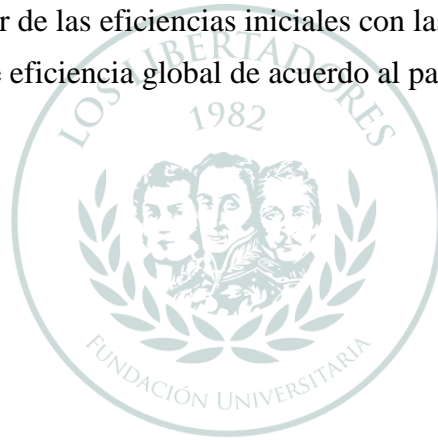
Índice de figuras

Figura 3.1: Partes del motor turbohélice. (s.f.) Recuperada el 09 de diciembre de 2020 de.....	33
Figura 3.2: Ciclo Brayton. Copyright 2005 por Jack Mattingly	34
Figura 3.3: Componentes básicos del ciclo Brayton. Copyright 2005 por Jack Mattingly.....	34
Figura 3.4: Eficiencia térmica para diferentes relaciones de compresión. Copyright 2005 por Jack Mattingly	35
Figura 3.5: T-S y componentes para una turbina libre de potencia. Copyright 2005 por Jack Mattingly	36
Figura 3.6: T-S y componentes para cuando hay sobre recalentamiento. Copyright 2005 por Jack Mattingly	36
Figura 3.7: T-S y componentes para una turbina libre de potencia. Copyright 2005 por Jack Mattingly	37
Figura 4.1: Etapa 1 de metodología	39
Figura 4.2: Etapa 2 de metodología	40
Figura 4.3: Etapa 3 de metodología	41
Figura 4.4: Etapa 4 de metodología	42
Figura 5.1: Simbología adoptada para el motor estudiado.....	44
Figura 5.2: Puntos extraídos.....	45
Figura 5.3: Valores de los ejes	46
Figura 5.4: Punto a extraer	46
Figura 5.5: Resultados obtenidos en webplot.....	46
Figura 5.6: Transmisión de la potencia a través de un motor turbohélice de doble eje (El-Sayed, 2017, pág. 509).....	55
Figura 5.7: Variación de la relación combustible-aire con respecto a la velocidad de vuelo	61
Figura 5.8: Variación del trabajo de la expansión para la turbina libre de potencia y tobera con respecto a la velocidad de vuelo	62
Figura 5.9: α óptimo a diferentes velocidades de vuelo.....	62
Figura 5.10: Potencia de la hélice a diferentes velocidades. Máxima potencia generada.....	63
Figura 5.11: Potencia jet a diferentes velocidades	63
Figura 5.12: Empuje de la hélice y tobera a diferentes velocidades	64
Figura 5.13: Porcentaje de contribución del empuje de la tobera a diferentes velocidades.....	65
Figura 5.14: ESHP y ESFC a diferentes velocidades de vuelo	65

Figura 5.15: Eficiencias propulsiva y térmica a diferentes velocidades de vuelo.....	66
Figura 5.16: Eficiencia global a diferentes velocidades de vuelo	66
Figura 5.17: Variación del flujo másico.....	67
Figura 5.18: Variación relación de compresión	68
Figura 5.19: Variación de la temperatura máxima del motor	68
Figura 5.20: Variación de la caída de presión en la cámara de combustión del motor.....	69
Figura 5.21: Variación del poder calorífico del combustible.....	69
Figura 5.22: Variación de las eficiencias del difusor, compresor, cámara de combustión y turbina generadora de gas	70
Figura 5.23: Variación de las eficiencias de la turbina libre de potencia, tobera, gearbox y hélice ...	70
Figura 5.24: Variación de las eficiencias mecánicas del compresor, turbina generadora de gas y turbina libre de potencia	71
Figura 5.25: Temperatura ITT a diferentes RPM de turbina y hélice	72
Figura 5.26: Flujo de combustible a diferentes temperaturas intermedia de turbina	73
Figura 5.27: Presión de combustible a diferentes temperaturas intermedia de turbina.....	73
Figura 5.28: Presión de aceite a diferentes temperaturas intermedia de turbina.....	74
Figura 5.29: Temperatura de aceite a diferentes temperaturas intermedia de turbina	74

Índice de tablas

Tabla 5.1: Comparación de eficiencias de motores turboprop para la determinación de las eficiencias del motor estudiado	47
Tabla 5.2: Comparación de datos iniciales obtenidos con el motor real en condiciones estáticas a nivel del mar	57
Tabla 5.3: Flujos másicos corregidos	58
Tabla 5.4: Datos de rendimiento obtenidos de la puesta en marcha del motor PT6A de la Fundación Universitaria Los Libertadores	72
Tabla 5.5: Comparación de los valores de parámetros iniciales con los variados	75
Tabla 5.6: Comparación del valor de las eficiencias iniciales con las variadas	75
Tabla 5.7: Aumento y pérdida de eficiencia global de acuerdo al parámetro variado	76



LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA



Página dejada en blanco intencionalmente

LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Abreviaturas

α	Fracción del trabajo disponible de una turbina libre de potencia ideal
α_{opt}	α para cuando se da el máximo empuje a una velocidad dada
C_{pa}	Calor específico a presión constante del aire
C_{pc}	Calor específico a presión constante en el compresor
C_{cc}	Calor específico a presión constante en la cámara de combustión
C_{pft}	Calor específico a presión constante en la turbina libre de potencia
C_{pt}	Calor específico a presión constante de un gas
ρ_a	Densidad del ambiente
Δh	Trabajo específico disponible de la expansión en una turbina y tobera ideales
Δh_{ft}	Trabajo específico de la turbina libre de potencia
Δh_{fts}	Trabajo específico de una turbina libre de potencia ideal
ΔP	Porcentaje de pérdida de presión en la cámara de combustión
ΔP_b	Caída de presión en la cámara de combustión
ESHP	Potencia equivalente de eje en horsepower
η_b	Eficiencia de la cámara de combustión
η_c	Eficiencia del compresor
η_d	Eficiencia del difusor
η_{ft}	Eficiencia de la turbina libre de potencia
η_g	Eficiencia de la gearbox
η_{mc}	Eficiencia mecánica del compresor
η_{mft}	Eficiencia mecánica de la turbina libre de potencia
η_{mt}	Eficiencia mecánica de la turbina generadora de gas
η_n	Eficiencia de la tobera
η_o	Eficiencia global
η_p	Eficiencia propulsiva
η_{pr}	Eficiencia de la hélice
η_t	Eficiencia de la turbina generadora de gas
η_{th}	Eficiencia térmica

f Relación combustible a aire

γ_a Relación de calores específicos del aire

γ_c Relación de calores específicos en el compresor

γ_{cc} Relación de calores específicos en la cámara de combustión

γ_{ft} Relación de calores específicos en la turbina de potencia

γ_g Relación de calores específicos de un gas

γ_t Relación de calores específicos en la turbina generadora de gas

ITT Temperatura intermedia de turbina

M_a Número de Mach

\dot{m}_a Flujo másico del aire

\dot{m}_f Flujo másico del combustible

P_{01} Presión en la toma de aire

P_{02} Presión en el compresor

P_{03} Presión en la salida de la cámara de combustión

P_{04} Presión en la turbina generadora de gas

P_{05} Presión en la turbina libre de potencia

P_6 Temperatura de salida del motor

P_a Presión en el ambiente

π_c Relación de compresión

P_j Potencia generada por la tobera

P_{pr} Potencia generada por la hélice

P_t Potencia total generada por el motor

Q_R, Q_{HV} Poder calorífico del combustible

$R_{universal}, R$ Constante universal de los gases

shp Potencia de eje en horsepower

SP Potencia de eje en KW

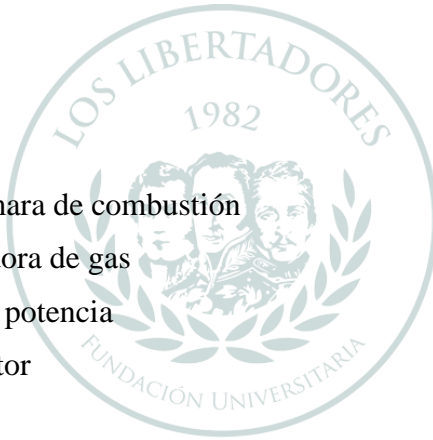
T_{01} Temperatura en la toma de aire

T_{02} Temperatura en el compresor

T_{03} Temperatura máxima del motor (salida de cámara de combustión)

T_{04} Temperatura en la turbina generadora de gas

T_{05} Temperatura en la turbina libre de potencia



LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

T_a Temperatura en el ambiente

TEHP Potencia equivalente total del horsepower

TEP Potencia equivalente total en KW

T_n Empuje de la tobera o empuje jet

T_{pr} Empuje de la hélice

U Velocidad de vuelo

U_e Velocidad de los gases de escape

w_c Trabajo específico del compresor

w_{ft} Trabajo específico de la turbina libre de potencia

w_{pr} Trabajo específico de la hélice

w_t Trabajo específico de la turbina generadora de gas



LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA



Página dejada en blanco intencionalmente

LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Resumen

El presente trabajo desarrolla un análisis gasodinámico a un motor PT6A de la serie 60, con el fin de aumentar la eficiencia global del mismo. Para ello se obtuvo la potencia de empuje y el consumo específico de combustible, luego se desarrollaron las curvas de rendimiento del motor PT6A de la Fundación Universitaria Los Libertadores. Se determinó la eficiencia global del motor al realizar los cálculos en el software Excel y de esta manera poder variar los datos de parámetros para determinar cómo aumenta la eficiencia global. Se obtuvo que, si se suben parámetros como relación de compresión, eficiencia de hélice y de turbina libre de potencia, principalmente, son los que más hacen aumentar la eficiencia global del motor.

Palabras Claves: Aumento, Eficiencia, Motor, Parámetros, Turbohélice.



LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Abstract

The present work develops a gasodynamic analysis of a PT6A 60 series engine, in order to increase its overall efficiency. For this, the thrust power and the specific fuel consumption were obtained, then the performance curves of the PT6A engine of the Los Libertadores University Foundation were developed. The global efficiency of the motor was determined by performing the calculations in Excel software and in this way being able to vary the parameter data to determine how the global efficiency increases. It was obtained that, if parameters such as compression ratio, propeller efficiency and free power turbine are increased, mainly, they are the ones that increase the overall efficiency of the engine the most.

Keywords: Efficiency, Engine, Gain, Parameters, Turboprop.



LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA



Página dejada en blanco intencionalmente

LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

1 Introducción

El turbohélice es un motor a reacción que tiene una hélice, la cual es el órgano propulsor del mismo. La hélice proporciona el 90% del empuje y la corriente de aire que sale por la salida de escape es de solo el 10% (Mohammad, 2012), pues la energía generada por el motor en su mayoría es utilizada para hacer girar la hélice. Estos motores son muy usados por su eficiencia en trayectos cortos a velocidades entre 300 y 450 mph (Wild y Kroes, 2014, p.479). Este motor responde de manera rápida a las variaciones de potencia, produciendo un fenómeno de soplado tras la hélice que mejora la eficiencia del timón de profundidad y del timón de dirección.

En cuanto a la eficiencia global del motor, es bueno saber este valor a la hora de hacer comparaciones con otros motores de características similares porque dicha información puede decidir cuál será el mejor dependiendo del uso al que vaya aplicar. Este valor indica el rendimiento del motor, pues cuando el motor tiene buen rendimiento, tendrá menor consumo de combustible.

El motor turbohélice tiene un consumo específico de combustible más bajo que un motor a reacción convencional a una altura menor de 20000 Ft (Wild y Kroes, 2014, p.479), cabe resaltar que en un motor turbohélice no puede compararse en base al consumo específico de combustible por libra de empuje (TSFC), por lo tanto, en su lugar se utiliza el consumo específico de combustible equivalente o ESFC. Esto es la cantidad de flujo de combustible en libras por hora dividida por la potencia equivalente en el eje de un turbohélice.

El proyecto tendrá como referencia el motor PT6-A teniendo en cuenta que la Fundación Universitaria Los Libertadores cuenta con el motor y así poder obtener datos reales. Se realizarán diferentes estudios, el teórico gasodinámicamente y el experimental en el laboratorio del motor nombrado, después de tener estos datos se hará una comparación entre ellos.

LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

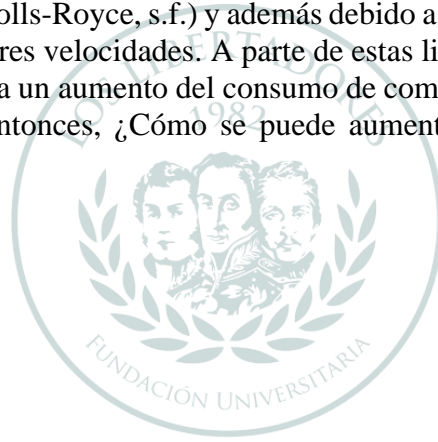


Página dejada en blanco intencionalmente

LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

2 Planteamiento del problema

El motor turbohélice es un motor que a pesar de que la mayoría son pequeños comparados con un turbofan o turbojet, genera una gran potencia de empuje con una buena eficiencia, sin embargo, para trayectos largos es un motor con una baja eficiencia global. Esta baja eficiencia, puede ser causada por un bajo rendimiento térmico, por pérdidas de carga en las cámaras de combustión, pero sobre todo puede ser provocado por la baja eficiencia mecánica, al ser un motor que acciona una hélice, debe tener una caja reductora que baje las RPM (Revoluciones Por Minuto) que el motor entrega a la hélice para que ésta funcione óptimamente. Este tipo de transmisión al tener muchos mecanismos accionantes, puede ser un factor que genere la baja eficiencia mecánica ocasionando pérdidas que alteren el rendimiento global del motor. El hecho de que el motor de un avión sea turbohélice, se limita a volar a una altitud menor a 35.000 pies, en comparación con un motor turbofan que puede llegar hasta los 50.000 pies de altura (Rolls-Royce, s.f.) y además debido a que el motor alcanza dicha altitud, también tendrá que volar a menores velocidades. A parte de estas limitaciones, si el motor cuenta con una baja eficiencia global, tendría un aumento del consumo de combustible y a su vez ofrecer un bajo rango y autonomía de vuelo. Entonces, ¿Cómo se puede aumentar la eficiencia global del motor turbohélice?



LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

2.1 Objetivos

2.1.1 Objetivo General

Analizar el desempeño global de un motor turbo hélice para aumentar su eficiencia.

2.1.2 Objetivos Específicos

- Realizar el análisis gasodinámico del motor turbohélice para la obtención de parámetros de funcionamiento tales como su potencia de empuje y su consumo específico de combustible.
- Obtener las curvas de desempeño de un motor turbohélice a partir de la puesta en marcha del motor PT6-A de la Fundación Universitaria Los Libertadores.
- Determinar la eficiencia global del motor turbohélice teniendo en cuenta características de funcionamiento a una altura dada.
- Realizar el comparativo de la eficiencia global teórica y experimentalmente para determinar su aumento.



LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

2.2 Justificación

Los motores son de vital importancia en cualquier tipo de aeronave, son los encargados de darle la fuerza de empuje necesaria para que vuele. Estudiarlos proporcionará nuevos adelantos para la universidad, haciendo crecer la industria aeronáutica desde el punto de vista de la ingeniería, ya que ayuda a seguir avanzando en el aspecto de mejoras que con lleve a un producto cada vez mejor. Entre más estudio se dedique a una investigación, más avances saldrán. La idea del presente proyecto es realizar un análisis que permita establecer un procedimiento en motores turbohélice para aumentar su eficiencia global. Aumentando la eficiencia global, se reducirá el consumo de combustible, lo que implica que las aeronaves puedan llegar más lejos y de igual manera tendrán más autonomía, es decir, volarán por más tiempo. También, si se reduce el consumo de combustible, los costos de operación de la aeronave bajarán.



LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA



Página dejada en blanco intencionalmente

LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

3 Marco teórico

3.1 Historia

El ingeniero Frank Whittle patentó el concepto de turbohélice en 1930, fue conocido como el padre del turborreactor moderno, el primer motor turbohélice que hizo fue llamado Cs1 en 1938 (Irvin, 2012).

El diseño del motor pt6 se inició en 1958 por la compañía estadounidense Pratt & Whitney. La producción del mismo comenzó con el PT6-A 550 shp. Su primer vuelo fue el 30 de mayo de 1961.

3.2 Definición

Un turbohélice es un motor de turbina de gas que mueve una hélice. El turbohélice es el intermedio de motor alternativo y el turborreactor, las condiciones de operación del turbohélice son óptimas entre una velocidad 400 y 640 Km/h y una altitud de 5400 y 9000 (FAA, 2013).

3.3 Partes

- Hélice: Es un dispositivo con dos o más aspas o palas, que giran alrededor de un eje que produce fuerza propulsora.
- Caja de engranajes o Gearbox: Es la encargada de reducir las rpm que entrega el motor y entregarlas a la hélice.
- Toma de aire (Inlet): Es la encargada de reducir la velocidad del flujo de aire
- Compresor: Está compuesto por álabes que rotan y estatores estáticos, tiene como función comprimir el aire que entra por la toma de aire, elevando la presión por medio del giro mecánico de los compresores y a su vez incrementar la temperatura del flujo.
- Cámara de combustión: Es donde llega el aire del compresor, el flujo se dirige por el tubo interno y se mezcla con el combustible para formar la mezcla de aire combustible y posteriormente inflamar la mezcla.
- Turbina: Actúa como un molino de viento y extrae la energía de los gases calientes producidos en la cámara de combustión.
- Escape: los gases calientes salen de la turbina produciendo un empuje mínimo en este caso.

Las partes se muestran en la **Figura 3.1**

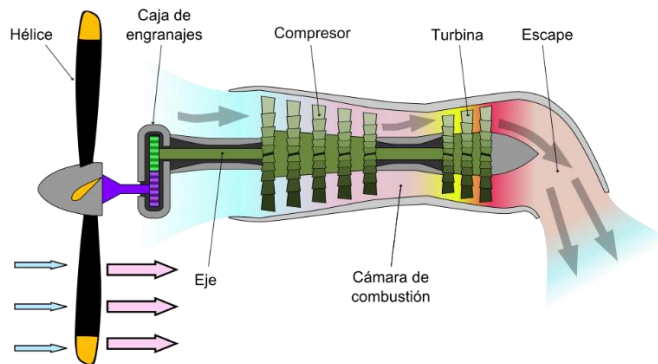


Figura 3.1: Partes del motor turbohélice. (s.f.) Recuperada el 09 de diciembre de 2020 de https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Turboprop_operation.png

3.4 Características del turbohélice

- Alto rendimiento propulsivo a bajas velocidades.
- Tiene un diseño complejo y es más pesado que el turborreactor
- Un consumo específico de combustible bajo.
- Tiene combinación de motor y hélice.
- Posibilidad de empuje inverso eficaz.

3.5 Motor PT6A

El motor turboprop PT6A, tiene la configuración básica de un motor con turbina a gas, pues tiene las 5 principales partes de este, como lo son, una toma de aire, compresor, cámara de combustión, turbina y tobera; lo que lo diferencia como turboprop, es que a parte de tener estas 5 principales partes, tiene una hélice, la cual es la que genera el empuje (Wild, 2018, pág. 1209). Este motor, tiene la particularidad de tener turbina libre de potencia, es decir, la potencia generada por esta, es entregada en su totalidad a la hélice. El flujo de aire entra por el difusor (toma de aire), luego entra a las 3 etapas de compresión axial y la única etapa de compresión centrífuga (Wild, 2018, pág. 1212). Después de pasar por la sección de compresión, el flujo entra con la presión y temperaturas elevadas a la cámara de combustión, la cual es de tipo anular y de flujo inverso. Al momento de dar arranque al motor, en la cámara de combustión, la mezcla de combustible y aire, hace ignición gracias a dos bujías. Los gases expandidos en la cámara de combustión pasan luego a tocar los alabes de la turbina generadora de gas, y luego, a las dos etapas de la de libre de potencia, para hacer girar la hélice conectada a esta última. Entre la turbina libre de potencia y la hélice, se encuentra una caja reductora de engranajes, la cual es encargada de reducir las revoluciones de la turbina. Esta caja reductora, tiene una relación de 15:1, es decir, la turbina gira a 33000 rpm y gracias a la reducción, la hélice gira a 2200 rpm (Wild, 2018, pág. 1213)

3.6 Ciclo Brayton

El ciclo de Brayton es utilizado en la termodinámica, inicialmente para un gas ideal. El ciclo está compuesto por los siguientes procesos de acuerdo a la **Figura 3.2**.

1. compresión isentrópica (2 a 3)
2. Adición de calor a presión constante (3 a 4)
3. Expansion isentrópica (4 a 9)
4. Rechazo de calor a presión constante (9 a 2)

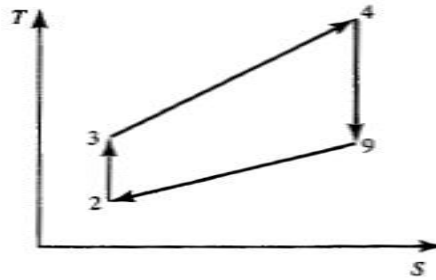


Figura 3.2: Ciclo Brayton. Copyright 2005 por Jack Mattingly

Los componentes básicos del ciclo de Brayton se muestran en la **Figura 3.3**

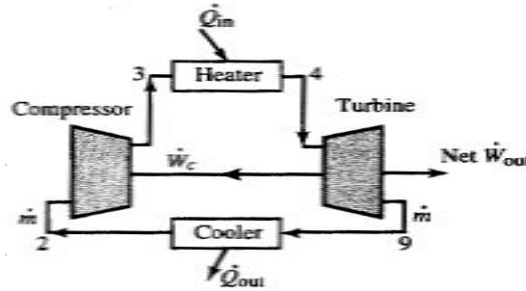


Figura 3.3: Componentes básicos del ciclo Brayton. Copyright 2005 por Jack Mattingly

Para el ciclo ideal los procesos a través del compresor y turbina se considera isentrópicas es decir (son reversibles y adiabáticas). El proceso que pasa a través del heater ó calentador y el enfriador se considera a presión constante en el ciclo ideal (Mattingly, 2005, pág. 234)

Para un gas caloríficamente ideal, el análisis termodinámico por el método del ciclo de Brayton se utilizan las siguientes ecuaciones por transferencia de energía.

$$\dot{w}_c = \dot{m}C_p(T_3 - T_2) \quad (\text{Mattingly, 2005, pág. 234}) \quad (3.1)$$

$$\dot{Q}_{in} = \dot{m}C_p(T_4 - T_3) \quad (\text{Mattingly, 2005, pág. 234}) \quad (3.2)$$

$$\dot{W}_t = \dot{m}C_p(T_4 - T_9) \quad (\text{Mattingly, 2005, pág. 234}) \quad (3.3)$$

$$\dot{Q}_{out} = \dot{m}C_p(T_9 - T_2) \quad (\text{Mattingly, 2005, pág. 234}) \quad (3.4)$$

$$Net \dot{W}_{out} = \dot{W}_t - \dot{W}_c = \dot{m}C_p[T_4 - T_9 - (T_3 - T_2)] \quad (\text{Mattingly, 2005, pág. 234}) \quad (3.5)$$

La eficiencia para el ciclo Brayton es dado de la con la siguiente ecuación

$$\eta_T = 1 - \left(\frac{1}{pR}\right)^{\left(\frac{\gamma-1}{\gamma}\right)} \quad (\text{Mattingly, 2005, pág. 234}) \quad (3.6)$$

Se debe recordar que PR es la relación de presiones $\frac{P_3}{P_2}$.

En la **Figura 3.4** se puede ver dos relaciones específicas de calor en donde se observa la eficiencia térmica respecto a la relación de compresión del compresor.

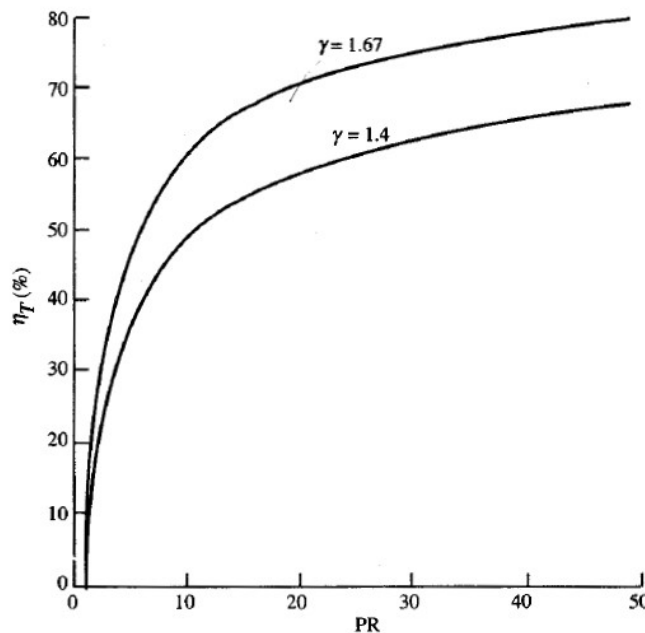


Figura 3.4: Eficiencia térmica para diferentes relaciones de compresión. Copyright 2005 por Jack Mattingly

En un ciclo Brayton ideal cuando hay compresor y heater, tienen una salida de temperatura T_2 y T_4 respectivamente. El compresor tiene una relación de compresión la cual es el cociente de la presión a la salida sobre la presión de entrada en este, también es asociada con la relación de temperatura que es la temperatura de salida sobre la temperatura de entrada, es decir $\frac{T_3}{T_2}$ dando con esto la máxima trabajo de neto por unidad de masa (Mattingly, 2005, pág. 234).

En la **Figura 3.5**, se muestra el ciclo básico de Brayton, con una turbina de alta presión, teniendo en cuenta que la turbina acciona al compresor, la turbina de potencia libre proporciona la potencia de salida, este ciclo tiene la misma eficiencia térmica que el ciclo ideal de Brayton

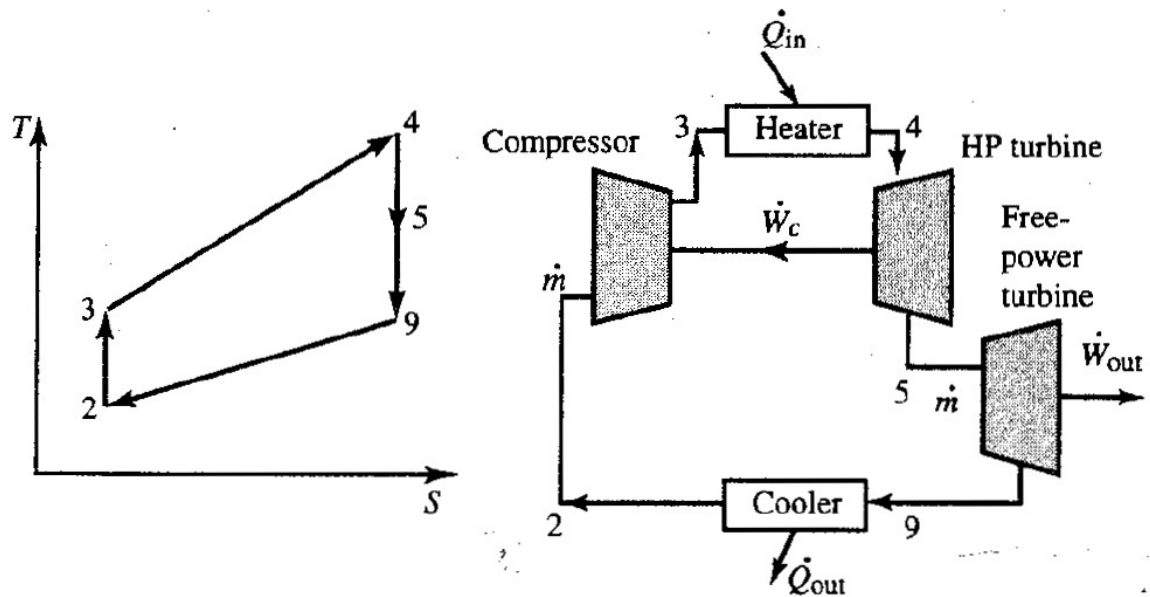


Figura 3.5: T-S y componentes para una turbina libre de potencia. Copyright 2005 por Jack Mattingly

En **Figura 3.6**, se muestra el ciclo Brayton con sobre recalentamiento teniendo en cuenta que agregando temperatura el ciclo aumenta potencia específica de la turbina libre y reduce la eficiencia térmica.

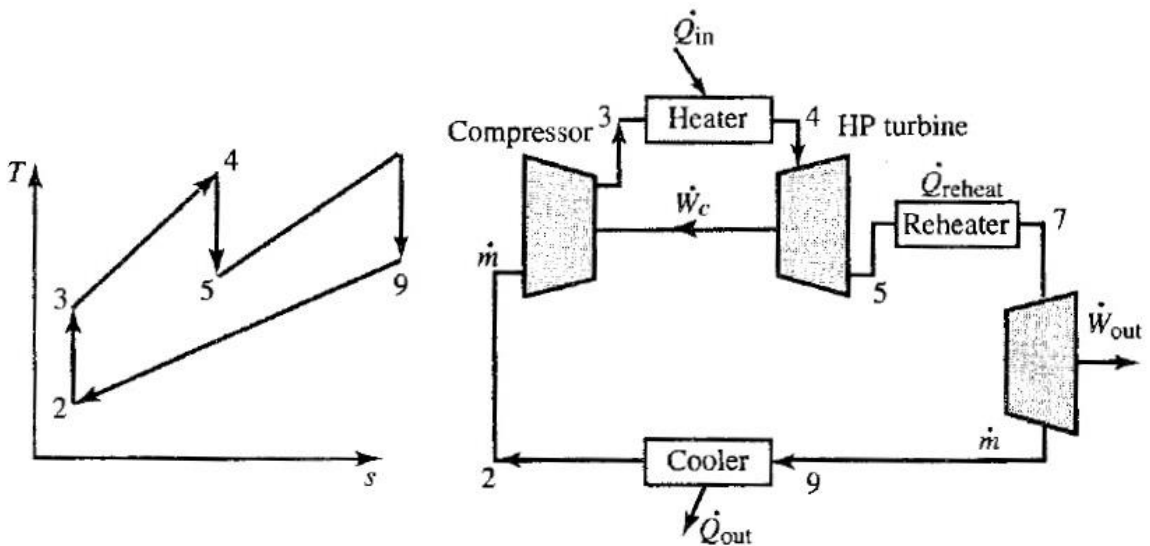


Figura 3.6: T-S y componentes para cuando hay sobre recalentamiento. Copyright 2005 por Jack Mattingly

En **Figura 3.7**, se observa el ciclo ideal, cuando se le agrega un regenerador al ciclo Brayton, la entrada de energía al heater se reduce, lo que aumenta la eficiencia térmica del ciclo (Mattingly, 2005, pág. 237)

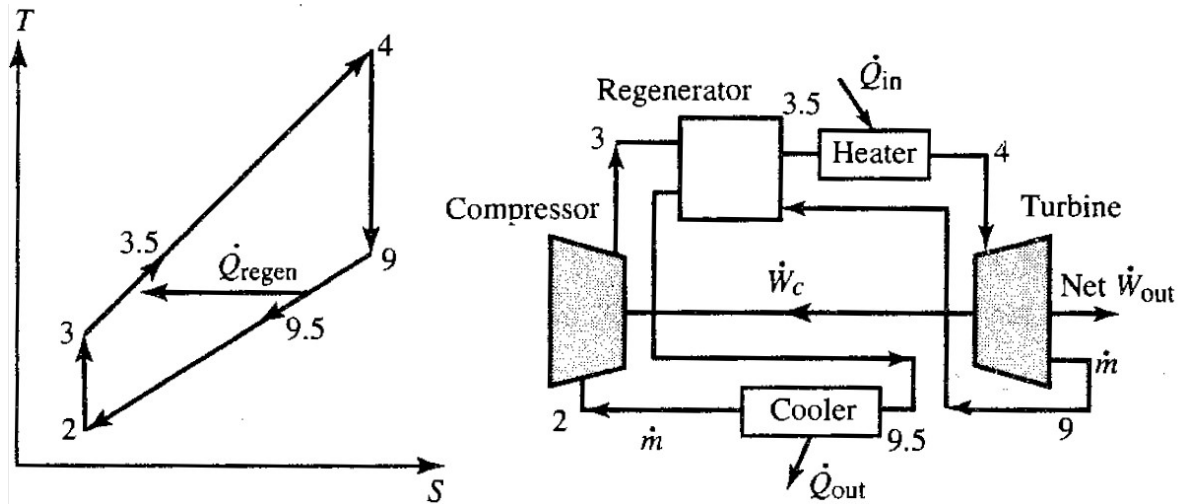


Figura 3.7: T-S y componentes para una turbina libre de potencia. Copyright 2005 por Jack Mattingly

LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA



Página dejada en blanco intencionalmente

LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

4 Metodología aplicada

4.1 Contextualización

El presente proyecto se va a enfocar en el campo de la ingeniería en el área de aeronáutica. Se realizará por el método experimental con datos cuantitativos obtenidos de cálculos gasodinámicos de un motor turboprop.

4.2 Diseño metodológico

4.2.1 Etapa 1 - Cálculos teóricos

En la **Figura 4.1**, se observa la metodología de la etapa 1 del proyecto.

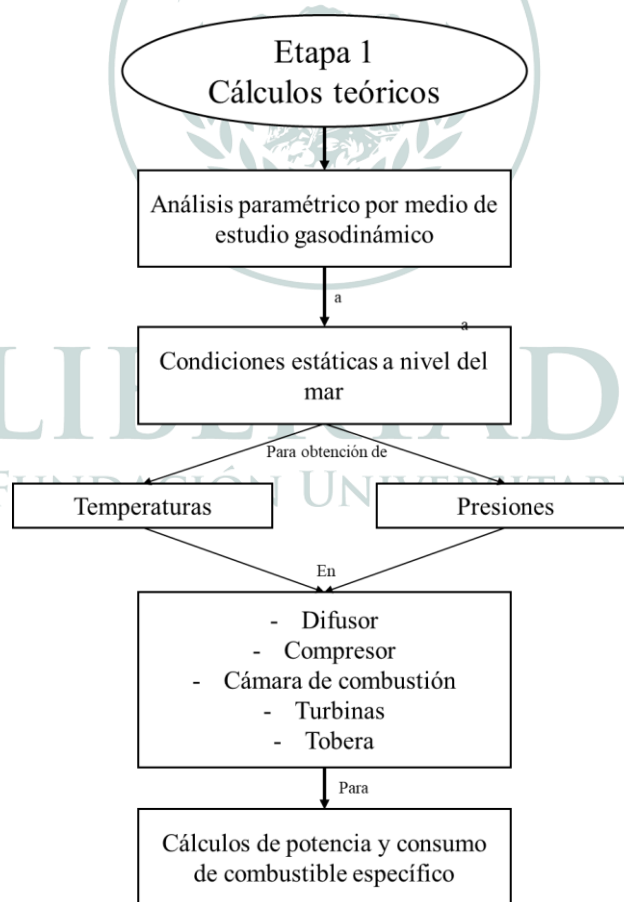


Figura 4.1: Etapa 1 de metodología

El desarrollo de este proyecto iniciará con el análisis paramétrico de un motor turbohélice por medio de un estudio gasodinámico determinando temperaturas y presiones. Para poder obtener estos datos se dividirá por secciones; dispositivo de entrada del motor o difusor, compresor, cámara de combustión, turbina, salida de escape, cálculos de potencia y consumo específico de combustible. Se iniciará con la sección del compresor determinado la presión y temperatura de entrada y salida al mismo tiempo, para las condiciones iniciales se darán a nivel del mar. En la sección de la cámara de combustión se determinará la caída de presión en ella. Para la sección de la turbina se tendrá que calculará cuanta energía es capaz de absorber el sistema. La última sección que es la potencia del motor se determinará con ecuaciones de base de gasodinámica.

4.2.2 Etapa 2 - Elaboración de curvas de desempeño

Se realizará una práctica de laboratorio en la Fundación Universitaria Los libertadores, donde se pondrá a funcionar el motor PT6A, en el cual se grabarán los instrumentos de medición para obtener los valores registrados en el momento de encender el motor y ponerlo en modo ralentí, es decir a las revoluciones por minuto mínimas del funcionamiento del motor y así poder realizar las curvas de desempeño del motor.

En la **Figura 4.2**, se observa la metodología de la etapa 2 del proyecto.

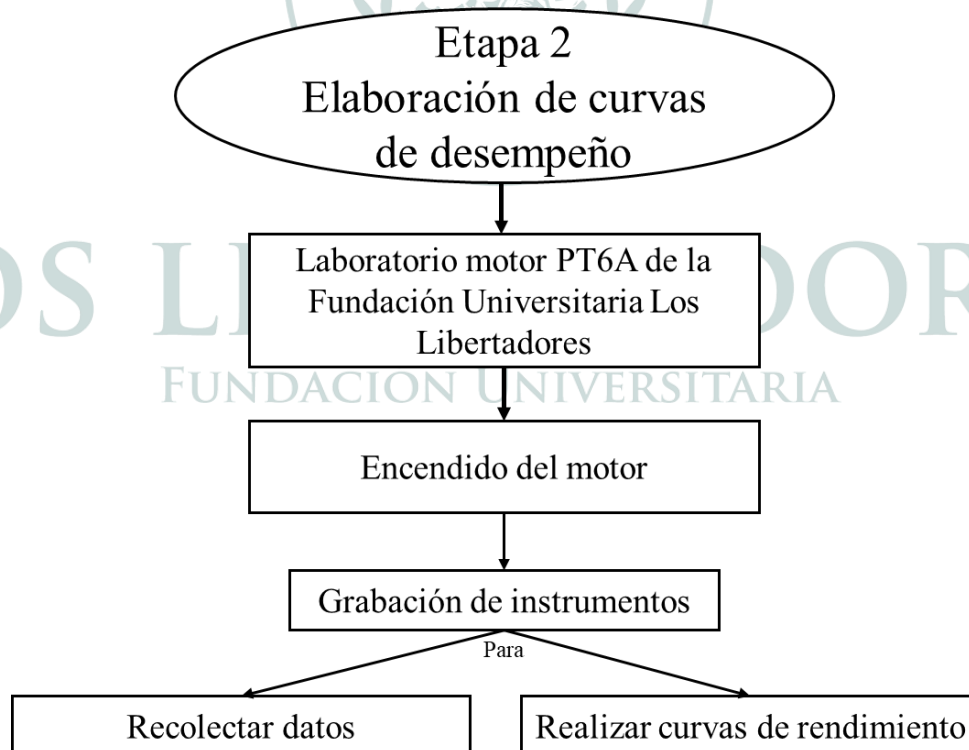


Figura 4.2: Etapa 2 de metodología

4.2.3 Etapa 3 - Elaboración de tablas por medio de software para variar parámetros

Con las ecuaciones y datos obtenidos en los anteriores puntos, se realizará un documento en Excel, corrigiendo valores al motor real, para luego cambiar las condiciones iniciales que serán a una altura dada. Luego de ello, se variarán parámetros como; flujo másico de aire, relación de compresión, temperatura máxima del motor, es decir, la de la salida de la cámara de combustión, caída de presión en dicha cámara y las eficiencias del motor y así poder determinar qué efectos ocasiona estos cambios en la eficiencia global.

En la **Figura 4.3**, se observa la metodología de la etapa 3 del proyecto

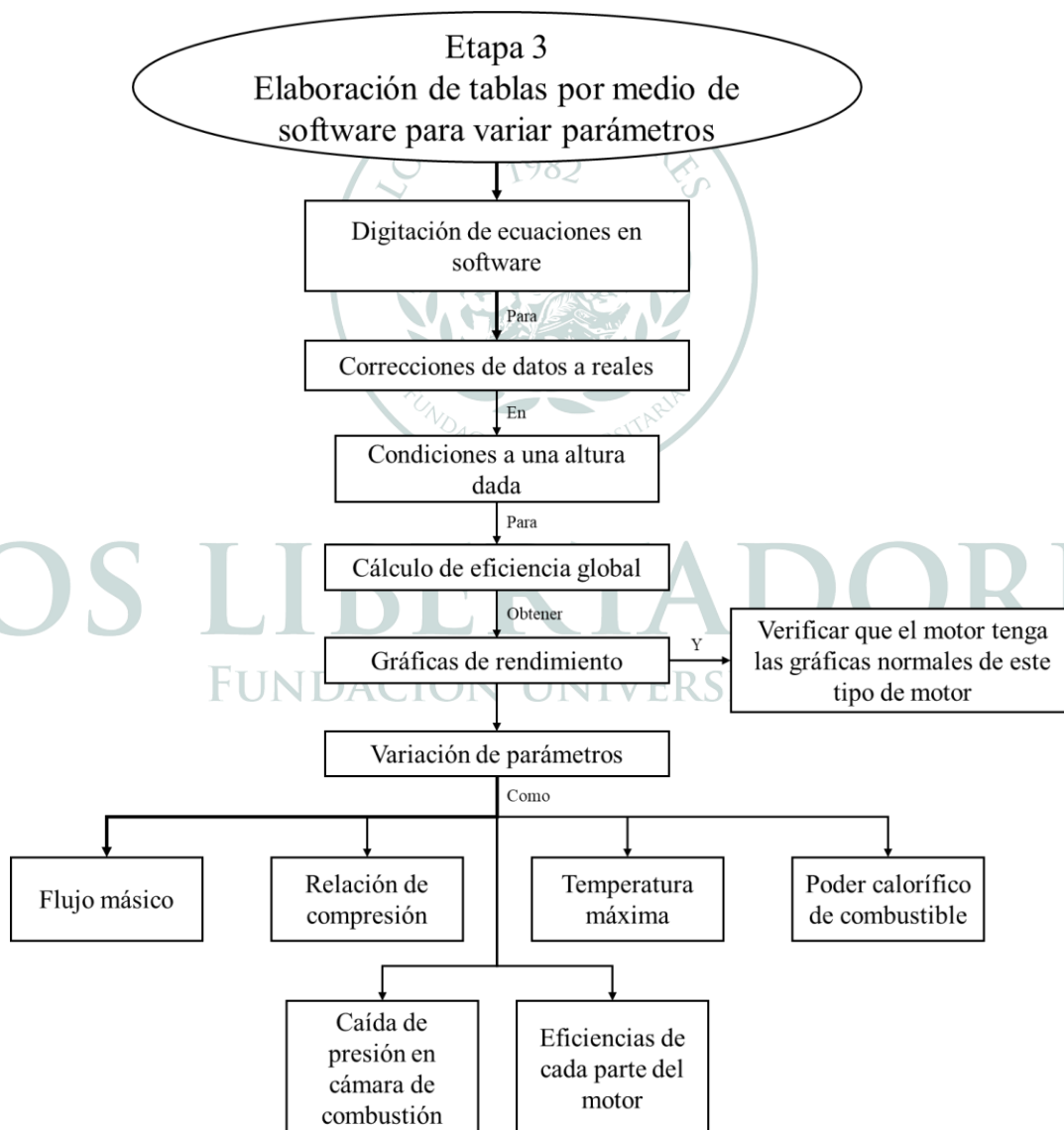


Figura 4.3: Etapa 3 de metodología

4.2.4 Etapa 4 – Comparación

Se realizará un análisis comparativo con los datos teóricos, respecto a los obtenidos al variar los parámetros y determinar que parámetros afectan la eficiencia global del motor.

En la **Figura 4.4**, se observa la metodología de la etapa 1 del proyecto

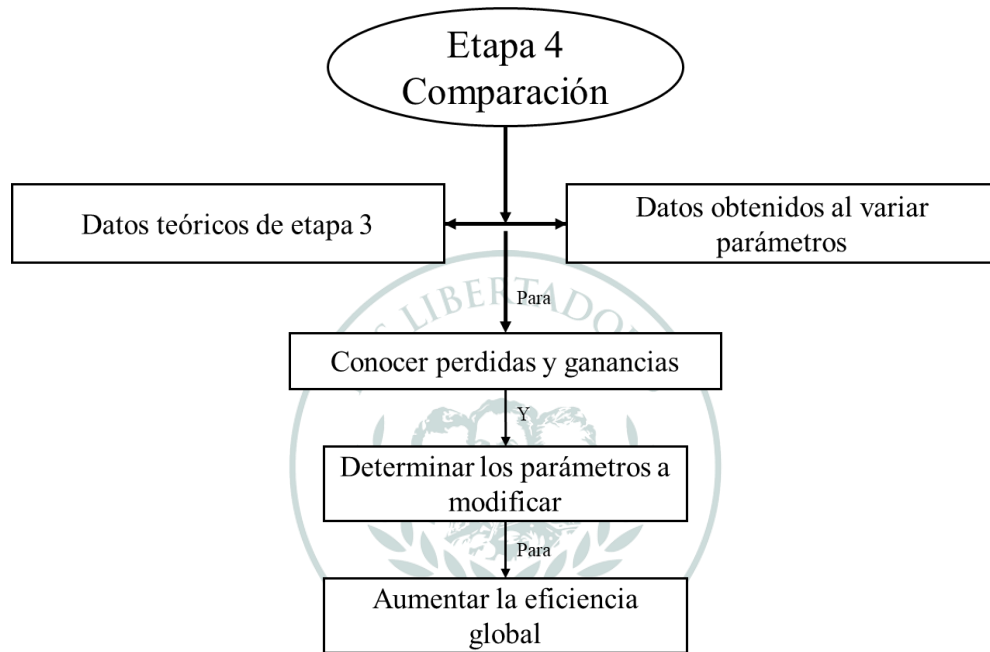


Figura 4.4: Etapa 4 de metodología



Página dejada en blanco intencionalmente

LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

5 Análisis y resultados

Se define la simbología a usar en el motor a estudiar, la cual es mostrada en la **Figura 5.1**

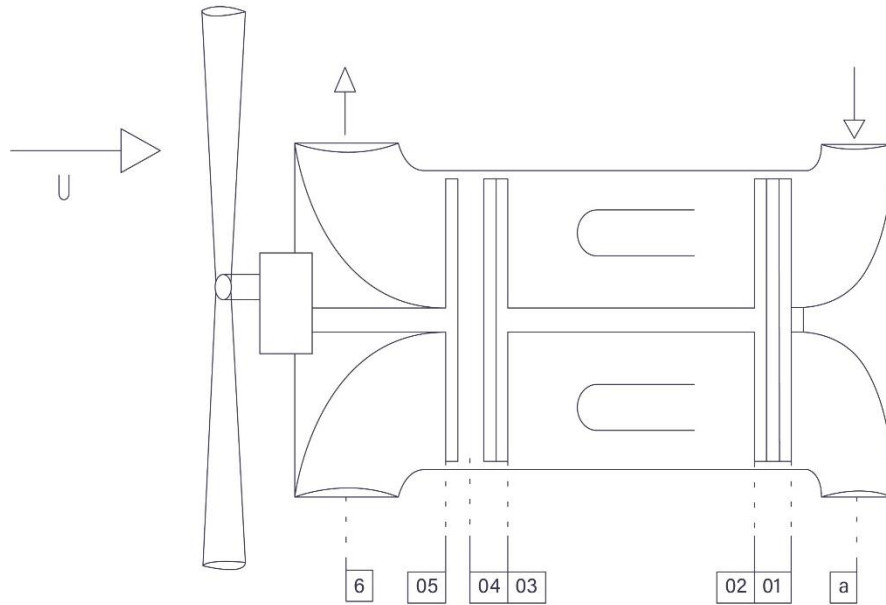


Figura 5.1: Simbología adoptada para el motor estudiado

Donde;

U Velocidad de vuelo

a Entrada a la toma de aire

01 Entrada al compresor

02 Salida del compresor

03 Salida de cámara de combustión

04 Salida de la turbina generadora de gas

05 Salida de la turbina libre de potencia

6 Salida de la tobera

Antes de realizar el análisis, es necesario recopilar datos del motor. Los siguientes son datos aproximados que pueden variar con respecto a los reales.

5.1 Datos del motor

5.1.1 Flujo másico de aire y Relación de compresión

Para saber los valores de flujo másico de aire y la relación de compresión, se utilizó el manual de entrenamiento del motor estudiado. Como el motor a estudiar es el más pequeño de la serie 60, se tomaron los valores menores.

$$\dot{m}_a = 10,22 \frac{\text{lb}}{\text{s}} = 4,63 \frac{\text{kg}}{\text{s}} \quad (\text{Pratt \& Whitney Canada, 2007, pág. ENGINE OVERVIEW 1.8})$$

$$\pi_c = 9 \quad (\text{Pratt \& Whitney Canada, 2007, pág. ENGINE OVERVIEW 1.8})$$

5.1.2 Temperatura máxima del motor [T_{03}]

La temperatura máxima del motor se da a la salida de la cámara de combustión, con la simbología de T_{03} de la ¡Error! La autoreferencia al marcador no es válida.

Esta temperatura se obtuvo a partir de la gráfica del **Apéndice A**, la cual se encuentra en el manual de entrenamiento, donde se observa que la temperatura máxima del motor es de aproximadamente 1000 °C.

$$T_{03} = 1000 \text{ °C} = 1273,15 \text{ K} \quad (\text{Pratt \& Whitney Canada, 2007, pág. ENGINE OVERVIEW 1.15})$$

5.1.3 Caída de presión en la cámara de combustión

En la cámara de combustión hay una caída de presión debido a la fricción en el interior y a la reacción química y turbulenta de la mezcla (Farokhi, 2009, pág. 139). Se obtuvo del **Apéndice A**, restando la presión de la salida del compresor (entrada cámara de combustión) (P3 en **Apéndice A**), con la presión de la salida de la cámara de combustión (P4 en **Apéndice A**).

Para obtener los datos de la gráfica, se usó la página WebPlotDigitizer (Ankit Rohatgi, s.f.) para extraer los puntos necesarios de la gráfica, así:

1. Se dibujó encima de la gráfica los puntos con ayuda del programa Paint (Microsoft Corporation, 2020). **Figura 5.2**

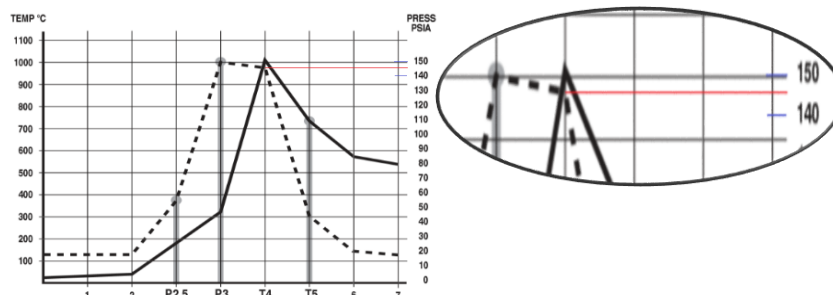


Figura 5.2: Puntos extraídos

- Se le asignaron los valores correspondientes a la escala en cada eje. En este caso, el eje de presión (PRESS PSIA) que está en Y; se ubicaron los puntos en el programa y se le asignaron los valores de 140 y 150 PSIA en Y1 y Y2, respectivamente. El eje X no es de interés porque no se necesita un valor de él, así que por simplicidad se colocó 1 y 2. **Figura 5.3**

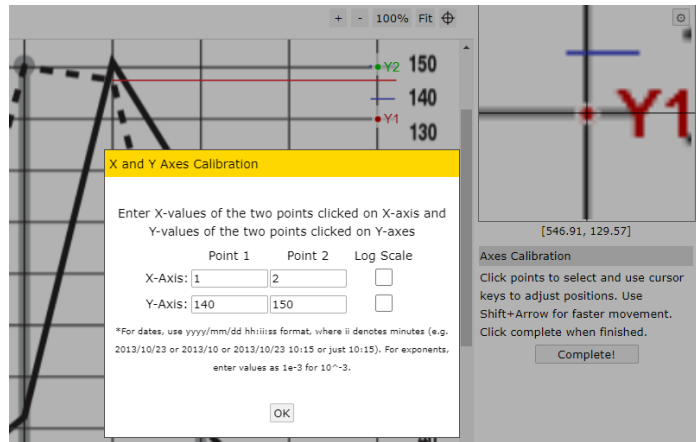


Figura 5.3: Valores de los ejes

- Se posicionó el punto a extraer (punto rojo en **Figura 5.4**)

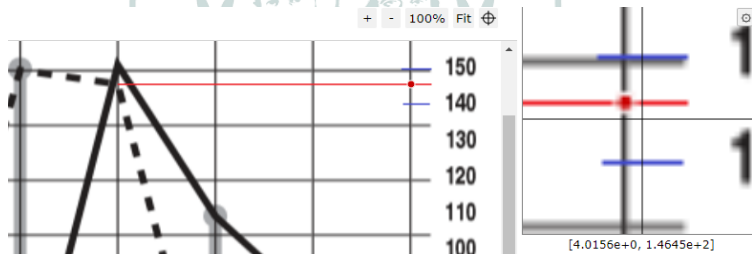


Figura 5.4: Punto a extraer

- En la **Figura 5.5**, se observa el resultado del programa. La coordenada del punto en “Y” es 145,6097, es decir, el valor de la presión de la salida de la cámara de combustión (P4 de **Apéndice A**) es de 145.6 psi.

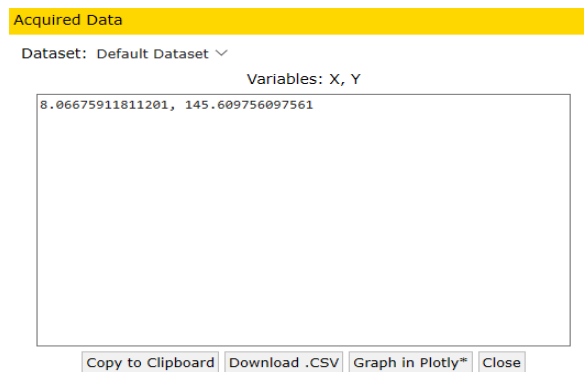


Figura 5.5: Resultados obtenidos en webplot

5. Por último, según la gráfica, la presión de la salida del compresor (P3 del **Apéndice A**) es de 150 psi.

Conociendo los valores de P4 y P3 del **Apéndice A**, se hace la resta para hallar la caída de presión en la cámara de combustión.

$$\Delta P_b = P_4 - P_3 \quad (5.1)$$

$$\Delta P_b \approx 150 \text{ psi} - 145.6 \text{ psi}$$

$$\Delta P_b \approx 4,4 \text{ psi} \rightarrow 30,34 \text{ kPa}$$

5.1.4 Poder calorífico del combustible

Para los cálculos se seleccionó el JET A-1, ya que es el combustible más usado en motores a reacción. El valor se obtuvo de la ficha técnica de dicho combustible.

$$\text{Combustible JETA} - 1 \Rightarrow Q_R = 42800 \frac{\text{kJ}}{\text{kg}} \text{ (REPSOL YPF)}$$

5.1.5 Eficiencias

Las eficiencias del motor se asumieron a partir de un ejemplo, un ejercicio y un estudio de caso de (El-Sayed, 2017), en los que se usan motores turboprop. Se compararon en la **Tabla 5.1** para establecer los valores más usados en dichos motores y así determinar los valores iniciales de estas eficiencias del motor estudiado.

Eficiencias	Ejemplo 6.8 pág. 515	Estudio de caso sección 6.4.9 pág. 520	Problema 6.34 pág. 558	Motor estudiado
η_d	-	0,95	0,95	0,95
η_c	0,87	0,87	0,87	0,87
η_{mc}	0,98	0,98	-	0,98
η_b	0,98	0,98	0,98	0,98
η_t	0,9	0,9	0,9	0,9
η_{mt}	0,98	0,98	-	0,98
η_{ft}	-	0,9	0,9	0,9
η_{mft}	0,98	0,98	-	0,98
η_n	0,95	0,9	0,9	0,9
η_g	0,98	0,98	0,95	0,98
η_{pr}	0,8	0,8	0,8	0,8

Tabla 5.1: Comparación de eficiencias de motores turboprop para la determinación de las eficiencias del motor estudiado

Cabe resaltar que “usualmente, un valor de $\eta_{pr} \approx 80\%$ es el usado como un estándar industrial” (El-Sayed, 2017), lo cual coincide con la **Tabla 5.1** comparando el estudio de caso y el problema. En cuanto a η_g y η_{pr} en el ejemplo, se encontró el valor de la multiplicación de ambas $\eta_g * \eta_{pr} = 0,78$. Conociendo que $\eta_{pr} = 0,8$ es el más usado por los fabricantes, se reemplazó en la multiplicación y se halló que $\eta_g = 0,98$, con estos dos valores, la multiplicación dará como resultado 0,78.

5.2 Análisis gasodinámico

Se sigue el procedimiento indicado en (El-Sayed, 2017, pág. 507) para el análisis termodinámico de motores turboprop de doble eje.

5.2.1 Análisis estático a nivel del mar

5.2.1.1 Condiciones iniciales (estático a nivel del mar)

- Para condiciones estáticas o de banco de prueba, la velocidad de vuelo es cero, así que el Mach también lo será (El-Sayed, 2017, pág. 515)

$$U = 0 \text{ m/s} \Rightarrow M_a = 0$$

- Las condiciones atmosféricas a nivel del mar, según la atmósfera estándar internacional (ISA) son:

$$T_a = 288,2 \text{ K} \quad (\text{Anderson Jr., 2011, pág. 1063})$$

$$P_a = 101,325 \text{ kPa} \quad (\text{Anderson Jr., 2011, pág. 1063})$$

$$\rho_a = 1,225 \text{ kg/m}^3 \quad (\text{Anderson Jr., 2011, pág. 1063})$$

- Las relaciones y calores específicos en la toma de aire y la entrada al compresor, serán consideradas como una sección fría donde pasa aire; por otro lado, para la cámara de combustión, la turbina generadora de gas y la turbina libre de potencia, se consideran como una sección caliente por lo que se asemeja a un gas. Por último, se tiene en cuenta la constante universal de los gases.

$$\gamma_a = \gamma_c = 1,4 \quad (\text{Farokhi, 2009, pág. 210})$$

$$\gamma_g = \gamma_{cc} = \gamma_t = \gamma_{ft} = 1,33 \quad (\text{Farokhi, 2009, pág. 210})$$

$$c_{Pa} = c_{pc} = 1004 \frac{\text{J}}{\text{kgK}} \quad (\text{Farokhi, 2009, pág. 210})$$

$$c_{Pg} = c_{pcc} = c_{pt} = c_{pft} = 1152 \frac{\text{J}}{\text{kgK}} \quad (\text{Farokhi, 2009, pág. 210})$$

$$R_{\text{universal}} = R = 287 \frac{\text{J}}{\text{kgK}} \quad (\text{Farokhi, 2009})$$

5.2.1.2 Toma de aire [d]

Al no haber velocidad de vuelo, la temperatura T_{01} y presión P_{01} al final de la toma de aire y entrando al compresor, serán las mismas a las iniciales:

$$U = 0 \Rightarrow M_a = \frac{U}{\sqrt{\gamma_a R T_a}} \Rightarrow M_a = 0 \quad (\text{El-Sayed, 2017, pág. 503}) \quad (5.2)$$

$$- \quad T_{01} = T_a \left(1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} M_a^2 \right) \quad (\text{El-Sayed, 2017, pág. 503}) \quad (5.3)$$

$$T_{01} = T_a \left(1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} M_a^2 \right)$$

$$T_{01} = T_a = 288,2 \text{ K}$$

$$- \quad p_{01} = p_a \left(1 + \eta_d \frac{\gamma_c - 1}{2} M_a^2 \right)^{\frac{\gamma_c}{\gamma_c - 1}} \quad (\text{El-Sayed, 2017, pág. 503}) \quad (5.4)$$

$$p_{01} = p_a \left(1 + \eta_d \frac{\gamma_c - 1}{2} M_a^2 \right)^{\frac{\gamma_c}{\gamma_c - 1}}$$

$$p_{01} = p_a = 101,325 \text{ kPa}$$

5.2.1.3 Compresor [c]

Para la parte del compresor, la relación de compresión es π_c y su eficiencia isentrópica es η_c . La temperatura T_{02} , la presión P_{02} , y la potencia específica del compresor están dadas por las siguientes ecuaciones:

- Lo importante es hallar el aumento de temperatura, ya que este aumento estará presente en ecuaciones posteriores, así que se despeja

$$T_{02} = T_{01} \left[1 + \frac{\pi_c^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c}}}{\eta_c} \right] \quad (\text{El-Sayed, 2017, pág. 503}) \quad (5.5)$$

$$T_{02} - T_{01} = \frac{T_{01}}{\eta_c} \left[\pi_c^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c}} - 1 \right]$$

$$T_{02} - T_{01} = \frac{288,2 \text{ K}}{0,81} \left[9^{\frac{1,4 - 1}{1,4}} - 1 \right]$$

$$T_{02} - T_{01} = 289,34 \text{ K}$$

- De igual manera hay que tener en cuenta la temperatura en esta sección

$$T_{02} = 289,34 \text{ K} - T_{01} \quad (5.6)$$

$$T_{02} = 289,34 \text{ K} - 288,2 \text{ K}$$

$$T_{02} = 577,54 \text{ K}$$

- La presión será entonces

$$P_{02} = (P_{01})(\pi_c) \quad (\text{El-Sayed, 2017, pág. 503}) \quad (5.7)$$

$$P_{02} = (101,325 \text{ kPa}) (9)$$

$$P_{02} = 911,93 \text{ kPa}$$

- Por último, el trabajo específico del compresor será

$$w_c = C_{pc}(T_{02} - T_{01}) \quad (5.8)$$

$$w_c = 1004 \frac{\text{J}}{\text{kgK}} (289,34\text{k})$$

$$w_c = 290498,24 \frac{\text{J}}{\text{kg}} \Rightarrow 290,5 \frac{\text{kJ}}{\text{kg}}$$

5.2.1.4 Cámara de combustión [cc]

Para el proceso de la cámara de combustión, se involucra la eficiencia allí (η_b) y va a verse un porcentaje de caída de presión ΔP . La presión en la salida de la cámara de combustión y la relación combustible-aire son halladas conociendo la temperatura máxima del motor y su caída de presión ΔP_b

$$T_{03} = 1273,15 \text{ K} \quad \text{Sección 5.1.2}$$

$$\Delta P_b \approx 30,34 \text{ kPa} \quad \text{Sección 5.1.3}$$

- La presión a la salida de la cámara de combustión será

$$P_{03} = (1 - \Delta P)P_{02} \quad (\text{El-Sayed, 2017, pág. 504}) \quad (5.9)$$

$$\Delta P = \frac{\Delta P_b}{P_{02}} \quad (5.10)$$

$$P_{03} = P_{02} \left(1 - \frac{\Delta P_b}{P_{02}}\right)$$

$$P_{03} = 911,93 \text{ kPa} \left(1 - \frac{30,34 \text{ kPa}}{911,93 \text{ kPa}}\right)$$

$$P_{03} = 881,59 \text{ kPa}$$

5.2.1.4.1 Relación de combustible a aire y flujo de combustible

Al tener las temperaturas tanto de entrada como de salida de la cámara de combustión, se puede hallar la relación de combustible a aire, la cual sirve también para hallar el flujo de combustible del motor.

- f es la relación combustible-aire y se obtiene a continuación

$$f = \frac{C_{pcc}T_{03} - C_{pc}T_{02}}{\eta_b Q_R - C_{pcc}T_{03}} \quad (\text{El-Sayed, 2017, pág. 504}) \quad (5.11)$$

$$f = \frac{C_{pg}T_{03} - C_{pg}T_{02}}{\eta_b Q_R - C_{pcc}T_{03}}$$

$$f = \frac{1152 \frac{\text{J}}{\text{kgK}} * 1273,15 \text{ K} - 1004 * 577,54 \text{ K}}{0,98 * 42800 \text{ E}03 \frac{\text{J}}{\text{kgK}} - 1152 \frac{\text{J}}{\text{kgK}} * 1273,15 \text{ K}}$$

$$f = 0,0219$$

- Como se dijo anteriormente, conociendo la relación, se puede hallar el flujo de combustible del motor

$$f = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_a} \quad (\text{El-Sayed, 2017, pág. 506}) \quad (5.12)$$

$$\dot{m}_f = f \dot{m}_a = 0,0219 * 4,63 \frac{\text{kg}}{\text{s}}$$

$$\dot{m}_f = 0,1015 \frac{\text{kg}}{\text{s}} = 365,57 \frac{\text{kg}}{\text{h}} = 806,08 \frac{\text{lb}}{\text{h}}$$

5.2.1.5 Turbina generadora de gas [t] (eje a compresor)

La ecuación principal en esta etapa, trata de un balance energético entre el compresor y la turbina de alta presión generadora de gas. Se requiere conocer la diferencia de temperaturas entrando y saliendo de esta turbina ($T_{03} - T_{04}$), para ello, se tienen en cuenta las ecuaciones de los trabajos específicos del compresor (5.8) y de esta turbina, donde contienen las respectivas diferencias de temperatura.

$$\frac{w_c}{\eta_{mc}} = \eta_{mt} w_t \quad (\text{El-Sayed, 2017, pág. 508}) \quad (5.13)$$

$$w_t = C_{pt}(T_{03} - T_{04})(1 + f - b) \quad (\text{El-Sayed, 2017, pág. 508}) \quad (5.14)$$

b es la relación de sangrado de aire, la cual no se tendrá en cuenta. De esta manera, la ecuación (5.14) se convertirá en:

$$w_t = C_{pt}(T_{03} - T_{04})(1 + f) \quad (5.15)$$

- La diferencia de temperaturas de la turbina generadora de gas es despejada; para ello, se reemplazan las ecuaciones (5.8) y (5.15) en (5.13):

$$\frac{C_{pc}(T_{02} - T_{01})}{\eta_{mc}} = \eta_{mt} C_{pt}(T_{03} - T_{04})(1 + f) \quad (5.16)$$

$$T_{03} - T_{04} = \frac{C_{pc}(T_{02} - T_{01})}{\eta_{mc} \eta_{mt} C_{pt}(1 + f)} = \frac{C_{pa}(T_{02} - T_{01})}{\eta_{mc} \eta_{mt} C_{pt}(1 + f)}$$

$$T_{03} - T_{04} = \frac{1004 \frac{\text{J}}{\text{kgK}} (289,34 \text{ K})}{0,98 * 0,98 * 1152 \frac{\text{J}}{\text{kgK}} (1 + 0,0219)}$$

$$T_{03} - T_{04} = 256,94 \text{ K}$$

- Se halla la temperatura en la turbina generadora de gas

$$T_{04} = T_{03} - 256,94 \text{ K}$$

$$T_{04} = 1273,15 \text{ K} - 256,94 \text{ K}$$

$$T_{04} = 1016,21 \text{ K}$$

- Al conocer la eficiencia isentrópica de la turbina generadora de gas η_t , la presión se puede calcular

$$P_{04} = P_{03} \left[1 - \left(\frac{T_{03} - T_{04}}{\eta_t T_{03}} \right)^{\frac{\gamma_t}{\gamma_t - 1}} \right] \quad (\text{El-Sayed, 2017, pág. 508}) \quad (5.17)$$

$$P_{04} = P_{03} \left[1 - \left(\frac{T_{03} - T_{04}}{\eta_t T_{03}} \right)^{\frac{\gamma_g}{\gamma_g - 1}} \right]$$

$$P_{04} = 881,59 \text{ kPa} \left[1 - \left(\frac{256,94 \text{ K}}{0,9 * 1273,15 \text{ K}} \right)^{\frac{1,33}{1,33 - 1}} \right]$$

$$P_{04} = 316,84 \text{ kPa}$$

- Así mismo, se halla el trabajo específico de esta turbina, usando la ecuación (5.15)

$$w_t = C_{Pg}(T_{03} - T_{04})(1 + f)$$

$$w_t = 1152 \frac{\text{J}}{\text{kgK}} (256,94 \text{ K})(1 + 0,0219)$$

$$w_t = 302476,3 \frac{\text{J}}{\text{kg}} = 302,48 \frac{\text{kJ}}{\text{kg}}$$

5.2.1.6 Turbina libre de potencia [ft] (a hélice)

El trabajo específico que desarrolla la turbina libre de potencia está dado por:

$$w_{ft} = C_{Pg}(T_{04} - T_{05})(1 + f - b) \quad (\text{El-Sayed, 2017, pág. 508}) \quad (5.18)$$

Igual que para la turbina generadora de gas, tampoco se tendrá en cuenta la relación de sangrado de aire. De esta manera la ecuación (5.18) se convertirá en:

$$w_{ft} = C_{Pg}(T_{04} - T_{05})(1 + f) \quad (5.19)$$

Para obtener la Temperatura a la salida de la turbina libre de potencia, se siguió el siguiente procedimiento:

- Se despeja la diferencia de temperaturas para conocer la disminución de temperatura en esta turbina

$$T_{04} - T_{05} = \frac{w_{ft}}{C_{pft}(1+f)} = \frac{w_{ft}}{C_{pg}(1+f)} \quad (5.20)$$

$$- \Delta h_{ft} = \eta_{ft} \Delta h_{fts} \quad (\text{El-Sayed, 2008, pág. 318}) \quad (5.21)$$

Δh_{ft} es el trabajo específico de la turbina libre de potencia (El-Sayed, 2008, pág. 318), es decir que, para la simbología usada, la ecuación (5.21) será

$$w_{ft} = \eta_{ft} \Delta h_{fts}$$

$$- \Delta h_{fts} = \alpha \Delta h \quad (5.22)$$

Δh_{fts} es la fracción α de Δh disponible en la turbina libre de potencia (El-Sayed, 2008, pág. 318)

- Δh es el trabajo específico de la expansión para una turbina y tobera ideales, teniendo en cuenta la relación de compresión allí (El-Sayed, 2017, pág. 509)

$$\Delta h = C_{ph} T_{04} \left[1 - \left(\frac{P_6}{P_{04}} \right)^{\frac{\gamma_h}{\gamma_h - 1}} \right] \quad (\text{El-Sayed, 2017, pág. 509}) \quad (5.23)$$

Donde,

- $P_6 = P_a = 101,325 \text{ kPa}$, asumiendo que los gases se expanden a la presión atmosférica
- $C_{Ph} = C_{pt} = C_{Pn} = C_{Pg} = 1152 \frac{\text{J}}{\text{kgK}}$
- $\gamma_h = \gamma_t = \gamma_n = \gamma_g = 1,33$

Quedando la ecuación (5.23) así, y poder hallar el trabajo de la expansión para una turbina y tobera ideales

$$\Delta h = C_{Pg} T_{04} \left[1 - \left(\frac{P_a}{P_{04}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \right] \quad (5.24)$$

$$\Delta h = 1152 \frac{\text{J}}{\text{kgK}} * 1016,21 \text{ K} \left[1 - \left(\frac{101,33 \text{ kPa}}{316,84 \text{ kPa}} \right)^{\frac{1,33}{1,33-1}} \right]$$

$$\Rightarrow \Delta h = 288438,59 \frac{\text{J}}{\text{kg}} = 288,44 \frac{\text{kJ}}{\text{kg}}$$

- α es el factor de la fracción de Δh disponible en la turbina libre de potencia ideal, el cual se definirá como el óptimo, que es un valor al que, dada una velocidad, se hará el máximo empuje.

$$\alpha_{0pt} = 1 - \frac{u^2}{2\Delta h} \left(\frac{\eta_n}{\eta_{pr}^2 \eta_g^2 \eta_{mft}^2 \eta_{ft}^2} \right) \quad (\text{El-Sayed, 2017, pág. 510}) \quad (5.25)$$

Como el motor está en condiciones estáticas, la velocidad es 0 (cero)

$$\alpha_{opt} = 1 - \frac{u^2}{2\Delta h} \left(\frac{\eta_n}{\eta_{pr}^2 \eta_g^2 \eta_{mft}^2 \eta_{ft}^2} \right)$$

$$\Rightarrow \alpha_{opt} = 1$$

$$\Delta h_{fts} = \alpha \Delta h = 1 \cdot 288,44 \frac{\text{kJ}}{\text{kg}}$$

$$\Rightarrow \Delta h_{fts} = 288,44 \frac{\text{kJ}}{\text{kg}}$$

$$w_{ft} = \eta_{mft} \Delta h_{fts} = 0,9 \cdot 288,44 \frac{\text{kJ}}{\text{kg}}$$

$$\Rightarrow w_{ft} = 259,59 \frac{\text{kJ}}{\text{kg}} \rightarrow 259594,73 \frac{\text{J}}{\text{kg}}$$

$$T_{04} - T_{05} = \frac{w_{ft}}{C_{pft}(1+f)} = \frac{259594,73 \frac{\text{J}}{\text{kg}}}{1152 \frac{\text{J}}{\text{kgK}}(1+0,0219)}$$

$$\Rightarrow T_{04} - T_{05} = 220,51 \text{ K}$$

$$T_{05} = T_{04} - 220,51 \text{ K}$$

$$T_{05} = 1016,21 \text{ K} - 220,51 \text{ K}$$

$$\Rightarrow T_{05} = 795,7 \text{ K}$$

5.2.1.7 Potencia de Empuje

Como el estudiado es un motor turboprop, su potencia máxima es generada en la hélice, ya que los gases de escape por la tobera tienen una velocidad muy baja cercana a cero en condiciones estáticas (El-Sayed, 2017), así que la velocidad de estos gases de escape tenderá a cero, por lo tanto el motor no genera una potencia significativa en la tobera. Es por ello, que se tendrá en cuenta solo la potencia generada en la hélice.

$$- P_t = P_{pr} + P_j \quad (\text{El-Sayed, 2017, pág. 520}) \quad (5.26)$$

$$P_t = P_{pr} + P_j$$

$$P_t = P_{pr}$$

$$- P_{pr} = \dot{m}_a w_{pr} \quad (\text{El-Sayed, 2017, pág. 520}) \quad (5.27)$$

- w_{pr} es el trabajo específico de la hélice. Se obtiene a partir de la **Figura 5.6**, que explica el trabajo específico de cada componente con respecto al eje de potencia desde la turbina libre de potencia, a la hélice. (El-Sayed, 2017, pág. 508)

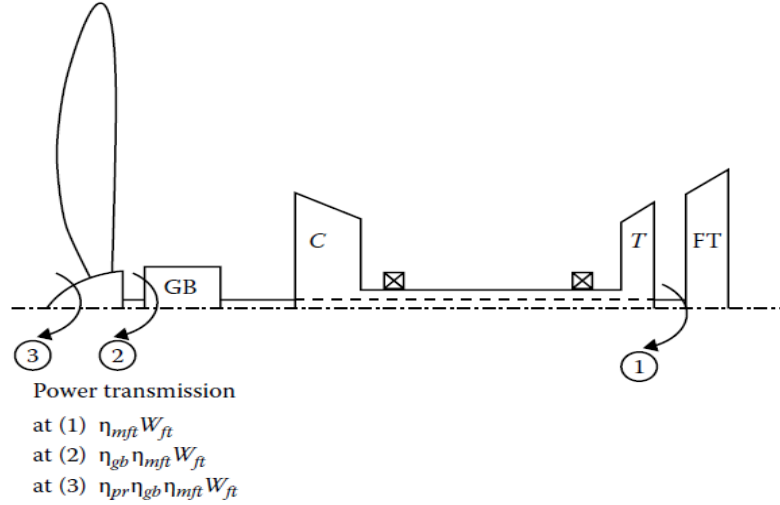


Figura 5.6: Transmisión de la potencia a través de un motor turbohélice de doble eje (El-Sayed, 2017, pág. 509)

Se observa que (3) en la **Figura 5.6**, corresponde al trabajo específico de la hélice con respecto al eje

$$w_{Pr} = \eta_{pr} \eta_g \eta_{mft} w_{ft} \quad (5.28)$$

$$w_{Pr} = \eta_{pr} \eta_g \eta_{mft} [\eta_{ft} \Delta h_{ft}] \quad (5.29)$$

$$w_{Pr} = \eta_{pr} \eta_g \eta_{mft} [\eta_{ft} (\alpha \Delta h)] \quad (5.30)$$

En la sección **Eficiencias** se encuentran estos valores. Además, se tiene en cuenta el flujo de combustible.

$$w_{Pr} = \eta_{pr} \eta_g \eta_{mft} \eta_{ft} \alpha \Delta h (1 + f) \quad (5.31)$$

$$w_{Pr} = 0,8 * 0,98 * 0,98 * 0,9 * 1 * 288,44 \frac{\text{kJ}}{\text{kg}} * (1 + 0,0219)$$

$$\Rightarrow w_{Pr} = 203,82 \frac{\text{kJ}}{\text{kg}}$$

$$P_{Pr} = 4,63 \frac{\text{kg}}{\text{s}} * 203,82 \frac{\text{kJ}}{\text{kg}}$$

$$\Rightarrow P_{Pr} = 944,7 \text{ kW}$$

$$\Rightarrow P_t = 944,7 \text{ kW}$$

5.2.1.8 Consumo específico de combustible

El consumo específico de combustible esta dado por la ecuación:

$$ESFC = \frac{\dot{m}f}{ESHP} \quad (\text{El-Sayed, 2017, pág. 512}) \quad (5.32)$$

En este caso, por el motor estar en condiciones estáticas o en banco de pruebas, el equivalente al ESHP sería el Total Equivalent horsepower (TEHP), el cual es la suma del Shaft horsepower (SHP) más el empuje jet neto, el cual se considerará cero, ya que ocurre lo mismo que en la potencia de empuje. Así, la ecuación equivalente cuando el motor está en condiciones estáticas sería:

$$ESFC = \frac{\dot{m}f}{TEHP} \quad (5.33)$$

Donde,

$$(TEHP)_{\text{takeoff}} = shp + \frac{\text{jet thrust (lb)}}{2.6} \quad (\text{El-Sayed, 2017, pág. 511}) \quad (5.34)$$

$$(TEP(KW))_{\text{takeoff}} = SP(KW) + \frac{\text{jet thrust (N)}}{8,5} \quad (\text{El-Sayed, 2017, pág. 511}) \quad (5.35)$$

$$- \quad shp = \frac{P_t[kW]}{0,7457} \quad (\text{El-Sayed, 2017, pág. 520}) \quad (5.36)$$

$$shp = \frac{944,7}{0,7457}$$

$$shp = 1266,86$$

$$- \quad SP = 944,7 \text{ kW} \quad (5.37)$$

$$(TEHP)_{\text{takeoff}} = 1266,86 \text{ hp} + \frac{0}{2.6}$$

$$\Rightarrow (TEHP)_{\text{takeoff}} = 1266,86$$

$$(TEP(KW))_{\text{takeoff}} = 944,7 \text{ kW} + \frac{0}{8,5}$$

$$\Rightarrow (TEP(KW))_{\text{takeoff}} = 944,7 \text{ kW}$$

$$\Rightarrow ESFC = \frac{802,1 \frac{\text{lb}}{\text{h}}}{1266,86 \text{ hp}} \rightarrow ESFC = 0,636 \frac{\text{lb}}{\text{hp h}}$$

$$\Rightarrow ESFC = \frac{363,77 \frac{\text{kg}}{\text{h}}}{944,7 \text{ kW}} \rightarrow ESFC = 0,387 \frac{\text{kg}}{\text{kW h}}$$

5.2.1.9 Comparación con motor real

Se hace una comparación de los resultados de la potencia de empuje y el consumo específico comparados con los de las especificaciones del motor real en la **Tabla 5.2**

Parámetro	Motor real	Motor calculado
shp	850 a 1050 ¹	1266,86
ESHP	1000 a 1400 ¹	1266,86
ESFC $\left[\frac{\text{lb}}{\text{hp h}}\right]$	0,509 a 0,680 ²	0,636

Tabla 5.2: Comparación de datos iniciales obtenidos con el motor real en condiciones estáticas a nivel del mar

En la **Tabla 5.2** se observa que el shp, está por encima de las especificaciones del motor. Por el lado del ESHP el resultado es el mismo al shp ya que el ESHP es el SHP más la contribución del empuje jet, el cual se consideró que la velocidad de los gases de escape como cero, por ende, no hay empuje jet. Estos valores están por encima debido a que el flujo másico usado es el máximo encontrado en (Pratt & Whitney Canada, 2007)

El consumo específico de combustible está dentro del rango de la especificación del motor con respecto a (Pratt & Whitney Canada, 2007)

5.2.2 Análisis de rendimiento en vuelo a una altura dada

Para esta etapa del proyecto se utilizó el software EXCEL, en el que se introdujeron todas las ecuaciones de la **sección 5.2.1**

Se hizo el análisis de rendimiento del motor a diferentes velocidades a una altura de 10 km, por lo cual las condiciones iniciales cambian. De igual manera se halla la eficiencia global del motor.

Para ello se corrigen los valores de flujo másico para hacer que los valores sean los más aproximados posibles al motor real.

5.2.2.1 Flujo másico corregido

Lo primero que se hizo fue variar el parámetro del flujo másico para corregir la **Tabla 5.2** y así obtener dichos valores para cuando el motor genera 850 y 1050 shp, que son las potencias que aparecen para este motor en (Pratt & Whitney, s.f.)

Se usó la herramienta SOLVER del mismo software, donde se busca un valor para el flujo másico con el que el valor del shp sean 850 y 1050. Los resultados son mostrados en la **Tabla 5.3**

¹ (Pratt & Whitney, s.f.)

² (Pratt & Whitney Canada, 2007)

Parámetro	Motor real	Motor calculado
		$\dot{m}_a = 6,86 \text{ lb/s}$
shp	850 a 1050 ³	850
ESHP	1000 a 1400 ³	850
ESFC $\left[\frac{\text{lb}}{\text{hp h}} \right]$	0.509 a 0.680 ⁴	0,636

Tabla 5.3: Flujos máscicos corregidos

De esta manera se observa que, si se cambia el valor de flujo máscico a uno más bajo, el SHP baja, y si se sube, subirá el SHP.

El consumo específico de combustible se mantuvo igual, lo que quiere decir que el consumo específico de combustible no es afectado por la variación del flujo máscico y sigue estando dentro del rango de la especificación del motor con respecto a (Pratt & Whitney Canada, 2007)

5.2.2.2 Condiciones iniciales (altura de 10 km)

- Para hacer el análisis de rendimiento, se hizo a una altura de 10 km y variando la velocidad, para ello se varió el número Mach

$$M = 0,1 \text{ a } 1$$

- Las condiciones atmosféricas a 10 km de altitud, según la atmósfera estándar internacional (ISA) son:

$$T_a = 223,26 \text{ K} \quad (\text{Anderson Jr., 2011, pág. 1065})$$

$$P_a = 26,5 \text{ kPa} \quad (\text{Anderson Jr., 2011, pág. 1065})$$

$$\rho_a = 0,41351 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \quad (\text{Anderson Jr., 2011, pág. 1065})$$

- La constante universal de los gases, las relaciones y calores específicos se mantienen como en la **sección 5.2.1.1**

³ (Pratt & Whitney, s.f.)

⁴ (Pratt & Whitney Canada, 2007)

5.2.2.3 Cambios para realizar el análisis

Se sigue el mismo procedimiento de la **sección 5.2.1**, con los siguientes cambios:

5.2.2.3.1 Empuje

Como ya hay una velocidad de vuelo, hay un empuje, el cual es la suma de los empujes de la hélice y el generado en la tobera, el cual es mínimo por ser un motor turboprop (El-Sayed, 2017) pero en este caso, se tendrá en cuenta esa contribución. Así la ecuación del empuje total será:

$$T = T_{pr} + T_n \quad (\text{El-Sayed, 2017, pág. 510}) \quad (5.38)$$

- T_{pr} es el empuje de la hélice está dado por la siguiente ecuación

$$T_{pr} = \frac{\dot{m}_a \eta_{pr} \eta_g}{U} [(1 + f)] \eta_{mft} \eta_{ft} \alpha \Delta h \quad (\text{El-Sayed, 2017, pág. 510}) \quad (5.39)$$

- $U = M_a \sqrt{\gamma a T_a}$ (El-Sayed, 2017, pág. 503) (5.40)

- T_n es el empuje en la tobera o también conocido como empuje jet, que es el empuje generado en la tobera, el cual es poco, comparado con el de la hélice, pero en vuelo se tiene en cuenta, está dado por:

$$T_n = \dot{m}_a [(1 + f - b) U_e - U] \quad (\text{El-Sayed, 2017, pág. 510}) \quad (5.41)$$

- U_e es la velocidad de los gases de escape por la tobera

$$U_e = U \left(\frac{\eta_n}{\eta_{pr} \eta_g \eta_{mft} \eta_{ft}} \right) \quad (\text{El-Sayed, 2017, pág. 510}) \quad (5.42)$$

5.2.2.3.2 Potencia de empuje

Para la potencia de empuje se sigue el procedimiento de la **sección 5.2.1.7**, con la diferencia que esta vez el motor tiene una potencia de empuje en la tobera o también potencia jet

$$P_j = T_n U \quad (\text{El-Sayed, 2017, pág. 518}) \quad (5.43)$$

La cual es sumada a la potencia de la hélice para obtener la potencia total en la ecuación (5.26) y es la que se tiene en cuenta para hallar el shp.

El ESHP es la suma del shp más la contribución del empuje jet hallado en la **sección 5.2.2.3.1** con las unidades correspondientes a continuación:

$$\text{ESHP} = \text{SHP} + \frac{T_n (\text{lbf}) \cdot U \left(\frac{\text{ft}}{\text{s}} \right)}{550 \cdot \eta_{pr}} \quad (\text{El-Sayed, 2017, pág. 511}) \quad (5.44)$$

Donde 550 es una constante cuando el empuje jet es dado en lbf y la velocidad en ft/s para obtener el resultado en horsepower.

5.2.2.3.3 Consumo específico de combustible

Encontrando el ESHP, el consumo específico de combustible es hallado mediante la **ecuación (5.32)**

5.2.2.4 Eficiencia global [η_o]

La eficiencia global o “the overall efficiency” en inglés, es la multiplicación de las eficiencias propulsiva con la térmica (Farokhi, 2009, pág. 119). Es decir que esta eficiencia es dada por la siguiente ecuación

$$\eta_o = \eta_p * \eta_{th} \quad (\text{Farokhi, 2009, pág. 119}) \quad (5.45)$$

5.2.2.4.1 Eficiencia Propulsiva [η_p]

La eficiencia propulsiva es la conversión de la energía cinética del aire que pasa por el motor en una potencia propulsiva, por lo que es llamada como una eficiencia externa (El-Sayed, 2017, pág. 91)

Se dice que cuando la velocidad de los gases de escape es mucho más grande que la velocidad de vuelo, el empuje tiende a ser el máximo y la eficiencia propulsiva a cero. Por otro lado, si la velocidad de los gases de escape es igual a la velocidad de vuelo, el empuje tiende a cero y la eficiencia propulsiva a 1, es decir, al máximo o al 100%. (El-Sayed, 2017, pág. 92)

En resumen,

1. si $U_e \gg U$; $T \rightarrow \text{Maximo}$, $\eta_p \rightarrow 0$ (El-Sayed, 2017, pág. 92)

2. si $\frac{U_e}{U} \approx 1$; $T \rightarrow 0$, $\eta_p \rightarrow 1$ (El-Sayed, 2017, pág. 92)

Por lo anterior, los motores turboprop tiene mejor eficiencia propulsiva que un turbojet, ya que los turboprop, generan velocidades de los gases de escape cercanas a la velocidad de vuelo. (El-Sayed, 2017, pág. 92). Para un motor turboprop, la ecuación es:

$$\eta_p = \frac{F_{total} * V_0}{P_{pr} + P_{core}} \quad (\text{Farokhi, 2009, pág. 208}) \quad (5.46)$$

Adaptando la **ecuación (5.46)** a la simbología usada, esta se convertirá en:

$$\eta_p = \frac{T * U}{P_t} \quad (5.47)$$

5.2.2.4.2 Eficiencia Térmica [η_{th}]

La eficiencia térmica es la eficiencia de conversión de energía dentro del mismo motor, por lo cual es llamada como una eficiencia interna. (El-Sayed, 2017, pág. 96)

Un motor turboprop tiene como salida en gran parte, una potencia de eje o SP (Shaft Power) (El-Sayed, 2017, pág. 98) por lo que la fórmula de eficiencia térmica para este motor es:

$$\eta_{th} = \frac{P_{pr} + P_{core}}{\dot{m}_f Q_R} \quad (\text{Farokhi, 2009, pág. 208}) \quad (5.48)$$

$$\eta_{th} = \frac{SP}{\dot{m}_f Q_R} \quad (\text{El-Sayed, 2017, pág. 98}) \quad (5.49)$$

5.2.2.5 Gráficas de rendimiento

Al haber determinado todas las fórmulas para el motor estudiado y luego de introducirlas al software usado, se varió la velocidad de vuelo, hallando los resultados mostrados en el **Apéndice B**, de donde se obtuvieron las siguientes gráficas de rendimiento del motor y se observan comportamientos normales para un motor turboprop pequeño, de acuerdo a (El-Sayed, 2017, pág. 521).

5.2.2.5.1 Relación de combustible-aire

En la **Figura 5.7**, se observa que el comportamiento de la relación de combustible-aire del motor estudiado es normal al de un motor turboprop con respecto a su velocidad de vuelo, donde esta relación decae mientras se aumenta la velocidad

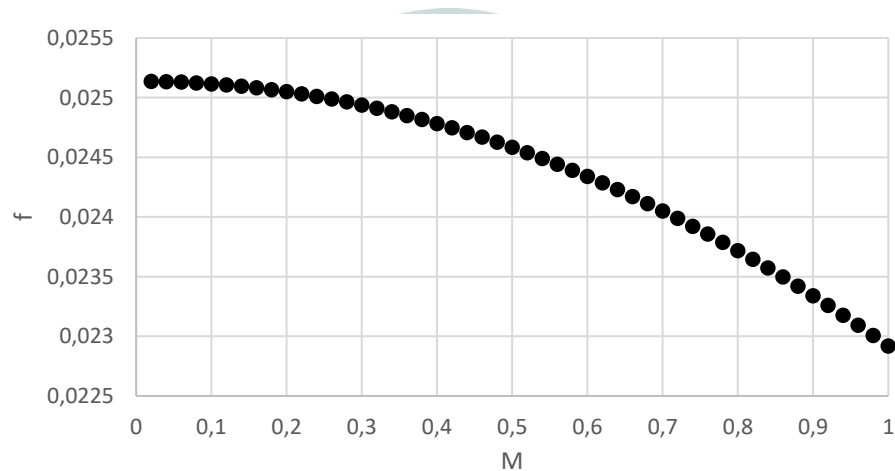


Figura 5.7: Variación de la relación combustible-aire con respecto a la velocidad de vuelo

5.2.2.5.2 Trabajo de la expansión en la turbina libre de potencia y tobera

En la **Figura 5.8**, el trabajo de la expansión para la turbina libre de potencia y la tobera va incrementando mientras la velocidad de vuelo también lo hace.

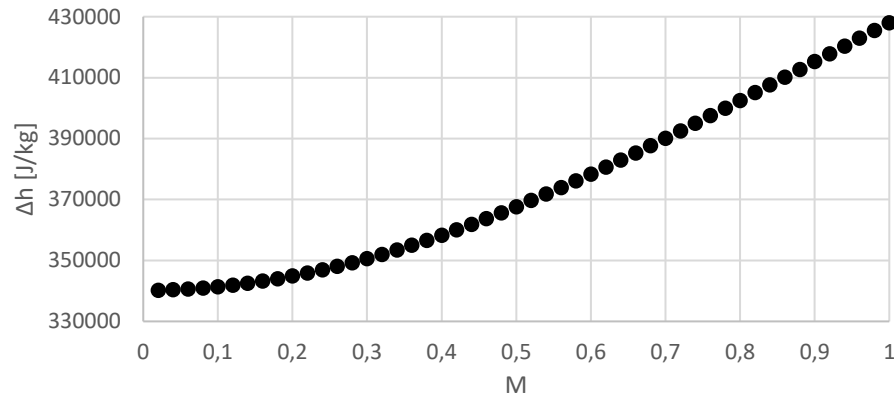


Figura 5.8: Variación del trabajo de la expansión para la turbina libre de potencia y tobera con respecto a la velocidad de vuelo

5.2.2.5.3 α para cuando se da el máximo empuje a cada velocidad

Como se puede observar en la **Figura 5.9**, el α óptimo va disminuyendo, lo que quiere decir que la fracción α de Δh disponible en la turbina libre de potencia va disminuyendo cuando se aumenta la velocidad

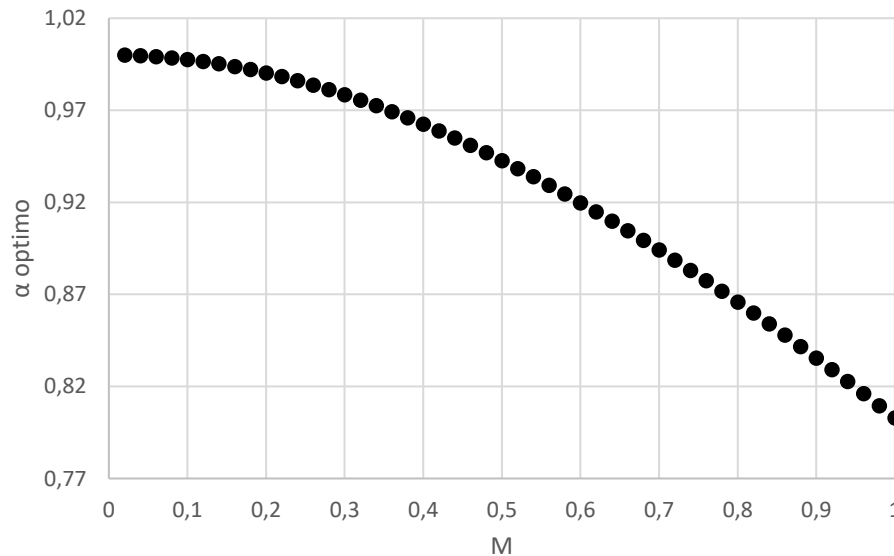


Figura 5.9: α óptimo a diferentes velocidades de vuelo

5.2.2.5.4 Potencia de la hélice

El punto de diseño para un motor turboprop pequeño, es la velocidad en donde alcanza su máxima potencia (El-Sayed, 2017, pág. 522), en la **Figura 5.10**, se observa que la potencia de la hélice alcanza su máxima ($\approx 767\text{kW}$) a 0,72 Mach, es decir, que esta es la velocidad optima de crucero del motor a una altura de 10 km.

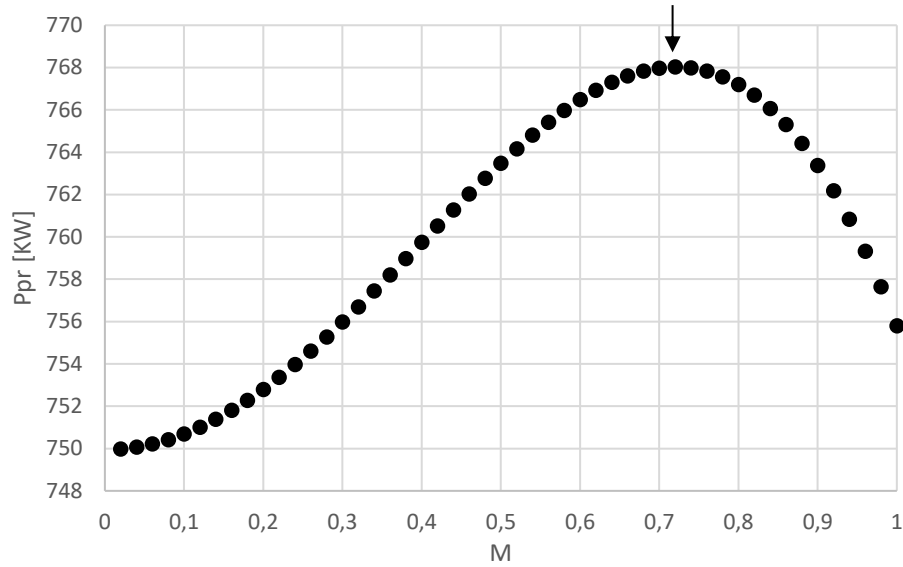


Figura 5.10: Potencia de la hélice a diferentes velocidades. Máxima potencia generada

5.2.2.5.5 Potencia jet

En la **Figura 5.11**, se puede ver que la potencia jet aumentará mientras aumenta la velocidad de vuelo; en su punto de diseño, alcanzará una potencia jet de $\approx 60\text{kW}$, que comparándola con la de la hélice ($\approx 767\text{kW}$), es mucho menor. A menor velocidad, la potencia tiende a cero, lo que comprueba que este empuje se puede despreciar a velocidades cercanas a cero y mucho más despreciable en condiciones estáticas

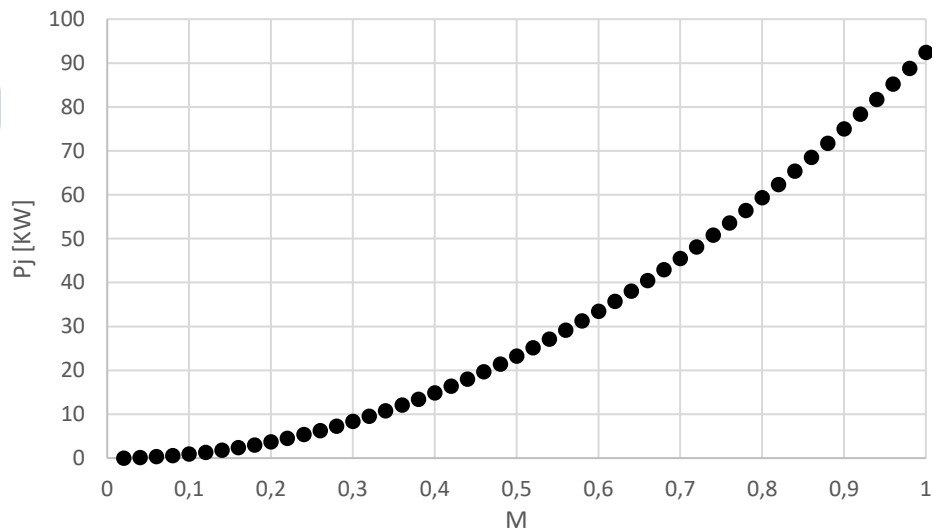


Figura 5.11: Potencia jet a diferentes velocidades

5.2.2.5.6 Empuje de la hélice y tobera

En la **Figura 5.12**, se muestran las contribuciones de empuje del motor. Se observa que el empuje de la hélice disminuye al aumentar la velocidad, mientras que el empuje jet aumenta linealmente cuando se aumenta la velocidad, pero tal como ocurre con la potencia, el empuje de la tobera es mucho menor al comparado con el de la hélice, por ello, se puede decir que el empuje total disminuirá a medida que se aumenta la velocidad.

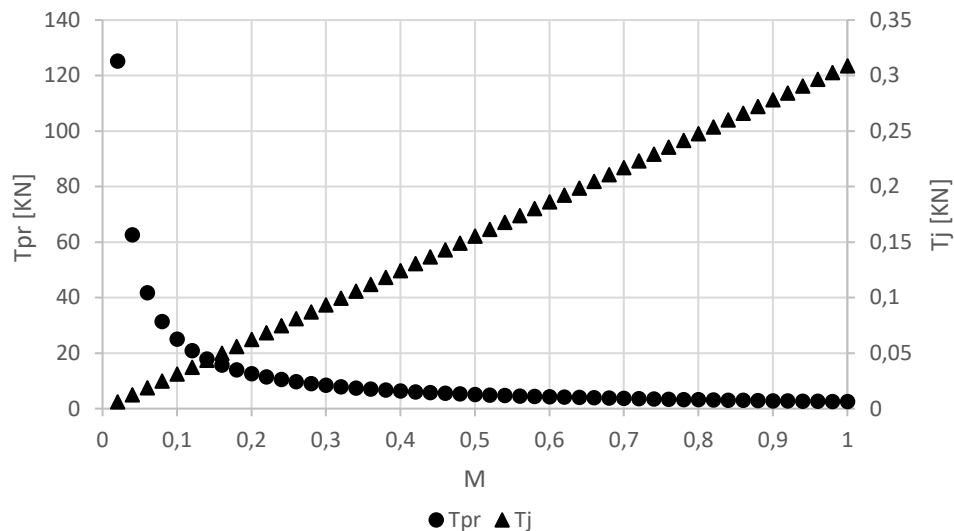


Figura 5.12: Empuje de la hélice y tobera a diferentes velocidades

5.2.2.5.7 Porcentaje de contribución del empuje de la tobera

En la **Figura 5.13**, se observa que el porcentaje de contribución del empuje de la tobera incrementa al aumentar la velocidad, este porcentaje está en el rango de 0-8%, para velocidades de 0,1-0,8 Mach, lo cual es normal para un motor turboprop donde el porcentaje en estas velocidades debe estar cercano al rango de 0-12% (El-Sayed, 2017, pág. 522)

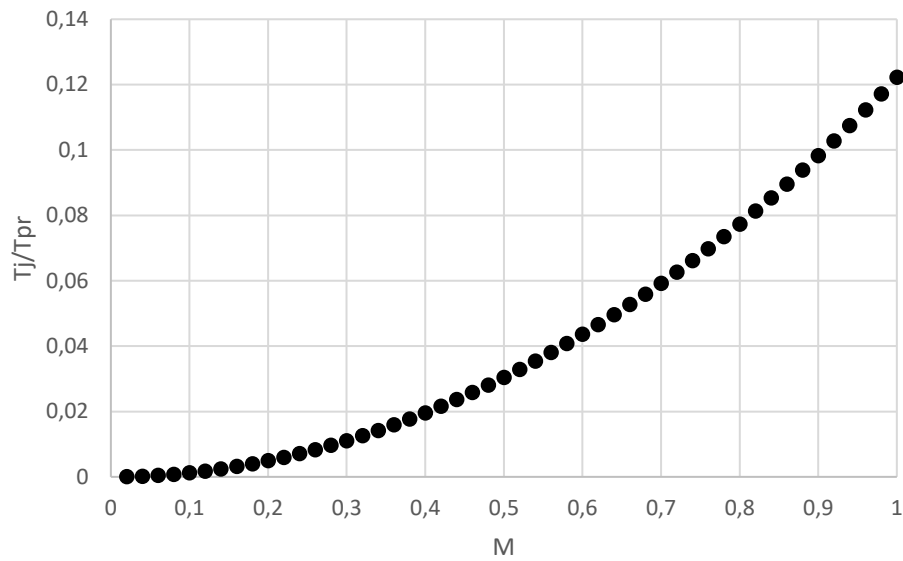


Figura 5.13: Porcentaje de contribución del empuje de la tobera a diferentes velocidades

5.2.2.5.8 ESHP y ESFC

En la **Figura 5.14**, se observa que al ir incrementando la velocidad de vuelo, la potencia específica, va incrementando, en cuanto al consumo específico de combustible va disminuyendo normalmente, según (El-Sayed, 2017, pág. 522)

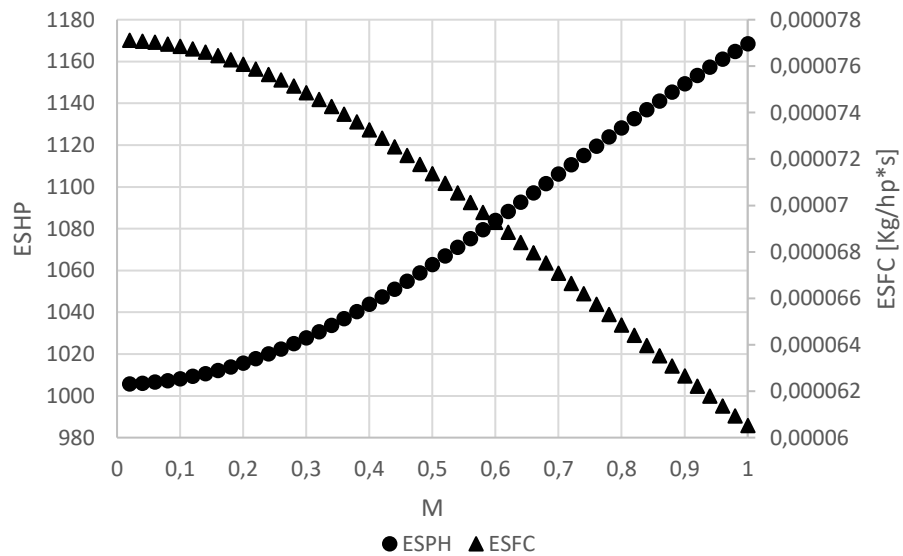


Figura 5.14: ESHP y ESFC a diferentes velocidades de vuelo

5.2.2.5.9 Eficiencias propulsiva y térmica

En la **Figura 5.15**, se observa que la eficiencia propulsiva del motor está optimizada, pues su valor es de 1 a cualquier velocidad. En cuanto a la eficiencia térmica, esta aumenta cuando la velocidad también lo hace.

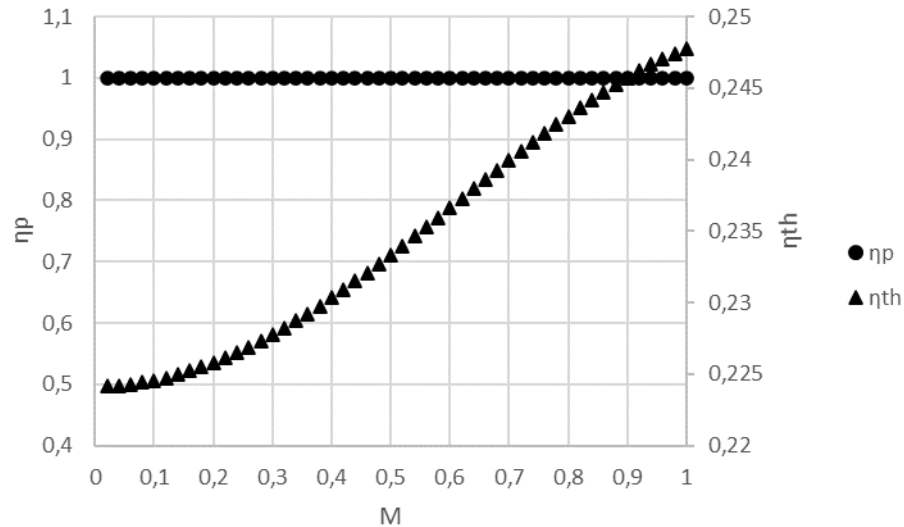


Figura 5.15: Eficiencias propulsiva y térmica a diferentes velocidades de vuelo

5.2.2.5.10 Eficiencia global

En la **Figura 5.16**, se observa el mismo comportamiento de la eficiencia propulsiva, pues la eficiencia global es el producto de la térmica con la propulsiva (Farokhi, 2009, pág. 119). De esta manera, como la eficiencia propulsiva es de uno, el aumento de la eficiencia global de este motor dependerá directamente del aumento de la eficiencia térmica.

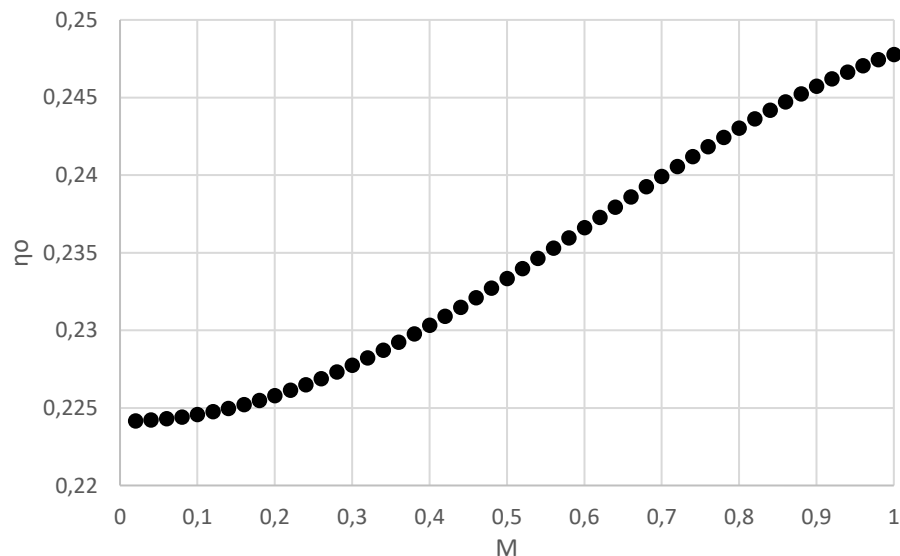


Figura 5.16: Eficiencia global a diferentes velocidades de vuelo

5.2.2.6 Variación de parámetros para el aumento de la eficiencia global del motor

Se variaron parámetros y se obtuvieron las gráficas comparadas con la eficiencia global a la velocidad de diseño mostrada en la **Figura 5.10**, es decir 0,72 Mach, con una eficiencia global de 0,2406 de acuerdo al **Apéndice B**. Las tablas obtenidas se muestran en el **Apéndice C**, de donde se realizaron las gráficas mostradas a continuación. Lo anterior para saber que parámetros contribuyen indirectamente al aumento de esa eficiencia global inicial del motor.

5.2.2.6.1 Flujo Másico

En la **Figura 5.17**, se observa la eficiencia global no se ve afectada por el cambio en el flujo másico del motor.

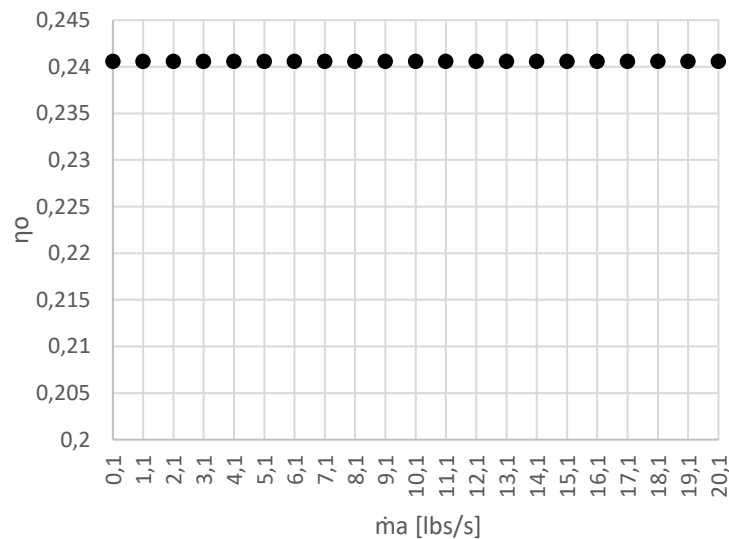


Figura 5.17: Variación del flujo másico

5.2.2.6.2 Relación de compresión

En la **Figura 5.18**, como se señala, la relación de compresión inicial fue de 9, así que se observa que hay un aumento en la eficiencia global del motor al aumentar este parámetro.

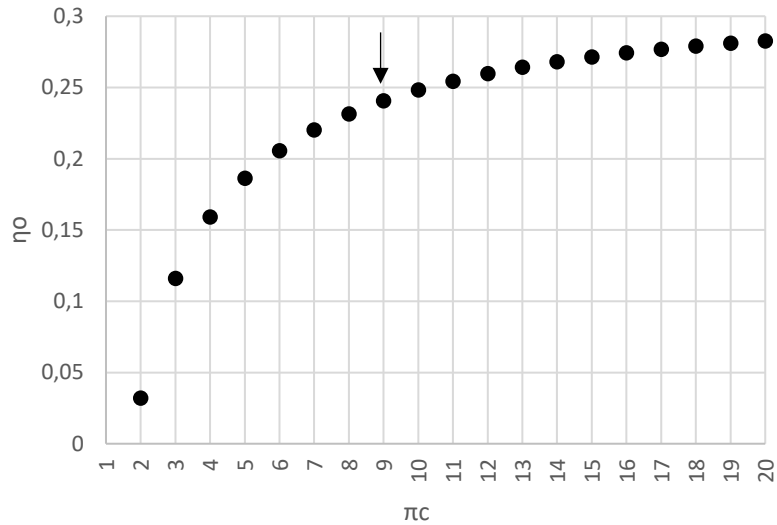


Figura 5.18: Variación relación de compresión

5.2.2.6.3 Temperatura de entrada a la turbina (Temperatura máxima)

En la **Figura 5.19**, se observa la temperatura máxima inicial que fue de 1000 °C, se ve que el aumento de esta temperatura, conlleva a un aumento de la eficiencia global.

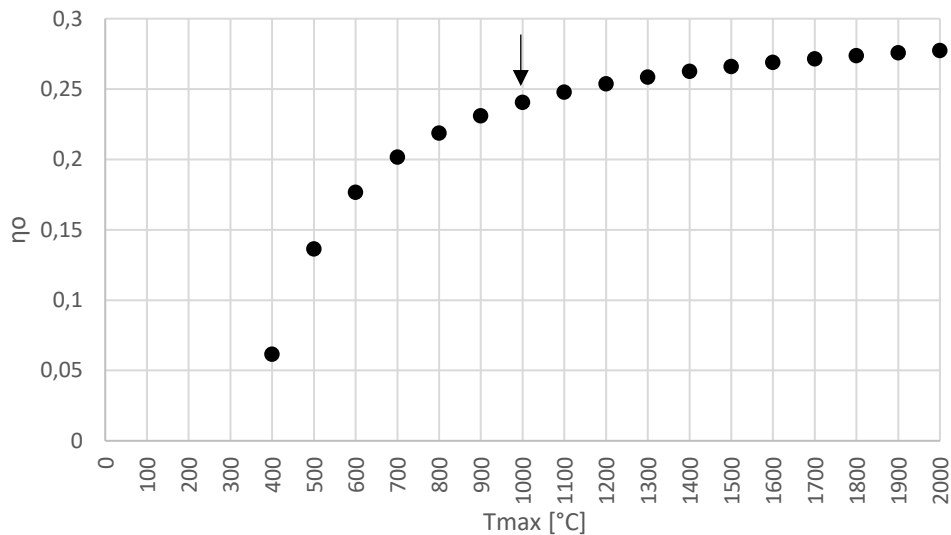


Figura 5.19: Variación de la temperatura máxima del motor

5.2.2.6.4 Caída de presión en la cámara de combustión

En la **Figura 5.20**, se observa que el valor inicial de la caída de presión de la cámara de combustión fue de 4,4 psi, y si se disminuye este valor, la eficiencia aumenta.

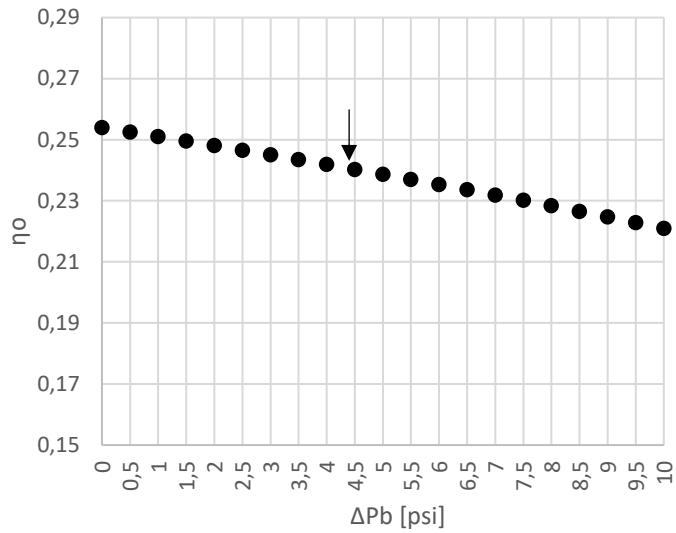


Figura 5.20: Variación de la caída de presión en la cámara de combustión del motor

5.2.2.6.5 Poder calorífico del combustible

En la **Figura 5.21**, se observa una disminución leve de la eficiencia global al aumentar el poder calorífico del motor.

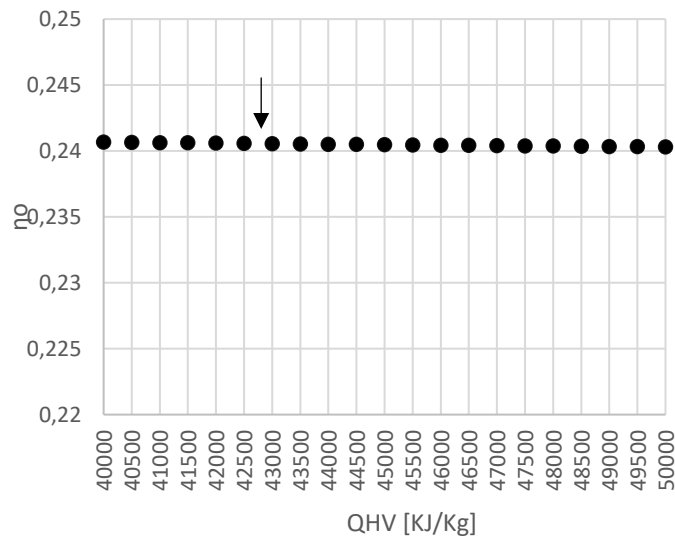


Figura 5.21: Variación del poder calorífico del combustible

5.2.2.6.6 Eficiencias

En la **Figura 5.22**, se aprecia el comportamiento de las eficiencias de la toma de aire, el compresor, la cámara de combustión y la turbina generadora de gas; donde se puede observar que al aumentar a su valor ideal de 1, la eficiencia global aumentará.

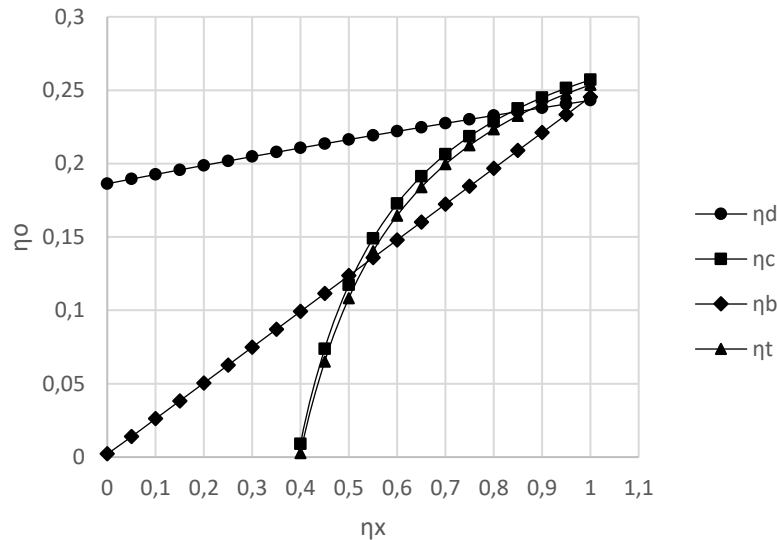


Figura 5.22: Variación de las eficiencias del difusor, compresor, cámara de combustión y turbina generadora de gas

En la **Figura 5.23**, se observa que al aumentar las eficiencias de la turbina libre de potencia, la gearbox y la hélice a su valor ideal de 1, hará aumentar la eficiencia global, excepto con la eficiencia de la tobera, la cual al aumentar, hace disminuir la eficiencia global.

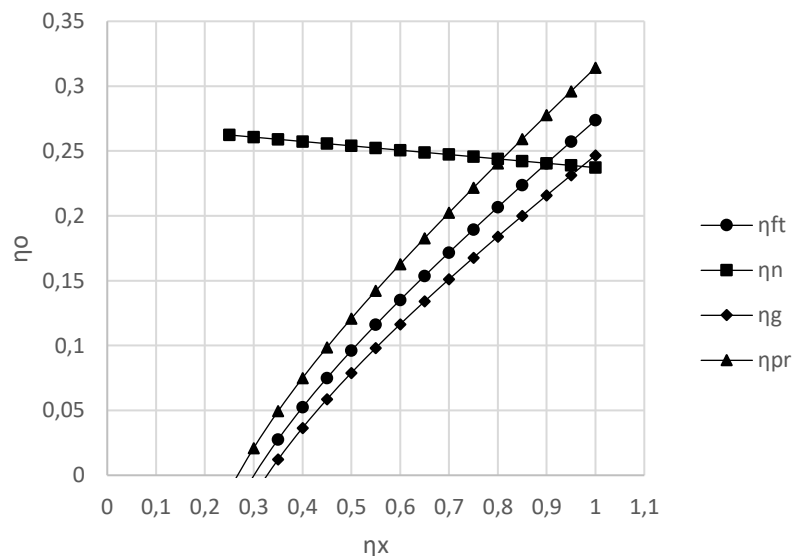


Figura 5.23: Variación de las eficiencias de la turbina libre de potencia, tobera, gearbox y hélice

Por parte de las eficiencias mecánicas del compresor, y las 2 turbinas, en la **Figura 5.24**, se observa que el compresor y la turbina generadora de gas tienen exactamente el mismo comportamiento, es decir, hacen aumentar la eficiencia global de la misma forma. Al incrementar la eficiencia mecánica de la turbina libre de potencia también hace incrementar la eficiencia global.

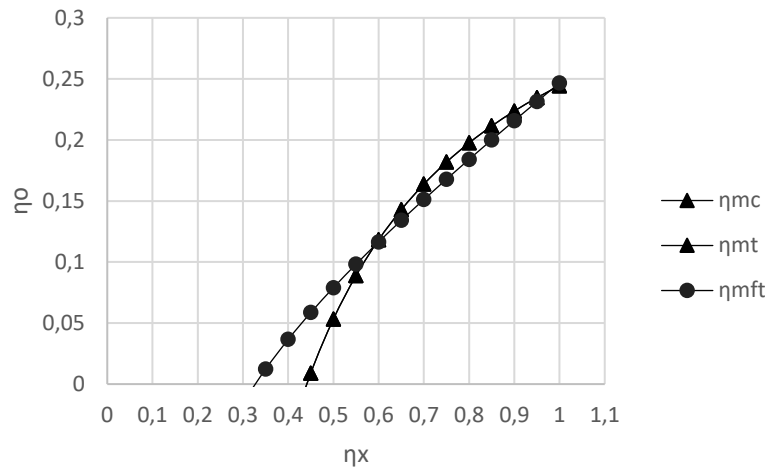


Figura 5.24: Variación de las eficiencias mecánicas del compresor, turbina generadora de gas y turbina libre de potencia

5.2.3 Curvas de rendimiento del motor PT6-A de la Fundación Universitaria Los Libertadores

Para la realización de estas curvas, se encendió el motor y se obtuvieron los valores de las RPM de la turbina y la hélice, el flujo y presión de combustible en el momento, así como la presión y temperatura de aceite; estos valores se compararon con respecto la temperatura intermedia de turbina (ITT), ya que estos datos el motor los da a medida que se encendió, estos se muestran en la **Tabla 5.4**.

ITT (°C)	Turbina N1		Hélice (%)		Flujo de combustible		Presión de combustible (PSI)	Presión de aceite (PSI)	Temperatura de aceite (°C)
	(%)	(RPM)	(%)	(RPM)	(PPH*100)	(PPH)			
100	9	3330	4	1480	0	0	25	45	30
200	19	7030	14	5180	0,5	50	26	62	39
300	19,5	7215	13	4810	0,5	50	26	62	39
400	20	7400	13	4810	0,5	50	26	65	39
500	20	7400	13	4810	0,5	50	26	65	40
600	20	7400	13,9	5143	0,5	50	26	67	40
700	20	7400	14	5180	0,5	50	26	67	40
800	20	7400	14	5180	0,5	50	26	68	40
900	20	7400	15,9	5883	0,5	50	26	68	40
950	27	9990	22	8140	0,5	50	26	70	40
900	42	15540	28	10360	0,5	50	26	75	40
800	43	15910	32	11840	0,5	50	26	78	40
700	49	18130	36	13320	0,5	50	26	78	40
600	52	19240	35,8	13246	0,5	50	26	78	40

* ITT Temperatura intermedia de turbina

* El 100% equivale a 37000 RPM

Tabla 5.4: Datos de rendimiento obtenidos de la puesta en marcha del motor PT6A de la Fundación Universitaria Los Libertadores

En la **Figura 5.25**, se observa que al aumentar las revoluciones de la hélice y de la turbina, la temperatura intermedia de turbina aumenta hasta 900°C en 15000 RPM, y después de superar estas revoluciones, la temperatura cae

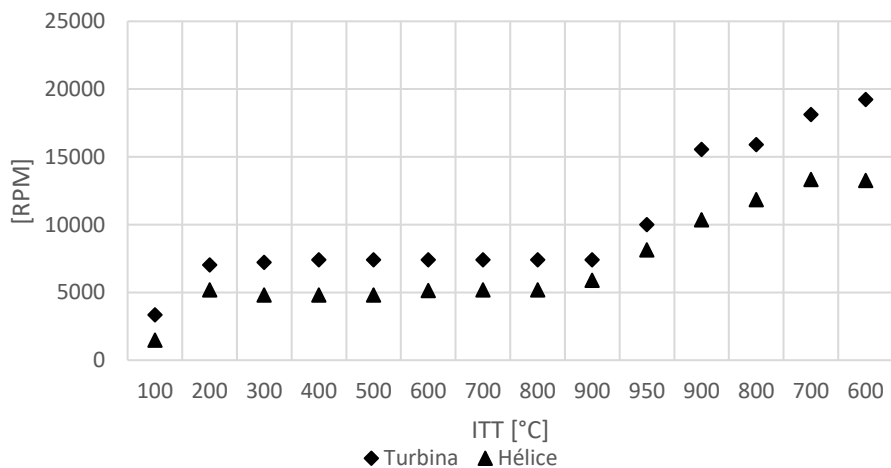


Figura 5.25: Temperatura ITT a diferentes RPM de turbina y hélice

En la **Figura 5.26**, se observa un flujo de combustible constante de 50 libras por hora, lo que es normal porque el motor está en ralentí.

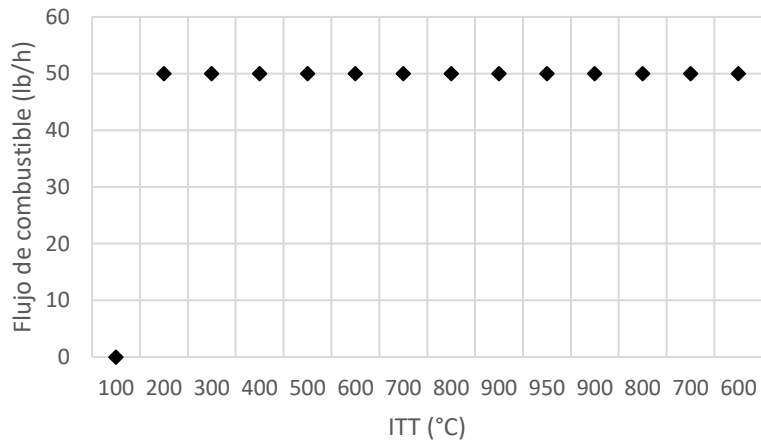


Figura 5.26: Flujo de combustible a diferentes temperaturas intermedia de turbina

En la **Figura 5.27**, se observa también una presión constante de combustible de 26 psi.

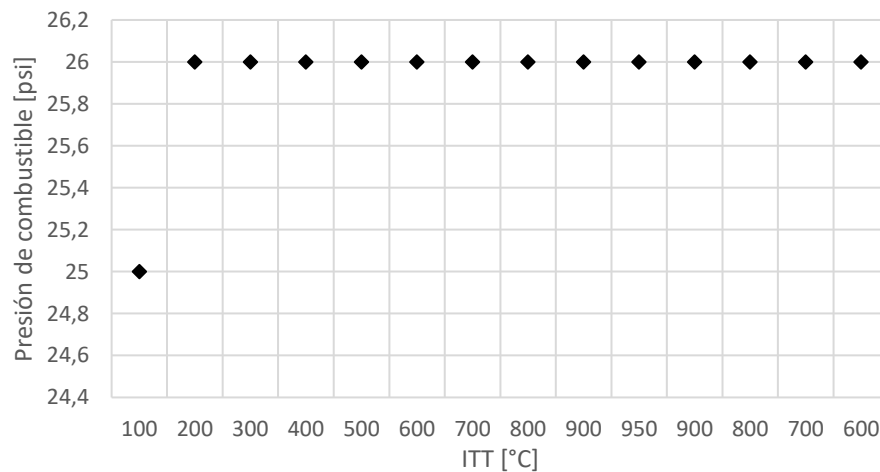


Figura 5.27: Presión de combustible a diferentes temperaturas intermedia de turbina

En la **Figura 5.28**, se observa que la presión de aceite va aumentando hasta que se estabiliza en cerca de 80 psi

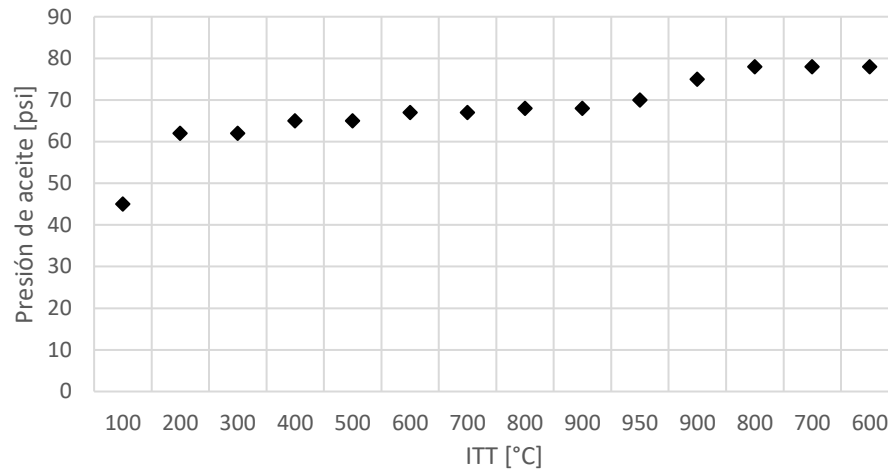


Figura 5.28: Presión de aceite a diferentes temperaturas intermedia de turbina

En la **Figura 5.29**, se observa que la temperatura del aceite se mantiene constante en casi 40 °C.

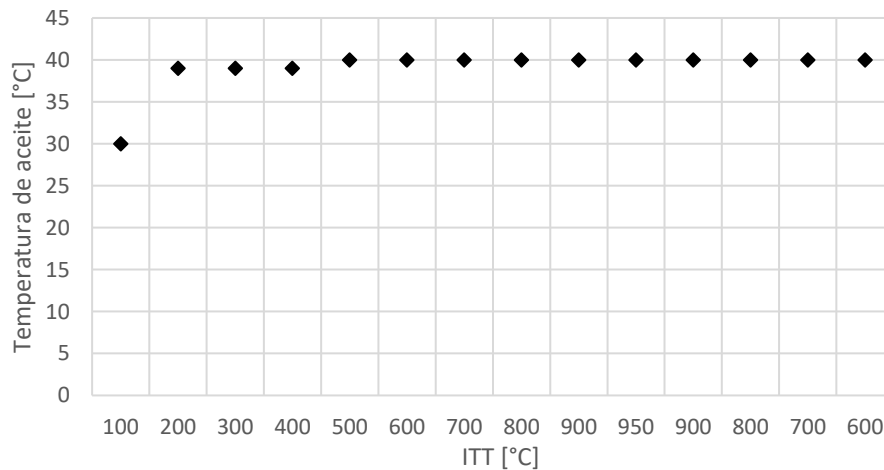


Figura 5.29: Temperatura de aceite a diferentes temperaturas intermedia de turbina

5.2.4 Comparación datos iniciales con datos variados

Se hace la comparación de la eficiencia global inicial con la eficiencia global encontrada al variar los parámetros y eficiencias del motor. Los datos son tomados de la **sección 5.2.2.6** y, redirigiéndose al **Apéndice C**, donde se tomarán los valores máximos de variación de cada parámetro y eficiencias para tener un valor de comparación; teniendo en cuenta que, para las eficiencias es 1, debido a que es el valor ideal de una eficiencia, y para los demás parámetros se toma el máximo de los límites de cada

gráfica, ya que se observan comportamientos casi lineales justo entre el valor inicial y el máximo variado, lo que quiere decir, que la eficiencia global tenderá a seguir aumentando, disminuyendo o permanecer igual, después de ese máximo escogido, según corresponda.

5.2.4.1 Parámetros iniciales del motor

En la **Tabla 5.5**, se hace la comparación de la eficiencia global inicial de los parámetros tales como flujo másico de aire, relación de compresión, temperatura máxima, caída de presión en la cámara de combustión del motor y el poder calorífico del combustible con la eficiencia global obtenida al variar sus valores iniciales.

Parámetro	Valor inicial	Eficiencia global inicial	Valor variado	Eficiencia global	Aumento de eficiencia global	Porcentaje de aumento
\dot{m}_a [lbs/s]	6,86	0,240567236	20,1	0,240567236	0	0%
π_c	9	0,240567236	20	0,282502866	0,04193563	17,432%
T_{max} [°C]	1000	0,240567236	2000	0,277566871	0,036999635	15,38%
ΔP_b [PSIA]	4,4	0,240567236	10	0,220934633	-0,019632603	-8,161%
QHV [KJ/Kg]	42800	0,240567236	50000	0,240316071	-0,000251165	-0,104%

Tabla 5.5: Comparación de los valores de parámetros iniciales con los variados

5.2.4.2 Eficiencias iniciales

En la **Tabla 5.6**, se hace la comparación de la eficiencia global inicial para las eficiencias iniciales, con el valor de la eficiencia global al variarlas por separado.

Eficiencia	Valor inicial	Eficiencia global	Valor variado	Eficiencia global	Aumento en la eficiencia global	Porcentaje de aumento
η_d	0,95	0,240567236	1	0,243109671	0,002542435	1,057%
η_c	0,87	0,240567236	1	0,25704161	0,016474374	6,848%
η_{mc}	0,98	0,240567236	1	0,244373461	0,003806225	1,582%
η_b	0,98	0,240567236	1	0,245441181	0,004873945	2,026%
η_t	0,9	0,240567236	1	0,245441181	0,004873945	2,026%
η_{mt}	0,98	0,240567236	1	0,244373461	0,003806225	1,582%
η_{ft}	0,9	0,240567236	1	0,273669449	0,033102213	13,760%
η_{mft}	0,98	0,240567236	1	0,246696517	0,006129281	2,548%
η_n	0,9	0,240567236	1	0,237213278	-0,003353958	-1,394%
η_g	0,98	0,240567236	1	0,246696517	0,006129281	2,548%
η_{pr}	0,8	0,240567236	1	0,314292575	0,073725339	30,646%

Tabla 5.6: Comparación del valor de las eficiencias iniciales con las variadas

5.2.4.3 Pérdidas y ganancias

Por último, en la **Tabla 5.7**, se obtienen los resultados finales de aumentos y pérdidas de eficiencia global de acuerdo al parámetro variado. Donde se evidencian los parámetros que se tienen que modificar para aumentar la eficiencia global del motor.

Parámetro	Valor variado	Eficiencia global	
		Porcentaje de aumento	Comportamiento
\dot{m}_a [lbs/s]	20,1	0%	Igual
π_c	20	17,4%	Aumenta
T_{max} [°C]	2000	15,4%	Aumenta
ΔP_b [PSIA]	10	-8,2%	Disminuye
QHV [KJ/Kg]	50000	-0,1%	Disminuye
η_d	1	1,1%	Aumenta
η_c	1	6,8%	Aumenta
η_{mc}	1	1,6%	Aumenta
η_b	1	2%	Aumenta
η_t	1	2%	Aumenta
η_{mt}	1	1,6%	Aumenta
η_{ft}	1	13,8%	Aumenta
η_{mft}	1	2,5%	Aumenta
η_n	1	-1,4%	Disminuye
η_g	1	2,5%	Aumenta
η_{pr}	1	30,6%	Aumenta

Tabla 5.7: Aumento y pérdida de eficiencia global de acuerdo al parámetro variado



Página dejada en blanco intencionalmente

LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

6 Conclusiones y Recomendaciones

6.1 Conclusiones

- Luego de realizar el análisis gasodinámico del motor, se obtuvo un consumo de combustible de 0,636 lb/(hp h) y una potencia de 850 hp.
- Al obtener las curvas de desempeño del motor de la Universidad Los Libertadores, se encontró que, la temperatura intermedia de turbina alcanza un máximo de 900 °C.
- La eficiencia global del motor es de 0,24 a una altura de 10 km y una velocidad de 0,72 Mach.
- Por medio de la variación de parámetros se encontró que para aumentar la eficiencia global del motor se necesita una relación de compresión mayor a 9. Además, se necesita que la temperatura en la cámara de combustión aumente, es decir que sea mayor a 1000°C y que la caída de presión (4,4 psi) en esta disminuya.
- Por parte de las eficiencias, contribuyen con el aumento de la eficiencia global, principalmente, la eficiencia de la hélice, seguido de la eficiencia de la turbina libre de potencia; si estas son aumentadas, son las que más contribuyen al aumento de la eficiencia global.

6.2 Recomendaciones

- Se recomienda, que, a partir de este proyecto, investigar cómo se afecta la eficiencia global al usar diferentes tipos de combustible con menor poder calorífico al usado.
- Se recomienda, hacer un análisis de viabilidad al hacer un rediseño de la sección de compresión del motor para aumentar la relación de compresión, pues se pueden colocar mas etapas de compresión, pero afectaría el peso y, por ende, el rendimiento.
- Se recomienda, realizar un análisis de rediseño en la cámara de combustión para que no se caiga la presión allí.
- Se recomienda, hacer un rediseño de la hélice para mejorar su eficiencia.
- Se recomienda, hacer un rediseño de la turbina libre de potencia, para mejorar su eficiencia

Página dejada en blanco intencionalmente



LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Bibliografía

- Anderson Jr., J. D. (2011). *Fundamentals of Aerodynamics*. New York: McGraw-Hill.
- Ankit Rohatgi. (s.f.). *WebPlotDigitizer*. Obtenido de WebPlotDigitizer: <https://apps.automeris.io/wpd/>
- El-Sayed, A. F. (2008). *Aircraft Propulsion and Gas Turbine Engines*. New York: CRC Press.
- El-Sayed, A. F. (2017). *Aircraft Propulsion and Gas Turbine Engines* (Segunda ed.). CRC Press.
- Farokhi, S. (2009). *Aircraft Propulsion*. Nueva Jersey: John Wiley & Sons.
- Mattingly, J. D. (2005). *Elements of Gas Turbine Propulsion*. New York: McGraw Hill Education.
- Microsoft Corporation. (2020). Paint.
- Pratt & Whitney Canada. (2007). *PT6A-60 series training manual*. Quebec: Pratt & Whitney Canada.
- Pratt & Whitney. (s.f.). *PWC*. Recuperado el 12 de septiembre de 2020, de PWC: <https://www.pwc.ca/en/products-and-services/products/general-aviation-engines/pt6a>
- REPSOL YPF. (s.f.). *Ficha de datos de seguridad JET A1*. Buenos Aires.
- Wild, T. W. (2018). *Aircraft Powerplants*. New York: McGraw-Hill Education.



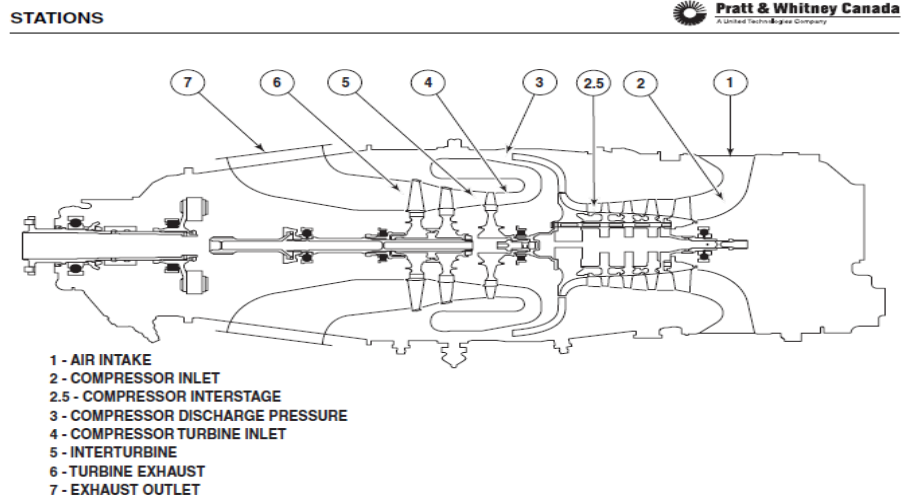
Página dejada en blanco intencionalmente

LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

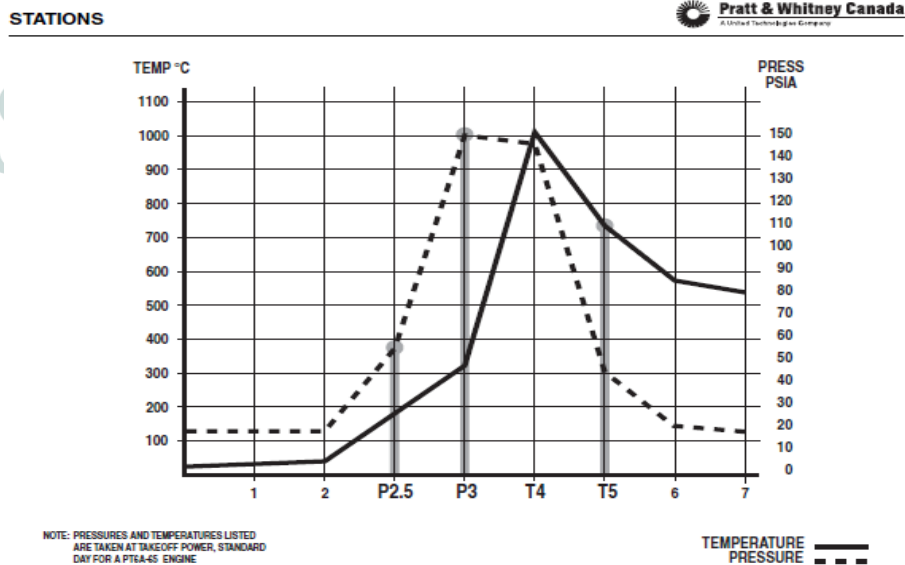
Apéndices

Apéndice A

Gráfica de temperaturas y presiones en cada etapa del motor (Pratt & Whitney Canada, 2007, pág. ENGINE OVERVIEW 1.14 y 1.15)



PT6A-60 SERIES TRAINING USE ONLY ENGINE OVERVIEW 1.14
P&WC Proprietary - Disclosure and use subject to the restrictions on page 2 of preface



PT6A-60 SERIES TRAINING USE ONLY ENGINE OVERVIEW 1.15
P&WC Proprietary - Disclosure and use subject to the restrictions on page 2 of preface

Apéndice B

Resultados obtenidos para las gráficas de rendimiento

M	f	Δh [J/kg]	α optimo	Ppr [KW]	Pj [KW]	Tpr [KN]	Tj [KN]	Tj/Tpr	ESHP	ESFC [Kg/hps]	ηp	ηth	ηo
1	0,02291744	428019,334	0,80275742	755,798822	92,4412926	2,52345628	0,3086424	0,12230939	1168,50585	6,05187E-05	1	0,247778217	0,24777822
0,98	0,02300533	425486,108	0,8094404	757,645541	88,8112661	2,58124703	0,30257397	0,11722007	1164,89718	6,0939E-05	1	0,247434693	0,24743469
0,96	0,02309144	422943,033	0,81603947	759,320992	85,252122	2,64085008	0,29649921	0,11227415	1161,17765	6,1363E-05	1	0,247057059	0,24705706
0,94	0,02317578	420392,453	0,82255455	760,830281	81,7640105	2,70239923	0,29041825	0,10746682	1157,35438	6,17906E-05	1	0,246647263	0,24664726
0,92	0,02325835	417836,762	0,82898544	762,178623	78,3470785	2,76604034	0,28433122	0,10279359	1153,43459	6,22215E-05	1	0,246207248	0,24620725
0,9	0,02333914	415278,397	0,8353318	763,371341	75,00147	2,83193262	0,27823825	0,09825031	1149,42567	6,26554E-05	1	0,245738945	0,24573894
0,88	0,02341815	412719,844	0,84159311	764,413861	71,7273258	2,90025013	0,27213947	0,0938331	1145,33514	6,3092E-05	1	0,245244283	0,24524428
0,86	0,02349539	410163,632	0,84776875	765,311709	68,5247835	2,97118354	0,26603501	0,0895384	1141,17062	6,35311E-05	1	0,244725181	0,24472518
0,84	0,02357085	407612,331	0,8538579	766,070506	65,3939778	3,04494204	0,25992499	0,08536287	1136,93988	6,39723E-05	1	0,244183556	0,24418356
0,82	0,02364454	405068,552	0,85985963	766,695965	62,3350402	3,1217556	0,25380955	0,08130347	1132,65082	6,44153E-05	1	0,243621315	0,24362132
0,8	0,02371645	402534,943	0,86577282	767,193884	59,3480991	3,20187755	0,24768882	0,07735737	1128,3114	6,48597E-05	1	0,243040362	0,24304036
0,78	0,02378659	400014,186	0,8715962	767,57014	56,4332799	3,28558754	0,24156292	0,07352198	1123,92974	6,53051E-05	1	0,242442592	0,24244259
0,76	0,02385495	397508,999	0,87732833	767,830685	53,5907047	3,37319498	0,23543198	0,06979495	1119,51401	6,57511E-05	1	0,241829894	0,24182989
0,74	0,02392153	395022,123	0,88296761	767,981537	50,8204928	3,46504304	0,22929613	0,06617411	1115,07249	6,61973E-05	1	0,241204151	0,24120415
0,72	0,02398634	392556,33	0,88851227	768,028775	48,1227601	3,56151329	0,22315551	0,0626575	1110,61352	6,66431E-05	1	0,240567236	0,24056724
0,7	0,02404937	390114,412	0,89396038	767,978528	45,4976196	3,66303115	0,21701023	0,05924335	1106,14551	6,70882E-05	1	0,239921013	0,23992101
0,68	0,02411063	387699,18	0,89930984	767,83697	42,9451812	3,77007231	0,21086044	0,05593008	1101,67692	6,75319E-05	1	0,239267337	0,23926734
0,66	0,02417011	385313,459	0,90455839	767,610308	40,4655517	3,88317029	0,20470625	0,05271627	1097,21626	6,79737E-05	1	0,238608048	0,23860805
0,64	0,02422782	382960,086	0,90970359	767,304775	38,0588346	4,00292544	0,1985478	0,04960067	1092,77205	6,84131E-05	1	0,237944978	0,23794498
0,62	0,02428375	380641,901	0,91474284	766,926618	35,7251306	4,13001563	0,19238522	0,0465822	1088,35285	6,88494E-05	1	0,237279939	0,23727994
0,6	0,02433791	378361,748	0,91967341	766,48209	33,4645372	4,26520917	0,18621864	0,04365991	1083,9672	6,92822E-05	1	0,23661473	0,23661473
0,58	0,02439029	376122,465	0,92449238	765,977436	31,2771486	4,40938029	0,18004818	0,04083299	1079,62364	6,97106E-05	1	0,235951131	0,23595113
0,56	0,02444089	373926,882	0,92919671	765,418883	29,1630564	4,56352799	0,17387398	0,03810078	1075,33067	7,01341E-05	1	0,2352909	0,2352909
0,54	0,02448972	371777,814	0,93378321	764,812628	27,1223485	4,7287991	0,16769616	0,03546274	1071,09675	7,0552E-05	1	0,234635776	0,23463578
0,52	0,02453677	369678,056	0,93824856	764,164826	25,1551101	4,90651661	0,16151485	0,03291843	1066,93027	7,09636E-05	1	0,233987469	0,23398747
0,5	0,02458205	367630,376	0,94258932	763,481575	23,2614233	5,09821481	0,15533018	0,03046756	1062,83955	7,13682E-05	1	0,233347663	0,23334766
0,48	0,02462555	365637,512	0,94680194	762,768905	21,4413668	5,30568322	0,14914229	0,02810991	1058,83281	7,1765E-05	1	0,232718014	0,23271801
0,46	0,02466728	363702,163	0,95088277	762,032765	19,6950167	5,53102202	0,1429513	0,02584537	1054,91815	7,21534E-05	1	0,232100143	0,23210014
0,44	0,02470723	361826,985	0,95482809	761,279007	18,0224455	5,77671246	0,13675733	0,0236739	1051,10355	7,25325E-05	1	0,231495637	0,23149564
0,42	0,0247454	360014,581	0,95863409	760,513371	16,4237229	6,04570758	0,13056053	0,02159557	1047,39681	7,29017E-05	1	0,230906044	0,23090604
0,4	0,0247818	358267,499	0,96229694	759,741475	14,8989154	6,34154995	0,12436101	0,01961051	1043,80558	7,32601E-05	1	0,230332872	0,23033287
0,38	0,02481643	356588,225	0,96581274	758,968797	13,4480865	6,68852677	0,11815891	0,01771889	1040,33732	7,36071E-05	1	0,229777583	0,22977758
0,36	0,02484927	354979,172	0,96917762	758,200664	12,0712964	7,03187648	0,11195435	0,01592098	1036,99927	7,39417E-05	1	0,229241595	0,2292416
0,34	0,02488035	353442,678	0,97238768	757,442234	10,7686026	7,4380685	0,10574747	0,01421706	1033,79844	7,42634E-05	1	0,228726273	0,22872627
0,32	0,02490964	351981	0,97543907	756,698482	9,54005904	7,89518767	0,0995384	0,01260748	1030,74159	7,45714E-05	1	0,228232932	0,22823293
0,3	0,02493717	350596,304	0,97832799	755,974189	8,38571686	8,41347264	0,09332726	0,0110926	1027,83523	7,48649E-05	1	0,227762828	0,22776283
0,28	0,02496291	349290,662	0,9810507	755,273928	7,30562402	9,00608487	0,08711418	0,00967281	1025,08556	7,51432E-05	1	0,227317161	0,22731716
0,26	0,02498688	348066,043	0,98360358	754,602046	6,29982539	9,69023265	0,0808993	0,00834854	1022,49849	7,54056E-05	1	0,226897066	0,22689707
0,24	0,02500908	346924,312	0,98598311	753,962655	5,36836273	10,4888571	0,07468273	0,0071202	1020,07961	7,56516E-05	1	0,226503618	0,22650362
0,22	0,0250295	345867,217	0,98818592	753,359618	4,51127474	11,4332376	0,06846461	0,00598821	1017,83415	7,58804E-05	1	0,22613782	0,22613782
0,2	0,02504814	344896,391	0,99020881	752,79654	3,72859701	12,5671614	0,06224508	0,00495299	1015,76701	7,60914E-05	1	0,225800607	0,22580061
0,18	0,02506501	344013,344	0,99204878	752,276749	3,02036201	13,9538711	0,05602425	0,00401496	1013,88272	7,62842E-05	1	0,225492844	0,22549284
0,16	0,0250801	343219,454	0,99370302	751,803294	2,38659916	15,6882252	0,04980226	0,0031745	1012,1854	7,64581E-05	1	0,225215318	0,22521532
0,14	0,02509342	342515,969	0,99516897	751,378929	1,82733475	17,9192798	0,04357924	0,00243197	1010,6788	7,66127E-05	1	0,224968739	0,22496874
0,12	0,02510496	341904,001	0,99644432	751,006108	1,342592	20,8954533	0,03735531	0,00178772	1009,36625	7,67477E-05	1	0,224753742	0,22475374
0,1	0,02511472	341384,52	0,99752702	750,686974	0,93239101	25,0638887	0,03113061	0,00124205	1008,25065	7,68625E-05	1	0,224570878	0,22457088
0,08	0,02512271	340958,352	0,99841532	750,423351	0,59674881	31,3188586	0,02490526	0,00079522	1007,33447	7,69568E-05	1	0,224420616	0,22442062
0,06	0,02512893	340626,179	0,99910775	750,216744	0,33567933	41,7469812	0,0186794	0,00044744	1006,61977	7,70305E-05	1	0,224303342	0,22430334
0,04	0,02513337	340388,53	0,99960317	750,068325	0,14919339	62,6080833	0,01245315	0,00019891	1006,10812	7,70833E-05	1	0,22421936	0,22421936
0,02	0,02513603	340245,789	0,99990075	749,978937	0,03729874	125,201244	0,00622664	4,9733E-05	1005,80067	7,71151E-05	1	0,224168883	0,22416888

Apéndice C

Valores de eficiencia global al variar los parámetros y eficiencias del motor

\dot{m}_a [lbs/s]	η_o	π_c	η_o	T_{max} [°C]	η_o	ΔP_b [PSIA]	η_o	QHV [KJ/Kg]	η_o
20,1	0,24056724	20	0,28250287	2000	0,27756687	10	0,220934633	50000	0,24031607
19,1	0,24056724	19	0,28086655	1900	0,27580732	9,5	0,222830223	49500	0,24033115
18,1	0,24056724	18	0,27897597	1800	0,27382962	9	0,224695379	49000	0,24034655
17,1	0,24056724	17	0,27679619	1700	0,27159063	8,5	0,226530969	48500	0,24036225
16,1	0,24056724	16	0,2742847	1600	0,26903504	8	0,228337827	48000	0,24037829
15,1	0,24056724	15	0,27138911	1500	0,26609082	7,5	0,230116754	47500	0,24039466
14,1	0,24056724	14	0,26804399	1400	0,26266232	7	0,231868517	47000	0,24041138
13,1	0,24056724	13	0,26416632	1300	0,25861983	6,5	0,233593854	46500	0,24042846
12,1	0,24056724	12	0,25964886	1200	0,25378294	6	0,235293476	46000	0,24044591
11,1	0,24056724	11	0,25435009	1100	0,24789325	5,5	0,236968064	45500	0,24046375
10,1	0,24056724	10	0,24807853	1000	0,24056724	5	0,238618274	45000	0,24048197
9,1	0,24056724	9	0,24056724	900	0,23121051	4,5	0,240244739	44500	0,24050061
8,1	0,24056724	8	0,23142991	800	0,21885082	4	0,241848067	44000	0,24051967
7,1	0,24056724	7	0,22008105	700	0,20178333	3,5	0,243428843	43500	0,24053917
6,1	0,24056724	6	0,20557803	600	0,17672766	3	0,244987634	43000	0,24055913
5,1	0,24056724	5	0,18627447	500	0,13648579	2,5	0,246524984	42500	0,24057955
4,1	0,24056724	4	0,15893835	400	0,06172445	2	0,248041417	42000	0,24060045
3,1	0,24056724	3	0,11594391	300	-0,12224618	1,5	0,249537442	41500	0,24062186
2,1	0,24056724	2	0,03190324	200	-1,20119833	1	0,251013548	41000	0,24064379
1,1	0,24056724	1	-0,36316423	100	1,58326565	0,5	0,252470207	40500	0,24066626
0,1	0,24056724			0	1,30043682	0	0,253907876	40000	0,2406893

x	d	c	b	t	ft	n	g	pr	mc	mt	mft
η_x						η_o					
1	0,24310967	0,25704161	0,24544118	0,25366401	0,27366945	0,23721328	0,24669652	0,31429258	0,24437346	0,24437346	0,24669652
0,95	0,24056724	0,25137517	0,23325631	0,24753658	0,25719778	0,23889026	0,23132565	0,29609955	0,23455115	0,23455115	0,23132565
0,9	0,23799695	0,24490692	0,22107144	0,24056724	0,24056724	0,24056724	0,2157818	0,2777653	0,22361298	0,22361298	0,2157818
0,85	0,23539827	0,23745389	0,20888654	0,23256967	0,22374979	0,24224422	0,20003442	0,25926491	0,21135615	0,21135615	0,20003442
0,8	0,23277065	0,22877286	0,19670163	0,22329821	0,20671038	0,24392119	0,18404535	0,24056724	0,19752515	0,19752515	0,18404535
0,75	0,2301135	0,21853344	0,18451669	0,21242214	0,18940464	0,24559817	0,16776627	0,22163281	0,18179318	0,18179318	0,16776627
0,7	0,22742625	0,20627519	0,17233173	0,19948544	0,17177547	0,24727515	0,15113503	0,2024109	0,16373505	0,16373505	0,15113503
0,65	0,22470829	0,19133679	0,16014674	0,18384121	0,15374825	0,24895213	0,13407035	0,18283516	0,14278647	0,14278647	0,13407035
0,6	0,22195899	0,1727332	0,1479617	0,1645401	0,13522347	0,25062911	0,11646387	0,16281715	0,11818059	0,11818059	0,11646387
0,55	0,2191777	0,14893049	0,13577662	0,14013021	0,11606543	0,25230609	0,09816784	0,14223623	0,08884509	0,08884509	0,09816784
0,5	0,21636376	0,11740284	0,12359146	0,10827382	0,09608413	0,25398307	0,07897539	0,12092354	0,053226	0,053226	0,07897539
0,45	0,21351649	0,07367955	0,11140622	0,06495017	0,07500519	0,25566005	0,05858772	0,09863515	0,00896436	0,00896436	0,05858772
0,4	0,21063517	0,00903846	0,09922084	0,00260849	0,05241695	0,25733703	0,0365566	0,07500519	-0,04775829	-0,04775829	0,0365566
0,35	0,20771908	-0,09607317	0,08703529	-0,09479537	0,02767261	0,25901401	0,01217771	0,04945867	-0,12375468	-0,12375468	0,01217771
0,3	0,20476746	-0,29608883	0,07484947	-0,26841322	-0,00030591	0,26069098	-0,01572284	0,02103733	-0,23343312	-0,23343312	-0,01572284
0,25	0,20177952	-0,81624745	0,0626632	-0,66518129	-0,03345911	0,26236796	-0,04925803	-0,01198372	-0,42105188	-0,42105188	-0,04925803
0,2	0,19875446	-4,50473479	0,05047616	-2,48901197	-0,075668	0,26404494	-0,09265386	-0,05305427	-1,25623353	-1,25623353	-0,09265386
0,15	0,19569145	-	0,03828752	-	-0,13598826	0,26572192	-0,15577097	-0,11022382	-	-	-0,15577097
0,1	0,19258963	-	0,02609473	-	-0,24158695	0,2673989	-0,26819125	-0,20764087	-	-	-0,26819125
0,05	0,18944809	-	0,01388368	-	-0,52829937	0,26907588	-0,57782427	-0,4660479	-	-	-0,57782427
0	0,18626591	-	0,00210696	-	-	0,27075286	-	-	-	-	-

* Las casillas con (-), quiere decir que, a esos valores de eficiencia, la eficiencia global se indetermina