

PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ
FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA



PONTIFICIA
UNIVERSIDAD
CATÓLICA
DEL PERÚ

**MODELADO Y SIMULACIÓN DE UN MOTOR TURBO-JET DE
300N DE EMPUJE PARA USO AERONÁUTICO**

Tesis para optar el Título de **Ingeniero Mecatrónico**, que presenta el bachiller:

Diego Alonso Guillén Rosapérez

ASESOR: Dr. Julio César Cuisano Egúsquiza

Lima, mayo de 2017

RESUMEN

El presente trabajo consiste en el modelado y simulación de un motor turbo-jet capaz de producir 300N de empuje para uso aeronáutico. Se inició estudiando los principios de funcionamiento de dichos motores y se levantó información sobre la tecnología y ciencia actual relacionada al tema propuesto. En dicha búsqueda se identificó una falta de bibliografía local a nivel de pregrado. Ante esto y con miras a fomentar los estudios relacionados con la industria aeronáutica en el país, en el presente estudio se desarrolla el modelado y simulación de un motor turbo-jet de 300N para uso aeronáutico con componentes existentes en el mercado.

Si bien este tipo de motor no es nuevo, fueron analizados cada uno de los componentes del motor turbo-jet, interrelacionando sus parámetros termodinámicos, a fin de obtener un modelo global que describa el comportamiento del motor. Además, el modelo fue implementado en Matlab y evaluado en sus límites operacionales. Los resultados de esta simulación presentan la sensibilidad de los parámetros de desempeño del motor (empuje, potencia y eficiencia) ante variaciones de la velocidad de ingreso de aire en la boquilla de admisión y la temperatura de los gases de combustión a la entrada de la turbina, considerando una altitud de 1000 m.s.n.m. Los resultados confirman que es factible obtener un empuje de 300N bajo las condiciones evaluadas.

Posteriormente, se evaluó un análisis transitorio del funcionamiento del motor utilizando la herramienta Simulink. En dicho análisis, se estudió el comportamiento desde que el motor parte del reposo hasta que alcanzó un número Mach de 0,3 a 100 m.s.n.m. Esta simulación confirmó la capacidad del motor de llegar a dichas condiciones de operación; además, se identificó la necesidad de un sistema de arranque para la puesta en marcha del motor.

En el capítulo 1, se aborda los fundamentos sobre el principio de funcionamiento, las bases termodinámicas y los sensores a emplear. En capítulo 2, se presenta el estado del arte actual. Posteriormente, en el capítulo 3, se realiza el modelo termodinámico del motor de interés, y se propone un cálculo ejemplo. Finalmente, en el capítulo 5, se presenta el comportamiento de los parámetros termodinámicos del motor turbo-jet.

TEMÁ DE TESIS PARA OPTAR
EL TÍTULO DE INGENIERO MECATRÓNICO

Título : Modelado y simulación de un motor turbo-jet de 300N de empuje para uso aeronáutico
Asesor : Dr. Julio César Cuisano Egúsqüiza
Alumno : Diego Alonso Guillén Rosapérez
Código : 20095104
Tema N° : # 149
Fecha : 30/06/16



Descripción y Objetivos

Durante los últimos años, la industria aeronáutica en el país ha adquirido un rebrote significativo. Actualmente, aviones como el KT-1P y el Antarqui CH200 son construidos parcialmente o ensamblados en los hangares del Servicio de Mantenimiento de la Fuerza Aérea del Perú- SEMAN. Sin embargo, el desarrollo de investigación en el sector aeronáutico orientado a aviones de gran envergadura es aún casi nula. Por esta razón, en el presente estudio se sientan las bases sobre el funcionamiento de un motor turbo-jet de 300N de empuje para uso aeronáutico. Con esto se pretende fomentar el desarrollo de nuevos estudios que permitan contribuir al sector aeronáutico nacional. Los objetivos específicos son listados a continuación.

- Levantar información de los últimos 10 años sobre la tecnología y ciencia actual relacionada al tema propuesto.
- Estudiar los principios de funcionamiento de los motores a reacción y, en especial, los motores turbo-jet.
- Especificar los requerimientos técnicos para el motor de interés.
- Realizar los cálculos termodinámicos requeridos para cada uno de los componentes del motor de interés.
- Modelar en Matlab los parámetros termodinámicos del motor turbo-jet de estudio.
- Simular el comportamiento de los parámetros que describen al motor turbo-jet de análisis, desde que parte del reposo hasta que alcanza su velocidad de operación.



CONTENIDO

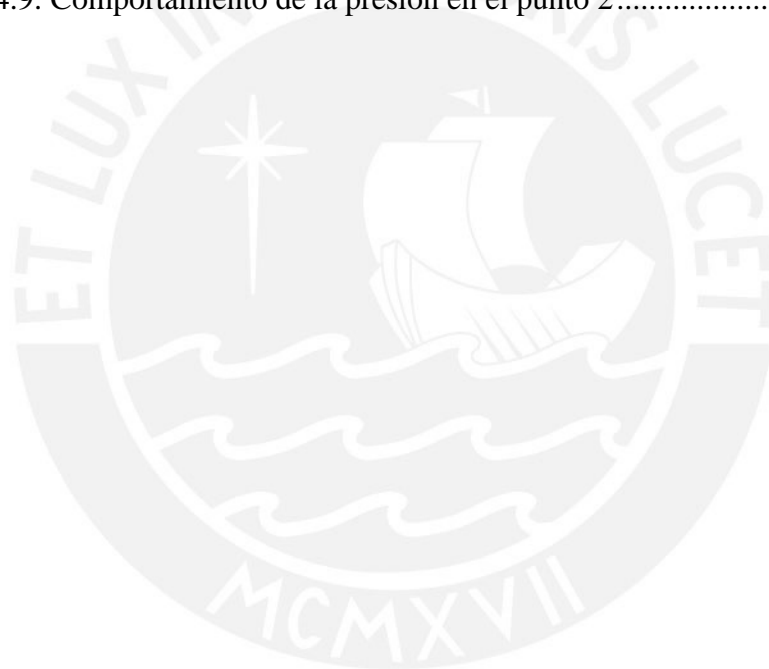
RESUMEN.....	i
CONTENIDO	iii
LISTA DE FIGURAS	v
LISTA DE TABLAS	vii
LISTA DE SÍMBOLOS	viii
INTRODUCCIÓN	1
Definición del problema.....	1
Objetivo general	4
Hipótesis.....	5
Alcances del proyecto	5
Metodología.....	6
Cronograma	7
CONCEPTOS TEÓRICOS PREVIOS	8
1.1 Conceptos generales de un motor turbo-jet.....	8
1.2 Ciclo Joule-Brayton.....	9
1.3 Conceptos de termodinámica	11
1.3.1 Teoría de los gases ideales	11
1.3.2 Sistema abierto	12
1.3.3 Conservación de la masa.....	13
1.3.4 Primera ley	13
1.3.5 Segunda ley	14
1.3.6 Teoría del estancamiento.....	15
1.3.7 Velocidad del sonido.....	16
1.3.8 Fluido subsónico e incompresible.....	17
1.3.9 Fluido subsónico compresible.....	18
1.3.10 Trabajo en el compresor y turbina	19
1.4 Proceso de combustión	20
1.5 Turbo-sobrealimentadores automovilísticos	21
1.5.1 Compresor	21
1.5.2 Turbina	22
1.6 Sensores.....	22
1.6.1 Sensor de temperatura	22
1.6.2 Sensor de presión	23

ESTADO DEL ARTE.....	24
2.1 Estado del arte	24
MODELO TERMODINÁMICO	31
3.1 Metodología termodinámica.....	31
3.2 Cálculo ejemplo.....	32
3.2.1 Velocidad del ingreso de aire.....	34
3.2.2 Presión absoluta medida.....	35
3.2.3 Boquilla de admisión	35
3.2.4 Compresor	36
3.2.5 Cámara de combustión.....	38
3.2.6 Transmisión mecánica.....	40
3.2.7 Turbina	41
3.2.8 Temperatura y presión crítica.....	41
3.2.9 Condición de estrangulamiento.....	42
3.2.10 Tobera	42
3.2.11 Empuje específico, empuje	43
3.2.12 Potencia útil, entregada y eficiencia.....	43
3.3 Análisis en Matlab	44
3.3.1 Resultados	44
3.3.2 Conclusiones	51
SIMULACIÓN DEL MOTOR	52
4.1 Funciones de transferencia	53
4.1.1 Sensor de pitot.....	53
4.1.2 Boquilla de admisión	54
4.1.3 Compresor	55
4.2 Simulación del motor turbo-jet.....	59
4.2.1 Presión.....	59
4.2.2 Temperatura	62
4.2.3 Empuje	66
4.2.4 Velocidad	66
4.3 Conclusiones	67
BIBLIOGRAFÍA	68

LISTA DE FIGURAS

Figura 1.1: Diagrama del motor turbo-jet	9
Figura 1.2: Diagrama T-s del ciclo ideal Joule-Brayton	10
Figura 1.3: Diagrama p-V del ciclo ideal Joule-Brayton	11
Figura 1.4: Tipos de sistemas termodinámicos	12
Figura 1.5: Estados de estancamiento	16
Figura 1.6: Esquema de un tubo de pitot	23
Figura 1.7: Esquema de una trampa de presión	23
Figura 2.1: Comparación del empuje alcanzado por motores turbo-jets axiales y centrífugos durante el periodo de 1940 a 1951	25
Figura 2.2: Temperatura en el ingreso de la turbina en ciclo abierto para los tres sistemas de control propuesto.....	28
Figura 2.3: Gráfico comparativo de la eficiencia en una turbina de gas operando en un ciclo abierto para los tres sistemas de control propuesto	29
Figura 3.1: Desempeño máximo del motor a reacción utilizado	32
Figura 3.10: Presión crítica (rojo) contra presión en la salida de la tobera (verde) – vista 1	49
Figura 3.11: Presión crítica (rojo) contra presión en la salida de la tobera (verde) – vista 2	49
Figura 3.12: Potencia útil, potencia suministrada y eficiencia	51
Figura 3.2: Esquema del modelo propuesto para el motor turbo-jet.....	33
Figura 3.3: Mapa del turbocompresor TURBONECTICS seleccionado	37
Figura 3.5: Presión y temperatura en el punto 1	45
Figura 3.6: Presión y temperatura en el punto 2	46
Figura 3.7: Presión en el punto 3	47
Figura 3.8: Presión y temperatura en el punto 4	47
Figura 3.9: Presión y temperatura en el punto 5	48
Figura 4.1: Curva característica identificada del compresor.....	55
Figura 4.10: Comportamiento de la presión en el punto 3.....	61
Figura 4.11: Comportamiento de la presión en el punto 4.....	62
Figura 4.12: Comportamiento de la temperatura en el punto 1.....	63
Figura 4.13: Comportamiento de la temperatura en el punto 2.....	63
Figura 4.14: Comportamiento de la temperatura en el punto 3.....	64

Figura 4.15: Comportamiento de la temperatura en el punto 4.....	65
Figura 4.16: Comportamiento de la temperatura en el punto 5.....	65
Figura 4.17: Comportamiento del empuje en el tiempo.....	66
Figura 4.18: Comportamiento de la velocidad en el tiempo	67
Figura 4.2: Aproximaciones de las funciones de transferencia.....	56
Figura 4.3: Respuesta transitoria de la alternativa 1 ante una entrada tipo escalón...	57
Figura 4.4: Respuesta transitoria de la alternativa 6 ante una entrada tipo escalón...	57
Figura 4.5: Ubicación de polos y ceros de la alternativa 1	58
Figura 4.6: Ubicación de polos y ceros de la alternativa 6	58
Figura 4.7: Comportamiento de la presión en el punto 1	59
Figura 4.8: Relación de presiones en la entrada y salida del compresor.....	60
Figura 4.9: Comportamiento de la presión en el punto 2.....	61



LISTA DE TABLAS

Tabla 1.1: Listado de procesos del ciclo Joule-Brayton	10
Tabla 1.2: Comportamiento del fluido	17
Tabla 2.1: Relaciones de escalamiento geométrico de turbinas a gas propuesto por GE.....	26
Tabla 2.2: Características técnicas del motor turbo-jet Jetcat.....	28
Tabla 3.1: Valores iniciales.....	33
Tabla 3.2: Calores específicos.....	39
Tabla 3.3: Resultados obtenidos	44
Tabla 4.1: Lista de posibles funciones de transferencia.....	56



LISTA DE SÍMBOLOS

P :	Presión
P_0 :	Presión de estancamiento
v :	Volumen específico
R :	Constante particular de los gases
T :	Temperatura
T_0 :	Temperatura de estancamiento
γ :	Relación de calores específicos
c_p :	Calor específico a presión constante
c_v :	Calor específico a volumen constante
h :	Entalpía
\dot{m} :	Flujo de masa
U :	Energía interna
Q :	Calor
W :	Trabajo
C :	Velocidad del fluido
g :	Constante gravitacional
z :	Altura relativa al fluido
s :	Entropía
a :	Velocidad del sonido
M :	Número Mach
ρ :	Densidad del fluido
η :	Eficiencia
\emptyset :	Diámetro
F :	Empuje
P_u :	Potencia útil
P_g :	Potencia entregada

INTRODUCCIÓN

Definición del problema

A finales del siglo XIX e inicios del siglo XX, el anhelo del hombre de surcar el firmamento se tornaba cada vez más una realidad. Dicha ilusión no era ajena a ésta tierra del solemne cóndor, en la que dos principales personajes marcaron la historia de la aeronáutica peruana: el peruano, pionero de la era espacial, Pedro Paulet y el empresario de la línea insignia peruana Elmer Faucett. Mientras que el primero dedicó su talento al diseño y desarrollo de cohetes, motivado por “El Viaje de la Tierra a la Luna” (Jules Verne) [1]; el segundo encontró un nicho de mercado en la construcción de aviones “Stinson” en suelo peruano y, consecuentemente, la operación de la línea aérea que llevó su nombre. Ambos tuvieron sus propios méritos y contribuciones en ésta rama siendo reconocidos por éstos. Sin embargo, a finales del siglo XX, la aerolínea peruana más recordada cerró sus puertas para siempre, dejando en el olvido sus aviones naranjas y con ello alejando los proyectos aeroespaciales de los científicos y estudiantes locales.

Según el Banco Mundial, durante la última década, el Perú resaltó como una de las economías de mayor crecimiento en América Latina y el Caribe con un crecimiento del PBI de 6,1% anual promedio y una tasa de inflación baja de 2,9% anual [2]. Esto ha sido gracias a la las reformas económicas, continuidad y estabilidad política y el buen manejo financiero de los últimos años [3]. No obstante, a pesar de que el PBI per cápita del año 2014 equivale a US\$ 6360, monto que lo ubica dentro de los países en una etapa madura de industrialización, el bajo esfuerzo en Innovación y

Desarrollo Tecnológico (I+D) posiciona al país en el grupo de países poco industrializados.

Habiendo notado este hecho, el Ministerio de Economía y Finanzas (MEF), dentro de su Política de Inversión Pública en Ciencia, Tecnología e Innovación 2013 - 2020, reconoce que la tasa de crecimiento económico a mediano y largo plazo depende de la inversión pública y privada en Ciencia, Tecnología e Innovación [4]. Igualmente, reconoce que la estructura productiva del país está principalmente conformada por micro y pequeñas empresas, con severas deficiencias en productividad; y es por ello que coloca la adopción y uso de conocimientos y tecnologías ya disponibles en el mercado como primera prioridad dentro de la enunciada política, seguido por la transferencia y difusión del saber y finalmente la generación de la sabiduría.

Por otra parte, los más de cincuenta años de exploración espacial han contribuido sustancialmente al desarrollo de la ciencia y tecnología en la Tierra. Según las Naciones Unidas - Oficina de Asuntos del Espacio Ultraterrestre (UN-OOSA), gracias a dichas investigaciones, en la actualidad se usan diariamente satélites de comunicaciones, climáticos y de posicionamiento global; se han desarrollado técnicas de procesamiento de imágenes; y son una fuerte fuente de motivación para niños y jóvenes que anhelan estudiar carreras relacionadas a la ingeniería o ciencia [5]. A pesar que el Perú desarrolla tecnología espacial a pequeña escala en instituciones públicas y privadas, la Comisión Nacional de Investigación y Desarrollo Aeroespacial (CONIDA), institución encargada de promover, investigar, desarrollar y difundir la ciencia y tecnología espacial en beneficio de los intereses nacionales, no ha mostrado mayor desarrollo tecnológico en el diseño de motores turbo-jet.

Aparte de la CONIDA, la Fuerza Aérea del Perú (FAP) posee la obligación de desarrollar tecnología aeroespacial. Ellos, bajo su Servicio de Mantenimiento - SEMAN Perú - realizan actualmente proyectos de investigación y desarrollo aeronáutico. Dos tipos de aviones son parcialmente fabricados y ensamblado en sus hangares: el KT-1P y el Antarqui CH200. El primero es una coproducción con la empresa “Korean Aerospace Industries” y el segundo consiste en el ensamble de aviones Alarus CH2000 [6]. Si bien lo previamente descrito muestra un progreso en

el desarrollo de la industria aeronáutica [7], el desarrollo de ninguno de los dos aviones arriba descritos implica el uso de motores turbo-jet ni la investigación en dicha área.

Entrando en el sector académico, actualmente en el país, a nivel de pregrado, existen dos universidades que imparten la carrera de ingeniería aeronáutica, tal como se presenta en las referencias [8] y [9]. Cabe mencionar que ambas carreras son relativamente nuevas en el país y aún no han mostrado mayor desarrollo en investigación de motores a reacción. Esto es un indicador significativo que prueba que en el país el interés aeronáutico se encuentra aún presente.

Finalmente, en los últimos años, en el Perú han surgido numerables asociaciones de aficionados al aeromodelismo. Entre ellas, una se distingue: la Asociación Nacional de Aeromodelismo del Perú – ANAP. Ella celebra ya 35 años desde su fundación y es miembro oficial de la Federación Peruana Aerodeportiva - FEPEA. Si bien, tal como se reporta en la referencia [10], no hay ningún campeonato oficial de este deporte en el país, varios miembros han participado en torneos internacionales. Lo antes mencionado refleja el progresivo interés de los aficionados peruanos en la aeronáutica de aeromodelismo.

Ante la problemática peruana que la investigación local en motores aeronáuticos tipo turbo-jet es inexistente y con miras en contribuir al desarrollo de la industria aeroespacial, este documento se enfoca en el modelado y simulación de un componente primordial de dichas aeronaves: el motor turbo-jet. Con ello se pretende fomentar el desarrollo de nuevos estudios que permitan contribuir con el sector aeronáutico nacional.

Objetivo general

Desarrollar el modelado y simulación de un motor turbo-jet para uso aeronáutico.

Objetivos específicos

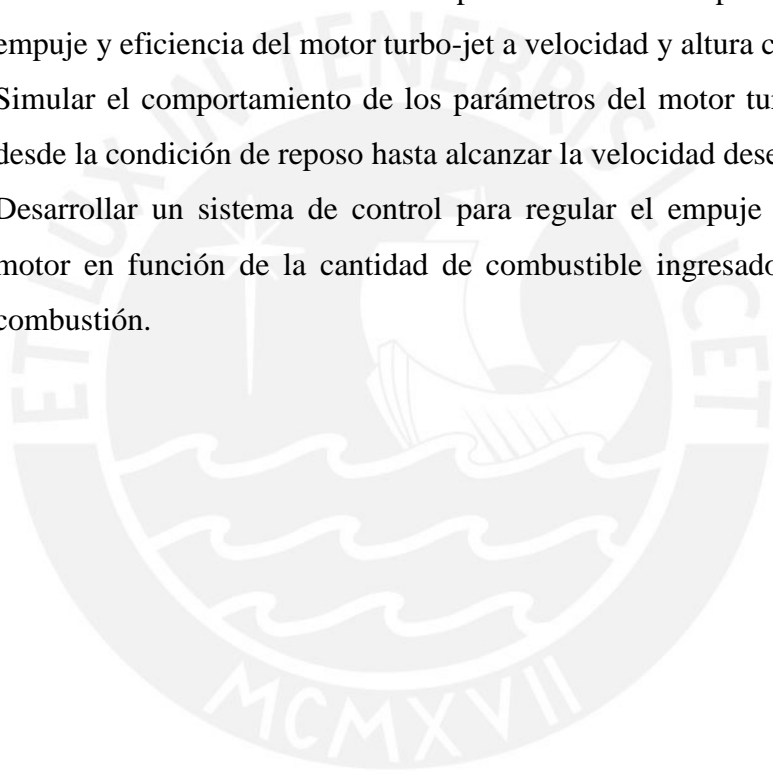
- Levantar información de los últimos 10 años sobre la tecnología y ciencia actual relacionada al tema propuesto.
- Estudiar los principios de funcionamiento de los motores a reacción y, en especial, los motores turbo-jet.
- Especificar los requerimientos técnicos para el motor de interés.
- Realizar los cálculos termodinámicos requeridos para cada uno de los componentes del motor de interés.
- Modelar en Matlab los parámetros termodinámicos del motor turbo-jet de estudio.
- Simular el comportamiento de los parámetros que describen al motor turbo-jet de análisis, desde que parte del reposo hasta que alcanza su velocidad de operación.

Hipótesis

El modelo y la simulación de un motor turbo-jet de 300N permitirá sentar las bases teóricas para conocer el rango de funcionamiento, restricciones y requerimientos para futuros diseños de este tipo de motor a reacción.

Alcances del proyecto

- Desarrollar un modelo termodinámico del motor turbo-jet propuesto.
- Modelar matemáticamente el comportamiento de la presión, temperatura, empuje y eficiencia del motor turbo-jet a velocidad y altura constante.
- Simular el comportamiento de los parámetros del motor turbo-jet de interés desde la condición de reposo hasta alcanzar la velocidad deseada.
- Desarrollar un sistema de control para regular el empuje entregado por el motor en función de la cantidad de combustible ingresado a la cámara de combustión.



Metodología

Como un paso inicial se definen las especificaciones de empuje máximo, eficiencia máxima y costo máximo del motor de interés. Una vez se conozcan dichos requerimientos, se asume una relación de presiones en el compresor y una temperatura en la salida de la cámara de combustión, basándose en la literatura existente. Posteriormente, se realizarán los cálculos termodinámicos para un punto de operación arbitrario subsónico a 1000 m.s.n.m.

Bajo dichas condiciones, se identifica un turbo-compresor automovilístico, entendiéndose por dicho término al conjunto turbina y compresor, que satisfaga lo previamente establecido. Posteriormente, se determina la curva característica del compresor y se implementa un algoritmo en MatlabTM, donde se calculen cada uno de los parámetros del motor en un rango de valores de temperatura en la salida de la cámara de combustión y velocidad de ingreso del aire. Para dichos cálculos, se asumen eficiencias promedio encontradas en diversas literaturas.

En esta etapa de la metodología, se establece una relación entre la cantidad de combustible suministrado y temperatura en la salida de la cámara de combustión. Después, se implementa en SimulinkTM el modelo del motor propuesto para, ulteriormente, diseñar el sistema de control que regule el empuje entregado en función de la cantidad de combustible suministrado, a 100 m.s.n.m.

Finalmente, se analizan los resultados del modelo y simulación obtenidos, y se mencionan algunas recomendaciones para futuros trabajos.

Cronograma

Semana	Fecha	Actividad
-	29/02 – 06/03	Tiempo de lectura principal
-	07/03 – 13/03	
1	14/03 – 20/03	Definición de las especificaciones
2	21/03 – 27/03	Cálculos termodinámicos
3	28/03 – 03/04	
4	04/04 – 10/04	Determinar un modelo termodinámico característico del motor
5	11/04 – 17/04	
6	18/04 – 24/04	Selección de algunos componentes a emplear
7	25/04 – 01/05	
8	02/05 – 08/05	Implementar en Matlab un algoritmo que describa el comportamiento termodinámico de cada uno de los componentes del motor
9	09/05 – 15/05	
10	16/05 – 22/05	Determinación de una relación entre el combustible suministrado y el empuje del motor
11	23/05 – 29/05	
12	30/05 – 05/06	Implementación en Simulink de un sistema de control.
13	06/06 – 12/06	
14	13/06 – 19/06	Correcciones finales al documento.
15	20/06 – 26/06	Entrega del documento para sus correcciones
16	27/06 – 03/07	Entrega del documento
17	04/07 – 10/07	Preparación de la presentación
18	11/07 – 17/07	Sustentación ante un jurado calificador

CAPÍTULO 1

CONCEPTOS TEÓRICOS PREVIOS

En el presente capítulo se despliegan un conjunto de conceptos teóricos empleados en el estudio del motor turbo-jet propuesto. Dichos conceptos parten desde una idea general del principio de funcionamiento termodinámico de dicho motor hasta el funcionamiento de algunos sensores básicos empleados en el control del mismo.

1.1 Conceptos generales de un motor turbo-jet

En esencia, tal como se muestra en la Figura 1.1, el motor turbo-jet consta de tres componentes principales: un compresor, una cámara de combustión y una turbina. La secuencia inicia cuando el aire ingresa al motor (a), propiciado por la depresión originada por el compresor (1-2). Después, el aire al traspasar por el compresor aumenta su presión en la salida (2). El aire presurizado es mezclado con combustible para luego ser combustionado en la cámara de combustión (2-3). Luego, los gases resultantes de la combustión se expanden por la turbina (3-4) y escapan por la tobera (5), generando un trabajo mecánico y empuje respectivamente. La turbina provee de energía al compresor y los gases de escape permiten el desplazamiento axial del motor.

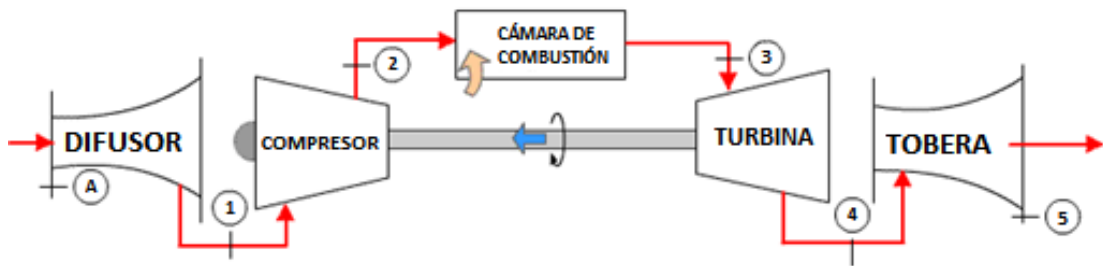


Figura 1.1: Diagrama del motor turbo-jet [11].

- a- Entrada de aire; 1- Entrada del compresor; 2- Entrada a la cámara de combustión;
3- Entrada de la turbina; 4- Entrada a la tobera; 5- Salida de la tobera

Los motores de turbina de gas se clasifican en dos las categorías principales de acuerdo a su uso: industrial y aeroespacial. Los requisitos de cada una difieren entre sí, por los siguientes factores: tiempo de vida, limitaciones de tamaño y peso, costo, entre otros. Es por ello que existe un gran número de posibles variantes a la secuencia básica descrita previamente; las cuales incorporan procesos de compresión y expansión por niveles, intercambiadores de calor, procesos de recalentamiento o post-enfriamiento [12]. Para efectos del presente documento, se limitará el diseño del motor a los componentes enunciados en la Figura 1.1. También, el único requerimiento del motor será que el empuje generado en su punto de operación equivalga a 300 N.

1.2 Ciclo Joule-Brayton

Este ciclo termodinámico trabaja a presión constante y es el principio de funcionamiento de los motores turbo-jet. Ahora, además de los tres componentes principales (compresor, cámara de combustión y turbina), es necesario introducir dos componentes importantes para el funcionamiento del motor: la boquilla de admisión y la tobera. En la Figura 1.2 y la Tabla 1.1, se presenta el diagrama temperatura versus entalpía del ciclo ideal (T-s) y el listado de cada uno de los procesos involucrados, respectivamente, considerados en las etapas de la Figura 1.1.

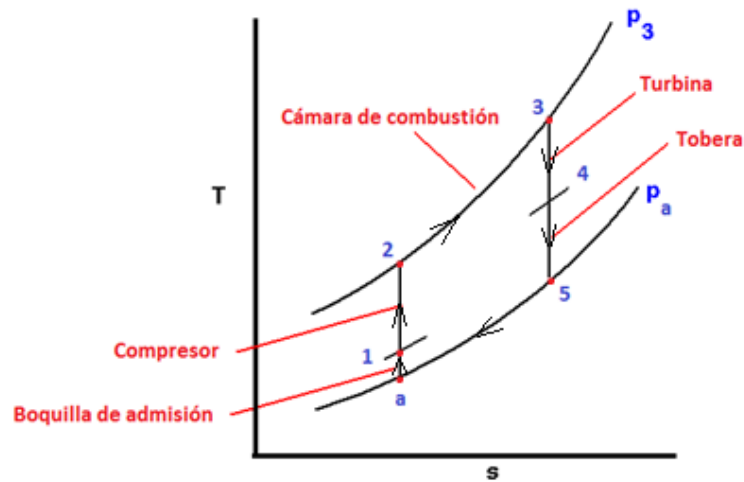


Figura 1.2: Diagrama T-s del ciclo ideal Joule-Brayton [13].

Tabla 1.1: Listado de procesos del ciclo Joule-Brayton.

a-1	Compresión isentrópica
1-2	Compresión isentrópica
2-3	Combustión a presión constante
3-4	Expansión isentrópica
4-5	Expansión isentrópica
5-a	Escape de gases

Cabe resaltar que, con la finalidad de realizar un análisis real del ciclo, los procesos isentrópicos serán considerados adiabáticos, tal como muestra el diagrama presión-volumen mostrado en la Figura 1.3. Esto se debe a que el fluido circula sumamente rápido a través del motor que no permite que se llegue a un estado de equilibrio y, con ello, no es favorecido el proceso de transferencia de calor.

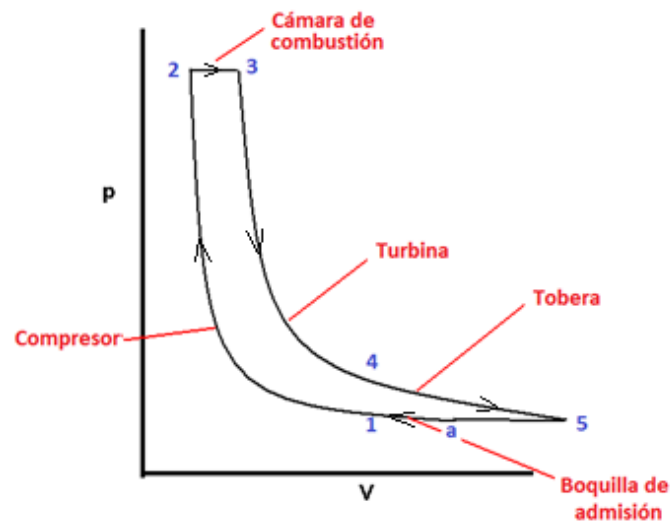


Figura 1.3: Diagrama p-V del ciclo ideal Joule-Brayton [13].

1.3 Conceptos de termodinámica

1.3.1 Teoría de los gases ideales

El motor turbo-jet es una máquina térmica y puede ser analizada por medio de la teoría de gases ideales; eso significa que los procesos involucrados obedecen la ecuación (1.1):

$$Pv = RT \quad (1.1)$$

donde P representa la presión del gas, v es el volumen específico, R es la constante particular de los gases y T es la temperatura absoluta. Además, se cumple la ecuación (1.2) para procesos politrópicos:

$$Pv^n = \text{constante} \quad (1.2)$$

y, para el caso de procesos adiabáticos, se cumple que el exponencial equivale a la relación de calores específicos:

$$n = \gamma \quad (1.3)$$

donde

$$\gamma = c_p/c_v \quad (1.4)$$

siendo c_p el calor específico del gas a presión constante y c_v el calor específico a volumen constante. Al mismo tiempo, cabe recordar que dichos valores mantienen la relación (1.5) con la constante particular de los gases:

$$R = c_p - c_v \quad (1.5)$$

Por otra parte, la entalpía para gases ideales se define por medio de la ecuación (1.6):

$$h = c_p T \quad (1.6)$$

en donde h y T son la entalpía y temperatura del gas ideal, respectivamente.

1.3.2 Sistema abierto

Es un tipo de sistema termodinámico, en el cual existe un intercambio de materia entre el interior y exterior de los límites del sistema. Una imagen referencial de dicho sistema se presenta en la Figura 1.4, acompañada de otros sistemas existentes. Para el caso de los motores turbo-jet, el sistema abierto representa su comportamiento ideal.

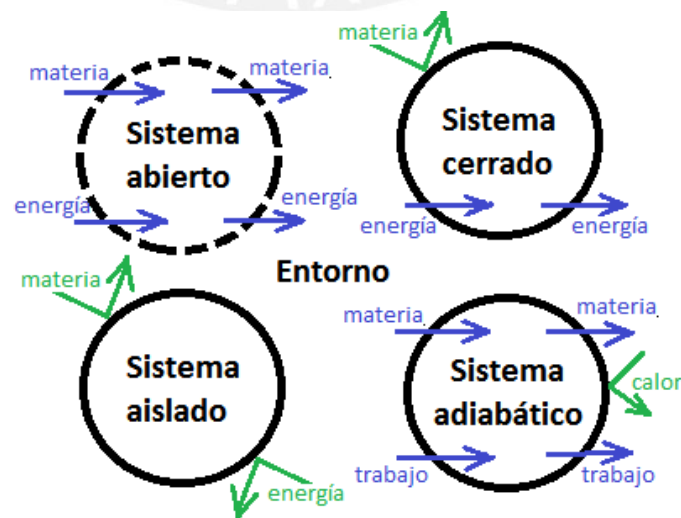


Figura 1.4: Tipos de sistemas termodinámicos. Fuente: Propia.

1.3.3 Conservación de la masa

Para el caso de los sistemas abiertos continuos, la suma de masas en la entrada del sistema es igual a la suma de masas en la salida. Tal caso se presenta en el motor de interés, descrito mediante la ecuación (1.7):

$$\sum \dot{m}_{entrada} = \sum \dot{m}_{salida} \quad (1.7)$$

donde $\dot{m}_{entrada}$ y \dot{m}_{salida} representan los flujos másicos de entrada y salida del sistema, correspondientemente. En este motor turbo-jet se identifican los siguientes ingresos de flujos de masa: de combustible y de aire. Como el flujo de masa de combustible es minúsculo, en relación al flujo de aire ($\dot{m}_{a, entrada}$), este es depreciable. Por lo tanto, se obtiene que el flujo de masa de aire en la entrada es equivalente al flujo de masa de los gases de combustión en la salida ($\dot{m}_{g, salida}$).

$$\dot{m}_{a, entrada} = \dot{m}_{g, salida} \quad (1.8)$$

1.3.4 Primera ley

La primera ley de la termodinámica sostiene que la energía no se crea ni destruye, sólo se transforma. Para un sistema abierto, se expresa matemáticamente por la ecuación (1.9):

$$\Delta U = Q + W + \sum_{ingreso} \dot{m}_{ingreso} \left(h + \frac{V^2}{2} \right)_{ingreso} - \sum_{salida} \dot{m}_{salida} \left(h + \frac{V^2}{2} \right)_{salida} \quad (1.9)$$

donde ΔU es la variación de energía en el sistema, Q es el calor que ingresa al sistema, W es el trabajo que se realiza sobre el sistema, \dot{m} es el flujo de masa, h es la entalpía del fluido, V es la velocidad del fluido, g es la constante gravitacional y z es

la altura relativa del flujo. Para el caso del motor turbo-jet y diagrama mostrado en la Figura 1.1, la ecuación se expresa con los valores indicados a continuación:

$$\Delta U = \dot{Q}_{cc} - \dot{W}_{eje} + \dot{m}_a \left(h_a + \frac{C_a^2}{2} + gz \right) - \dot{m}_5 \left(h_5 + \frac{C_5^2}{2} + gz \right) \quad (1.10)$$

donde ΔU es la variación de energía en el sistema, \dot{Q}_{cc} es la energía por unidad de tiempo añadida en la cámara de combustión, \dot{m}_a y \dot{m}_5 representan el flujo de masa de aire y de los gases de combustión respectivamente, h_a y h_5 son las entalpías de los fluidos en la entrada y salida del motor turbo-jet en orden, y z es la diferencia de alturas (despreciable en nuestro caso).

Al analizar el motor en su estado estable, no habrá variación de energía en el sistema, ya que se asume el equilibrio; asimismo, el trabajo mecánico del eje bien lubricado es considerado insignificante en relación a los otros términos de energía. Además, la entalpía h de los gases depende fuertemente de su temperatura y se cumple la ecuación (1.6) donde c_{pa} y c_{pg} son los calores específicos a presión constante del aire y de los gases de combustión respectivamente, y T_a y T_5 son las temperaturas del aire en la entrada y salida del motor respectivamente. Bajo estas condiciones, se obtiene la ecuación (1.11):

$$0 = \dot{Q}_{cc} + \dot{m}_a \left(c_{pa} T_a + \frac{C_a^2}{2} \right) - \dot{m}_5 \left(c_{pg} T_5 + \frac{C_5^2}{2} \right) \quad (1.11)$$

1.3.5 Segunda ley

La entropía es una magnitud termodinámica, la cual mide el grado de irreversibilidad que existe entre dos condiciones. La segunda ley termodinámica permite analizar la variación de la entropía en gases ideales por medio de la ecuación (1.12):

$$\Delta s = s_2 - s_1 = c_p \ln \left(\frac{T_2}{T_1} \right) - R \ln \left(\frac{P_2}{P_1} \right) \quad (1.12)$$

donde s_1 y s_2 representan los niveles de desorden en dos estados; T_1 , T_2 , P_1 y P_2 son los parámetros del gas de interés en dos condiciones distintas. Idealmente, un proceso isoentrópico es un proceso adiabático y reversible, es decir, que no hay transferencia de calor en el límite del sistema y es posible regresar a su condición inicial por la misma trayectoria de presión y temperatura. Para el caso del motor turbo-jet ideal, tanto en el compresor como en la turbina suceden procesos isoentrópico, y se cumple la ecuación (1.13):

$$T_2 = \left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} T_1 \quad (1.13)$$

1.3.6 Teoría del estancamiento

El funcionamiento real del motor turbo-jet difiere del funcionamiento ideal por cuantiosas características. No obstante, un método para describir la influencia de la energía cinética del fluido en la temperatura y presión es la teoría de estancamiento. Para el caso de estudio, los fluidos son aire y gases de combustión, ambos considerados gases ideales, y se cumple que la temperatura de estancamiento T_0 depende de la temperatura estática T y la velocidad del fluido C a través de la ecuación (1.14):

$$T_0 = T + \frac{C^2}{2c_{pa}} \quad (1.14)$$

La facilidad que nos permite este método es que T_0 se mantendrá constante a pesar que la sección de la tubería o la fricción interna degraden la energía cinética. En la Figura 1.5, se puede apreciar la diferencia entre la temperatura estática y la dinámica.

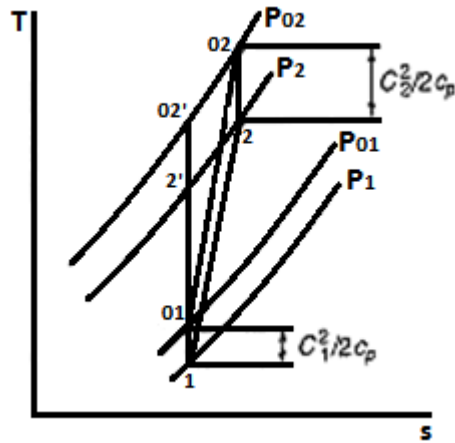


Figura 1.5: Estados de estancamiento [12].

De similar manera, el valor de la presión de estancamiento se mantiene constante en un proceso adiabático reversible. Es por ello que, al realizar mediciones en un motor real, cualquier variación que presente dicho parámetro se puede interpretar como pérdidas originadas por la fricción del fluido. Además, si se asume que el fluido es incompresible, la presión de estancamiento se obtiene mediante la ecuación (1.15) [12], siendo ρ la densidad del fluido:

$$P_0 = P + \rho \frac{C^2}{2} \quad (1.15)$$

1.3.7 Velocidad del sonido

Debido a que el comportamiento del fluido depende de la velocidad relativa conocida como el número de Mach, previamente se debe definir ciertos términos. A continuación, se presenta la ecuación (1.16) de la velocidad del sonido (a) y la ecuación (1.17) del número Mach (M) relacionado a ella:

$$a = \sqrt{\gamma RT_0} \quad (1.16)$$

$$M = \frac{C}{a} \quad (1.17)$$

donde C es la velocidad local del fluido. En el caso que dicho fluido sea aire, los siguientes valores son considerados: $\gamma = 1,4$ y $R = 287 \text{ J / kg-K}$.

Por otra parte, el comportamiento del fluido depende intensamente de su velocidad. A continuación, en la Tabla 1.2 se plantean algunos números de Mach relacionados al tipo de fluido a la que pertenecen. Es importante mencionar que el presente trabajo estudiará sólo fluidos subsónicos ($M < 0,8$).

Tabla 1.2: Comportamiento del fluido.

Número de Mach M	Comportamiento
$M < 0,3$	Subsónico e incompresible
$0,3 < M < 0,8$	Subsónico y compresible
$0,8 < M < 1,2$	Transónico

1.3.8 Fluido subsónico e incompresible

En ésta sección se establecerán las ecuaciones que gobiernan el comportamiento de los fluidos. Una primera situación es cuando el número de Mach es bajo ($M < 0,3$). En esta condición, la densidad se puede asumir como constante a pesar de las variaciones de presión. Con ello se presenta la ecuación para fluidos incompresibles, planteada por Bernoulli:

$$\frac{C^2}{2} + gz + \frac{P}{\rho} = \text{constante} \quad (1.18)$$

Debido a que en nuestro sistema adiabático las variaciones de altura son prácticamente nulas, la ecuación a utilizar se reduce a la siguiente expresión:

$$P + \rho \frac{C^2}{2} = \text{constante} \quad (1.19)$$

donde el primer término (P) representa la presión estática y el segundo ($\rho \frac{C^2}{2}$) la presión dinámica, tal como se mencionó secciones arriba. Es decir, la ecuación (1.19) equivale a la ecuación (1.15).

1.3.9 Fluido subsónico compresible

Para la segunda situación, donde el fluido es subsónico y compresible ($0,3 < M < 0,8$), es necesario relacionar los números de Mach a las condiciones de estancamiento. Para ello, se parte de la ecuación (1.13), en donde se inserta la ecuación (1.14) resultando en:

$$\frac{P_2}{P_1} = \left(\frac{T_1 + \frac{C^2}{2c_p}}{T_1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (1.20)$$

Operando se obtiene:

$$\frac{P_2}{P_1} = \left(1 + \frac{C^2}{2c_p T_1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (1.21)$$

Luego, sustituyendo la ecuación (1.16) en (1.17) se obtiene:

$$M = \frac{C}{\sqrt{\gamma R T_1}} \quad (1.22)$$

Además de (1.4) y (1.5) se obtiene que:

$$R = c_p \left(1 - \frac{1}{\gamma} \right) \quad (1.23)$$

Reemplazado esta última ecuación en (1.22) resulta:

$$M^2(\gamma - 1) = \frac{C^2}{c_p T_1} \quad (1.24)$$

Finalmente, reemplazando la ecuación (1.24) en (1.21) se tiene que:

$$\frac{P_0}{P} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (1.25)$$

Análogamente, para la relación de temperaturas se obtiene que:

$$\frac{T_0}{T} = 1 + \left(\frac{\gamma - 1}{2}\right) M^2 \quad (1.26)$$

$$\frac{\rho_0}{\rho} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{\frac{1}{\gamma - 1}} \quad (1.27)$$

donde los subíndices 0 , como es el caso de P_0 , se refieren a las condiciones de estancamiento. Cabe recordar que se considera una situación isoentrópica, es decir, no viscosa.

1.3.10 Trabajo en el compresor y turbina

Utilizando los conceptos arriba descritos, en un proceso de expansión o compresión adiabática, tales como los hallados en el compresor y la turbina, se cumplen las siguientes ecuaciones:

$$W_{compresor} = c_{pa}(T_{02} - T_{01}) \quad (1.28)$$

$$W_{turbina} = -c_{pg}(T_{02} - T_{01}) \quad (1.29)$$

De manera similar, se enuncia la ecuación de calentamiento sin trabajo, aplicable a la cámara de combustión:

$$Q_{cc} = c_p(T_{02} - T_{01}) \quad (1.30)$$

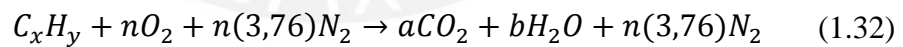
1.4 Proceso de combustión

La cámara de combustión es modelada como un elemento que trabaja a presión constante. Tal afirmación indica que durante su proceso termodinámico no se realiza ningún trabajo y, de acuerdo a la primera ley de la termodinámica para procesos reactivos (ecuación 1.9), se cumple la siguiente ecuación:

$$\dot{Q}_{cc} = \sum (\dot{m}h_g)_{salida} - \sum (\dot{m}h_a)_{ingreso} \quad (1.31)$$

donde \dot{Q}_{cc} es el calor liberado en la cámara de combustión, \dot{m} es el flujo de reactantes (ingreso) y reactivos (salida), en este caso iguales (ver ecuación 1.8) y h_a y h_g son las entalpías del aire entrante al motor turbo-jet y los gases producidos en la combustión, respectivamente.

Además, de acuerdo a las referencia [12], el proceso de combustión estequiométrico para los hidrocarburos se rige bajo la siguiente ecuación:



donde

$$a = x, \quad b = (y/2), \quad n = x + (y/4) \quad (1.33)$$

Finalmente, cada molécula presentada en la ecuación (1.32) posee una entalpía de formación particular, además de la entalpía sensible. En condiciones adiabáticas, ambos lados de la ecuación (1.32) deben encontrarse en equilibrio.

1.5 Turbo-sobrealimentadores automovilísticos

Estos son componentes que operan de forma similar al ciclo Joule-Brayton, pero con diferente método para obtener la energía que alimenta el compresor. Ellos aprovechan los gases de escape para generar un movimiento en la turbina, y esta última a su vez acciona un compresor ubicado coaxialmente.

Los fabricantes de dichos componentes diseñan los álabes con métodos computacionales, los cuales son posteriormente probados. Las gráficas importantes para el presente proyecto son el mapa del compresor y el mapa de la turbina, los cuales dependen de la relación de presiones, el flujo de masa corregido, la eficiencia isoentrópica el régimen de giro.

Para el presente trabajo, se considerará que el espacio libre entre la carcasa y el compresor y la carcasa y la turbina son bastantes estrechos. De ésta forma se evitarán las pérdidas de presión y se mantendrá una eficiencia alta en estos componentes.

1.5.1 Compresor

Una buena estimación de la relación de aumento de presión entre la entrada y salida del compresor es igual a 2,2. Dicho valor es aproximado al óptimo obtenido por Toledo, Pontes y Mendoza [14], quienes desarrollaron un modelo para turbocompresores de aplicaciones vehiculares. Es por ello que el fabricante debe garantizar que el compresor alcance dicho valor en su rango de operación.

Por otra parte, una magnitud empleada en la selección de compresores y turbinas es el valor TRIM. Esta ecuación relaciona el diámetro formado por el conjunto de álabes en el ingreso y el diámetro de los mismos en la salida. Con el objetivo de lograr un flujo de masa alto, se desea que el valor TRIM en el compresor sea el más elevado posible. Dicha relación se expresa en la ecuación (1.34):

$$TRIM = \frac{\phi_{inductor}^2}{\phi_{exducer}^2} \times 100\% \quad (1.34)$$

Debido un mayor flujo de aire equivale a un mayor empuje, se opta por emplear el compresor “TURBONETICS T-76, Big Shaft”, cuyo valor TRIM es igual a 70%.

1.5.2 Turbina

En el proceso de selección de turbinas, se desea que la temperatura de operación sea la máxima posible. Como se busca emplear componentes disponibles en el mercado local, se realizó una búsqueda entre distintos fabricantes y se optó por usar productos de la marca Turbonetics. Según su catálogo de productos del 2014 [15], todas sus turbinas son fabricadas con la aleación de Austenita con Níquel y Cromo (Aleación 713C), cuyo punto de fusión, según el Instituto del Nickel [16], asciende a 1533 – 1561 K.

Por razón de la alta temperatura de fusión de la aleación y al alto valor TRIM se ha seccionado el compresor “T3/F1-49mm Big Shaft, 10-Blades”, cuyo valor TRIM equivale a 64.

1.6 Sensores

1.6.1 Sensor de temperatura

Por medio de este sensor, es posible medir la temperatura del fluido. Esto se debe a que la velocidad del aire alrededor de este sensor es casi nula y la transferencia de calor se debe principalmente a la conducción del calor. Entre los distintos sensores de temperatura disponible en el mercado, se identifican dos categorías: sensores con tubo de protección cerámico y tubo de protección metálico. El primero puede operar con temperaturas de hasta 1800 °C, mientras el segundo sólo a temperaturas iguales a 1200 °C.

Debido a que la temperatura en la entrada de la turbina alcanza el valor de 1500 K, se debe utilizar un sensor del primer tipo en este punto. De igual forma, en la salida de la tobera se debe utilizar un sensor del mismo tipo a causa de las altas temperaturas.

1.6.2 Sensor de presión

El tubo de pitot es un instrumento de medición que mide la presión absoluta y estática de un fluido. Esto se realiza por medio de dos sensores de presión colocados en de dos canales independientes. El sensor que mide la presión absoluta se encuentra al extremo de un pequeño canal abierto por un lado, tan como se indica en la Figura 1.6. Su boquilla es lo suficientemente pequeña para que el flujo de masa llegue sin velocidad al sensor de presión. Con el objetivo de obtener lecturas precisas, es necesario que este este instrumento se encuentre en un lugar lejano a la boquilla de admisión y de la tobera del motor turbo-jet.

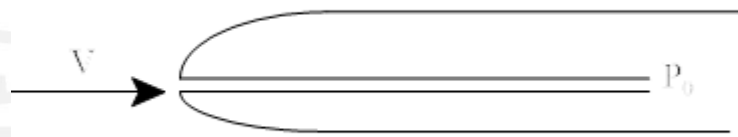


Figura 1.6: Esquema de un tubo de pitot [13].

Con la finalidad de medir la presión estática, el otro sensor se ubica en una trampa de presión ubicada a lo largo de la superficie lateral, tal como se muestra en la Figura 1.7. Esto permite que el aire entre libremente y ejerza presión sobre el sensor ubicado en la cola del dispositivo. Dicha presión constituye la presión estática del fluido.

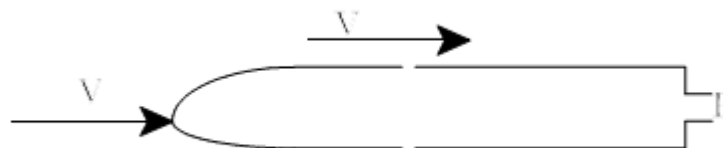


Figura 1.7: Esquema de una trampa de presión [13].

CAPÍTULO 2

ESTADO DEL ARTE

En el presente capítulo, se presenta el estado de la tecnología actual en motores turbo-jet. La información abajo descrita, inicia con algunos antecedentes históricos del inicio de investigación en motores turbo-jet, y luego profundiza sobre el estado de la técnica de los últimos diez años. Además, se presentan algunos artículos científicos pertinentes publicados en repositorios internacionales prestigiosos y universidades con antecedentes de investigación en este tema. Asimismo, en esta sección se incluyen algunos trabajos de tesis publicados con proyectos similares al presente trabajo.

2.1 Estado del arte

A finales del siglo XVIII, una primera concepción de una turbina de gas que incorporaba los componentes esenciales de todo motor turbo-jet moderno fue propuesta por el inventor inglés John Barber. No obstante, no fue hasta inicios del siglo XX que se desarrolló notorios avances en dicha área de investigación. En 1903, el noruego Aegidus Elling diseñó la primera turbina de gas capaz de producir más trabajo del que necesitaba para funcionar. Años más adelante, en 1926, el ingeniero inglés Frank Whittle propone en su tesis la posibilidad de emplear dicho tipo de motor con compresor centrífugo en aeronaves; propuesta que no fue tomada en consideración por su gobierno hasta 1939, año en el que se desató la guerra. De forma paralela, el alemán Hans Von Ohain diseñó el primer motor jet operacional

con compresor axial y este fue probado en el avión HeS 3B, el cual fue la primera aeronave propulsada por un motor de dicho tipo [17].

Para el fin de la guerra (1945), los compresores centrífugos mantenían una posición dominante en el mercado mundial, tal como lo indica la Figura 2.1. Para aquella fecha, los compresores axiales, desarrollados principalmente por los alemanes, no habían sido profundamente estudiados. Afortunadamente, empresas como Rolls Royce, General Electric y otras compañías involucradas en el diseño de motores turbo-jets, persistieron en sus investigaciones al ver que existía un potencial de dominar mayores relaciones de compresión y eficiencia con dicha tecnología [18]. En dichas investigaciones se concluyó que los compresores axiales pueden operar con flujos de aire mayores a los centrífugos en procesos de múltiples etapas de compresión, conllevando a un aumento significativo en la complejidad del diseño del motor; mientras que las versiones de compresores centrífugos logran una mayor relación de compresión en cada etapa, mas no son eficientes en procesos de más de una etapa.

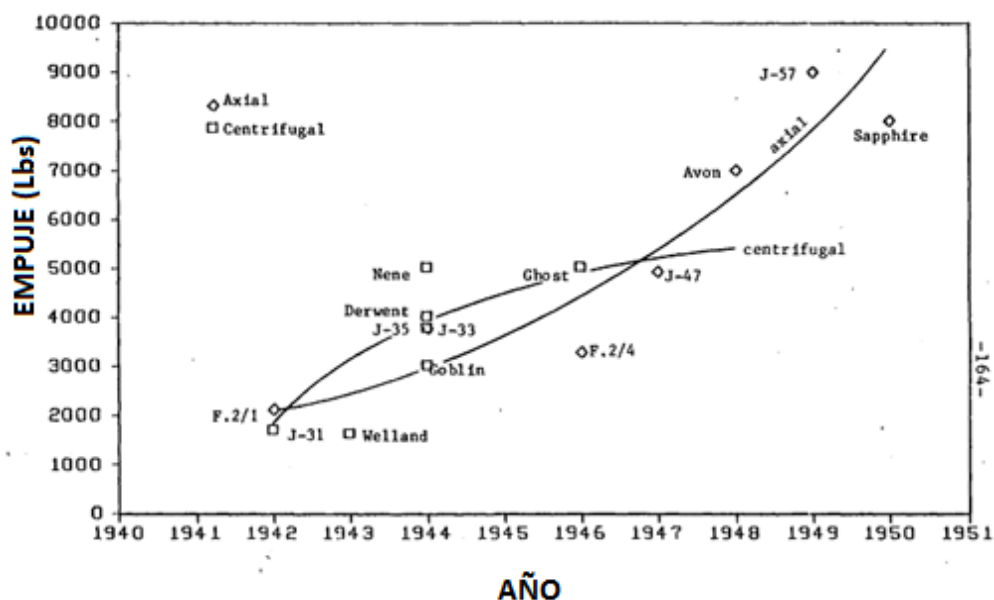


Figura 2.1: Comparación del empuje alcanzado por motores turbo-jets axiales y centrífugos durante el periodo de 1940 a 1951 [18].

Para lograr un aumento en la presión de estancamiento del fluido a la salida del compresor, se debe aumentar la presión dinámica, por medio de un impulsor, y

disminuir la velocidad del aire a través de un difusor para aumentar la presión estática. Según la referencia [19], al momento de seleccionar un compresor, se debe especificar como mínimo el rango de flujos de masa que con los que deberá operar, además se deberán definir la temperatura y presión en el ingreso de dicho componente y la relación de presiones que se debe alcanzar.

Actualmente, entre las empresas líderes mundiales en diseño de turbinas de gas se encuentra General Electric (GE). Su filosofía de diseño de turbinas de gas parte de tres pilares: la evolución de los diseños, el uso de escalamiento geométrico y el desarrollo exhaustivo de pre-producción. El primer elemento asegura que la base, para futuros desarrollos, utiliza como referencia la tecnología desarrollada hasta la fecha. El segundo elemento afirma que dentro del proceso de diseño de una nueva turbina, es necesario primero plantearla a una escala reducida. Para ello, se han calculado algunos factores presentados en la Tabla 2.1, con lo cual se guarda proporción entre los fenómenos físicos. El tercer elemento incluye el análisis del diseño, calidad de la manufactura, pruebas y la retroalimentación de la experiencia obtenida en el campo [20].

Tabla 2.1: Relaciones de escalamiento geométrico de turbinas a gas propuesto por GE [20].

	0,5x TAMAÑO NOMINAL	TAMAÑO NOMINAL	2x TAMAÑO NOMINAL
Factor de escalamiento	0,5	1	2
Relación de compresión	1	1	1
Eficiencia global	1	1	1
RPM	2	1	0,5
Flujo de aire	0,25	1	4
Potencia	0,25	1	4
Peso	0,125	1	8
Velocidad en la punta de los álabes	1	1	1

Por otra parte, en un artículo publicado en el 2007 en ASHRAE [21], se asegura que una tecnología que está adquiriendo cada vez más partidarios es la generación de energía por medio de microturbinas. Si bien no se muestran registros de una estandarización de la definición de la categoría, varios autores proponen enmarcarlas en un rango entre 20 kW y 500 kW. Dicha tecnología se promueve como de bajo peso, compacta, bajo ruido y vibración, de bajas emisiones y de combustible flexible. En relación a las referencias [22] y [23], si bien se ha calculado que la eficiencia energética de una microturbina bordea el 10,5%, ésta es aún baja en comparación a su par a mayor escala, donde los valores oscilan entre 35% y 40%. La situación de baja eficiencia arriba enunciada, se ha reducido en los últimos años gracias a iniciativas públicas y estatales. Un ejemplo de ello es el Programa Avanzado de Microturbina, lanzado en el 2000 - 2006 por el Departamento de Energía de los Estados Unidos (DOE), que busca que las empresas más importantes del mercado logren una serie de objetivos en el proceso de diseño de nuevas microturbinas, tales como la reducción de emisiones de NO_x, el incremento de la eficiencia hasta un mínimo de 36%, entre otros [21] [24].

Por cálculos termodinámicos y de mecánica de fluidos, se sabe que la eficiencia de una turbina de gas aeronáutica se puede incrementar aumentando la temperatura en la entrada de la turbina (TIT) o aumentando la relación de compresión. Según la referencia [25], normalmente las turbinas están hechas de alguna aleación de acero, las cuales pueden operar con TIT cercanas a 1300 K sin necesidad de usar hojas internamente enfriadas, lo cual es difícil de introducir en microturbinas, o utilizando materiales cerámicos, los cuales producen altas vibraciones a altas revoluciones. Sin embargo, entre los diversos fabricantes de turbocompresores en el mercado, se identificó uno cuyos turbo-sobrealimentadores están diseñados para satisfacer dichas temperaturas. Turbonetics, en su serie F-1, produce turbo-sobrealimentadores vehiculares una aleación Níquel-Cromo 713C Inconel, cuya temperatura de fundición se encuentra en el rango de 1533 a 1561 K [16].

Es ahora posible identificar distintas estrategias de control del motor turbo-jet. En la referencia [26], se elaboró una serie de pruebas de funcionamiento a un motor turbo-jet marca Jetcat, actualmente disponible en el mercado y cuyas características se presentan en la Tabla 2.2. Ahí se analizan tres sistemas de control: flujo de ingreso

de aire constante (IGV), temperatura al ingreso de la turbina constante (TIT) y temperatura constante a la salida del motor (TET). De sus resultados se concluyó que el mejor método es mantener un flujo de aire constante, es decir, cuando el motor se desplaza a una velocidad de crucero. Por otra parte, la temperatura en la entrada de la turbina disminuye proporcionalmente a la disminución de la carga o el empuje generado, tal como se evidencia en la Figura 2.2. Asimismo, en la Figura 2.3, se presenta la eficiencia del motor en función a la carga o empuje generado. Con esto queda evidenciado que el consumo de combustible es directamente proporcional al empuje generado o a la carga a la que se encuentre sometido el motor.

Tabla 2.2: Características técnicas del motor turbo-jet Jetcat [26].

Dimensiones	330 x 130 x 275 mm
RPM	30 000 – 112 000
Consumo de combustible	130 – 700 ml / min
Combustible	Jet A1, Kerosene, Petróleo
Mantenimiento	Cada 50 horas
Temperatura de los gases de escape	480 °C – 620 °C
Peso	2 359 g

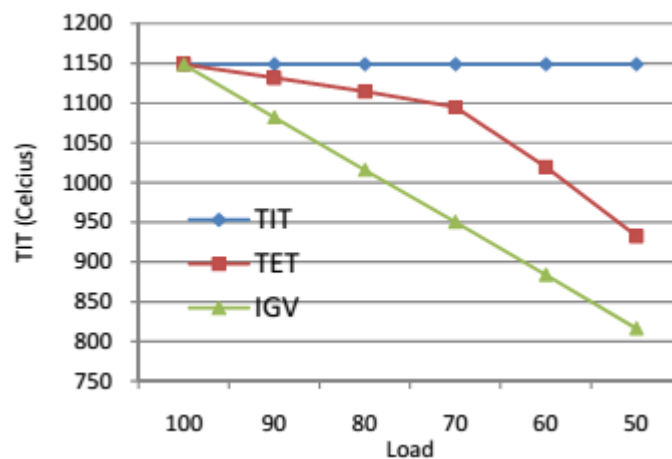


Figura 2.2: Temperatura en el ingreso de la turbina en ciclo abierto para los tres sistemas de control propuesto [27].

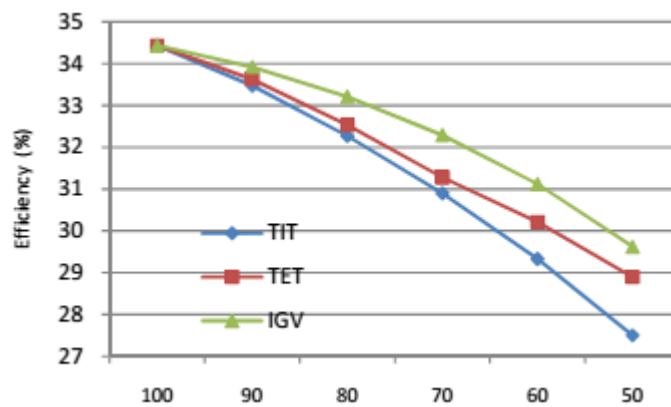


Figura 2.3: Gráfico comparativo de la eficiencia en una turbina de gas operando en un ciclo abierto para los tres sistemas de control propuesto [27].

Con el aumento de la velocidad de los procesadores y, en especial, las técnicas de simulación computacional, ahora es posible utilizar métodos numéricos y en especial de dinámica de fluidos (CFD) para realizar un análisis 1D y 3D los componentes del motor de interés y la interacción entre ellos. De esta manera, en la referencia [28], se simula el funcionamiento de una microturbina, realizando las curvas características de su compresor y turbina. Pero las ventajas no sólo se limitan al cálculo térmico y mecánico. De acuerdo con [29], es también posible examinar posibles optimizaciones del sistema y la reducción de ruidos emitidos por el motor.

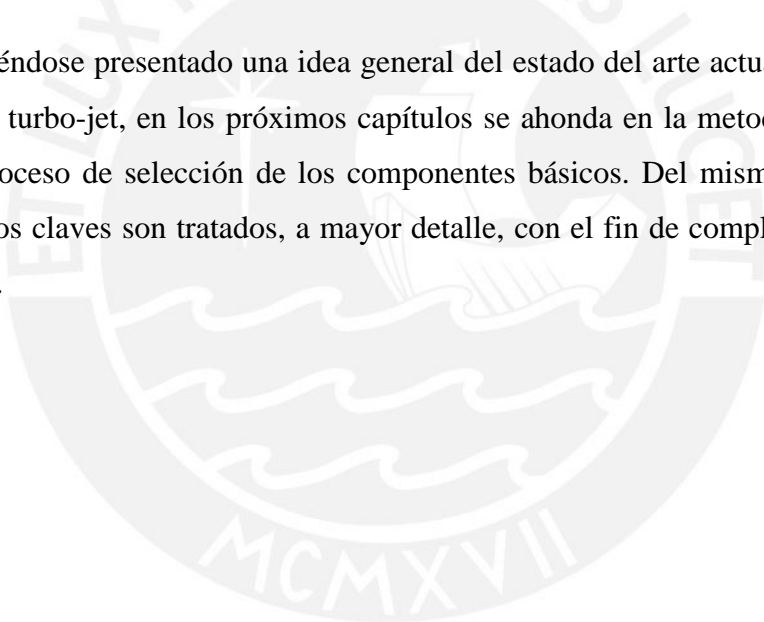
Con relación al encendido del motor, en la referencia [25], como parte de las pruebas que se le realiza al motor JetCat, se describe el proceso de encendido de dicho motor, el cual se presenta a continuación. Un motor eléctrico sin escobillas, acoplado a al eje de transmisión, alcanza una velocidad igual a 6000 rpm. Posteriormente, una fuente de gas auxiliar es abierta (propano en dicho motor) y se genera una chispa, la cual inicia el proceso de combustión. Una vez se logra alcanza la temperatura de operación en la cámara de combustión, el motor eléctrico se desacopla, se permite el ingreso del combustible primario, kerosene para dicho motor, y la fuente auxiliar de gas de cierra.

En la tesis de pre-grado Nishimoto [30], se plantea utilizar un turbosobrealimentador automovilístico para el diseño de un motor de turbina de gas, cuyo combustible es únicamente el gas propano. Ahí se demuestra que sí es factible emplear dicho componente vehicular para un banco de pruebas de fines educativos.

Un año después, Tsai [31], en su tesis de pre-grado, parte de la misma idea y plantea varias mejoras. Dichas mejoras implican presentar un marco teórico sólido al añadir el procedimiento de cálculo termodinámico empleado, junto a planos de detalle de la cámara de combustión y el diseño de un sistema de suministro de combustible con gas propano.

En el contexto peruano, desde el año 2010, se prohibió la venta de Kerosene y Diesel N°1. Según el decreto supremo N°045-2009-EM y su modificación N° 025-2010-EM, se afirma que ambos combustibles han perdido presencia en el uso industrial y doméstico al haberse desarrollado otras fuentes alternativas, tales como Gas Natural, Gas Licuado de Petróleo, entre otros [32]. Por esta razón, esto debe ser de suma consideración en el momento de la selección de combustibles.

Ya habiéndose presentado una idea general del estado del arte actual en el diseño de motores turbo-jet, en los próximos capítulos se ahonda en la metodología empleada en el proceso de selección de los componentes básicos. Del mismo modo, algunos conceptos claves son tratados, a mayor detalle, con el fin de complementar lo arriba descrito.



CAPÍTULO 3

MODELO TERMODINÁMICO

En este capítulo, se presenta una metodología de cálculo para el análisis del motor turbo-jet de interés. Para ello, se invoca constantemente referencias y conceptos descritos en el primer capítulo del presente trabajo. Cabe mencionar que la metodología líneas abajo descrita requiere de numerosas iteraciones, las cuales serán analizadas mediante la herramienta MatlabTM en el próximo capítulo. En cada una de dichas iteraciones se modifica la temperatura en la salida de la cámara de combustión, altura de operación y velocidad de ingreso del aire.

La modificación de dichos parámetros altera directamente la eficiencia y empuje generado. Siguientemente, a modo de ejemplo, se realiza el procedimiento de cálculo para una altura de 1000 m.s.n.m., y despreciando cualquier consideración de humedad relativa.

3.1 Metodología termodinámica

De acuerdo a la Figura 3.1, el desempeño máximo de un motor turbo-jet se obtiene cuando la altitud de vuelo se encuentra entre los 15 000 m a 20 000 m y el número Mach oscila entre 2,5 y 3 [12]. Sin embargo, con la finalidad de evaluar el motor en condiciones menos exigentes, se desarrollará un motor que opere a alturas inferiores a las arriba descritas, al igual que sostenga velocidades subsónicas ($M < 0,8$).

Para el presente diseño del motor, se ha usado de referencia el procedimiento de cálculo de un motor turbo-jet según Cohen, Rogers y Saravanamutto [12]. Es importante destacar que las principales modificaciones a dicho procedimiento yacen en la implementación de herramientas computacionales para el análisis en distintos puntos de operación, adquisición de datos por medio de sensores reales (ver anexos), el análisis de los gases de escape en estado de no estrangulamiento, el empleo del mapa de un compresor automovilístico real y el análisis transitorio simulado en Simulink™, los cuales son presentados en capítulos posteriores.

Por otro lado, se han identificado cuatro situaciones importantes para el diseño del motor, las cuales se listan a continuación: motor ideal en régimen estable, motor real en estado estable, encendido del motor real a nivel del mar y pocos segundos después del encendido del motor real a nivel de mar. Líneas abajo se desarrollará el procedimiento analítico para el análisis del motor a 1000 m.s.n.m., dejando la posibilidad de analizar las otras condiciones en un futuro trabajo.

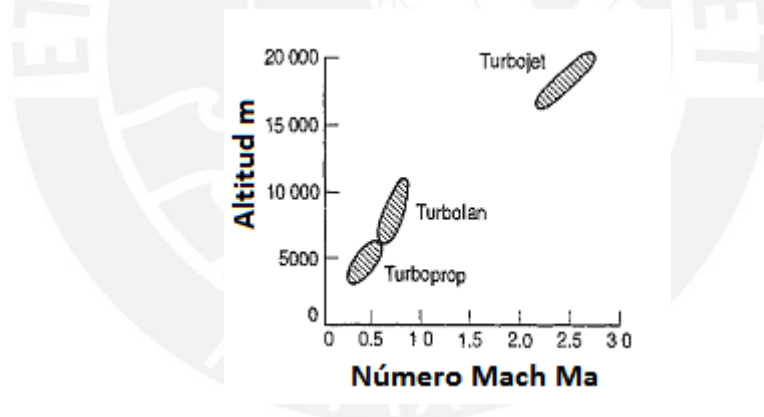


Figura 3.1: Desempeño máximo del motor a reacción utilizado [12].

3.2 Cálculo ejemplo

A partir de las tablas del Estándar Internacional Atmosférico, se obtiene la presión atmosférica (P_a), la temperatura (T_a) y la densidad del aire (ρ_a) según la altitud. Además, se asume una velocidad de desplazamiento equivalente a 0,3 Mach. Igualmente, la temperatura a la salida de la cámara de combustión (T_{03}) es asumida y la relación de compresión (P_r) es obtenida de la curva característica de funcionamiento mostrada en la Figura 3.3, la cual es provista por el fabricante [15].

La velocidad del flujo (C_a) es calculada empleando la ecuación (1.15); obteniendo como parámetros de entrada la presión absoluta o de estancamiento (P_{0a}) y la presión estática (P_a), las cuales son obtenidas por el sensor de tubo de pitot. Por otra parte, las eficiencias son asumidas de acuerdo con la literatura referenciada en [12].

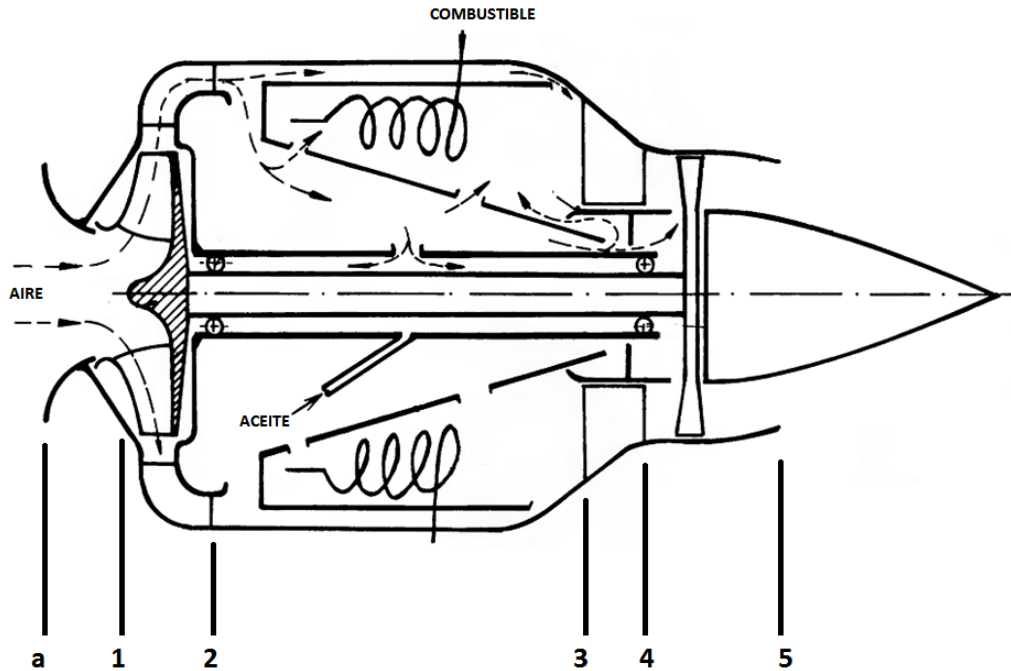


Figura 3.2: Esquema del modelo propuesto para el motor turbo-jet [12].

A continuación se presentan los valores iniciales.

Tabla 3.1: Valores iniciales

Parámetro	Símbolo	Valor	Unidad
Altitud	-	1000	M
Temperatura en a	T_a	281,66	K
Presión en a	P_a	89,876	kPa
Número de Mach	M	0,3	-
Densidad del aire en a	ρ_a	1,1117	kg/m ³
Temperatura en 03	T_{03}	1200	K
Calor específico del aire	c_{pa}	1005	J/kg-K
Calor específico de los gases de combustión	c_{pg}	1148	J/kg-K

Eficiencia en la boquilla de admisión	η_i	90	%
Eficiencia en el compresor	η_c	74	%
Eficiencia en el eje de transmisión	η_m	99	%
Eficiencia adiabática de la turbina	η_t	74	%
Eficiencia de la tobera	η_j	90	%
Pérdida de presión en la cámara de combustión	P_b	5	%
Diámetro de la boquilla de admisión	$\phi_{entrada}$	76	mm
Diámetro en la salida de la tobera	ϕ_{salida}	53,6	mm
Relación de calores específicos del aire	γ_{aire}	1,4	-
Relación de calores específico de los gases de combustión	γ_{gases}	1,333	-
Constante particular del aire	R_{aire}	287	J/kg-K

3.2.1 Velocidad del ingreso de aire

Debido a que la velocidad con la que el sonido se propaga en el aire depende de la altitud, se utiliza la ecuación (1.16) para identificar dicha velocidad.

$$a = \sqrt{\gamma_{aire}RT_a} = 336,41 \text{ m/s} \quad (3.1)$$

Además, el número de Mach (ver Tabla 3.1) es un dato asumido y se utiliza la ecuación (1.17) para hallar la velocidad de ingreso del aire.

$$C_a = aM = 100,92 \text{ m/s} \quad (3.2)$$

3.2.2 Presión absoluta medida

Ya conociendo la velocidad del aire de ingreso, se determina la presión medida esperada por el tubo de pitot con la ecuación (1.15).

$$P_{0a} = P_a + \rho_a \frac{C_a^2}{2} = 95,537 \text{ kPa} \quad (3.3)$$

3.2.3 Boquilla de admisión

En la salida de la boquilla de admisión se calcula la temperatura de estancamiento, ya conociendo la velocidad de ingreso del aire (C_a) y empleando la ecuación (1.14).

$$T_{01} = T_a + \frac{C_a^2}{2c_{pa}} = 286,72 \text{ K} \quad (3.4)$$

Como se mencionó en el capítulo 1, la presión de estancamiento en procesos isoentrópicos es constante. Para hallar la presión absoluta en la salida de la boquilla de admisión se utiliza la ecuación (1.21), asumiendo la eficiencia (η_i) indicada en la Tabla 3.1.

$$\frac{P_{01}}{P_a} = \left(1 + \eta_i \frac{C_a^2}{2c_{pa}T_a} \right)^{\frac{\gamma}{(\gamma-1)}} ; P_{01} = 95,073 \text{ kPa} \quad (3.5)$$

Conociendo ya la temperatura y presión absoluta en la salida de la boquilla de admisión, se calcula la densidad del aire en el mismo punto. Para ello, se utiliza la ecuación (1.1).

$$\rho_{01} = \frac{P_{01}}{T_{01}R} ; P_{01} = 1,1601 \text{ kg/m}^2 \quad (3.6)$$

3.2.4 Compresor

Conociendo el diámetro de ingreso de aire al motor (ϕ_a), la densidad de dicho aire (ρ_{0a}) y su velocidad (C_a), es posible hallar el flujo de masa de aire real en el sistema (\dot{m}_a).

$$\dot{m}_a = C_a \rho_a \frac{\pi \phi_a^2}{4} = 0,509 \text{ kg/s} = 67,33 \text{ lb/min} \quad (3.7)$$

Debido a que el aumento de presión en la turbina depende del flujo de masa de aire corregido, es necesario aplicar la siguiente ecuación.

$$\dot{m}_{corr} = \dot{m}_a \frac{\sqrt{T_{01}/T_a}}{P_{01}/P_a} = 0,485 \text{ kg/s} = 64,15 \text{ lb/min} \quad (3.8)$$

Con dicho valor calculado y usando la eficiencia $\eta_c = 74\%$ para el compresor, de la Figura 3.3 se halla la relación de presiones igual a $P_r = 2,00$. Sin embargo, lo usual en dichos componentes es que exista una reducción de 10% de eficiencia cada 1000m de altura, con lo que resulta: $P_r = 1,8$.

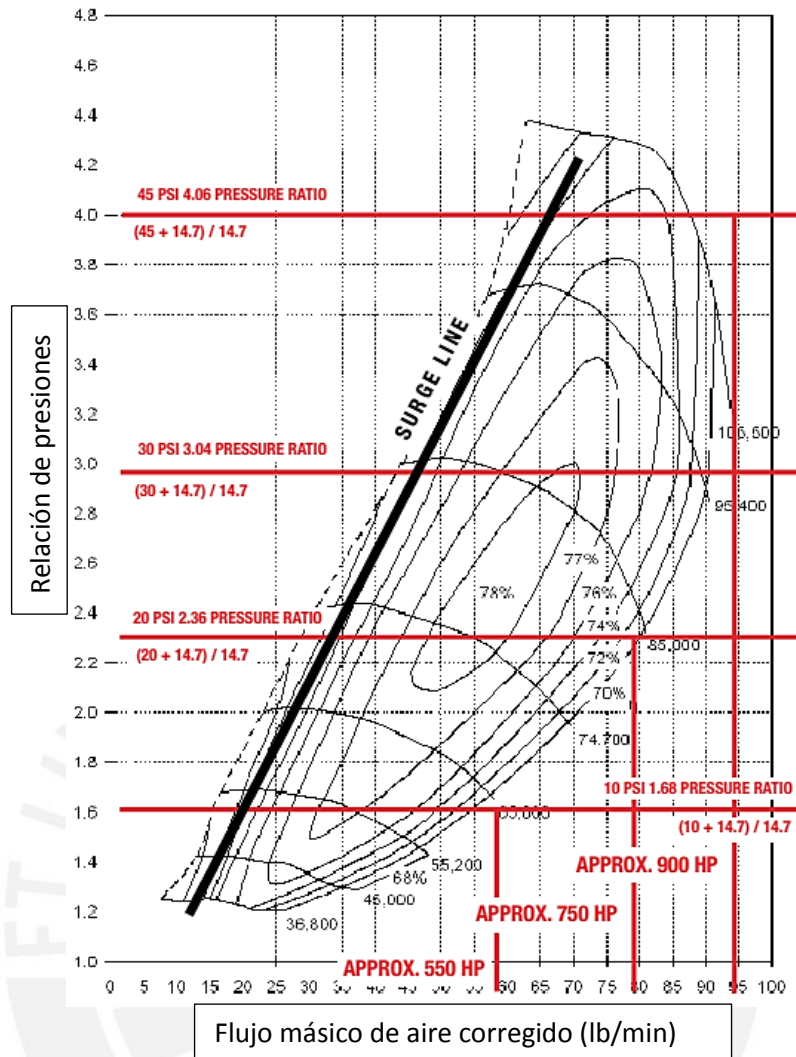


Figura 3.3: Mapa del turbocompresor TURBONECTICS seleccionado [15].

Luego se procede con el cálculo de la presión de salida en el compresor (P_{02}), conociendo ya el ratio de presiones.

$$P_{02} = P_r P_{01} = 171,131 \text{ kPa} \quad (3.9)$$

Por último, se calcula la temperatura de salida en el turbocompresor (T_{02}).

$$T_{02} - T_{01} = \frac{T_{01}}{\eta_c} \left[\left(\frac{P_{02}}{P_{01}} \right)^{\frac{\gamma_a - 1}{\gamma_a}} - 1 \right]; T_{02} = 357,57 \text{ K} \quad (3.10)$$

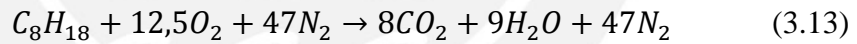
3.2.5 Cámara de combustión

En base al calor requerido en la salida de la turbina (T_{03}), se calcula la energía que el combustible debe de proveer. Para ello primero se calcula el número de moles de oxígeno por unidad de tiempo entrantes a la cámara de combustión, por medio de una transformación a la ecuación (3.8). Cabe mencionar que la masa molecular del oxígeno es $M_{O_2} = 32 \text{ kg/kmol}$ y representa el 20,95% del volumen total del aire [33].

$$\dot{y} = \dot{m}_{corr} = 0,485 \frac{\text{kg}}{\text{s}} * \frac{1 \text{ mol}}{0,032 \text{ kg}} * 21\% = 3,18 \frac{\text{mol}}{\text{s}} \quad (3.11)$$

El combustible seleccionado para el presente motor es la gasolina, cuya fórmula química aproximadamente, considerando n-Octano, es C_8H_{18} . Cuando se realiza el balance estequiométrico, mostrado en la ecuación (1.32), considerando las equivalencias mostradas en la ecuación (1.33), este resulta en la siguiente forma:

$$a = 8, \quad b = 9, \quad n = 12,5 \quad (3.12)$$



Por otra parte, se asume que la cámara de combustión es adiabática, debido al alto flujo de aire a través de ella, y su presión se mantiene constante (P_{02}). De la ecuación (1.31), la cual expresa la primera ley de la termodinámica aplicada en este proceso de combustión, se resuelve la ecuación abajo indicada.

$$\begin{aligned} & [\dot{x}h_{C_8H_{18}} + \dot{y}h_{O_2} + 3,76\dot{y}h_{N_2}]_{T_{02}} \\ & = [8\dot{x}h_{CO_2} + 9\dot{x}h_{H_2O} + 3,76\dot{y}h_{N_2} \\ & + (\dot{y} - 12,5\dot{x})h_{O_2}]_{T_{03}} \end{aligned} \quad (3.14)$$

donde \dot{x} representa el flujo de combustible entrante, \dot{y} es el flujo de oxígeno a través del motor turbo-jet y h simboliza las entalpías totales (entalpía de formación más

entalpía sensible) de cada componente bajo los parámetros de temperatura y presión indicados.

A continuación en la Tabla 3.2, se presentan los valores correspondientes a las entalpías de las especies arriba indicadas, en las condiciones de presión y temperaturas previamente indicadas ($T_{02} = 357,57 K, P_{02} = 171,131 kPa$). Es importante resaltar que los valores de calor específico a presión constante, a distintas temperaturas, se han obtenido de la referencia [34], y las entalpías han sido calculadas con la ecuación (1.6).

Tabla 3.2: Calores específicos [34].

Molécula	Temperatura (K)	c_p (kJ/kg-K)	h_f (kJ/kmol)	h (kJ/kmol)
O_2	357,57	29,800	0	1 775,186
O_2	1200,00	35,593	0	32 104,886
N_2	357,57	29,200	0	1 739,444
N_2	1200,00	33,707	0	26 338,400
CO_2	1200,00	56,205	-393 546	-342 849,090
H_2O_{vapor}	1200,00	43,874	-241 845	-202 270,652
$C_8H_{18(l)}$	298,00	-	-250 000	-250 000

En cuanto a la gasolina, para que este sea introducido en la cámara de combustión, su presión debe incrementarse hasta por lo menos igualar la presión al interior de dicho elemento. Además, el combustible se encuentra en estado líquido y, por eso, se puede afirmar que la entalpía se mantendrá constante, a pesar del efecto de la bomba de combustible.

De la ecuación de balance energético (3.14) se obtiene resuelve que:

$$\begin{aligned}
 & [\dot{x}(-250\,000) + (0,00318)(1775) + 3,76(0,00318)(1739)]_{T_{02}} \\
 & = [8\dot{x}(-342849) + 9\dot{x}(-202271) \\
 & + 3,76(0,00318)(26338) \\
 & + ((0,00318) - 12,5\dot{x})(32105)]_{T_{03}}
 \end{aligned} \tag{3.15}$$

$$\dot{x} = 0.0828447 \frac{\text{mol}}{\text{s}} \quad (3.16)$$

Siendo el peso molecular de la gasolina es $M_{C_8H_{18}} = 114,23 \text{ kg/kmol}$, por lo tanto, usando la equivalencia de la ecuación (3.11) se obtiene el consumo de combustible:

$$\dot{m}_{gasolina} = 0,0000828447 \frac{\text{kmol}}{\text{s}} * 114,23 \frac{\text{kg}}{\text{kmol}} * 60 \frac{\text{s}}{\text{min}} \quad (3.17)$$

$$\dot{m}_{gasolina} = 0,5678 \frac{\text{kg}}{\text{min}} \quad (3.18)$$

Además, la densidad de la gasolina es $\rho_{gasolina} = 0,75 \text{ kg/l}$. Con ello resulta el consumo de combustible en:

$$\dot{m}_{gasolina} = 0,757 \frac{\text{l}}{\text{min}} \quad (3.19)$$

Paralelamente, se calcula la pérdida de presión en la cámara de combustión, conociendo su porcentaje de pérdida.

$$P_{03} = P_{02} \left(1 - \frac{P_b}{P_{02}}\right) = 166,131 \text{ kPa} \quad (3.20)$$

3.2.6 Transmisión mecánica

En este procedimiento es necesario recordar que en los gases reales, la entalpía es una función de la temperatura principalmente. Es por ello que se cumple que la ecuación (1.28) de trabajo en el compresor.

$$W_c = c_{pa}(T_{02} - T_{01}) = 59,868 \text{ kJ/kg} \quad (3.21)$$

Posteriormente, se añade la pérdida debido a la transmisión mecánica de la energía, la cual es muy cercana a cero si el eje de transmisión está bien lubricado. Para efectos nuestros se asumirá $\eta_m = 99\%$.

$$W_c = \eta_m W_t \quad (3.23)$$

$$W_t = 59,269 \text{ kJ/kg} \quad (3.24)$$

3.2.7 Turbina

Partiendo de la ecuación anterior, es momento de calcular la temperatura en la entrada de la turbina (T_4), ya habiendo asumido una temperatura a la salida de la cámara de combustión ($T_{03} = 1200 \text{ }^\circ\text{K}$).

$$T_{03} - T_4 = \frac{c_{pa}(T_{02} - T_{01})}{c_{pg}\eta_m}; T_4 = 1147,32 \text{ K} \quad (3.25)$$

A dicha ecuación, se le debe ahora añadir las pérdidas adiabáticas ($\eta_t = 74\%$) y se obtiene la temperatura real a la salida de la turbina (T_{04}).

$$T_{04} = T_{03} - \frac{(T_{03} - T_4)}{\eta_t}; T_{04} = 1128,81 \text{ K} \quad (3.26)$$

Ulteriormente, se calcula la presión en la salida de la turbina (P_{04}), utilizando la ecuación para procesos isoentrópicos (1.13):

$$P_{04} = P_{03} \left(\frac{T_{04}}{T_{03}} \right)^{\frac{\gamma_g}{\gamma_g - 1}}; P_{04} = 155,117 \text{ kPa} \quad (3.27)$$

3.2.8 Temperatura y presión crítica

El primer paso en el análisis de la salida de gases es el cálculo de la temperatura y presión crítica (T_c, P_c). Estas condiciones se presentan cuando la velocidad del fluido iguala a la velocidad del sonido, es decir Mach 1, a través de un área reducida. A partir de dicho punto, estos parámetros no aumentan más. Asimismo, la velocidad del fluido cruzando el área de estrangulamiento logra velocidades supersónicas.

$$T_c = T_{04} \left(\frac{2}{\gamma_g + 1} \right) = 967,67 \text{ K} \quad (3.28)$$

$$P_c = P_{04} \left(\frac{2}{\gamma_g + 1} \right)^{\left(\frac{\gamma_g}{\gamma_g - 1} \right)} = 83,737 \text{ kPa} \quad (3.29)$$

3.2.9 Condición de estrangulamiento

En este punto, para determinar si el flujo se encuentra en condición de estrangulamiento, se debe realizar la siguiente comparación.

$$\frac{P_{04}}{P_a} > \frac{P_{04}}{P_c} \quad (3.30)$$

$$1.725 \not> 1.852 \quad (3.31)$$

Como no se cumple que la desigualdad arriba planteada, se identifica que el flujo no se encuentra en dicha condición. Es decir, el flujo aún es turbulento y no se estrangula.

3.2.10 Tobera

En este caso se cumple que la presión en la salida de la tobera es igual a la presión atmosférica.

$$P_{05} = P_a = 100,130 \text{ kPa} \quad (3.32)$$

En cuanto a la temperatura, se realiza la ecuación para procesos isoentrópicos con una eficiencia en la tobera $\eta_i = 90\%$.

$$T_{05} = \eta_j T_{04} \left(\frac{P_a}{P_5} \right)^{\frac{\gamma_g - 1}{\gamma_g}} = 870,90 \text{ K} \quad (3.33)$$

Se calcula ahora la velocidad de los gases de escape.

$$C_5 = \sqrt{2c_{pg}(T_{05} - T_a)} = 1161,92 \text{ m/s} \quad (3.34)$$

3.2.11 Empuje específico, empuje

Se asume un área constante en la salida de la tobera ($\phi_5 = 53,6\text{mm}$). De ahí se calcula el empuje específico (empuje por unidad de masa de aire del motor, despreciando la masa del combustible).

$$F_s = (C_5 - C_a) + \pi \left(\frac{\phi_5}{2}\right)^2 (P_c - P_a) = 1061 \text{ Ns /kg} \quad (3.35)$$

Para hallar el empuje, se multiplica por el flujo de masa corregido.

$$F = F_s \dot{m}_a = 514 \text{ N} \quad (3.36)$$

3.2.12 Potencia útil, entregada y eficiencia

Se halla la potencia útil.

$$P_u = C_a F = 51,872 \text{ kW} \quad (3.37)$$

Se calcula la potencia entregada

$$P_g = \dot{m}_a c_{pg}(T_{03} - T_{02}) = 469,048 \text{ kW} \quad (3.38)$$

Y la eficiencia obtenida resulta en:

$$Eff = \frac{P_u}{P_g} \times 100\% = 11,06\% \quad (3.39)$$

Finalmente, se halla el consumo específico de combustible. Con esta medida y el consumo de gasolina por minuto es posible comparar el consumo del motor turbo-jet propuesto con otros disponibles en el mercado.

$$\dot{m}_{gasolina} = 0,5678 \frac{kg}{min} * \frac{1}{514} \frac{1}{N} * 60 \frac{min}{h} \quad (3.40)$$

Los resultados obtenidos se presentan a continuación en una tabla.

Tabla 3.3: Resultados obtenidos.

Empuje	514 N
Empuje específico	1061 N-s/kg
Consumo específico de combustible	0,0663 kg/h-N
Potencia generada (kW)	51,872 kW
Potencia suministrada (kW)	469,048 kW
Eficiencia (%)	11,06%

3.3 Análisis en Matlab

En la presente sección, se realizarán los cálculos arriba descritos usando el software Matlab™. Esta herramienta permite determinar el comportamiento del motor turbo-jet cuando el motor se encuentre operando a distintos números de Mach y con diversas temperaturas en la entrada de la turbina. En el Anexo 1 se presenta el programa desarrollado y, a continuación, se presentan las curvas de presión y temperatura en la salida de cada componente del motor de estudio, a una altitud de 1000 m.s.n.m. Además, se grafican las superficies de comportamiento del empuje, empuje específico, potencia obtenida, potencia suministrada y eficiencia.

3.3.1 Resultados

Como resultado, se obtiene que la velocidad máxima a la que puede operar el motor turbo-jet es 154,14 m/s, equivalente a Mach 0,45. Esta velocidad es limitada por el compresor y se obtiene tras comparar el flujo de ingreso de aire a dicha velocidad

Mach con la cantidad máxima admisible de aire de compresor, de acuerdo con el mapa del compresor provisto por el fabricante.

Sin embargo, otra gran limitante es la temperatura en la salida de la cámara de combustión es otra limitante, ya que a temperaturas mayores a 1500 K no puede la turbina operar. A continuación se presentan los gráficos correspondientes a la presión y la temperatura en cada punto de análisis, a partir de la turbina, evaluados a distintas temperaturas de los gases a la entrada de la turbina (T_{03}) y diferentes números de Mach del motor.

En el Punto 1, se aprecia que la temperatura en la entrada de la boquilla del compresor aumenta proporcionalmente dependiendo de la velocidad a la que se encuentra desplazándose el motor. Esto es debido al incremento de la temperatura dinámica, lo cual aumenta la temperatura de estancamiento. Similar caso ocurre en la presión de estancamiento.

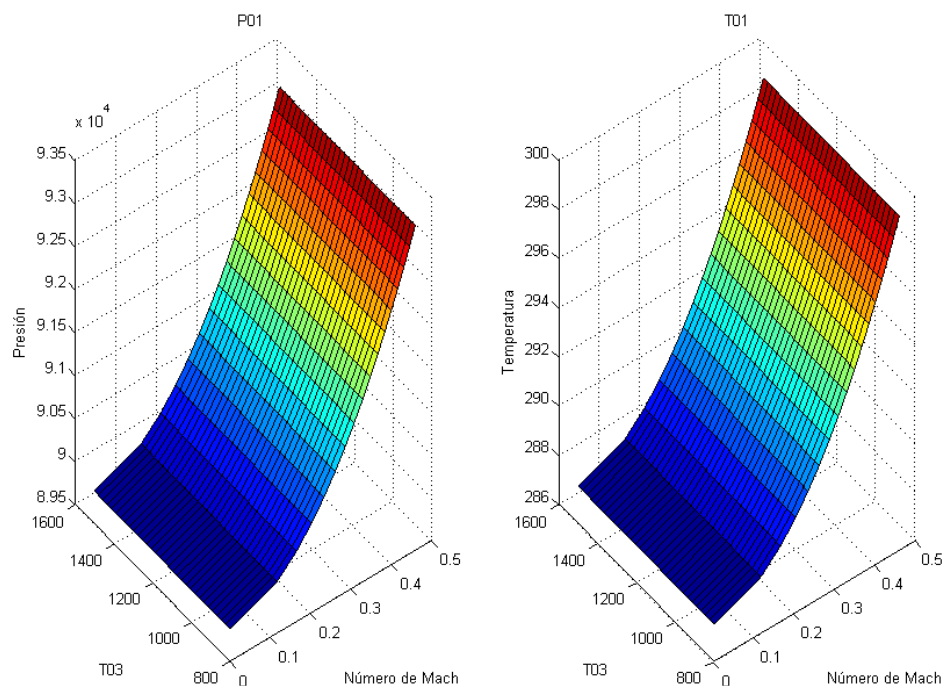


Figura 3.5: Presión y temperatura en el punto 1.

De igual modo, en el Punto 2, la temperatura se eleva producto del trabajo realizado por el compresor. Dichos parámetros se ven descritos en la Figura 3.6.

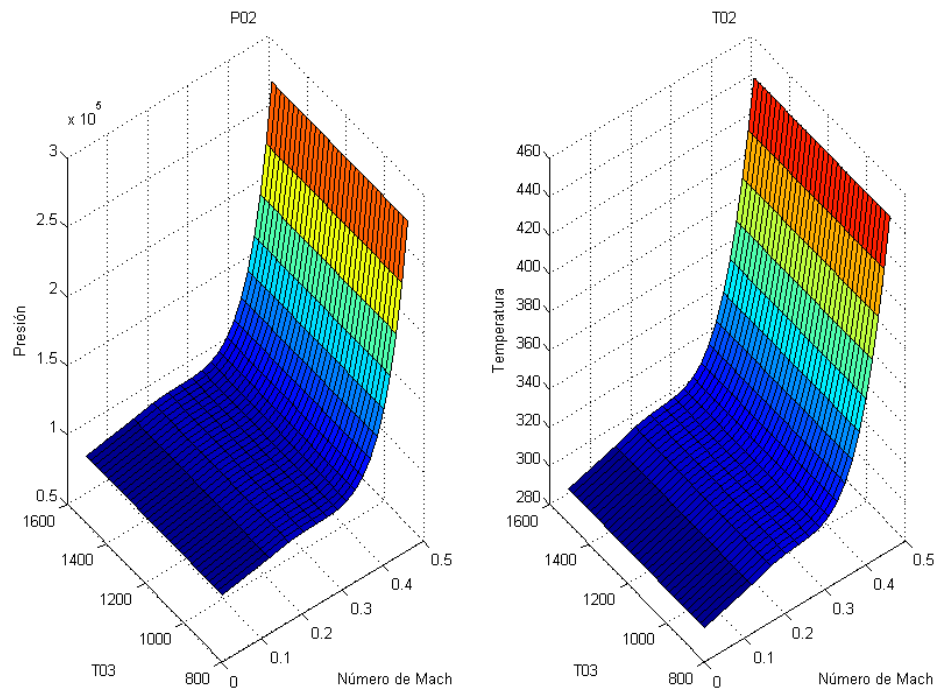


Figura 3.6: Presión y temperatura en el punto 2.

Por otra parte, al observar la Figura 3.7, se aprecia que la presión a la entrada de la turbina (P03) se mantiene constante para las distintas temperaturas de los gases de escape en el mismo punto, siguiendo así la curva del turbocompresor seleccionado. Asimismo, al aumentar el número de Mach, se incrementa también el valor de P03.

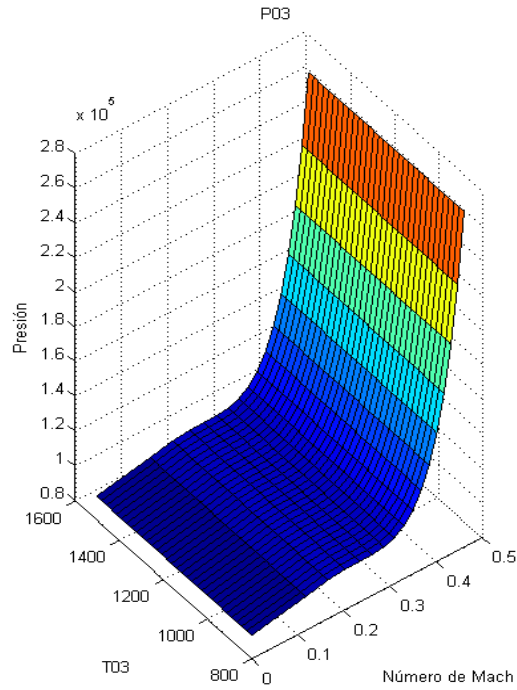


Figura 3.7: Presión en el punto 3.

De acuerdo a la Figura 3.8, se aprecia que, como es de esperarse, la presión en la entrada de la tobera es máxima cuando la temperatura en la entrada de la turbina también lo es.

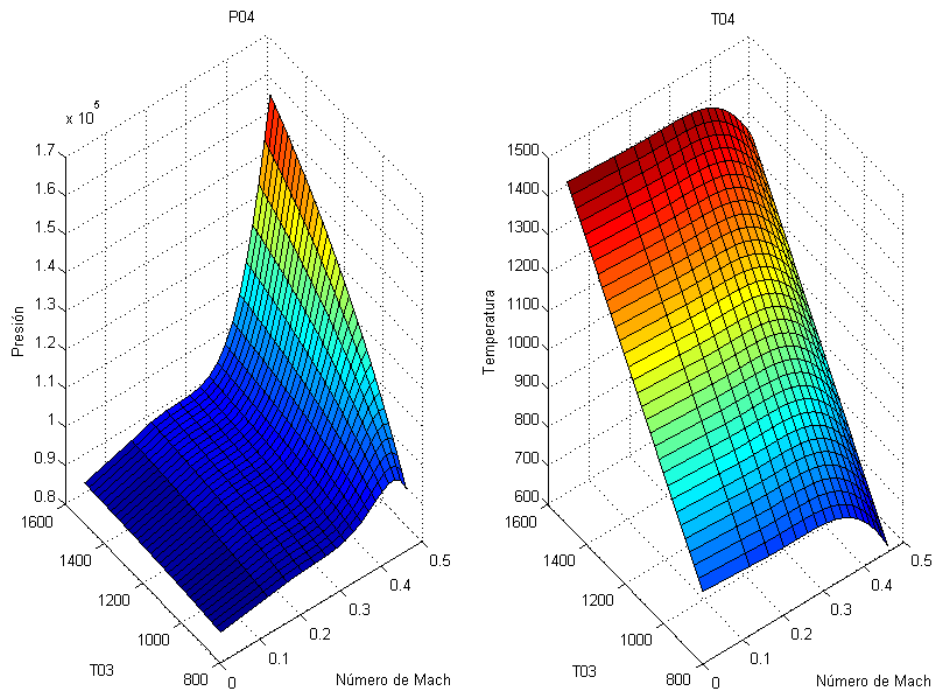


Figura 3.8: Presión y temperatura en el punto 4.

En la Figura 3.9, se observa que la presión en la salida de la tobera es (89 kPa) es idéntica a la presión atmosférica a 1000 m.s.n.m. (89 kPa), confirmando que la tobera no se encuentra operando en condiciones de estrangulamiento. Respecto a la temperatura a la entrada de la tobera (P04), se observa que su valor aumenta con T03 y el número de Mach. Sin embargo, a partir de un Mach igual a 0,4, existe una tendencia a disminuir T05. Esto es atribuido al aumento de la energía cinética con el aumento del número de Mach y menor valor de la temperatura estática (ver ecuación 3.26).

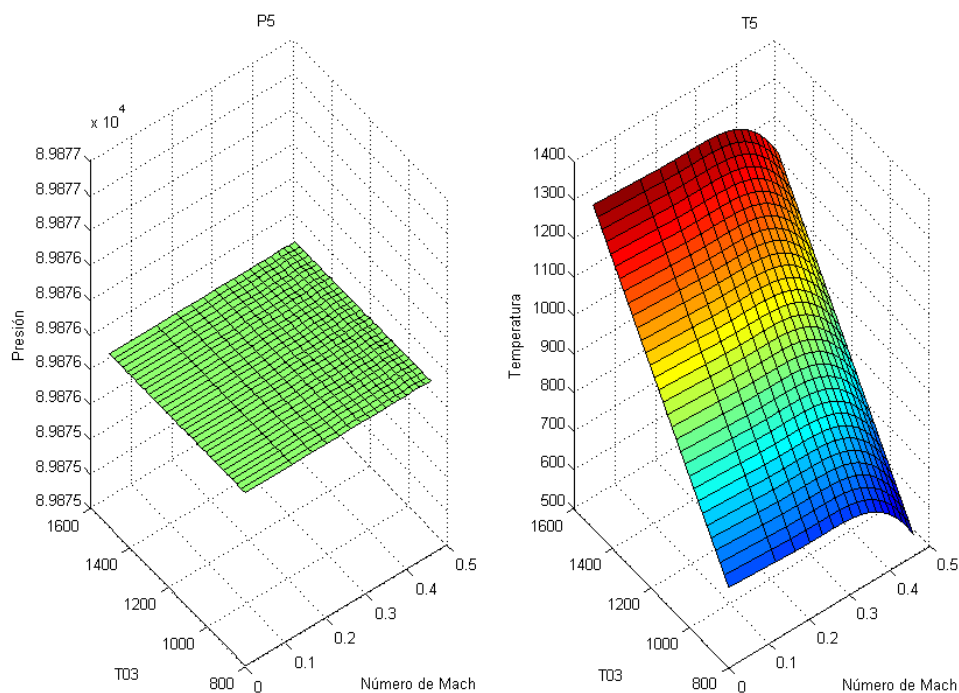


Figura 3.9: Presión y temperatura en el punto 5.

Al comparar la Figura 3.9 y la Figura 3.10, se identifica que los valores obtenidos a alta velocidad y elevada temperatura se aproximan a las condiciones de estrangulamiento (ver detalle en la Figura 3.11), ya que no existe intersección entre las superficies de ambos parámetros. Esto corresponde a todos los puntos donde la superficie verde se ubica por debajo del plano rojo. Tal como se mencionó previamente, en la Figura 3.11 se muestra la cercanía de la presión en 5 a la presión crítica en la salida de la tobera.

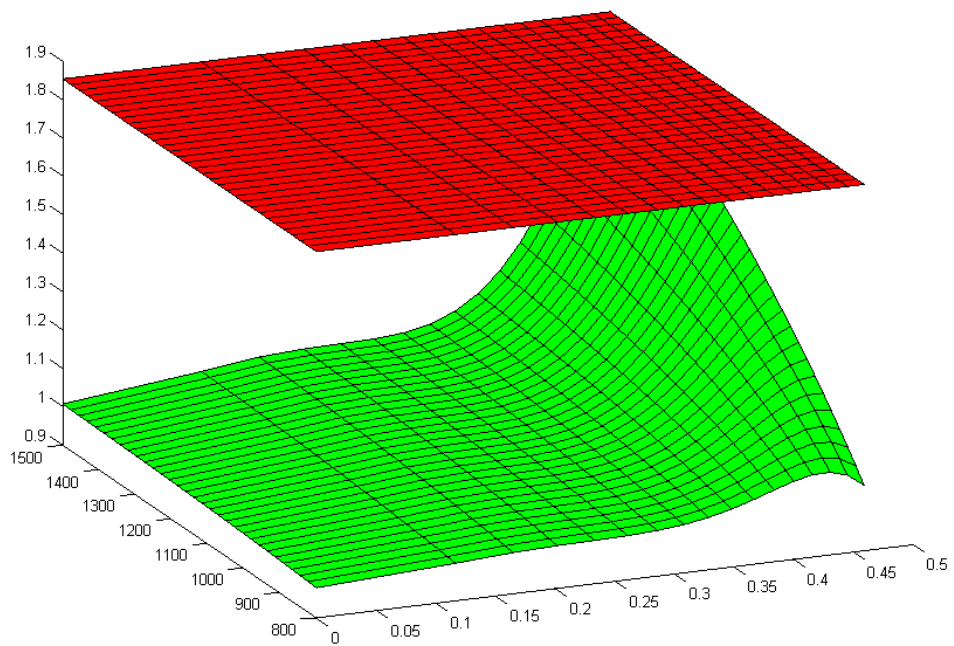


Figura 3.10: Presión crítica (rojo) contra presión en la salida de la tobera (verde) –
vista 1.

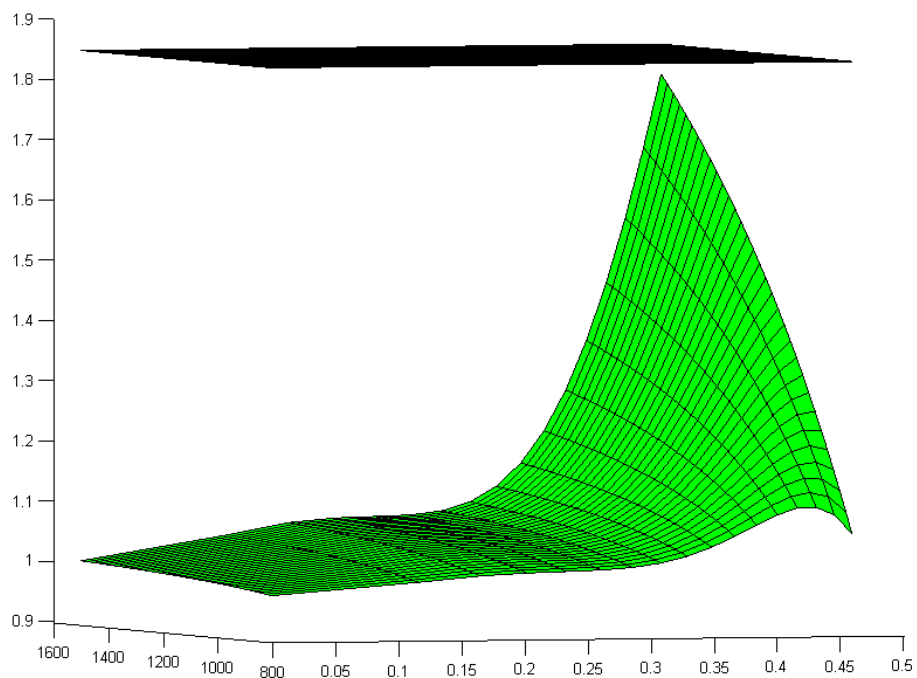


Figura 3.11: Presión crítica (rojo) contra presión en la salida de la tobera (verde) –
vista 2

Asimismo, en la Figura 3.11, se aprecia que el mayor empuje ocurre cuando la temperatura de los gases de combustión en la entrada de la turbina es máxima y la velocidad Mach también lo es. Con esto se corrobora la Figura 3.1, donde se indican los mejores puntos de operación de este tipo de motor a reacción.

Por otra parte, habiendo sentado la mínima demanda de empuje en 300N, se cumple que cuando la velocidad del motor supera el número Mach 0,2, siempre se cumple, sin importar la temperatura T03, mientras esta temperatura se encuentre dentro del rango de operación estudiado.

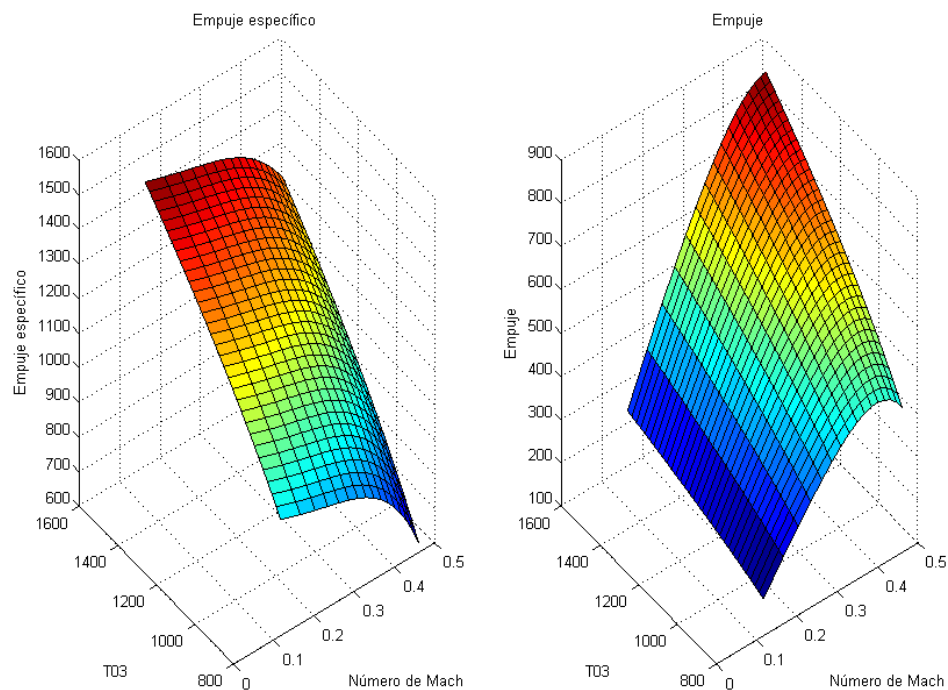


Figura 3.11: Empuje específico y empuje.

Finalmente, en la Figura 3.12, se aprecia que las potencias (útil y suministrada) y la eficiencia aumentan con el número de Mach y la temperatura en la entrada de la turbina (T03). Comparando los resultados de las Figuras 3.11 versus la Figura 3.12, se obtiene que el mayor desempeño ocurre con empujes menores a los máximos encontrados.

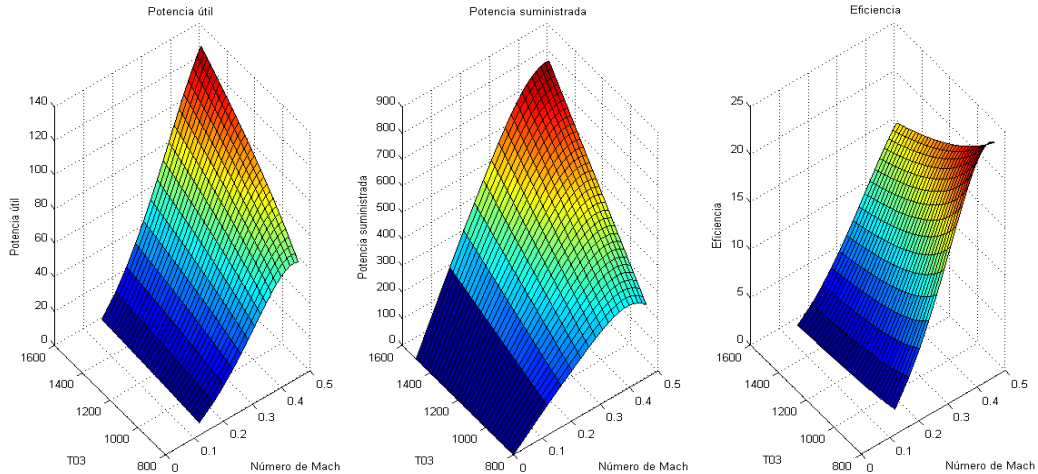


Figura 3.12: Potencia útil, potencia suministrada y eficiencia.

3.3.2 Conclusiones

Con los análisis realizados se comprueba que sí es posible construir un motor turbo-jet a partir de un sobrealimentador automovilístico. Sin embargo, existen algunos parámetros a los que debe adecuarse. Las principales limitantes son la temperatura máxima que soporta la turbina y los flujos máximos de operación del compresor.

Debido a que esta está fabricada en acero Inconel 713C, la temperatura máxima a la que puede operar es 1500 K, ya que a temperaturas equivalentes a 1533 – 1561 K corre el riesgo de derretirse.

Asimismo, se verifica que la eficiencia máxima del motor turbo-jet se da cuando este se aproxima a las condiciones de estrangulamiento ($P_c = P_{05}$). Es ahí cuando el principio de *De Laval* sucede, provocando una salida de aire a velocidades supersónicas, lo cual reduciría drásticamente la presión y temperatura a la salida de la tobera, incrementando la velocidad de los gases de escape.

CAPÍTULO 4

SIMULACIÓN DEL MOTOR

En el capítulo anterior se analizaron los parámetros del motor cuando este se encuentra operando en diferentes estados estacionarios. Para complementar el modelo matemático del motor, es ahora necesario analizar el comportamiento transitorio de los parámetros del motor del turbo-jet.

En este capítulo, se describe el análisis transitorio y la simulación del motor turbo-jet a nivel de mar. Dicha transición representa a una aeronave, equipada con el presente motor turbo-jet, desde que despegue en tierra hasta que alcance una velocidad de Mach 0,3. Para dicho análisis y simulación se utiliza la herramienta SimulinkTM, la cual incluye un repositorio amplio de librerías para análisis en frecuencia. En una primera instancia, se identifican las ecuaciones que describen el comportamiento del motor. Posteriormente, se integra la aceleración de salida y se aplican las leyes de movimiento de Newton para calcular la velocidad del avión. Ulteriormente, se añade a la simulación la función de transferencia de la bomba inyectora de combustible. Finalmente, se simulan distintos casos y se muestran los resultados.

Por fines prácticos, se asumen que la altura no varía y que la mezcla de aire y combustible en la cámara de combustión es pobre. Si bien, en el despegue de las aeronaves de gran escala dichas mezclas son ricas en combustible, debido a que se utiliza una turbina automovilística, esta no opera a temperaturas mayores a 1500 K, valor por debajo de la combustión óptima de la gasolina.

4.1 Funciones de transferencia

Para poder obtener las curvas características de los sensores, es necesario poder contar con los mismos. En dicha forma, se puede obtener experimentalmente con un módulo de adquisición de datos la reacción de los mismos ante distintas entradas. En esta sección se analizan sólo algunos posibles comportamientos de los sensores, en base a sus modelos matemáticos.

Con la finalidad de obtener un óptimo algoritmo de control, es preferible mantener los componentes en forma no lineal para este caso. Sin embargo, en la siguiente sección se presenta una aproximación lineal por fines prácticos.

4.1.1 Sensor de pitot

De las ecuaciones 1.16 y 1.17 se determina que la velocidad 0,3 Mach a 100 m.s.n.m equivale a 101,97 m/s.

$$C_{a0} = 101,97 \text{ m/s} \quad (4.1)$$

Dicho valor indica el punto de operación del motor. Por otra parte, la ecuación 1.15 describe el comportamiento del sensor, sin embargo, para poder expresarlo en el dominio de Laplace, es necesario linealizarlo. Para conseguir una aproximación lineal, se emplea la serie de Taylor en dicha ecuación como se indica a continuación:

$$f(P_{0a}, C_a) = f_0(P_{0a}, C_a) + \frac{f(P_{0a}, C_a)}{dP_{0a}} \Delta P_{0a} + \frac{f(P_{0a}, C_a)}{dC_a} \Delta C_a \quad (4.2)$$

donde f_0 representa a las condiciones iniciales, P_{0a} es la presión absoluta, C_a es la velocidad del aire de ingreso. Las derivadas parciales se presentan a continuación:

$$\frac{f(P_{0a}, C_a)}{dP_{0a}} = -1 \quad (4.3)$$

$$\frac{f(P_{0a}, C_a)}{dC_a} = \rho_a C_{a0} \quad (4.4)$$

Por lo tanto, la aproximación de Taylor resulta en la siguiente ecuación:

$$-\Delta P_{0a} + \rho_a C_{a0} \Delta C_a = 0 \quad (4.5)$$

y reemplazando en sus valores iniciales resulta en:

$$\rho_a C_{a0} C_a = P_{0a} - P_a \quad (4.6)$$

Dicha ecuación se representa en el dominio de Laplace mediante una función de transferencia y una adición:

$$\rho_a C_{a0} C_a = P_{0a} - P_a \quad (4.6)$$

4.1.2 Boquilla de admisión

En este componente, se determina la función de transferencia de la temperatura en la salida de la boquilla de admisión. Esto se expresa en la función 1.14, la cual debe ser linealizada, de forma similar a la expresión 4.2. Dicha expresión linealizada resulta en la siguiente ecuación:

$$-\Delta T_{0a} + \frac{C_{a0}}{c_{pa}} \Delta C_a = 0 \quad (4.7)$$

y reemplazando en sus valores iniciales resulta en:

$$T_{01} = \frac{C_{0a}}{c_{pa}} C_a + T_a \quad (4.8)$$

De forma similar al sensor de pitot, la ecuación 4.9 se representa en el dominio de

Laplace por medio de una función de transferencia a la que se le adiciona la temperatura atmosférica, figura indicada posteriormente.

4.1.3 Compresor

El fabricante del compresor provee un diagrama flujo de aire corregido versus relación de compresión, tal como se muestra en la Figura 3.3. Por medio de una inspección visual en la gráfica se extraen 92 puntos, mostrados en la Figura 4.1, los cuales son insertados en una variable en MatlabTM.

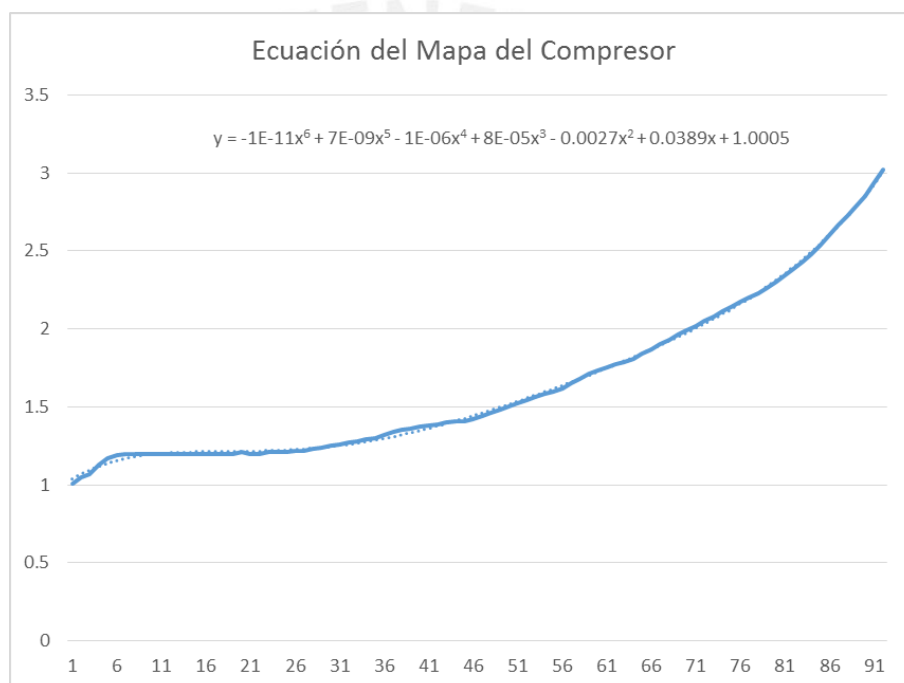


Figura 4.1: Curva característica identificada del compresor. Fuente: Propia

Seguidamente se ejecuta el comando *ident*, perteneciente a la herramienta *System Identification Toolbox*. Esta herramienta se utiliza para convertir una curva característica en una función de transferencia, entre otros análisis disponibles. En el proceso de obtención de la función de transferencia, se analizan distintas opciones evaluando distintas cantidades de polos y ceros. En la Tabla 4.1, se presentan algunas cantidades de polos y ceros cuya aproximación es cercana al valor real.

Tabla 4.1: Lista de posibles funciones de transferencia.

Alternativa	Número de polos	Número de ceros	Aproximación (%)
1	3	3	83,23%
2	5	1	86,63%
3	6	1	90,43%
4	6	5	93,84%
5	9	3	94,32%
6	9	4	93,66%
7	10	3	91,36%
8	10	6	91,89%

Con la misma herramienta es también posible analizar las distintas curvas en la salida del modelo, como se presenta en la Figura 4.2.

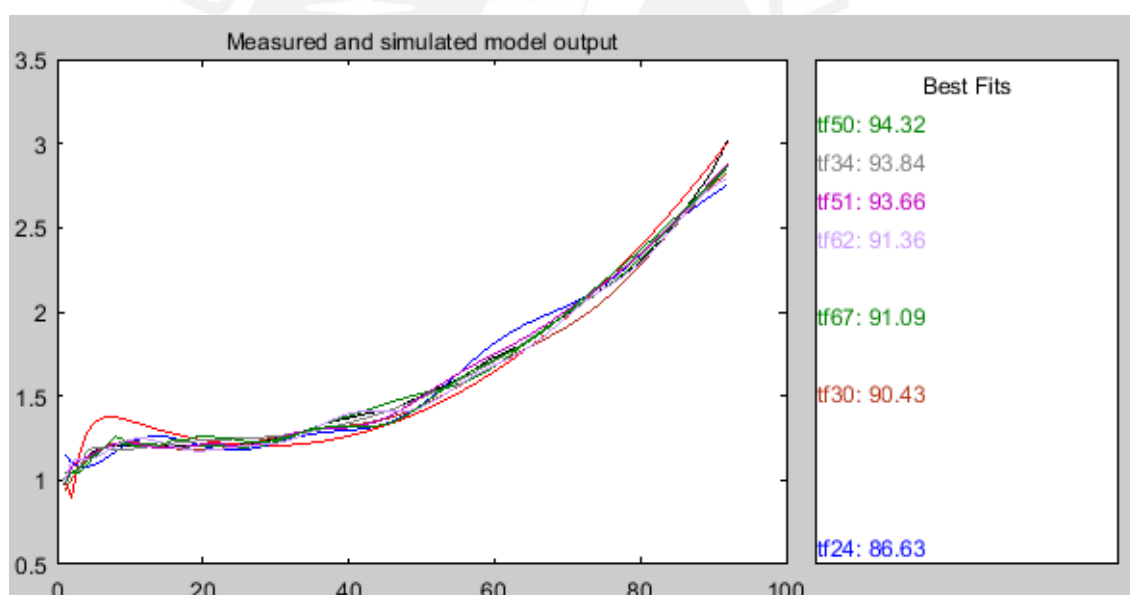


Figura 4.2: Aproximaciones de las funciones de transferencia. Fuente: Propia.

Ya conociendo que todas las alternativas arriba planteadas describen la función de transferencia del compresor con un alto grado de similitud, se debe ahora elegir una opción. Para este proceso tres criterios deben ser evaluados: respuesta transitoria ante una entrada escalón, estabilidad y número de polos. Bajo el primer criterio, únicamente las alternativas 1 y 6 se estabilizan manteniendo un sobreimpulso bajo. Las respuestas correspondientes a ambas alternativas se ilustran en la Figura 4.3 y Figura 4.4 correspondientemente.

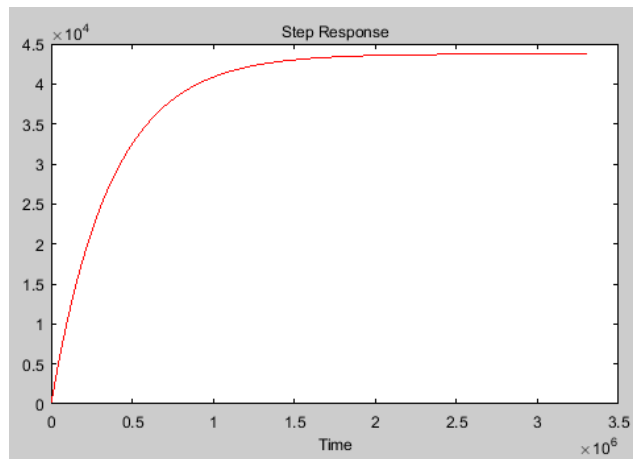


Figura 4.3: Respuesta transitoria de la alternativa 1 ante una entrada tipo escalón.

Fuente: Propia.

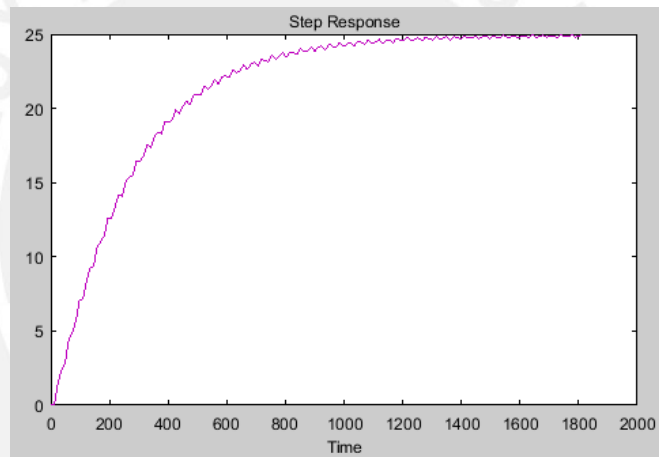


Figura 4.4: Respuesta transitoria de la alternativa 6 ante una entrada tipo escalón.

Fuente: Propia.

Al analizar ambas gráficas arriba mostradas, se aprecia que ambas logran establecerse en un valor. Por otra parte, una principal diferencia yace en el tiempo de establecimiento, ya que, para la alternativa 6, dicho tiempo es considerablemente inferior al de la alternativa 1.

En relación a la estabilidad, si bien ya se ha comprobado que ambas alternativas se estabilizan en el tiempo, se desea comprobar la ubicación de los polos en el plano de Laplace. En la Figura 4.4 y Figura 4.5, se grafican los polos y ceros de ambas alternativas respectivamente.

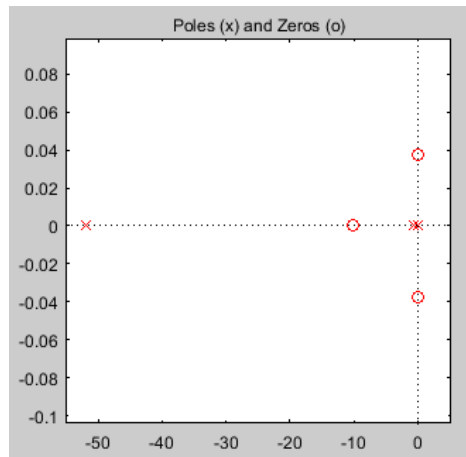


Figura 4.5: Ubicación de polos y ceros de la alternativa 1. Fuente: Propia.

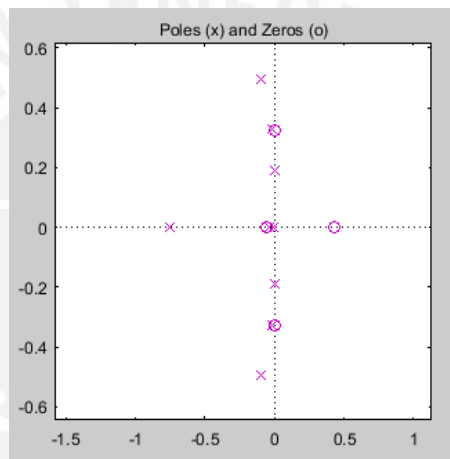


Figura 4.6: Ubicación de polos y ceros de la alternativa 6. Fuente: Propia.

Como se puede apreciar en ambos casos, todos los polos se ubican en el lado izquierdo del eje imaginario. Por tal motivo, se corrobora la estabilidad del sistema. Por otra parte, no es posible comparar el tiempo de establecimiento entre ambas alternativas en este plano por ser ambas de orden distinto.

Finalmente, el último análisis se basa en el orden del sistema. Se sabe que se incorporará un controlador digital y, por dicha razón, la señal de control será discreta. El aumentar el orden del sistema aumentará la frecuencia con la que el controlador ejecute acciones de control. A pesar de ello y considerando que los procesadores actualmente trabajan en el orden de los gigahercios, el tiempo de establecimiento de la alternativa 6 es mucho menor a las otras opciones. Es por ello que se opte trabajar con dicha opción.

4.2 Simulación del motor turbo-jet

En esta sección se realiza el análisis del motor acoplado a una aeronave, cuyo peso en conjunto es igual a 10kg. Además, se agrega una fuerza de arrastre, cuyo coeficiente es 0,32 y cuya el área de contacto con el viento es $0,3\text{m}^2$.

A continuación se presentan los resultados obtenidos de la simulación. Otra consideración es en relación al exceso de aire en la mezcla aire combustible, el cual se supone que se mantiene constante debido a un sistema de control.

4.2.1 Presión

La presión absoluta en el punto 1, el cual hace referencia a la presión en la entrada del compresor, se muestra en la Figura 4.7. En dicha figura, es posible apreciar el efecto que produce el incremento en la velocidad del aire en la entrada, sobre la presión de estancamiento.

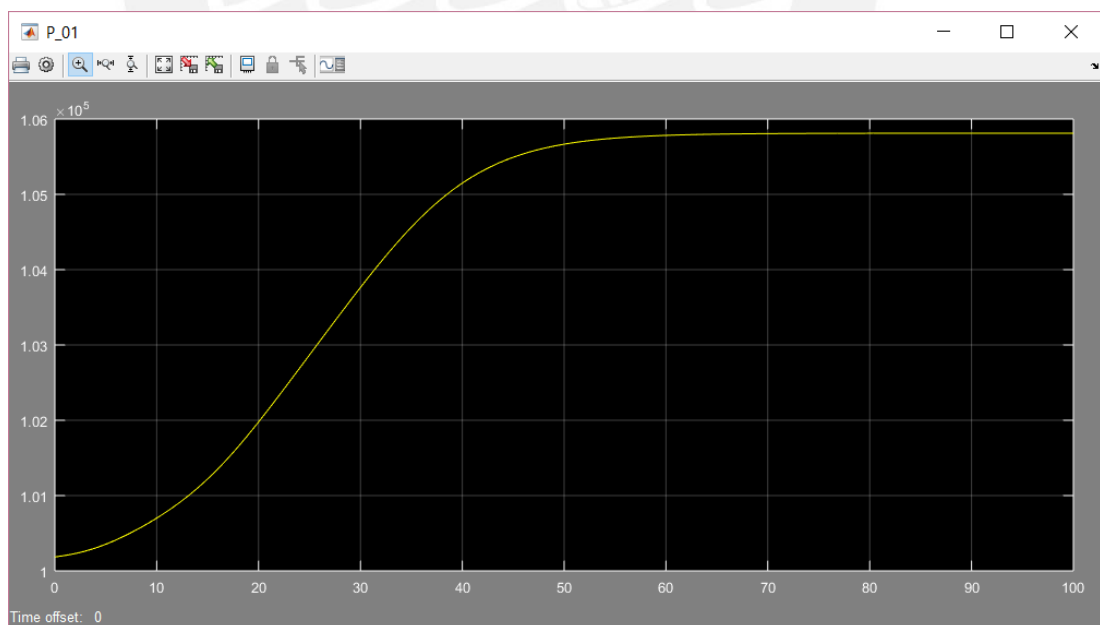


Figura 4.7: Comportamiento de la presión en el punto 1. Fuente: Propia.

En relación al punto 2, la relación de presiones en el compresor, se observa que cuando el flujo de masa de aire aumenta, debido al incremento de la velocidad del

sistema, la relación de presiones también lo hace. Además, cuando el motor logra estabilizarse, se muestra que la relación alcanza el punto óptimo de compresión, equivalente a 2,2. No obstante, se debe mencionar que dicho valor es alcanzado bajo los parámetros establecidos y no implica en otras situaciones, el valor se mantenga constante.

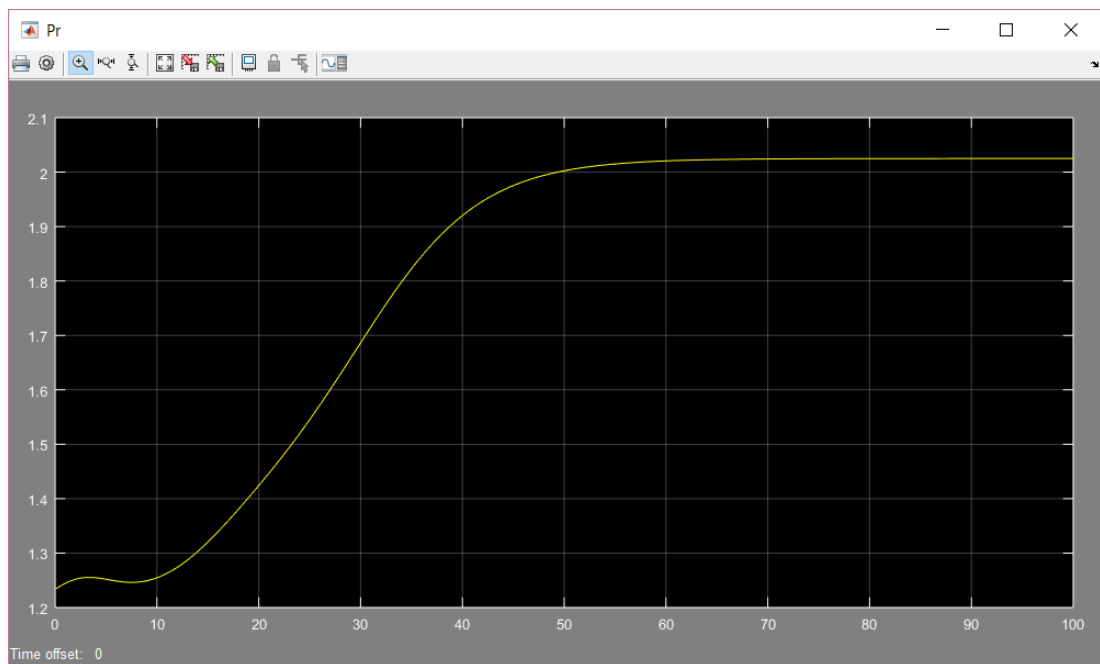


Figura 4.8: Relación de presiones en la entrada y salida del compresor. Fuente: Propia.

En la Figura 4.9, se observa cómo la presión en la entrada de la cámara de combustión aumenta, hasta establecerse en un valor contante. Dicho establecimiento se suscita cuando el motor alcanza el número Mach 0,3.

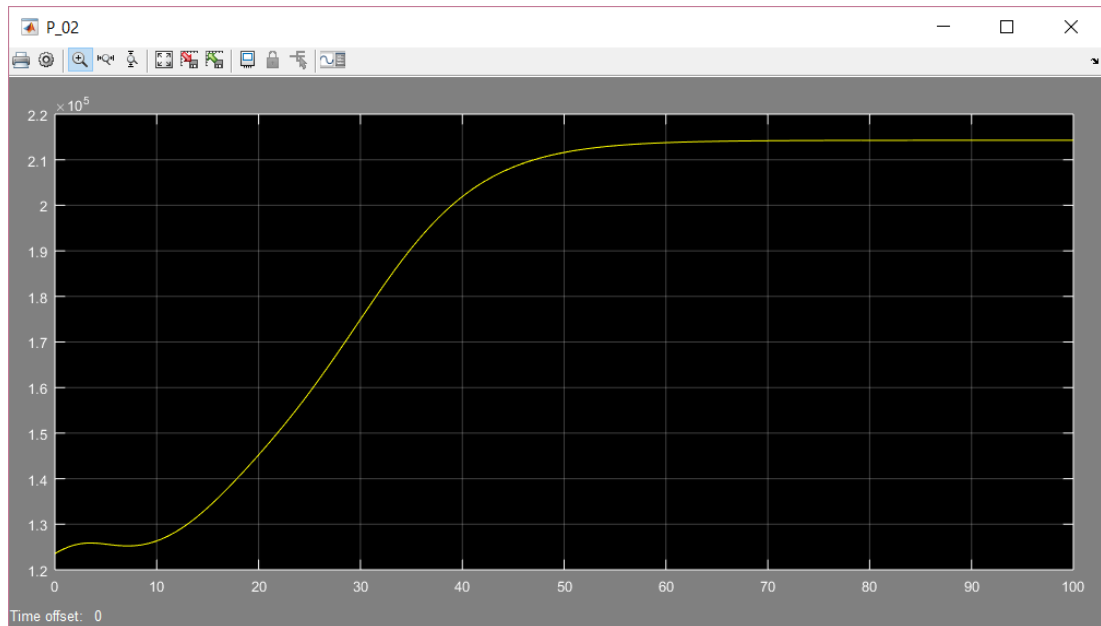


Figura 4.9: Comportamiento de la presión en el punto 2. Fuente: Propia.

En la Figura 4.10, se observa la ligera pérdida de presión en la cámara de combustión, comparando con la figura previamente descrita.

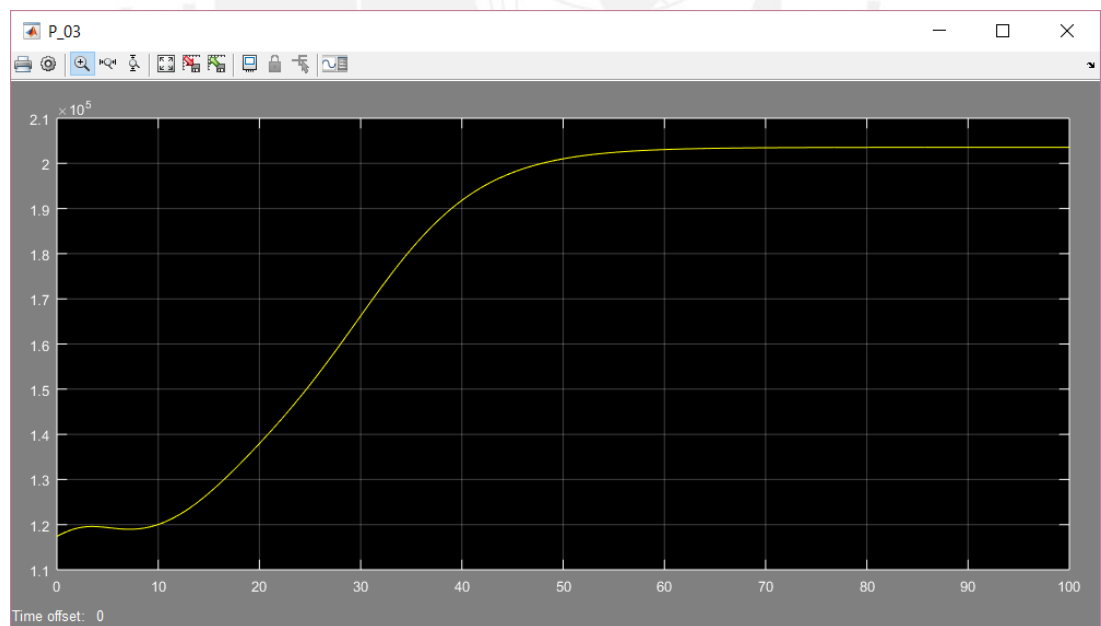


Figura 4.10: Comportamiento de la presión en el punto 3. Fuente: Propia.

Por otra parte, en la Figura 4.11, se observa el comportamiento de la presión en la salida de la turbina. Se puede apreciar que hay una reducción de la presión

significativa. Dicha aparente reducción de energía, es en realidad la energía utilizada por el compresor. Es decir, no representa mayor pérdida de energía hacia el sistema.

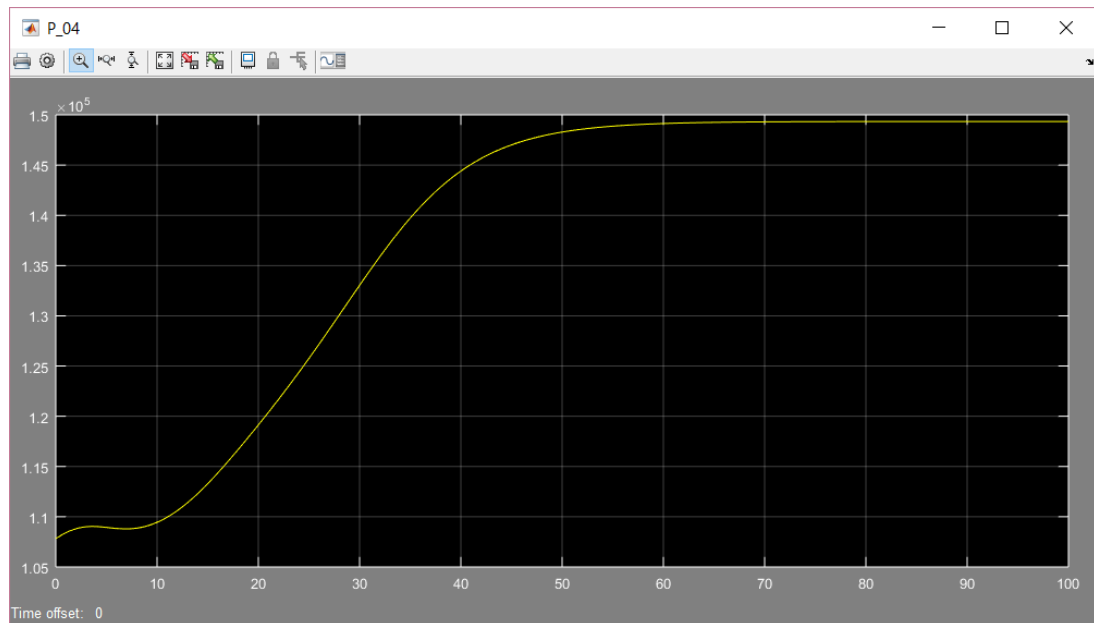


Figura 4.11: Comportamiento de la presión en el punto 4. Fuente: Propia.

4.2.2 Temperatura

En la Figura 4.12, se aprecia el incremento de la temperatura de estancamiento en la salida de la boquilla de admisión. Esto se debe al incremento en la temperatura dinámica a causa de la velocidad.

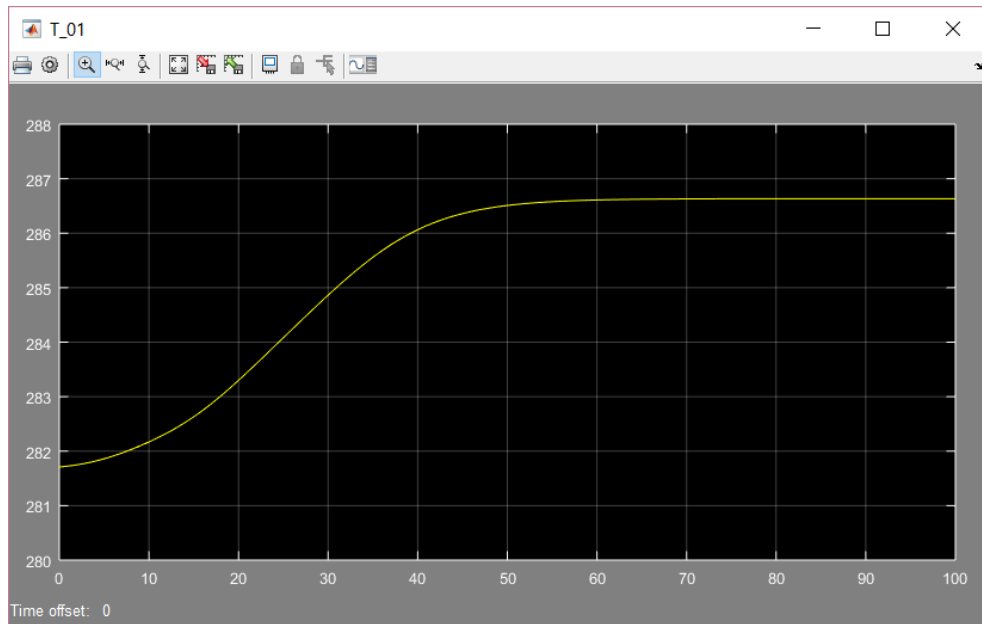


Figura 4.12: Comportamiento de la temperatura en el punto 1. Fuente: Propia.

Un caso similar es el aumento en la temperatura a la salida del compresor, tal como se presenta en la Figura 4.13. Esta es principalmente causada por el aumento de la velocidad. En un caso ideal, dicha razón es la única presente. Si se analiza un caso real, existe un ligero incremento debido a la compresión del fluido. Para el presente estudio, esta última causa se considera despreciable.

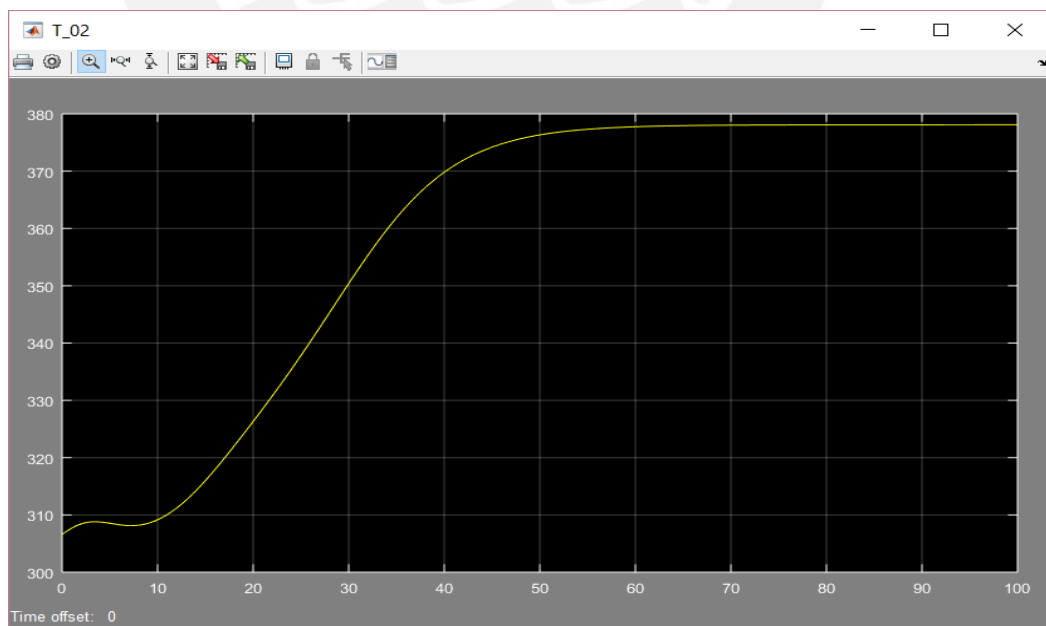


Figura 4.13: Comportamiento de la temperatura en el punto 2. Fuente: Propia.

En la Figura 4.14, el incremento en la temperatura se debe directamente a la cantidad de combustible combustionado. Al mantener un exceso de aire constante, se mantiene evita en todo momento que la temperatura de los gases de combustión superen la temperatura de 1517 K, valor que indica el punto de fusión de la turbina.

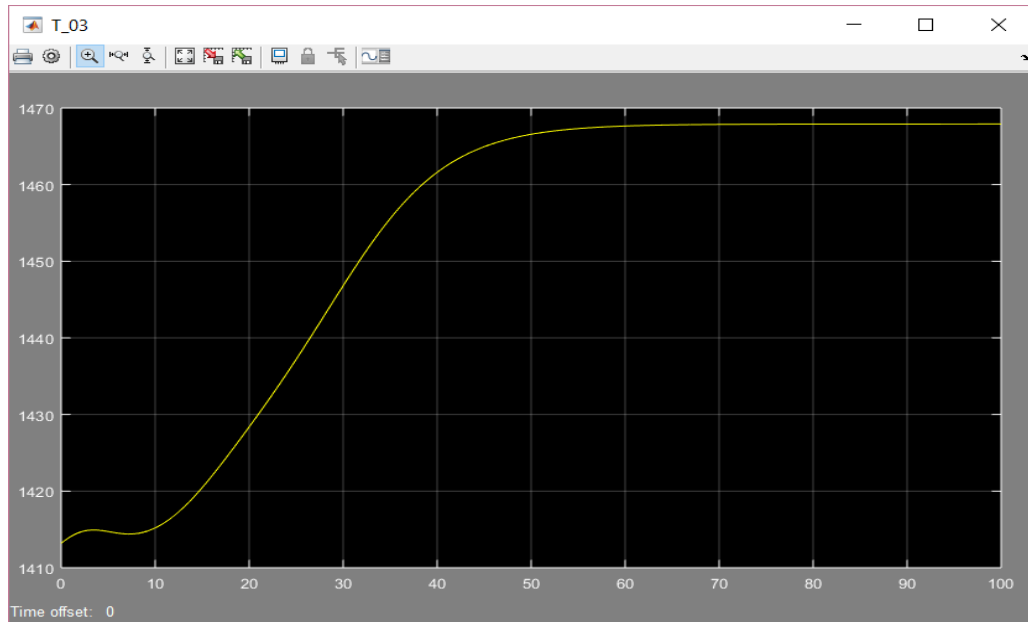


Figura 4.14: Comportamiento de la temperatura en el punto 3. Fuente: Propia.

En relación a la temperatura en la salida de la turbina, Figura 4.15, se aprecia que inicialmente la temperatura de los gases de combustión en la entrada y salida de la turbina son iguales.

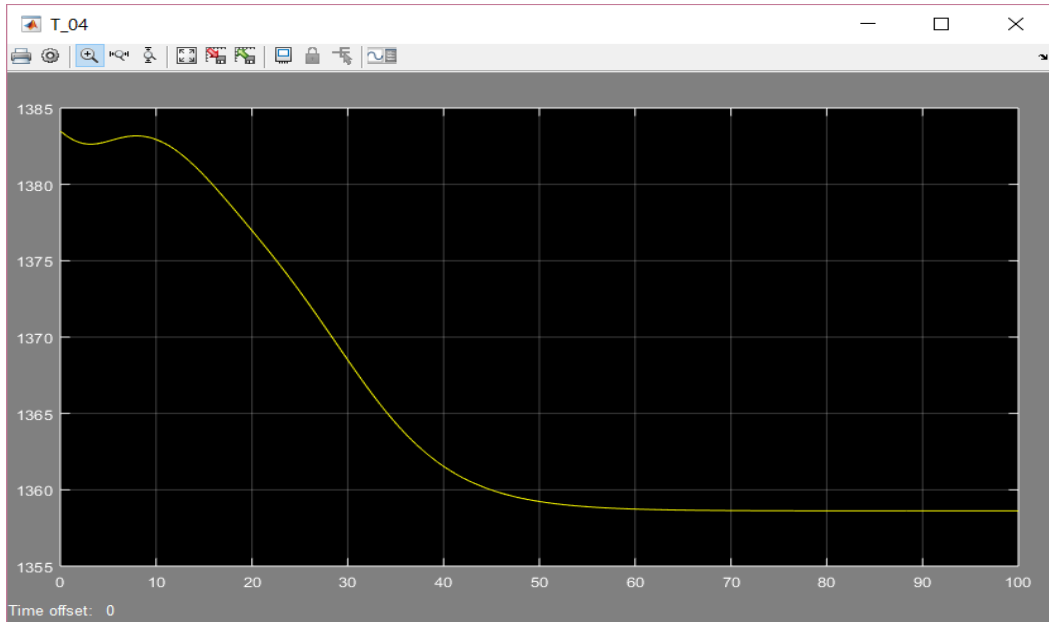


Figura 4.15: Comportamiento de la temperatura en el punto 4. Fuente: Propia.

De semejante modo, se observa que la temperatura en un inicio en la salida de la tobera es igual a la de los punto 3 y 4, correspondientes a la temperatura en la salida de la cámara de combustión y salida de la turbina.

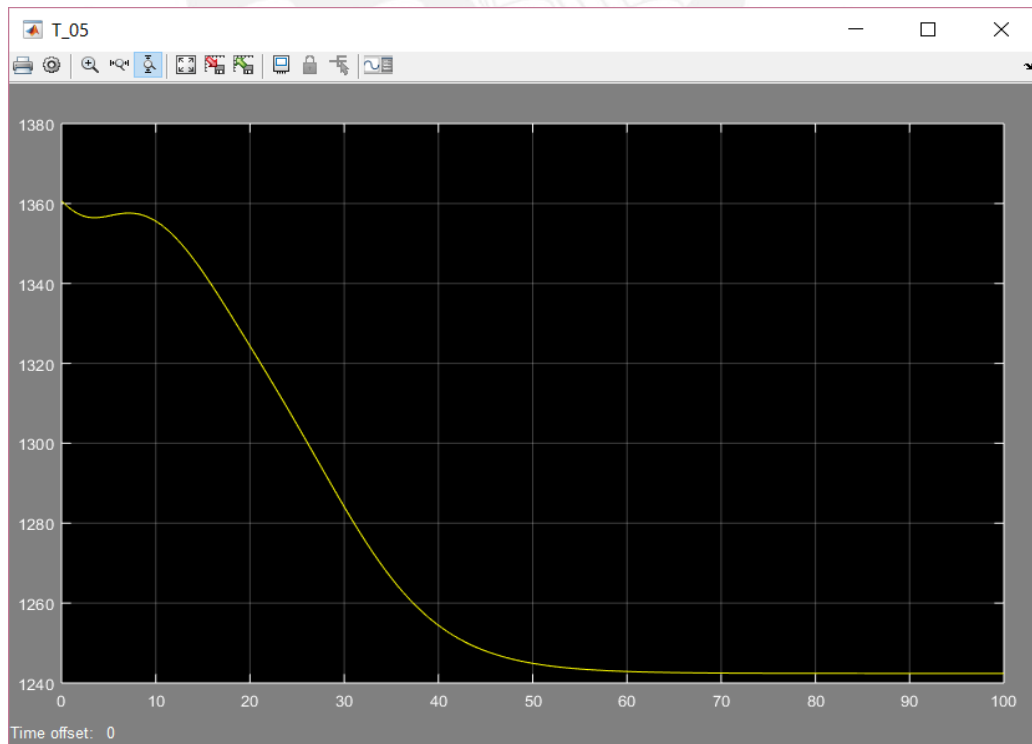


Figura 4.16: Comportamiento de la temperatura en el punto 5. Fuente: Propia.

4.2.3 Empuje

Por otra parte, en la Figura 4.17 se presenta el empuje generado por el motor a reacción. El comportamiento inicial es generado gracias a un arrancador, el cual se encarga de proporcionar el impulso inicial al sistema. Una vez la relación de compresión en el turbocompresor sea suficiente para mantenerse operando, el arrancador se desconecta. Esto verifica incapacidad de auto-encendido de esta clase de motores.

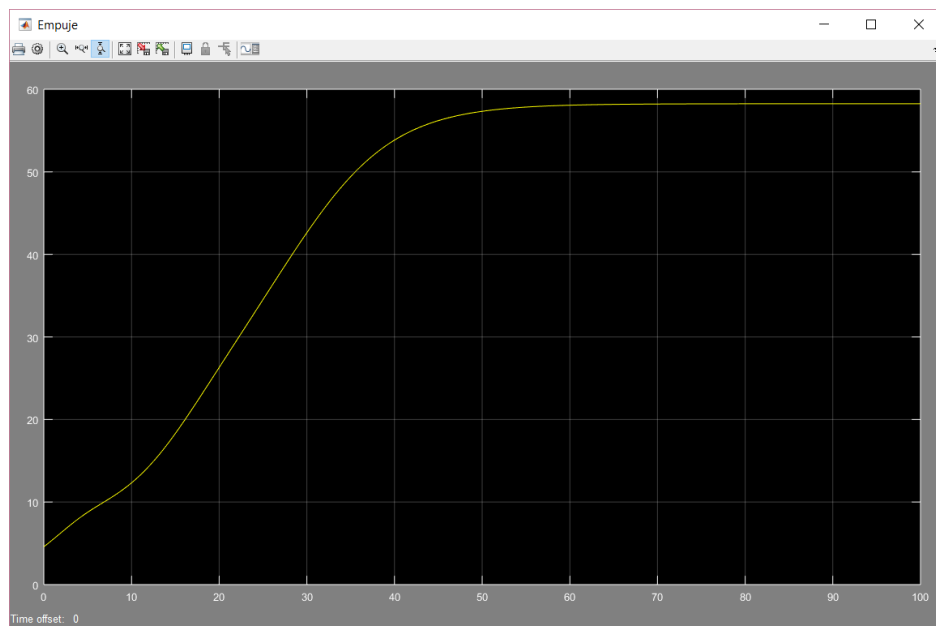


Figura 4.17: Comportamiento del empuje en el tiempo. Fuente: Propia.

4.2.4 Velocidad

En relación a la velocidad, es posible apreciar que con una temperatura de 1400 K aproximadamente en la entrada de la turbina, y bajo las condiciones de arrastre ya indicadas, el motor turbo-jet ensamblado a una aeronave teórica alcanza la velocidad de Mach 0,3.

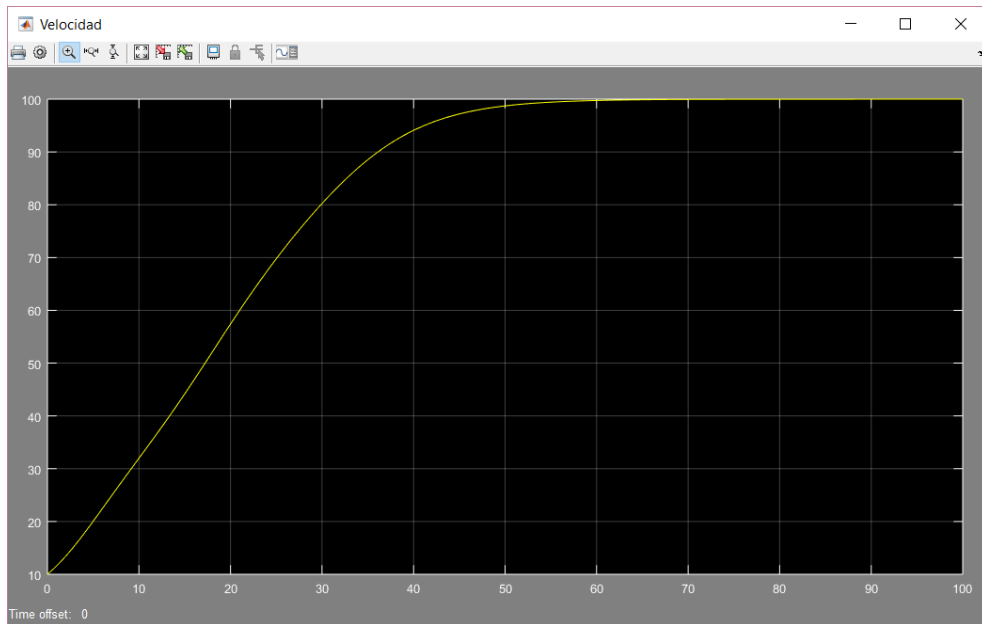


Figura 4.18: Comportamiento de la velocidad en el tiempo. Fuente: Propia.

4.3 Conclusiones

De las simulaciones realizadas se verifica la necesidad de un sistema de arranque. La función de dicho sistema es propiciar la rotación inicial al compresor, y por ende, este último genera una compresión inicial que inicia el sistema. Una vez que el turbocompresor se encuentre rotando a alta velocidad, la inercia hacia su eje de rotación permitirá un cambio sin abruptos cuando se desacople el arrancador.

Otra alternativa de arranque es que dicha aeronave sea catapultada hasta una velocidad de 10m/s. En dicha condición, se introduce suficiente aire para que el proceso de compresión inicie. Este es un efecto que también se aprecia en los buques portaaviones.

Además, se concluye que sí es posible que el presente motor de estudio despegue y sea capaz de mantenerse en vuelo sin ayuda externa.

BIBLIOGRAFÍA

- [1] Mejía, A. (2010). Pedro Paulet: Peruvian Pioneer of the Space Age. American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- [2] BM (2015, Setiembre). Perú Panorama General. Banco Mundial. Disponible en: <http://www.bancomundial.org/es/country/peru/overview>
- [3] Kerner, D. (2012, Enero). Political Risk in Peru's Mining Sector: Outlook for Policy Stability. Eurasia Group. Disponible en: <http://www.pwc.com/ca/en/events/publications/pwc-mining-in-peru-3-2012-01-en.pdf>
- [4] SNIP Perú (2012, Diciembre). Perú: Política de Inversión Pública en Ciencia, Tecnología e Innovación: Prioridades 2013-2020. Dirección General de Política de Inversiones. Ministerio de Economía y Finanzas.
- [5] UN-OOSA (2010, Febrero). United Nations Programme on Space Applications. United Nations Office for Outer Space Affairs.
- [6] SEMAN (2015). Información Investigación y Desarrollo. SEMAN Perú. Disponible en: <http://www.seman.com.pe/index.php/investigacion-y-desarrollo>
- [7] GRM (2015, Setiembre). Asistimos al renacimiento de la aeronáutica en Perú, destaca ministro de Defensa. Andina Agencia Peruana de Noticias. Disponible en: <http://www.andina.com.pe/agencia/noticia-asistimos-al-renacimiento-de-aeronautica-peru-destaca-ministro-defensa-567053.aspx>
- [8] UTP (2016). Presentación de la carrera: Ingeniería Aeronáutica. Universidad Tecnológica del Perú. Disponible en: <https://www.utp.edu.pe/carreras/carreras-ingenieria/ingenieria-aeronautica>
- [9] UAP (2014). Presentación: Ingeniería de Aeronáutica. Universidad Alas Peruanas. Disponible en: <http://www.uap.edu.pe/esp/programacionacademica/pregrado/33/Inicio.aspx>
- [10] Lerner, O. (2015, Febrero). Acróbatas del viento. La República. Disponible en: <http://larepublica.pe/08-02-2015/acrobatas-del-viento>

- [11] Bhattacharjee, S. (2010). Ideal Turbo-jet cycle. Disponible en: http://romulus.sdsu.edu/testcenterdev/testhome/Test/problems/chapter08/chapter08Local_1.html
- [12] Cohen, H. y Rogers, G.F.C. y Saravanamutto, H.I.H. (1996). Gas Turbine Theory (4ta Ed.). Inglaterra: Longman House.
- [13] Glenn Space Research Center (2014). Turbine Engine Thermodynamic Cycle – Brayton Cycle. NASA. Disponible en: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/brayton.html>
- [14] Modeling and optimization of a turbo charged diesel engine to obtain a higher amount of energy from the exhaust gases, Carlos Toledo & Arthur Pontes & Oscar Hernandez, Federal University of Uberlandia, Brasil.
- [15] Turbonetics (2014). Product Catalog.
- [16] Nickel Institute, Engineering Properties of Alloy 713C.
- [17] Scobie, J. (2014, Mayo). History of the Gas Turbine. University of Bath.
- [18] Nicholson, B. (1988). Early jet engines and the transition from centrifugal to axial compressors: a case of study in technological change. University of Minnesota.
- [19] Sorokes, J. (2013, Junio). Selecting a Centrifugal Compressor. American Institute of Chemical Engineers (AIChE) y Dresser-Rand.
- [20] Brandt, D.E. y Wesprick, R.R. (1994). GE Gas Turbine Design Philosophy. GE Industrial & Power Systems.
- [21] Zogg, R., Bowman, J., Roth, K. y Brodrick, J. (2007, Abril). Using Microturbines. Emerging Technologies. ASHRAE Journal.
- [22] Peirs, J., Rerynaerts, D., Verplaetsen, F., Poesen y M. Renier, P. (Octubre, 2002). A Microturbine for Electric Power Generation. The 13th Micromechanics Europe Workshop. Katholieke Universiteit Leuven.
- [23] Sun-Jeon, B., Joong-Park, K., Jin-Song, S., Chang-Joo Y. y Doug-Min, K. (2005). Design, Fabrication, and Testing of a MEMS Microturbine. Journal of Mechanical Science and Technology, 19 (2), 682-691.
- [24] Rosfjord, T., Tredway, W. y Chen, A. (2007, Marzo). Advanced Microturbines Systems. United Technologies Research Center. Office of Distributed Energy. The U.S. Department of Energy.

- [25] Calabria, A., Capata, R., Di Veroli, M. y Pepe, G. (2013, Mayo). Testing of the ultra-micro gas turbine devices (1-10 kW) for portable power generations at University of Roma 1: First Tests Results. *Scientific Research – Engineering*, 5, 481-489.
- [26] Jetcat USA (2015, Julio). Turbine Data Sheet: From P20-SX to P400-RXG.
- [27] Rahbar, M. y Khaledi, H. (2011, Octubre). A Study on Fuel Consumption at Siemens V94.2 Gas Turbine Considering Different Turbine Control Methods. *IEEExplore*.
- [28] Han, S., Seo, J., Park, J., Choi, B. y Do, K. (2015). Design and simulation of 500W ultra-micro gas turbine. Imperial College London.
- [29] Lapworth, L. y Shahpar, S. (2004, Julio). Design of gas turbine engines using CFD. *European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering 2004*.
- [30] Nishimoto, K. (2003, Junio). Design of an Automobile Turbocharger Gas Turbine Engine. Massachusetts Institute of Technology.
- [31] Tsai, L. (2004, Junio). Design and Performance of a Gas Turbine Engine from an Automobile Turbocharger. Massachusetts Institute of Technology.
- [32] García, A., Simon, J., Sánchez, P., Cabanillas, M., Carranza, L., Cornejo, E. y Conterno, E. (2009). Decreto Supremo N° 045-2009-EM.
- [33] Air – Molecular Mass. The Engineering Toolbox. Disponible en: http://www.engineeringtoolbox.com/molecular-mass-air-d_679.html
- [34] Moran, M., Shapiro, H. (2006). *Fundamentals of Engineering Thermodynamics*. John Wiley & Sons, Inc.
- [35] García, M., Zevallos, E., Zamata, C., Flores, C. (2010). Ley N° 29088, Ley de Seguridad y Salud en el Trabajo de los Estibadores Terrestres y Transportistas Manuales. Ministerio del Trabajo y Promoción del empleo.
- [36] Roskam, E. (1999). *El ruido en el lugar de trabajo*. Oficina Internacional del Trabajo.
- [37] Usuario “michaelgolden” (2013). Imagen. JATO, Jet and Turbine Owners. Disponible en: <http://jetandturbineowners.proboards.com/thread/400/axial-flow-compressor-home-build>
- [38] Anónimo. Cloud Front. Disponible en: https://dq4zp01npifg0.cloudfront.net/sites/default/files/field/commerce/IMG_9299.jpg

- [39] Anónimo. Bioenergy List. Disponible en:
<http://gasifiers.bioenergylists.org/files/images/Impulseturbine.jpg>
- [40] Anónimo. eCrater.com. Disponible en:
http://s.eCrater.com/stores/23878/5520325937595_23878b.jpg
- [41] Demirel, Y. (2012). Energy, Production, Conversion, Storage, Conservation, and Coupling. Springer.
- [42] Anónimo (2016). Alternative Fuels Data Center. Clean Cities program. U.S. Department of Energy. Disponible en:
https://www.afdc.energy.gov/fuels/fuel_properties.php
- [43] Böhler Edelstahl GMBH & Co (2016). Böhler H525 Product Catalog.
- [44] Anónimo (2016). Asesoría técnica en aceros especiales y tratamientos técnicos: 1.4841. Aceros del Perú.
- [45] Anónimo (2016). Ficha Técnica: MS4525DO. TE Connectivity Sensor Solution.

