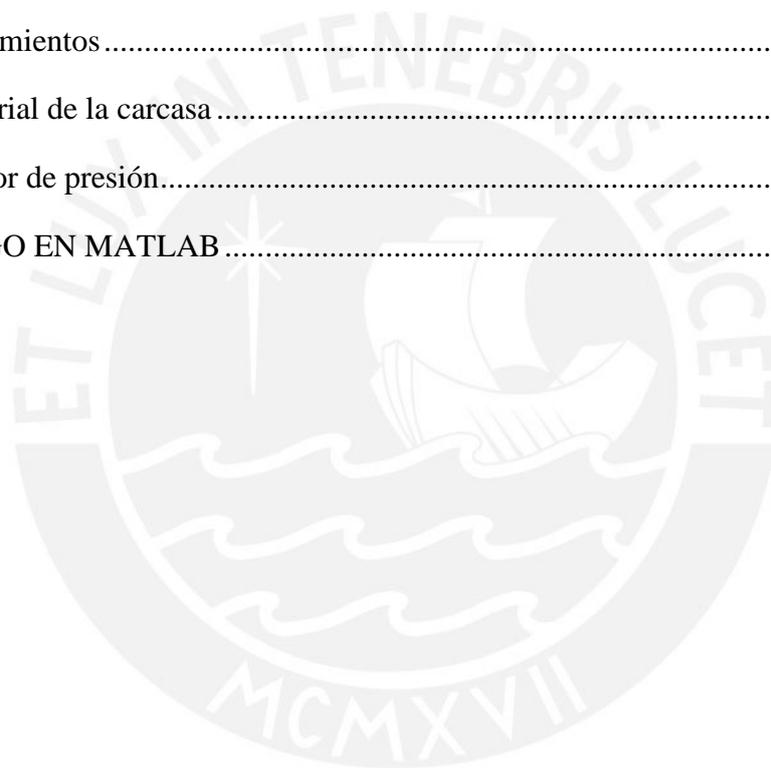




CONTENIDO

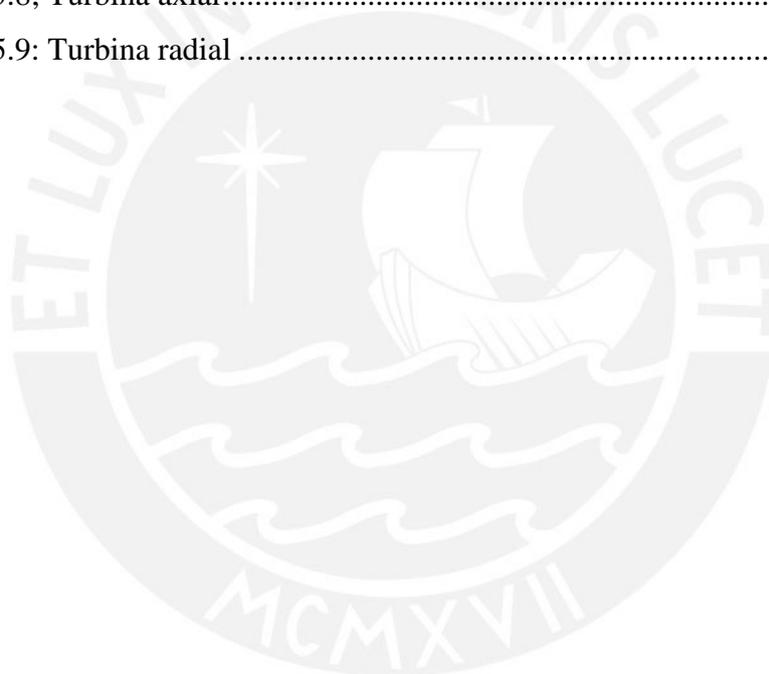
LISTA DE FIGURAS	4
LISTA DE TABLAS	5
LISTA DE REQUERIMIENTOS	6
DESCRIPCIÓN DE LOS REQUERIMIENTOS.....	8
Mecánica	8
Seguridad	8
Empuje máximo.....	8
Relación de compresión.....	8
Tamaño	9
Peso.....	9
Eficiencia	9
Bajas pérdidas de presión en la cámara de combustión.....	9
Consumo de combustible.....	10
Ruido.....	10
Electrónica.....	11
Manipulación remota	11
Seguridad	11
Lubricación	11
Tamaño	12
Control.....	12
Seguridad	12
Flujo de combustible.....	12
Costo de fabricación	12
ESTRUCTURA DE FUNCIONES.....	13
Bloque de energía.....	13
Bloque de sensores	13

Bloque del controlador	14
Bloque de actuadores.....	15
Bloque de mecánica.....	16
PROPUESTA PRELIMINAR DE DISEÑO	17
Compresor	17
Turbina	18
Combustibles	19
Lubricantes	22
Rodamientos	22
Material de la carcasa	22
Sensor de presión.....	23
CÓDIGO EN MATLAB	25



LISTA DE FIGURAS

Figura 5.1: Bloque de energía	13
Figura 5.2: Bloque de sensores	14
Figura 5.3: Bloque del controlador	15
Figura 5.4: Bloque de los actuadores	15
Figura 5.5: Bloque mecánico	16
Figura 5.6: Compresor axial.....	17
Figura 5.7: Compresor centrífugo.....	18
Figura 5.8; Turbina axial.....	19
Figura 5.9: Turbina radial	19



LISTA DE TABLAS

Tabla 5.1: Lista de requerimientos.....	6
Tabla 5.2: Límite recomendado de exposición al ruido según el tiempo de exposición	10
Tabla 5.3: Propiedades de algunos combustibles comunes e hidrocarburos a 1 atm y 20°C para los gases, y a 25°C para los combustibles líquidos.....	20
Tabla 5.4: Comparación de las propiedades de los combustibles propano, gasolina, etanol y diésel N°2	21



LISTA DE REQUERIMIENTOS

Los requerimientos del motor turbo-jet se clasifican en cuatro categorías: mecánica, electrónica, control y producción. Dicho detalle se encuentra en la Tabla 5.1.

Tabla 5.1: Lista de requerimientos

Lista de Requerimientos		
Motor turbo-jet simple		
Nivel de importancia (de 1 a 10)	Necesidad	Requerimiento Técnico
Mecánica		
10	Seguridad	El factor de seguridad a usar será de 1,2 en todos los componentes mecánicos
9	Empuje máximo	Debe ser no menor a 300N
8	Relación de compresión del aire	No debe ser menor a 1,3 en su punto de operación
7	Eficiencia	No debe ser menor a 10% en su punto de operación
6	Bajas pérdidas de presión en la cámara de combustión	Las pérdidas no deben superar el 10% de la presión entregada
5	Consumo de combustible	Máximo 1500 ml/min
1	Tamaño	Tamaño máximo Ø250mm x 500mm (sin incluir la electrónica)
1	Peso	El peso total de la turbina no debe superar los 10 kg
1	Ruido	No superar los 120 dB
Electrónica		

10	Manipulación remota	Debe poder encender y apagarse de forma remota
10	Seguridad	Debe contar con un sistema de parada de emergencia independiente
7	Lubricación	El sistema de lubricación se debe mantener en operación toda vez que el eje se encuentre en movimiento
1	Tamaño	No es necesario que esté acoplado al motor
Control		
10	Seguridad	Debe ser un sistema normalmente apagado
5	Flujo de combustible	Debe poder controlar el flujo de combustible
Producción		
6	Costo de fabricación	Menor a 6000,00 USD

DESCRIPCIÓN DE LOS REQUERIMIENTOS

A continuación se presenta el detalle de cada una de las necesidades planteadas presentes en cada categoría.

Mecánica

Seguridad

Las temperaturas de operación en cada componente del motor, el funcionar con fluidos combustibles y la velocidad de giro del eje del motor son los factores que elevan el riesgo de accidentes de operar un motor turbo-jet. En este documento se mencionan dos peligros: quemaduras por exposición a combustibles y mutilación por liberación de objetos a alta velocidad. Es por ello que se ha considerado diseñar la cámara de combustión y armazón exterior con un factor de 1,2 por debajo de su punto de fusión. Asimismo, la turbina elegida debe estar diseñada para operar bajo el mismo concepto arriba mencionado. Por otra parte, los rodamientos deben operar a por lo menos 1,2 veces la velocidad máxima de giro del motor turbo-jet.

Empuje máximo

Si bien, el empuje generado depende de la altura y velocidad de vuelo, la temperatura en la salida de la cámara de combustión y relación de compresión producida por el compresor, en su punto de operación, este debe ser por lo menos igual a la producida por un motor promedio comercial de igual costo. Es por ello que se ha establecido un empuje mínimo de 200 N en su punto de operación.

Relación de compresión

El turbocompresor empleado en el presente trabajo, denominado así al conjunto compresor turbina, será uno disponible en el mercado; es por ello que no será objeto de diseño. No obstante, se requiere que su curva característica por lo menos contenga

a una relación de compresión igual a 2; valor a penas inferior a 2,2, el cual es el promedio de los compresores automovilísticos según la literatura revisada.

Tamaño

El presente motor es ideado para su uso aeronáutico y es por ello que no debe ser muy voluminoso. Como máximo se ha fijado un diámetro de Ø250 mm por 500 mm de largo. Si bien, el tamaño es un poco mayor al promedio comercial, por sencillez de un primer diseño se ha establecido dicho valor.

Peso

El motor debe ser transportado por sólo un operario de cualquier género. Según la ley peruana N°29088, sobre seguridad y salud en el trabajo, el peso máximo de una carga a manipular para mujeres es 12,5 kg y para los hombres 25 kg [35]. Además, el motor no debe ser muy pesado, porque, de otra forma, añadiría un lastre importante al vehículo aéreo donde se monte. Es por ello que se ha fijado como peso máximo 10 kg.

Eficiencia

Tal como se menciona en las referencias [22] y [24], a inicio de los 2000, la eficiencia de las microturbinas se aproximaban a 10%. La turbina diseñada en el presente documento debe ser por lo menos igual de eficiente a dicho valor cuando opere en su punto de operación. El valor real de eficiencia sólo podrá ser medido tras la construcción de un primer prototipo.

Bajas pérdidas de presión en la cámara de combustión

Las pérdidas de presión en la cámara de combustión suelen ser mínimas, pero afectan significativamente la eficiencia total del motor. Las perdidas normalmente ocurren cuando la cámara de combustión es demasiado larga. Al haber establecido una longitud

máxima de 500mm, valor similar en otras turbinas, dichas pérdidas se mantendrán dentro de este valor deseado.

Consumo de combustible

El consumo de combustible típico de una turbina de 300N de empuje suele ser cercano a 1000 mL/min. Por lo general suelen operar con kerosene, el cual posee una alta densidad energética, sólo superado por hidrocarburos altamente refinados y gases inflamables. Debido a su prohibición, se deberá buscar otras fuentes alternativas de combustible. Con el objetivo de mantener dicho valor de empuje y ampliar el rango de posibles carburantes, se establece que el consumo de dicho combustible debe ser como máximo 1500 mL/min en su punto de operación.

Ruido

De acuerdo a la organización *American Environment Company, Inc.* afirma que todo ruido mayor a los 120 dB causa un daño inmediato al audio de las personas. Por otra parte, la Organización Internacional del Trabajo presenta la Tabla 3.2, donde se muestran los límites recomendados de exposición al ruido según el tiempo de exposición [36]. Habiendo seleccionado como un ruido máximo de 120 dB para el diseño del motor, bastaría con el uso de protectores auriculares para la protección de los operarios.

Tabla 5.2: Límite recomendado de exposición al ruido según el tiempo de exposición [36].

Número de horas de exposición	Nivel de sonido en dB
8	90
6	92
4	95
3	97
2	100
1 ½	102

1	105
$\frac{1}{2}$	110
$\frac{1}{4}$ o menos	115

Electrónica

Manipulación remota

Debido a los peligros previamente mencionados, se ha determinado que el encendido y apagado del motor debe ser a distancia. En la presente versión del motor turbo-jet, dicha comunicación será por medio de cables conectados a un microcontrolador, cual no se encontrará ubicado directamente en el motor.

Seguridad

Al usar cualquier maquinaria, siempre hay un riesgo que algún factor externo o interno afecte de forma no esperada al sistema y comprometa la integridad del mismo, de las personas a su alrededor, entre otros. Con la finalidad de detener dicho incidente y prever una aumento en los daños en caso hubiesen, se debe considerar colocar un botón de parada de emergencia. Dicho botón será accionado por un operador al detectar una anomalía que pueda producir un incidente.

Lubricación

La bomba de aceite lubricante debe operar mientras el eje se encuentre en rotación, ya sea producida por el motor de arranque, por el proceso de expansión de los gases o por la inercia restante durante el apagado del motor. Con ello se reduce el desgaste prematuro de los componentes, disipación del calor y dispersión de los contaminantes.

Tamaño

Para el presente trabajo, el tamaño de los componentes electrónicos no es una restricción. Esto se debe a que dichos electrónicos no se encontrarán acoplados al motor. Con ello se simplificará el diseño y evitará considerar un aislante térmico que proteja dicha electrónica.

Control

Seguridad

En caso que no se reciba señal alguna, el sistema debe cortar el flujo de combustible. Con ello se pretende reducir el riesgo de que se produzca una combustión descontrolada.

Flujo de combustible

Bajo el objetivo de realizar un control de combustible preciso, es necesario medir el flujo de combustible. La precisión es importante, la cual es detallada en el proceso de selección de componentes.

Costo de fabricación

Actualmente en el mercado se ofrecen motores similares a 6000 USD aproximadamente. Es por ello que se ha fijado en ese mismo monto el precio de producción del primer prototipo. Se espera que dicho precio resulte bastante competitivo en el mercado local, ya que permitirá costos menores al no tener que pagar costos adicionales por desaduanaje y envío.

ESTRUCTURA DE FUNCIONES

En la presente sección se plantea la estructura de funciones del motor turbo-jet. Esta consta de cinco subsecciones: energía, sensores, controlador actuadores y mecánica. Si bien podría considerarse una adicional, la interfaz del usuario, la tarjeta del microcontrolador debe contar con una conexión VGA o HDMI, por medio de la cual se analice los datos medidos. En un futuro proyecto, se integrará una interfaz de acuerdo a las necesidades de un operario.

Bloque de energía

En esta sección se muestra el bloque correspondiente a la energía y cómo se distribuye la alimentación de la misma. Cabe mencionar que hay dos tipos distintas: eléctrica y química, donde la primera es suministrada por una batería y la segunda por una reserva de combustible.

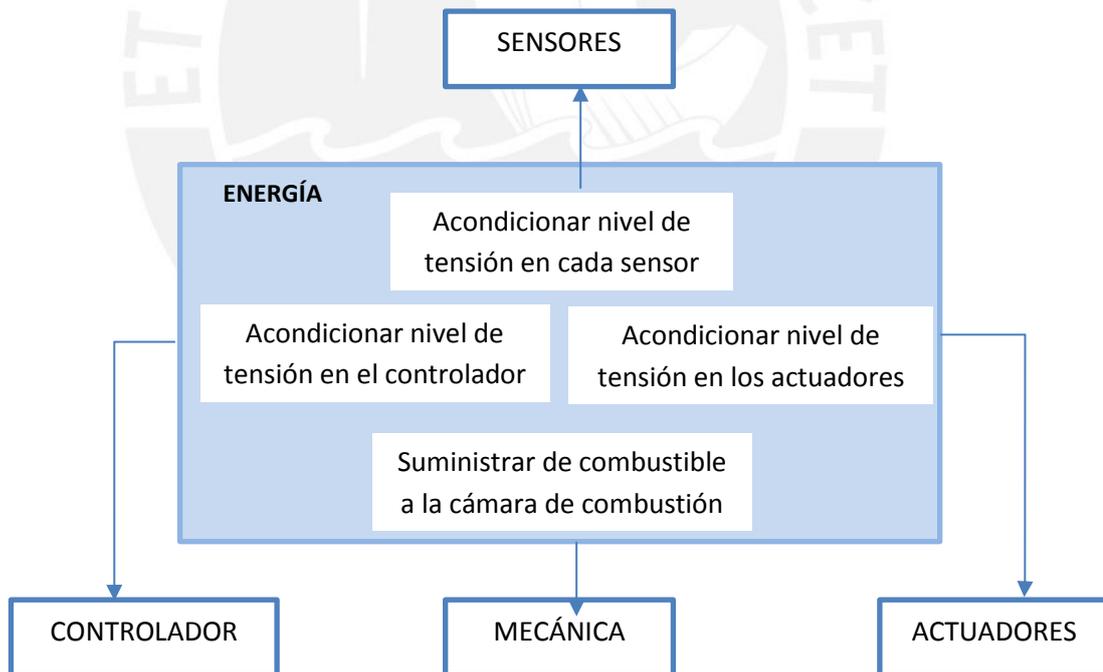


Figura 5.1: Bloque de energía. Fuente: Propia.

Bloque de sensores

En el presente trabajo se ha identificado cuatro mediciones relevantes, las cuales se indican en el gráfico inferior. De las presiones se obtiene la velocidad y densidad del

aire que ingresa; y las mediciones de temperatura permiten controlar el empuje producido.

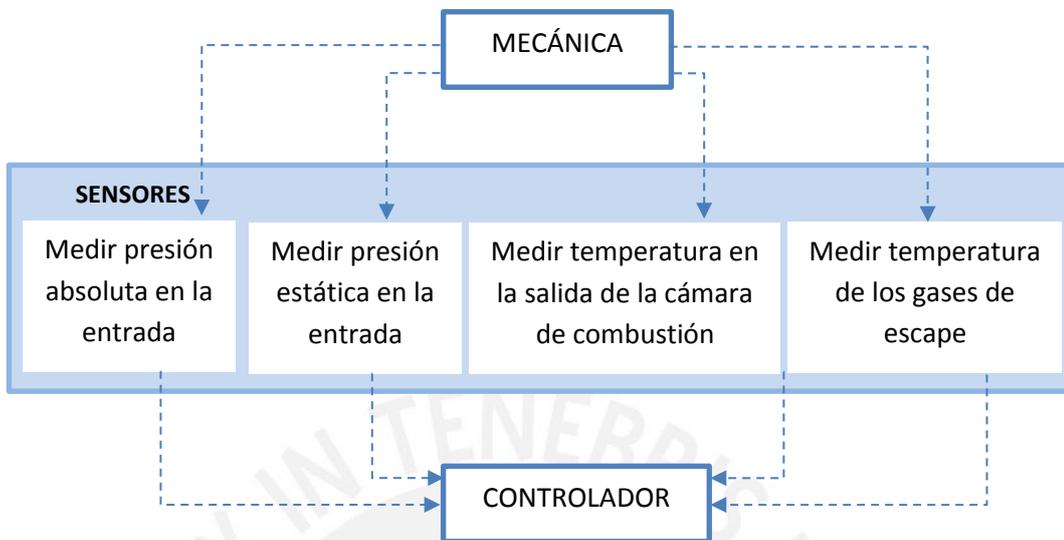


Figura 5.2: Bloque de sensores. Fuente: Propia.

Bloque del controlador

En esta sección se presenta el bloque del controlador. Dicho componente controla el arranque del motor. Además, dicho componente identifica la velocidad del aire de ingreso por medio de la medición de la presión absoluta y estática. Asimismo, este identifica la altura de operación mediante la comparación de la presión estática con los valores publicados por la *International Standard Atmosphere*. Conociendo ya estos valores, se regula la cantidad de combustible suministrado.

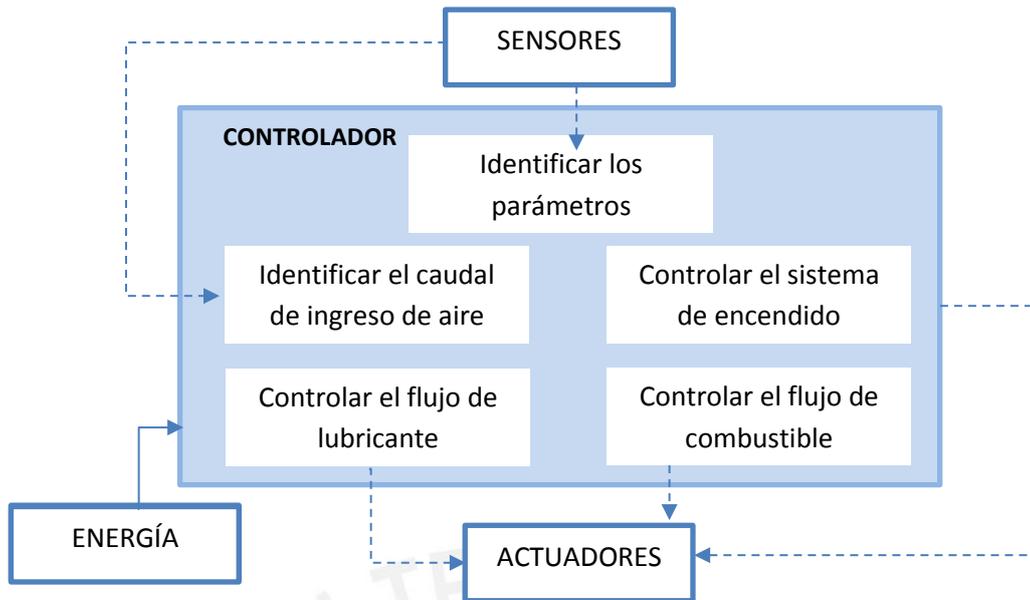


Figura 5.3: Bloque del controlador. Fuente: Propia.

Bloque de actuadores

Líneas abajo se presenta el bloque correspondiente los actuadores seleccionados.

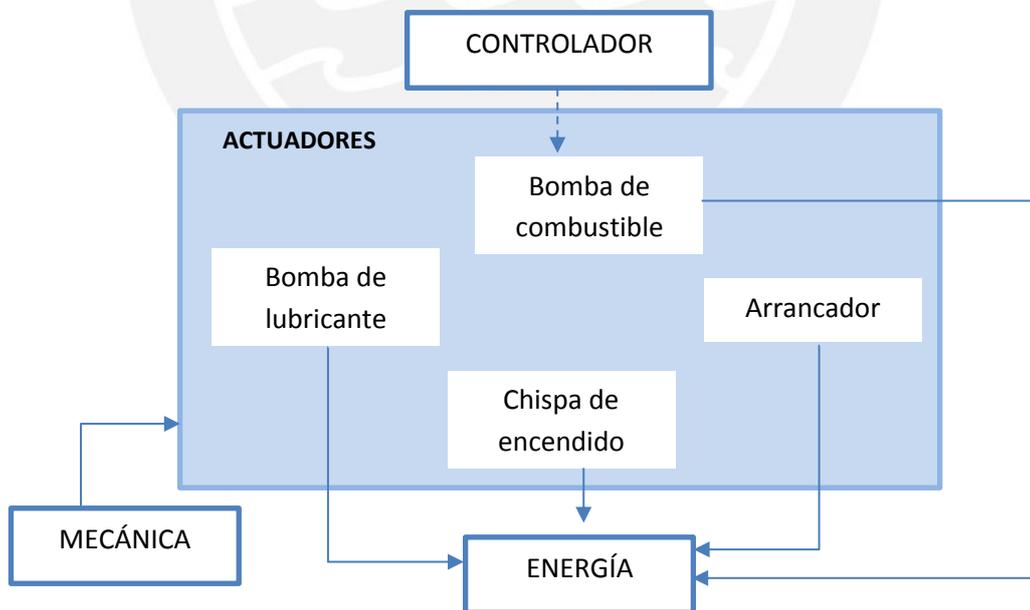


Figura 5.4: Bloque de los actuadores. Fuente: Propia.

Bloque de mecánica

A continuación se presenta la estructura de funciones mecánica propuesta. Ella describe el camino que los fluidos recorren a lo largo del motor turbo-jet. Asimismo, a lo largo de dicho recorrido se plantean algunos puntos de medición, en donde se ubicaran sensores que cuantifiquen los parámetros del fluido. Dichos valores son luego procesados y una señal de control se envía a los actuadores para que regulen la presión y temperatura de los gases de combustión; parámetros que definen el empuje generado.

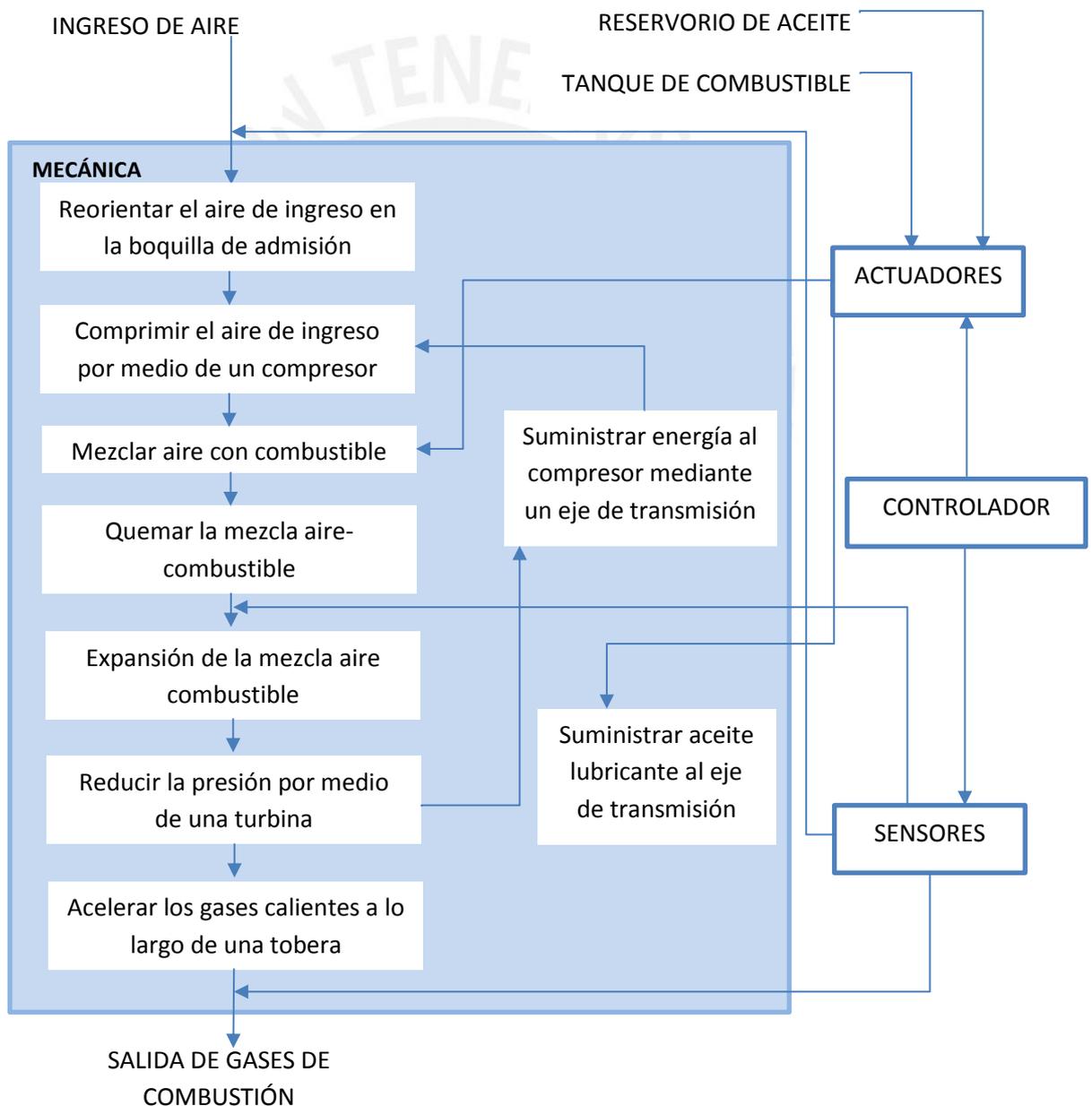


Figura 5.5: Bloque mecánico. Fuente: Propia.

Ya habiendo establecido las funciones en cada bloque del motor, es posible observar con detalle la operación del motor.

PROPUESTA PRELIMINAR DE DISEÑO

Compresor

La tecnología actual permite dos tipos de compresores: axial y centrífugo, los cuales se presentan en la Figura 5.6 y Figura 5.7 respectivamente.

Si bien, el uso de compresores axiales en proceso de múltiples etapas logra relaciones de compresión mayor que su par centrífugo, es poco común encontrarlo disponible en el mercado. Posiblemente esto se debe a que el ángulo de torsión de los álabes en cada etapa es único. En caso que se emplee una misma pieza en cada una de las etapas, es decir, mantener un ángulo de torsión constante en cada etapa, es posible que surjan armónicos no deseados. Así se produciría daños severos al motor por vibraciones o, incluso, provocar algún accidente. Asimismo, el ángulo en la salida de la última etapa de compresor axial debe ser tal que permita que la dirección del flujo sea paralela a la dirección del eje del motor; con la finalidad de tener una compresión más eficiente manteniendo un flujo laminar.

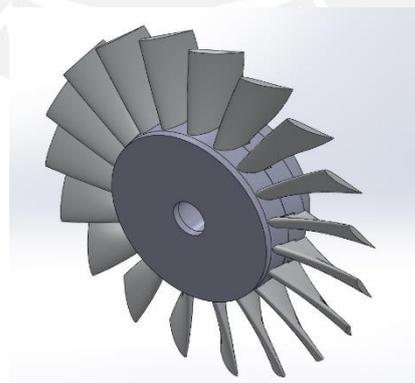


Figura 5.6: Compresor axial [37].

Por otra parte, los compresores automovilísticos, los cuales son bastante comunes en el mercado local, suelen ser centrífugos. A diferencia de los compresores axiales, estos producen mayor compresión en una etapa. Otra ventaja para la presente aplicación es

la cantidad de fluido con la que operan. Los compresores centrífugos suelen operar mejor con fluidos subsónicos. Esto se debe a que parte del fluido impacta la base del compresor antes de ser redireccionado de forma radial.



Figura 5.7: Compresor centrífugo [38].

Tras describir el funcionamiento de ambos tipos de compresores, se determina que para nuestra aplicación se debe usar un compresor centrífugo. La razón principal es su disponibilidad en el mercado.

Turbina

De modo similar a los compresores, la tecnología actual presenta dos tipos de turbinas: axiales y radiales. Además, se debe mencionar que la función de la turbina es producir suficiente energía para abastecer al compresor.

Las turbinas axiales, de igual forma que los compresores axiales, son poco comunes en el mercado por las mismas razones. Los radios de cada álabe son particulares en cada etapa y el ángulo en la última salida debe promover un flujo laminar. Para obtener un óptimo funcionamiento de dicho componente, se suele emplear múltiples etapas.



Figura 5.8; Turbina axial [39].

Por otra parte, las turbinas radiales reciben un flujo tangencial y se expulsan de forma axial. Al igual que su par compresor, las turbinas vehiculares son radiales y suelen ser bastante comunes en el mercado. Asimismo, dichas turbinas ya suelen ofrecer junto a un eje, al cual se le conecta un respectivo compresor.



Figura 5.9: Turbina radial [40].

Debido a la disponibilidad en el mercado y a la simplicidad de la conexión turbina compresor, se ha optado por emplear una turbina radial para la presente aplicación.

Combustibles

Entre los diversos combustibles empleados en motores de turbinas de gas, en la presente sección se describirán los siguientes cuatro carburantes: propano, gasolina, etanol y diésel. Las propiedades de interés son los siguientes tres: densidad energética, temperatura de solidificación y requerimientos especiales de cada combustible. En la Tabla 5.3, publicada en repositorio Springer, se presentan algunas propiedades de

algunos combustibles comunes e hidrocarburos a 1 atm y 20°C para los gases, y a 25°C para los combustibles líquidos [41].

Tabla 5.3: Propiedades de algunos combustibles comunes e hidrocarburos a 1 atm y 20°C para los gases, y a 25°C para los combustibles líquidos [41].

Combustible (fase)	Fórmula	MW (kg/kmol)	ρ (kg/L)	ΔH_v (kJ/kg)	T_b (K)	C_p (kJ/kg·°K)	HHV (kJ/kg)	LHV (kJ/kg)
Propano (g)	C ₃ H ₈	44,09	0,5	420	12	2,77	50,330	46,340
Gasolina (l)	C _n H _{1,87n}	100-110	0,72-0,78	350	-	2,40	47,300	44,000
Etanol (l)	C ₂ H ₅ OH	46,07	0,79	919	351	2,44	29,670	26,810
Diésel (l)	C _n H _{1,7n}	200	0,82-0,88	230	-	1,90	45,500	42,800

Donde MW es el peso molecular, ρ es la densidad, ΔH_v es el calor de vaporización por mol de agua, T_b es la temperatura de vaporización, C_p es el calor específico a presión constante, HHV es calor del agua condensada más el calor del vapor de agua y LHV es el calor de agua condensada. Además, se cumple la ecuación abajo indicada.

$$\text{HHV} = \text{LHV} + \Delta H_v [(MW_{H_2O} n_{H_2O, out}) / (MW_{comb} n_{comb, in})] \quad (7)$$

De dicho cuadro se aprecia que la el propano contiene mayor densidad energética (HHV), seguido por la gasolina y el diésel y finalmente se encuentra el etanol. Por otra parte, con el fin de comparar las temperaturas de ebullición y congelamiento de los combustibles estudiados, el Departamento de Energía delos Estados Unidos publicó la Tabla 5.4, la cual se comenta a continuación.

Tabla 5.4: Comparación de las propiedades de los combustibles propano, gasolina, etanol y diésel N°2 [42].

Combustible (fase)	$T_{\text{congelamiento}}$ (K)	$T_{\text{ebullición}}$ (K)
Propano	85	231
Gasolina	233	300 – 498
Etanol	159	351
Diésel	233 – 239	461 – 616

Uno de los requisitos de combustible aeronáuticos es el permanecer en estado líquido a temperaturas por debajo de los 0°C. Entre todas las capas que constituyen la atmósfera terrestre, sólo una región es de interés: la tropósfera (de 0 a 14,5 km), el lugar donde suceden los fenómenos climáticos. Tras realizar una comparación con las temperaturas atmosféricas a diferentes alturas publicadas en el *International Standard Atmosphere*, se determina que el propano se mantiene en estado gaseoso o líquido en ambas regiones. Por otra parte, la gasolina y el diésel se congelan a alturas mayores a 7000 metros; mientras que el etanol mantiene su estado líquido en toda la región. Como un dato comparativo importante es mencionar que los vuelos comerciales suelen realizarse entre los 9 000 a 12 000 metros de altura.

Una principal ventaja de diseñar una turbina a gas propano, tal como Keane T. Nishimoto y Lauren Tsai lo realizan en las referencias [30] y [31] respectivamente, es el no requerir una bomba de combustible ni un atomizador en el sistema de inyección. Sin embargo, el dicho caso, la turbina no mantiene una altura variable y el peso del contenedor de combustible es irrelevante para la aplicación. Habiendo eso mencionado, y considerando que su aplicación será aeronáutica, se elige emplear gasolina en el presente trabajo. Adicionalmente, se debe mencionar que el presente motor turbo-jet podría, con modificaciones en el control de inyección, emplear tanto etanol o diésel.

Lubricantes

El uso de un líquido lubricante es esencial para reducir el desgaste de los componentes, incrementar la resistencia a la oxidación y reducir la corrosión. Exxon Mobil ofrece una amplia gama de aceites lubricantes, algunos de los cuales se muestran líneas abajo. Entre los lubricantes ofrecidos, la línea Mobil Delvac 1300 Super ofrece una alta estabilidad viscosa a alta temperatura y mantiene buenas características bombeo a bajas temperaturas. Su grado de viscosidad ASTM D 445 muestra una viscosidad de 114 cSt a 40° C y 15 cSt a 100° C.

La línea de lubricantes para turbo-sobrealimentadores de Exxon Mobile, brinda la el producto Mobil Raus SHC 1026. Su grado de viscosidad ASTM D 445 muestra una viscosidad de 66,6 cSt a 40° C y 10,1 cSt a 100° C.

Debido a la similitud entre ambos aceites y la mayor oferta de productos para turbo-sobrealimentadores automovilísticos, se elige trabajar con el segundo de los previamente mencionados.

Rodamientos

De acuerdo a las hojas técnicas de los diversos turbo-sobrealimentadores, al alcanzar una compresión promedio igual a 2,2, el compresor se encuentra rotando a aproximadamente 80 000 rpm; y las revoluciones máximas que dichos componentes suelen alcanzar es de 110 000 rpm.

Material de la carcasa

Como se mencionó previamente, una opción para aumentar el empuje generado es aumentar la temperatura en la salida de la cámara de combustión. Por esta razón, tanto el material de la cámara de combustión y de la turbina deben contar con un alto punto de fundición. Entre las turbinas de los turbo-sobrealimentadores comerciales, por lo general suelen soportar un máximo de 1200 K, y en algunos casos 1500 K. Si se aplica

un factor de seguridad de 1,2, tal como se indica en los requerimientos, la temperatura mínima de fundición es 1 000 K.

Una importante compañía que opera en el Perú es Böhler. De acuerdo con la información que proporciona en su línea de aceros inoxidable, el acero antitérmico Böhler H525 / AISI 314 ofrece una mínima pérdida por corrosión por temperatura [43]. Además, es ideal para trabajar con temperaturas de hasta 1 423 K en aire.

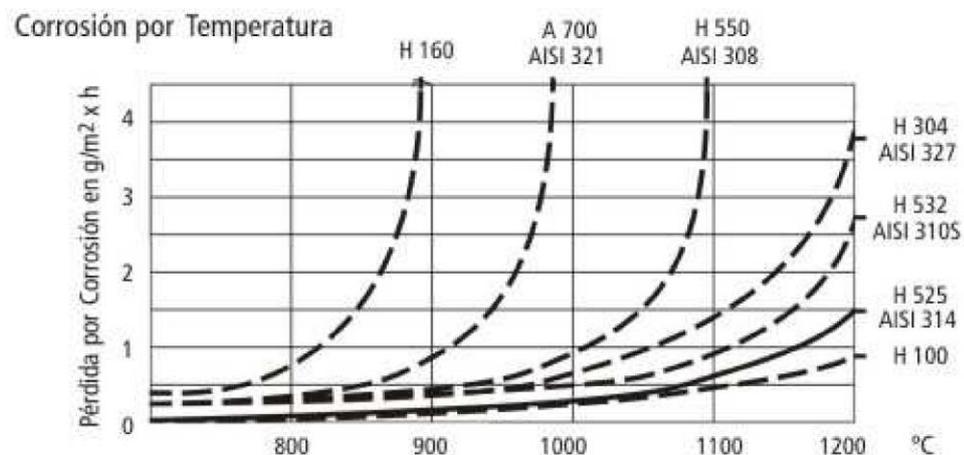


Figura 5.10: Corrosión por temperatura del acero Böhler H525 [43].

Otro posible acero a emplear es ofrecido por Aceros del Perú. El acero 1.4841 es un acero austenítico, el cual se mantiene estable a 1 323 K, de acuerdo a su hoja técnica [44]. Ambos aceros arriba mencionados poseen una densidad igual a 7,90 kg/dm³.

Habiendo analizado el mercado local, se determina que la mejor opción es emplear el acero Böhler H525 debido a que soporta una temperatura mayor.

Sensor de presión

De un barómetro digital se obtiene la altura donde el motor turbo-jet se encuentra operado. Tras una comparación en con las tablas de la *International Standard Atmosphere*, se obtiene la densidad del aire entrante. Posteriormente, se halla la velocidad del aire entrante, ya conociendo la densidad del aire y comparando la presión estática y dinámica en un tubo de pitot. En la actualidad, se encuentra disponible dicho sensor medidor de presión en el mercado bajo el nombre de medidor de velocidad del aire y es usado en aerodelismo.

Para el proceso de selección se han identificado dos alternativas: el sensor de código MS4525DO, fabricado por *Measurement Specialities* y representado en la Figura 5.11, y el sensor MPXV7002, fabricado por *Freescale Sensors*. Ambos sensores son piezoresistivos, es decir, realizan las mediciones por variación de una resistencia interna que varía dependiendo a la presión a la que son sometidas.



Figura 5.11: Sensor digital de velocidad del aire, MS4525DO [45].

Entre las principales características del primer sensor (MS4525DO) se encuentra la temperatura de operación, la cual comprende desde -25°C a 105°C , equivalente a una altura máxima de 6 000 metros. Además, mantiene un error de medición equivalente a 1% y una precisión de 0,25%. Su precio a la fecha es de 70 USD. Por otra parte, el segundo sensor (MPXV7002), opera a temperaturas de 10°C a 60°C . Esto lo limita a operar a una altura máxima de 700 metros. Además, este sensor posee un error de medición de 2,5% y una sensibilidad de 1%. Su precio es de 25 USD.

Claramente se observa que el sensor MS4525DO es más adecuado de los dos. Esto es por mantener un menor error en las mediciones al igual que una mayor resolución. Si bien su costo equivale al triple de la otra alternativa, su costo representa aproximadamente el 1% del monto presupuestado.

CÓDIGO EN MATLAB

Tabla 4: Código empleado en Matlab™

```
%% MOTOR REAL DE 100N DE EMPUJE a 5000 MSNM
close all
clear all
clc

%% PARÁMTROS DE PROGRAMACIÓN
%Se halla el tamaño de la pantalla
scrsz = get(0,'ScreenSize');
N = 31; %Número de muestras a analizar

%% PARÁMETROS INICIALES
% VARIABLES DE ENTRDA
% P0a, Pa
% Altura 100m

% SELECCIÓN DE PARÁMETROS
% COMPRESOR: TURBONETICS T-76, Big Shaft
Adiametro = 0.076; %m
AreaEntrada = (Adiametro*1.00/2)^2*pi; %m2

% TURBINA: %T3/F1-49mm Big Shaft, 10-Blades
Sdiametro = 0.067*.8; %m

% CONSTANTES ATMOSFÉRICAS
% TEMPERATURA
Ta = 287.51; %K

% DENSIDAD
Adensidad = 1.2133; %kg/m3
```

%PRESIÓN

%Se analiza primero el estado desde el reposo hasta 0,3 Mach.

%Según el Virginia Tech hay 5% de error en las mediciones.

%Arbitrariamente se decide analizar 1024 muestras

Pa = 100130; %Presión estática -> detectada por la trampa de presión

P0a = Pa:0.3*Pa/N:1.3*Pa; %Presión total -> detectada por el sensor pitot

%TEMPERATURA

T03 = 600:600/N:1200; %Salida de la cámara de combustión

%CONSTANTES TERMODINÁMICAS

GammaA = 1.4;

cpa = 1005; % J/kg°k (aire)

cpg = 1148; % J/kg°k (aire)

GammaG = 1.333; % gamma de los gases de combustión

R = 287; %J/kg-K para el Aire

%PARÁMETROS ASUMIDOS

ni = 0.90; %Eficiencia de la boquilla de admisión

nc = 0.70; %Eficiencia del compresor

nm = 0.99; %Eficiencia mecánica

nt = 0.70; %Eficiencia de la turbina

nj = 0.90; %Eficiencia de la tobera

Pb = 5; %Porcentaje de pérdida de presión en la cámara de combustión

% medir el tamaño size

%% CÁLCULOS INICIALES

% VELOCIDAD DEL SONIDO DEL AIRE Y GASES DE COMBUSTIÓN

VA = sqrt(GammaA*R*Ta);

VA30 = int16(VA*.3);

VA80 = int16(VA*.8);

```

% VELOCIDAD DEL AIRE EN EL INGRESO
% VELOCIDAD HASTA 0,3 MACH
Ca = ((P0a(1,:)-Pa).^2./Adensidad).^5;

% VELOCIDAD DE 0,3 MACH HASTA 0,8
for i=1:length(Ca);
    if (Ca(i)>VA30)
        Ca(i) = sqrt(2*VA^2/(GammaA-1)*((P0a(i)/Pa).^((GammaA-1)/GammaA)-
1));
    elseif (Ca(i)>VA80)
        Ca(i) = 0;
    end
end

% CÁLCULO DE LA VELOCIDAD MACH DEL MOTOR
M = Ca./VA;

% TEMPERATURA DE ESTANCAMIENTO EN LA ENTRADA DEL
COMPRESOR
T0a = zeros(1,length(Ca));
for i=1:length(Ca);
    if (Ca(1,i)>VA30)
        T0a(1,i) = Ta*(1+(GammaA-1)/2*M(1,i)^2);
    else
        T0a(1,i) = Ta+Ca(1,i)^2/(2*cpa);
    end
end

%% DETERMINACIÓN DEL FLUJO DE MASA DE AIRE ENTRANTE

% FLUJO DE MASA REAL DE AIRE EN LA BOQUILLA DE ADMISIÓN
m0 = (Adiametro*1.00/2)^2*pi*Adensidad.*Ca; %kg/s

```

```

% FLUJO DE MASA DE AIRE CORREGIDO
mcorr = m0.*(T0a./Ta).^0.5./(P0a/Pa);

% MAPA DEL COMPRESOR
% De acuerdo al Mapa del Compresor, el máximo flujo de masa que soporta es
% 92 lb/min equivalente a 0.695508 kg/s; asumiendo una eficiencia de 70%.
FlujoMasa = find(mcorr<0.695508);

% Con ello se obtiene la velocidad máxima teórica del motor basado en el
% flujo máximo admitido por el compresor seleccionado.
Cmax = Ca(length(FlujoMasa));
fprintf('\nLa velocidad máxima limitada por el compresor es: %0.2f m/s \n', Cmax);
Mmax = M(length(FlujoMasa));
fprintf('Equivalente a una velocidad Mach %0.2f \n', Mmax);

%% CURVA CARACTERÍSTICA DEL COMPRESOR
% Los puntos identificados del gráfico de forma visual se muestran a
% continuación.
% Pr = [1.00 1.00 1.00 1.00 1.00 1.00 1.20 1.20 1.20 1.20 ...
%       1.20 1.20 1.20 1.20 1.20 1.20 1.20 1.20 1.20 1.21 ...
%       1.20 1.20 1.21 1.21 1.21 1.22 1.22 1.23 1.24 1.25 ...
%       1.26 1.27 1.28 1.29 1.30 1.32 1.34 1.35 1.36 1.37 ...
%       1.38 1.39 1.40 1.41 1.41 1.42 1.44 1.46 1.48 1.50 ...
%       1.52 1.54 1.56 1.58 1.60 1.62 1.65 1.68 1.71 1.73 ...
%       1.75 1.77 1.79 1.81 1.84 1.87 1.90 1.93 1.96 1.99 ...
%       2.02 2.05 2.08 2.11 2.14 2.17 2.20 2.23 2.26 2.30 ...
%       2.34 2.38 2.43 2.48 2.54 2.60 2.66 2.72 2.78 2.85 ...
%       2.93 3.02];

% Usando excel se halló la siguiente curva característica de las muestras
% x es el flujo de masa en lb/min. Para x=63 -> según el polinomio Pr=3.0x;
x = 63/length(FlujoMasa):63/length(FlujoMasa):63;

```

```
Pr = -(1*10^(-11)).*x.^6+7*10^(-9).*x.^5-1*10^(-6).*x.^4+8*10^(-5).*x.^3-  
0.0028.*x.^2+0.0421.*x+0.974;
```

```
%Se concatenan ceros en los valores no admitidos por el compresor
```

```
MatAux = zeros(1,length(P0a)-length(x));
```

```
Pr = [Pr MatAux];
```

```
%% MODELO TERMODINÁMICO DEL COMPRESOR
```

```
T01 = zeros(N+1,N+1);
```

```
P01 = zeros(N+1,N+1);
```

```
T02 = zeros(N+1,N+1);
```

```
P02 = zeros(N+1,N+1);
```

```
P03 = zeros(N+1,N+1);
```

```
T4 = zeros(N+1,N+1);
```

```
T04 = zeros(N+1,N+1);
```

```
P04 = zeros(N+1,N+1);
```

```
Tc = zeros(N+1,N+1);
```

```
Pc = zeros(N+1,N+1);
```

```
Rhoc = zeros(N+1,N+1);
```

```
Pz = zeros(N+1,N+1);
```

```
Pcr = zeros(N+1,N+1);
```

```
idx = zeros(1,N+1);
```

```
Cmax = zeros(1,N+1);
```

```
Mmax = zeros(1,N+1);
```

```
T5 = zeros(N+1,N+1);
```

```
P5 = zeros(N+1,N+1);
```

```
C5 = zeros(N+1,N+1);
```

```
AmRatio = zeros(N+1,N+1);
```

```
Fs = zeros(N+1,N+1);
```

```
Thrust = zeros(N+1,N+1);
```

```
Pu = zeros(N+1,N+1);
```

```
Pg = zeros(N+1,N+1);
```

```
eff = zeros(N+1,N+1);
```

% DENSIDAD EN LA ENTRADA DEL COMPRESOR

RhoA01 = zeros(N+1,N+1);

RhoA02 = zeros(N+1,N+1);

RhoA03 = zeros(N+1,N+1);

RhoA04 = zeros(N+1,N+1);

RhoA5 = zeros(N+1,N+1);

% CÁLCULO DE LA VELOCIDAD MACH RELATIVA

M01 = zeros(N+1,N+1);

M02 = zeros(N+1,N+1);

M03 = zeros(N+1,N+1);

M04 = zeros(N+1,N+1);

M5 = zeros(N+1,N+1);

M = Ca./VA;

for j=1:N+1

% En la salida de la boquilla de admisión

T01(j,:) = Ta+Ca(1,:).^2/(2*cpa);

P01(j,:) = Pa.*(1+ni.*Ca(1,:).^2/(2*cpa*Ta));

RhoA01(j,:) = P01(j,:)/(R.*T01(j,:));

% En la salida del compresor

P02(j,:) = Pr.*P01(j,:);

T02(j,:) = T01(j,:) + T01(j,:)/nc.*((P02(j,:)/P01(j,:)).^((GammaA - 1)/GammaA
) - 1);

RhoA02(j,:) = P02(j,:)/(R.*T02(j,:));

% En la salida de la cámara de combustión

P03(j,:) = P02(j,:).*(1-Pb./100);

RhoA03(j,:) = P03(j,:)/(R.*T03(1,j));

```

%Eficiencia mecánica del eje de transmisión
% Wt = Wc / nm
T4(j,:) = T03(1,j) - cpa*(T02(j,:)-T01(j,:))./(cpg.*nm); %Sin considerar eficiencia

%En la salida de la turbina
T04(j,:) = T03(1,j) - (T03(1,j)-T4(j,:))./nt; %Considerando la eficiencia
P04(j,:) = P03(j,:).*((T04(j,:)/T03(1,j)).^(GammaG/(GammaG-1)));
RhoA04(j,:) = P04(j,:)./(R.*T04(j,:));

%En la post-combustión mediante RF
%T04(j,:) = T04(j,:) + 150;
%P04(j,:) = P04(j,:).*((T04(j,:)/(T03(1,j)-150)).^(GammaG/(GammaG-1)));
%RhoA04(j,:) = P04(j,:)./(R.*T04(j,:));

%Presión y Temperatura crítica
Pc(j,:) = P04(j,:).*((2./(GammaG+1)).^(GammaG/(GammaG-1)));
Tc(j,:) = T04(j,:).*2./(GammaG+1);
Rhoc(j,:) = RhoA04(j,:).*((2./(GammaG+1)).^(1/(GammaG-1)));

%Relación de presiones en la tobera
Pz(j,:) = P04(j,:)/Pa;

%Relación de presión crítica
Pcr(j,:) = P04(j,:)/Pc(j,:);

for i=1:1:length(FlujoMasa)
    if Pz(j,i) > Pcr(j,i) %Caso 1: Existe estrangulamiento en la salida de la tobera
        T5(j,i) = Tc(j,i);
        P5(j,i) = Pc(j,i);
        RhoA5(j,i) = Pc(j,i)./(R.*Tc(j,i));

        C5(j,i) = (GammaG*R.*Tc(j,i)).^.5; %Mach 1, condición de
        estrangulamiento
    end
end

```

```

AmRatio(1,i) = 1./(RhoA5(j,i).*C5(j,i));

%Empuje específico
Fs(j,i) = (C5(j,i) - Ca(1,i)) + AmRatio(1,i).*(Pc(j,i)-Pa); % N s/kg

else %Caso 2: No hay estrangulamiento en la salida
P5(j,i) = Pa;
T5(j,i) = nj.*T04(j,i).*(Pa./P5(j,i)).^((GammaG-1)./GammaG);
RhoA5(j,i) = P5(j,i)./(R.*T5(j,i));

if (T5(j,i)-Ta)>0
    C5(j,i) = (2*cpg*(T5(j,i)-Ta)).^.5;
else
    C5(j,i) = 0;
end

As = (Sdiametro/2).^2*pi;
AmRatio(j,i) = As./mcorr(1,i);

%Empuje específico
Fs(j,i) = (C5(j,i) - Ca(1,i)) + AmRatio(1,i).*(P5(j,i)-Pa); % N s/kg
end
end

Thrust(j,:) = Fs(j,:).*mcorr(1,:); %N
Pu(j,:) = Thrust(j,:).*Ca(1,:)./(1000); %Potencia útil
Pg(j,:) = mcorr(1,:).*cpg.*(T03(1,j)-T02(j,:))./1000; %Potencia entregada
eff(j,:) = Pu(j,:)./Pg(j,i).*100;

%Fuel/air ratio from tables
%prompt = sprintf('From Fig 2.15: What is the fuel/air ratio?\n T02 = %0.2f\n
T03-T02 = %0.2f \n', T02, T03-T02);

```

```

%f = input(prompt);
%SFC = f*3600/Fs; %kg/hN

end

%% RESULTADOS: Plot 3D
figure(1),subplot(1,3,1),surf(M(1:length(FlujoMasa)),T03(:,1:length(Flujo
Masa))),title('P01');%OK
figure(2),subplot(1,3,1),surf(M(1:length(FlujoMasa)),T03(:,1:length(Flujo
Masa))),title('P02');%OK
figure(3),subplot(1,2,1),surf(M(1:length(FlujoMasa)),T03(:,1:length(Flujo
Masa))),title('P03');%OK
figure(4),subplot(1,3,1),surf(M(1:length(FlujoMasa)),T03(:,1:length(Flujo
Masa))),title('P04');%OK
figure(5),subplot(1,3,1),surf(M(1:length(FlujoMasa)),T03(:,1:length(FlujoM
asa))),title('P5');%OK

figure(1),subplot(1,3,2),surf(M(1:length(FlujoMasa)),T03(:,1:length(Flujo
Masa))),title('T01');%OK
figure(2),subplot(1,3,2),surf(M(1:length(FlujoMasa)),T03(:,1:length(Flujo
Masa))),title('T02');%OK
%figure(3),subplot(1,3,2),surf(M(1:length(FlujoMasa)),T03(:,1:length(Flujo
Masa))),title('T4');%OK
figure(4),subplot(1,3,2),surf(M(1:length(FlujoMasa)),T03(:,1:length(Flujo
Masa))),title('T04');%OK
figure(5),subplot(1,3,2),surf(M(1:length(FlujoMasa)),T03(:,1:length(FlujoM
asa))),title('T5');%OK

%figure,surf(M(1:length(FlujoMasa)),T03(:,1:length(FlujoMasa))),title('C5')
;

figure(6),subplot(1,2,1),surf(M(1:length(FlujoMasa)),T03(:,1:length(FlujoMa
sa))),title('Fs');

```

```

figure(6),subplot(1,2,2),surf(M(1:length(FlujoMasa)),T03(:),Thrust(:,1:length(FlujoMasa))),title('Thrust');
figure(7),subplot(1,3,1),surf(M(1:length(FlujoMasa)),T03(:),Pu(:,1:length(FlujoMasa))),title('P_útil');%Potencia entregada
figure(7),subplot(1,3,2),surf(M(1:length(FlujoMasa)),T03(:),Pg(:,1:length(FlujoMasa))),title('P_entregada');%Potencia útil
figure(7),subplot(1,3,3),surf(M(1:length(FlujoMasa)),T03(:),eff(:,1:length(FlujoMasa))),title('eff');

figure(1),subplot(1,3,3),surf(M(1:length(FlujoMasa)),T03(:),RhoA01(:,1:length(FlujoMasa))),title('RhoA01');% OK
figure(2),subplot(1,3,3),surf(M(1:length(FlujoMasa)),T03(:),RhoA02(:,1:length(FlujoMasa))),title('RhoA02');% OK
figure(3),subplot(1,2,2),surf(M(1:length(FlujoMasa)),T03(:),RhoA03(:,1:length(FlujoMasa))),title('RhoA03');% OK
figure(4),subplot(1,3,3),surf(M(1:length(FlujoMasa)),T03(:),RhoA04(:,1:length(FlujoMasa))),title('RhoA04');% OK
figure(5),subplot(1,3,3),surf(M(1:length(FlujoMasa)),T03(:),RhoA5(:,1:length(FlujoMasa))),title('RhoA5');% OK

figure(8),hold on
surf(M(1:length(FlujoMasa)),T03(:),Pz(:,1:length(FlujoMasa)),'FaceColor',[0 1 0]);%Green=Pz
surf(M(1:length(FlujoMasa)),T03(:),Pcr(:,1:length(FlujoMasa)),'FaceColor',[1 0 0]);%Red=Pcr
hold off

%figure,surf(M(1:length(FlujoMasa)),T03(:),Pc(:,1:length(FlujoMasa)),'FaceColor',[0 0 1]),title('Pc');% OK
%figure,surf(M(1:length(FlujoMasa)),T03(:),Tc(:,1:length(FlujoMasa)),'FaceColor',[0 0 1]),title('Tc');% OK
%figure,surf(M(1:length(FlujoMasa)),T03(:),Rhoc(:,1:length(FlujoMasa)),'FaceColor',[0 0 1]),title('Rhoc');% OK

```