

ANÁLISIS TERMOGASODINAMICO DE UN MOTOR A REACCIÓN
TURBOHÉLICE DE BAJO FLUJO MÁSICO PARA EL USO EN UAVS DE
HASTA CINCO METROS DE ENVERGADURA

GINNA MARCELA GOMEZ SERRANO

CARLOS JULIO TORRES MATEUS

INSTITUCIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES

FACULTAD DE INGENIERÍA

PROGRAMA INGENIERIA AERONAUTICA

BOGOTÁ.DC

2015

ANÁLISIS TERMOGASODINAMICO DE UN MOTOR A REACCIÓN
TURBOHÉLICE DE BAJO FLUJO MÁSSICO PARA EL USO EN UAVS DE
HASTA CINCO METROS DE ENVERGADURA

GINNA MARCELA GOMEZ SERRANO

CARLOS JULIO TORRES MATEUS

TRABAJO DE INVESTIGACIÓN PARA OPTAR AL TÍTULO DE INGENIERO
AERONÁUTICO

Director de proyecto:

. Iván Felipe Rodríguez Barón

Ingeniero Aeronáutico

Msc Ciencias y tecnologías espaciales

INSTITUCIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES

FACULTAD DE INGENIERÍA

PROGRAMA INGENIERIA AERONÁUTICA

BOGOTÁ.DC

2015

ANÁLISIS TERMOGASODINAMICO DE UN MOTOR A REACCIÓN
TURBOHÉLICE DE BAJO FLUJO MÁSSICO PARA EL USO EN UAVS DE
HASTA CINCO METROS DE ENVERGADURA

Nota de aceptación

Presidente del Jurado

Jurado

Jurado

Bogotá D.C. 23 de septiembre de 2015

DEDICATORIA

Dedicamos de manera muy especial a nuestros padres quienes estuvieron a nuestro lado acompañándonos y formándonos como personas de bien en el transcurso de nuestras vidas, a ellos por tener su apoyo incondicional en cada etapa de la elaboración de este proyecto. Hoy tenemos el honor de dedicar les este logro cumplido.

A nuestros hermanos que de una forma u otra nos impulsaron a ser mejor cada día, en ellos vemos reflejadas nuestras esperanzase ilusiones que en un principio nacieron al empezar este camino.

A nuestros compañeros de carrera que nos prestaron toda la ayuda que necesitamos aun después de haber terminado este proceso de formación.

AGRADECIMIENTOS

Agradecemos a Dios por dar nos la vida, por iluminar nos y trazarnos el camino correcto. Por llenarnos de bendiciones y regalarnos unas familias tan hermosas que no imaginamos una vida sin ellas.

Gracias a la Virgen María que nos protegió y no permitió que nos saliéramos del camino correcto, fue y es nuestro pilar de fuerza.

Gracias a nuestros padres por cumplir nuestros sueños de llegar hacer Ingenieros Aeronáuticos, por trasnochar con nosotros en los trabajos de clase, por su dedicación y comprensión en cada paso de esta historia.

Gracias al Ingeniero Iván Felipe Barón que nos ayudó a realizar este proyecto de forma rápida, por brindar nos sus conocimientos en este proyecto.

TABLA DE CONTENIDO

	pág.
INTRODUCCIÓN	16
PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA	18
JUSTIFICACIÓN	19
OBJETIVOS	20
OBJETIVO GENERAL	20
OBJETIVOS ESPECÍFICOS	20
ANTECEDENTES Y ESTADO DEL ARTE	21
1. MARCO DE REFERENCIA	28
2. MARCO CONCEPTUAL	29
2.1 COMPRESOR	29
2.1.1 COMPRESOR AXIAL	30
2.1.2 COMPRESOR CENTRÍFUGO	31
2.2 CÁMARA DE COMBUSTIÓN	32
2.2.1 CÁMARA DE COMBUSTIÓN TUBULAR	32
2.2.2 CÁMARA DE COMBUSTIÓN ANULAR	33
2.2.3 CÁMARA DE COMBUSTIÓN TUBO-ANULAR	34
2.3 TURBINA	34
2.3.1 TURBINA FIJA	34
2.3.2 TURBINA LIBRE	35
3. MARCO TEÓRICO	36
3.1 CICLO BRAYTON	36
3.2 CONSERVACIÓN DE LA MASA	37
3.3 LEYES DE NEWTON	38
3.4 PRIMERA LEY DE LA TERMODINÁMICA	38
3.5 PROCESOS TERMODINÁMICOS	39

3.5.1	PROCESO ISOBÁRICO	39
3.5.2	PROCESO ISOCORICO	40
3.6	SEGUNDA LEY DE LA TERMODINÁMICA	41
3.7	GAS PERFECTO	41
3.8	PARÁMETROS RENDIMIENTO DEL MOTOR	42
3.8.1	RENDIMIENTO TÉRMICO	42
3.8.2	RENDIMIENTO PROPULSIVO	43
3.8.3	RENDIMIENTO TOTAL	43
3.9	METODOLOGÍA	44
4.	ANÁLISIS TERMOGASODINÁMICOS	45
4.1	ENTRADA DEL COMPRESOR T_1 Y P_1	48
4.2	SALIDA DEL COMPRESOR T_2 Y P_2	49
4.3	PRESIÓN A LA SALIDA DE LA CÁMARA DE COMBUSTIÓN P_3 Y T_3	50
4.4	TEMPERATURA DE LA SALIDA DE LA TURBINA DEL COMPRESOR	52
4.5	PRESIÓN A LA SALIDA DE LA TURBINA LIBRE P_5 Y T_5	54
4.6	MAPAS TEMPERATURA Y PRESIONES	55
4.6.1	MAPA TEMPERATURA	55
4.6.2	MAPA PRESION	55
4.7	PARAMETROS DE DESEMPEÑO DEL MOTOR	56
4.7.1	FUERZA DE EMPUJE	56
4.7.2	RENDIMIENTO TERMICO	56
4.7.3	RENDIMIENTO PROPULSIVO	57
4.7.4	RENDIMIENTO TOTAL	57
4.7.5	EMPUJE ESPECÍFICO	58
4.7.6	CONSUMO ESPECIFICO DE COMBUSTIBLE	58
4.7.7	POTENCIA DE EMPUJE	59
4.7.8	POTENCIA DEL EJE	59
5.	ANÁLISIS DE RESULTADOS	60
6.	CONCLUSIONES	64
	BIBLIOGRAFIA	65
	ANEXOS	67

LISTA DE TABLAS

	pág.
Tabla 1. Características de los diferentes motores a reacción	24
Tabla 2. Comparación de los diferentes UAVs	45
Tabla 3. Comparación de los motores	46
Tabla 4. Resultados	60
Tabla 5. Comparación de los motores	62

LISTA DE FIGURAS

	Pág.
Figura 1 Motor Turbohélice CS-1	21
Figura 2. Motor RB50 Trent	22
Figura 3. TJD-76A	23
Figura 4. Rango de aplicación de los diferentes motores	26
Figura 5. Características del consumo específico de combustible en diferentes motores	27
Figura 6. Partes Motor Turbohélice	29
Figura 7. Compresor axial	30
Figura 8. Partes compresor centrífugo	31
Figura 9. Distribución flujo de aire	32
Figura 10. Cámara de combustión tubular	33
Figura 11. Cámara de combustión anular	33
Figura 12. Cámara tubo-anular	34
Figura 13. Turbohélice – turbina fija	35
Figura 14. Turbohélice - turbina libre	35
Figura 15. Diagrama	36
Figura 16. Diagramas para el ciclo ideal de Brayton	37
Figura 17. Proceso Isobárico	40
Figura 18. Proceso Isocórico	40
Figura 19. Metodología	44
Figura 20. Ingreso del aire al compresor	48
Figura 21 .Flujo de aire en la combustión	51

LISTA DE ANEXOS

	pág.
Anexo A. Tabla ISA	67
Anexo B. Propiedades del gas ideal del aire.	68

GLOSARIO

ADIABÁTICO: se dice de la transformación termodinámica que un sistema experimenta sin que haya intercambio de calor con otro sistema.

AUTONOMÍA: máximo recorrido o tiempo máximo que un vehículo puede funcionar sin aterrizar para proveerse.

CALCULOS TERMOGASODINAMICOS: son los cálculos realizados para obtener los parámetros de cada una de las etapas del motor.

COMBUSTION: reacción química entre el oxígeno y el combustible, acompañada de desprendimiento de energía y que habitualmente se manifiesta por incandescencia o llama.

ENTALPÍA: es la absorción de calor por la interacción de la tensión, presión y volumen.

ENTROPÍA: magnitud termodinámica que mide la parte no utilizable de la energía contenida en un sistema.

ENVERGADURA: distancia entre los extremos de las alas de un avión.

HALE: high altitude long endurance.

ISOENTRÓPICA: se dice del proceso en que la entropía permanece constante.

MACH: unidad de velocidad, igual a la de propagación del sonido en el medio.

MALE: medium altitude long endurance.

PARAMETRIZAR: declarar parámetros a un sistema de cualquier tipo para realizar una valoración de los datos.

PERFORMANCE: rendimiento desarrollado por un componente en general.

TUAV: tactical UAV

TURBORREACTOR: motor de reacción del que es parte funcional una turbina de gas.

UAV: Unmanned Aerial Vehicle.

NOMENCLATURA

Símbolos

A	=	Área de Salida de la Tobera
C_{pa}	=	Calos Especifico del Aire
C_{pg}	=	Calor Especifico del Gas
ρ_a	=	Densidad del Aire en función de la Altura
f	=	Relación Combustible Aire
F	=	Fuerza de Empuje
F_s	=	Empuje Especifico
h	=	Altura de Vuelo
\dot{m}_a	=	Flujo másico del Aire
\dot{m}_f	=	Flujo másico del Combustible
η_m	=	Eficiencia Mecánica
η_o	=	Rendimiento Total
η_p	=	Rendimiento Propulsivo
η_T	=	Rendimiento Térmico
P_a	=	Presión del Aire en función de la Altura
P_h	=	Potencia de la hélice
P_1	=	Presión a la entrada del compresor
P_2	=	presión a la salida del compresor
P_3	=	presión a la salida de la cámara de combustión
P_4	=	presión a la salida de la turbina del compresor
P_5	=	presión a la salida de la turbina libre

Q_{in}	=	Energía Térmica del Combustible
$Q_{net,p}$	=	Poder Calorífico del Combustible
γ	=	Constante Adiabática del Aire
R	=	Constante del Aire
R_c	=	Relación de Compresión del Compresor
RPM	=	Revoluciones por Minuto
S	=	Empuje Especifico de Combustible
SFC	=	Consumo Especifico
SP	=	Potencia en el eje
T_a	=	Temperatura Ambiente en función de la Altura
TEP	=	Potencia Equivalente
T_1	=	Temperatura a la entrada del compresor
T_2	=	Temperatura de salida del compresor
T_3	=	Temperatura de salida de la cámara de combustión
T_4	=	Temperatura a la salida de turbina del compresor
T'_4	=	Temperatura a la entrada de la turbina libre
T_5	=	Temperatura a la salida de la turbina libre
V_a	=	Velocidad Crucero
V_s	=	Velocidad de Salida
\dot{W}	=	Potencia de Empuje
W_C	=	Trabajo del Compresor
W_{tp}	=	Trabajo de la Turbina

RESUMEN

Las aeronaves no tripuladas son el futuro de la aviación, su implementación en las áreas civiles y militares han permitido simplificar tareas del ser humano y evitar pérdidas de vida en los conflictos que cada país tiene. Por esto es de vital importancia ir evolucionando en la construcción y elaboración de los componentes de las aeronaves. Como bien se sabe la planta motriz es importante para el cumplimiento de las misiones que cada aeronave tenga, los parámetros del motor nos determinan el rango, la duración, velocidad que tendrá la aeronave no tripulada para cumplir eficazmente la misión. Se escogió una aeronave que tuviera una envergadura no mayor de cinco metros y un motor de pistón, con misiones de vigilancia, búsqueda de blanco y disparar a un objetivo, donde se pueda visualizar que ventajas se obtendría si tuviera un motor a reacción. Asimismo se realizó una investigación de motores a reacción los cuales fueran más aptos para cumplir con las misiones sin afectar la aerodinámica de la aeronave no tripulada, así se eligió un motor turbohélice el cual aumenta la velocidad y disminuye el peso de la aeronave.

Para evaluar los parámetros del motor, se realizó un análisis termogasodinámico, no sin antes investigar acerca del Ciclo Brayton que se evidencia en las partes esenciales como es: compresor, turbina libre, cámara de combustión, caja de engranajes, hélice donde el aire debe hacer su recorrido.

INTRODUCCIÓN

En los últimos años el desarrollo e implementación de nuevas tecnologías ha dado espacio para que los vehículos aéreos no tripulados (UAV por las siglas en inglés de *Unmanned Aerial Vehicules*) destaquen y se vuelvan parte de nuestro presente, la sigla UAV hace referencia a vehículos capaces de operar sin ningún piloto a bordo en el espacio aéreo, el término UAV puede describir diferentes dispositivos como los son dirigibles, aviones radio controlados (RPVs), misiles y aeronaves operativamente autónomas.

Los UAVs se han desarrollado desde la mitad del siglo XIX, inicialmente para el uso militar donde sus mayores desarrollos sucedieron en la primera y segunda guerra mundial donde se utilizaron para entrenamiento, en la guerra de Vietnam y de Corea, Estados Unidos visualizó el potencial para misiones de reconocimiento, durante la guerra fría en los conflictos del golfo pérsico, fue percibido el real potencial de los UAVs ya que se podían adoptar para misiones de caza, bombarderos y de reconocimiento¹.

El típico sistema de UAVs está compuesto de un vehículo (aeronave), una o más estaciones de control en tierra (GCS) y/o estaciones de planeación de misiones en tierra (MPCS), carga útil y el enlace de datos². Los UAVs se pueden clasificar en HALE (*High Altitude Long Endurance*), MALE (*Medium Altitude Long Endurance*), TUAV (*Tactical UAV*), *Close-Range*, MUAV (*Mini UAV*) y MAV (*Micro UAV*)³.

Dependiendo de la misión y el rendimiento del UAV se pueden encontrar todo tipo de motores como lo pueden ser eléctricos, a reacción y de pistón, gran parte de los UAVs en operación manejan motores de combustión interna y una gran parte de estos son motores de pistón y la otra parte son motores a reacción donde se encuentran los motores turbo-jet y turbohélice, los turbo-jet son apropiados para aeronaves que requieran alcanzar altas velocidades, a diferencia de los motores turbohélice que por sus características se usa en aeronaves de media y bajas velocidades. En términos de consumo el motor de pistones tiene un menor consumo le sigue el turbohélice y por último el turbo-jet, para UAVs de mediano y corto rango se utilizan un motor de combustión interna ya sea el motor a pistón o el turbohélice todo depende del tipo de misión que tenga el UAV.

De acuerdo a las características de bajo consumo, alta eficiencia y capacidad de operaciones a bajas velocidades, es realizado un análisis termogasdínámico de un motor turbohélice equipado en un UAV de hasta 5 metros de envergadura, con el fin de evaluar las propiedades y comportamiento del flujo a través del motor,

¹ F. p. P. M. José Luis Asensio, *U.A.V. Beneficios y Límites*, Madrid-España: I.E.S. Leonardo Da Vinci, 2008.

² T. G. Paul Fahistrom, *Introduction to UAV Systems*, United Kingdom: WILEY, 2012

³ R. Austin, *Unmanned Aircraft Systems: UAVS Design, Development and Deployment*, United Kingdom: WILEY, 2010.

obteniendo los parámetros de rendimiento y visualizando la viabilidad o no, de reemplazar los motores de pistón y eléctricos convencionalmente usados en UAVs, por motores turbohélice.

PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

La presencia de UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*) en aplicaciones militares y civiles se ha vuelto muy frecuente con el pasar del tiempo, países como Estados Unidos, Inglaterra e Israel fabrican UAV para suplir sus necesidades, dependiendo de la misión que tenga, los fabricantes de UAV usan diferentes configuraciones en cada uno de sus modelos, por lo general los UAV en su planta motriz usan motores de pistón o eléctricos ya que son motores que se adaptan a las dimensiones de estos. A través de la parametrización de un análisis termogasodinámico se plantea sustentar el uso de un motor a reacción que reemplace el motor de dos tiempos de un UAV de hasta cinco metros de envergadura.

¿Qué ventajas se obtendría de un motor a reacción turbohélice de bajo flujo másico para el uso en UAV de hasta cinco metros de envergadura?

JUSTIFICACIÓN

Este proyecto tiene como finalidad obtener una parametrización de un motor a reacción turbohélice para el uso en un UAV de hasta cinco metros de envergadura, generando un cambio en la planta motriz de este, el cual usa un motor de dos tiempos y se cambiará por un motor a reacción, específicamente un motor turbohélice, el cual tiene un bajo consumo de combustible y es altamente eficiente en bajas velocidades, las cuales son usualmente utilizadas operacionalmente en UAVs.

Realizando un análisis termogasodinámico nos permitirá visualizar los diferentes parámetros de rendimiento a través del motor, para realizar una elección acertada del motor a ser utilizado en un UAV de hasta cinco metros de envergadura.

OBJETIVOS

OBJETIVO GENERAL

Realizar un análisis termogasodinámico de un motor a reacción turbohélice de bajo flujo másico para el uso en UAVs de hasta cinco metros de envergadura.

OBJETIVOS ESPECÍFICOS

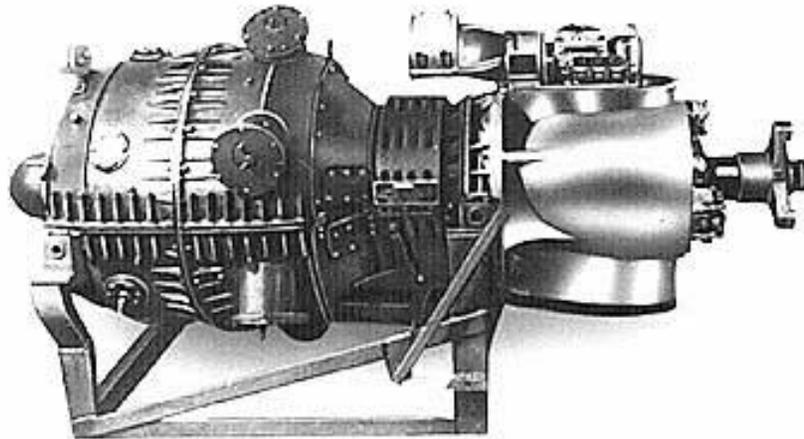
- Realizar cálculos para obtener el rendimiento propulsivo, térmico y total de un motor turbohélice.
- Realizar cálculos para identificar el consumo específico de combustible y la potencia de empuje del motor turbohélice.
- Realizar un mapa de presiones y temperaturas característico de las respectivas etapas de funcionamiento de un motor turbohélice.
- Analizar la viabilidad de cambiar la planta motriz de un UAV propulsado por un motor de pistón, para ser propulsado por un motor turbohélice, realizando un análisis comparativo entre ellos.

ANTECEDENTES Y ESTADO DEL ARTE

Los UAVs han tenido una relación estrecha en el campo militar, los mayores avances de la tecnología surgieron para ser implementados en la guerra pero después estos avances pasaron a lo civil. La historia de los UAVs es actualmente la historia de todas las aeronaves, la planta motriz de cualquier aeronave es una parte esencial el cual los diseñadores de aeronaves deben tener en cuenta para sus diseños.

Los primeros motores a reacción eran maquinas muy grandes y el empuje que producida no era el adecuado, con el desarrollo de la industria y la disminución de del tamaño se le empezó a prestar interés en estos motores en 1921 el francés Maxine Guillaume obtuvo la patente de un motor turbo-reacción, en 1930 el inglés Frank Whittle obtuvo la patente de su turborreactor y unos años más adelante los Alemanes Hans von Ohain y Max Hahn patentaron su propio diseño en 1936, estos diseños están basados en el mismo principio de operación y hasta la fecha sigue siendo el mismo. El primer motor turbohélice fue el CS-1 (Figura 1) creado en 1938 por György Jendrassik, la potencia máxima que alcanzó este motor fue de 400 HP pero todavía tenía falla en la estabilidad de la combustión.

Figura 1 Motor Turbohéllice CS-1



Fuente http://www.internationalresinmodelliers.com/articles_13_varga_rmi-1_xh

En 1939 los alemanes Hans von Ohain y Max Hahn lograron el primer vuelo de un avión propulsado por una turbina de gas el HE178, el inglés Frank Whittle pudieron también propulsar una aeronave en 1941.

En el año de 1944 Rolls Royce desarrollo el motor RB50 Trent (Figura 2) el cual consistía en un turbojet al que se le acoplo un eje una caja reductora y una hélice de cinco palas y fue probado en los *Gloster Meteor*.

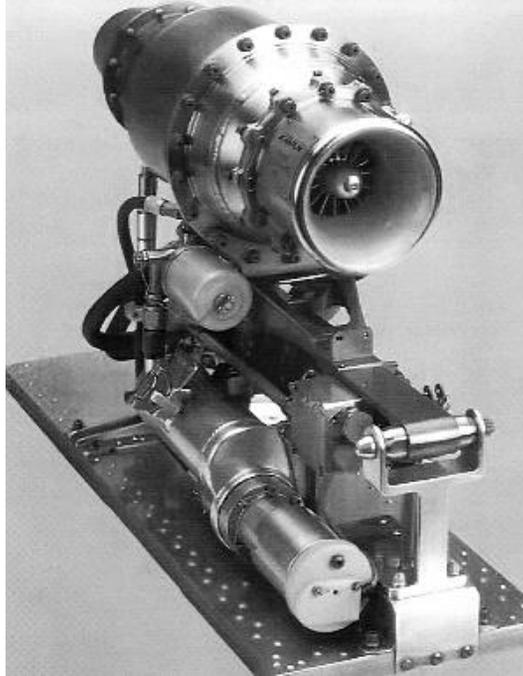
Figura 2. Motor RB50 Trent



Fuente.<http://aerospaceengines.blogspot.com.co/2013/10/el-rio-trent-y-los-tres-motores-trent.html>

En los años 50's el Estadounidense Max Dreher empezó a diseñar y construir la TJD-76A como fuente de propulsión de drones y planeadores, en 1969 fue desarrollada, era una turbina pequeña que producía 55 lb de empuje, con un consumo específico de 1.5 SFC, su diámetro era de 6 pulgadas y tenía un peso de 17 lb. El cual se muestra a continuación en la Figura 3.

Figura 3. TJD-76A



Fuente. <http://www.minijets.org/index.php?id=12>

En 1989 el Alemán Kurt Schreckling diseño y desarrollo la turbina FD2 la cual consistía en un compresor radial, en los años siguientes este modelo fue mejorado con el nuevo diseño de la turbina FD3 con que se podían alcanzar 30 Newtons de empuje y solo tenía un peso de 750 gramos. Esta turbina fue diseñada para ser utilizada en aeromodelos.

Principios de los años 90's, los holandeses Han Jenniskens y Bennie van de Goor fundaron la compañía AMIT (Advanced Micro Turbines) en 1992 comenzaron con el desarrollo de la turbina Pegasus MK-3 la cual generaba 100 Newtons de empuje, en los años siguientes del desarrollo de la turbina mk-3 AMIT diseñaron otras turbinas mejorando las prestaciones de cada una de ellas.

A continuación en la Tabla 1 se muestra los diferentes motores a reacción y algunas de sus características más importantes

Tabla 1. Características de los diferentes motores a reacción

Nombre	Fabricante	Año	Empuje [N]	Peso [kg]	Max RPM	Diámetro [mm]	Longitud [mm]
TDJ-76C	Dreher Engineering	Med. 50's	200	6.5	96000	151	416
PAL	Prisel, Alme, Lyrsell	1982	120	4	105000	150	460
TN 75	Turbomin	Prin. 80's	75	3	100000	148	425
FD3	Kurt Schreckling	1990	30	0.75	75000	110	265
T240	JPX	1991	45	1.7	122000	116	335
J-450	Sophia Precision	Prin. 90's	60	1.8	130000	116	335
Pegasus	Advanced Micro Turbines	1992	100	2	105000	120	270
Olympus		Med. 90's	190	2.4	110000	130	270
Mercury		Med. 90's	70	1.4	145000	100	225
KJ 66	Kurt Schreckling – Jesus Artes	Med. 90's	75	0.95	11700	110	265
JG-100	Jesus Artes – Gaspar Espiell	Med. 90's	150	----	160000	80	173

Tabla 1. Características de los diferentes motores a reacción (Continuación)

JF-50 Bee	Jesus Artes – Felipe nieto	Fin. 90's	55	---	160000	80	173
P80	Jet Cat	Med. 90's	80	1.3	125000	90	---
P200		Fin. 90's	200	2.3	112000	115	294
STP5		Med. 2008	210	4.9	165000	----	388
MW 54	Wren Turbines	Fin. 90's	54	0.65	160000	87	150

Fuente. A. F. Mainero, Estudio de Factibilidad para Consolidar una Fabrica de Turbina a Gas para Aeromodelismo, Mexico,D.F.: Universidad Iberoamericana, 2005.;modificado.

Debido al desarrollo de nuevos materiales, a nuevas técnicas de manufactura y a la demanda de UAVs, se están realizando nuevos proyectos para el desarrollo de pequeños motores a reacción, En Estados Unidos se está poniendo en marcha el programa SUAVE (Small Uninhabited Air Vehicle Engine) con el cual se quiere desarrollar turborreactores con una potencia tan baja como 8 kW usando materiales cerámicos y en el Reino Unido se quiere desarrollar el mismo objetivo con la compañía Microjet UAV Ltd.

En el campo de los motores a reacción se han tenido varios estudios, todos estos estudios están enfocados a mejorar la eficiencia del motor como también cuales son las mejores aplicaciones que les podemos dar a estos motores, a continuación se muestran algunos estudios:

La Universidad de San Buenaventura a través del Ingeniero Arnold Escobar desarrollo una micro turbina de bajo flujo másico donde el involucra procedimientos y parámetros de autores como Mattingly y Saravanammuttoo, estos autores enfocaron sus estudios a la construcción de motores para la aviación comercial, por medio del proyecto del ingeniero Arnold Escobar se sentaron las bases para el desarrollo de proyectos a fines al área de desarrollo de micro turbinas.

La Universidad Tecnológica de Pereira diseño y construyo una cámara de combustión para una turbina de baja potencia, las fases de este proyecto están comprendidas por la etapa de diseño, construcción y simulación.

La Fundación Universitaria los Libertadores tiene varios proyectos como lo son:

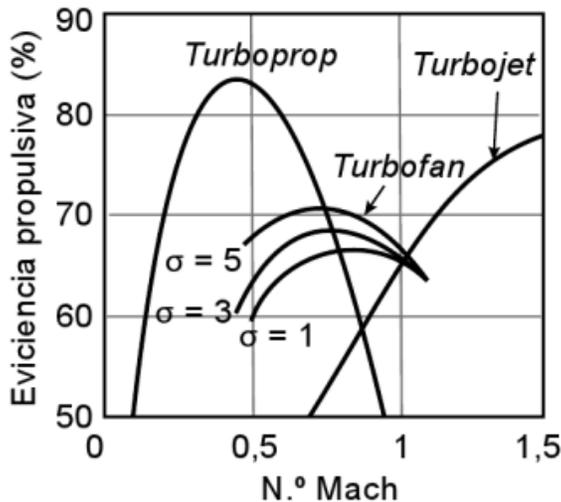
Diseño un micro turborreactor en el cual se puede identificar las partes que la componen materiales utilizados, formas de mecanizado además de la parte de justificación y finalmente toda la parte de cálculos de las partes más importantes de la microturbina.

Diseño y construcción de un turbojet bajo el funcionamiento de un turbocargador, en este proyecto se pueden distinguir los cálculos termodinámicos y sus fases de construcción.

Diseño, construcción y ensamble de una tobera con post combustión y de geometría variable para el motor "RGG1", Este proyecto se pueden ver las fases metodológicas y la importancia de desarrollar cálculos y diseños preliminares en software CAD.

El libro motores de reacción y turbinas de gas expone que el rango de utilización de los diferentes motores viene acondicionado por el rendimiento de los mismos a diferente velocidad como podemos apreciar en la Figura 4 Para vuelos a bajas velocidades alrededor de 0.5 Mach, es preferible el uso de una hélice, por lo que resultaran más eficientes los motores turbohélice.

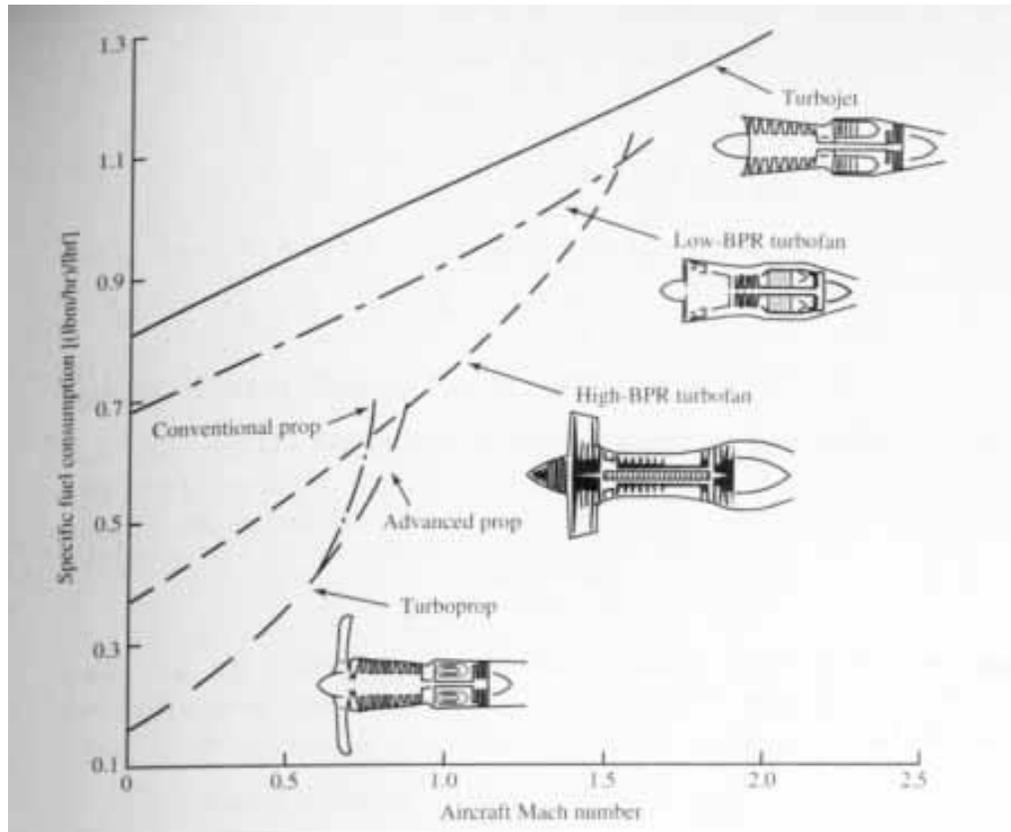
Figura 4. Rango de aplicación de los diferentes motores



Fuente. B. G. Belmote, Motores de Reacción y Turbinas de Gas, Madrid: Parainfo, 2015.

El ingeniero Francisco Javier González Cruz en su artículo teoría de las turbinas de gas para la propulsión aérea nos habla de los ciclos ideales, procesos termodinámicos, parámetros de funcionamiento y del consumo específico de combustible. Lo cual se puede apreciar en la Figura 5.

Figura 5. Características del consumo específico de combustible en diferentes motores



Fuente. F. J. G. Cruz, «Teoría de las Turbinas de gas para la propulsión aérea,» 2009.

A través que vallamos avanzando en Este documento nos iremos encontrando con los diferentes capítulos que lo componen como son: Capítulo 2. Marco conceptual; el cual nos va ayudar a éntanos más profundo sobre los temas anteriormente descritos, Capítulo 3. Marco teórico; donde vamos a encontrar las diferentes fórmulas necesarias para el desarrollo del de la investigación y la metodología para resolver la pregunta de investigación, Capítulo 4. Análisis termogasodinámico; este es el capítulo donde mostramos los diferentes cálculos realizados, Capítulo 5. Análisis de resultados en este se hace un recuento y se nombra los resultados obtenidos, y al final tenemos las conclusiones.

1. MARCO DE REFERENCIA

La industria aeronáutica desde del siglo XIX ha venido revolucionando, donde se obtuvieron grandes avances para esta industria y aplicable a otras, la necesidad de obtener una planta motriz eficiente inició un etapa de investigación enfocada en los motores donde funcionen bajo el ciclo Brayton; estos motores absorben el aire por la entrada del compresor, lo comprime, se produce una inyección de combustible y la expansión de gases mueve los alabes de la turbina y accionan el compresor; por último los gases de escape salen por la tobera. Además estos motores se caracterizan por tener una buena relación entre la potencia que producen y su peso. En la actualidad existen diferentes configuraciones cada una con sus respectivas características los cuales se basan en ese principio, podemos encontrar motores turbo jet, turbo fan, turboshaft y por ultimo turbohélice.

Un motor turbohélice es uno de las tantas configuraciones de los turborreactores, el cual es un sistema propulsivo conformado por un turborreactor básico y una hélice. Los componentes internos de un motor turbohélice no se diferencian demasiado de los de un turborreactor básico o turbo jet, su principal diferencia radica en el funcionamiento, en el reactor puro, la propulsión es el resultado de la reacción sobre la masa acelerada, en tanto que en los motores turbohélice se obtiene la propulsión por medio de la tracción de la hélice, que recibe la energía procedente de la turbina que la mueve, la energía obtenida en un turbohélice se distribuye al compresor, en la turbina la energía se puede expresar en forma de potencia transmitida al eje de la hélice y la energía que aún queda en la expansión después de la última turbina se convierte en empuje pero este empuje es muy mínimo comparado con el empuje generado por la hélice.

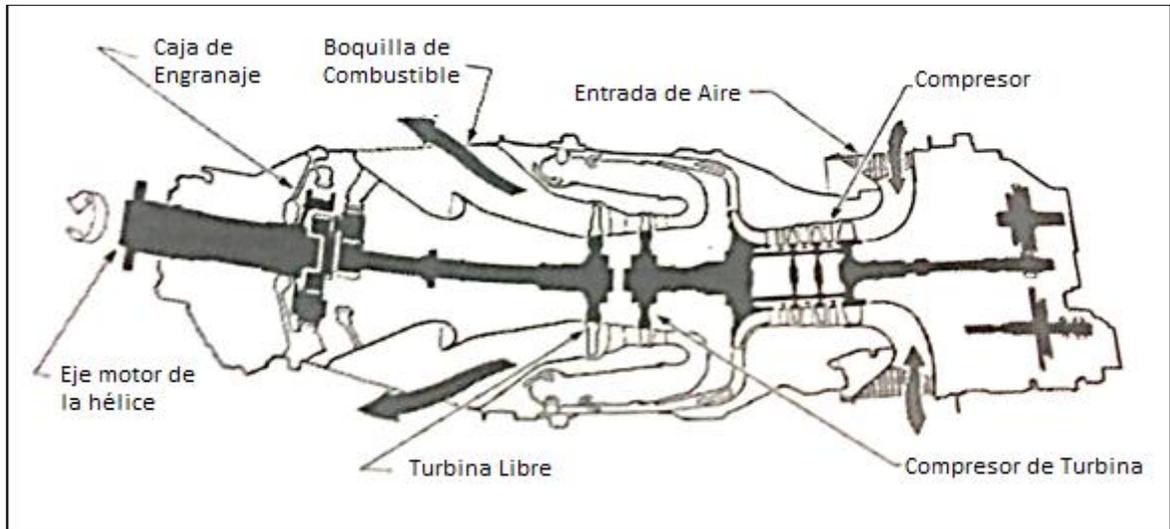
Los turbohélices pueden adoptar diversas configuraciones ya que presenta una simplicidad en su construcción y diseño. La mayoría de los motores turbohélice tienen generalmente un compresor centrífugo y una turbina libre conectada a un eje separado no obstante es importante tener en cuenta que este motor cuenta con una caja de reducción o de engranajes. Este tipo de motores son más eficiente que otros motores que trabajan bajo el principio de reacción, sin embargo, el uso de las hélices como herramienta propulsora para generar empuje, limita su rango de operaciones a velocidades de vuelo bajas y a baja altura.

2. MARCO CONCEPTUAL

Un motor turbohélice utiliza una turbina de gas para activar una hélice, empleando toda la potencia de los gases de salida para moverla, ya que estos gases salen a una alta velocidad, los turbohélices disponen de una caja de engranajes que reduce la velocidad del eje.

El aire ingresa por la parte de atrás, se comprime y se dirige hacia la cámara de combustión para mezclarse con el combustible, los gases que se producen por la combustión pasan por 2 turbinas, la primera mueve el compresor de turbina y la segunda denominada turbina libre mueve la hélice. El 90% de los gases son destinados a mover la hélice, las partes antes mencionadas se pueden observar en la figura 6.

Figura 6. Partes Motor Turbohélice



Fuente. El-Sayed, Ahmed f. *Aircraft Propulsion and gas turbine engines*. Boca Raton : CRC Press Taylor & Francis Group, 2008;modificado

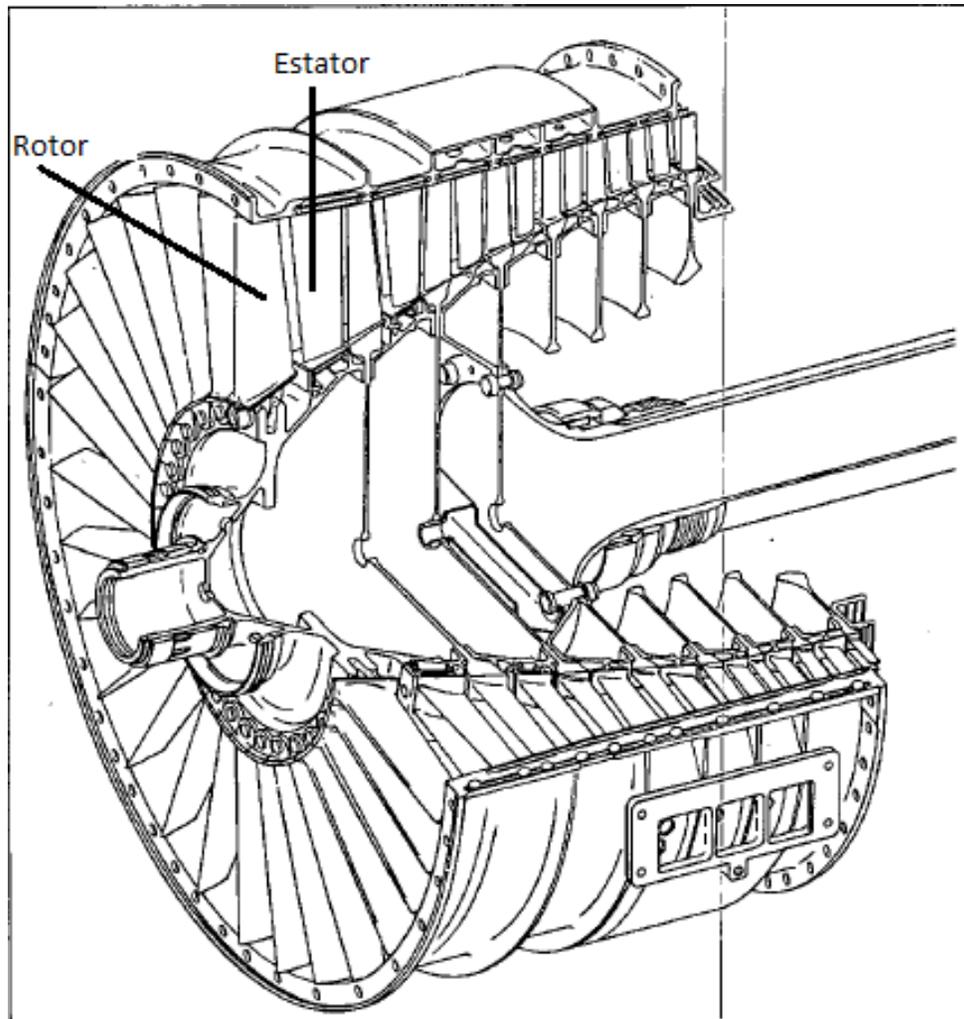
2.1 COMPRESOR

Los compresores se encargan de suministrar la cantidad de aire exacta al combustible, convirtiendo la energía mecánica de la turbina en energía cinética en el aire. Existen dos tipos de compresores axiales y centrífugos.

2.1.1 Compresor Axial

Se denomina axial porque el flujo del aire es paralelo al eje de rotación, está compuesto por filas de rotores y estatores como se aprecia en la figura 7. Los rotores se mueven a gran velocidad y están conectados al eje, los estatores aumentan la presión y mantiene el flujo en espiral.

Figura 7. Compresor axial

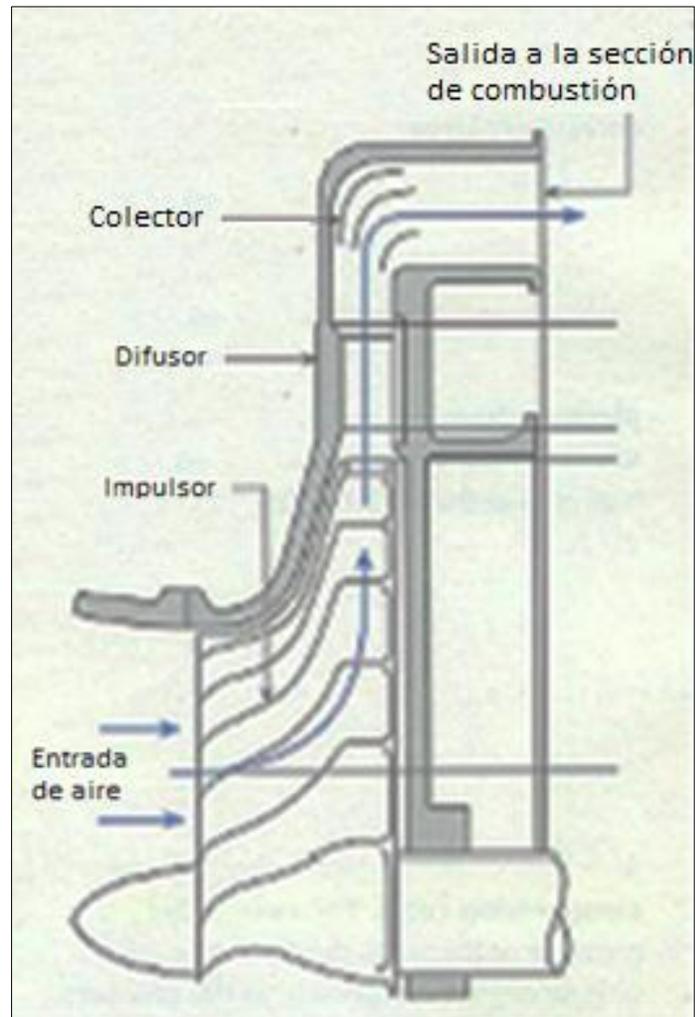


Fuente. Alvarez, Martin Cuesta. *Motores de Reaccion*. España : Paraninfo S.A, 1980; modificado

2.1.2 Compresor Centrífugo

Los compresores centrífugos se diferencian de los axiales porque el flujo del aire es desviado perpendicularmente al eje de rotación. Está compuesto por un impulsor, difusor y rotor como se muestra en la figura 8.

Figura 8. Partes compresor centrífugo



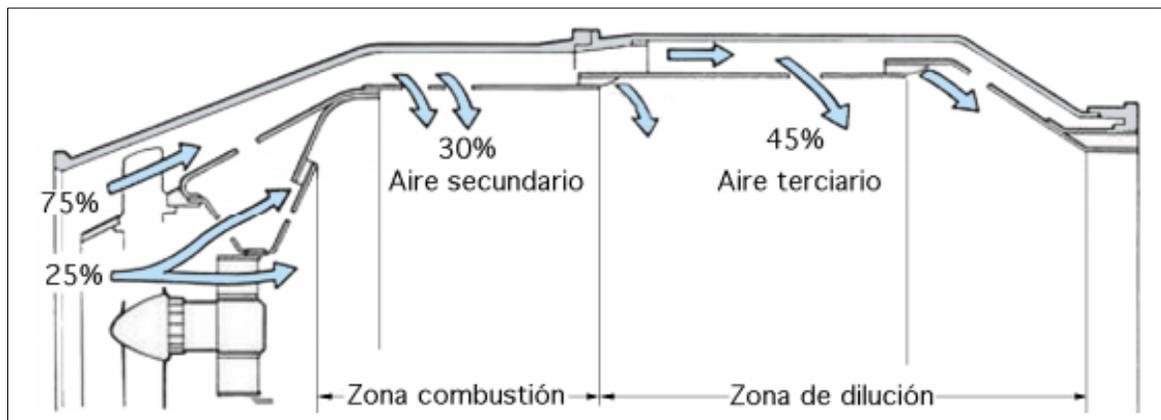
Fuente. Alvarez, Martin Cuesta. *Motores de Reaccion* . España : Paraninfo S.A, 1980; modificado

El rotor recibe la energía mecánica y transfiere el gas por medio de los impulsores ocasionando el aumento de velocidad y de energía cinética por lo tanto aumenta la presión, cuando el gas está saliendo del impulsor, el difusor se encarga de recuperar un porcentaje de la energía cinética para mejorar el rendimiento del compresor.

2.2 CÁMARA DE COMBUSTIÓN

Es un elemento dentro del cual se realiza una mezcla entre el combustible y el aire produciendo una explosión controlada dando como resultado la expansión de gases a altas temperaturas y presiones pasando a la turbina. El aire entregado por el compresor se divide en dos flujos, el flujo primario consta de un 25% que ingresa al centro de la cámara para realizar la combustión, el flujo secundario es el 75% de aire pasa por la carcasa exterior de la cámara creando una capa de aire que es utilizada para disminuir la temperatura de los gases producidos por la combustión, figura 9. Existen 3 tipos de cámaras de combustión las cuales se describirán a continuación:

Figura 9. Distribución flujo de aire



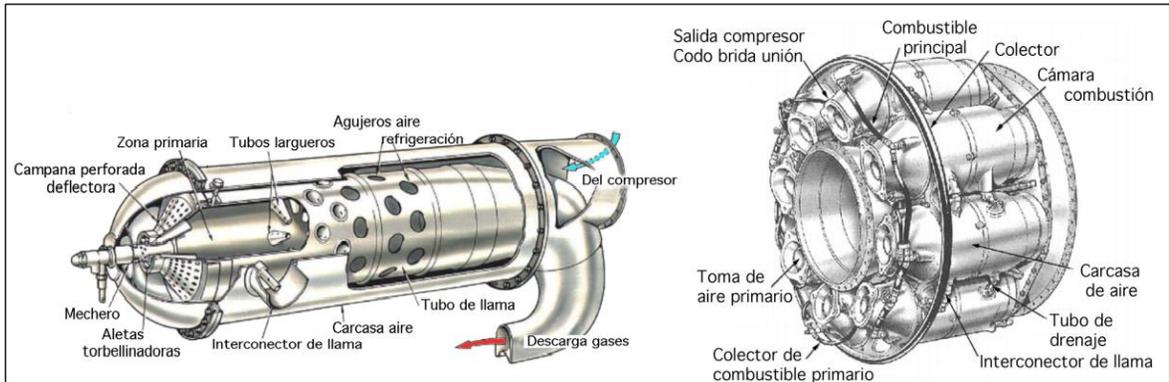
Fuente. pfernandezdiez. [En línea] [Citado el: 31 de Julio de 2015.]
<http://files.pfernandezdiez.es/Turbinas/Gas/PDFs/06Tgas.pdf>.

2.2.1 Cámara de combustión tubular

Fue empleado en los primeros diseños de turbinas de gas, son de forma cilíndricas y están acopladas de manera concéntrica en otro cilindro, dependiendo el tipo del motor un sistema de combustión puede tener de una a varias cámaras tubulares (Figura 10).

Están interconectadas por tubos que permiten que la combustión de las dos cámaras que tienen las bujías se propaguen por todo el sistema. Este tipo de cámara facilita su mantenimiento ya que se puede cambiar o reparar una cámara y no todo el conjunto.

Figura 10. Cámara de combustión tubular

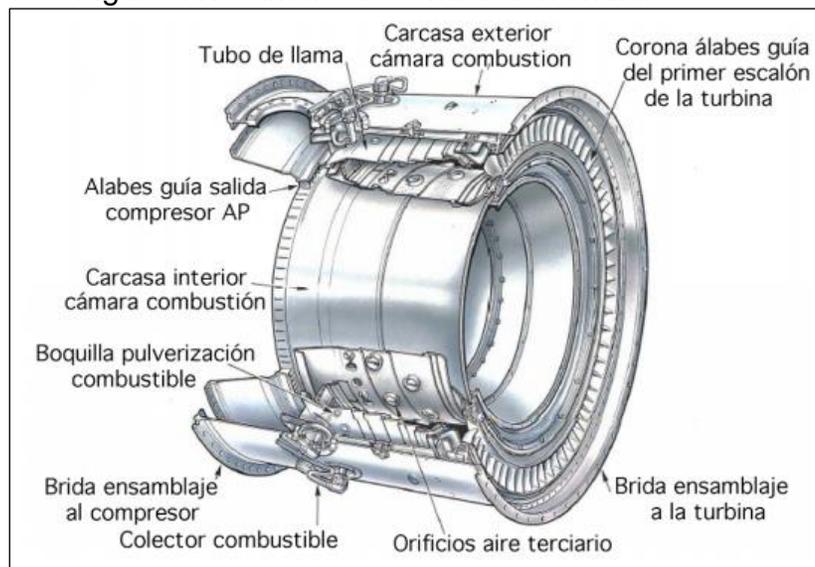


Fuente. pfernandezdiez. [En línea] [Citado el: 31 de Julio de 2015.]
<http://files.pfernandezdiez.es/Turbinas/Gas/PDFs/06Tgas.pdf>.

2.2.2 Cámara de combustión anular

Consta de un tubo de llama de forma anular con inyectores instalados a lo largo de la cámara para suministrar el combustible y dos bujías que producen la chispa eléctrica para la ignición. La menor cantidad de metal expuesto proporciona un mayor volumen de combustión y reduce el flujo secundario hasta un 15% reduciendo el aire para su enfriamiento y aumentando la eficiencia térmica. Sus características mejoran la longitud y el peso (Figura 11).

Figura 11. Cámara de combustión anular

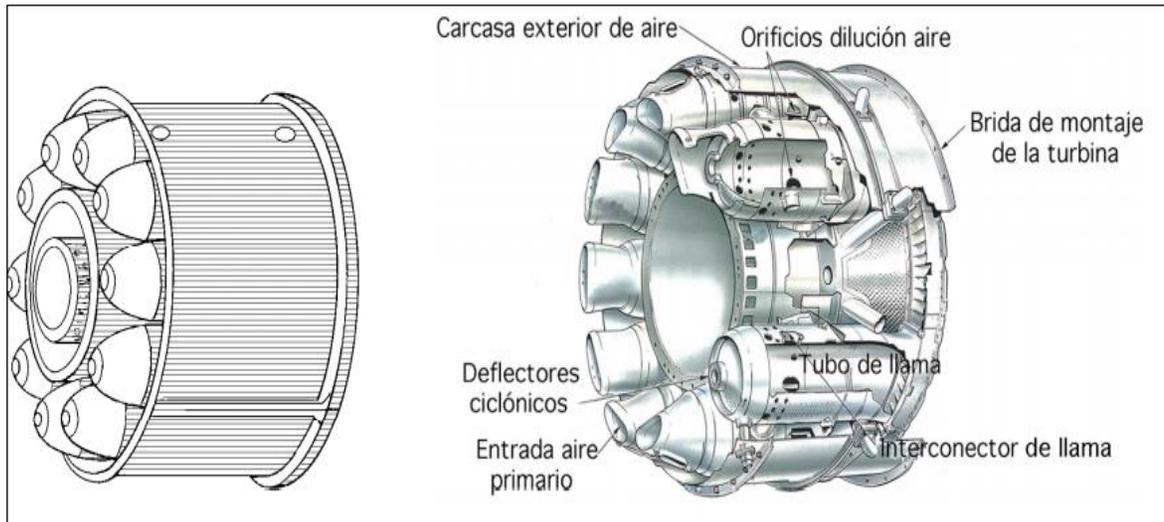


Fuente. **Mattingly, Jack D.** *Elements of gas turbine propulsion*. New York : McGraw-Hill, 2005; modificado

2.2.3 Cámara de combustión tubo-anular

Es un tipo de cámara mixta, consiste en unos tubos de llama alrededor de una carcasa anular, el flujo primario ingresa a través de tomas de aires individuales y el flujo secundario circula por una cámara común (Figura 12). Cada cámara tubular está interconectada por tubos de propagación de llama.

Figura 12. Cámara tubo-anular



Fuente. pfernandezdiez. [En línea] [Citado el: 31 de Julio de 2015.]
<http://files.pfernandezdiez.es/Turbinas/Gas/PDFs/06Tgas.pdf>.

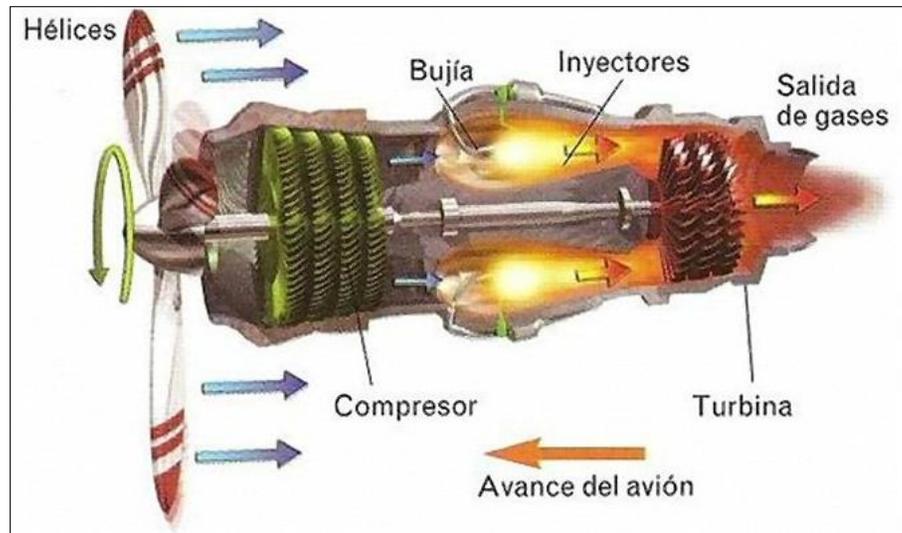
2.3 TURBINA

Es la encargada de transformar la energía química producto de la combustión de los gases en energía mecánica generando una gran cantidad de gases a una temperatura y presión más baja que la cámara de combustión pero proporcionando movimiento al eje y accesorios del motor.

2.3.1 Turbina Fija

Consta de un solo eje que se encarga de mover el compresor y la hélice como podemos observar en la figura 13.

Figura 13. Turbohélice – turbina fija

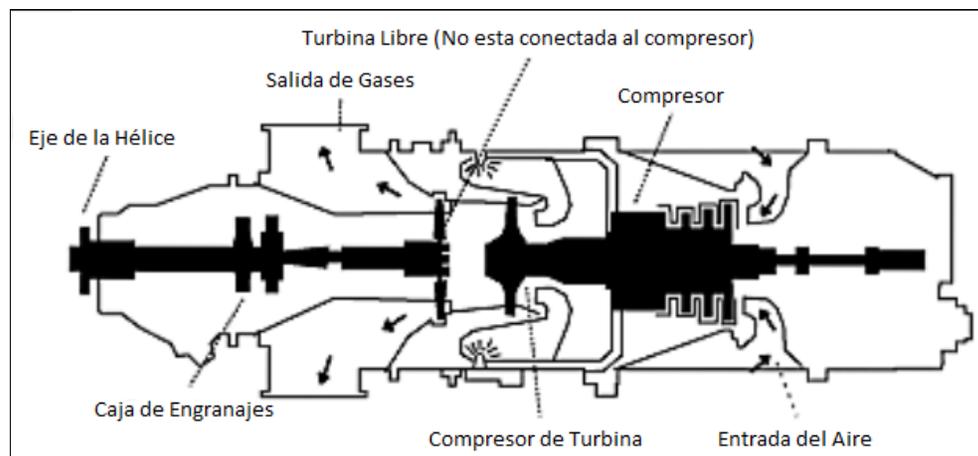


Fuente. NCYT AMAZINGS, «Noticias de la Ciencia,» NCYT, 2015. [En línea]. Available: <http://noticiasdela ciencia.com/not/11858/>.

2.3.2 Turbina Libre

Se caracteriza por que se encuentra dividida en dos ejes, en el momento que se produce la combustión y el aire es dirigido a la turbina este toma dos sentido, el primer flujo circula por la caja de engranajes para disminuir la presión y mover la hélices unas RPM apropiadas, el segundo flujo va al compresor de turbina figura 14.

Figura 14. Turbohélice - turbina libre

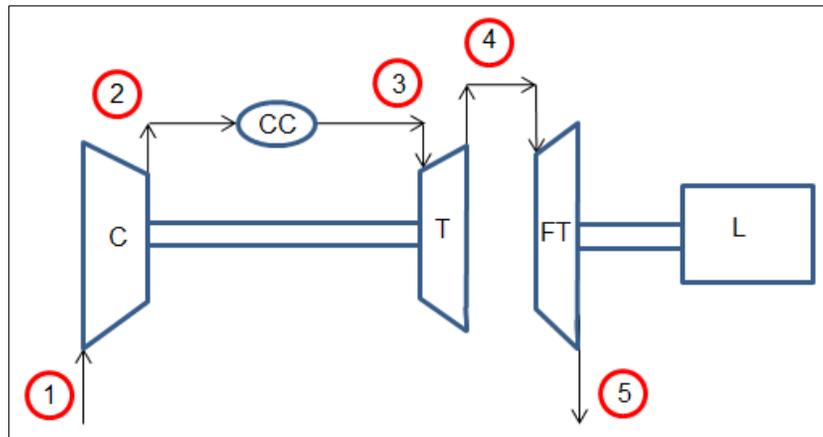


Fuente. A. f. El-Sayed, Aircraft Propulsion and gas turbine engines, Boca Raton: CRC Press Taylor & Francis Group, 2008.

3. MARCO TEÓRICO

Inicialmente el aire ingresa pasa por el compresor, de ahí es dirigido a la cámara de combustión donde se realiza la mezcla de combustible y aire ocasionando una reacción química que da como resultado las salida de los gases a la turbina, este proceso sucede gracias al principio de conservación de la masa que se enuncia de la siguiente manera: “La materia no se crea ni se destruye, solo se transforma”, por esto es que la energía química se transforma en mecánica permitiendo mover la hélice que por la tercera ley de Newton “acción-reacción” gira en el extremo del eje convirtiendo la energía mecánica del motor en fuerza impulsora que provoca una reacción de la misma intensidad en sentido contrario permitiendo que el avión pueda avanzar hacia adelante. Proceso se puede evaluar en 5 etapas: La primera y segunda etapa está situada en el compresor, tercera etapa cámara de combustión, cuarta etapa turbina y quinta etapa es la salida de la turbina libre como se especifica en la figura 15.

Figura 15. Diagrama

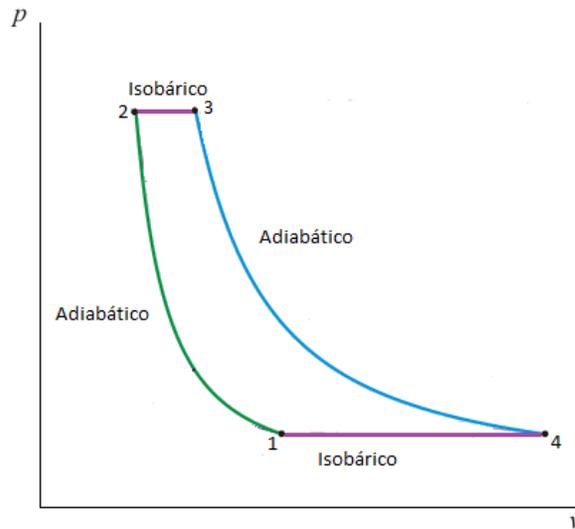


Fuente. Autores

3.1 CICLO BRAYTON

Este ciclo termodinámico teórico demuestra el funcionamiento de las turbinas de gas. Se compone de 4 procesos: Compresión adiabática (1-2), suministro de calor a presión constante (2-3), expansión adiabática (3-4) y disminución de calor a presión constante (4-1). Los 4 estados termodinámicos que en él se señalan corresponden a los puntos usados en el esquema de la Figura 16.

Figura 16. Diagramas para el ciclo ideal de Brayton



Fuente: Autores

Las transformaciones teóricas que se realizan en el ciclo son las siguientes:

- La compresión 1-2 representa la compresión isoentrópica del aire que se realiza en el compresor.
- La transformación 2-3 es el proceso de combustión a presión constante donde se produce el aporte de calor (Q suministrado) del medio al sistema debido a la oxidación del combustible inyectado en el punto 2.
- La transformación 3-4 representa la expansión isoentrópica de los gases de combustión que se desarrolla en la turbina.
- Expulsión de gases a la atmosfera 4-1.

3.2 CONSERVACIÓN DE LA MASA

La ley dice que la masa del sistema permanece constante independiente de la forma o tamaño, el número de piezas en que se encuentre dividido o el intervalo de tiempo durante la cual se conservó. El observador del sistema es incapaz de medir continuamente el comportamiento del fluido en movimiento y por lo tanto debe tomar mediciones en puntos específicos en el espacio por donde el fluido se mueve. La ley debe ser expresada en puntos dentro de un volumen de control.

La razón por la cual la masa cambia en el volumen de control es por la diferencia entre el flujo másico de entrada y el flujo másico de salida. La conservación de la

masa simplemente requiere la tasa de cambio de la masa almacenada dentro del volumen de control sea igual a la tasa neta de flujo de masa:

$$\frac{d}{dt}m_{cv} = \dot{m}_{in} - \dot{m}_{out} \quad (1)$$

m_{cv} = Es la masa dentro del volumen de control

\dot{m} = Es la tasa de flujo de masa indicada

3.3 LEYES DE NEWTON

La primera ley de Newton dice todo cuerpo permanece en sus estado de reposo o movimiento uniforme a velocidad constante a no ser que cambie su estado por fuerzas impuestas sobre él.

La segunda ley afirma que la fuerza neta aplicada sobre un cuerpo es proporcional a la aceleración que desarrolla al aplicarle la fuerza, la relación se expresa la siguiente ecuación:

$$F = m \cdot a \quad (2)$$

Si se reemplaza en la ecuación la aceleración, se obtiene:

$$F = m \frac{\Delta v}{\Delta t}, \text{ donde } \dot{m} = \frac{m}{\Delta t}$$

Dando como resultado la ecuación para encontrar el empuje alcanza un motor.

$$F = \dot{m}(v_{salida} - v_{entrada}) \quad (3)$$

La tercera ley nos dice que si un cuerpo A ejerce una fuerza sobre un cuerpo B, el cuerpo B ejercerá una fuerza igual pero en sentido contrario, acción y reacción.

3.4 PRIMERA LEY DE LA TERMODINÁMICA

La primera ley es la aplicación del principio de conservación de energía a los procesos termodinámicos y de calor. Cuando un sistema es sometido a un ciclo termodinámico, el calor suministrado por el sistema al medio ambiente es igual al trabajo realizado por el medio ambiente al sistema durante el ciclo.

Cada estado del sistema le corresponde una energía U , cuando el sistema pasa de un estado A al B su energía interna cambia.

$$\Delta U = U_B - U_A \quad (4)$$

Si el sistema está en el estado A y realiza un trabajo W , expandiéndose, dicho trabajo da lugar a la disminución de energía interna.

$$\Delta U = -W \quad (5)$$

Si fluye una cantidad de calor Q del segundo al primer aumenta su energía interna.

$$\Delta U = Q \quad (6)$$

Si el sistema presenta una transformación cíclica, el cambio de la energía interna es cero, pero durante el ciclo el sistema realiza un trabajo que es proporcionado por los alrededores en forma de transferencia de calor, para preservar el principio de conservación de la energía.

$$Q = W \quad (7)$$

$$Q = W + \Delta V \quad (8)$$

3.5 PROCESOS TERMODINÁMICOS

3.5.1 Proceso Isobárico

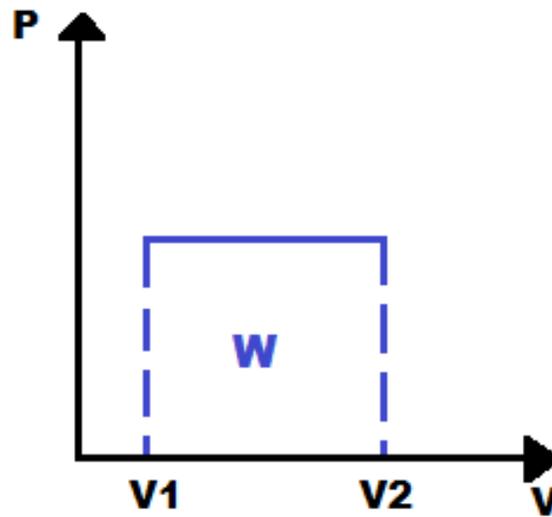
La presión se mantiene constante, la expansión del gas produce un aumento de volumen (Figura 17), por lo tanto la expresión queda de la siguiente manera:

$$\Delta U = Q - W \quad (9)$$

$$W = P\Delta V \quad (10)$$

$$Q = mC_p(T_B - T_A) \quad (11)$$

Figura 17. Proceso Isobárico



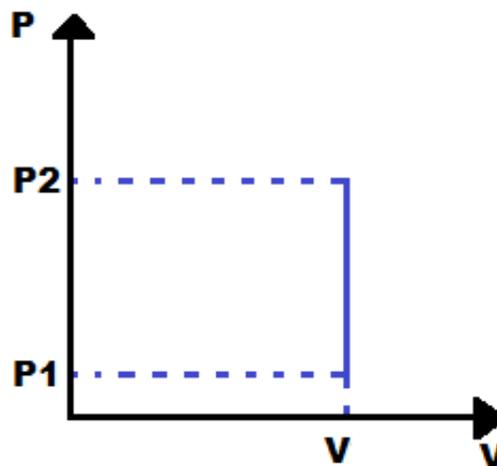
Fuente. Autor

3.5.2 Proceso Isocórico

El trabajo es cero ya que no existe desplazamiento de volumen, (Figura 18) la ecuación será:

$$\Delta U = Q$$

Figura 18. Proceso Isocórico



Fuente. Autor

3.6 SEGUNDA LEY DE LA TERMODINÁMICA

La segunda ley de la termodinámica establece que “Es imposible construir un aparato que opere cíclicamente, cuyo único efecto sea absorber calor de una fuente de temperatura y convertirlo en una cantidad equivalente de trabajo”⁴. Aunque no utilizaremos esta declaración directamente, vamos a utilizar varias de sus corolarios importantes. La segunda ley permite la definición de la entropía propiedad. Para un sistema de

$$dS = \left(\frac{dQ}{T}\right)_{rev} \quad (12)$$

Donde dS es el cambio de entropía durante un intercambio de calor reversible dQ en la temperatura T . Esta ley puede utilizarse para especificar las condiciones que deben cumplirse si un proceso es reversible. Un proceso es reversible y adiabático ($dQ = 0$), debe ser isentrópico ($dS = 0$) aunque lo contrario no es necesariamente cierto.

3.7 GAS PERFECTO

Las ecuaciones termodinámicas de estado para un gas perfecto son:

$$P = \rho RT \quad (13)$$

$$U = u(T) \quad (14)$$

Donde P es la presión termodinámica, ρ es la densidad, R es la constante de gas, T es la temperatura termodinámica, y u es la energía interna por unidad de masa y una función de temperatura. La constante de gas R es relacionada con la constante real de gases R_u y el peso molecular de los gases M .

$$R = \frac{R_u}{M} \quad (15)$$

Desde la definición de entalpia por unidad de masa h de una sustancia, simplificada para un gas perfecto.

$$h = u + Pv \quad (16)$$

$$h = u + RT \quad (17)$$

Combinando las ecuaciones (14) y (17) demuestran que la entalpia por unidad de masa es en función de la temperatura.

$$dh = C_p dT$$

⁴http://www.unet.edu.ve/~fenomeno/F_DE_T-75.htm/ Enunciado Kelvin-Planck

$$du = C_v T$$

Los calores específicos pueden ser funciones de la temperatura. Estas ecuaciones se pueden integrar de estado del 1 al 2 y dar:

$$u_2 - u_1 = \int_{T_1}^{T_2} C_v dT$$

$$h_2 - h_1 = \int_{T_1}^{T_2} C_p dT$$

Sustituyendo en la ecuación (17) por dh y du da como resultado la relación entre calores específicos para un gas perfecto

$$C_p = C_v R \quad (18)$$

Y γ es la relación entre calor específico a presión constante para el calor específico a volumen constante, o⁵

$$\gamma = \frac{C_p}{C_v}$$

3.8 PARÁMETROS RENDIMIENTO DEL MOTOR

3.8.1 Rendimiento térmico

Es la eficiencia de conversión de energía dentro del motor, por lo tanto relaciona el trabajo externo del motor con la tasa de energía térmica liberada.

$$\eta_T = \frac{\dot{W}_{out}}{\dot{Q}_{in}} \quad (19)$$

Donde \dot{W}_{out} es la potencia neta del motor y \dot{Q}_{in} es la tasa de energía térmica liberada.

$$\eta_T = \frac{\dot{W}_{out}}{\dot{Q}_{in}} = 1 - \frac{q_{entrada}}{q_{salida}} = 1 - \frac{C_p(T_4 - T_1)}{C_p(T_3 - T_2)} = 1 - \frac{T_1(T_4/T_1 - 1)}{T_2(T_3/T_2 - 1)} \quad (20)$$

Ya que los procesos 1 - 2 y 3 - 4 son isentrópicos, tenemos las siguientes ecuaciones:

$$\frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{(\gamma-1)/\gamma} = \left(\frac{P_3}{P_4}\right)^{(\gamma-1)/\gamma} = \frac{T_3}{T_4} \quad (21)$$

⁵ Jack D. Mattingly, Elements of Gas Turbine Propulsion. Pág. 96

Si se sustituyen estas ecuaciones en la eficiencia térmica y se simplifica obtenemos la ecuación:

$$\eta_T = 1 - \frac{1}{R_c^{(\gamma-1)/\gamma}} \quad (22)$$

Donde la eficiencia térmica depende de la relación de presión de la turbina y la relación de calores específicos.

3.8.2 Rendimiento propulsivo

La eficiencia de propulsión η_p de un sistema es la medida de cuan eficiente es la potencia del motor \dot{W}_{out} se utiliza para alimentar la aeronave. La eficiencia de propulsión es la relación de la potencia de la aeronave (tiempos de empuje de velocidad) a la potencia del salida del motor \dot{W}_{out} .

$$\eta_p = \frac{TV_a}{\dot{W}_{out}} \quad (23)$$

Donde T es el empuje del sistema de propulsión, V_a es la velocidad del avión. Para un motor con una sola entrada y una salida, donde la presión de salida será igual a la de ambiente, el rendimiento propulsivo es.

$$\eta_p = \frac{2(1-\phi_{inlet}-\phi_{noz})[(\dot{m}_a+\dot{m}_f)V_s^2-\dot{m}_aV_a^2]}{(\dot{m}_a+\dot{m}_f)V_s^2-\dot{m}_aV_a^2}V_a \quad (24)$$

Cuando el flujo de masa de combustible es menor que el del aire y la pérdida de instalación es mínima la ecuación (24) se simplifica a:

$$\eta_p = \frac{2}{1+\frac{V_s}{V_a}} \quad (25)$$

3.8.3 Rendimiento Total

La eficiencia térmica y la eficiencia de propulsión son combinadas para dar la eficiencia total η_o de la propulsión del sistema.

$$\eta_o = \eta_p * \eta_t \quad (26)$$

$$\eta_o = \frac{F(V_a)}{Q_{in}} \quad (27)$$

3.9 METODOLOGÍA

Como podemos observar esta investigación tiene tres fases articuladas entre sí, donde en cada una de estas fases se describe de forma muy general las tareas que las componen en el siguiente diagrama (Figura 19) se muestran los procesos para el desarrollo de este proyecto y darle solución a la pregunta de investigación.

Figura 19. Metodología



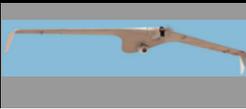
Fuente. Autores

4. ANALISIS TERMOGASODINÁMICOS

A continuación se realiza un análisis termogasodinámico permitiendo relacionar los componentes del motor por estaciones de trabajo, es necesario tener parámetros bases que se obtienen de acuerdo a las características del motor y la aeronave que escogimos. Posteriormente encontraran una breve descripción del proceso de selección que se hizo.

Se realizó una investigación de las aeronaves no tripuladas de hasta cinco metros de envergadura que tuvieran un motor a pistón o eléctrico, se preseleccionaron 4 las cuales se pueden observar en la tabla 3. De estos fue escogido el UAV AEROLIGHT ya que misión y para lo cual fue diseñada es para inteligencia, vigilancia, adquisición de blancos, ajustes de disparos y misiones de reconocimiento, misiones de orden público y las operaciones de seguridad en instalaciones estratégicas, posee un motor de pistón.

Tabla 2. Comparación de los diferentes UAVs

AERONAVES NO TRIPULADAS				
Nombre	BANSHEE	BIRD EYE 650D	TURNA	AEROLIGHT
Ilustración				
Fabricante	Meggitt	IAI	TAI	Aeronautics Ltd
Envergadura	2,49 m	4 m	2,7 m	4 m
Rendimiento				
Velocidad máxima	103 m/s	148,1472 km/h	93 m/s	50 m/s
Rango de operación	100 km	50km		150 Km
Resistencia	90 min	20 h	90 min	240 min
Altitud máxima	7000 m		3657 m	3048 m
Altitud mínima	5 m	7,62 m		
Motor	1 x Norton P73 Wankel Rotary Engine.	Pistón	1 x TEI-TP-1X 28 kW turbohélice	Pistón 3W 106I B2

Fuente. Autores

De acuerdo a las características técnicas del motor 3W 106I B2 se puede identificar que el motor que se va analizar tiene que tener los siguientes parámetros: debe tener una potencia igual o superior de 11 HP, no debe exceder de 6.32 Lb de peso, sus dimensiones deben estar por debajo de los 30,48 cm de ancho – 11,098 cm de largo y debe funcionar con el combustible Jet A1. El consumo de los diferentes motores depende de las RPM, conociendo que a mayor RPM mayor va hacer el consumo de combustible. A través de la Tabla 4. Podemos ver las diferentes características de los motores y por medio de esta tabla el motor que se va seleccionar como motor de referencia será el STP5.

Tabla 3. Comparación de los motores

MOTORES			
Nombre	P100-Rx[1]	K-140G[2]	Spt5
Ilustración			
Fabricante	Jetcat	King Tech	Jetcat
país de fabricación	USA	Taiwán	USA
Tipo de motor	Turbojet	Turbojet	Turboprop
Max empuje (Lbf)	22,6	31	55
Peso (Lb)	2,37	3	4,9
Diámetro (Pulg)	3,8	4,5	3,5
Largo (pulg)	9,6	10,5	15,25
Rango Rpm	42000-152000	33000-123000	50000-165000
Max temp (°c) exhaust	510-730	700	580-710
Rata de consumo (Oz/min)	11,8	14,1	8
combustible	Jet A1, 1-K Kerosene	Jet A1, 1-K Kerosene	Jet A1, 1-K Kerosene
Precio (USD)	2895	2450	5195

Fuente. Autores

Para realizar el análisis se toman los datos a nivel del mar según la tabla ISA (Anexo A.)

$$P_a = 101325 \text{ Pa}$$

$$\rho_a = 1,225 \text{ Kg}/\text{m}^3$$

$$T_a = 288,15 \text{ K}$$

Se toman las siguientes constantes:

$$C_{pa} = 1005 \text{ J}/\text{Kg} \cdot \text{K}$$

$$\gamma = 1,44$$

$$Q_{net,p} = 42800 \text{ KJ}/\text{Kg}$$

Se calculan los siguientes valores iniciales:

En funcionamiento normal, la relación aire/combustible de una cámara de combustión puede ser entre 45:1 y 130:1⁶. Para los cálculos utilizaremos la siguiente ecuación:

$$f = \frac{\dot{m}_a}{\dot{m}_f} = 45 \quad (28)$$

Ya que tenemos el flujo de combustible el cual lo proporciona el fabricante y la relación aire/combustible, podemos despejar el flujo másico del aire

$$\dot{m}_a = \dot{m}_f \cdot f \quad (29)$$

$$\dot{m}_a = 0,0038 \cdot 45$$

$$\dot{m}_a = 0,1701 \text{ Kg/s}$$

La cantidad de masa que pasa por una sección transversal por unidad de tiempo se llama flujo másico. El flujo másico diferencial del fluido que pasa por elemento de área dA , en una sección transversal de flujo es proporcional a dA , la densidad del fluido ρ y la componente de velocidad se denota como V se expresa⁷:

$$\dot{m}_a = \rho A V_a \quad (30)$$

$$V_a = \frac{\dot{m}_a}{\rho A}$$

$$V_a = \frac{0,1701 \text{ Kg/s}}{\left(1,225 \text{ Kg/m}^3\right) \left[\frac{\pi}{4} (0,083\text{m})^2\right]}$$

$$V_a = 38,3038 \text{ m/s}$$

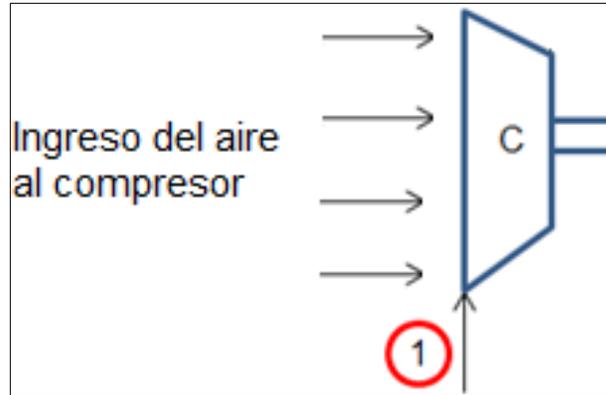
⁶ Roll Royce. The jet Engine Pág. 36

⁷ Yunus A. Cengel, Michael A. Boles, Termodinámica, Mc Graw Hill, Pág. 224

4.1 ENTRADA DEL COMPRESOR T_1 Y P_1

En la primera etapa se calcula el ingreso del aire al compresor como se puede observar en la Figura 20.

Figura 20. Ingreso del aire al compresor



Fuente. Autor

$$c_{pa} = 1005 \text{ J/Kg} \cdot \text{K}$$

$$T_1 = T_a + \frac{v_a^2}{2c_{pa}} \quad (31)$$

$$T_1 = 288,15 \text{ K} + \frac{(38,3038 \text{ m/s})^2}{2(1005 \text{ J/Kg} \cdot \text{K})}$$

$$T_1 = 288,8799 \text{ K}$$

$$\gamma = 1,44$$

$$P_1 = P_a \left(\frac{T_1}{T_a} \right)^{\gamma/\gamma-1} \quad (32)$$

$$P_1 = 101325 \text{ Pa} \left(\frac{288,8799 \text{ K}}{288,15 \text{ K}} \right)^{1,44/0,44}$$

$$P_1 = 102167,4529 \text{ Pa}$$

Para hallar la entalpía vamos a utilizar las tablas de Cengel, anexo 2, debemos interpolar entre dos datos cercanos. La ecuación que utilizaremos es:

$$y = \frac{(x-x_1)}{(x_2-x_1)}(y_2 - y_1) + y_1 \quad (33)$$

Donde:

y : Es la variable que queremos encontrar, en este caso la entalpía de la etapa 1.

x : Es la temperatura de la estación, T_1 .

x_1 : Temperatura menor de T_1 en la tabla.

x_2 : Temperatura mayor de T_2 en la tabla.

h_1 : Entalpía de la temperatura menor de la tabla.

h_2 : Entalpía de la temperatura mayor de la tabla.

$$h_1 = \frac{(288,8799 - 285)}{(290 - 285)}(290,16 - 285,14) + 285,14$$

$$h_1 = 289,0355 \text{ KJ/Kg}$$

4.2 SALIDA DEL COMPRESOR T2 Y P2

Al ser un motor con un compresor centrífugo el cual solo va tener una etapa compresor se escogió una relación de compresión de 2 debido a que Martín Cuesta Álvarez en su libro *motores a reacción* expone que la relación de elevación de presiones alcanza por escalón valores aproximadamente de 2.0 para los compresores centrífugos y de 1.1 a 1.2 para los compresores axiales, si bien en estos, el acoplamiento en serie de varios escalones da mejor resultado que en el caso de los centrífugos⁸.

$$R_c = \frac{P_2}{P_1} = 2 \quad (34)$$

⁸ M. C. Alvarez, Motores de Reaccion, España: Paraninfo S.A, 1980. pag 127.

$$P_2 = R_c * P_1$$

$$P_2 = (2) * (102167,4529) Pa$$

$$P_2 = 204334,9058 pa$$

$$T_2 = (R_c)^{\gamma-1/\gamma} (T_1) \quad (35)$$

$$T_2 = (2)^{0,44/1,44} (288,8799K)$$

$$T_2 = 357,0251 K$$

$$y = \frac{(x-x_1)}{(x_2-x_1)} (y_2 - y_1) + y_1$$

$$h_2 = \frac{(357,0251 - 350)}{(360 - 350)} (360,58 - 350,49) + 350,49$$

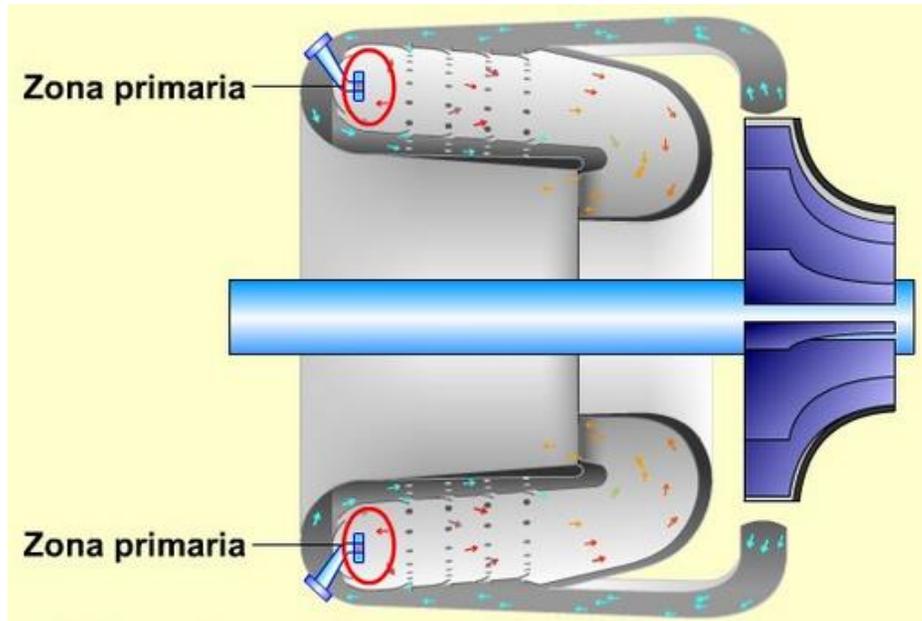
$$h_2 = 357,5783 \text{ KJ/Kg}$$

4.3 PRESIÓN A LA SALIDA DE LA CÁMARA DE COMBUSTIÓN P₃ Y T₃

El aire ingresa a la cámara de combustión con una presión constante produciendo una expansión de gases aumentado la temperatura hasta el punto máximo, para evitar el material de la cámara de combustión se derrita por las altas temperaturas, el flujo de aire se divide en dos, uno va por la parte de afuera enfriando la cámara de combustión y el segundo es utilizado en la combustión como se puede ver en la Figura 21, en este proceso se presenta una pérdida de carga la cual tomamos como 2%⁹.

⁹ Saravanamutto pág. 63

Figura 21 .Flujo de aire en la combustión



Fuente. <http://thedieselworld.blogspot.com/2008/06/camaras-de-combustin.html> Ilustración 3 de Junio 2008

$$P_3 = P_2 \left(1 - \frac{\Delta P_b}{P_2}\right) \quad (36)$$

$$P_3 = 204334,9058 \text{ Pa} \left(1 - \frac{0,02}{204344,9058 \text{ Pa}}\right)$$

$$P_3 = 204334,8858 \text{ Pa}$$

Para hallar T_3 igualamos las dos ecuaciones de potencia calorífica, como tenemos el flujo másico de combustible que nos da el fabricante, el calor específico del aire que es una constante, el poder calorífico del combustible y anteriormente calculamos T_2 y el flujo másico, se despeja T_3 .

$$Q_{in} = \dot{m}_a c_{pa} (T_3 - T_2)$$

$$Q_{in} = \dot{m}_f Q_{net,p}$$

$$\dot{m}_f Q_{net,p} = \dot{m}_a c_{pa} (T_3 - T_2)$$

$$T_3 = \frac{\dot{m}_f Q_{net,p}}{\dot{m}_a c_{pa}} + T_2$$

$$T_3 = \frac{\left(0,0038 \text{ Kg/s} \right) \left(42800 \text{ KJ/Kg} \right)}{\left(0,1701 \text{ Kg/s} \right) \left(1.005 \text{ KJ/Kg K} \right)} + 357,0251 \text{ K}$$

$$T_3 = 1303,4043 \text{ K}$$

$$y = \frac{(x-x_1)}{(x_2-x_1)}(y_2 - y_1) + y_1$$

$$h_3 = \frac{(1303,4043 - 1300)}{(1320 - 1300)}(1419,76 - 1395,97) + 1395,97$$

$$h_3 = 1400,0195 \text{ KJ/Kg}$$

4.4 TEMPERATURA DE LA SALIDA DE LA TURBINA LIBRE

Cuando los cambios en las energías cinética y potencial son insignificantes, el balance de energía para un proceso de flujo estacionario puede expresarse por unidad de masa como¹⁰:

$$(q_{entrada} - q_{salida}) + (W_e - W_s) = (h_s - h_e) \quad (37)$$

Por lo tanto, la transferencia de calor hacia y desde el fluido de trabajo es:

$$q_{entrada} = q_{salida}$$

$$C_{pa}(T_3 - T_4) = C_{pa}(T_2 - T_1)$$

¹⁰ Yunus A. Cengel, Michael A. Boles, Termodinámica, Mc Graw Hill, Pág. 233

$$(T_3 - T_4) = (T_2 - T_1)$$

$$T_4 = -T_2 + T_1 + T_3 \quad (38)$$

$$T_4 = -357,0251 + 288,8799 + 1303,4043$$

$$T_4 = 1235,2592 \text{ K}$$

$$T'_4 = T_3 - \frac{1}{\eta}(T_3 - T_4) \quad (39)$$

$$T'_4 = 1303,4043 - \frac{1}{0,87}(1303,4043 - 1235,2592)$$

$$T'_4 = 1225,0765 \text{ K}$$

$$P_4 = P_3 \left(\frac{T'_4}{T_3} \right)^{\gamma/\gamma-1}$$

$$P_4 = 204334,8858 \text{ Pa} \left(\frac{1225,0765}{1303,4043} \right)^{1,44/0,44}$$

$$P_4 = 200501,7675 \text{ Pa}$$

$$y = \frac{(x-x_1)}{(x_2-x_1)}(y_2 - y_1) + y_1$$

$$h_4 = \frac{(1235,2592 - 1220)}{(1240 - 1220)}(1324,93 - 1301,31) + 1301,31$$

$$h_4 = 1319,3311 \text{ KJ}/Kg$$

4.5 PRESIÓN A LA SALIDA DE LA TURBINA P₅ Y T₅

$$P_5 = P_a \tag{40}$$

$$P_5 = 101325 Pa$$

$$\left(\frac{T_4}{T_5}\right) = \left(\frac{P_4}{P_5}\right)^{\gamma-1/\gamma} \tag{41}$$

$$T_5 = \frac{T_4}{\left(\frac{P_4}{P_5}\right)^{\gamma-1/\gamma}}$$

$$T_5 = \frac{1235,2592 K}{\left(\frac{200501,7675}{101325}\right)^{0,33/1,33}}$$

$$T_5 = 1042,8332K$$

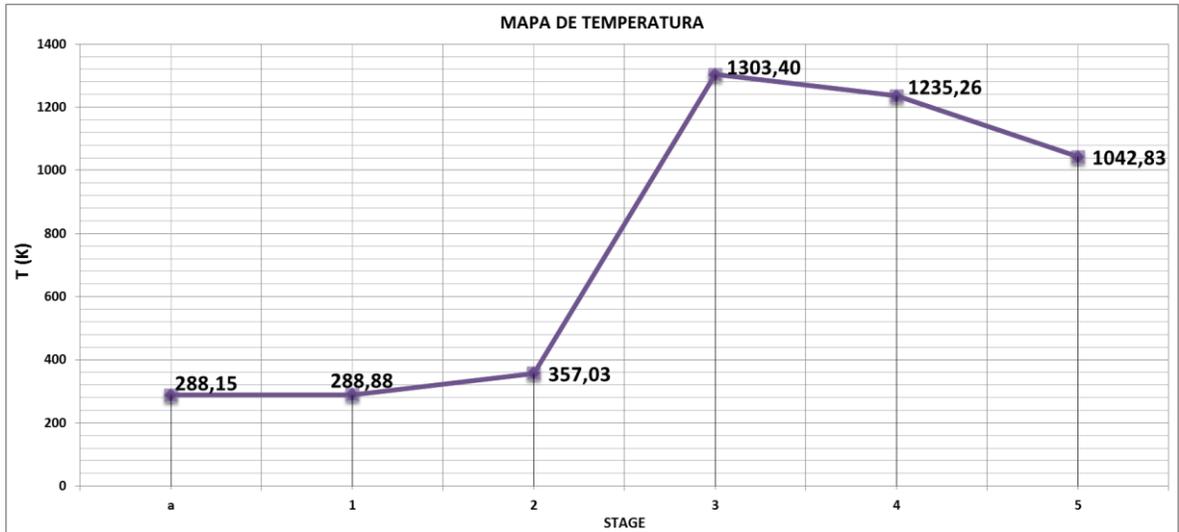
$$y = \frac{(x-x_1)}{(x_2-x_1)}(y_2 - y_1) + y_1$$

$$h_5 = \frac{(1042,8332 - 1040)}{(1060 - 1040)}(1114,86 - 1091,85) + 1091,85$$

$$h_5 = 1095,1095 \text{ KJ}/Kg$$

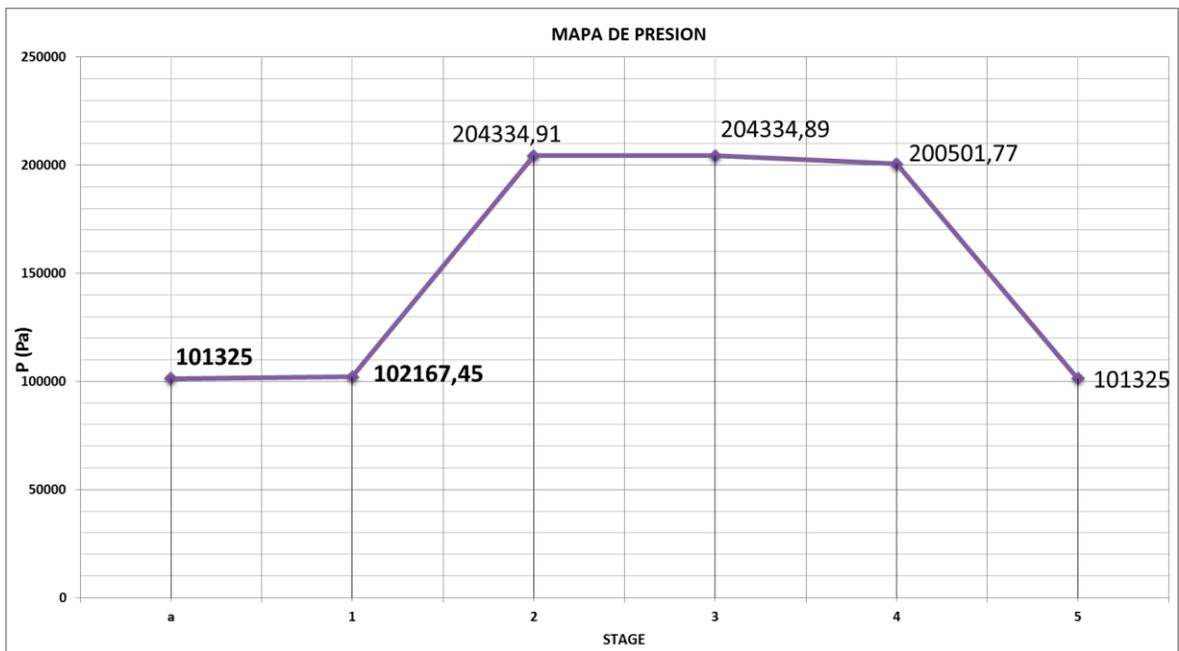
4.6 MAPAS TEMPERATURA Y PRESIONES

4.6.1 MAPA TEMPERATURA



Fuente. Autores

4.6.2 MAPA PRESION



Fuente. Autores

4.7 PARAMETROS DE DESEMPEÑO DEL MOTOR

4.7.1 FUERZA DE EMPUJE

La fuerza de empuje se obtiene con la segunda ley de Newton $F = m \cdot a$, como la masa varía a través del tiempo se produce la diferencia entre los gases que ingresan al motor a bajas velocidades y los gases que salen a altas velocidades. La presión no se tiene en cuenta porque en la entrada y salida del motor son las mismas.

La fuerza de empuje es de 244,6521, tomada de las especificaciones técnicas del motor SPT5. Ya que tenemos la fuerza de empuje, el flujo másico del aire y la velocidad inicial se despeja la ecuación para obtener la velocidad de salida.

$$F = \dot{m}_a(V_s - V_a)^{11} \quad (42)$$

$$V_s = \frac{F}{\dot{m}_a} + V_a$$

$$V_s = \frac{0.2446521 \text{ KN}}{0,1701 \text{ Kg/s}} + 38,3038 \text{ m/s}$$

$$V_s = 52,6867 \text{ m/s}$$

4.7.2 RENDIMIENTO TERMICO

La conversión de la energía cinética que es entregada al motor por el eje a la energía térmica liberada por el combustible se le denomina eficiencia térmica.

Para hallar el rendimiento térmico¹² se utiliza la ecuación (22).

$$\eta_T = 1 - \frac{1}{2^{(1,44-1)/1}}$$

$$\eta_T = 0,1908$$

¹¹ Jack D. Mattingly, Elements of Gas Turbine Propulsion Pág. 323.

¹² Jack D. Mattingly, Elements of Gas Turbine Propulsion Pág. 30

4.7.3 RENDIMIENTO PROPULSIVO

Es una medida de la eficacia con que un motor utiliza la potencia para impulsar una aeronave.

Para hallar el rendimiento propulsivo¹³ se utiliza la ecuación (25)

$$\eta_p = \frac{2}{1 + \frac{52,6867 \text{ m/s}}{38,3038 \text{ m/s}}}$$

$$\eta_p = 0.8419$$

4.7.4 RENDIMIENTO TOTAL

El producto de la eficiencia térmica y la eficiencia propulsiva nos permiten determinar la eficiencia global.

Para hallar el rendimiento total se utiliza la ecuación (27).

$$Q_{in} = (\dot{m}_f)(Q_{net,p}) \tag{43}$$

$$Q_{in} = (0,0038 \text{ Kg/s})(42800 \text{ KJ/Kg} * 1000)$$

$$Q_{in} = 161784 \text{ KJ/Kg}$$

$$\eta_o = \frac{244,6521 \text{ N} (38,3038 \text{ m/s})}{161784 \text{ KJ/Kg}}$$

$$\eta_o = 0,5792$$

¹³ Ahmed F. El-Sayed, Aircraft Propulsion and Gas Turbine Engines. Pág.70

4.7.5 EMPUJE ESPECÍFICO

Es el empuje neto utilizado en relación al flujo de masa que ingresa circulas en los componentes del turbohélice.

$$F_s = \frac{F}{\dot{m}_a} \quad (44)$$

$$F_s = \frac{244,6521 \text{ N}}{0,1701 \text{ Kg/s}}$$

$$F_s = 1438,2840 \text{ N}$$

4.7.6 CONSUMO ESPECIFICO DE COMBUSTIBLE

Es el caudal de combustible que consume un motor dividido por la potencia que proporciona el motor, el caudal se mide en gramos por hora y la potencia en KW

$$SFC = \frac{f \cdot 3600}{W_{tp}} \quad (45)$$

$$W_{tp} = C_{pg}(T_4 - T_5)n_m$$

$$W_{tp} = 1148 \text{ J/Kg} \cdot \text{K} (1235,2592 - 1042,8332)0,99$$

$$W_{tp} = 218696,0017$$

$$SFC = \frac{3600(45)}{218696,0017} = 0,7408 \text{ Kg/KW} \cdot \text{h}$$

4.7.7 POTENCIA DE EMPUJE

La potencia de empuje es producto de la fuerza de empuje neta por la velocidad con que inicia la aeronave.

$$\dot{W} = F(V_a) \quad (46)$$

$$\dot{W} = 244,6521 (38,3038 \text{ m/s})$$

$$\dot{W} = 9371,1100 \text{ W}$$

4.7.8 POTENCIA DEL EJE

Es la que produce el motor sobre el eje que va mover la caja reductora y la cual va enlazada a la hélice, donde se va tomar un rendimiento mecánico de la transmisión turbina-hélice de 0.85.

$$SP = (\dot{m}_a + \dot{m}_f) C_{p,g} (T_4 - T_5) \eta_m \quad (47)$$

$$SP = \left(0,1701 + 0,0038 \text{ Kg/s} \right) 1148 \text{ J/Kg K} (1235,2592 - 1042,8332\text{K}) 0,85$$

$$SP = 32,649\text{KW}$$

5. ANÁLISIS DE RESULTADOS

En este capítulo se muestran los resultados obtenidos a través de las ecuaciones descritas en el anterior capítulo, Teniendo en cuenta las ecuaciones mencionadas anteriormente se realizaron los cálculos en Excel, donde se obtuvieron los siguientes resultados tabla 4, cabe resaltar que estos resultados se obtuvieron al trabajar con el modelo de ciclo ideal de Brayton.

Tabla 4. Resultados

Nombre	Símbolo	Valor	Unidad
Temperatura a la entrada del compresor	T_1	288.8799	K
Presión a la entrada del compresor	P_1	102167.4529	Pa
Entalpia entrada del compresor	h_1	289.0355	KJ/Kg
presión a la salida del compresor	P_2	204334.9058	Pa
Temperatura de salida del compresor	T_2	357.0251	K
Entalpia salida del compresor	h_2	357.5783	KJ/Kg
presión a la salida de la cámara de combustión	P_3	204334.9058	Pa
Temperatura de salida de la cámara de combustión	T_3	1303.4043	K
Entalpia Cámara de combustión	h_3	1400.0195	KJ/Kg
Temperatura a la salida de turbina del compresor	T_4	1235.2592	K
Temperatura a la entrada de la turbina libre	T'_4	1225.0765	K
presión a la salida de la turbina del compresor	P_4	20501.7675	Pa
presión a la salida de la turbina libre	P_5	101325.0	Pa

Tabla 4. Resultados (Continuación)

Temperatura a la salida de la turbina libre	T_5	1042.8332	K
Entalpía a la salida de la turbina libre	h_5	1095.1095	KJ/Kg
Flujo másico del Aire	\dot{m}_a	0.1701	Kg/s
Velocidad de Salida	V_s	52.6867	m/s
Fuerza de Empuje	F	244.6521	N
Flujo másico del Combustible	\dot{m}_f	0.0038	Kg/s
Relación Combustible Aire	f	45	Adimensional
Consumo Especifico	SFC	0.7408	$Kg/KW \cdot h$
Rendimiento Térmico	η_T	19,08	%
Rendimiento Propulsivo	η_p	84,19	%
Rendimiento Total	η_o	57.92	%
Energía Térmica del Combustible	Q_{in}	161784	KJ/Kg
Empuje Especifico	F_s	1438.2840	N
Potencia de Empuje	\dot{W}	9371.11	W
Potencia en el eje	SP	32649.325	W

Fuente. Autores

Se establece que el flujo de aire que entra en el motor (difusor) sufre una compresión (P_2) y un aumento de temperatura (T_2) debido a la conversión que existe de energía cinética en energía potencial, generando un buen funcionamiento ya que no existen pérdidas de presión en éste. Este proceso es lo suficientemente rápido para considerarlo ideal y adiabático.

El aire llega a la cámara de combustión con una temperatura y presión elevada, se le aplica calor latente que lleva el combustible aplicado, la combustión se da a presión constante ($P_3 = P_2$) haciendo que la temperatura aumente (T_3).

Los gases que salen de la cámara de combustión se expanden en la turbina, la sección de la turbina suministra mayor potencia de la requerida por el compresor y se obtienen temperaturas (T_4) y presiones (P_4) bajas en comparación con el proceso de combustión.

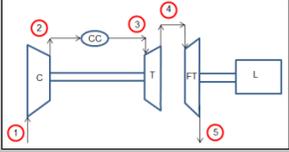
En la Salida y posterior entrada del fluido en la turbina libre la temperatura (T_5) y presión (P_5) empieza a descender, Al ser una motor turbohélice con turbina libre el trabajo realizado por la etapa de turbina del compresor va ser igual a la etapa de turbina libre, este trabajo queda disponible en el eje salida de la turbina para poder

accionar la hélice por medio de una caja de engranajes que reduce la velocidad angular del eje de la turbina y está a su vez generando el empuje.

Como se puede apreciar en la tabla 4 no se ve reflejada la potencia equivalente, como sabemos la potencia equivalente está compuesta por la suma de la potencia en el eje y la potencia generada por los gases de escape, esta última se va despreciar debido a que la configuración del motor de referencia estos gases no van en el mismo sentido en que la hélice genera el empuje.

A continuación en la Tabla 6, se procede hacer la comparación de los dos motores tanto del motor reciproco como del motor turbohélice de referencia donde se muestra grandes diferencias en aspectos relevante como el empuje, potencia, consumo especifico de combustible y sus diferentes medidas.

Tabla 5. Comparación de los motores

Nombre e Imagen	3W 106iB2	SPT5	Calculado
Características			
Fabricante	3W	Jetcat	-----
País de fabricación	Alemania	USA	-----
Tipo de motor	Motor Reciproco	Turbohélice	Turbohélice
Potencia [HP]	11	21.1	43
Temperatura a la salida del exhosto [°C]	-----	580-710	770
Consumo especifico [Kg/KW · h]	0.3439	0.4197	0.7408
Combustible	Keroseno	Jet A1, Keroseno	Jet A1, Keroseno
Ancho[mm]	305	129	≤ 130
Largo[mm]	221	388	≤ 390
Rango RPM	1200-8500	50000-165000	-----

Fuente. Autores

Como se puede observar en la anterior tabla el motor turbohélice tiene mejores prestaciones en temas como la potencia, máximo empuje y peso del motor. Al no tener claro el consumo específico debido que en la ficha técnica del motor 3W 106iB2 no se encuentra este parámetro, usamos el consumo específico promedio de un motor de ciclo Otto el cual tiene un valor de $0.3439 \text{ Kg/KW} \cdot \text{h}^{14}$, si se compara este factor con el del motor de referencia y el motor calculado se encuentra una notoria diferencia entre ellos siendo el motor a pistón el que menos consumo específico tiene, generando que esta sea una de las razones donde se tiene que analizar según las prioridades de UAV y su misión si es acertado el cambiar o no cambiar la planta motriz. Como podemos observar la temperatura de los gases a la salida del motor de referencia y del motor calculado es muy similar, en cuanto a las medidas de los motores se puede decir que el motor recíproco es más ancho debido a la disposición de su diseño ya que al ser un motor de pistones opuesto su anchura va a aumentar pero esto lo compensa con su largo, cabe destacar que estos motores usan keroseno con lo cual no se convierte en un factor decisivo.

¹⁴ M. S. Gutiérrez, Mantenimiento de Motores Térmicos de dos y cuatro Tiempos, Málaga: Innovación y Cualificación, 2012

6. CONCLUSIONES

Se analizaron y estudiaron cada uno de los rendimientos que se encuentran presentes en un motor turbohélice, con el fin de realizar los cálculos termogasodinámicos donde muchos de estos valores fueron asumidos con referencia a los libros y también con artículos científicos, ya que la mayoría de estos son valores empíricos o que el fabricante provee esa información.

Los cálculos termogasodinámicos del motor de referencia STP5 se elaboraron en condiciones a nivel del mar, esto debido a que estas condiciones generan que el motor a reacción obtenga sus máximas eficiencias y con el fin de obtener los principales parámetros de cada etapa del motor, como lo son presiones, temperaturas, rendimientos, trabajo, empuje y consumo específico de combustible.

Al hacer una comparación entre un motor recíproco y un turboreactor las variables quedan limitadas a pocos parámetros, esto debido a que el motor recíproco está basado en el ciclo ideal de Otto y los turboreactores se basan en el ciclo ideal Brayton, esto también se debe a la composición de los materiales usados para su manufacturación.

El consumo específico de combustible es una variable indispensable de saber, ya que con esta se puede tomar una decisión acertada a la hora de cambiar la planta motriz, desafortunadamente esa variable en el motor recíproco el cual comparamos para ser cambiado por un motor turbohélice en el UAV AEROLIGHT no se encontró, haciendo que se utilizara el consumo específico promedio de un motor bajo el ciclo Otto.

Con los parámetros obtenidos se demuestra que el motor turbohélice tiene mejores prestaciones que un motor recíproco en cuanto al empuje que genera, potencia, peso y el tipo de combustible que utiliza. Pero la principal falla de estos motores es su alto consumo específico de combustible comparado con un motor a pistón.

BIBLIOGRAFIA

- [1] F. p. P. M. José Luis Asensio, *U.A.V. Beneficios y Limites*, Madrid-España: I.E.S. Leonardo Da Vinci, 2008.
- [2] T. G. Paul Fahistrom, *Introduction to UAV Systems*, United Kingdom: WILEY, 2012.
- [3] R. Austin, *Unmanned Aircraft Systems: UAVS Design, Development and Deployment*, United Kingdom: WILEY, 2010.
- [4] M. C. Alvarez, *Motores de Reaccion*, España: Paraninfo S.A, 1980.
- [5] I. C. d. N. T. y. *Certificacion, Presentación de Tesis, Trabajos de Grado y Otros Trabajo de investigación*, Bogotá, D.C.: ICONTEC, 2008.
- [6] V. S. Díez, *El Motor de Reacción y sus sistemas auxiliares*, Madrid, ESPAÑA: Thomson, 2007.
- [7] JetCat, «JetCat USA,» 2014. [En línea]. Available: <http://www.jetcatusa.com/index.html>.
- [8] King Tech Turbines International, «King Tech,» 2014. [En línea]. Available: http://www.kingtechturbines.com/store/index.php?main_page=index&cPath=2.
- [9] PST Jets Ltda, «PST Jets,» 2012. [En línea]. Available: http://www.pstjets.com/RC_models/products_turbines.php.
- [10] 3W Modellmotoren GmbH, *ENGINE MANUAL 3W 106i B2 / QS*, Alemania: 3W, 2014.
- [11] J. F. Fernandez, *Ciclo Brayton Turbinas a Gas*, Mendoza: edutecne, 2009.
- [12] Kable, «Airforce-technology.com,» Kable Intelligence Limited, 2014. [En línea]. Available: <http://www.airforce-technology.com/projects/AEROLIGHT-uav/>.
- [13] Unmanned Vehicle Systems Association, «V RUVSA,» Unmanned Vehicle Systems Association, 2011. [En línea]. Available: <http://en.ruvsa.com/catalog/AEROLIGHT/>.
- [14] Meggitt Target System, «meggitt target systems,» FAST and Caswell Technologies, 2015. [En línea]. Available: <https://meggitttargetsystems.com/en-ca/products-and-services/fixed-wing-aerial-targets/banshee/>. [Último acceso: 15 Julio 2015].
- [15] TURNA, «TAI,» Turkish Aerospace Industries, Inc., 2015. [En línea]. Available: <https://www.tai.com.tr/en/project/turna>. [Último acceso: 15 Julio 2015].
- [16] JetCentral, «JetCentral,» [En línea]. Available: <http://www.jetcentral.com.mx/products/turbo-prop-ks/>. [Último acceso: 15 Julio 2015].
- [17] Agency of the European Union, «EASA,» easa.europa.eu, 2015. [En línea]. Available:

- https://www.easa.europa.eu/system/files/dfu/EASA_E_150_TCDS_REDA03_issue%2001_20141219_1.pdf. [Último acceso: 15 Julio 2015].
- [18] S. B. H. D. M. M. E. S. Richard K. Barnhart, *Introduction to Unmanned Aircraft Systems*, CRC Press, 2012.
- [19] O. V. Rovira, *Modelización de Aeronaves no Tripuladas con Simulink*, Madrid: Escuela Universitaria de Ingeniería Técnica Aeronáutica, 2011.
- [20] Israel Aerospace Industries , «IAI,» Israel Aerospace Industries Ltda, 2002. [En línea]. Available: http://www.iai.co.il/2013/36786-46440-en/Groups_Military_Aircraft_MALAT_Products_Bird_Eye_650.aspx. [Último acceso: 27 Julio 2015].
- [21] E. Johnson, *American Attack Aircraft Since 1926*, United States of America: McFarland, 2012.
- [22] L. F. R. Martin, «Introducción a los UAV y una visita al salón de Seguridad y defensa "HOMSEC13",» Antena de Telecomunicación, Madrid, 2013.
- [23] J. D. Mattingly, *Elements of gas turbine propulsion*, New York: McGraw-Hill, 2005.
- [24] A. f. El-Sayed, *Aircraft Propulsion and gas turbine engines*, Boca Raton: CRC Press Taylor & Francis Group, 2008.
- [25] «pfernandezdiez,» [En línea]. Available: <http://files.pfernandezdiez.es/Turbinas/Gas/PDFs/06Tgas.pdf>. [Último acceso: 31 Julio 2015].
- [26] A. C. Sole, «Iniciación a la aeronáutica,» Diaz Santos, Madrid, 2010.
- [27] B. G. Belmonte, *Motores de Reacción y Turbinas de Gas*, Madrid: Parainfo, 2015.
- [28] NCYT AMAZINGS, «Noticias de la Ciencia,» NCYT, 2015. [En línea]. Available: <http://noticiadelaciencia.com/not/11858/>.
- [29] F. J. G. Cruz, «Teoría de las Turbinas de gas para la propulsión aérea,» 2009.
- [30] W. A. F. Richard A. Leyes, *The History of North American Small Gas Turbine Aircraft Engines*, Estados Unidos : AIAA, 1999.
- [31] A. F. Mainero, *Estudio de Factibilidad para Consolidar una Fabrica de Turbina a Gas para Aeromodelismo*, Mexico,D.F.: Universidad Iberoamericana, 2005.
- [32] M. S. Gutiérrez, *Mantenimiento de Motores Térmicos de dos y cuatro Tiempos*, Málaga: Innovación y Cualificación, 2012.

ANEXOS

Anexo A. Tabla ISA

z [m]	p [bar]	T [K]	ρ/ρ_0	a [m/s]
0	1.01325	288.15	1.0000	340.3
500	0.9546	284.9	0.9529	338.4
1 000	0.8988	281.7	0.9075	336.4
1 500	0.8456	278.4	0.8638	334.5
2 000	0.7950	275.2	0.8217	332.5
2 500	0.7469	271.9	0.7812	330.6
3 000	0.7012	268.7	0.7423	328.6
3 500	0.6578	265.4	0.7048	326.6
4 000	0.6166	262.2	0.6689	324.6
4 500	0.5775	258.9	0.6343	322.6
5 000	0.5405	255.7	0.6012	320.5
5 500	0.5054	252.4	0.5694	318.5
6 000	0.4722	249.2	0.5389	316.5
6 500	0.4408	245.9	0.5096	314.4
7 000	0.4111	242.7	0.4817	312.3
7 500	0.3830	239.5	0.4549	310.2
8 000	0.3565	236.2	0.4292	308.1
8 500	0.3315	233.0	0.4047	306.0
9 000	0.3080	229.7	0.3813	303.8
9 500	0.2858	226.5	0.3589	301.7
10 000	0.2650	223.3	0.3376	299.5
10 500	0.2454	220.0	0.3172	297.4
11 000	0.2270	216.8	0.2978	295.2
11 500	0.2098	216.7	0.2755	295.1
12 000	0.1940	216.7	0.2546	295.1
12 500	0.1793	216.7	0.2354	295.1
13 000	0.1658	216.7	0.2176	295.1
13 500	0.1533	216.7	0.2012	295.1
14 000	0.1417	216.7	0.1860	295.1
14 500	0.1310	216.7	0.1720	295.1
15 000	0.1211	216.7	0.1590	295.1
15 500	0.1120	216.7	0.1470	295.1
16 000	0.1035	216.7	0.1359	295.1
16 500	0.09572	216.7	0.1256	295.1
17 000	0.08850	216.7	0.1162	295.1
17 500	0.08182	216.7	0.1074	295.1
18 000	0.07565	216.7	0.09930	295.1
18 500	0.06995	216.7	0.09182	295.1
19 000	0.06467	216.7	0.08489	295.1
19 500	0.05980	216.7	0.07850	295.1
20 000	0.05529	216.7	0.07258	295.1

Extraído desde: H Cohen - GFC Rogers IHH Savaranamutto
Gas Turbine theory (4th Edición)

Anexo B. Propiedades del gas ideal del aire.

TABLA A - 17

Propiedades de gas ideal del aire

T K	h kJ/kg	P_r	u kJ/kg	v_r	s° kJ/kg · K	T K	h kJ/kg	P_r	u kJ/kg	v_r	s° kJ/kg · K
200	199.97	0.3363	142.56	1707.0	1.29559	580	586.04	14.38	419.55	115.7	2.37348
210	209.97	0.3987	149.69	1512.0	1.34444	590	596.52	15.31	427.15	110.6	2.39140
220	219.97	0.4690	156.82	1346.0	1.39105	600	607.02	16.28	434.78	105.8	2.40902
230	230.02	0.5477	164.00	1205.0	1.43557	610	617.53	17.30	442.42	101.2	2.42644
240	240.02	0.6355	171.13	1084.0	1.47824	620	628.07	18.36	450.09	96.92	2.44356
250	250.05	0.7329	178.28	979.0	1.51917	630	638.63	19.44	457.78	92.84	2.46048
260	260.09	0.8405	185.45	887.8	1.55848	640	649.22	20.64	465.50	88.99	2.47716
270	270.11	0.9590	192.60	808.0	1.59634	650	659.84	21.86	473.25	85.34	2.49364
280	280.13	1.0889	199.75	738.0	1.63279	660	670.47	23.13	481.01	81.89	2.50985
285	285.14	1.1584	203.33	706.1	1.65055	670	681.14	24.46	488.81	78.61	2.52589
290	290.16	1.2311	206.91	676.1	1.66802	680	691.82	25.85	496.62	75.50	2.54175
295	295.17	1.3068	210.49	647.9	1.68515	690	702.52	27.29	504.45	72.56	2.55731
298	298.18	1.3543	212.64	631.9	1.69528	700	713.27	28.80	512.33	69.76	2.57277
300	300.19	1.3860	214.07	621.2	1.70203	710	724.04	30.38	520.23	67.07	2.58810
305	305.22	1.4686	217.67	596.0	1.71865	720	734.82	32.02	528.14	64.53	2.60319
310	310.24	1.5546	221.25	572.3	1.73498	730	745.62	33.72	536.07	62.13	2.61803
315	315.27	1.6442	224.85	549.8	1.75106	740	756.44	35.50	544.02	59.82	2.63280
320	320.29	1.7375	228.42	528.6	1.76690	750	767.29	37.35	551.99	57.63	2.64737
325	325.31	1.8345	232.02	508.4	1.78249	760	778.18	39.27	560.01	55.54	2.66176
330	330.34	1.9352	235.61	489.4	1.79783	780	800.03	43.35	576.12	51.64	2.69013
340	340.42	2.149	242.82	454.1	1.82790	800	821.95	47.75	592.30	48.08	2.71787
350	350.49	2.379	250.02	422.2	1.85708	820	843.98	52.59	608.59	44.84	2.74504
360	360.58	2.626	257.24	393.4	1.88543	840	866.08	57.60	624.95	41.85	2.77170
370	370.67	2.892	264.46	367.2	1.91313	860	888.27	63.09	641.40	39.12	2.79783
380	380.77	3.176	271.69	343.4	1.94001	880	910.56	68.98	657.95	36.61	2.82344
390	390.88	3.481	278.93	321.5	1.96633	900	932.93	75.29	674.58	34.31	2.84856
400	400.98	3.806	286.16	301.6	1.99194	920	955.38	82.05	691.28	32.18	2.87324
410	411.12	4.153	293.43	283.3	2.01699	940	977.92	89.28	708.08	30.22	2.89748
420	421.26	4.522	300.69	266.6	2.04142	960	1000.55	97.00	725.02	28.40	2.92128
430	431.43	4.915	307.99	251.1	2.06533	980	1023.25	105.2	741.98	26.73	2.94468
440	441.61	5.332	315.30	236.8	2.08870	1000	1046.04	114.0	758.94	25.17	2.96770
450	451.80	5.775	322.62	223.6	2.11161	1020	1068.89	123.4	776.10	23.72	2.99034
460	462.02	6.245	329.97	211.4	2.13407	1040	1091.85	133.3	793.36	23.29	3.01260
470	472.24	6.742	337.32	200.1	2.15604	1060	1114.86	143.9	810.62	21.14	3.03449
480	482.49	7.268	344.70	189.5	2.17760	1080	1137.89	155.2	827.88	19.98	3.05608
490	492.74	7.824	352.08	179.7	2.19876	1100	1161.07	167.1	845.33	18.896	3.07732
500	503.02	8.411	359.49	170.6	2.21952	1120	1184.28	179.7	862.79	17.886	3.09825
510	513.32	9.031	366.92	162.1	2.23993	1140	1207.57	193.1	880.35	16.946	3.11883
520	523.63	9.684	374.36	154.1	2.25997	1160	1230.92	207.2	897.91	16.064	3.13916
530	533.98	10.37	381.84	146.7	2.27967	1180	1254.34	222.2	915.57	15.241	3.15916
540	544.35	11.10	389.34	139.7	2.29906	1200	1277.79	238.0	933.33	14.470	3.17888
550	555.74	11.86	396.86	133.1	2.31809	1220	1301.31	254.7	951.09	13.747	3.19834
560	565.17	12.66	404.42	127.0	2.33685	1240	1324.93	272.3	968.95	13.069	3.21751
570	575.59	13.50	411.97	121.2	2.35531						

Extraído desde: Yunus A. Cengel – Michael A. Boles
Termodinámica (6th Edición)