



**Universidad
Europea**

UNIVERSIDAD EUROPEA DE MADRID

ESCUELA DE ARQUITECTURA, INGENIERÍA Y DISEÑO

ÁREA INGENIERÍA INDUSTRIAL

GRADO EN INGENIERÍA EN SISTEMAS

INDUSTRIALES MENCIÓN MECÁNICA

TRABAJO FIN DE GRADO

**“ADAPTACIÓN DE UNA AERONAVE DE VUELO
DEPORTIVO A UN SISTEMA DE COMBUSTIBLE
CON HIDRÓGENO”**

Alumno: D. FERNANDO CAMACHO HERRADOR

Director: D. JAIME SÁNCHEZ GALLEGO

JULIO 2023

TÍTULO: “Adaptación de una aeronave de vuelo deportivo a un sistema de combustible con hidrógeno”

AUTOR: Fernando Camacho Herrador

DIRECTOR DEL PROYECTO: Jaime Sánchez Gallego

FECHA: Julio de 2023

RESUMEN

El presente proyecto es un estudio de viabilidad, para la adaptación de una avioneta de vuelo deportivo modelo Tecnam con un motor de explosión y combustible fósil, por un motor de explosión, pero de combustible de emisiones cero CO₂ a la atmósfera de hidrógeno, centrándose en potencia del motor, rango de vuelo, modificaciones de la aeronave para el nuevo sistema de combustible, y nueva configuración para la disposición de pasajeros y equipaje.

Durante el desarrollo del proyecto, se explicará tanto la obtención de diferentes fuentes de métodos de obtención del combustible, como el funcionamiento del motor seleccionado para la aeronave. Se modelará mediante software el poder calorífico que se puede obtener en la cámara de combustión, y así podremos saber cuánta potencia transmitiremos a nuestra hélice para que en este caso el fluido que es el aire nos dé una sustentación adecuada para poder realizar el vuelo que queremos con un peso determinado en la aeronave.

Todas estas modificaciones y nuevas implementaciones pueden ser un buen punto de partida para futuros proyectos de fin de grado de cualquier estudiante de Ingeniería Aeroespacial que quiera profundizar más en el tema de la aeronáutica, dado que, al ser un proyecto de ingeniería industrial, nos centraremos en la parte mecánica de sustitución del motor y variaciones de potencia y técnicas de la propia aeronave.

ABSTRACT

This project is a technical feasibility study, for the adaptation of a Tecnam model sports flight aircraft with an explosion engine and fossil fuel, by an explosion engine but fuel with zero CO₂ emissions to the H₂ atmosphere, focusing in engine power, flight range, and aircraft modifications for the new fuel system, and new configuration for passenger and baggage arrangement.

During the development of the project, both the obtaining of different sources of obtaining the fuel will be explained, as well as the operation of the engine selected for the aircraft, the calorific power that can be obtained in the combustion chamber will be modelled using software, and thus we will be able to know How much power will we transmit to our propeller so that in this case the fluid that is air gives us adequate lift to be able to carry out the flight we want with a certain weight in the aircraft.

All these modifications and new implementations can be a good starting point for future end-of-degree projects for any Aerospace Engineering student who wants to delve deeper into the subject of aeronautics, since being a mechanical industrial engineering project, we will focus in the mechanical part of replacing the engine and variations in power and techniques of the aircraft itself.

Índice

RESUMEN	3
ABSTRACT	3
Capítulo 1. INTRODUCCIÓN	8
1.1 PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA	8
1.2 OBJETIVOS DEL PROYECTO.....	8
1.3 ESTRUCTURA DEL PROYECTO.....	9
Capítulo 2. HIDRÓGENO COMO COMBUSTIBLE	11
2.1 FORMAS DE OBTENCIÓN DE HIDRÓGENO PARA COMBUSTIBLE.....	11
2.2 FORMAS DE ALMACENAMIENTO DEL HIDRÓGENO.....	12
2.3 CATEGORIZACIÓN DE LOS RECIPIENTES A PRESIÓN	14
2.4 PROPIEDADES DEL HIDRÓGENO COMO COMBUSTIBLE	15
2.4.1 PROPIEDADES FÍSICAS.....	15
2.4.2 PROPIEDADES COMBUSTIBLES DEL HIDRÓGENO	16
2.4.3 PODER CALORÍFICO DEL HIDRÓGENO COMO COMBUSTIBLE.....	18
2.5 ESTADO DEL MERCADO ACTUAL EN ESTE CAMPO	19
Capítulo 3. ADAPTACIÓN DEL MOTOR DE LA AERONAVE A INYECCIÓN DE HIDRÓGENO Y SIMULACIÓN EN MATLAB CICLO DUAL	20
3.1 PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA	20
3.2 CARACTERÍSTICAS GENERALES DEL MOTOR DE LA AERONAVE.....	21
3.3 ANÁLISIS DEL SISTEMA DE PROPULSIÓN A EMPLEAR.....	23
3.3.1 OPCIÓN 1. PILA DE COMBUSTIBLE	23
3.3.2 OPCIÓN 2. INSTALACIÓN DE UN MOTOR DE HIDRÓGENO DE UN VEHÍCULO TERRESTRE (TOYOTA MIRAI).....	25
3.3.3 OPCIÓN 3. REFORMA DEL MOTOR Y DE LA AERONAVE PARA LA ADAPTACIÓN DEL SISTEMA DE COMBUSTIBLE A HIDRÓGENO	26
3.4 PLANTEAMIENTO DE ECUACIONES ESTEQUIOMÉTRICAS CON MEZCLA AIRE-GASOLINA	28
3.5 CÁLCULO DEL RENDIMIENTO VOLUMÉTRICO GLOBAL, POTENCIA Y CONSUMO ESPECÍFICO CON MEZCLA AIRE-GASOLINA COMO COMBUSTIBLE.....	29
3.6 PLANTEAMIENTO DE ECUACIONES ESTEQUIOMÉTRICAS CON HIDRÓGENO	31

3.7	CÁLCULO DEL RENDIMIENTO VOLUMÉTRICO GLOBAL CONSUMO ESPECÍFICO CON HIDRÓGENO COMO COMBUSTIBLE	32
3.8	CÁLCULO DEL CONSUMO EN UNA MISIÓN GENÉRICA DE VUELO Y RANGO MÁXIMO DE LA AERONAVE UTILIZANDO EL HIDRÓGENO COMO COMBUSTIBLE.....	34
3.9	CICLO DUAL	38
3.10	SIMULACIÓN DEL CICLO DUAL CON MATLAB	39
3.10.1	PARÁMETROS INICIALES PARA LA SIMULACIÓN DEL CICLO DUAL CON MATLAB.....	40
3.10.2	SIMULACIÓN A 0 METROS.....	42
3.10.3	SIMULACIÓN A 500 METROS.....	43
3.10.4	SIMULACIÓN A 1000 METROS	44
3.10.5	SIMULACIÓN A 1500 METROS	45
3.10.6	SIMULACIÓN A 2000 METROS	46
3.10.7	SIMULACIÓN A 2500 METROS	47
3.10.8	SIMULACIÓN A 3000 METROS	48
3.10.9	SIMULACIÓN A 3500 METROS	49
3.10.10	SIMULACIÓN A 4000 METROS	50
3.11	CONCLUSIONES DE LOS DATOS OBTENIDOS.....	51
Capítulo 4.	REDISEÑO DE LA AERONAVE.....	53
4.1	UBICACIÓN DE LOS DEPÓSITOS.....	53
4.1.1	DEPÓSITO UBICADO EN EL ESPACIO DE CARGA.....	54
4.1.2	DISEÑO DEL DEPÓSITO UBICADO EN LA ZONA DE CARGA	55
4.1.3	DEPÓSITO UBICADO EN EL CONO DE COLA DE LA AERONAVE	56
4.1.4	DISEÑO DEL DEPÓSITO UBICADO EN EL CONO DE COLA DE LA AERONAVE.....	58
4.2	CAMBIOS EN EL SISTEMA DE COMBUSTIBLE	59
4.2.1	INYECTORES.....	59
4.2.2	TUBOS DE COMBUSTIBLE	60
4.2.3	CÁMARA DE COMBUSTIÓN	61
4.3	CONSECUENCIAS POR EL USO DE HIDRÓGENO COMO COMBUSTIBLE EN EL MOTOR	62
Capítulo 5.	CONCLUSIONES GENERALES.....	64
Capítulo 6.	BIBLIOGRAFÍA	67
ANEXOS.....		69
	CÓDIGO DE PROGRAMACIÓN MATLAB	69

Índice de Figuras

ILUSTRACIÓN 1. BOMBONA DE HIDRÓGENO A 350 BARES	12
ILUSTRACIÓN 2. BOMBONA DE HIDRÓGENO A 700 BARES	13
ILUSTRACIÓN 3. TANQUE DE HIDRÓGENO CRIOGENIZADO.....	14
ILUSTRACIÓN 4. EJEMPLOS DE INFLAMABILIDAD DE DIFERENTES COMBUSTIBLES.....	17
ILUSTRACIÓN 5. TABLA COMPARATIVA DE PODERES CALORÍFICOS DE DIFERENTES COMBUSTIBLES	19
ILUSTRACIÓN 6. AERONAVE TECNAM P2006T	20
ILUSTRACIÓN 7. VISTAS GENERALES DE LA AERONAVE TECNAM P2006T	21
ILUSTRACIÓN 8. PILA DE COMBUSTIBLE	24
ILUSTRACIÓN 9. FUNCIONAMIENTO DE LA PILA DE COMBUSTIBLE	25
ILUSTRACIÓN 10. MOTOR TOYOTA MIRAI	26
ILUSTRACIÓN 11. MOTOR ROTAX 912/914	27
ILUSTRACIÓN 12. CURVA DE CONSUMO DEL MOTOR ROTAX	29
ILUSTRACIÓN 13. GRÁFICO DE POTENCIA PARA CONDICIONES NO STANDARD.	35
ILUSTRACIÓN 14. MISIÓN DE VUELO GENÉRICA CALCULADA.....	37
ILUSTRACIÓN 15. REPRESENTACIÓN GRÁFICA DEL CICLO DUAL.....	38
ILUSTRACIÓN 16. SIMULACIÓN DEL CICLO DUAL A 0 METROS	42
ILUSTRACIÓN 17. SIMULACIÓN DEL CICLO DUAL A 500 METROS	43
ILUSTRACIÓN 18. SIMULACIÓN DEL CICLO DUAL A 1000 METROS	44
ILUSTRACIÓN 19. SIMULACIÓN DEL CICLO DUAL A 1500 METROS	45
ILUSTRACIÓN 20. SIMULACIÓN DEL CICLO DUAL A 2000 METROS	46
ILUSTRACIÓN 21. SIMULACIÓN DEL CICLO DUAL A 2500 METROS	47
ILUSTRACIÓN 22. SIMULACIÓN DEL CICLO DUAL A 3000 METROS	48
ILUSTRACIÓN 23. SIMULACIÓN DEL CICLO DUAL A 3500 METROS	49
ILUSTRACIÓN 24. SIMULACIÓN DEL CICLO DUAL A 4000 METROS	50
ILUSTRACIÓN 25. UBICACIÓN DE LOS DEPÓSITOS EN LAS ALAS DE LA AERONAVE TECNAM 2006T	53
ILUSTRACIÓN 26. DIMENSIONES DE LA CABINA DE LA AERONAVE TECNAM P2006T	54
ILUSTRACIÓN 27. CROQUIS DEL DEPÓSITO DE H ₂ EN LA ZONA DE CARGA	55
ILUSTRACIÓN 28. ESTRUCTURA DEL FUSELAJE DE LA AERONAVE TECNAM 2006T.....	57
ILUSTRACIÓN 29. CROQUIS DEL DEPÓSITO DE H ₂ EN LA ZONA DEL CONO DE COLA	58
ILUSTRACIÓN 30. INYECTOR LIEBHERR	59
ILUSTRACIÓN 31. INYECTOR H ₂ STANADYNE	60
ILUSTRACIÓN 32. PUNTOS CALIENTES EN PISTÓN.....	62
ILUSTRACIÓN 33. MISIÓN DE VUELO A UNA ALTITUD DE CRUCERO DE 2000 M	65

Índice de Tablas

TABLA 1. PROPIEDADES DEL HIDRÓGENO	16
TABLA 2. CARACTERÍSTICAS DEL MOTOR ROTAX 912 S	22
TABLA 3. DATOS PARA EL ESTUDIO TEÓRICO CON GASOLINA COMO COMBUSTIBLE	30
TABLA 4. DATOS PARA EL ESTUDIO TEÓRICO CON HIDRÓGENO COMO COMBUSTIBLE.....	33
TABLA 5. CÁLCULOS PARA LA DURACIÓN, CONSUMO Y RANGO DE LA MISIÓN PROPUESTA	36
TABLA 6. DURACIÓN, CONSUMO Y DISTANCIA RECORRIDA DE LA MISIÓN PROPUESTA.....	37
TABLA 7. PARÁMETROS OBTENIDOS DE LA SIMULACIÓN DEL CICLO DUAL EN MATLAB A DIFERENTES ALTITUDES.....	51
TABLA 8. DURACIÓN, CONSUMO Y DISTANCIA RECORRIDA DE LA MODIFICACIÓN A 2000 METROS DE ALTITUD DE VUELO DE CRUCERO	65

Capítulo 1. INTRODUCCIÓN

1.1 PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

Vivimos en una sociedad movilizada casi en su totalidad por el combustible fósil, gasolina, queroseno y demás hidrocarburos, que en su proceso de combustión generan unas emisiones de CO₂ a la atmósfera, que la naturaleza no es capaz de procesar y quedan como gases de efecto invernadero en el planeta ocasionando así un gran problema de contaminación en el planeta, que afecta a la naturaleza, al desarrollo de las especies, a la eliminación de las mismas y a la mutación de muchas que en el mejor de los casos pueden adaptarse a la nueva situación. Pero ese es un porcentaje tan pequeño que, nosotros la especie humana que somos los mayores responsables de este problema, debemos evolucionar en el desarrollo de tecnología de combustión para la obtención de energía y así reducir en el mayor número posible las emisiones de CO₂ o llegar incluso a CERO esas emisiones, para que en un futuro próximo la convivencia de la especie humana que tiene tendencia a seguir creciendo y la naturaleza de este planeta pueda seguir conviviendo en un equilibrio, tal que no se vean tan perjudicadas como hasta ahora estamos viendo en sequías, desastres naturales, inundaciones, desertizaciones, disminución de los polos, crecidas del mar y cambios de sus corrientes marinas.

También cabe destacar que el CO₂ es un gas que merma la longevidad de la vida en el ser humano. Hoy en día la esperanza de vida ha ido en aumento con el avance de la medicina y la tecnología, y ver como este avance se ve mermado y truncado por algo que podría ser evitable como invirtiendo en procesos de estudio y evolución para la obtención de energías renovables y que toda la humanidad pueda disfrutar de una mejor esperanza de vida, es algo que da un poco de esperanza a que nuestra evolución siga un curso de progreso.

1.2 OBJETIVOS DEL PROYECTO

El objetivo de este proyecto fin de grado es aportar un pequeño estudio a toda la revolución que hay en el desarrollo de nuevas tecnologías de bajas emisiones a la atmósfera de efecto invernadero en el proceso de combustión de combustibles fósiles. El principal objetivo es la sustitución de un motor de combustión interna por un motor de nueva generación de emisiones cero que usa como combustible hidrógeno, y hacer un estudio de arquitectura mecánica en la aeronave para la implementación del nuevo sistema de combustible y el motor en sí, pero debido a los problemas de patentes y situaciones del mercado, se propondrán otras vías para llegar a un objetivo alternativo, básicamente, se planteará una reforma en el motor de combustión que tiene montada la aeronave, modificando el sistema de combustible para quemar H₂ en vez de gasolina, y calcular de forma teórica, los nuevos consumos, del motor, efectos que se producen en el mismo por el nuevo combustible, y rango de vuelo con una misión básica de vuelo para comparar con el alcance que tenía antes la aeronave.

Básicamente es un punto de referencia del que partir para futuros proyectos o plantear un desarrollo o una idea industrial para implementar en una cadena de montaje industrial ya sea en este caso de una aeronave o de un vehículo a motor al uso.

Las preguntas a responder a medida que este TFG son las siguientes

- ¿Podemos implantar un motor de hidrógeno en una aeronave Tecnam P2006T?
- ¿Adaptamos el motor de la aeronave a un sistema de combustible con inyección de hidrógeno?
- Viabilidad de industrialización de la idea para la marca o para otros constructores

1.3 ESTRUCTURA DEL PROYECTO

Capítulo 1. INTRODUCCIÓN

En el capítulo introductorio daremos un repaso al problema ambiental al que se enfrenta la humanidad y la gran alternativa que presenta el hidrógeno como sustitutivo a los combustibles fósiles.

Capítulo 2. HIDRÓGENO COMO COMBUSTIBLE

En este capítulo explicaremos las características fisicoquímicas que tiene el hidrógeno como combustible, y los métodos que actualmente tenemos para almacenarlo y procesarlo, y cuáles son los tipos de hidrógeno que existen en función de su forma de obtención.

Capítulo 3. ADAPTACIÓN DEL MOTOR DE LA AERONAVE A INYECCIÓN DE HIDRÓGENO Y SIMULACIÓN EN MATLAB CICLO DUAL.

Durante este capítulo, se realizarán los cálculos de rendimiento volumétrico global, gastos masicos, consumos específicos tanto para gasolina como para hidrógeno. Se realizará un cálculo de una misión tipo para valorar el nuevo alcance de la aeronave usando hidrógeno. Por último, se realizará una simulación usando la herramienta MATLAB del ciclo dual a diversas alturas de vuelo de la aeronave.

Capítulo 4. REDISEÑO DE LA AERONAVE

En el desarrollo de este capítulo se analizará desde el punto de vista de diseño las modificaciones que se tengan que abordar en la aeronave para poder instalar el depósito de hidrógeno necesario para la aeronave y cambios en el motor.

Capítulo 5. CONCLUSIONES GENERALES

En este capítulo final, se esbozarán las conclusiones a las que se ha llegado con los cálculos obtenidos, la situación general mundial sociopolítica, y la viabilidad de llevar a cabo esta idea o por consiguiente madurarla más.

Capítulo 6. BIBLIOGRAFÍA

Se expondrán todos los artículos, libros y demás documentos usados como bibliografía para el desarrollo de este TFG.

Capítulo 2. HIDRÓGENO COMO COMBUSTIBLE

2.1 FORMAS DE OBTENCIÓN DE HIDRÓGENO PARA COMBUSTIBLE

Existen diferentes formas de obtención de hidrógeno para su uso como combustible, dado que es un elemento muy presente en nuestro planeta, y el que más presente está en el universo, pero tiene la peculiaridad de no estar aislado por sí solo, sino que siempre lo encontramos combinado con otros elementos formando hidruros, hidrocarburos y demás compuestos.

Para poder aislar el hidrógeno y poder utilizarlo como combustible, se deben de llevar a cabo una serie de procesos que en parte necesitan un aporte de energía que a veces es demasiado costoso a día de hoy. Dependiendo de la forma que se obtenga dicho hidrógeno, se podrá clasificar en cinco tipos:

- **Hidrógeno Negro o Marrón**

Este tipo de hidrógeno es el más contaminante de todos a la hora de desarrollar su proceso de obtención, dado que resulta como la gasificación del carbono, utilizando para ello combustibles de origen fósil, y por eso libera partículas de CO₂ a la atmósfera.

- **Hidrógeno Gris**

Denominamos hidrógeno gris, al obtenido haciendo pasar gas natural a través de vapor de agua con una técnica llamada reformado del vapor. Esta técnica, aunque es un poco menos agresiva en lo que a contaminación se refiere, también emite CO₂ a la atmósfera al utilizar combustibles fósiles en su proceso.

- **Hidrógeno Azul**

Este proceso es un proceso muy semejante al anterior, la diferencia entre ambos es la utilización de diversos procesos tecnológicos para que las emisiones de CO₂ a la atmósfera sea lo mínimo posible y así la huella en la obtención del combustible de H₂ se vea mermada en una forma considerable, pero se siguen utilizando combustibles de origen fósil para poder obtener dicho hidrógeno.

- **Hidrógeno Rosa**

Este tipo de hidrógeno es el procedente de la descomposición del agua por hidrólisis, pero el combustible que empleamos para ello, es procedente de la energía nuclear, este tipo de energía no emite ningún tipo de emisiones de CO₂ a la atmósfera, por lo tanto no es contaminante en este sentido, pero en su defecto si tiene un contaminante bastante peligroso ya que deja un residuo nuclear que necesita un periodo largo de gestión y almacenamiento, por eso no podemos englobar este tipo de hidrógeno, en el verde, por el residuo que deja en su obtención. En un futuro si la fusión nuclear tuviera un gran avance, y llegara a buen puerto, sería una gran combinación de energía, fusión nuclear, más hidrógeno.

- **Hidrógeno Verde**

Este hidrógeno es el ideal dado que, en su proceso de obtención, las emisiones de CO₂ a la atmósfera son nulas, la forma de obtener dicho hidrógeno es mediante la electrolisis del agua, y para ello se utiliza corriente eléctrica que procede de energía renovable en toda su totalidad, con lo que las emisiones por parte del aporte energético en el proceso también es cero.

De todos los tipos de hidrógeno mencionados, el que más interesa a largo plazo es el hidrógeno verde, ya que el mayor problema que tenemos en el planeta es la emisión de CO₂ a la atmósfera y este último, tanto en su obtención como en su proceso de combustión las misiones de este gas de efecto invernadero son nulas.

2.2 FORMAS DE ALMACENAMIENTO DEL HIDRÓGENO

Dado que nos enfrentamos al elemento más pequeño de la tabla periódica, y que su tamaño con respecto al resto de elementos es considerablemente mucho más pequeño, es un problema a nivel industrial cómo almacenar este combustible en un recipiente, porque a nivel atómico, las paredes del recipiente que lo contengan, siempre tendrán fisuras por las cuales el hidrógeno podrá encontrar un camino para poder escapar, ya que la forma más adecuada de poder almacenar nuestro combustible es a alta presión.

Desde un punto de vista industrial, existen varios métodos de almacenar a alta presión nuestro combustible, los cuales describiremos a continuación.

- **Hidrógeno comprimido a 350 atmósferas**

Este tipo de tecnología presenta una densidad volumétrica de 16 gramos de H₂/litro de tanque, la madurez de la tecnología está bastante desarrollada comparada con el resto de las versiones que se pueden encontrar en el mercado y el precio que tiene es un precio de referencia con respecto a las demás.

Para este tipo de almacenamiento, las conexiones de manguera, tanto en el vehículo como en la hidro linera están en mercado con una codificación H35, y HF35F, poseen un tiempo de llenado de entre 3.6 a 7.2 kg de combustible el minuto.



Ilustración 1. Bombona de hidrógeno a 350 bares.¹

¹ Ilustración extraída de la presentación CNH_20201028_-_truck_architecture_public.pdf

- **Hidrógeno comprimido a 700 atmósferas**

Este tipo de tecnología es muy similar a la anterior, la diferencia entre ambas es la presión de los recipientes que contienen el combustible, que en este caso duplica a la anterior, por consiguiente, la densidad volumétrica no llega a ser el doble, pero casi la alcanza, llegando a los 27 gramos de H₂/litro. La madurez de esta tecnología también es muy similar a la anterior, pero en cambio, el precio si es un 10% por kilo superior al anterior.

Para este tipo de almacenamiento las conexiones de manguera de vehículo e hidro liner tienen una codificación de H70, en cambio la conexión rápida para un repostaje con mayor celeridad todavía está en desarrollo, su velocidad de repostaje está en los 3.6 kg de combustible por minuto.



Ilustración 2. Bombona de hidrógeno a 700 bares²

- **Hidrógeno comprimido criogenizado a 300 atmósferas**

En este caso nos enfrentamos a un tipo de tecnología que todavía está en fase de desarrollo y lo que se puede encontrar son meros prototipos que no aportan mucha información relativa a costes para poder comparar con el resto. Se estima que podrían llegar a albergar hasta 40 gramos de H₂/litro tanque, pero son meras especulaciones a día de hoy. A parte también presenta un problema a la hora de almacenarlo en una nave expuesta en sitios cálidos como puede ser en un desierto, la forma de mantener criogenizado el hidrógeno a una temperatura ambiente de 45 grados en el desierto, es un problema a afrontar que hoy en día no podemos abordar.

- **Hidrógeno Líquido**

Este tipo de tecnología lleva mucho tiempo empleándose como propulsión en otras aplicaciones como, por ejemplo, en la industria aeroespacial. Esta tecnología que está muy desarrollada, funciona a una baja presión comparada con el resto de los depósitos, entre 4 y 6 atmósferas. La densidad volumétrica que presenta es de 36 gramos de H₂/litro de tanque y su precio es un 35% euros por kilo inferior que el resto.

² Ilustración extraída de la presentación CNH_20201028_-_truck_architecture_public.pdf

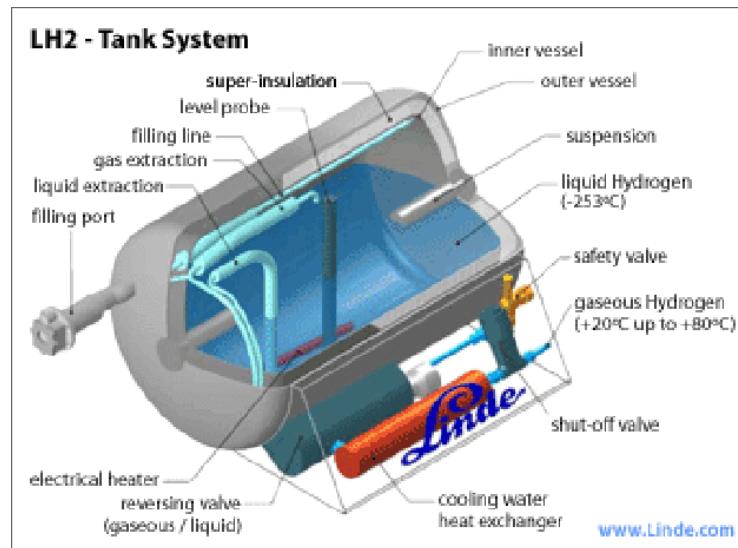


Ilustración 3. Tanque de hidrógeno criogenizado³

Desde un punto de vista económico, y práctico, la mejor elección para nuestro depósito es la segunda opción, hidrógeno comprimido a 700 atmósferas, aunque el precio por kilo de combustible sea un 10% mayor, la densidad volumétrica es casi el doble, lo cual nos beneficia.

2.3 CATEGORIZACIÓN DE LOS RECIPIENTES A PRESIÓN

La normativa de cilindros a presión categoriza estos recipientes en cuatro categorías, según la presión contenida en el mismo y la tecnología de construcción que se emplee en su desarrollo.

- **Categoría Tipo 1**

Son botellas convencionales o recipientes a presión que se llevan empleando desde siempre, normalmente el material que se emplea en su construcción es acero u otro tipo de metal. Esto ocasiona que el peso del recipiente sea muy elevado con lo que la decisión de este tipo de categoría para la construcción de recipientes de hidrógeno es una mala idea, dado que las redes cristalinas que componen los metales frente al átomo de hidrógeno que tiene que contener dentro, las fugas del combustible son muy elevadas y no se garantiza su buen almacenamiento.

- **Categoría Tipo 2**

Son cilindros también de metal como los anteriores, pero el material que se emplea en su construcción es el aluminio. En su parte recta se componen de materiales compuestos para reforzar las estructuras de las botellas, y con esto lo que se consigue frente a los cilindros de

³ http://www1.eere.energy.gov/hydrogen_and_fuelcells/storage/hydrogen_storage.html

la anterior categoría es reducir el peso del propio recipiente. Normalmente este tipo de cilindros se emplean en depósitos de combustible para gas natural en vehículos terrestres

- **Categoría Tipo 3**

Este tipo de cilindros son un avance más de los anteriores, ya que son una mezcla de materiales para la construcción de las botellas en cuestión. Poseen una capa metálica muy fina que se denomina liner. Esta delgada capa suele estar recubierta de materiales compuestos los cuales son los encargados de asumir las cargas mecánicas generadas por la presión de las botellas, y el liner, es la que posee la función de no dejar pasar el hidrógeno. Este tipo de cilindros son capaces por su construcción de soportar presiones superiores a los otros dos mencionados, ya que el material compuesto que recubre el liner al asumir la carga mecánica, y poder soportar mucha más tensión de carga que muchos metales, son capaces de asumir esa capacidad de presión.

- **Categoría Tipo 4**

Este tipo de cilindros son muy semejantes a los de tipo 3 en cuanto a construcción se refiere, lo que les diferencia es que el liner que estos poseen es que no es metálico, este liner está compuesto por un polímero. En principio este tipo de recipientes son capaces de soportar las mismas cargas que los anteriores, y poseen la ventaja de que el peso es algo menor, ya que los polímeros son más livianos que los metales, pero la desventaja que presentan respecto a los anteriores es que el nivel de fugas es bastante mayor.

Según esta categorización de cilindros, los dos primeros tipos son capaces de soportar presiones de hasta 300 atmósferas, por la forma que tienen de ser construidos, en cambio los otros dos podrían llegar hasta las 800 atmósferas, sino el que más nos interesa a nosotros el de categoría 3, ya que presenta un nivel de fugas inferior al de tipo 4 y parece ser más seguro ya que tiene que ir integrado dentro de nuestra aeronave.

2.4 PROPIEDADES DEL HIDRÓGENO COMO COMBUSTIBLE

2.4.1 PROPIEDADES FÍSICAS

Como ya se mencionó en el capítulo anterior, el hidrógeno es el elemento de la tabla periódica más simple que se conoce en el universo, y además de eso es el más abundante, desde componer estrellas enteras en casi el cien por cien de su composición hasta estar disperso en aglomeraciones de cúmulos espaciales componiendo masas estelares. Normalmente en condiciones terrestres a una atmósfera de presión el hidrógeno se encuentra en estado gaseoso, en forma diatómica y es muy inflamable. Su masa atómica es de 1.00794 kg/mol. El hidrógeno posee un punto de condensación de -253 grados centígrados y un punto de solidificación de -259 , sus propiedades físicas las podríamos resumir en la siguiente tabla.

PROPIEDAD	VALOR
Temperatura de fusión	-259 °C
Densidad del líquido	708 kg/m ³
Peso molecular	2,01594
Densidad del gas	0,08987
Densidad del sólido	858 kg/m ³
Temperatura crítica	-240 °C
Temperatura de ebullición	-253 °C
Calor específico a 25 °C	14,3 kJ/kg°C
Viscosidad	0,00892 centipoise
Densidad Crítica	31,2 kg/m ³
Presión Crítica	12,8 atm

Tabla 1. Propiedades del hidrógeno

2.4.2 PROPIEDADES COMBUSTIBLES DEL HIDRÓGENO

Las propiedades que caracterizan al hidrógeno para que sea óptimo y un gran elegido para usarlo como combustible, y que en un futuro sea el sustituto de los combustibles fósiles que hoy en día tanto están demandados por el ser humano para la obtención de energía, podrían resumirse en:

- **Gran capacidad de inflamabilidad**

El hidrógeno puede ser quemado en un motor alternativo de combustión interna, y su mezcla para que dicha combustión llegue a funcionar correctamente no tiene por qué ser rica, puede funcionar pobre estequiométricamente hablando, esto quiere decir que la cantidad de combustible puede ser menor que la que marca la ecuación estequiometría con la cantidad de aire, para que el motor funcione⁴,

Desde el punto de vista químico, el hidrógeno en condiciones normales, a una atmósfera de presión y 25° C los límites superiores e inferiores de inflamabilidad que presenta son de 4,1% y 74,8%. En el caso de presentarse en vez de hidrógeno puro, mezcla de hidrógeno-oxígeno,

⁴ Copinaval_2011_103-_USO_DE_HIDRÓGENO_de_Troya_Calatayud_i_otros_.pdf_2063069294.pdf

el límite superior se vería incrementado hasta el 94%. Estos datos cuando la presión es alterada por debajo de una atmósfera, tienden a ser modificados y disminuir su rango, lo que le convierte en un combustible altamente inflamable en comparación con el resto de los combustibles, cualquier fuga en espacios cerrados sin ventilación, podría desencadenar consecuencias altamente peligrosas, dado que puede incendiarse o estallar.

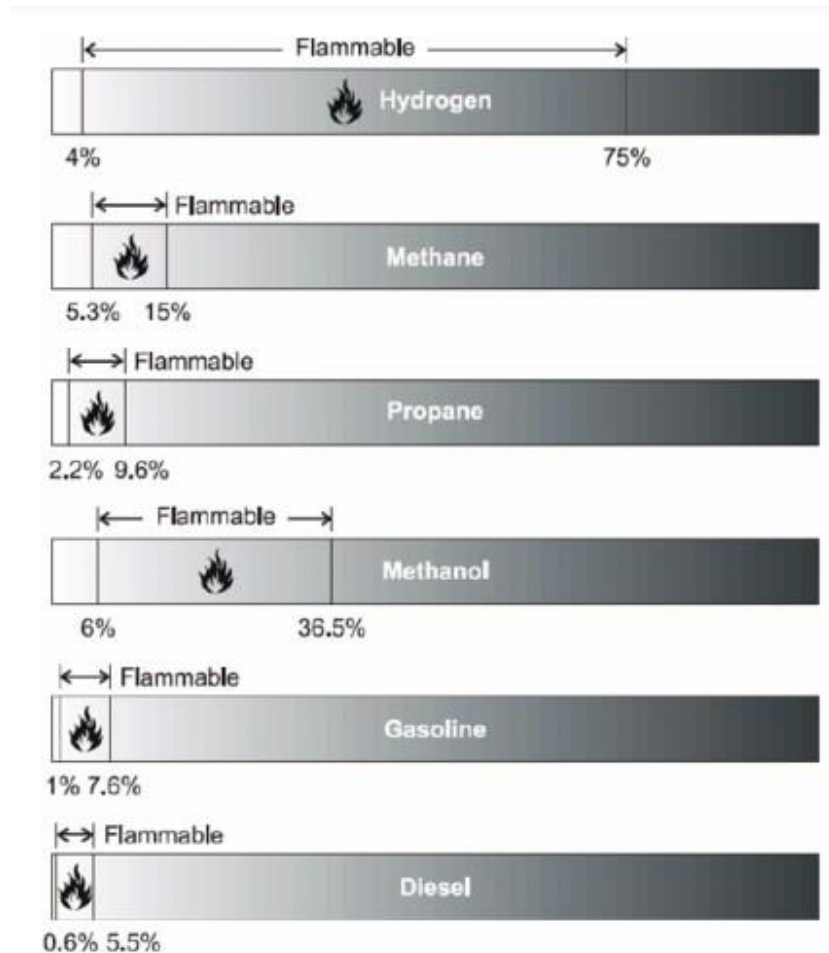


Ilustración 4. Ejemplos de inflamabilidad de diferentes combustibles⁵

- **Energía de ignición baja**

Para poder quemar hidrógeno, la energía que debemos aportar es mucho menor que la que se debe aportar para quemar otros combustibles como por ejemplo gasolina, esta propiedad nos aporta que los motores de hidrógeno puedan quemar mezclas más pobres, y que en sus configuraciones, haya una serie de cambios como por ejemplo, los aceites lubricantes, deben de ser sintéticos, y las bujías deben de tener otra configuración, como por ejemplo, no deben disponer de punta de platino, dado que este material actúa como catalizador.

⁵ Copinaval_2011_103-_USO_DE_HIDRÓGENO_de_Troya_Calatayud_i_otros_.pdf_2063069294.pdf

- **Pequeña distancia de apagado**

Esta característica hace que la tendencia al retroceso de llama en la válvula de admisión pueda producirse más fácilmente, y pueda ocasionar problemas de combustión aguas abajo de la cámara de combustión, originando así consecuencias catastróficas en nuestro motor.

- **Elevada temperatura de autoignición**

Esta característica nos permite obtener mayores relaciones de compresión que en otros tipos de motores como los de ciclo Otto o diésel.

- **Velocidad de llama elevada**

Esta característica acerca más aún al ciclo ideal termodinámico un motor de combustión interna de hidrógeno.

- **Difusividad elevada**

Una característica beneficiosa por partida doble, por un lado, favorece que la mezcla con el aire sea uniforme, y por otro, en el hipotético caso de que existiera riesgo de fuga del combustible, si estuviésemos en un lugar ventilado, sin riesgo de acumulación por falta de ventilación, el gas combustible, rápidamente puede disiparse y dispersarse con el aire sin ocasionar riegos.

- **Baja densidad**

Al tratarse de un elemento con una densidad tan baja, ocasiona un problema que repercute directamente en dos principales factores directos, el primero de ellos es en su almacenamiento, el volumen que tiene que ocupar va a ser mayor, y el segundo este aumento de volumen afecta directamente a la potencia, dado que reducirá la cantidad de aire que se puede introducir en el cilindro.

2.4.3 PODER CALORÍFICO DEL HIDRÓGENO COMO COMBUSTIBLE

Nos encontramos ante un elemento altamente inflamable, abundante en la naturaleza, y además con unas propiedades muy buenas de cara a la combustión para la obtención de energía y su huella de CO₂ en la atmósfera, pero lo que realmente llama la atención del hidrógeno, es su capacidad calorífica como combustible en comparación con el resto de combustibles fósiles que actualmente se consumen en el mercado para el mismo fin, mediante las siguientes tablas, podemos comprar el potencial de este elemento frente al resto.

Fuel	LHV (MJ/kg)	HHV (MJ/kg)	Stoichiometric Air/Fuel Ratio (kg)	Combustible Range (%)	Flame Temperature (°C)	Min. Ignition Energy (MJ)	AutoIgnition Temperature (°C)
Methane	50.0	55.5	17.2	5-15	1914	0.30	540-630
Propane	45.6	50.3	15.6	2.1-9.5	1925	0.30	450
Octane	47.9	51.1	0.31	0.95-6.0	1980	0.26	415
Methanol	18.0	22.7	6.5	6.7-36.0	1870	0.14	460
Hydrogen	119.9	141.6	34.3	4.0-75.0	2207	0.017	585
Gasoline	44.5	47.3	14.6	1.3-7.1	2307	0.29	260-460
Diesel	42.5	44.8	14.5	0.6-5.5	2327		180-320

Ilustración 5. Tabla comparativa de poderes caloríficos de diferentes combustibles⁶

2.5 ESTADO DEL MERCADO ACTUAL EN ESTE CAMPO

Actualmente, el cambio del uso de combustibles fósiles a un uso como el hidrógeno de combustible, no va a ser un camino fácil para la sociedad, ya que va asociado a un gasto económico muy elevado, y que, por ahora el dinero invertido en combustibles fósiles, debe de ser recuperado por las empresas privadas que lo han proyectado y no van a querer ver mermado ese capital por el mero hecho de cambiar a un combustible más verde como es el hidrógeno. Desde un punto de vista económico se debe de buscar una convivencia de al menos unas décadas de ambos combustibles, vehículos e industrias para sensibilizar a la población, desarrollar tecnologías, amortizar industrias, y así poder allanar el camino hacia nuevos horizontes de reciclaje de residuos que vamos a tener por el mero cambio de una tecnología a otra, y así poder conseguir el mejor cambio tanto para nuestra especie como para nuestro ecosistema.

La red de hidro lineras actual en España es escasa, esto se debe a que la producción de este combustible todavía está en desarrollo, y además que la tecnología de almacenamiento como ya hemos explicado en apartados anteriores es muy compleja y está por definir, esto no quita que en un futuro no cercano todo esto se vea desde otro punto de vista y podamos afirmar que la red de hidro lineras es casi igualitaria a la de hidrocarburos, pero actualmente, por desgracia no es así.

⁶ Copinaval_2011_103-_USO_DE_HIDRÓGENO_de_Troya_Calatayud_i_otros_.pdf_2063069294.pdf

Capítulo 3. ADAPTACIÓN DEL MOTOR DE LA AERONAVE A INYECCIÓN DE HIDRÓGENO Y SIMULACIÓN EN MATLAB CICLO DUAL

3.1 PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

Después de analizar la situación del mercado actual, y reconducir el proyecto hacia donde realmente queremos, que es adaptar el motor de la aeronave, nos enfrentamos a un problema. La solución que se va a proponer es ante todo teórica, dado que no disponemos de fondos suficientes para poder realizar pruebas reales con una aeronave, o con un motor real in situ, pero sí podemos simular de forma teórica, aplicando los conocimientos adquiridos en el grado de ingeniería industrial, y así poder elaborar un documento con fundamentos teóricos relevantes que puedan servir, ya no solo para futuros TFG o TFM que se puedan realizar, sino para intentar vender la idea a pequeños constructores los cuales sí disponen de recursos para pulir y llevar a cabo esta idea.

El desarrollo de este capítulo consiste en explicar y estudiar todas las modificaciones técnicas y mecánicas, que se tengan que realizar en la aeronave, desde el sistema de inyección, cámara de combustión, hasta la propia configuración de la cabina para adaptar el depósito de hidrógeno necesario. Dicho capítulo es el más relevante en el desarrollo del proyecto técnicamente hablando, y para el cual se han empleado el uso de software como Matlab, AutoCAD y EXCEL, para la elaboración de bocetos, tablas y graficas de simulación de ciclos duales de combustión.

La nave a modificar es una Tecnam P2006T. Esta aeronave dispone de dos configuraciones, una militar, y otra civil, nos centraremos en esta última, la cual dispone de una configuración de dos motores Rotax 912-S, con una potencia de 73,5 kW cada uno.



Ilustración 6. Aeronave Tecnam P2006T⁷

⁷ "P2006T Specification and Description" P2006T-180423-W.pdf

Su techo de vuelo es de 4260 metros (14000 ft), con una velocidad de crucero de 259 km/h y un rango de vuelo operativo de 1000 kilómetros. Es considerada una aeronave de nivel pequeño, dado que tiene capacidad para cuatro personas, y su rango de vuelo no es muy largo en comparación con otras aeronaves del mercado.

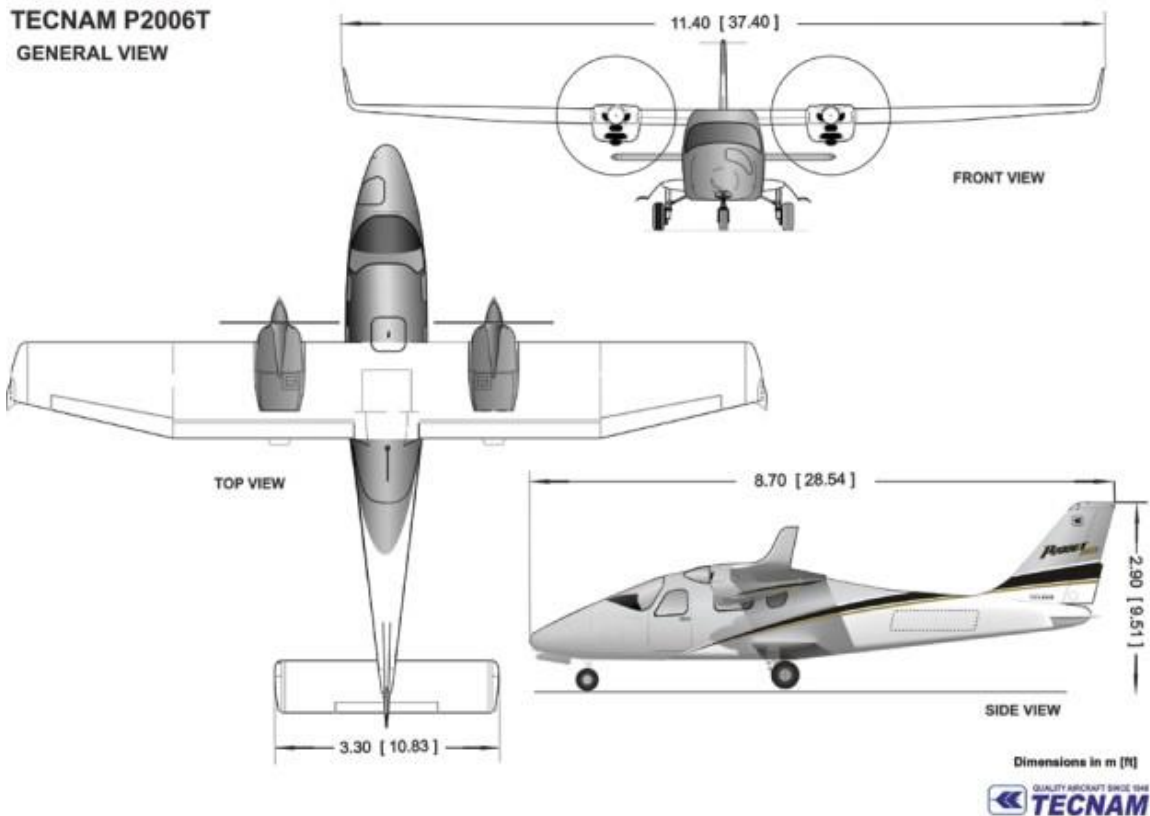


Ilustración 7. Vistas generales de la aeronave Tecnam P2006T⁸

3.2 CARACTERÍSTICAS GENERALES DEL MOTOR DE LA AERONAVE

Como ya se ha comentado anteriormente, este modelo de aeronave, TECNAM P2006T, integra el motor ROTAX de la serie 912/914, en función del modelo y del año de producción de la aeronave, las características de nuestro motor son las siguientes:

⁸ "P2006T Specification and Description" P2006T-180423-W.pdf

Modelo del motor	ROTAX 912 S
Tipo	4 cilindros de 4 tiempos
Cilindrada	1352 cm ³
Relación de compresión	10,5:1
Carrera	61 mm
Diámetro del cilindro	84 mm
Peso	74,4 kg
Velocidad de funcionamiento máxima	5800 rpm (max. 5 minutos)
Consumo a la potencia máxima	27 l/h
Velocidad de funcionamiento a la potencia máxima continua	5500 rpm
Consumo a la potencia máxima continua	25 l/h
Potencia mecánica máxima	73,5 kW a 5800 rpm (100 CV)
Máxima potencia continua	69kW a 5500rpm (93,8 HP)
Potencia eléctrica medida	250 W

Tabla 2. Características del motor ROTAX 912 S⁹

Con estos datos obtenidos del manual del motor de la propia aeronave procederemos a calcular primero de forma teórica todos los cálculos necesarios para poder elaborar el estudio al que nos enfrentamos.

⁹ "Manual de mantenimiento avanzado para motor Rotax tipo 912" Mantenimiento912.pdf y "Manual de usuario Rotax 912 (series)" Manual_Usuario_912.pdf

3.3 ANÁLISIS DEL SISTEMA DE PROPULSIÓN A EMPLEAR

Como ya hemos mencionado anteriormente, el futuro a corto y largo plazo, en cuanto a la obtención de energía, desplazamiento, transporte y combustión será el hidrógeno, y como consecuencia de esto, la industria se verá obligada a desarrollar motores ya no solo que en un principio estén adaptados a inyección de este combustible en motores de combustión interna como explicaremos más adelante en nuestro proyecto por las limitaciones que nos vamos a encontrar en nuestro desarrollo, sino que la propia naturaleza, nuestro propio bienestar, y nuestra supervivencia, nos empuja al desarrollo de estos motores que son más limpios, más sostenibles, más eficaces, y sobre todo utilizan un combustible que es muy abundante ya no solo en nuestro planeta sino en el universo, lo que ya no solo limita la supervivencia en nuestro planeta, sino también una posible evolución de nuestra especie a otros planetas.

A continuación, plantearemos tres opciones de propulsión para nuestra aeronave y en función de las dificultades técnicas y económicas que nos encontremos, decidiremos cuál de ellas es la mejor y cuál es la más viable para nuestro proyecto

3.3.1 OPCIÓN 1. PILA DE COMBUSTIBLE

Podríamos denominar pila de combustible cuando nos referimos a motores de hidrógeno a baterías de alta tecnología las cuales son capaces de transformar la energía química procedente del combustible en este caso el hidrógeno, en energía eléctrica. A diferencia de las baterías convencionales, las cuales trabajan como almacén de esta energía eléctrica, las pilas de combustible no son así, no almacenan esta electricidad esperando a ser consumida, sino que son capaces de dar un suministro constante al motor en función de la demanda. El principal reactivo que participa en la reacción es el oxígeno, el cual actúa de oxidante, y como fuente de alimentación de combustible en este caso es el hidrógeno el cual alimenta la pila de energía mientras el depósito cuenta con dicho combustible.

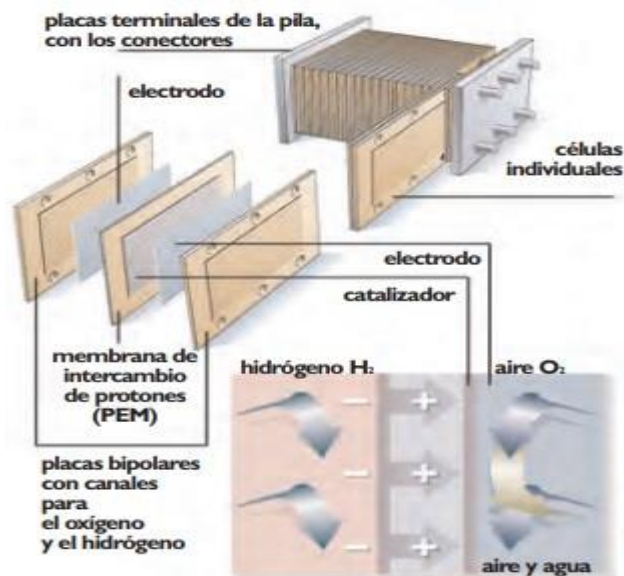


Ilustración 8. Pila de combustible¹⁰

3.3.1.1 FUNCIONAMIENTO DE LA PILA DE COMBUSTIBLE

Casi todas las pilas de hidrógeno del mercado actual, son un sumatorio de pilas individuales, las cuales cada una de ellas podríamos denominarlas celdas. Cada una de estas celdas, está compuesta por un cátodo (+) y un ánodo (-), los cuales se encuentran separados por un electrolito que puede ser líquido o sólido, depende de la pila.

Los iones de hidrógeno, los cuales son positivos, son los que circulan por la membrana atravesándola hasta llegar al cátodo, en cambio los electrones, que no pueden hacerlo, se ven obligados a escapar por un circuito eléctrico, el cual conecta los dos electrodos. El movimiento de estos electrones es la denominada corriente eléctrica la cual alimenta el motor de hidrógeno, y origina el movimiento del eje que queremos mover, en nuestro caso proporcionaría movimiento a la hélice para poder generar el flujo de aire necesario para crear sustentación y que nuestra aeronave pueda volar.

¹⁰ "Hidrógeno y pila de combustible" Cuadernos-energias-renovables-para-todos-hidrógeno-y-pila-de-combustible-fenercom.pdf

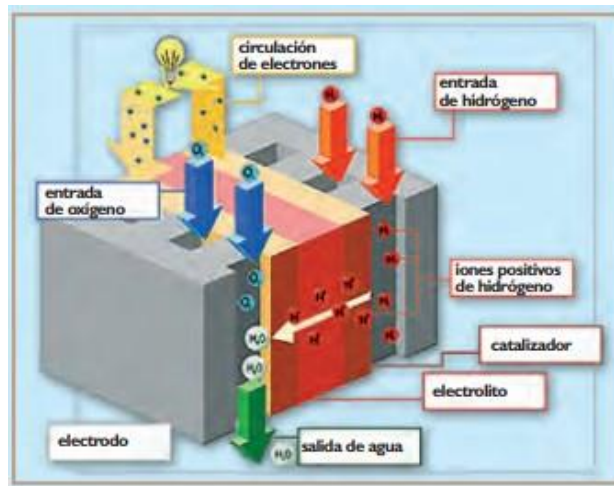


Ilustración 9. Funcionamiento de la pila de combustible¹¹

Esta opción presenta un elevado coste para un constructor de pequeña envergadura como puede ser TECNAM, desarrollar un motor de hidrógeno con pila de combustible por su propia cuenta y riesgo, es poner a la compañía en un riesgo el cual no se quiere correr. Lo más factible para ellos es emprender en otro tipo de propuestas, como adaptar sus procesos de industrialización ya desarrollados a modelos de emisión cero, o simplemente comprar motores de hidrógeno que puedan implementar en sus aeronaves y cambiar sus modelos productivos a los nuevos procesos.

3.3.2 OPCIÓN 2. INSTALACIÓN DE UN MOTOR DE HIDRÓGENO DE UN VEHÍCULO TERRESTRE (TOYOTA MIRAI)

Esta opción parece una propuesta muy razonable a primera vista, pero presenta una serie de problemas técnicos, dado que el desarrollo de motores de hidrógeno que ahora mismo se está llevando a cabo hoy en día es para el transporte terrestre, coches, y camiones.

En el sector aeronáutico, constructores como Boeing, o Airbus desarrollan sus propios estudios para implementar futuros motores con emisiones cero en sus aviones. Pero pequeños constructores como Tecnam, que trabajan con otros constructores de motores, los cuales se basan en tecnología madura de motores de combustión, como por ejemplo Rotax, que no contempla este tipo de inversiones, las cuales están en proyectos a futuro, tienen que contemplar otras formas de poder llegar a ese mismo punto reutilizando su tecnología, su proceso industrial, y así abaratar lo máximo posible el cambio para poder seguir rentabilizando su empresa. Comprar un motor de hidrógeno ya construido con unas prestaciones que pueda ser similar a las que les ofrecen sus constructores actuales podría ser una buena idea.

Desafortunadamente nos encontramos con el mismo problema que se mencionaba anteriormente. El desarrollo de estos motores ahora mismo es un secreto de sumario, el cual cada desarrollador quiere mantener bajo llave el mayor tiempo posible.

¹¹ "Hidrógeno y pila de combustible" Cuadernos-energias-renovables-para-todos-hidrógeno-y-pila-de-combustible-fenercom.pdf

El mejor caso que se podría emplear para nuestro avión es el motor que desarrolla el fabricante de coches Toyota para su modelo de coche Mirai.



Ilustración 10. Motor Toyota Mirai

Este coche es un coche medio, que posee un motor que funciona con una pila de combustible, y podría ser perfectamente adaptable a nuestra aeronave, tanto por dimensiones, como por peso, pero como no disponemos de especificaciones técnicas para poder hacer un estudio técnico adecuado, esta opción quedaría descartada.

3.3.3 OPCIÓN 3. REFORMA DEL MOTOR Y DE LA AERONAVE PARA LA ADAPTACIÓN DEL SISTEMA DE COMBUSTIBLE A HIDRÓGENO

Estamos ante la propuesta más factible para nuestro proyecto, que es la reforma casi integral del motor en el sistema de inyección, y el sistema de combustible, y de forma parcial de la aeronave para implementar el depósito e hidrógeno necesario.



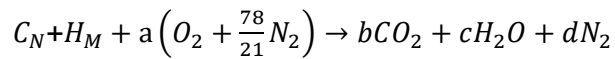
Ilustración 11. Motor ROTAX 912/914¹²

Esta propuesta, presenta una serie de retos técnicos que a lo largo del capítulo intentaremos abordar y dar una solución desde un punto de vista ingenieril, para poder valorar la viabilidad o no del proyecto que ahora mismo tenemos encima de la mesa, y que a día de hoy podría interesar a empresas como TECNAM u otros constructores de aeronaves que en un corto periodo de tiempo tendrán que cambiar su sistema productivo a uno de emisiones cero, y este podría ser el primer paso para ello.

¹² "Manual de usuario Rotax tipo 914 (series)" Manual_Usuario_914.pdf

3.4 PLANTEAMIENTO DE ECUACIONES ESTEQUIOMÉTRICAS CON MEZCLA AIRE-GASOLINA

Planteamos la ecuación estequiométrica para la combustión de la mezcla aire gasolina, para ello partimos de la base siguiente teórica y fundamental de una reacción REDOX.



Donde

N: número de átomos de carbono

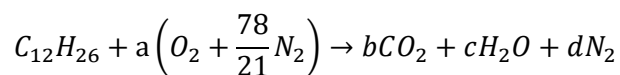
M: número de átomos de hidrógeno

a, b, c, d: Coeficientes estequiométricos a calcular

Según la normativa europea que le aplica, opera con combustible EN 228 Super, que es una Gasolina 95 con una fórmula química $C_{12}H_{26}$.

Según el libro máquinas y motores térmicos de la UNED, "los motores convencionales podrían trabajar dentro de los límites de inflamabilidad con una mezcla homogénea, siendo el rango de dosado relativo oscilante entre 0.8 y 1.4" pág. 112, nuestro dosado relativo se cataloga rico, y lo establecemos en 1.1 para esa cifra.

Comenzamos a escribir la ecuación con los datos que tenemos y procedemos a calcular los coeficientes.



Comenzamos por el **Carbono**, porque su cálculo es directo

C: $b=12$

Seguimos con el **Hidrógeno**

H: $26=2c$ $c=13$

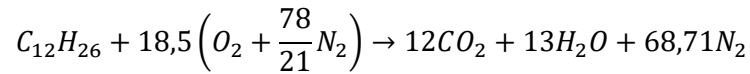
Procedemos ahora a calcular el **Oxígeno**

O: $2a = 2b + c$ $a=18,5$

Continuamos con el **Nitrógeno**

N: $a \cdot \frac{78}{21} = 2d$ $d=68,71$

Procedemos a reescribir nuestra ecuación con todos los coeficientes calculados



3.5 CÁLCULO DEL RENDIMIENTO VOLUMÉTRICO GLOBAL, POTENCIA Y CONSUMO ESPECÍFICO CON MEZCLA AIRE-GASOLINA COMO COMBUSTIBLE

Para proceder a calcular el rendimiento volumétrico global, comenzaremos a resolver el problema al revés de como se suele hacer. En este caso partimos de la solución, desde la ficha técnica sabemos que la potencia del motor es de 100 Cv, que a su conversión a KW son 73,55, pero según nos dice el fabricante del motor¹³, esta potencia sólo es usada al despegue y con una limitación en tiempo de 5 minutos. Por lo tanto para efectuar los cálculos teóricos, utilizaremos la potencia máxima continuada que es la que usaremos en la mayoría del vuelo.

Partiremos de las ecuaciones de consumo proporcionadas por el constructor del motor para a través de ellas calcular el rendimiento del motor a potencia máxima continuada.

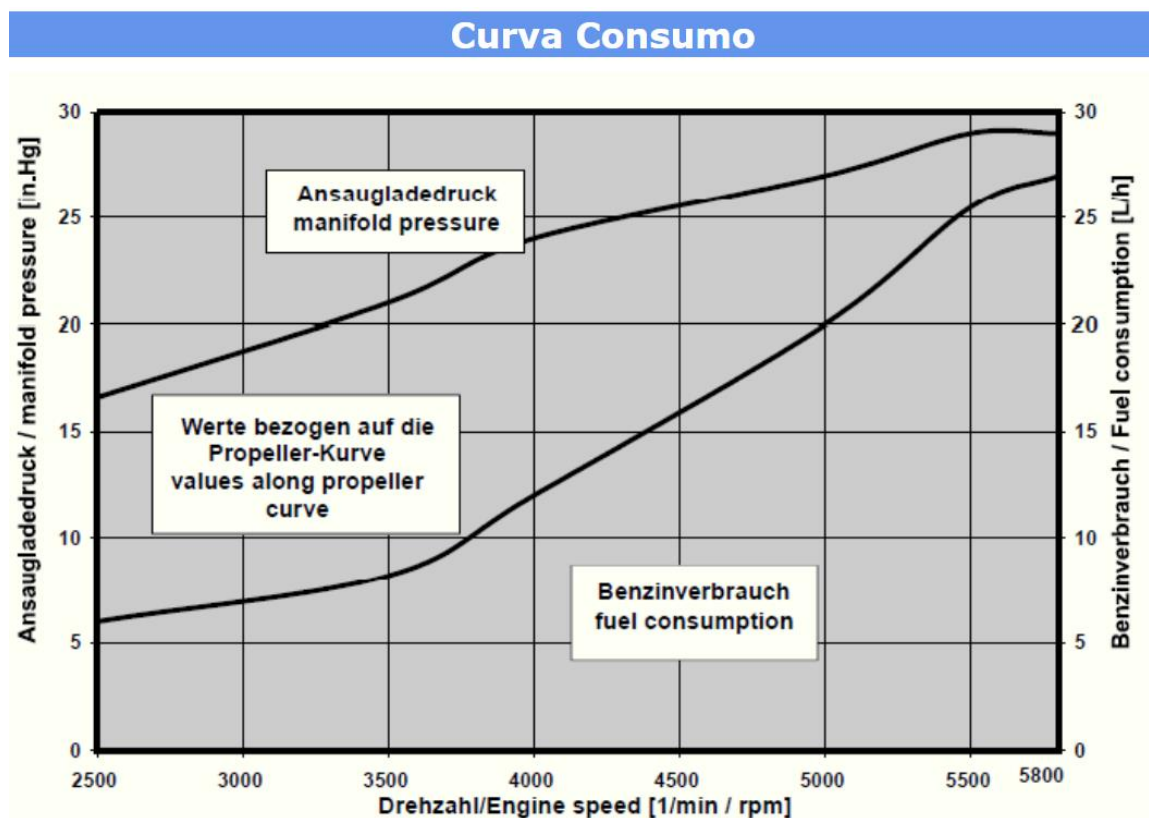


Ilustración 12. Curva de consumo del motor Rotax¹⁴

¹³ "Manual de usuario Rotax 912 (series)" Manual_Usuario_912.pdf

¹⁴ Aviasport s.a. Curva consumo motor Rotax 912S

Recordemos por lo tanto los datos iniciales para empezar con el estudio teórico:

Potencia máxima continuada	W (KW)	69
Poder calorífico inferior del combustible	Li (MJ/Kg)	45,51
Cilindrada	Q (cm ³)	1350
Densidad del combustible	ρ_{comb} (kg/l)	0,72
Densidad atmosférica 0 metros	ρ_{atm} (kg/l)	1,225
Consumo Volumétrico a 5500 rpm	V _c (l/h)	25
Velocidad del motor	n (rpm)	5500

Tabla 3. Datos para el estudio teórico con gasolina como combustible

Empezamos calculando el consumo de la gasolina en gramos por segundo. Para ello utilizamos el valor de la densidad de la gasolina que es de 720 Kg/m³, por lo que nuestro consumo específico es de:

$$\dot{m}_c = \frac{25 \cdot 720}{3600} = 5 \frac{g}{s}$$

Al tener el gasto másico del combustible donde usamos el poder calorífico inferior del combustible seleccionado y la potencia máxima continuada, tenemos un motor con un rendimiento de:

$$\eta = \frac{W}{Li \cdot \dot{m}_c} = \frac{69KW}{45,51 \frac{MJ}{kg} \cdot 5 \frac{g}{s}} = 0,30$$

Sabiendo el gasto másico de combustible, el valor del dosado relativo comentado en el punto anterior de Fr=1,1 y el dosado estequiométrico Fe= $\frac{1}{18,5}$, que hemos obtenido del cálculo de la ecuación estequiométrica, podemos calcular el valor del dosado:

$$F = Fr \cdot Fe = 1,1 \cdot \frac{1}{18,5} = 0,059$$

De esta forma podemos calcular también el gasto másico de aire que se utiliza:

$$F = \frac{\dot{m}_c}{\dot{m}_a} \Rightarrow \dot{m}_a = \frac{5}{0,059} = 84,09 \frac{g}{s}$$

Ahora sí podemos calcular el rendimiento volumétrico global utilizando la siguiente fórmula donde la cilindrada de nuestro motor según las especificaciones técnicas es de 1350 cm³, las

revoluciones máximas son de 5500 rpm en un motor de 4 tiempos a una densidad a nivel del mar, por lo que obtenemos un rendimiento volumétrico global de:

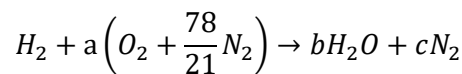
$$\eta_{vg} = \frac{\dot{m}_a}{Q \cdot \frac{2n}{T} \rho_{atm}} = \frac{84,09}{1350 \cdot 10^{-3} \cdot \frac{2 \cdot 5500}{4 \cdot 60} \cdot 1,225} = 1,11$$

Por último, podemos calcular el consumo específico del combustible utilizando la densidad del combustible seleccionado y el consumo volumétrico del motor obtenido de las especificaciones:

$$C_e = \frac{\rho_{combu} \cdot \dot{V}_c}{W} = \frac{0,72 \cdot 25}{69} = 260,87 \frac{kg}{Wh}$$

3.6 PLANTEAMIENTO DE ECUACIONES ESTEQUIOMÉTRICAS CON HIDRÓGENO

Planteamos la ecuación estequiométrica para la combustión con hidrógeno, para ello partimos de la siguiente base teórica y fundamental de una reacción REDOX.

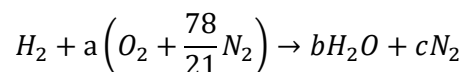


Donde

a, b, c: Coeficientes estequiométricos a calcular

Igual que hemos explicado en el apartado 3.4, el dosado relativo en este caso será de 0.8, este tipo de dosado es un catalogado como pobre, y en este caso puede usarse así porque este combustible lo permite, su rango de inflamabilidad es mayor, incluso podría ser menor, pero para empezar el estudio partiremos de este valor que ya es considerado pobre según la misma cita que en el apartado 3.4

Comenzamos a escribir la ecuación con los datos que tenemos y procedemos a calcular los coeficientes.



Comenzamos por el **Hidrógeno**, porque su cálculo es directo

H: b=0,5

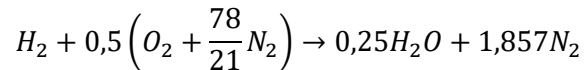
Seguimos con el **Oxígeno**

$$O: 2a=b \quad a=0,25$$

Por último, calculamos el **Nitrógeno**

$$N: 2a \cdot \frac{78}{21} = 2c \quad c=1,857$$

Procedemos a reescribir nuestra ecuación con todos los coeficientes calculados



3.7 CÁLCULO DEL RENDIMIENTO VOLUMÉTRICO GLOBAL CONSUMO ESPECÍFICO CON HIDRÓGENO COMO COMBUSTIBLE

Al igual que hemos hecho en el capítulo 3.5, procedemos a hacer los cálculos teniendo en cuenta esta vez que el combustible a utilizar es hidrógeno con aire. Tomaremos las mismas asunciones que hemos realizado en el caso del motor con gasolina, pero esta vez variando aquellos datos que sean específicos al cambio introducido.

En el caso particular del dato del rendimiento del motor, tendremos que asumir que el rendimiento de nuestro motor se verá mermado, ya que tendríamos que rediseñar la geometría de nuestra cámara de combustión aumentando el volumen de la misma para mejorar este rendimiento. Sabemos que las densidades de ambos combustibles son muy dispares, 0.09 gr/l del hidrógeno frente a 720 gr/l de la gasolina, por lo tanto, el rendimiento, al cambiar de combustible con esta densidad a volumen constante, se verá afectado considerablemente. Al no poder encontrar valores concretos de este tipo de cambio en la bibliografía, asumiremos una merma de 1/3 del valor del rendimiento del motor usando gasolina. Por lo tanto, nuestro rendimiento queda en un 0,2 para el caso del hidrógeno como combustible.

Recordemos por lo tanto los datos iniciales para empezar con el estudio teórico esta vez con el hidrógeno como combustible:

Potencia máxima continuada	W (KW)	69
Poder calorífico inferior del hidrógeno	Li (MJ/Kg)	119,9
Rendimiento	η	0,20
Cilindrada	Q (cm ³)	1350
Densidad del hidrógeno	ρ_{H_2} (kg/l)	0,09
Densidad atmosférica 0 metros	ρ_{atm} (kg/l)	1,225
Velocidad del motor	n (rpm)	5500

Tabla 4. Datos para el estudio teórico con hidrógeno como combustible

Empezamos calculando el gasto másico del combustible donde usamos esta vez el poder calorífico inferior del hidrógeno:

$$\eta = \frac{W}{\dot{m}_c \cdot Li} \Rightarrow \dot{m}_c = \frac{W}{Li \cdot \eta} = \frac{69KW}{119,9 \frac{MJ}{kg} \cdot 0,2} = 2,877 \frac{g}{s}$$

Sabiendo el gasto másico de combustible, el valor del dosado relativo comentado en el punto anterior de $Fr=0,8$ y el dosado estequiométrico $Fe=\frac{1}{0,5}$, que hemos obtenido del cálculo de la ecuación estequiométrica, podemos calcular el valor del dosado:

$$F = Fr \cdot Fe = 0,8 \cdot \frac{1}{0,5} = 1,6$$

De esta forma podemos calcular también el gasto másico de aire que se utiliza:

$$F = \frac{\dot{m}_c}{\dot{m}_a} \Rightarrow \dot{m}_a = \frac{2,877}{1,6} = 1,80 \frac{g}{s}$$

Ahora sí podemos calcular el rendimiento volumétrico global utilizando la siguiente fórmula donde al igual que en el ejercicio del cálculo para la mezcla de aire – combustible, utilizamos de nuevo los datos de las especificaciones técnicas: la cilindrada de nuestro motor según las especificaciones técnicas es de 1350 cm³, las revoluciones máximas son de 5500 rpm en un motor de 4 tiempos a una densidad a nivel del mar, por lo que obtenemos un rendimiento volumétrico global de:

$$\eta_{vg} = \frac{\dot{m}_a}{Q \cdot \frac{2n}{T} \rho_{atm}} = \frac{1,80}{1350 \cdot 10^{-3} \cdot \frac{2 \cdot 5500}{4 \cdot 60} 1,225} = 0,024$$

En este caso, calculamos el consumo volumétrico por hora que vamos a tener en el caso de usar hidrógeno como combustible:

$$\dot{V}_c = \dot{m}_c \cdot \rho_{hidrógeno} = 2,877 \cdot 0,09 \cdot 3600 = 932,28 \text{ l/h}$$

Por último, podemos calcular el consumo específico del combustible utilizando la densidad del combustible seleccionado y el consumo volumétrico del motor obtenido de la ecuación anterior:

$$C_e = \frac{\rho_{combu} \cdot \dot{V}_c}{W} = \frac{0,09 \cdot 932,28}{69} = 1216,01 \frac{kg}{Wh}$$

3.8 CÁLCULO DEL CONSUMO EN UNA MISIÓN GENÉRICA DE VUELO Y RANGO MÁXIMO DE LA AERONAVE UTILIZANDO EL HIDRÓGENO COMO COMBUSTIBLE

Para realizar estos cálculos teóricos crearemos una posible envuelta de vuelo teniendo en cuenta los datos de los constructores tanto de avión como de motor¹⁵ para crear una posible envuelta de vuelo que nos dé el rango máximo de actuación de nuestra aeronave con el nuevo sistema de combustible.

El constructor de la aeronave nos detalla que el rango de subida de la aeronave es una media de 5 metros por segundo. Para esta subida hasta nuestra altura de crucero, utilizaremos dos rangos diferentes de subida, ya que según el constructor del motor tenemos una limitación de uso de la potencia máxima de 5 minutos.

Por lo tanto, nuestro despegue y ascenso se dividirá en dos partes. Una primera parte a máxima potencia durante 3 minutos, en los cuales alcanzaremos los 900 metros y una posterior subida a la máxima potencia continua hasta alcanzar el techo máximo de vuelo que situaremos en 4000 metros (techo máximo es de 4260). Teniendo en cuenta el rango medio de ascenso propuesto, el ascenso nos llevará un tiempo estimado de 13 minutos descontando la fase a máxima potencia del despegue.

Una vez alcanzada la altura de crucero, el fabricante nos indica que las revoluciones de la hélice a altitud de crucero deben situarse entre 1900 – 2250 rpm. Según el fabricante del motor, la relación de reducción con el eje de la hélice es de 2,43, esto significa que las revoluciones del motor en altitud de crucero deben situarse entre 4600 y 5500 rpm. Cogiendo un valor medio de 5000 rpm para nuestro vuelo de crucero a una altitud de vuelo de 4000 metros, nos sale que la potencia del motor debe situarse en los 41kW.

¹⁵ "Manual de mantenimiento avanzado para motor Rotax tipo 912" Mantenimiento912.pdf y "Manual de usuario Rotax 912 (series)" Manual_Usuario_912.pdf

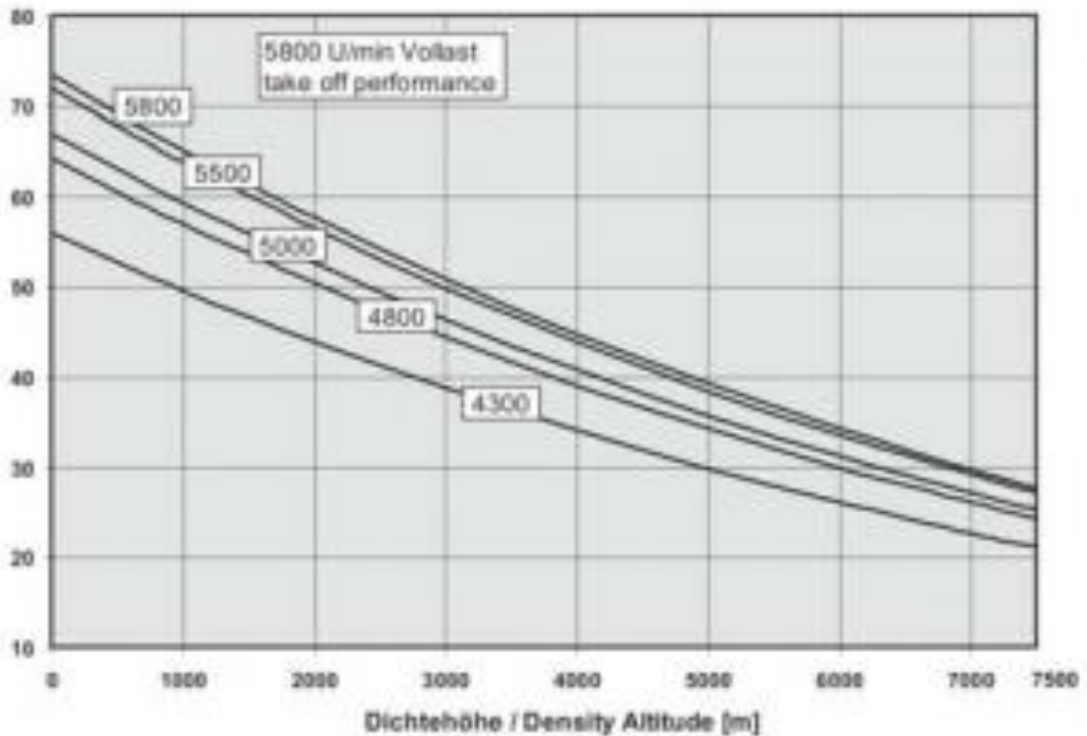


Ilustración 13. Gráfico de potencia para condiciones no standard.¹⁶

Por último, para la fase de descenso y aterrizaje, el fabricante del avión propone un descenso continuo a potencia máxima continua. Para este descenso utilizaremos un rango de descenso continuo medio de 3 metros por segundo por lo que el descenso nos llevará un tiempo estimado de 22 minutos.

Con estos datos y los obtenidos hasta ahora estaremos en disposición de calcular el rango estimado con el nuevo sistema de combustible. Para ello y debido a que el fabricante de la aeronave no nos aporta más información al respecto, teniendo en cuenta que la velocidad máxima de la aeronave es de 269 km/h, usaremos para el cálculo del rango una velocidad media durante toda la envuelta del 85% de esta velocidad máxima que será de 230 km/h. De esta forma tenemos en cuenta una disminución de velocidad en despegue y aterrizaje, pero velocidades altas en torno al 90% de la máxima en ascenso, crucero y descenso.

¹⁶ "Manual de usuario Rotax 912 (series)" Manual_Usuario_912.pdf

Para ello vamos a calcular los consumos específicos de combustible en cada una de las fases y con cada una de las potencias propuestas obtenidas de la gráfica del fabricante a las diferentes altitudes vuelo:

FASE	N (rpm)	W (kW)	m_c (g/s)	Consumo (g/min)	Duración fase (min)	Consumo por fase
Despegue y ascenso a 1000	5800	73,5	3,065	183,90	3	551,71
Ascenso a 2000	5500	64	2,669	160,13	3,33	533,24
Ascenso a 3000	5500	56	2,335	140,12	3,33	466,59
Ascenso a 4000	5500	50	2,085	125,10	3,33	416,60
Crucero a 4000	5000	41	1,710	102,59	¿?	¿?
Descenso a 3000	5500	50	2,085	125,10	5,5	688,07
Descenso a 2000	5500	56	2,335	140,12	5,5	770,64
Descenso a 1000	5500	64	2,669	160,13	5,5	880,73
Descenso y aterrizaje a 0	5500	69	2,877	172,64	5,5	949,54

Tabla 5. Cálculos para la duración, consumo y rango de la misión propuesta

De estos cálculos obtenemos que el consumo de hidrógeno necesario para realizar las fases de despegue, ascenso, descenso y aterrizaje con las hipótesis expuestas anteriormente hace un total de 5257,13 gramos de hidrógeno. Estos cálculos se han realizado para un único motor, pero si tenemos en cuenta que nuestra aeronave cuenta con dos motores, este consumo se duplica, por lo que el consumo real en estas fases es de 10514 gamos de hidrógeno. El resto del hidrógeno contenido en los depósitos de hidrógeno propuestos podrá ser usado para la fase de crucero.

Para terminar de calcular el rango, calcularemos el peso total de hidrógeno que contienen nuestros depósitos, restaremos el usado en las otras fases y calcularemos la duración total que podemos mantener la aeronave en la fase de crucero.

Nuestros depósitos como veremos en el capítulo 5, tienen un volumen total de 407 litros. Teniendo en cuenta la forma de almacenamiento elegida para este proyecto, tenemos que el hidrógeno a 700 atmósferas tiene una densidad volumétrica de 27 g/l, por lo tanto, nuestro depósito tiene una capacidad total de 10989 gramos.

Por lo tanto, tendremos un total de 474,74 gramos de hidrógeno para efectuar nuestra fase de crucero. Esto quiere decir que el combustible que tenemos disponible para hacer el crucero es prácticamente nulo. Repartido entre los dos motores, nos da un tiempo para la fase de crucero de algo más de dos minutos como veremos a continuación.

Teniendo en cuenta el consumo de esta fase, la duración será de 2 minutos con un consumo de fase de 205,17 gramos de hidrógeno para un único motor.

Para calcular el rango, como hemos comentado anteriormente vamos a utilizar una velocidad constante en todo el vuelo. Para calcular la distancia recorrida en las fases de despegue, ascenso, descenso y aterrizaje, debemos tener en cuenta el rango de subida. Como la diferencia es tan pequeña debido a la alta velocidad del avión, vamos a suponer que la velocidad es lineal por lo que calcularemos el rango lineal sin tener en cuenta el ángulo de subida que es muy pequeño.

Por lo tanto, a modo resumen, la tabla de consumos quedaría de la siguiente forma a la que añadimos en este momento los rangos de cada una de las fases y el total de la aeronave teniendo en cuenta al hidrógeno como combustible:

FASE	Consumo (g/min)	Duración fase (min)	Consumo por fase	Consumo para dos motores	Distancia recorrida (km)
Despegue	183,90	3	551,71	1103,42	12
Ascenso	172,64	10	1416,43	2832,86	39
Crucero	102,59	2	205,17	410,34	8
Descenso y aterrizaje	172,64	22	3288,99	6577,98	84
TOTAL		37	5462,30	10924,60	142

Tabla 6. Duración, consumo y distancia recorrida de la misión propuesta

A modo de resumen, en la siguiente ilustración, podemos ver la misión propuesta de la aeronave para este proyecto con la altitud alcanzada y el tiempo estimado en cada uno de los recorridos propuestos:



Ilustración 14. Misión de vuelo genérica calculada

3.9 CICLO DUAL

A continuación, se explicará en que consiste el ciclo Dual, y posteriormente simularemos este ciclo a diferentes alturas de ascenso de la aeronave, para así poder obtener datos de las variables principales que nos interesen, y poder ver la variación de estos datos en función de la altura

El ciclo dual o también llamado ciclo Trinkler en nombre a su desarrollador Gustav Trinkler, ingeniero ruso-alemán, es una combinación de los ciclos Otto y diésel.

Este ciclo consta de cinco etapas, las cuales se distribuyen en dos etapas isentrópicas, dos etapas isocóricas y una que es isobárica las cuales podemos ver en la siguiente ilustración:

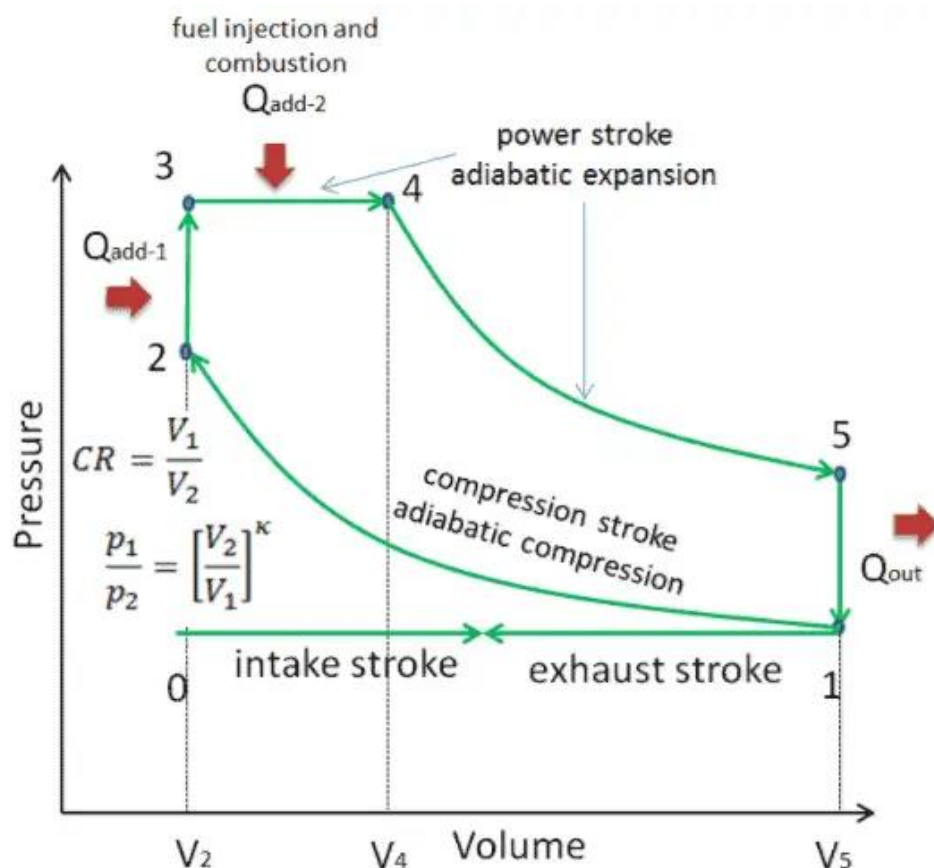


Ilustración 15. Representación gráfica del ciclo dual

- **Compresión isentrópica**

El proceso que va desde el estado 1 al estado 2 trata de una compresión isentrópica. a medida que el pistón se mueve, el gas se comprime adiabáticamente. La entropía permanece constante durante este proceso, y la relación de volúmenes entre los puntos 1 y 2 se conoce como relación de compresión del motor.

- **Compresión isocórica**

A continuación, al proceso que va desde el punto 2 al punto 3, se conoce como fase de encendido, en este proceso se efectúa una transferencia de calor, pero esta vez a volumen constante dado que el pistón está en el punto muerto superior PMS (en reposo). Este proceso es muy similar a los que suceden en el ciclo Otto. La relación de presiones entre puntos se denomina relación de explosión.

- **Expansión isobárica**

También llamada golpe de potencia. Esta fase se encuentra entre el estado 3 y el 4 en la cual se desarrolla una transferencia de calor a presión constante. Esta transferencia de calor viene dada por una fuente externa, la cual es la combustión del combustible, mientras el pistón se mueve hasta el siguiente estado, el 4.

Durante este proceso de combustión la energía ingresa a medida que se agrega calor, y una parte del trabajo es la que realiza el movimiento del pistón.

- **Expansión isentrópica**

En el desarrollo de este proceso, desde el punto 4 al punto 5, se desarrolla la expansión de forma adiabática, y termina cuando el pistón llega hasta el punto muerto inferior PMI. El gas que se encuentra en el pistón, pierde una gran cantidad de energía interna en este proceso, la misma energía que abandona el sistema en forma de trabajo. La entropía durante este desarrollo vuelve a ser constante.

- **Descompresión isocórica**

Este es el último proceso del ciclo. Se realiza a volumen constante. La válvula de escape del cilindro se abre en el punto 5, cuando el cilindro está en el punto muerto inferior PMI, y cuando el cilindro comienza su movimiento hacia el punto muerto superior PMS, es cuando se ventila la cámara de combustión para sacar los gases ya quemados a la atmósfera, y así comienza el ciclo de nuevo.

3.10 SIMULACIÓN DEL CICLO DUAL CON MATLAB

En este apartado del capítulo, vamos a simular el ciclo dual utilizando la herramienta MATLAB, a diferentes alturas, dentro de la misión propuesta para la aeronave. Partiremos desde el suelo a nivel del mar e iremos subiendo en intervalos de 500 metros hasta llegar a su techo de misión. De esta forma podremos observar cómo varían los diferentes parámetros sometidos al estudio de la simulación dependiendo de la altitud a la que esté volando la aeronave. El código para la simulación del ciclo en Matlab ha sido proporcionado por nuestro director de proyecto, el cual está incluido en los anexos del proyecto.

En total se realizarán 9 simulaciones y al final, compararemos los datos en una tabla de los parámetros más relevantes, como por ejemplo la temperatura que obtendremos en diversos puntos del ciclo, el trabajo neto del ciclo o la presión media efectiva, los cuales irán variando en función de la altura a la que esté volando nuestra aeronave.

3.10.1 PARÁMETROS INICIALES PARA LA SIMULACIÓN DEL CICLO DUAL CON MATLAB

Los datos iniciales para el cálculo del ciclo dual que nos pide la herramienta son:

1. **Presión estado 1 en Pascales:** En este caso, nuestro motor no está configurado con turbocompresor, con lo que la presión de admisión será la atmosférica, este dato cambiará en función de la altitud de la misión de nuestra aeronave, y se ha obtenido con los valores de la atmósfera ISA.
2. **Temperatura de Admisión en el estado 1 en Kelvin:** En este caso pasa lo mismo que con la presión. Los datos introducidos en este campo varían en función de la altura que tenemos de vuelo, y se han obtenido de la atmosfera ISA.
3. **Alpha y r_v:** “A través de la relación de compatibilidad con el combustible, si asumimos combustión a volumen constante, el valor Alpha es orden de 4 y r_v de 1.4 con combustión exclusivamente a presión constante”. Cita sacada de los apuntes de motores de combustión interna Universidad europea de Madrid.
4. **Relación de compresión:** este dato es sacado de las especificaciones del motor que se adjuntan en diversos capítulos de este TFG, siendo su valor de 10.5

Las fórmulas que utiliza nuestra herramienta, para el cálculo del ciclo vienen incluidas en el código del programa que se adjunta a este TFG y son las siguientes:

- **Estado 1**

$$V_1 = 0,287 \left(\frac{T_1}{P_1} \right)$$

- **Estado 2**

$$P_2 = P_1(\text{compr})^\gamma$$

$$V_2 = \frac{V_1}{\text{compr}}$$

$$T_2 = T_1(\text{compr})^{\gamma-1}$$

- **Estado 2 5 (estado 3 ciclo dual)**

$$T_3 = \text{cutoff}r \cdot T_{2-5}$$

$$P_3 = P_{2-5}$$

$$V_3 = \frac{T_3 \cdot V_2}{T_{2-5}}$$

- **Estado 4**

$$V_4 = V_1$$
$$T_4 = \frac{T_3}{\left(\frac{Compr}{cutoff\ r}\right)^{\gamma-1}}$$
$$P_4 = \frac{0,287 \cdot T_4}{V_4}$$

Estas fórmulas son los despejes necesarios que hace la aplicación para poder obtener una serie de datos en concreto de las fórmulas de partida que completan un ciclo dual, las cuales podemos obtener del libro, "Introduction to internal combustion engines" página 26 donde se explica el ciclo dual y las fórmulas que se le aplican.

3.10.2 SIMULACIÓN A 0 METROS

Trabajo Especifico=2286.45 kJ/kg
 Presión Media Efectiva=3.09576e+06 kPa

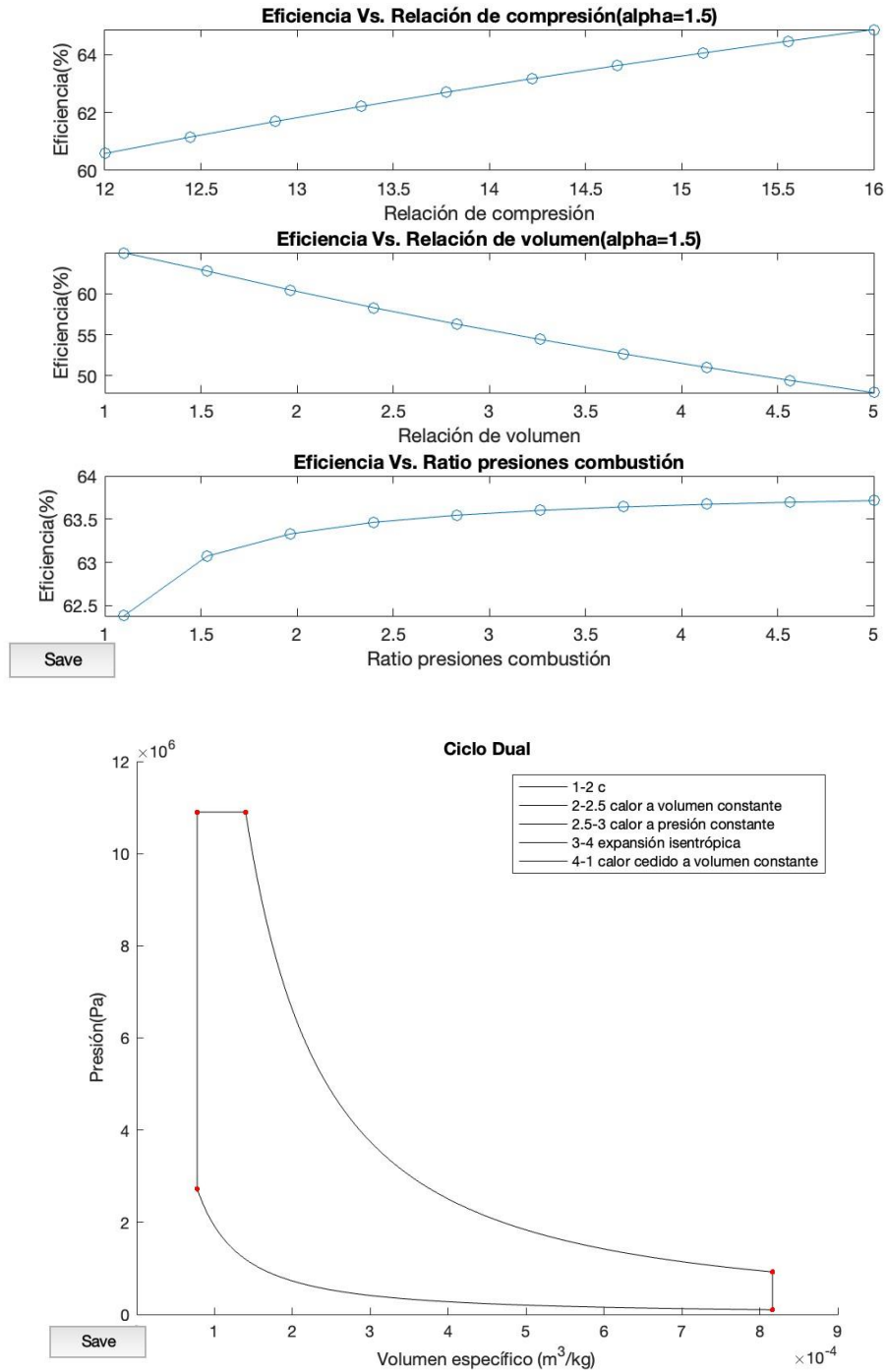


Ilustración 16. Simulación del ciclo dual a 0 metros

3.10.3 SIMULACIÓN A 500 METROS

Trabajo Especifico=2260.26 kJ/kg
 Presión Media Efectiva=2.91473e+06 kPa

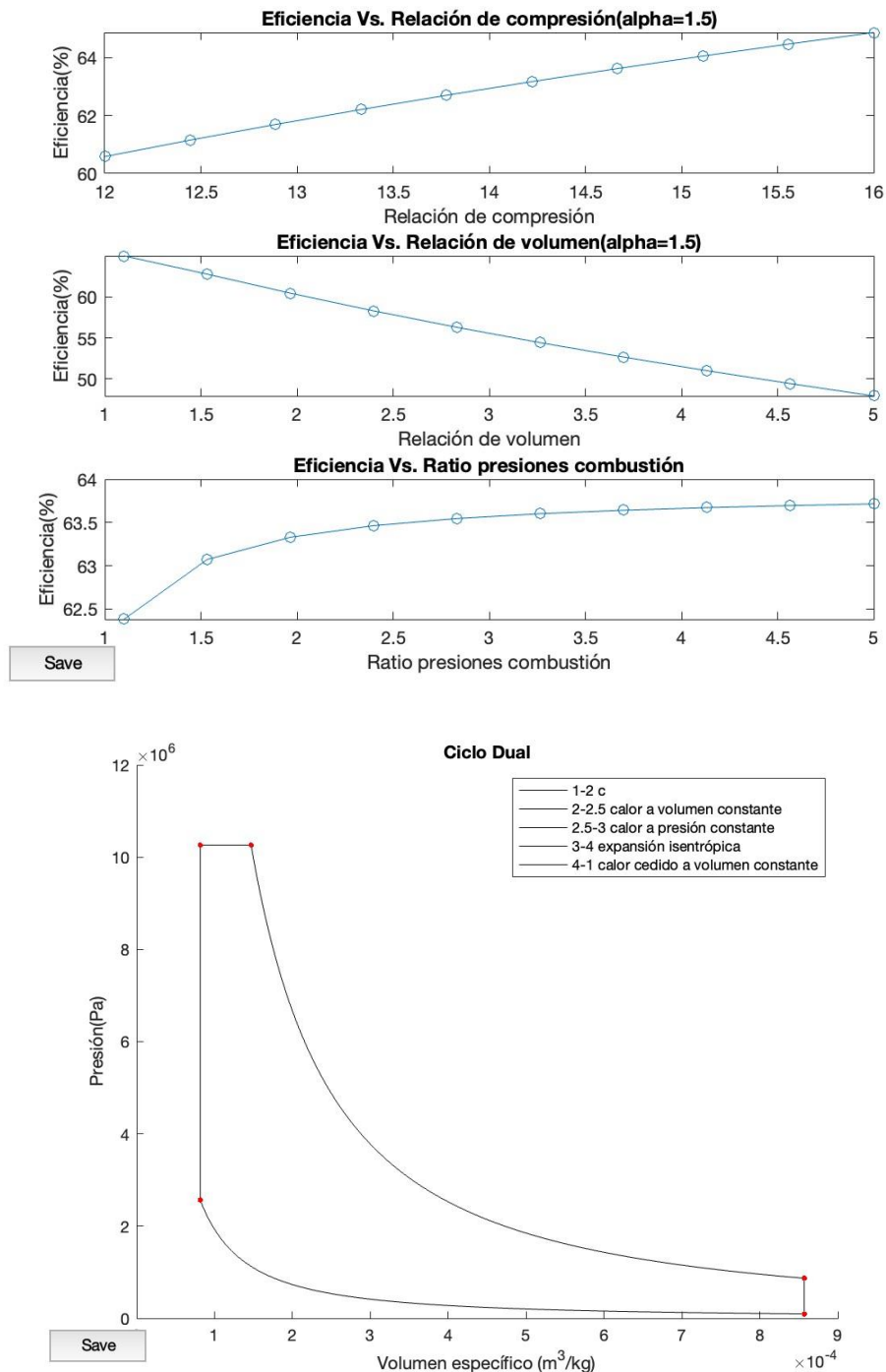


Ilustración 17. Simulación del ciclo dual a 500 metros

3.10.4 SIMULACIÓN A 1000 METROS

Trabajo Especifico=2234.88 kJ/kg
 Presión Media Efectiva=2.74364e+06 kPa

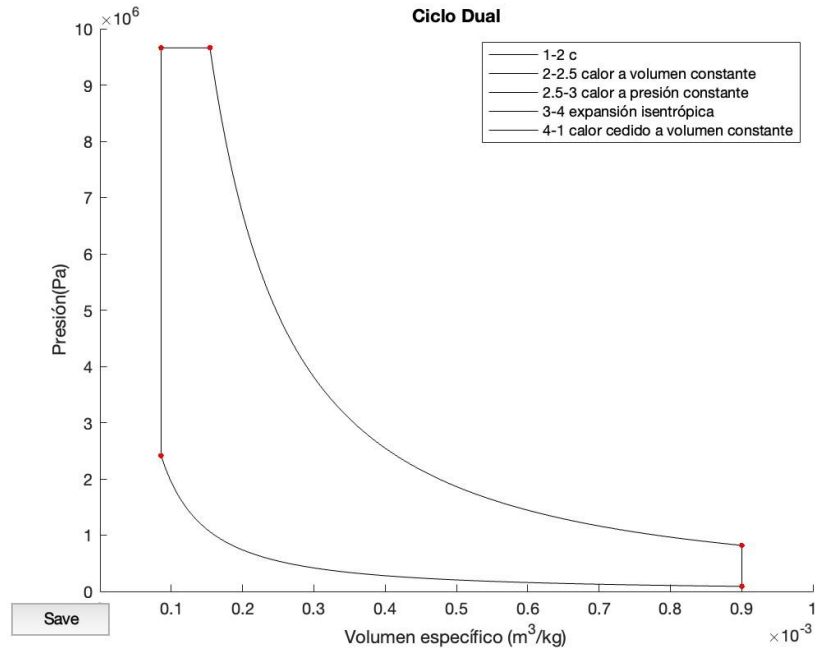
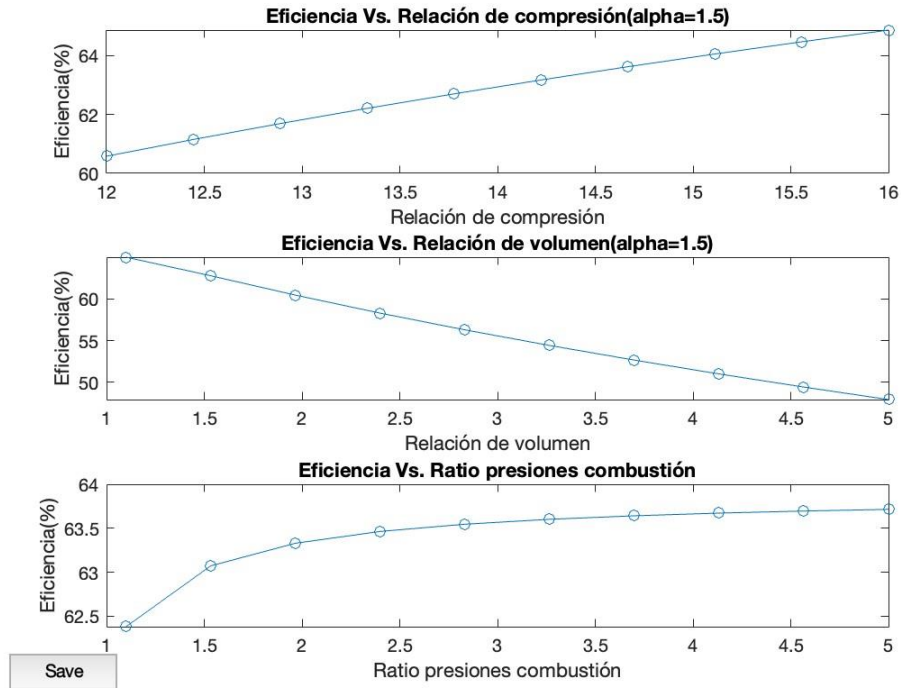


Ilustración 18. Simulación del ciclo dual a 1000 metros

3.10.5 SIMULACIÓN A 1500 METROS

Trabajo Especifico=2208.7 kJ/kg
 Presión Media Efectiva=2.58171e+06 kPa

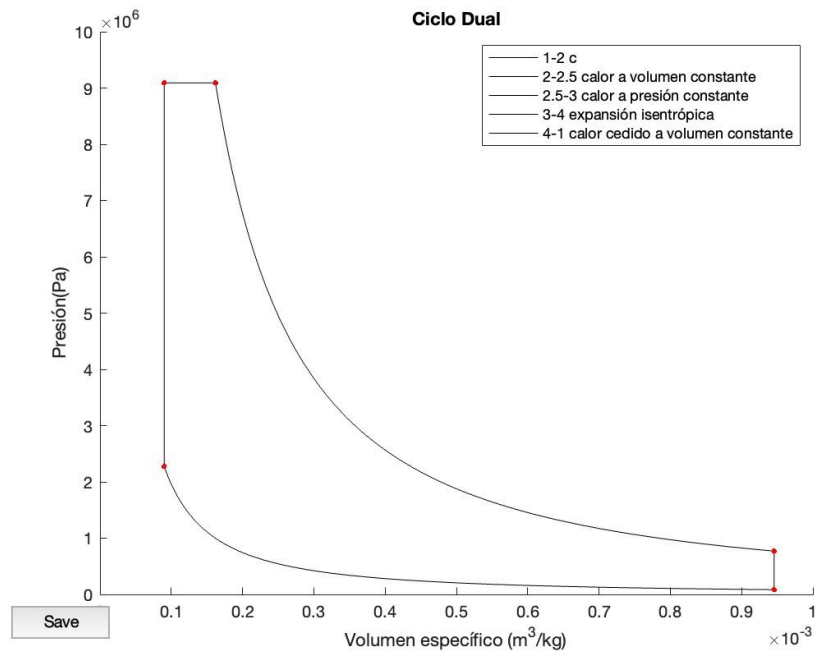
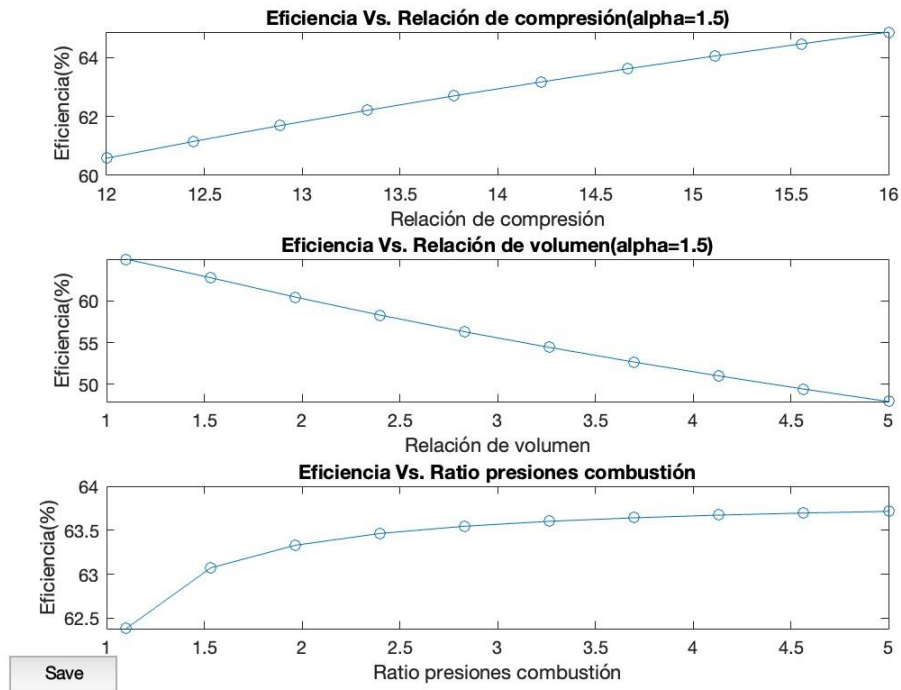


Ilustración 19. Simulación del ciclo dual a 1500 metros

3.10.6 SIMULACIÓN A 2000 METROS

Trabajo Especifico=2183.31 kJ/kg
 Presión Media Efectiva=2.42895e+06 kPa

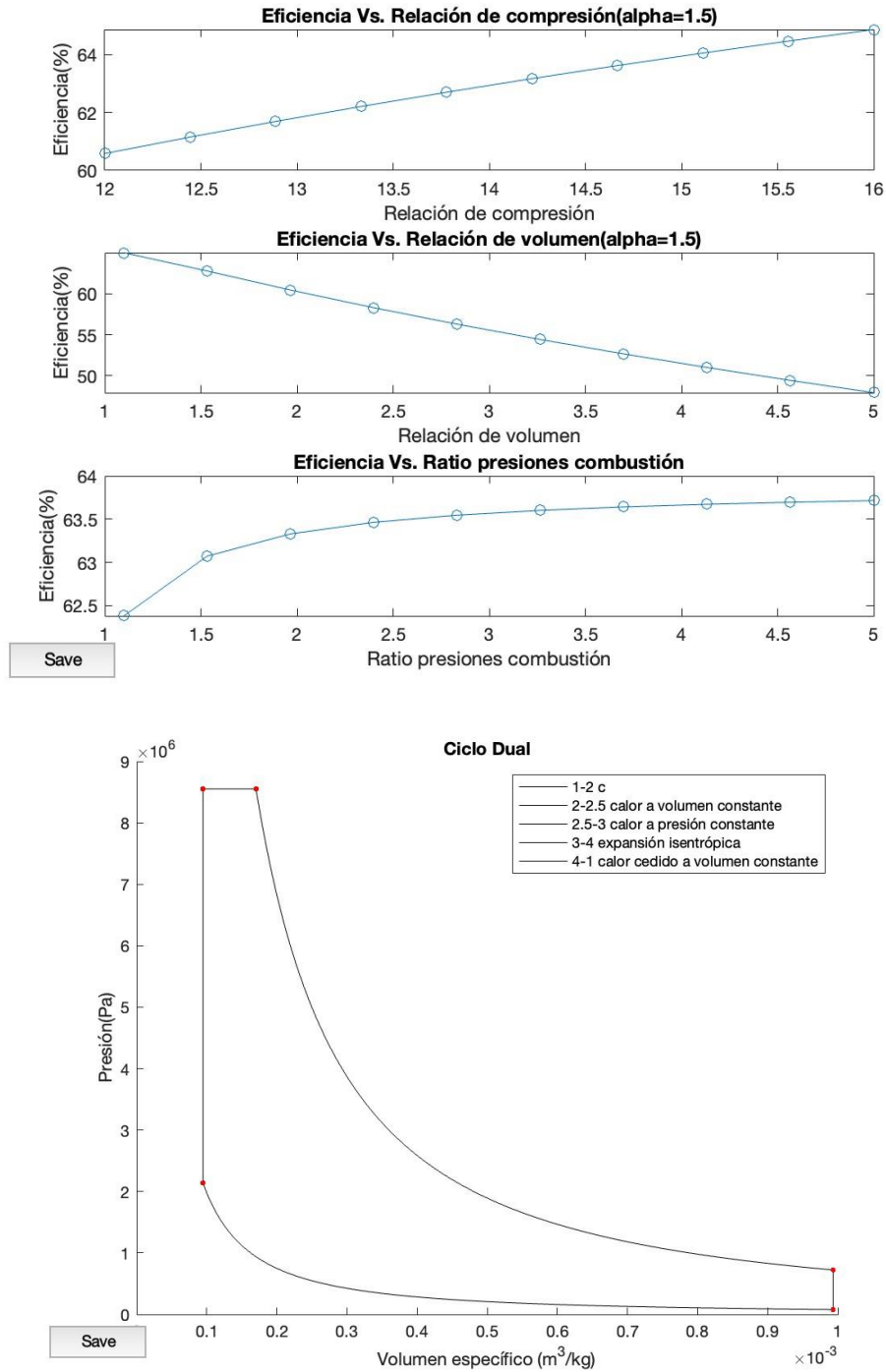


Ilustración 20. Simulación del ciclo dual a 2000 metros

3.10.7 SIMULACIÓN A 2500 METROS

Trabajo Especifico=2157.13 kJ/kg
 Presión Media Efectiva=2.27924e+06 kPa

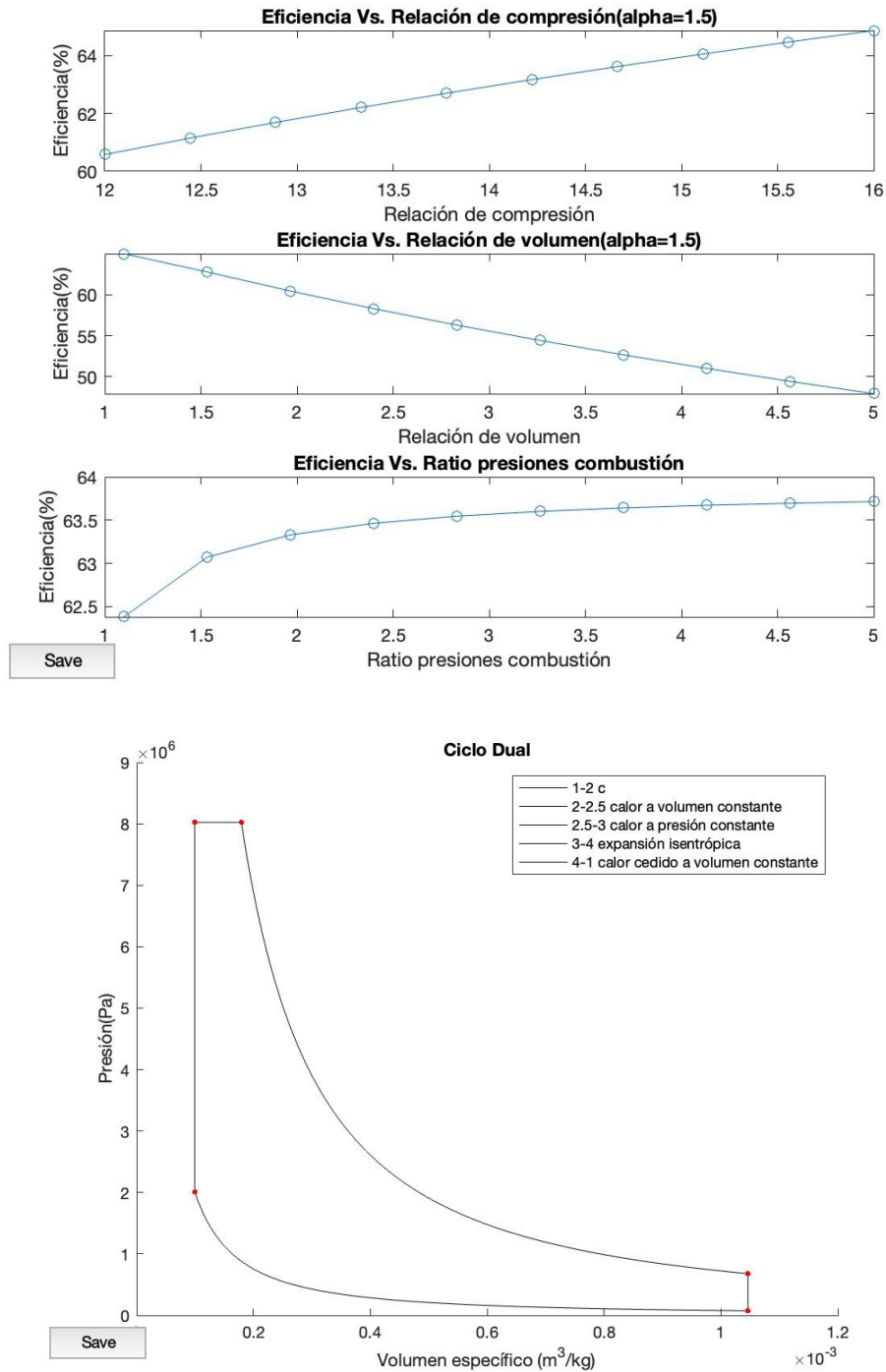


Ilustración 21. Simulación del ciclo dual a 2500 metros

3.10.8 SIMULACIÓN A 3000 METROS

Trabajo Especifico=2131.74 kJ/kg
 Presión Media Efectiva=2.14239e+06 kPa

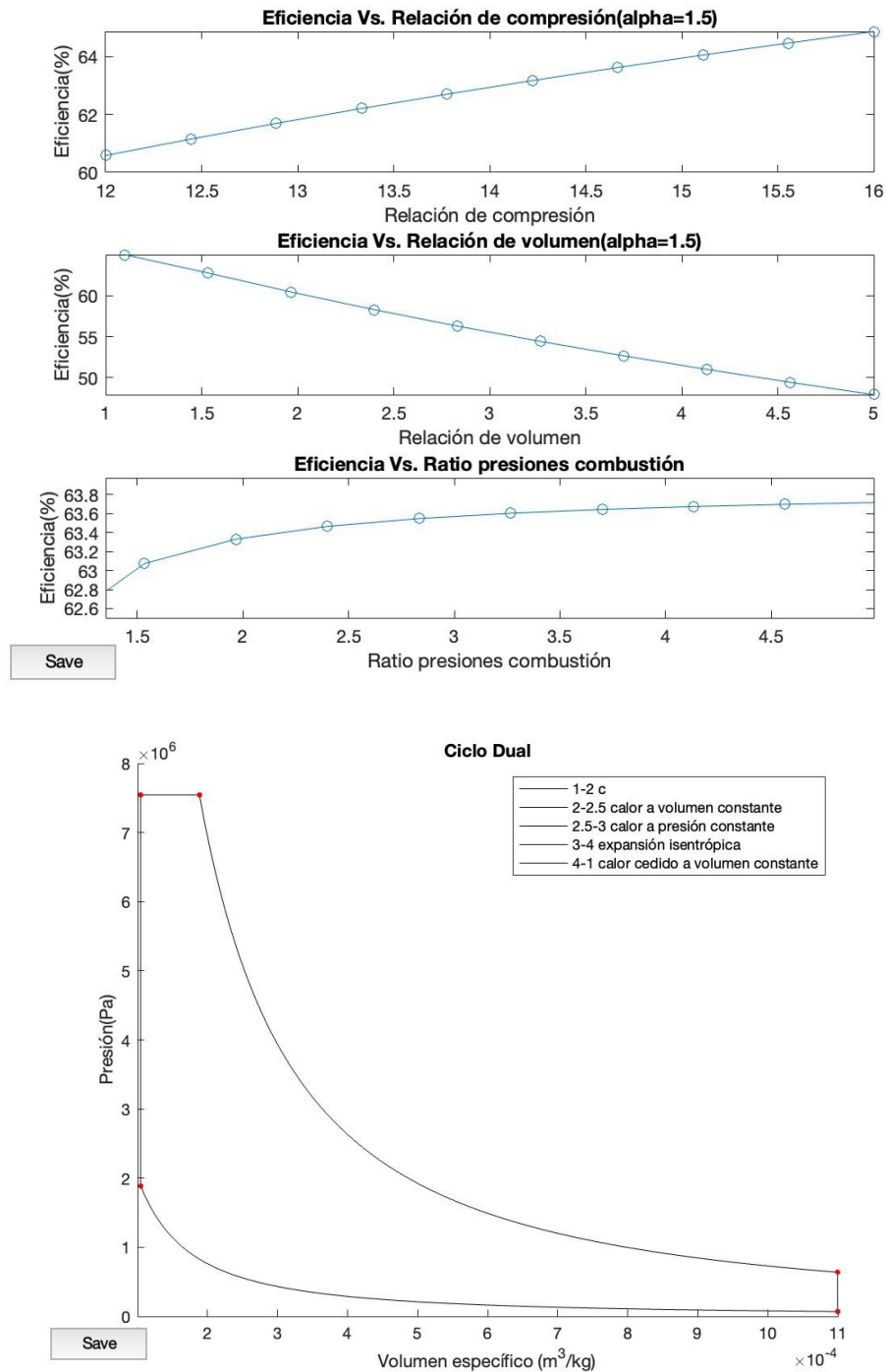


Ilustración 22. Simulación del ciclo dual a 3000 metros

3.10.9 SIMULACIÓN A 3500 METROS

Trabajo Especifico=2105.56 kJ/kg
 Presión Media Efectiva=2.00732e+06 kPa

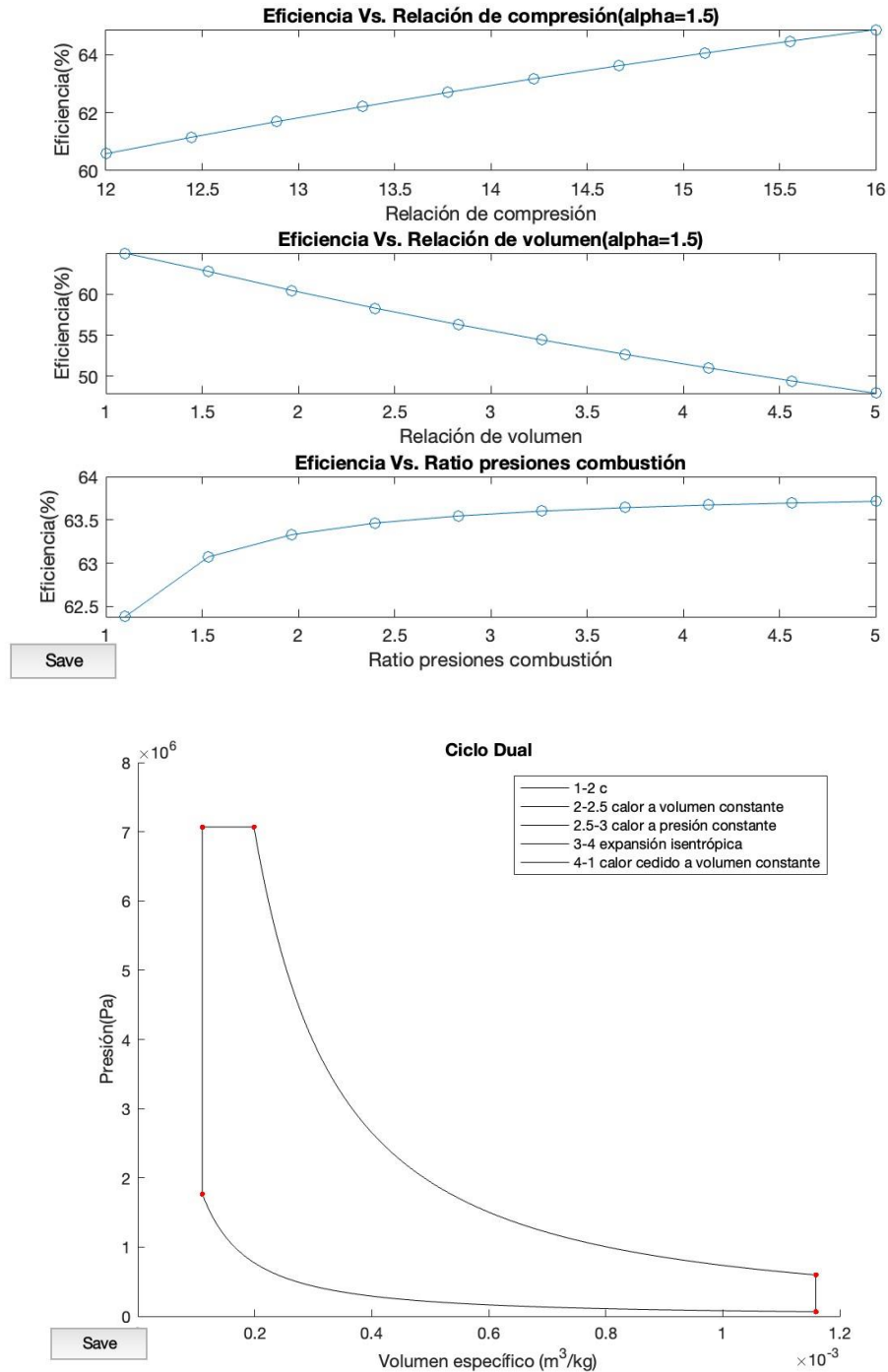


Ilustración 23. Simulación del ciclo dual a 3500 metros

3.10.10 SIMULACIÓN A 4000 METROS

Trabajo Especifico=2080.17 kJ/kg
 Presión Media Efectiva=1.88205e+06 kPa

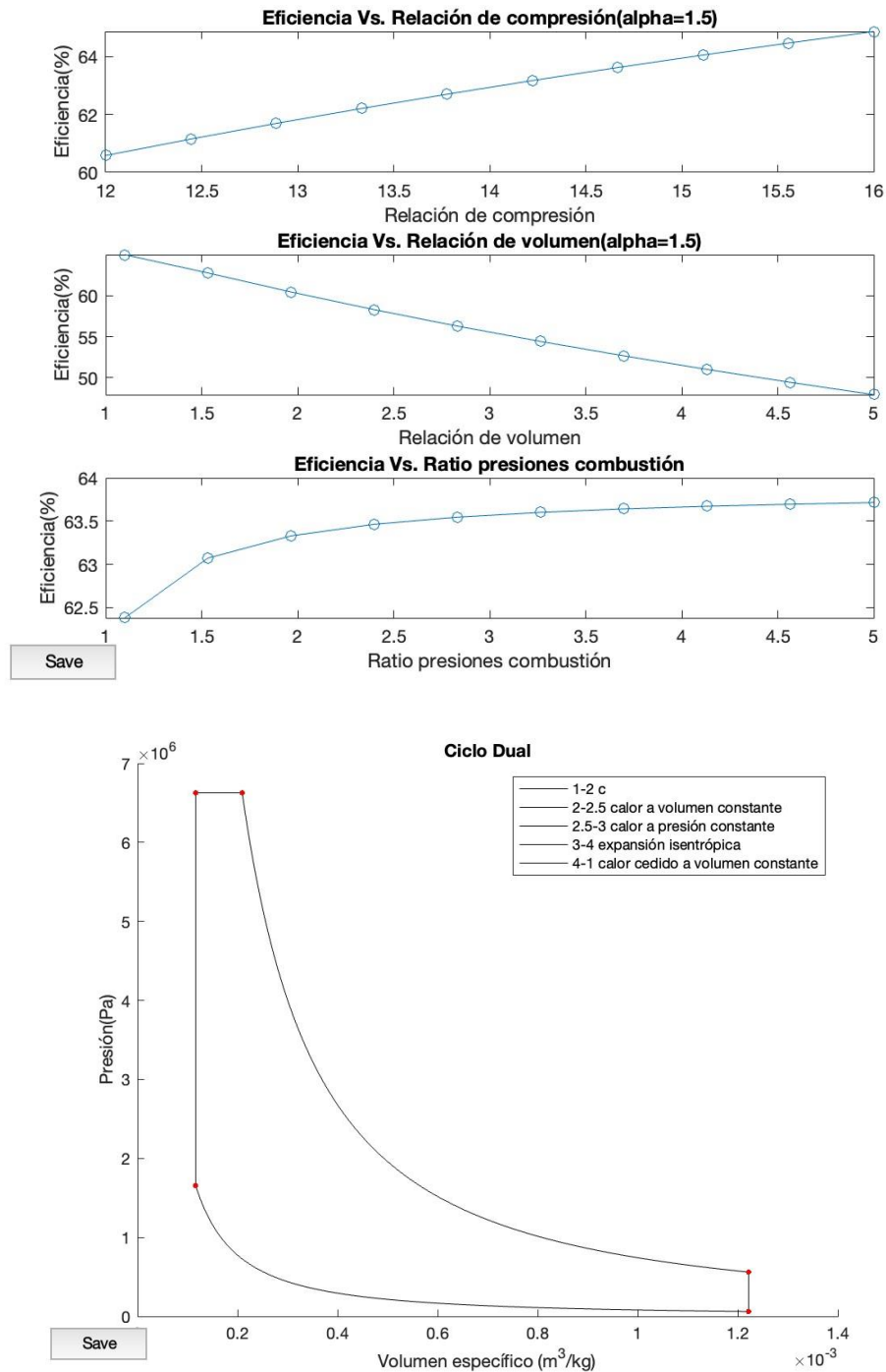


Ilustración 24. Simulación del ciclo dual a 4000 metros

3.11 CONCLUSIONES DE LOS DATOS OBTENIDOS

Si comparamos las diversas simulaciones obtenidas, podemos observar cómo por ejemplo en el estado 2_5 que es cuando se realiza el proceso de combustión mediante la bujía, los valores de la temperatura en este estado que serían los que dan el frente de llama, van disminuyendo a medida que tomamos altura. Esto es debido a que la densidad del aire y la temperatura del mismo, hacen que disminuya la temperatura de la cámara de combustión a la hora de quemar el combustible, sacando como conclusión que la potencia se verá afectada disminuyendo su valor.

El mismo caso pasa en la comparación de las presiones, al tener menos temperatura, la presión se ve afectada disminuyendo su valor a medida que tomamos altura de vuelo.

Un ejemplo claro de esto expuesto anteriormente, es el rendimiento que presentan los coches que circulan por la capital más alta del mundo en Bolivia, La paz se encuentra a 3500 metros sobre el nivel del mar, y los coches que circulan por sus carreteras, presentan un rendimiento de un 30 por ciento menor comparados con los mismos coches que circulan por ejemplo por California que se encuentra a cero metros

A continuación, tenemos una tabla a modo de resumen con los valores de los diferentes parámetros obtenidos a los diferentes niveles de altitud:

Parametros	Variables	Altitud en metros								
		0	500	1000	1500	2000	2500	3000	3500	4000
compr	relacion compresion	10,5	10,5	10,5	10,5	10,5	10,5	10,5	10,5	10,5
cp	Constante aire Cp	1,005	1,005	1,005	1,005	1,005	1,005	1,005	1,005	1,005
efficiency	eficiencia del motor	0,5798	0,5798	0,5798	0,5798	0,5798	0,5798	0,5798	0,5798	0,5798
gamma	parametro gamma	1,4	1,4	1,4	1,4	1,4	1,4	1,4	1,4	1,4
P1	presion estado 1	101325	95400	89800	84500	79500	74600	70121	65700	61600
P2	presion estado 2	2725100	2565700	2415100	2272600	2138100	2006300	1885900	1766000	1656700
P2_5	presion estado 2_5	109000000	10263000	966500	909400	8552500	8025300	7543500	7067900	6626800
P3	presion estado 3	109000000	10263000	966500	909400	8552500	8025300	7543500	7067900	6626800
P4	presion estado 4	922910	868940	817930	769660	724120	679490	638690	598420	561080
T1	temperatura estado 1	288,2	284,9	281,7	278,4	275,2	271,9	268,7	265,4	262,2
T2	temperatura estado 2	738,2	729,7	721,5	713,1	704,9	696,4	688,2	679,8	671,4
T2_5	temperatura estado 2_5	2952,8	2919	2886,2	2852,4	2819,6	2785,8	2753	2719,2	2686,4
T3	temperatura estado 3	5315	5254,1	5195,1	5134,3	5075,2	5014,4	4955,4	4894,5	4835,5
T4	temperatura estado 4	2625	2595	2565,8	2535,4	2506,6	2476,6	2447,4	2417,4	2388,2
Wnet kj/kg	trabajo neto	2286,4	2260,3	2234,9	2205,7	2183,3	2157,1	2131,7	2105,6	2080,2

Tabla 7. Parámetros obtenidos de la simulación del ciclo dual en MATLAB a diferentes altitudes

La eficiencia termodinámica que nos facilita la herramienta mediante la programación del código se mantiene constante, esto es debido a que esta aplicación es una aplicación didáctica la cual no tiene en cuenta otro tipo de factores que influyen en el ciclo. Para que esta eficiencia se viera afectada, la cámara de combustión debería de ser constante, y en este caso la herramienta no está programada para eso, tiene un volumen de cámara de combustión variable, cosa que no es cierto.

Este tipo de aplicaciones son complicadas de programar para que tengan en cuenta todos los factores que influyen en el rendimiento de un ciclo, y solo se ve modificada si se cambia la relación de compresión. Como en todas las simulaciones se mantiene constante esta relación de compresión, la eficiencia termodinámica es la misma. En cambio, sí nos facilita una visión

de las variaciones de otros parámetros para sacar conclusiones aplicando la lógica y los conocimientos adquiridos durante el estudio de motores de combustión interna.

Capítulo 4. REDISEÑO DE LA AERONAVE

Durante el desarrollo de este capítulo, explicaremos el diseño de los depósitos de hidrógeno que vamos a necesitar y la ubicación en la aeronave, sus dimensiones, su capacidad, y el tipo de depósito que vamos a elegir para nuestro proyecto.

4.1 UBICACIÓN DE LOS DEPÓSITOS

Según la configuración de la aeronave Tecnam P2006T, hemos elegido dos espacios en el cuerpo de la aeronave que pueden contener los dos depósitos a instalar.

Cabe destacar, que no podemos hacer uso de los depósitos de combustible que tenemos disponibles en la aeronave que se utilizan para gasolina ya que ahora mismo esos depósitos se ubican en las alas, justo encima de los motores.

Este hueco es impracticable para poder hacer uso de el para un depósito cilíndrico de H_2 , ya que dentro de estas alas nos encontramos con una serie de costillas, largueros y larguerillos que rigidizan el ala y no podemos remover o diseñar, porque conforman la aerodinámica de la misma, y son las encargadas de dar sustentación al vehículo, así que esta opción queda descartada. Se adjunta ilustración de la situación de los depósitos en la aeronave y la forma interna de las alas.

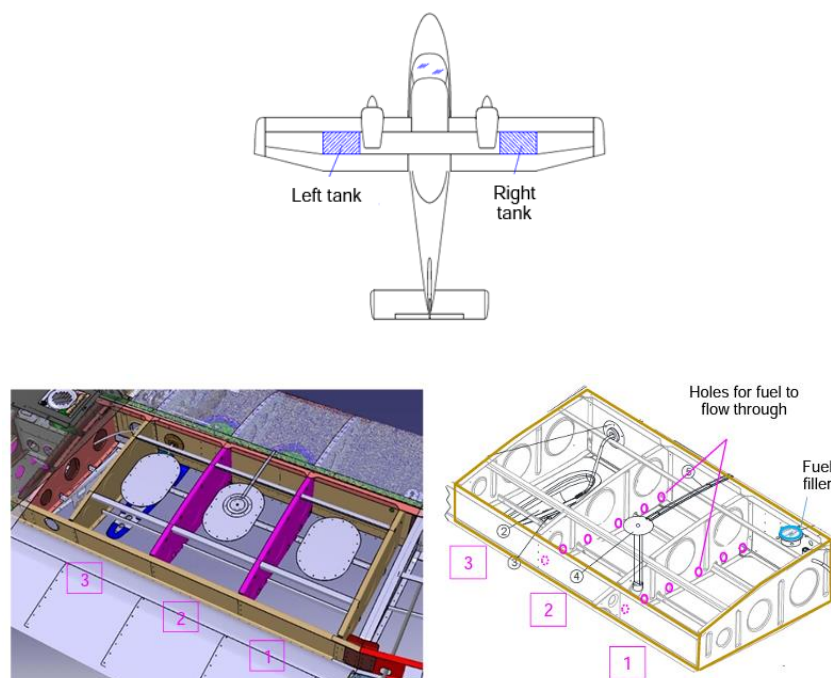


Ilustración 25. Ubicación de los depósitos en las alas de la aeronave Tecnam 2006T¹⁷

¹⁷ "Report IN-011/2019". Ministerio de fomento

4.1.1 DEPÓSITO UBICADO EN EL ESPACIO DE CARGA

Uno de ellos es un espacio destinado al espacio de carga de equipajes cuyas dimensiones, han sido obtenidas directamente del fabricante de la aeronave.

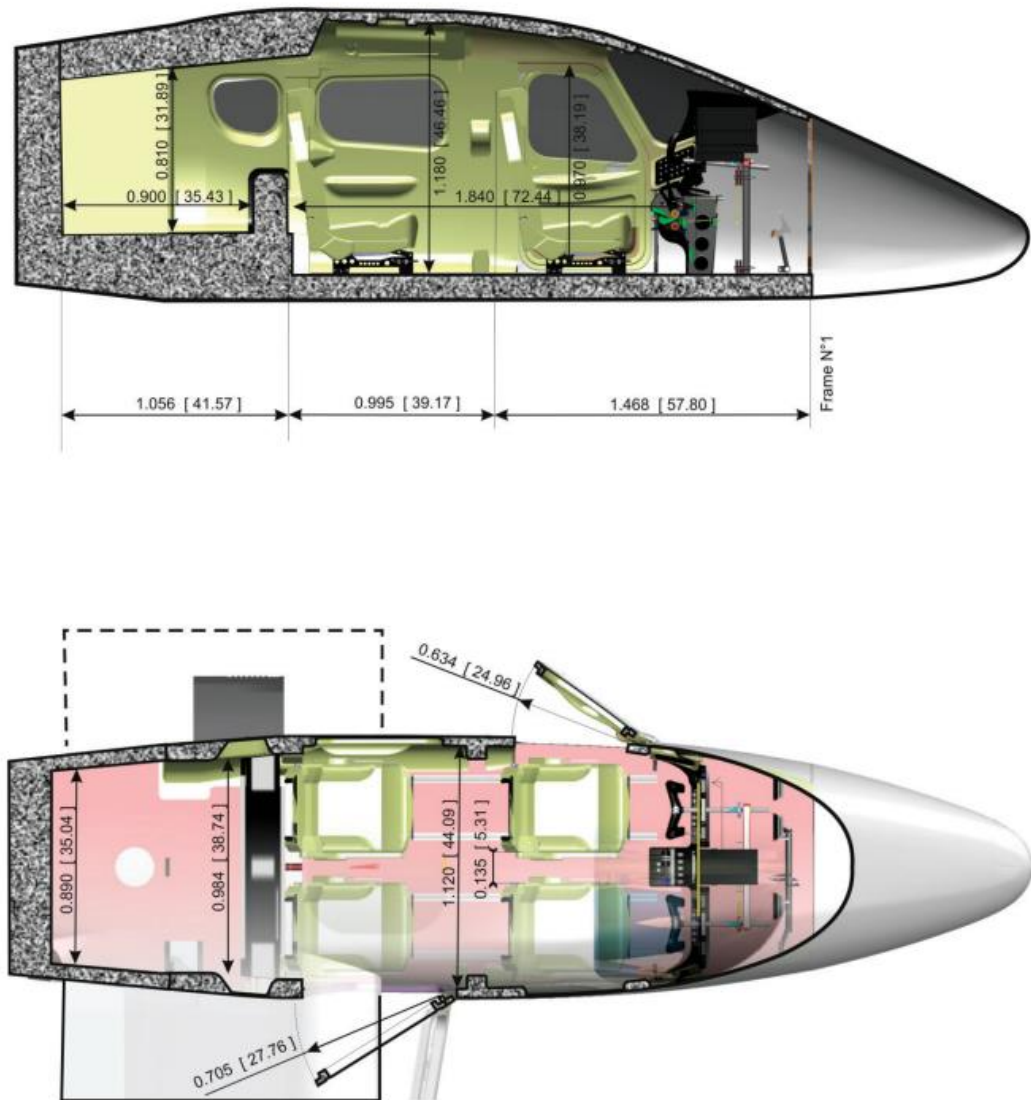


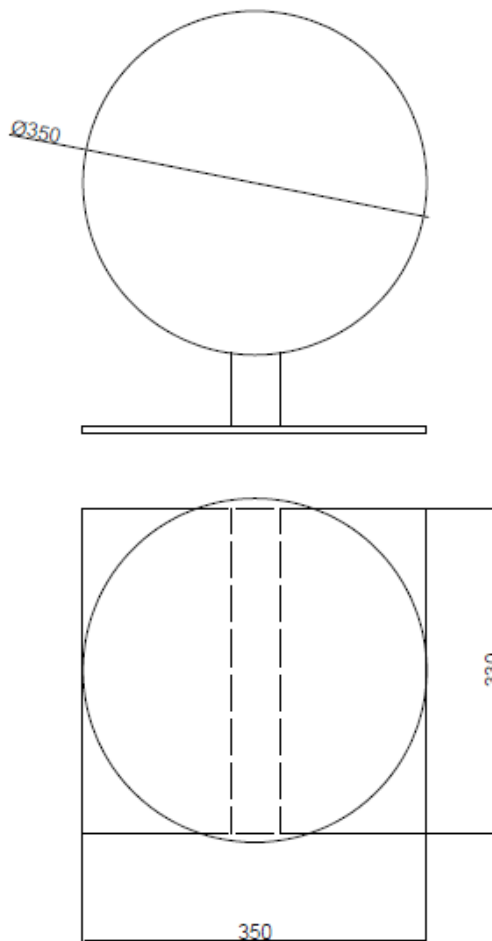
Ilustración 26. Dimensiones de la cabina de la aeronave Tecnam P2006T¹⁸

Como se puede observar, el espacio destinado a carga está detrás de los cuatro espacios destinados a plazas de pasajeros, este espacio es ideal para la implantación de nuestro depósito. La suma total de todo este espacio, cubica $0.9\text{m} \times 0.8\text{m} \times 0.8\text{m} = 0.576\text{m}^3$, el cual es el espacio del que disponemos para poder implantar nuestro depósito de combustible de hidrógeno.

¹⁸ "P2006T Specification and Description" P2006T-180423-W.pdf

4.1.2 DISEÑO DEL DEPÓSITO UBICADO EN LA ZONA DE CARGA

Después de saber el espacio del que disponemos, el diseño de nuestro depósito de combustible, partiendo de que la tecnología a usar sería la explicada en los capítulos 2.2 y 2.3. En concreto, el almacenamiento de hidrógeno a 700 atmósferas, y usando la normativa de equipos a presión, tendría una categorización tipo 3, con estas características, y el espacio del que disponemos, tendríamos un depósito que tendría unas dimensiones como se puede ver en el siguiente croquis:



NOTA: LAS DIMENSIONES SON EN MILIMETROS

TÍTULO		CROQUIS Y DIMENSIONES GENERALES DEPOSITO DE H2 ZONA DE CARGA	PLANO Nº
PROPIETARIO		FERNANDO CAMACHO HERRADOR	01
SITUACIÓN		EMPENAJE COLA TECNAM 2006T	FIRMA
ESCALA	1:20	PLANO	
FECHA	18/06/2023	DEPOSITO ESFERICO H2	

Ilustración 27. Croquis del depósito de H₂ en la zona de carga

Como podemos ver la forma que presenta nuestro depósito es una esfera con un radio de 350 milímetros. Este cuerpo cubica un total de 179 litros de combustible, que si hacemos uso de la tecnología de la que queremos usar, su densidad volumétrica es de 27 gramos por litro, obteniendo un total de 4833 gr de H₂ totales de combustible.

Para la implantación del depósito dentro de la aeronave se contempla una única forma y es, desmontando la parte lateral de la nave, tanto de la puerta como de la parte fija, para poder acceder mucho más fácilmente a la zona de carga. Esta forma es la más económica para poder implementar nuestro depósito en la nave, dado que el sistema de unión más utilizado en este tipo de aeronaves el remachado, y estos remaches suelen ser de caña maciza o tipo Hi-lock de collarín, de fácil desmontaje, lo cual facilita un desmontaje parcial de esta zona de la estructura de la puerta y así poder acceder a la zona de carga y poder introducir nuestro depósito con un pequeño polipasto.

4.1.3 DEPÓSITO UBICADO EN EL CONO DE COLA DE LA AERONAVE

Otro espacio que podemos utilizar para colocar un segundo depósito de combustible de hidrógeno es en el cono de cola de la aeronave. Según la especificación del constructor de la aeronave, entendemos que es un espacio meramente estructural en el que no hay ningún sistema ubicado y en el que podríamos colocar un depósito cilíndrico a lo largo del cono de cola.

A continuación, podemos observar la estructura del cono de cola compuesta por mamparos, largueros y larguerillos que nos dejan un hueco central para poder colocar el depósito cilíndrico de hidrógeno:

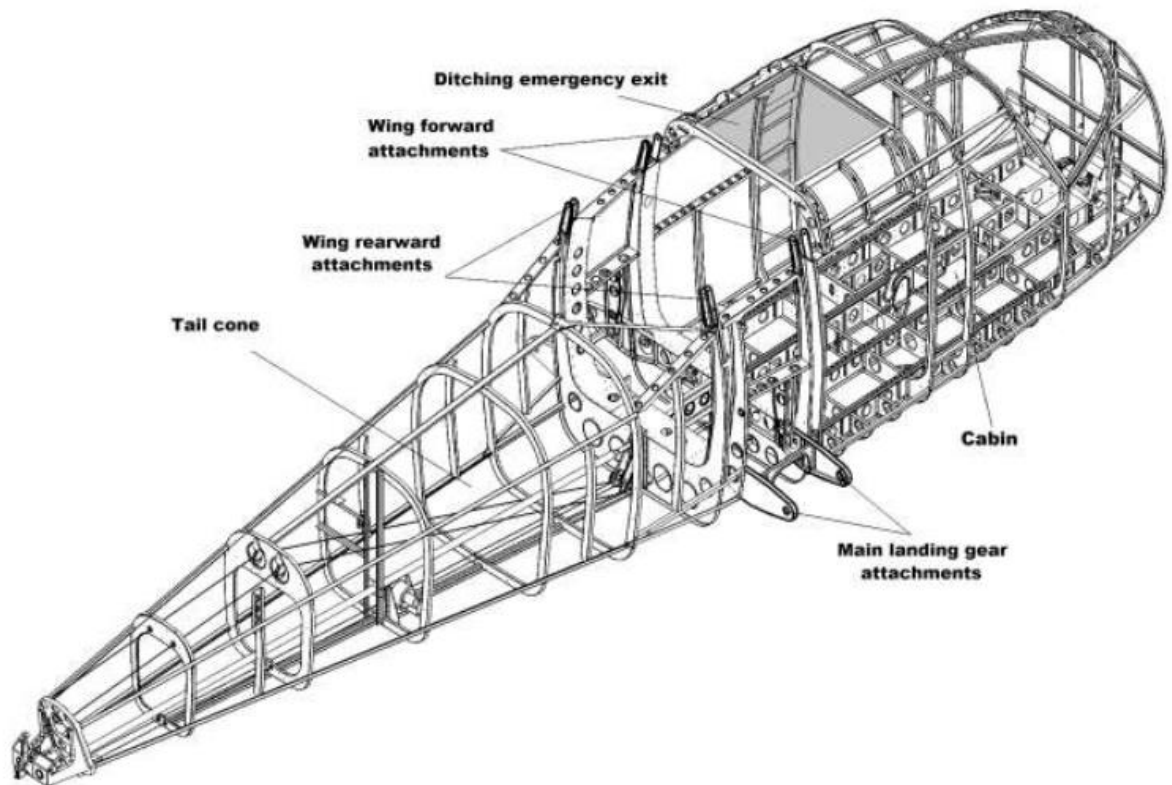
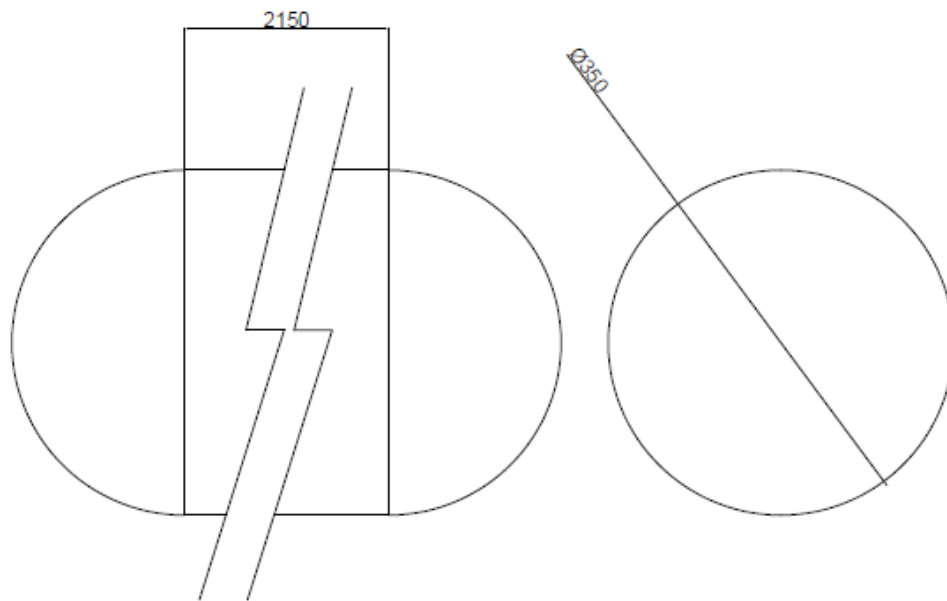


Ilustración 28. Estructura del fuselaje de la aeronave Tecnam 2006T

Como no tenemos las dimensiones pormenorizadas de la aeronave, nos basaremos en las dimensiones que tenemos de la aeronave y de la cabina, para obtener unas dimensiones preliminares para nuestro segundo depósito de combustible. Basándonos en las ilustraciones 17 y 26 de este proyecto, podemos hacer un cálculo preliminar del hueco que podría existir dentro de este cono de cola teniendo en cuenta los mamparos. El cono de cola puede tener una longitud total de aproximadamente 4,2 metros, por lo que, observando la estructura del fuselaje, podríamos hacer uso de una longitud de 2,5 metros para nuestro depósito. Si observamos cómo va disminuyendo la altura del cono de cola a través de las dimensiones proporcionadas por la cabina, a lo largo de estos 2,5 metros de longitud, podemos hacer un cálculo preliminar de que la altura es algo menor a 0,5 metros, por lo que, para ser conservativos en nuestro cálculo, asumiremos que la altura de nuestro depósito será de 350 milímetros.

4.1.4 DISEÑO DEL DEPÓSITO UBICADO EN EL CONO DE COLA DE LA AERONAVE

Después de saber el espacio del que disponemos, el diseño de nuestro depósito de combustible, partiendo de que la tecnología a usar sería la misma que en el depósito de la zona de carga, tendríamos un depósito que tendría unas dimensiones como se puede ver en el siguiente croquis:



NOTA: LAS DIMENSIONES SON EN MILIMETROS

TÍTULO		CROQUIS Y DIMENSIONES GENERALES DEPOSITO H2 EMPENAJE COLA	PLANO Nº
PROPIETARIO		FERNANDO CAMACHO HERRADOR	01
SITUACION		EMPENAJE DE COLA TECNAM 2006T	FIRMA
ESCALA	1:20	PLANO	
FECHA	18/06/2023	DEPOSITO H2 EMPENAJE	

Ilustración 29. Croquis del depósito de H₂ en la zona del cono de cola

Como podemos ver la forma que presenta nuestro depósito es un cilindro con un radio de 350 milímetros y una longitud de 2,5 metros. Este cuerpo cubica un total de 228 litros de combustible, que si hacemos uso de la tecnología de la que queremos usar, su densidad volumétrica es de 27 gramos por litro, obteniendo un total de 6156 gr de H₂ totales de combustible.

4.2 CAMBIOS EN EL SISTEMA DE COMBUSTIBLE

Los cambios a aplicar en este sistema con respecto a los que vienen de serie por el constructor de motores Rotax serían principalmente el inyector de combustible, tubos de combustible, cámara de combustión válvulas y pistones además del ruteado del combustible hacia el motor, y el depósito de combustible anteriormente mencionado.

4.2.1 INYECTORES

Los inyectores a utilizar en el nuevo sistema de combustible son piezas que todavía están en desarrollo, y pocos han sido los fabricantes que han presentado sus prototipos para su uso en automóviles. Entre ellos tenemos a constructores como Liebherr y Stanadyne, cuyos diseños de inyectores se muestran en las siguientes ilustraciones:



Ilustración 30. Inyector Liebherr¹⁹

¹⁹ www.liebherr.com



Ilustración 31. Inyector H₂ Stanadyne²⁰

Estos inyectores, se montarían la parte central del cilindro, teniendo que realizar un taladro nuevo en la parte central para su montaje, en la cual disponemos de espacio para su ubicación. La forma en la que este inyector procedería a introducir el combustible en la cámara de combustión reemplazando el que actualmente tiene.

4.2.2 TUBOS DE COMBUSTIBLE

Existen algunas certificaciones para las aplicaciones de hidrógeno a 700 bares, como pueden ser la EC79. Este tipo de certificaciones garantizan la estanqueidad de la instalación y que las uniones sean lo más fiables posibles reduciéndose así el número de fugas a lo mínimo posible. Un fabricante que cumple con estos requisitos es VOSS.

Este fabricante posee este tipo de certificaciones y fabrica manguera que puede ser utilizada para conducir nuestro combustible a esa presión desde los depósitos hasta el motor donde va a ser quemado y así generar potencia. Sus productos van desde ¼ de pulgada en adelante, siendo más que suficiente ese diámetro para asegurar el suministro deseado al motor.

²⁰ www.stanadyne.com

4.2.3 CÁMARA DE COMBUSTIÓN²¹

Según el fabricante de nuestro motor, las piezas metálicas que están en contacto directo con nuestro combustible, están compuestas por una “aleación ligera” que suponemos de aluminio ya que no especifican el material en cuestión. Este metal, que en un principio funciona bastante bien por las prestaciones mecánicas y térmicas que tiene cuando quemamos gasolina, al combinarlo con hidrógeno las consecuencias pueden ser distintas.

El hidrógeno como ya hemos mencionado anteriormente, es el elemento más pequeño de la tabla periódica, y al estar en contacto directo durante un tiempo prolongado, con piezas metálicas de este tipo, puede introducirse dentro de la red cristalina del metal, formando hidruros.

Estos hidruros cambian radicalmente las propiedades de nuestras piezas metálicas de aleación ligera. Entre otras, fragilizan la estructura del material y disminuyen su temperatura de fusión, y esto es un problema añadido a nuestro proyecto ya que sería conveniente rediseñar una nueva cámara de combustión de otro material.

4.2.3.1 CILINDRO

Según el manual de nuestro motor, las paredes de nuestra cámara de combustión son de una aleación ligera. La mayoría de los cilindros de motores comerciales están formados por una aleación ligera como la formada por Aluminio y Silicio. Según explicado anteriormente el aluminio cuanto está en contacto directo con el hidrógeno, forma hidruros que cambian principalmente su fragilidad y su temperatura de fusión, llegando incluso a verse mermada a niveles los cuales son perjudiciales y no llegarían ni a poder mantener la temperatura de la cámara sin fusionarse. Es por esto que se debería de rediseñar una cámara nueva y cambiar además el volumen de la misma para poder aumentar el rendimiento del motor.

4.2.3.2 VÁLVULAS

Las válvulas de nuestro motor corren la misma suerte que el resto de componentes. En este caso el fabricante no dice qué tipo de material se usa en la construcción de las válvulas. Normalmente, las válvulas son de acero con diferentes aleaciones dependiendo de la sollicitación de cada parte de la válvula o de la situación de la misma (escape o admisión). De todas formas, deberíamos hacer el estudio del posible rediseño de las mismas de la misma forma que en el caso del cilindro. De esta forma alargaríamos la vida del motor lo máximo posible.

²¹ https://www.macmillaneducation.es/wp-content/uploads/2018/09/motores_libroalumno_unidad1muestra.pdf

4.2.3.3 PISTÓN

Este último elemento también está compuesto por una aleación de aluminio y silicio, y también está en contacto directo con el combustible. Es necesario rediseñar un pistón nuevo, ya que si cambia su fragilidad, al ser una pieza móvil que tiene que soportar altas cargas, si su fragilidad se ve aumentada, estas cargas podrían romper nuestro pistón, con la trágica consecuencia que eso conlleva, inutilización del motor en vuelo y un posible accidente de la aeronave.

4.3 CONSECUENCIAS POR EL USO DE HIDRÓGENO COMO COMBUSTIBLE EN EL MOTOR

Un motor, que está desarrollado para usar un tipo de combustible, como en este caso puede ser un combustible fósil de gasolina 95 o diésel, y que tiene un desarrollo muy maduro, de cientos de años, es un proyecto el cual está bastante asentado, pensado y aprovechado al máximo para ese tipo de combustión. Ahora bien, tomar la decisión de usar este tipo de máquinas, y cambiarle el combustible no siempre es una buena idea. La gasolina o el diésel, tienen unos rangos de inflamabilidad bastante diferentes a los que posee el hidrógeno, tienen un calor específico bastante más bajo que el hidrógeno, los cuales hemos visto en apartados anteriores, y hacer una reacción exotérmica en una cámara de combustión pensada para esos rangos de inflamabilidad con hidrógeno, presenta una serie de conflictos los cuales puede mermar la durabilidad del propio motor.

Un ejemplo claro de todo esto que estamos planteando es, por ejemplo, los puntos calientes que hay en la cabeza del pistón cuando el combustible se quema. En la siguiente ilustración podemos observar en color rojo cuales son esos puntos calientes cuando quemamos diésel y cuando quemamos hidrógeno.

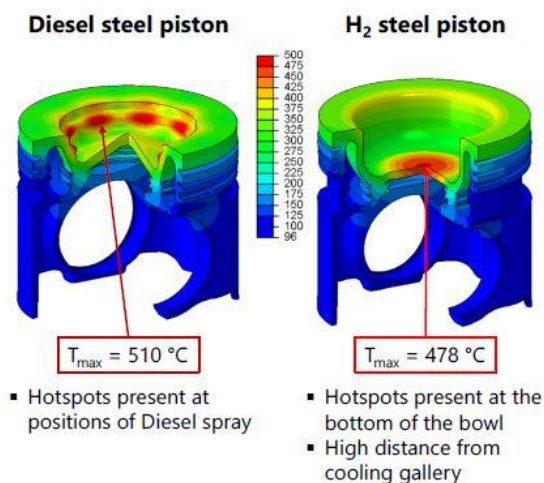


Ilustración 32. Puntos calientes en pistón²²

²² Foto archivo 2-4 LUKAS VIRNICH-ERTRAC_H2ICE_small

Si analizamos la ilustración anterior, los puntos más calientes se presentan en la corona del pistón cuando es el diésel el combustible, en cambio al reemplazar diésel por hidrógeno, este punto pasa a ser el punto bajo central del pistón. La diferencia de grados no es muy alta, pero tendríamos que analizar si esta parte del pistón está preparada, dependiendo del material y de los tratamientos para soportar estas temperaturas durante todos los ciclos de vida que tendría el motor. De no ser así, dicha cámara de combustión podría dañarse, y quedaría inutilizado el motor, llevando así a la aeronave a un fallo en vuelo bastante peligroso y que en el mejor de los casos debería realizar un aterrizaje de emergencia para poder poner a salvo a la tripulación.

Un fallo de este tipo en otros medios de locomoción como por ejemplo un coche, inutilizaría el vehículo parándolo, y es muy probable que tanto el conductor como los demás pasajeros no sufran ningún tipo de daño, pero en aviación, la seguridad está dimensionada por triplicado. El estudio necesario para poder analizar esto se escapa a este TFG, el cual se centra básicamente en cómo afectan las modificaciones de varios sistemas de la nave, el rango de vuelo y autonomía de la aeronave, y sus conclusiones para una posible viabilidad.

Capítulo 5. CONCLUSIONES GENERALES

Por último, en este capítulo, esbozaremos una serie de conclusiones generales que podemos realizar al confeccionar este proyecto fin de grado. Una serie de pros y contras que nos llevarían a plantearnos si esta idea es o no factible a día de hoy tal y como se encuentra el mercado mundial y la tecnología.

Un gran punto a favor para realizar una re-motorización de este calibre, es que no se emitirían gases de efecto invernadero a la atmósfera al ritmo que hoy en día hacemos. Realizar un vuelo emitiendo 0 gramos de dióxido de carbono, cuando hoy en día la aviación es uno de los mayores emisores de este tipo de gas, es un gran punto a favor.

Las propiedades que presenta nuestro combustible, frente a la gasolina, son muy ventajosas. Podrían elevarse las potencias obtenidas en los motores nuevos diseñados para la quema de este combustible. La producción de nuestro combustible es a día de hoy nula, pero al ser un elemento tan abundante podría llegar a ser casi infinita. Una buena combinación de energía nuclear de fusión, que hoy en día todavía no está desarrollada, e hidrógeno, nos podría llevar a la obtención de una fuente de energía apropiada para seguir desarrollándonos como especie.

Un desarrollo de esta tecnología, partiendo básicamente de cero, nos daría una nueva oportunidad de trabajo no solo a ingenieros y científicos, si no también a personal no cualificado para que esta industria llegase a buen puerto. Cosa que hoy en día es tan importante, poder tener un trabajo para sustentar a la familia.

Desde un punto de vista ingenieril, actualmente no encontramos viabilidad alguna para poder adaptar un motor para un caso como este. Los datos obtenidos en consumos de hidrógeno frente a gasolina hablan por sí solos. Con un depósito de 250 litros de combustible fósil, la aeronave es capaz de tener una autonomía de 1000 kilómetros, mientras que, con la modificación de hidrógeno, y teniendo en cuenta que tenemos que implementar unos depósitos de este combustible, que duplicarían a esos 250 litros de gasolina, se estima que se verá mermada en casi un 80% según los cálculos realizados proporcionando un total de rango de vuelo de unos 150 km. La inversión que hay que realizar para lograr quemar hidrógeno, frente a las nuevas características que podría llegar a presentar la aeronave, no son para nada atractivas, al menos a día de hoy.

Los cálculos que se han llevado a cabo, con las condiciones de crucero por ejemplo a 4000 metros, han sido así para comparar las características que la aeronave nos ofrece con combustible fósil e hidrógeno. El techo de vuelo de la aeronave el marcado en las simulaciones es de 4000 metros, si modificáramos el techo de vuelo de la aeronave por ejemplo a 2000 metros, los consumos que tendría la aeronave no serían mucho mejores. Mediante la siguiente tabla vamos a ver cómo se ven modificados los consumos y el tiempo de vuelo volando a una altitud de crucero menor:

FASE	W (KW)	m_c (g/s)	Consumo (g/min)	Duración fase (min)	Consumo por fase	Consumo para dos motores	Distancia recorrida (km)
Despegue	73.5	3.065	183.9	3	551.71	1103.42	12
Ascenso	64	2.669	160.13	3.33	533.24	1066.49	13
Crucero	53	2.210	132.61	19	2519.60	5039.20	73
Descenso	64	2.669	160.13	5.5	880.73	1761.47	21
Aterrizaje	69	2.877	172.64	5.5	949.54	1899.08	21
TOTAL				36	5434.83	10869.66	139

Tabla 8. Duración, consumo y distancia recorrida de la modificación a 2000 metros de altitud de vuelo de crucero



Ilustración 33. Misión de vuelo a una altitud de crucero de 2000 m

En esta misión, vemos que la aeronave tiene más tiempo de vuelo en crucero, pero tanto los minutos de vuelo totales, como la distancia recorrida es muy similar. Así que rebajar el techo de vuelo no nos lleva a una mayor autonomía o mayor rango de vuelo.

Por otro lado, el estado general de la tecnología para poder desarrollar un motor de hidrógeno ahora mismo, está muy poco desarrollada. Un combustible nuevo como es este, necesita un periodo de maduración en la tecnología como lleva la gasolina o el diésel para poder ser atractivo y así poder realizar un cambio industrial como el que se tiene que hacer. A día de hoy este cambio tiene que ser de forma paulatina, ya que el residuo que originaría un cambio radical del sistema productivo en este sector es demasiado grande como para reciclar ciertos procesos, máquinas, líneas de producción y demás.

En cierto modo la factibilidad de un cambio en el sistema de combustible de una aeronave es por ahora inviable, es necesario primero implementar estos cambios en medios de transporte terrestre para que la tecnología que se aplique, y los materiales necesarios estén bastante desarrollados, ya que en el sector de la aviación la certificación de cualquier elemento es un proceso muy caro y laborioso. La seguridad en un avión es la mayor de las necesidades, y no podría llevarse a cabo un cambio así en una nave de vuelo sin tener desarrollada, probada y verificada una tecnología aplicable.

Es cierto que vivimos ahora mismo en una sociedad en la cual los cambios van tan deprisa que es muy difícil adaptarse a ellos a largo plazo, pero hay que trabajar mucho para poder conseguir que un motor de combustión interna actual pueda utilizar este tipo de combustibles verdes y no contaminantes en un futuro.

De momento desde un punto de vista personal, no se ve viabilidad en esta modificación, ni industrial ni económica, pero si puede ser un buen comienzo para que gobiernos y grandes fabricantes de motores como Rolls Royce, ITP y demás, trabajen en equipo con financiación pública para que en un futuro se puedan desarrollar motores que contaminen muchísimo menos nuestro planeta o incluso no lleguen a hacerlo nunca.

Capítulo 6. BIBLIOGRAFÍA

- “Introducción a motores Aeronáuticos (arquitectura de motores alternativos)”
 - Catedra de motores alternativos- Área departamento Aeronáutica
- “El hidrógeno y la energía. Análisis de situación y prospectiva de nuevas tecnologías energéticas”
 - Asociación nacional de ingenieros del ICAI
 - Universidad Pontificia de Comillas
- “Influencia de los hidruros en el comportamiento mecánico”
 - Universidad nacional de general San Martín, comisión nacional de energía atómica Instituto nacional de tecnología.
- “TRUCK ARCHITECTURE AND HIDROGEN STORAGE”
 - Presentación de dominio público llevada a cabo en Turín 28 de octubre de 2020
- “Estudio comparativo del uso de hidrógeno frente a combustibles fósiles en motores de combustión interna”
 - E.T.S. de Náutica y máquinas-Paseo de la ronda 51 A Coruña
- “Efecto del uso de hidrógeno en la potencia y el rendimiento de un motor de combustión interna”
 - Universidad Tecnológica Equinoccial
- “Incident involving a Tecnam P2003T aircraft, registration EC-LHB, in Torre Claramunt (Barcelona)”
 - Informe del accidente realizado por el ministerio de Fomento
- “Illustrated parts catalog for Rotax engine 912 and 914 series”
 - Catálogo de motor Rotax elaborado por el fabricante
- “P2006t-aircraft flight manual”
 - Manual de vuelo de la aeronave Tecman 2006 t proporcionado por el fabricante
- “Introducción a motores Aeronáuticos (arquitectura de motores alternativos)”
 - Catedra de motores alternativos- Área departamento Aeronáutica
- “Manual de usuario de los motores Rotax tipo 914 series “
 - Manual de usuario proporcionado por el fabricante de motores Rotax
- “Evaluación experimental de la emisión de los productos de la combustión de un motor gasolinero Toyota, utilizando gas natural e hidrógeno bajo condiciones ambientales”
 - Universidad nacional de San Antonio abad del Cusco, facultad de ingeniería eléctrica, informática y mecánica
- “Motores de combustión interna alternativos”
 - Prof. F. Payri editorial Reverte
- “Hidrógeno verde, una oportunidad sustentable para el transporte”
 - Revista digital del departamento de ingeniería e investigaciones tecnológicas de la universidad nacional de la matanza
- “La hora del hidrógeno verde”
 - Reportaje realizado por Juan Carlos Giménez

-
- “Introduction to internal combustion engines”
 - Richard Stone department of engineering science university of Oxford

ANEXOS

CÓDIGO DE PROGRAMACIÓN MATLAB

```
close allt

clc

b=true;

%input

P1=input('Incluir la presión del estado 1 en Pascales');
T1=input('Incluir la temperatura del estado 1 en Kelvin');

disp('Alpha es el ratio de presión entre entre los estados 2 y 2.5');
disp('Alpha = 1 quiere decir ciclo diesel');
while(b)
    alpha=input('Insertar el valor de Alpha');
    if(alpha<1)
        f=msgbox('Invalid input','Error','error');
        disp('Por favor, inserte un valor mayor o igual a 1');
    else
        b=0;
    end
end
disp('r_v es la relación de volumen entre los estados 2 y 3');
disp('r_v = 1 es quiere decir ciclo Otto');
while(~b)
    cutofffr=input('Incluir r_v');
    if(cutofffr<1)
        f=msgbox('Invalid input','Error','error');
        disp('Por favor, inserte un valor mayor o igual a 1');
    else
        b=1;
    end
end
```

```
    end
end

disp('r_c es la relación de compresión entre 1 y 2');
disp('r_c para el ciclo dual está entre 10 y 16');
disp('para el ciclo Otto está entre 8 y 10');
disp('para ciclo Diesel entre 14 y 23');

ident=0; % to identify which cycle to simulate 1 is dual,2 is otto and 3 is
diesel

while(b)

    compr=input('Insertar r_c');
    if(compr<8 || compr>23)

        f=msgbox('Invalid input','Error','error');
        disp('Please enter valid input')
        clc

    elseif(compr<=10)

        cutofffr=1;
        b=0;
        titl='Ciclo Otto';
        ident=2;

    elseif(compr>=17)

        alpha=1;
        b=0;
        titl='Ciclo Diesel';
        ident=3;

    elseif(compr>=10 && compr<=16)

        b=0;

        if(alpha==1)

            titl='Ciclo Diesel';
            ident=3;

        else

            titl='Ciclo Dual';
```

```
        ident=1;

        end

    else

        b=0;

        titl='Ciclo Dual';

        ident=1;

    end

end

gamma=1.4;

cp=1.005;

cv=0.718;

%state 1

v1=0.287*T1/P1;

%state 2

P2=P1*((compr)^gamma);

v2=v1/compr;

T2=T1*(compr)^(gamma-1);

%state 2.5

v2_5=v2;

P2_5=P2*alpha;

T2_5=alpha*T2;

%state 3

T3=cutofffr*T2_5;

P3=P2_5;

v3=T3*v2_5/T2_5;

%state 4

v4=v1;

T4=T3/((compr/cutofffr)^(gamma-1));
```

$P4=0.287*T4/v4;$

```
% v and P values during isentropic compression and expansion
```

```
v_compression=linspace(v1,v2,500);
```

```
const=P1*(v1^gamma);
```

```
P_compression=const./((v_compression).^gamma);
```

```
v_expansion=linspace(v3,v4,500);
```

```
const=P3*v3^gamma;
```

```
P_expansion=const./((v_expansion).^gamma);
```

```
%plots
```

```
figure(1)
```

```
hold on
```

```
plot(v_compression,P_compression,'color','black');
```

```
if(ident==1||ident==2)
```

```
    plot([v2,v2_5],[P2,P2_5],'color','black');
```

```
end
```

```
if(ident==1||ident==3)
```

```
    plot([v2_5,v3],[P2_5,P3],'color','black');
```

```
end
```

```
plot(v_expansion,P_expansion,'color','black');
```

```
plot([v4,v1],[P4,P1],'color','black');
```

```
plot(v1,P1,'.','MarkerSize',8,'color','red');
```

```
plot(v2,P2,'.','MarkerSize',8,'color','red');
```

```
plot(v2_5,P2_5,'.','MarkerSize',8,'color','red');
```

```
plot(v3,P3,'.','MarkerSize',8,'color','red');
```

```
plot(v4,P4,'.','MarkerSize',8,'color','red');
```

```
title(titl);
```

```
xlabel('Volumen específico (m^3/kg)');
```



```
ylabel('Presión(Pa)');

%legends specific to the cycle being simulated

if(ident==1)

    legend('1-2 c','2-2.5 calor a volumen constante','2.5-3 calor a presión  
constante','3-4 expansión isentrópica','4-1 calor cedido a volumen  
constante');

elseif(ident==2)

    legend('1-2 compresión isentrópica','2-3 adición de calor a volumen  
constante','3-4 expansión insentrópica','4-1 calor cedido a volumen  
constante');

else

    legend('1-2 compresión isentrópica','2-3 adición de calor a volumen  
constante','3-4 expansión insentrópica','4-1 calor cedido a volumen  
constante');

end

hold off

button=uicontrol(1,'String','Save','Callback',{@saveclicked,1});

%efficiency comparisons with cycle parameters if its a dual cycle

if(ident==1)

    figure(2)

    tcutoffr=1.5;

    talpha=1.4;

    tcompr=14;

    subplot(3,1,1);

    compr_range=linspace(12,16,10);

    eff1=1-(1./compr_range.^(gamma-1)).*((talpha*tcutoffr^gamma-1)/(talpha-  
1+talpha*gamma*(tcutoffr-1)));

    eff1=eff1.*100;

    plot(compr_range,eff1,'-o');

    xlabel('Relación de compresión');

    ylabel('Eficiencia(%)');

    title('Eficiencia Vs. Relación de compresión(alpha=1.5)');
```

```
subplot(3,1,2);
cutoffr_range=linspace(1.1,5,10);

eff1=1-(1/tcompr^(gamma-1))*((talpa*cutoffr_range.^gamma-1)./(talpa-1+talpa*gamma*(cutoffr_range-1)));

eff1=eff1.*100;

plot(cutoffr_range,eff1,'-o');

xlabel('Relación de volumen');

ylabel('Eficiencia(%)');

title('Eficiencia Vs. Relación de volumen(alpha=1.5)');

subplot(3,1,3)

alpha_range=linspace(1.1,5,10);

eff1=1-(1/tcompr^(gamma-1))*((alpha_range.*tcutoffr.^gamma-1)./(alpha_range-1+alpha_range.*gamma*(tcutoffr-1)));

eff1=eff1.*100;

plot(alpha_range,eff1,'-o');

xlabel('Ratio presiones combustión');

ylabel('Eficiencia(%)');

title('Eficiencia Vs. Ratio presiones combustión');

button=uicontrol(2,'String','Save','Callback',{@saveclicked,2});

end

%results

efficiency= 1-(1/compr^(gamma-1))*((alpha*cutoffr.^gamma-1)/(alpha-1+alpha*gamma*(cutoffr-1)));

%efficiency=1-(1/tcompr^(gamma-1))*((talpa*cutoffr_range.^gamma-1)./(talpa-1+talpa*gamma*(cutoffr_range-1)));

qin=cv*(T2_5-T2)+cp*(T3-T2_5);

wnet=qin*efficiency;

mep=wnet/(v1-v2);
```

```
f=msgbox({sprintf('Trabajo Especifico=%g kJ/kg',wnet);sprintf('Presión  
Media Efectiva=%g kPa',mep)}, 'Results');
```