
ESTUDIO DE VIABILIDAD: OXICOMBUSTIÓN CON PRODUCCIÓN DE OXÍGENO EMBARCADA EN AVIACIÓN GENERAL



TRABAJO DE FIN DE GRADO

Realizado por:

Laura Martínez Ruiz

Director del trabajo:

Luis Miguel García-Cuevas González

Codirector del trabajo:

Fabio Alberto Gutiérrez Castro

ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA DEL DISEÑO

GRADO EN INGENIERÍA AEROESPACIAL

UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALÈNCIA

CURSO 2020-2021

*"Hay una fuerza motriz más poderosa que el vapor, la electricidad y la energía atómica:
la voluntad."*

Albert Einstein.

RESUMEN

El sector del transporte deberá adaptarse a un futuro con cero emisiones de gases contaminantes y de efecto invernadero. La aviación general, como el resto de aviación, también está inmersa en este gran desafío.

Existen múltiples tecnologías en desarrollo que buscan disminuir los efectos contaminantes, como la combustión con hidrógeno, las pilas de combustible, la propulsión eléctrica con baterías o el uso de biocombustibles. Algunas de estas técnicas eliminan únicamente la generación de dióxido de carbono. Otras, como las baterías eléctricas, son completamente limpias pero conllevan otros problemas como la densidad energética reducida que penaliza el alcance y autonomía. Frente a esta problemática, se desarrolla la tecnología de oxicomcombustión con generación de oxígeno embarcada y captura de dióxido de carbono. Mediante esta, los gases de la combustión, libres de nitrógeno evitan la emisión de sus óxidos contaminantes mientras que el dióxido de carbono es sencillo de capturar.

En este trabajo se presenta un estudio de viabilidad de una planta propulsiva de oxicomcombustión con captura de dióxido de carbono en una aeronave representativa de la aviación general como es la Piper Cherokee. Para analizar la viabilidad se calculará el alcance y actuaciones comparando con otras plantas propulsivas e incluso con el propio motor de oxicomcombustión reducido en potencia y peso. La tecnología de oxicomcombustión resulta ser competitiva, con un alcance de hasta 2150 km, viendo reducida su capacidad cuando se añade la captura de CO₂ cuyo alcance es de 1560 km. Según los resultados analizados, esta puede ser una alternativa interesante presentando unas actuaciones intermedias entre la combustión convencional y el motor eléctrico con un alcance que en ningún caso supera los 500 km.

Palabras clave: emisiones contaminantes, oxicomcombustión, captura de dióxido de carbono, aviación general.

ABSTRACT

The transport sector must adapt to a future without polluting emissions and greenhouse gases. The general aviation, like the rest of aviation, is also immersed in this great challenge.

There are multiple technologies under development with the aim of reducing polluting effects, such as hydrogen combustion, fuel cells, electric propulsion with batteries or the biofuels. Some of these only avoid the generation of carbon dioxide. Others, such as electric batteries, are completely clean but have other problems such as reduced energy density that penalizes range and autonomy. In order to solve these problems, the oxy-fuel technology with on-board oxygen generation and carbon dioxide capture is developed. The nitrogen-free combustion gases avoid the emission of polluting oxides while carbon dioxide is easy to capture.

This paper presents a study of oxy-fuel propulsion plant with carbon dioxide capture in a general aviation aircraft such as the Piper Cherokee. To analyze the viability, the range and performance will be calculated and compared with other propulsive plants and even with the oxy-fuel engine itself, reduced in power and weight. Oxy-fuel technology turns out to be competitive, with a range up to 2150 km. With the CO₂ capture, its capacity is reduced to a 1560 km range. According to the results analyzed, this may be an interesting alternative with intermediate performances between conventional combustion and the electric motor with a range that in no case exceeds 500 km.

Key words: polluting emissions, oxy-fuel, carbon dioxide capture, general aviation.

AGRADECIMIENTOS

Quiero agradecer a mi familia, en especial a mis padres, que han dedicado su vida a que yo tenga esta gran oportunidad y me han enseñado el valor de la humildad y del esfuerzo.

Ellos siempre han sabido que llegaría hasta aquí.

A mi hermano, por dejarme brillar cuando más lo necesitaba y enseñarme que la perfección no existe aunque haya que esforzarse por alcanzarla.

A mis amigos, en especial a mi amiga Celia, por animarme a ser mejor, por entender el duro trabajo que conlleva convertirse en ingeniera y compartirme con esta profesión.

A Elfi, por la felicidad que me ha dado incluso en los peores momentos y por creer en mí, aún cuando yo no era capaz.

Por último me gustaría agradecer a Luismi y a Fabio, por confiar en mí y ayudarme a realizar un trabajo del que sentirme orgullosa.

TABLA DE CONTENIDO

AGRADECIMIENTOS	5
LISTA DE FIGURAS	I
LISTA DE TABLAS	v
NOMENCLATURA	vii
I Memoria	1
1. INTRODUCCIÓN	2
1.1. Estado del arte	3
1.2. Objetivos	4
1.3. Estructura del proyecto	5
2. JUSTIFICACIÓN DEL PROYECTO	7
2.1. Los agentes contaminantes	8
2.1.1. Dióxido de carbono (CO ₂)	8
2.1.2. Óxidos nítricos (NO _x)	10
2.1.3. Otros	17
2.2. Motores de combustión interna alternativos	18
2.2.1. Motores de encendido provocado (MEP)	20
2.2.2. Motores de cuatro tiempos (4T)	21
2.2.3. Contaminación de los MCIAs	22

2.3.	Normativa contaminación en los MCIA	23
2.3.1.	WLTP	24
2.4.	Interés de la oxicomcombustión	25
3.	MOTOR DE ESTUDIO	28
3.1.	Motor HR-13	28
3.1.1.	Características técnicas HR13DDT	29
3.1.2.	Selección del motor	30
3.2.	Ciclo oxicomcombustión	31
3.2.1.	Turbogruppo	31
3.2.2.	Intercooler o intercambiador de calor	33
3.2.3.	Membrana	34
3.2.4.	Explicación del ciclo.	41
3.2.5.	Estimación de pesos	44
4.	ENTORNO DE TRABAJO	46
4.1.	Piper Cherokee	46
4.1.1.	Especificaciones	46
4.2.	Modelo de hélice de la aeronave	51
4.3.	VEMOD	53
5.	PRESTACIONES DEL MOTOR	54
5.1.	Operación del motor de oxicomcombustión a nivel del mar	54
5.2.	Operación del motor de oxicomcombustión a diferentes altitudes	58
6.	ALCANCE DE LA AERONAVE PIPER CHEROKEE	62

6.1.	Alcance con el motor de oxidcombustión	63
6.1.1.	Ley de pilotaje óptima para vuelo de crucero	66
6.2.	Alcance con el motor de oxidcombustión reducido	69
6.3.	Comparación del alcance con otras plantas propulsoras	73
6.3.1.	Motor eléctrico con baterías de ión-litio.	73
6.3.2.	Comparación	75
7.	ACTUACIONES DE LA AERONAVE PIPER CHEROKEE	76
7.1.	Modelo de empuje	80
7.2.	Dominio de vuelo y techo de vuelo	82
7.3.	Carrera de despegue	84
7.4.	Ascenso	84
7.5.	Giros estacionarios horizontales	86
7.5.1.	Factor de carga	86
7.5.2.	Velocidad angular de giro	88
7.5.3.	Radio de giro	91
7.6.	Comparación de las actuaciones con otras plantas propulsoras.	93
8.	CAPTURA DE CO₂	95
8.1.	Procesos de captura de CO ₂ mediante los ciclos de carbonatación-calcinatación	97
8.2.	Captura en el sector del transporte	98
9.	ALCANCE DE LA AERONAVE PIPER CHEROKEE CON CAPTURA DE CO₂	99
9.1.	Alcance con el motor de oxidcombustión con captura de CO ₂	99
9.1.1.	Influencia de la fracción de captura	99

9.1.2. Alcance con el motor de oxidcombustión para un 100% de captura	102
9.2. Alcance con el motor de oxidcombustión reducido con captura de CO ₂	104
9.3. Comparación con otras plantas propulsoras	106
10. ACTUACIONES DE LA AERONAVE PIPER CHEROKEE CON CAPTURA DE CO₂	108
10.1. Actuaciones de la aeronave con el motor de oxidcombustión y captura de CO ₂	108
11. LIMITACIONES DE ESTE ESTUDIO Y TRABAJOS FUTUTOS	111
11.1. Limitaciones o retractaciones del proyecto	111
11.2. Sigüientes pasos o trabajos futuros	112
12. CONCLUSIÓN	114
II Presupuesto	117
13. PRESUPUESTO	118
13.1. Desglose del presupuesto	118
13.1.1. Coste de personal	118
13.1.2. Coste de operación	119
13.1.3. Costes de equipos	121
13.1.4. Coste total	122
13.2. Margen neto y beneficio	122
III Pliego de condiciones	124
14. PLIEGO DE CONDICIONES	125

14.1. Marco legal	125
14.1.1. Condiciones generales	125
14.1.2. Normativa trabajos de fin de grado de la <i>Universitat politècnica de València</i>	130
14.2. Impacto en huella de carbono del trabajo de fin de grado	133

APÉNDICE **139**

.1. Planos y dimensiones Piper Cherokee	139
.2. Ecuaciones de la mecánica de vuelo en un plano vertical	142

LISTA DE FIGURAS

1-1. Evolución emisiones de agentes nocivos para el medioambiente. Fuente:[34]	2
1-2. Porcentajes de contaminación de transportes en la UE. Fuente: [14]	3
2-1. Concentración de CO ₂ en la atmósfera. Fuente:[34]	10
2-2. Incremento de la temperatura global. Fuente: [34]	11
2-3. Aumento del nivel del mar. Fuente: [34]	12
2-4. Influencia de la temperatura en la producción de NO. Fuente: [20]	13
2-5. Comparación de todas las emisiones con las emisiones tipo Prompt en función de la relación estequiométrica del combustible y del aire. Fuente:[20]	14
2-6. Diagrama formación NO. Fuente: [20]	15
2-7. Smog fotoquímico. Fuente:[24].	16
2-8. Ciclo Otto ideal. Fuente: [15]	20
2-9. Ciclo Otto real. Fuente: [15]	21
2-10. Diagrama de la distribución de un motor 4T. Fuente: [33]	22
2-11. Ahorro de energía por inyección de oxígeno. Fuente: [31]	26
3-1. Motor HR13DDT. Fuente: [2]	29
3-2. Estructura fluorita. Fuente: [16]	35
3-3. Estructura perovskita. Fuente:[16]	35
3-4. Representación esquemática del O ₂ en las membranas cerámicas MIEC. Fuente: [40]	36
3-5. Dependencia de el flujo de oxígeno del espesor de la membrana y la temperatura. Fuente: [40]	37
3-6. Columna destilación doble. Fuente: [29]	39

3-7. Proceso de cuatro tiempos VPSA (Vacuum Pressure Swing Adsorption). Fuente: [29]	40
3-8. Mapa motor del ciclo de oxcombustión de estudio.	42
3-9. Ciclo Brayton ideal (negro) y real(azul). Fuente: [42]	43
4-1. Piper PA-28 Cherokee. Fuente: [1]	47
4-2. Polar Piper Cherokee para distintas configuraciones.	50
4-3. Eficiencia aerodinámica Piper Cherokee para distintas configuraciones frente al coeficiente de sustentación.	51
4-4. Rendimiento propulsivo de la hélice de la aeronave original. Fuente: [30].	52
5-1. Mapa motor de potencia, régimen de giro y consumo específico	55
5-2. Par motor proporcionado según el régimen de giro y la carga del motor.	56
5-3. Potencia proporcionada según el régimen de giro y la carga del motor.	57
5-4. Consumo específico según el régimen de giro y la carga del motor.	57
5-5. Variación de la potencia a plena carga con la altitud y el régimen de giro.	59
5-6. Variación del consumo específico a plena carga con la altitud y el régimen de giro.	60
5-7. Apertura de la válvula de entrada según la altitud a plena carga.	61
6-1. Velocidad media óptima para cada altitud.	64
6-2. Alcance y alcance específico para cada altitud.	65
6-3. C_L frente a α de NACA-65 ₂ - 415. Fuente:[41].	67
6-4. C_L frente a α de NACA 0012. Fuente:[41].	68
6-5. Variación de la velocidad de mínima resistencia aerodinámica con el peso y la altitud.	71
6-6. Alcance y alcance específico para cada altitud con el motor de oxcombustión reducido.	72

7-1. Modelo de empuje motor original de la aeronave.	80
7-2. Variación de la potencia máxima con la altitud del motor oxicom- bustión.	81
7-3. Modelo de empuje del motor de oxicom- bustión de diseño.	82
7-4. Dominio de vuelo de la aeronave Piper Cherokee con el motor Lycoming O360-A3A.	83
7-5. Dominio de vuelo de la aeronave Piper Cherokee con el motor de oxicom- bustión.	83
7-6. Carrera de despegue para ambos motores.	84
7-7. Pendiente de ascenso para el motor Lycoming O-360-A3A.	85
7-8. Pendiente de ascenso para el motor de oxicom- bustión.	85
7-9. Factor de carga para el motor Lycoming O-360-A3A.	86
7-10. Factor de carga para el motor de oxicom- bustión.	87
7-11. Velocidad angular de giro para el motor Lycoming O-360-A3A.	88
7-12. Velocidad angular de giro para el motor de oxicom- bustión.	89
7-13. Velocidad óptima de giro para maximizar la velocidad angular.	90
7-14. Radio de giro para el motor Lycoming O-360-A3A.	91
7-15. Radio de giro para el motor de oxicom- bustión.	92
7-16. Velocidad óptima de giro para minimizar el radio.	92
8-1. La cadena de la captura y uso de CO ₂ . Fuente: [6].	96
8-2. Esquema representativo del proceso de carbonatación calcinación en una central térmica de carbón. Fuente: [28].	97
9-1. Alcance y alcance específico con el motor de oxicom- bustión y distintas fracciones de captura.	101
9-2. Flujo másico de CO ₂ en función del régimen de giro y la altitud.	103
9-3. Flujo másico de combustible en función del régimen de giro y la altitud.	103

- 1. Tres vistas de Piper Cherokee PA-28-180. Nota: dimensiones en pulgadas, áreas en pies cuadrados y momentos de inercia en libras por pie cuadrado.
Fuente:[30] 141

LISTA DE TABLAS

2.1. Limite de emisiones en motores gasolina según las distintas normativas EURO. Todas las medidas están en (g/km). Fuente: [11].	24
3.1. Vehículos con motor HR13DDT.	30
3.2. Características modelos HR13DDT.	30
3.3. Emisión y consumo para diferentes vehículos con HR13DDT. Fuente: [12] y [13]	30
3.4. Diferencias entre los principales mecanismos de separación de O ₂ . Fuente: [5]	41
3.5. Estimación de pesos del motor de oxcombustión.	44
4.1. Pesos Piper Cherokee con el motor original.	47
4.2. Algunos de los datos relevantes y utilizados para el cálculo de la polar Piper Cherokee.	49
6.1. Valores medios de velocidad, potencia, consumo específico y régimen de giro para las diferentes altitudes	66
6.2. Resumen de diferentes etapas de vuelo en crucero óptimo.	69
6.3. Distribución de masas del motor de oxcombustión reducido con diferentes cargas de pago.	69
6.4. Valores medios de velocidad, potencia, consumo específico y régimen de giro para las diferentes altitudes con el motor de oxcombustión reducido.	70
6.5. Resumen de diferentes etapas de vuelo en crucero óptimo para el modelo de oxcombustión reducido.	72
6.6. Distribución de masas con el motor Lycoming O-360-A3A.	73
6.7. Datos del motor eléctrico.	74
6.8. Alcances con las distintas plantas propulsoras.	75

7.1. Resumen actuaciones para las distintas plantas propulsoras	94
9.1. Vuelo con captura de CO ₂	101
9.2. Valores medios de interés para cada altitud con el motor de oxidación y captura de CO ₂	102
9.3. Vuelo óptimo de crucero con captura de CO ₂	104
9.4. Vuelo con captura de CO ₂ con el motor de oxidación reducido.	105
9.5. Vuelo óptimo de crucero con el 100 % de captura y el motor de oxidación reducido.	105
9.6. Datos del motor eléctrico con captura de CO ₂	106
9.7. Alcances con las distintas plantas propulsoras y con captura de CO ₂	106
9.8. Valores de potencia y alcance para diferentes aeronaves similares.	107
10.1. Comparación de ambos motores de oxidación con captura de CO ₂ con las otras plantas propulsoras estudiadas.	109
13.1. Costes salariales del proyecto.	119
13.2. Cuotas de la seguridad social.	119
13.3. Costes de licencias de programas informáticos.	120
13.4. Coste total de consumos del proyecto.	121
13.5. Coste de amortización de equipos.	121
13.6. Coste total del proyecto (IVA incluido).	122
1. Dimensiones generales Piper PA-28-180 Cherokee	139
2. Geometría alar Piper PA-28-180 Cherokee	139
3. Geometría estabilizador horizontal Piper PA-28-180 Cherokee	139
4. Geometría estabilizador vertical Piper PA-28-180 Cherokee	140

NOMENCLATURA

ACRÓNIMOS

AAA	Avance en la apertura de admisión
AAE	Avance en la apertura de escape
AE	Avance encendido
BOE	Boletín oficial del estado
C ₈ H ₁₈	Isooctano
CaCO ₃	Trioxocarbonato de calcio
CaO	Óxido de calcio
CH ₄	Metano
CMT	Departamento de motores térmicos
CO	Monóxido de carbono
CO ₂	Dióxido de carbono
EGR	Recirculación de gases de escape
ETSID	Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño
EURO	Normativas europeas de contaminación
H	Hidrógeno monoatómico
H ₂ O	Agua
HC	Hidrocarburos
ITQ	Instituto de tecnología química de Valencia
MCIA	Motor de combustión interna alternativo
MEC	Motor de encendido por compresión
MEP	Motor de encendido provocado
MIEC	Membranas de conducción mixta iónico-electrónica
N	Nitrógeno Monoatómico
N ₂	Nitrógeno Monoatómico

NEDC	<i>New European Driving Cycle</i>
NH ₃	Amoníaco
NO	Óxido nítrico
NO ₂	Dióxido de nitrógeno
NO ₃	Trióxido de nitrógeno
NO _x	Óxidos de nitrógeno
O	Oxígeno monoatómico
O ₂	Oxígeno
PM	Material particulado
PMI	Punto muerto inferior
PMS	Punto muerto superior
RCA	Retraso en el cierre de admisión
RCE	Retraso en el cierre de escape
SO ₂	Dióxido de azufre
TFG	Trabajo de fin de grado
UE	Union Europea
UPV	Universitat Politècnica de València
VEMOD	<i>Virtual Engine Model</i>
VNT	<i>Variable Nozzle Turbine</i>
VPSA	<i>Vacuum Pressure Swing Adsorption</i>
WLTP	<i>World Harmonized Light-Duty Vehicle Test Procedure</i>

SÍMBOLOS Y LETRAS GRIEGAS

α	Ángulo de ataque (°)
AR	Alargamiento
b	Envergadura (m)
BSFC	Consumo específico (g/kWh)

c	Cuerda aerodinámica (m)
C_{Lw}	Coefficiente de sustentación de la cola
C_{Lt}	Coefficiente de sustentación del ala
C_D	Coefficiente de resistencia
C_{D0}	Coefficiente de resistencia parásita
C_L	Coefficiente de sustentación
C_e	Consumo específico (1/m)
C_{Lmax}	Coefficiente de sustentación máximo
D	Resistencia aerodinámica (N)
δE	Ángulo de deflexión del empenaje (°)
δP	Palanca de gases
e	Factor de Oswald
EA	Eficiencia aerodinámica
E_{bat}	Energía de las baterías
η_m	Rendimiento multiplicadora
η_p	Rendimiento propulsivo
F	Fricción de rodadura (N)
$f_{captura}$	Fracción de captura (%)
g	Aceleración de la gravedad (kg/s ²)
γ	Pendiente (°)
γ_{max}	Pendiente máxima (°)
I_{xx}	Momento de Inercia en el eje x (kg m ²)
I_{yy}	Momento de Inercia en el eje y (kg m ²)
I_{zz}	Momento de inercia en el eje z (kg m ²)
k	Coefficiente de resistencia inducida
L	Sustentación (N)
Λ	Flecha (°)

m	masa (kg)
$MTOW$	Masa máxima al despegue (kg)
μ	Coefficiente de rozamiento
N	Régimen de giro (RPM)
n	Factor de carga
n_{max}	Factor de carga máximo
OEW	Peso vacío operativo (N)
P	Potencia (W)
π	Número Pi
PL	Carga de pago (kg)
$\dot{\psi}$	Velocidad angular de giro ($^{\circ}/s$)
r	Radio de giro (m)
R	Alcance (km)
ρ	Densidad (kg/m^3)
r_{min}	Radio de giro mínimo (m)
σ	Densidad relativa
S_t	Superficie empenaje horizontal (m^2)
S_w	Superficie ala principal (m^2)
t	Tiempo (s)
T	Empuje (N)
t/c	espesor relativo
τ	Par motor (Nm)
V	Velocidad (m/s)
V_{max}	Velocidad máxima (m/s)
V_{minD}	Velocidad de mínima resistencia aerodinámica
V_R	Velocidad de rotación (m/s)
V_{stall}	Velocidad de entrada en pérdida (m/s)

W	Peso (N)
x	Posición en el eje longitudinal de la aeronave (m)
x_{CA_t}	Posición del centro aerodinámico de la cola (m)
x_{CA_w}	Posición del centro aerodinámico del ala (m)
x_{CD_g}	Posición del centro de gravedad (m)
$x_{despegue}$	Distancia de despegue (m)
z	Altitud (m)
$z_{ceiling}$	Techo de vuelo (m)

Parte I

Memoria

Capítulo 1

INTRODUCCIÓN

En el siglo XVIII la revolución industrial supuso un antes y un después para la historia contemporánea, conllevó el cambio que ha hecho posible el desarrollo tecnológico de los últimos dos siglos y que ha transformado la vida del ser humano. No obstante este avance trajo consigo una problemática con la que se empieza a lidiar hoy en día y que exige de la invención de nuevas técnicas para solucionarlo. El problema medioambiental tiene dimensiones globales e involucra a todo el planeta. La actividad actual del ser humano ha acelerado este problema, aumentando en gran medida las emisiones de agentes contaminantes (figura 1-1).

Variación de las emisiones de gases de efecto invernadero respecto a 1984

El CO₂ ha aumentado un 18,4%; el metano, un 13% y el óxido nitroso, un 9%

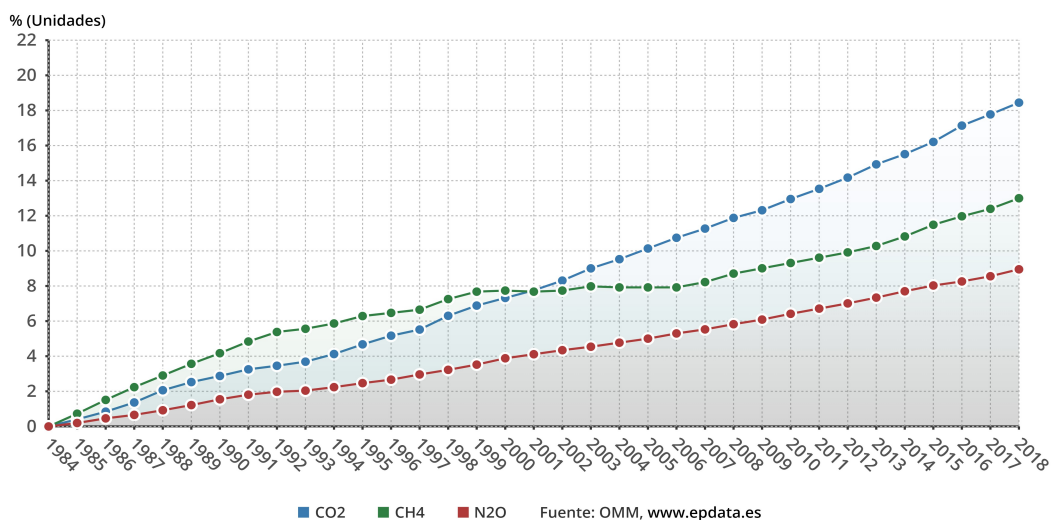


Figura 1-1: Evolución emisiones de agentes nocivos para el medioambiente. Fuente:[34]

El aumento de población de automóviles ha supuesto que la contaminación de los vehículos se convierta en una gran preocupación, de hecho, es el sector con más peso en las emisiones de gases efecto invernadero. Es por ello que en los últimos años se han ido imponiendo nuevas restricciones que se deben cumplir para mejorar la situación actual. Los gobiernos y agencias están ejerciendo presión sobre los fabricantes para reducir los niveles de emisión. Como consecuencia de esto, empiezan a tener una presencia importante en el mercado del automóvil los vehículos híbridos, de combustibles alternativos y eléctricos.

En cuanto a la industria aeroespacial, esta también está inmersa en este gran desafío. Según la agencia europea del medioambiente (figura 1-2), la aviación contribuye alrededor del 3.2 % de las emisiones de carbono en Europa.

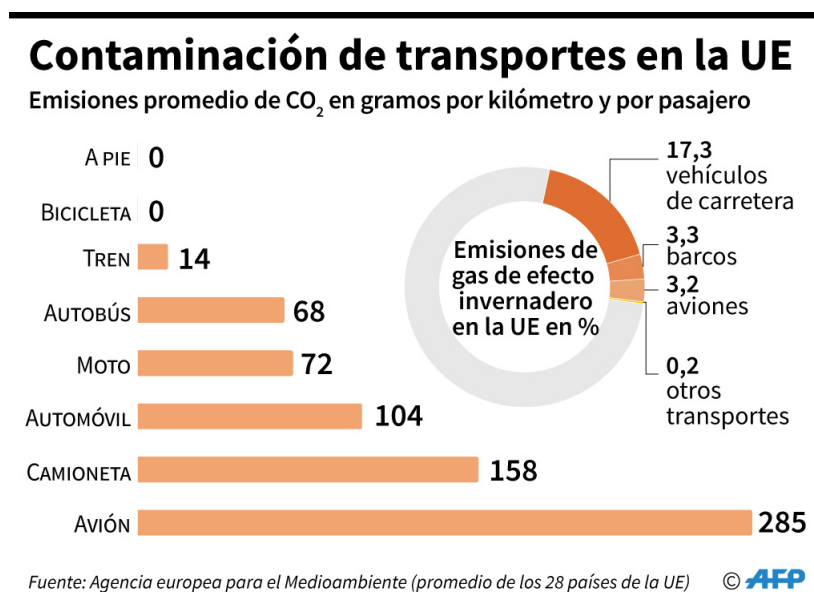


Figura 1-2: Porcentajes de contaminación de transportes en la UE. Fuente: [14]

1.1. Estado del arte

El uso de combustibles fósiles mediante combustión es el causante de la contaminación producida por el tráfico. Los motores de combustión interna se pueden utilizar para muchos tipos de vehículos, como por ejemplo, ciclomotores, turismos, motocicletas y pequeñas avionetas. Estos motores emiten ciertos compuestos contaminantes, entre ellos están los conocidos óxidos de nitrógeno (NO_x), monóxido de carbono (CO), y dióxido de carbono (CO₂).

En la última década se han ido desarrollando múltiples técnicas como alternativa a la combustión convencional. Algunos de los retos a los que se debe hacer frente son la agotabilidad de recursos, la eficiencia, la seguridad, el impacto medioambiental, la viabilidad económica y la versatilidad. Además, en el sector del transporte es crucial maximizar la energía por unidad de masa y de volumen que posee el combustible.

Dentro de los turismos y vehículos pequeños, parece ser que la tendencia indica que el vehículo eléctrico es el futuro. Los vehículos alimentados por baterías no emiten gases contaminantes directamente, pero de momento tienen reducida autonomía, largos tiempos de carga y para ser una alternativa completamente limpia se debería obtener la energía de fuentes renovables.

Otros de los estudios que se han ido desarrollando son la pila de combustible de hidrógeno que produce electricidad a partir de la combinación de hidrógeno y oxígeno, lo que permite alimentar un motor eléctrico. Reduce las emisiones contaminantes directas, produciendo exclusivamente agua. La problemática principal de este sistema es que a día de hoy gran parte de los procesos de obtención de hidrógeno son contaminantes. También conlleva problemas de almacenamiento del hidrógeno y el elevado precio.

El etanol como combustible en motores térmicos se obtiene a partir de biomasa. La mayoría de los vehículos lo pueden emplear, pero no permite la reducción de emisiones y tiene un rendimiento energético inferior. Como alternativa a este aparece el biodiésel que se emplea en motores térmicos, es renovable, biodegradable y reduce las emisiones. El inconveniente principal, es más caro que el diésel.

En muchos ámbitos todas estas nuevas técnicas parecen prometedoras pero requieren de mucha inversión para hallar su nicho en el mercado. Mientras tanto, muchos investigadores trabajan en técnicas que hallan un compromiso entre los modelos existentes y la contaminación, la oxicomcombustión podría ser una de ellas.

1.2. Objetivos

Este proyecto se centra en el estudio de la oxicomcombustión como alternativa a los motores de combustión convencionales. El objetivo principal es estudiar la viabilidad de esta técnica instalando el motor en la avioneta Piper Cherokee. Para ello, se tienen diversos propósitos.

Primero de todo, el análisis del motor de estudio y su eficiencia con parámetros como el consumo específico o la potencia. Para realizarlo, se investigará su comportamiento a diferentes cargas y altitudes para observar su potencial en el ámbito aeronáutico. Asimismo, también se aplicará el proceso de captura de CO₂ y sus consecuencias sobre el conjunto.

Seguidamente se instalará el motor en la aeronave y se estudiará el alcance que este permite optimizando una ley de pilotaje para maximizarlo. También se analizarán las distintas actuaciones de la aeronave, entre ellas despegue, aterrizaje, ascenso y dominio de vuelo.

Todo esto comparándolo con el motor original de la Piper Cherokee será crucial para determinar la viabilidad de la aplicación de esta técnica a esta aeronave, intentando extrapolar los resultados a aviones semejantes.

1.3. Estructura del proyecto

Este trabajo de fin de grado está dividido en tres partes principales. La primera parte es la memoria. La segunda parte es el presupuesto y la tercera el pliego de condiciones.

La memoria consta de doce capítulos con diversas secciones.

El capítulo uno contiene una breve introducción en la cual se explican los desafíos a los que se enfrenta ahora mismo el sector transportes respecto a la contaminación y los objetivos de este proyecto.

El capítulo dos analiza los agentes contaminantes con sus principales consecuencias. Además, se realiza una breve explicación de los motores de combustión interna alternativos y los ciclos de control de emisiones a los que se ven sometidos actualmente.

En el capítulo tres se explica el motor de estudio y se justifica su elección. Además se detalla el comportamiento de cada uno de los componentes que conforman el nuevo ciclo de oxcombustión llegando finalmente a una estimación de pesos de la planta propulsora.

En el capítulo cuatro se presenta la aeronave en la cual va a ser instalado el motor, detallando sus pesos, características aerodinámicas y modelo de hélice. También se realiza una breve mención al programa VEMOD utilizado para el desarrollo del proyecto.

El capítulo cinco se basa en el análisis de las prestaciones del motor tanto a nivel del mar como en altitud, analizando la disminución de potencia que esta conlleva.

En el capítulo seis se estudia el alcance de la aeronave Piper Cherokee con el motor de oxidación y con uno reducido. Además se comparan los resultados con un motor eléctrico y el motor original de la aeronave.

En el capítulo siete las actuaciones son el objeto de estudio, de nuevo comparándolas con las otras plantas propulsoras.

El capítulo ocho realiza una breve introducción sobre la captura de dióxido de carbono, en el cual se detalla la potencia que este sistema requiere y el peso que conlleva.

Los capítulos nueve y diez son análogos al seis y al siete pero añadiendo el sistema de captura de CO₂.

En el capítulo once se describen brevemente las limitaciones y simplificaciones aplicadas en este proyecto y los posibles trabajos futuros.

Por último, el capítulo doce contiene las conclusiones que se han obtenido a lo largo de todo el trabajo.

Capítulo 2

JUSTIFICACIÓN DEL PROYECTO

El medio ambiente sufre con la actividad humana y los seres vivos padecen las consecuencias de la polución. La existencia de los agentes contaminantes afecta en gran medida al planeta. Uno de los daños más conocidos es el de efecto invernadero. Como consecuencia, el efecto invernadero provoca un aumento de la temperatura terrestre, comúnmente llamado, calentamiento global. Los principales responsables de este efecto nocivo son el dióxido de carbono, el metano y el óxido nitroso. Además, la actividad de la combustión emite azufre y nitrógeno, llegándose a mezclar en la atmosfera y causando la conocida lluvia ácida que contiene pequeñas proporciones de ácido sulfúrico y nítrico.

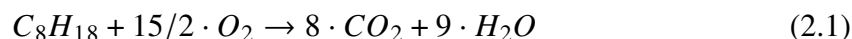
La contaminación afecta de distintas formas a diferentes grupos de personas, causando efectos a corto y largo plazo. La contaminación atmosférica urbana aumenta el riesgo de padecer enfermedades respiratorias agudas, como la neumonía, pero también crónicas como el cancer de pulmón y enfermedades cardiovasculares. Por otro lado, los efectos más graves afectan a las personas más vulnerables, entre ellos, los más susceptibles son: enfermos, niños, ancianos y familias con acceso limitado a la asistencia médica.

2.1. Los agentes contaminantes

2.1.1. Dióxido de carbono (CO₂)

2.1.1.1. Emisiones (CO₂)

Las emisiones de CO₂ proceden de la oxidación del carbono de los combustibles durante la combustión. Si la combustión fuera perfecta el carbono de los combustibles debería transformarse en CO₂ en su totalidad, en la realidad se producen cantidades de carbono oxidado y no oxidado. La combustión completa del isooctano, un tipo de gasolina, se puede expresar como indica la ecuación 2.1.



Pero como ya se ha comentado las combustiones son incompletas, en las que ocurre lo siguiente:

1. Una mayor parte de carbono se libera como dióxido de carbono.
2. Una fracción se emite como metano CH₄, monóxido de carbono CO y compuestos orgánicos volátiles. Supuestamente estos gases se oxidarán en CO₂ posteriormente en la atmósfera.
3. Una parte del carbono no se quema formando el hollín y la ceniza.

2.1.1.2. Técnicas de reducción

2.1.1.2.1. Energías alternativas y medidas fiscales. Como medida evidente se puede plantear la sustitución de combustibles fósiles por otras fuentes de energía. La problemática de esto ya ha sido explicada anteriormente, desgraciadamente no se ha hallado aún una alternativa prometedora a la combustión. No obstante, parece ser que la energía eléctrica podría ser el futuro en el campo del transporte. En este sentido, se han ido implementando medidas fiscales para generar una transición hacia una energía más limpia.

2.1.1.2.2. Mejora de la eficiencia energética. Las mejoras de eficiencia pueden ser un paliativo importante al previsible crecimiento de las emisiones. Uno de los caminos puede ser dar mayor importancia al gas natural sobre el petróleo y el carbón. Un parámetro de interés a la hora de realizar una comparativa sobre las fuentes energéticas son las emisiones de CO₂ por unidad de energía producida. Por ejemplo, en las centrales térmicas es de un 30 o 40 % inferior a las de fuel oil o carbon.

En el mismo ámbito de la combustión, si se consigue obtener la misma energía con menor consumo de combustible, se podrán reducir las emisiones de CO₂.

Los inconvenientes principales del gas natural pueden ser los escapes en las explotaciones y durante el transporte del mismo. Además, este tipo de técnica no es aplicable al sector del transporte cuyo estudio es la prioridad de este proyecto.

2.1.1.2.3. Captura de CO₂. Una tecnología que se ha desarrollado en los últimos años es el secuestro de CO₂ antes de ser emitido a la atmósfera. La problemática de esto es el almacenamiento pues en ciertas aplicaciones las cantidades de CO₂ producido son ingentes. La tarea se vuelve aún más complicada en el sector del transporte, almacenando una cantidad de peso adicional que disminuirá las prestaciones del vehículo. Por ejemplo el CO₂ emitido en un motor de gasolina produce unos 15 kg cada 100 km de recorrido.

En este proyecto se planteará la captura de CO₂ total y parcial en la aeronave Piper Cherokee, teniendo en cuenta además de la restricción del peso, la potencia requerida para el secuestro.

2.1.1.3. Consecuencias y efectos

El CO₂ es el responsable de los gases de efecto invernadero. Muchos sectores llevan décadas intentando reducir estas emisiones, pero el sector de la automoción que es un gran contribuyente no ha empezado hasta finales de la primera década del siglo XXI.

El efecto invernadero es beneficioso para el hombre y es un proceso que se ha llevado a acabo naturalmente durante siglos. Entre otras cosas, es uno de los secretos para el desarrollo de la vida humana en el planeta tierra. No obstante, la actividad humana ha aumentado este proceso incrementando la temperatura terrestre (figuras 2-1 y 2-2), causando el conocido calentamiento global.

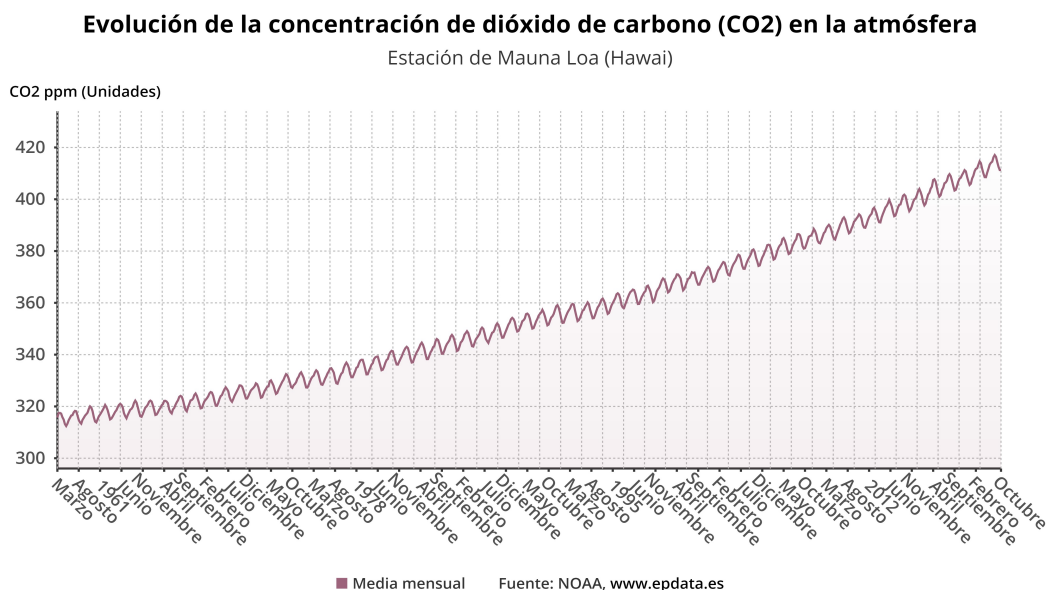


Figura 2-1: Concentración de CO₂ en la atmósfera. Fuente:[34]

Como consecuencias del efecto invernadero se puede encontrar el deshielo de las masas glaciares, las inundaciones de islas y ciudades costeras, huracanes más devastadores, las migraciones de especies y la desertificación de zonas fértiles, entre otras. El aumento del nivel del mar es uno de los indicativos más acusados que la NASA ha ido monitorizando como se puede observar en la figura 2-3. Para resolver este problema se debe establecer una acción climática, desarrollando nuevas técnicas que permitan disminuir este impacto.

2.1.2. Óxidos nítricos (NO_x)

El nitrógeno diatómico está presente en la atmósfera y constituye un 78 % del aire. Sin embargo, el nitrógeno como único átomo puede ser reactivo y formar varios óxidos distintos.

El monóxido de nitrógeno (NO) y el dióxido de nitrógeno (NO₂) suelen agruparse bajo la denominación de NO_x. En motores de combustión interna el NO es predominante. Se genera según el ratio de aire y combustible y ocurre cuando la relación estequiométrica es pobre.

El NO₂ reacciona con el O₂ para formar O₃, quedando NO, más tarde este se oxidará volviendo a formar NO₂. Esto indica que la concentración de ozono en la atmósfera es consecuencia de los NO_x y de los compuestos orgánicos volátiles.

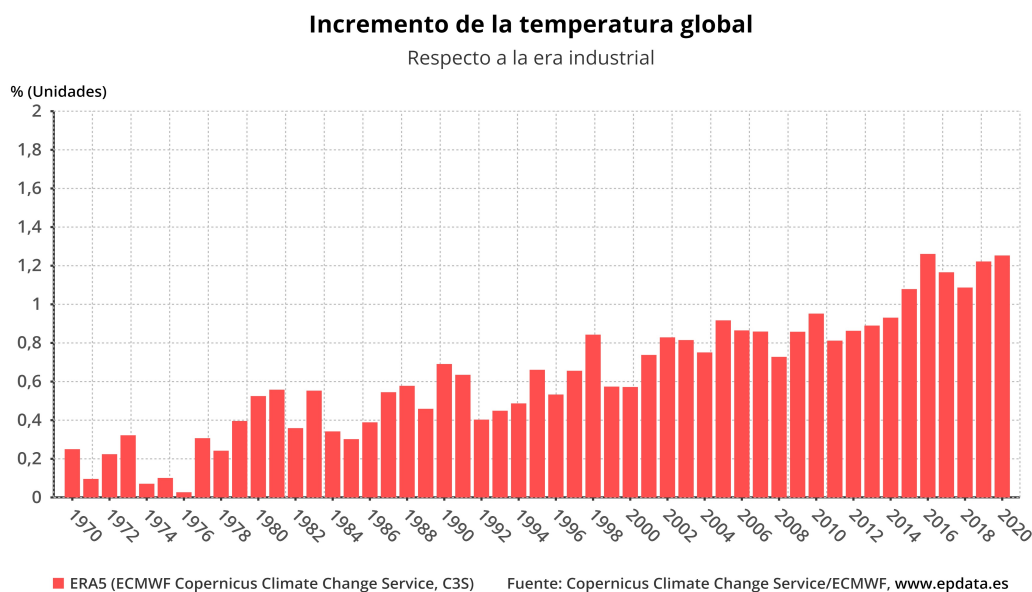


Figura 2-2: Incremento de la temperatura global. Fuente: [34]

2.1.2.1. Procesos de formación

Se pueden distinguir diversos mecanismos en la formación de los óxidos de nitrógeno.

2.1.2.1.1. Proceso térmico o de Zeldovich. Se produce por las altas temperaturas, tiene en cuenta el NO formado en la zona post llama. La fuente principal de formación de NO_x se produce al oxidar el nitrógeno diatómico (N₂) contenido en el aire. El mecanismo de Zeldovich se puede resumir en las tres reacciones siguientes 2.2 2.3 y 2.4:



El NO obtenido posteriormente se oxidará en la atmósfera según 2.5.



En la figura 2-4 se puede observar cómo aumenta la producción de NO con la temperatura tanto en ensayos experimentales como en modelos predictivos.

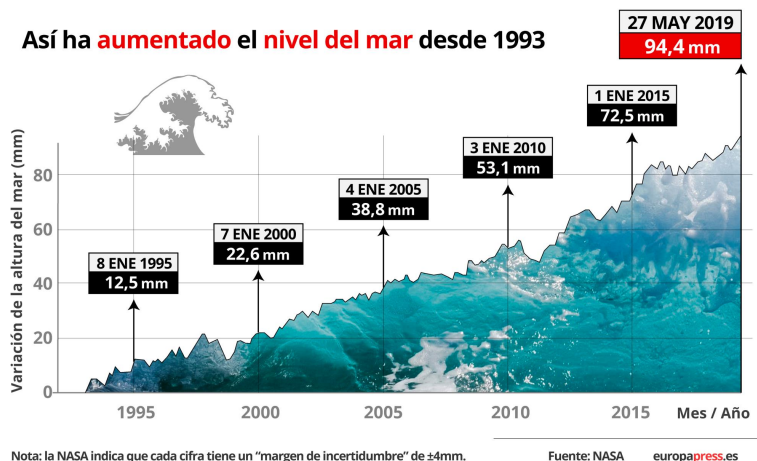


Figura 2-3: Aumento del nivel del mar. Fuente: [34]

2.1.2.1.2. Proceso debido al combustible. Ocurre a causa del nitrógeno contenido en el combustible al reaccionar con el oxígeno del aire. Tanto el hidrógeno como el carbono se oxidan y los átomos de nitrógeno se liberan como átomos inestables, una parte se transformará en NO_x y otra en nitrógeno molecular.

2.1.2.1.3. Proceso Prompt NO o instantáneo. Se forma en la primera etapa de la combustión con radicales de hidrocarburos existentes en el aire.



En la figura 2-5 se observa que la formación de NO está controlada por la estequiometría. En condiciones estequiométricas la producción de NO térmico y NO instantáneo o prompt contribuyen de forma similar, pero rápidamente el NO térmico se convierte en la fuente dominante de NO para las relaciones de equivalencia combustible-aire mayor que 1.

2.1.2.1.4. Proceso vía N₂O. Este proceso puede ser importante en condiciones ricas a presiones elevadas y temperaturas moderadas. Este mecanismo forma NO por recombinación del N₂ con el oxígeno atómico. Es un mecanismo análogo al térmico el cual se presencia una molécula M que beneficia la reacción de N₂ con el oxígeno monoatómico obtenido de una disociación previa. Esto produce óxido nitroso que al reacciona con el hidrógeno o oxígeno monoatómicos produce NO. Las reacciones que gobiernan este fenómeno son 2.7,

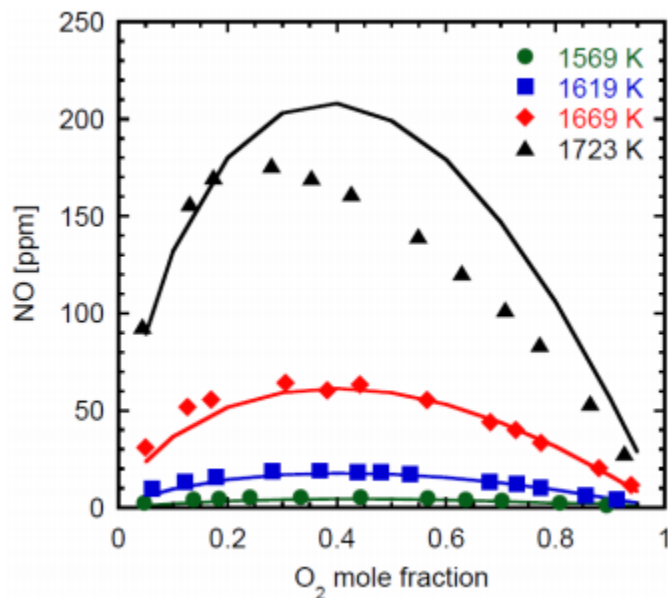


Figura 2-4: Influencia de la temperatura en la producción de NO. Fuente: [20]

2.8 y 2.9.



La contribución principal de los procesos explicados se puede ver en el diagrama 2-6. Es evidente que los procesos más influyentes son el térmico, el instantáneo y el debido a combustible.

2.1.2.2. Técnicas de reducción

Actualmente, los principales métodos de control y reducción de los NO_x son los siguientes:

1. Reducción de la temperatura, este método previene a la mayoría de nitrógeno a ionizarse. Esto se puede realizar de diversas maneras, por ejemplo utilizando mezclas de combustibles líquidas que reduzcan la cantidad de oxígeno disponible.
2. Reducción del tiempo de residencia, la formación de NO_x es una reacción lenta que depende del tiempo a alta temperatura.

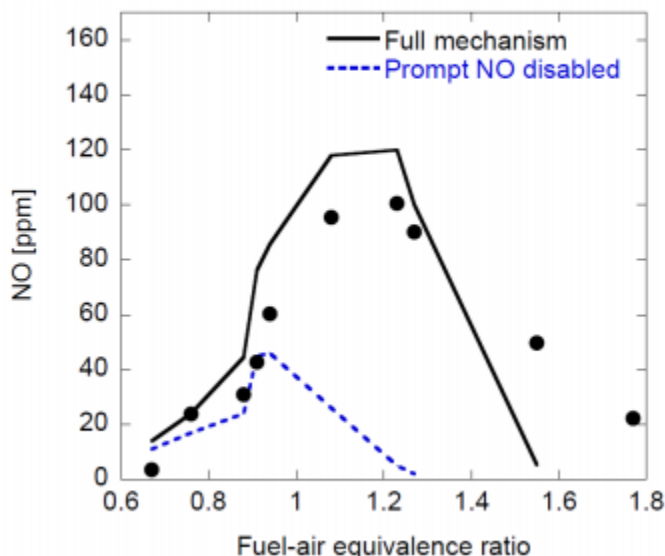
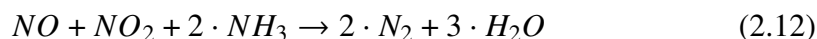
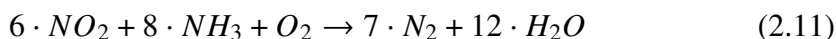
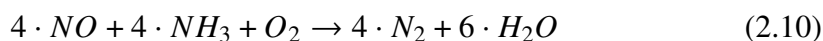


Figura 2-5: Comparación de todas las emisiones con las emisiones tipo Prompt en función de la relación estequiométrica del combustible y del aire. Fuente:[20]

- Reducción de los NOx químicamente, con reducción catalítica selectiva o postcombustión. La SCR cuyas siglas hacen referencia a la reducción catalítica selectiva utiliza amoníaco (NH₃) en presencia de un exceso de O₂ para reducir los NOx. Las relaciones son 2.10, 2.11 y 2.12.



- Eliminación del nitrógeno en la combustión, utilizando oxígeno en vez de aire como oxidante o utilizando combustible con contenido bajo en nitrógeno para formar menos NOx procedentes de combustible. Este es el principio de la oxicomustión objetivo de estudio de este proyecto.
- Sorción, se basa en el tratamiento de los gases de combustión mediante inyección de sorbentes que pueden eliminar NOx y otros contaminantes.
- Combinación de los métodos anteriores.

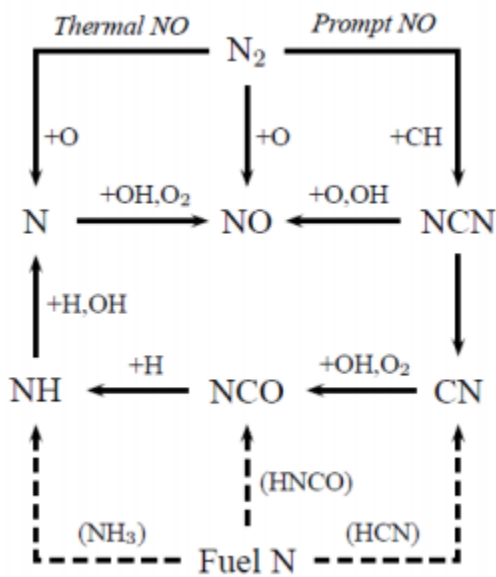


Figura 2-6: Diagrama formación NO. Fuente: [20]

Algunas de estas metodologías ya se aplican a vehículos en la actualidad, como los catalizadores en los turismos, otros se están desarrollando, es el caso de la oxicomcombustión.

2.1.2.3. Efectos y consecuencias

2.1.2.3.1. Implicaciones directas. El N_2O se encuentra naturalmente en la atmósfera y se emite desde suelos, ríos, océanos, etc. Las fuentes de emisión naturales suponen un 64 % de su totalidad mientras que el 36 % proviene de la actividad humana. Los procesos que lo eliminan de la atmósfera son la fotólisis y las reacciones de oxidación que tienen lugar en la estratosfera. Su vida media es de 131 años.

En cuanto al cambio climático, contribuyen al calentamiento global, es más por su elevada eficiencia absorbiendo radiación infrarroja y su elevada vida media hace que su capacidad de calentamiento sea trescientas veces mayor a la del CO_2 . Además, los NO_x intervienen en la destrucción de la capa de ozono, por lo que también deben ser tenidos en cuenta en este sentido.

2.1.2.3.2. Implicaciones indirectas

Ozono troposférico. Como ya se ha indicado antes, los NO_x debido a una serie de reac-

ciones producen ozono troposférico (O_3). Esto indica que la concentración de ozono en la atmósfera es consecuencia de NO_x y de los compuestos orgánicos volátiles. El ozono, al no ser emitido directamente por los vehículos y generarse indirectamente, se define como contaminante secundario. A diferencia del estratosférico que tiene capacidad protectora, el ozono troposférico es perjudicial tanto para la salud como para el medio ambiente. Este contaminante es una molécula oxidante que en la troposfera afecta tanto a vegetación, cultivos y seres vivos. Puede producir efectos como tos, irritación de faringe, irritación de garganta, irritación de ojos, dificultad respiratoria y empeoramiento de la función pulmonar. Debido a su cantidad en la atmósfera y elevada toxicidad es el principal causante del smog fotoquímico, cuya denominación hace referencia a la contaminación del aire en zonas urbanas por ozono originado por reacciones fotoquímicas y otros compuestos. Como resultado se ve en las urbes una nube de color plomo representada en la figura 2-7.



Figura 2-7: Smog fotoquímico. Fuente:[24].

Lluvia ácida. Cuando los agentes contaminantes se depositan en la atmósfera pueden ser arrastrados por precipitaciones. El NO_2 está presente en la atmósfera y produce el ácido nítrico cuando se disuelve, causando las denominadas lluvias ácidas.



En este sentido, las condiciones climatológicas serán cruciales para determinar la presencia de las partículas. Estas pueden transportarse gracias a los vientos miles de kilómetros causando sus efectos nocivos en lugares muy alejados de su lugar de emisión. La lluvia ácida conlleva destrucción de edificios y vegetación, acidificación de suelos y ecosistemas acuáticos. El aumento de nitrógeno en los medios acuáticos da lugar al crecimiento de algas y pérdida de vegetación marina y arrecifes de coral, quienes constituyen un almacén de CO_2 importante para el planeta tierra.

Salud. Los NO_x son irritantes y corrosivos. El ser humano está expuesto mediante la vía

inhalatoria principalmente, pero también se puede presentar a través del contacto con la piel e ingestión. Si los NOx se transforman en ácidos nítricos o nitrosos pueden dañar la función y estructura celular.

Cabe añadir que normalmente la exposición a los NOx no se produce de manera aislada, si no que tiene lugar a la vez con muchos compuestos contaminantes, es por ello que es muy complicado aislar los efectos específicos de los óxidos de nitrógeno. Varios estudios revelan que el NO₂ si que tiene efectos adversos propios a corto plazo, esto no ocurre a largo plazo pues la concentración de NO₂ es muy baja respecto a otros químicos.

Los efectos que se produzcan dependerán de la cantidad, la exposición y de factores como edad, estado nutricional, etc. Como ya se ha comentado, son vulnerables especialmente niños, ancianos embarazadas y las personas con bajo nivel socioeconómico. Generalmente el sistema respiratorio y cardiovascular es el más afectado.

2.1.3. Otros

2.1.3.1. Monóxido de carbono (CO)

El monóxido de carbono se genera en la combustión y post combustión. Se produce por la combustión incompleta en combustibles con base de carbono (gasolina, diésel, queroseno, etc), que causa la falta de oxidación del carbono a CO₂. Uno de sus principales motivos es una mezcla estequiométrica pobre.

La inhalación de monóxido de carbono en grandes cantidades concentradas puede desplazar el oxígeno de la sangre causando una intoxicación por monóxido de carbono cuyos síntomas son inexplicables, como por ejemplo, dolores de cabeza, síntomas de gripe, mareos y náuseas, entre otros.

2.1.3.2. Hidrocarburos (HC)

Los hidrocarburos están presentes en los combustibles con base de carbono, comunmente utilizados en todo tipo de vehículos de transporte. De nuevo, en una combustión incompleta, estos HC se obtienen como productos. Este tipo de contaminación también puede deberse a la degradación de combustible.

En la realidad, la combustión incompleta es prácticamente inevitable creando estos productos nocivos como resultado del proceso de quema de combustibles.

2.1.3.3. Material particulado (PM)

El material particulado es una mezcla compleja de pequeñas partículas de sólidos y líquidos en suspensión en el aire. El tamaño de las partículas es dependiente del tipo de combustible. Se forma debido al hollín en zonas en las que hay combustible a alta temperatura sin oxígeno.

Su origen es muy variado e incluye diversos procesos de combustión tanto naturales como antropogénicos. Estas partículas pueden estar suspendidas en el aire grandes periodos de tiempo y debido a los efectos meteorológicos como la lluvia y el viento pueden ser transportadas largas distancias respecto a su lugar de emisión.

Toxicológicamente, no todas las partículas tienen efectos adversos en la salud. Las más grandes son retenidas por el aparato respiratorio mientras que las más pequeñas tienen mayor poder de penetración. Algunas estimaciones indican que la contaminación por material particulado es la responsable de alrededor de 2.1 millones de muertes al año, cuatro veces más que las atribuibles al ozono. Se considera que en cuanto a efectos de la salud, el material particulado es más importante que otros tipos de agentes contaminantes.

2.2. Motores de combustión interna alternativos

Un motor se puede considerar como un dispositivo que permite transformar un tipo de energía en energía mecánica. Dentro de este se puede distinguir el motor térmico, que puede ser definido como el dispositivo que permite obtener energía mecánica a partir de la energía térmica contenida en un fluido compresible.

Los motores de combustión interna son aquellos en que la combustión se produce en el interior de la máquina como bien indica su nombre. Por otro lado, los motores alternativos son aquellos en los que el fluido desarrolla un trabajo sobre una superficie móvil desplazada en movimientos rectilíneos, como por ejemplo, biela manivela.

Los motores de combustión interna alternativos tienen más de un siglo de historia. El

antecedente a este tipo de motor fueron, sin duda, la máquina de vapor en la revolución industrial. De hecho, todos los motores térmicos actuales derivan de la máquina de vapor. Una de las principales características de los MCIA que comparten con máquina de vapor consiste en ser máquinas de desplazamiento positivo, lo que significa que el fluido de trabajo está contenido dentro de un recinto delimitado por paredes móviles que al desplazarse modifican el volumen de la masa de fluido que evoluciona por el motor.

El nacimiento de la termodinámica fue crucial para el desarrollo de estos motores. El ciclo de Carnot es una de las partes más importantes de esta. El ciclo de Carnot es un proceso cíclico reversible que utiliza un gas perfecto y consta de dos transformaciones isotérmicas y dos adiabáticas. Este tipo de motores ha sido dominante en un amplio campo de aplicaciones debido a las ventajas que plantea. Estas pueden ser las siguientes:

- Rendimiento. El valor del rendimiento del motor puede tomar valores muy dispares. Los MCIA son menos sensibles a variaciones de régimen y de carga que otras plantas motrices.
- Potencia. Son capaces de proporcionar amplios rangos de potencias, esto es extremadamente valioso pues es aplicable a diversos campos.
- Combustibles. Los combustibles necesarios pueden ser de diversas naturalezas. Tiene un gran potencial para usar combustibles alternativos. No obstante, los combustibles líquidos parecen una opción muy buena por su relación poder calorífico/volumen que les confiere una gran autonomía, muy interesante en los vehículos de transporte.
- Características constructivas. El conjunto cilindro-émbolo puede ser construido en diversos tamaños. En la construcción es posible emplear materiales de bajo coste.

Desgraciadamente, los MCIA también presentan inconvenientes con los que se intenta lidiar hoy en día.

- Emisión de gases contaminantes.
- Limitación de potencia máxima.
- Relación potencia por peso del motor, decisiva para el transporte por ejemplo de grandes aeronaves o buques rápidos, en este sentido no puede hacer frente a la turbina de gas.

- Dependencia del petróleo como recurso agotable.

2.2.1. Motores de encendido provocado (MEP)

Dentro de los motores de combustión interna alternativos, se pueden distinguir los de encendido provocado (MEP) o los de encendido por compresión (MEC).

Los MEP inician la combustión mediante un aporte de energía externo, en los motores actuales se consigue con una chispa entre dos electrodos de la bujía. El proceso de combustión se produce por el avance de un frente de llama en la cámara de combustión y separando dos zonas, una zona de gases quemados y otra sin quemar. Este tipo de motor se puede llamar también motor Otto ya que atiende al ciclo Otto mostrado en la figura 2-8.

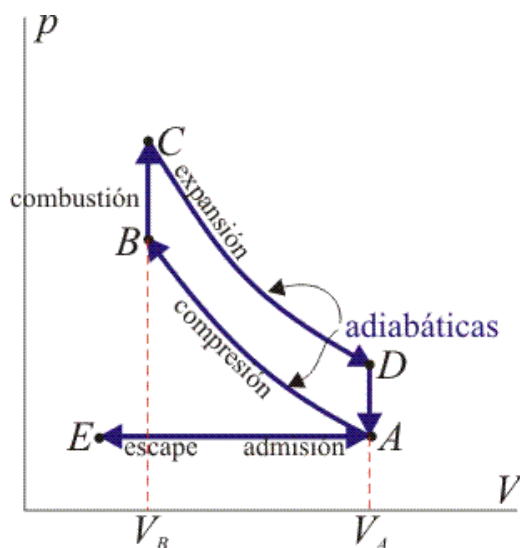


Figura 2-8: Ciclo Otto ideal. Fuente: [15]

En realidad este es el ciclo ideal, en el ciclo real las curvas son más suaves correspondientes además a procesos irreversibles. Por ejemplo, en el ciclo ideal no se tiene en cuenta fricción del émbolo con el cilindro. Esta fricción disipa energía por calentamiento que en ausencia de aceite llega a gripar el motor, por fusión de las piezas. Por todo ello, el rendimiento de un motor de explosión real puede estar en torno al 25 % o 30 %. Este ciclo real se puede observar en la figura 2-9.

En contraposición los motores de encendido por compresión (MEC) inician la combustión mediante un autoencendido por temperaturas suficientemente altas en la cámara debido

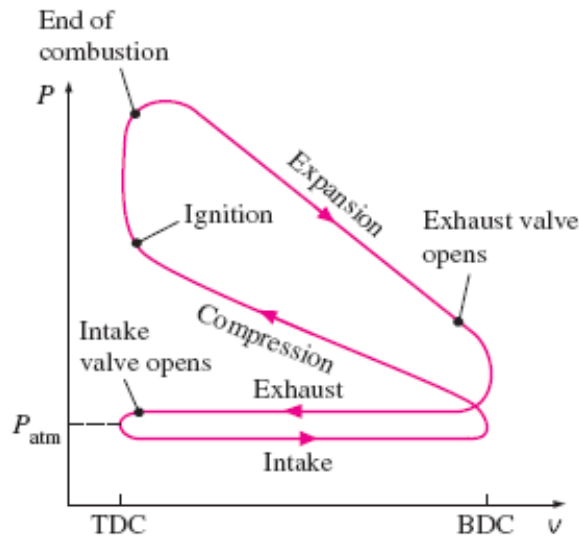


Figura 2-9: Ciclo Otto real. Fuente: [15]

a un proceso de compresión. En este tipo de motores a diferencia de los MEP el dosado tiende a ser cercano al estequiométrico y no se distinguen dos zonas claras. A este motor se le llama motor diésel.

2.2.2. Motores de cuatro tiempos (4T)

Los motores alternativos se pueden clasificar también en motores de cuatro tiempos (4T) o dos tiempos (2T). Este proyecto se basa en un motor de 4T. Los motores de cuatro tiempos completan el ciclo de trabajo en cuatro carreras del émbolo. Las fases en las que se realiza son las siguientes:

- Admisión, se abren las válvulas de admisión y el cilindro se desplaza desde el punto muerto superior (PMS) al punto muerto inferior (PMI), esto crea una depresión que provoca que los gases entren, estos gases serán una mezcla de aire y combustible.
- Compresión, se cierran las válvulas de admisión y el émbolo comprime el fluido contenido dentro del cilindro. Se produce el salto de chispa en las cercanías de punto muerto superior (PMS).
- Expansión, la combustión produce un aumento de presión de los gases empujando el cilindro.

- Escape, se abre la válvula de escape y se expulsan los gases quemados. Una vez se cierra la válvula empieza un nuevo ciclo.

Este es un proceso simplificado, en la realidad ocurre el conocido cruce de válvulas, la apertura y cierre de válvulas no coinciden con los PMS y PMI, sino que se producen adelantos y retrasos. Se produce un avance en la apertura de admisión (AAA) un retraso en el cierre de admisión (RCA), un avance en el encendido (AE) , avance en la apertura de escape (AAE) y retraso en el cierre de escape (RCE). Este proceso puede representarse visualmente en el diagrama mostrado en la figura 2-10.

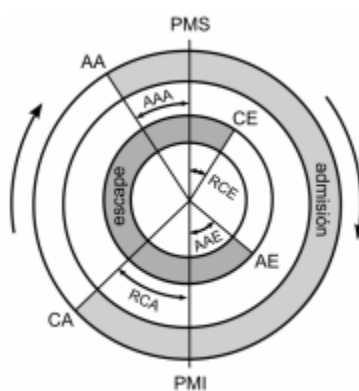


Figura 2-10: Diagrama de la distribución de un motor 4T. Fuente: [33]

2.2.3. Contaminación de los MCIA

En el diseño de un MCIA es crucial tener en cuenta las emisiones producidas por este tipo de motores. De hecho, tiene prioridad frente a otras características como la potencia o consumo, pues las normativas de contaminación cada vez son más restrictivas.

En realidad, en el motor MCIA en sí solo un 1 % de los gases son contaminantes, pero debido al gran volumen de motores de este tipo que hay en funcionamiento, la contaminación a nivel global producida por estos es elevada. Como ya se ha comentado anteriormente los contaminantes principales son hidrocarburos sin quemar (HC), el monóxido de carbono (CO), el material particulado (PM) y los óxidos de nitrógeno (NOx). Las emisiones de HC son mayores en los motores de gasolina. En cuanto a los diésel, las emisiones de CO₂ son menores pero como contrapartida producen más NOx, que en general son más problemáticos.

En los últimos años se han ido implementando diversas técnicas que atenúen el efecto que tienen este tipo de motores en cuanto a las emisiones de agentes contaminantes.

2.2.3.1. Técnicas de reducción de contaminación en los MCIA

2.2.3.1.1. Recirculación de los gases de escape (EGR). Esta técnica se utiliza para evitar la formación de NO por vía térmica. Como ya se ha comentado antes, las altas temperaturas son muy influyentes en la formación de NO. En este proceso interviene una válvula que une los colectores de escape y admisión. Si esta permanece abierta, los gases de escape reconducidos entran de nuevo en la cámara junto con los de admisión, la combustión genera menor potencial calórico y se reducen las emisiones contaminantes. La recirculación solo tiene lugar a bajo régimen.

A cambio de esta disminución de gas nocivo se ensucia la admisión y se disminuye el rendimiento del motor, siendo daños colaterales a tener en cuenta. Hoy en día este sistema se utiliza tanto en motores diésel como gasolina.

2.2.3.1.2. Catalizador de gases. Esta es una tecnología de post-combustión. La introducción de amoníaco en presencia de exceso de oxígeno transforma los NOx en sustancias inocuas como N₂ o H₂O. Este tipo de reacciones se ha explicado anteriormente en los SCR.

El catalizador emplea un aditivo compuesto por urea, mundialmente conocido Adblue que es la marca comercial más extendida. Se consiguen neutralizar los óxidos de nitrógeno en hasta un 90 %. Este sistema es caro de instalar y no excluye al resto de sistemas anticontaminación. Normalmente en el catalizador se integra un (FAP) o filtro antipartículas para atrapar las partículas de hollín y reducir emisiones y humos.

2.3. Normativa contaminación en los MCIA

A finales de 1980 distintos representantes de la unión europea empezaron a preocuparse por las emisiones de los vehículos y en 1988 por primera vez nació una regulación de las emisiones contaminantes conocida como la EURO 0.

Las normas EURO son un conjunto de regulaciones y límites para las emisiones de gases

de motores de combustión interna para los vehículos nuevos vendidos, si estos no cumplen con la normativa, no puede procederse a su venta.

Pero con el paso de el tiempo, esta normativa se ha ido haciendo más exigente y restrictiva incluyendo también prohibiciones en los vehículos europeos.

Actualmente la norma vigente es la EURO 6 en la que se diferencian las emisiones de vehículos de gasolina y diésel. Los límites de las diferentes normas son mostrados en el cuadro 2.1. Es evidente que los países europeos han acelerado el proceso hacia una nivel de emisiones si no nulo, mínimo, midiendo cada vez más tipos de emisiones de agentes contaminantes y disminuyendo la tolerancia de estos.

Normativas emisiones EURO							
Norma	Fecha	CO	HC	NMHC	NO_x	HC+NO_x	PM
EURO 1	1992	2.72	-	-	-	0.97	-
EURO 2	1996	2.2	-	-	-	0.5	-
EURO 3	2000	2.3	0.2	-	0.15	-	-
EURO 4	2005	1	0.1	-	0.08	-	-
EURO 5	2009	1	0.1	0.068	0.06	-	0.005
EURO 6	2014	1	0.1	0.068	0.06	-	0.005

Cuadro 2.1: Limite de emisiones en motores gasolina según las distintas normativas EURO. Todas las medidas están en (g/km). Fuente: [11].

Las recientes normas 6c y 6d (ampliaciones de la EURO 6) han supuesto la principal motivación para los fabricantes para empezar a fabricar vehículos eléctricos e híbridos.

Puesto que los fabricantes en alguna ocasión han recurrido a metodologías falsas para la medida de las emisiones también se ha cambiado el método elegido para el cumplimiento de las reglas, haciéndolos más exigentes. Se ha cambiado del método NEDC al WLTP.

2.3.1. WLTP

El procedimiento World Harmonized Light- Duty Vehicle Test Procedure (WLTP) determina los niveles de contaminantes, emisiones de CO₂ y consumo de combustible en los vehículos y ha sido desarrollado como sustituto de NEDC. Para que las pruebas sean completamente reproducibles y extrapolables a cualquier producto no basta con hacer una prueba de consumo urbano haciendo circular un vehículo, debe hacerse en un laboratorio

con unas condiciones de ensayo.

La nueva forma de ensayo WLTP se ajusta a las condiciones reales, ya que utiliza perfiles existentes basándose en la experiencia y hábitos diarios de conductores. Esto es un problema para los fabricantes, debido a que los vehículos consumirán más combustible y emitirán más agentes contaminantes.

Las diferencias entre WLTP y su predecesor NEDC son:

- Mayor distancia recorrida: 23 kilómetros (WLTP) frente a 11km (NEDC).
- Velocidad media un 37 % más elevada: 46 km/h (WLTP) frente a 34 km/h (NEDC).
- Velocidad máxima más elevada: 131 km/h (WLTP) frente a 121 km/h (NEDC).
- Tiempos de parada más cortos: 13 % del tiempo total (WLTP) frente a 25 % (NEDC).

2.4. Interés de la oxcombustión

Actualmente, se están realizando múltiples estudios para reducir las cantidades de agentes contaminantes emitidos a la atmósfera.

Las tres tecnologías más extendidas para mantener al mínimo estas emisiones son la postcombustión, precombustión y oxcombustión. Además, como ya se ha comentado, una técnica para reducir las emisiones del dióxido de carbono es la captura, transporte y almacenamiento de este. Por tanto, la combinación de estas dos técnicas puede ser una solución a la problemática mundial de la contaminación sin transformar radicalmente el medio principal de obtención de energía mecánica que utiliza el sector del transporte, la combustión.

En la reacción de combustión el oxígeno se combina con el hidrocarburo y forma agua y dióxido de carbono. En la realidad la combustión se realiza con aire. El aire está compuesto de un 21 % de oxígeno, 78 % de nitrógeno y un 1 % de otros gases. La tecnología de la oxcombustión utiliza un ciclo termodinámico en el que combustible es quemado en una cámara de combustión con O_2 en alta cantidad, CO_2 y prácticamente nada de N_2 . Minimizando la cantidad de nitrógeno del aire se evita que reaccione en la combustión formando los conocidos NO_x . Como postproceso el dióxido de carbono puede ser fácilmente capturado y almacenado.

Durante la combustión convencional el nitrógeno se lleva parte de la energía de la combustión. Si se aumenta la cantidad de oxígeno en aire es capaz de reducir la energía perdida en los gases de escape y aumentar la eficiencia del sistema. Es este el principio en el que se basa la tecnología de la oxicomcombustión.

Entre las ventajas que conlleva la combustión enriquecida con oxígeno se encuentran las siguientes: incremento de la eficiencia, menores emisiones, mejora de la estabilidad de la temperatura y transferencia de calor y aumento de la productividad. Por ejemplo, se puede observar el porcentaje de reducción de combustible en la Figura 2-11.

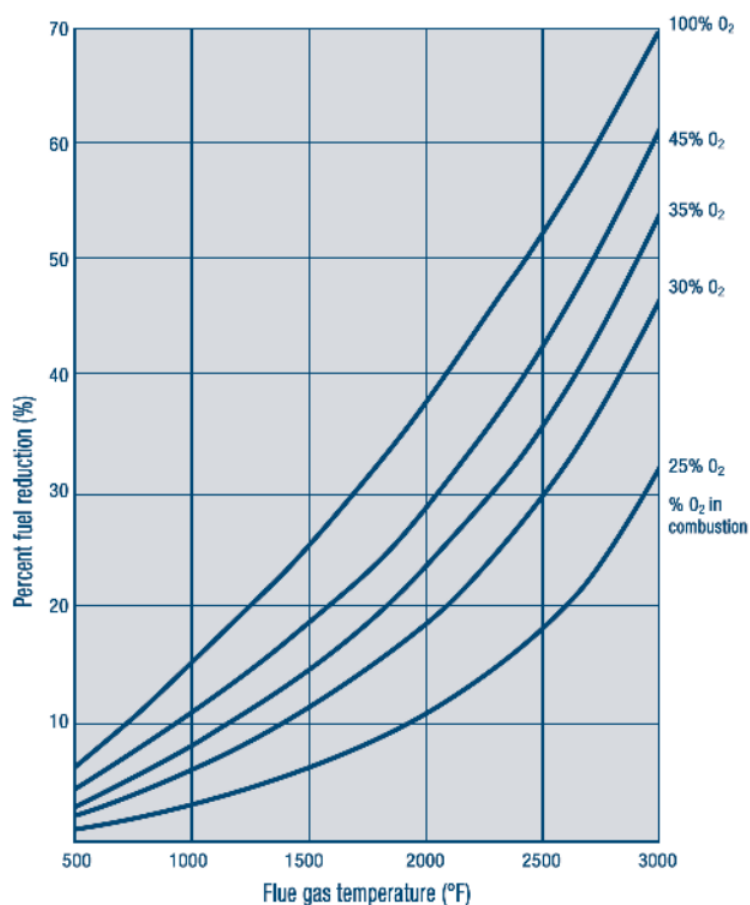


Figura 2-11: Ahorro de energía por inyección de oxígeno. Fuente: [31]

Este tipo de combustión ya se utiliza en la industria de la fusión de vidrio y en las calderas de vapor de carbón, entre otras. Pero una aplicación muy interesante y que es objeto de estudio es en los motores de combustión interna alternativos para el transporte.

Esta tecnología es posible gracias a la utilización de membranas cerámicas que permiten

la separación selectiva del oxígeno del aire, de este modo se genera un gas de combustión puro. Con este desarrollo se permitiría disponer de un motor con autonomía y repostaje tales como las de un motor convencional. Al fin y al cabo, combina lo mejor de los motores eléctricos y los de combustión.

Capítulo 3

MOTOR DE ESTUDIO

El motor es el objeto principal de este trabajo, es por ello que es crucial conocer el modelo en concreto sobre el que se está trabajando. El ciclo de oxcombustión necesita de componentes nuevos cuyo comportamiento debe ser entendido. Además, para poder desarrollar los siguientes capítulos se deberá realizar una estimación de pesos del motor.

3.1. Motor HR-13

El HR-13 es una familia de motores para automóviles utilizada por Nissan y por Renault. Dentro de esta familia de motores se encuentra el HR13DDT.

El HR13DDT es un motor de gasolina turboalimentado de cuatro cilindros. Es de aluminio con 1.3 l de cilindrada, bomba de aceite de desplazamiento variable, stop-start, frenado regenerativo, etc. El motor es el mostrado en la figura 3-1.

En un motor sobrealimentado una turbina está conectada al colector de escape del motor, los gases de escape la hacen girar y a su vez está conectada a la admisión. De esta manera, la admisión se comprime para introducirse en la cámara de combustión. Como resultado se obtiene una potencia mayor y mayor rendimiento termodinámico. Hoy en día los fabricantes de automóviles están apostando por esta tecnología por ser más eficiente. Como contrapunto hay un pequeño retardo desde que se pisa el acelerador hasta que realmente se acelera.

El frenado regenerativo permite reducir la velocidad de un vehículo transformando parte de la energía cinética en eléctrica, que puede ser almacenada para uso futuro.

También es un motor downsizing, la filosofía del motor downsizing consiste en reducir el tamaño y la cilindrada de motores. El objetivo es reducir el consumo y las emisiones



Figura 3-1: Motor HR13DDT. Fuente: [2]

de CO_2 y mejorar el par a bajo régimen. Este tipo de motores suelen recurrir a elementos como el turbo y la inyección directa, pues este es un aliado a la hora de limitar el tamaño del motor. En este tipo de motores el régimen de giro del turbo se incrementa más, de modo que los cilindros reciben una mayor cantidad de aire, previamente refrigerado mediante un intercambiador de calor. La inyección directa permite que los cilindros reciban el carburante de modo eficiente.

Pero los motores de tamaño reducido tienen un inconveniente principal. Es cierto que consiguen reducir las emisiones de CO_2 , lo cual está en consonancia con la tendencia actual de reducir las emisiones de agentes contaminantes, pero esto ocurre a costa de aumentar las emisiones de NO_x , entre otros.

Este motor ha sido aplicado a múltiples vehículos, entre ellos destacan los que aparecen en el cuadro 3.1.

3.1.1. Características técnicas HR13DDT

Además de lo comentado anteriormente destacan varias características técnicas del motor. Es un motor de inyección directa de 1332 cc de cuatro cilindros, cuya carrera es de 81.3 mm y el diámetro de 72.2mm. El modelo cumple con el nuevo protocolo de emisiones

Vehículos con HR13DDT	
Mercedes-Benz CLA-Class	2019
Mercedes-Benz GLB-Class	2020
Nissan X-Trail	2019
Renault Clio	2019
Renault Koleos	2020
Nissan Qashqai III	2021
Renault Arkana	2021

Cuadro 3.1: Vehículos con motor HR13DDT.

WLTP (euro 6c). De este modelo se han producido tres opciones, mostradas en el cuadro 3.2.

Modelos HR13DDT		
TCe115	85 kW a 4500 rpm	220 Nm a 1500-3500rpm
TCe140	103 kW a 5000 rpm	240 Nm a 1600-3600 rpm
TCe160	117 kW a 5500 rpm	270 Nm a 1800-3500 rpm

Cuadro 3.2: Características modelos HR13DDT.

Dependiendo del vehículo en el que sean montados se pueden distinguir diferentes niveles de emisión y consumo, como se observa en los ejemplos del cuadro 3.3.

Modelo	Emisiones CO₂ (g/km)	Consumo (l/100 km)
Renault Kadjar	140-150	6.2-6.6
Nissan Qashqai	156-161	6.9-7.2

Cuadro 3.3: Emisión y consumo para diferentes vehículos con HR13DDT. Fuente: [12] y [13]

3.1.2. Selección del motor

Este estudio se basa en el motor HR13DDT adaptado al ciclo de oxicomustión que se explicará a continuación. En concreto en el modelo Tce 160 de 117 kW. La razón para seleccionar este motor ha sido la disponibilidad de datos, por ello el grupo de trabajo del

departamento de motores térmicos (CMT) ha iniciado simulaciones con este motor, gracias a las cuales se ha podido desarrollar este proyecto.

3.2. Ciclo oxicombustión

Anteriormente ya se ha explicado en qué se basa la oxicombustión. Ahora se procederá a exponer el ciclo de estudio en concreto. Los componentes necesarios son los siguientes:

- Turbogruppo.
- Intercooler o intercambiador de calor.
- Membrana.
- Motor.

3.2.1. Turbogruppo

Un turbogruppo es un sistema de sobrealimentación formado principalmente por una turbina y un compresor.

En este, la turbina es accionada por los gases de escape en cuyo eje se fija un compresor que comprime el aire desde la presión atmosférica a una mayor. El aire entra al compresor axialmente y sale radialmente con un aumento de temperatura considerable. El aumento de presión hace posible introducir una mayor cantidad de oxígeno en los cilindros del motor que la que se aspiraría directamente de la presión atmosférica, de este modo se obtiene más par motor y más potencia que con un motor de igual cilindrada. Con esta tecnología también se produce un aumento de consumo proporcional al aumento de masa de aire en el motor de gasolina. En el motor diésel no es proporcional porque la mezcla de aire-combustible no debe ser estequiométrica, habiendo un exceso de aire normalmente.

Esta técnica ha sido ampliamente utilizada para aprovechar los motores de baja cilindrada. Su aplicación en los motores de gasolina conlleva una complicación que proviene de la exacta estequiometría que la combustión de gasolina requiere, por lo que es importantísimo regular la proporción de aire y combustible. Además, para optimizar el consumo y el funcionamiento previamente se debe calcular un valor óptimo de la relación de compresión.

En los motores de aviación esta tecnología ha sido muy relevante, pues se consigue que al funcionar a mayor altitud se mantenga la potencia, es el principio de funcionamiento de los motores tipo turbina de gas.

Adicionalmente, el turbogrupo genera un retardo entre el mando del conductor (aceleración), o como en el caso de estudio, piloto, debido a que el grupo depende de la velocidad de expulsión de los gases de escape, y esto a su vez al régimen de giro del motor.

A principio de siglo fueron las marcas pertenecientes al grupo Wolskvagen las que implementaron los turbo compresores, más tarde empresas como Ford se sumaron al movimiento con sus llamados modelos Ecoboost.

Entre los turbogrupos actuales existen varios tipos.

3.2.1.0.1. Tecnología Wastegate. Como ya se ha comentado anteriormente, el motor HR13 sigue la filosofía downsizing en la que normalmente se utiliza un turbocompresor. En concreto, el modelo original va equipado con la tecnología Wastegate.

En los vehículos de uso personal la tecnología wastegate es muy común por diversas razones, entre ellas el bajo coste y tamaño reducido.

La válvula wastegate es una válvula de derivación de los gases que salen del colector de escape. En su normal funcionamiento todos los gases de escape son utilizados para mover la turbina y a su vez ceder energía al compresor, si en algún momento ocurre una sobrepresión de los gases de escape, esta válvula se abrirá dejando pasar parte de los gases que no serán aprovechados por la turbina y regulando y controlando el sistema.

Si se aplican a un MEP, se debe tener en cuenta que aguanten las altas temperaturas que requiere este tipo de motor.

La empresa Honeywell fabrica este tipo de productos, utilizados en el HR-13, en los que además introduce mejoras aerodinámicas, para aprovechar mejor los flujos y capacitar al sistema para un óptimo comportamiento en función de las demandas del motor.

Este tipo de turbos también conllevan una problemática. Este sistema genera una situación de altas presiones en el colector de escape cuando el motor funciona a plena carga, esas altas presiones pueden entorpecer el flujo de aire que sale de los cilindros al escape generando acumulaciones.

3.2.1.0.2. Turbogrupos de geometría variable (VGT o VNT). VNT son la siglas de Variable Nozzle Turbine, significa que el turbocompresor utiliza álabes variables para controlar el flujo de escape contra las palas de la turbina. Por ello también se llaman turbocompresores de geometría de turbina variable.

Estos turbos son eficientes, debido a que las palas variables actúan como un sistema que minimiza el retraso del turbo y aumenta la capacidad de respuesta del acelerador, especialmente a bajas velocidades del motor. Esto se hace alterando la dirección y la velocidad en la que los gases impactan con la rueda de la turbina.

Cuando el motor trabaja en bajo régimen el sistema cierra los álabes y restringe el paso a los gases de escape hacia la turbina, aumentando así el trabajo de la turbina y la presión de la sobrealimentación. Cuando este gira a elevadas revoluciones y alta carga el sistema gira los alabes. De este modo se aumenta el espacio disponible y el caudal de gases circulantes por la turbina.

Todo esto es útil para evita que el turbo sobrepase ciertas velocidades y se mantenga la presión de sobrealimentación.

Hace unos años estos sistemas solo se utilizaban para motores MEC porque no eran capaces de aumentar tan altas temperaturas en el colector de escape, no obstante, estos sistemas han avanzado incorporando refrigeración para poder utilizarlos también en motores de encendido provocado.

En el motor de estudio los turbogrupos son de este tipo.

3.2.2. Intercooler o intercambiador de calor

El intercooler es un elemento esencial en los motores con turbocompresores, debido al aumento de temperatura que se produce al comprimir el aire, ayudando a evitar que este aumento de temperatura haga disminuir el rendimiento.

En los motores de vehículos se coloca a la salida del turbo para su posterior entrada a los cilindros a través de válvulas de admisión. Normalmente el funcionamiento de este sistema es sencillo, el enfriamiento comienza haciendo pasar un fluido frío a través de tubos “intercambiando el calor” entre ambos fluidos. Lo interesante de este sistema es utilizar uno de los fluidos circulantes del ciclo para no tener que añadir uno adicional.

3.2.3. Membrana

La membrana es una de las partes cruciales y sin la cual no tendría sentido este proyecto sobre la oxicomustión. Hay diversos tipos de separación de los componentes del aire. Las membranas MIEC son de gran utilidad en este sentido en el sector del transporten por su peso, coste y efectividad. A continuación, se procederá a explicar esta y a su vez se discutirán otros procesos de obtención de oxígeno justificando por qué no son viables para el actual estudio.

3.2.3.0.1. Membranas MIEC. Las membranas cerámicas MIEC son de vital importancia en la producción de hidrógeno y oxígeno de alta pureza mediante la separación de gases. Esto es debido a su estabilidad química a altas temperaturas y en diferentes composiciones atmosféricas que permiten su aplicación en ambientes que serían perjudiciales para otro tipo de membranas hechas con otro tipo de materiales.

La aplicación de estas membranas es importante pero aún está en desarrollo. Usando una membrana de este tipo el oxígeno se puede separar de una mezcla de gas, en el caso de estudio el aire, lo que permite obtener oxígeno de alta pureza para su uso posterior.

En este proceso se ven envueltos flujos de iones y electrones así como la oxidación y reducción de reacciones que ocurren en las caras opuestas de la membrana. La fuerza impulsora de este transporte es la diferencia de presión parcial de oxígeno que hay en ambos lados de la membrana, creando un gradiente químico a través de esta. Por lo tanto, para mantener la electroneutralidad debe haber transporte de electrones, o en su misma medida de huecos de estos.

En este sistema no se necesita ningún circuito o electrodo adicional para que la membrana funcione, otro de sus puntos a favor.

El espesor de esta membrana es relevante. Un menor espesor resulta en un mayor flujo de oxígeno, pero también en mayor coste y dificultad de producción.

Dentro de las estructuras disponibles la mayoría de los compuestos que permiten la permeación de oxígeno tienen una estructura cristalina tipo fluorita o perovskita.

Tipo fluorita. La fluorita es una estructura cubica simple de aniones con la mitad de los intersticios ocupados por aniones, como se ve en la figura 3-2. Esta estructura posee alta conductividad debido a la movilidad de los iones de oxígeno.

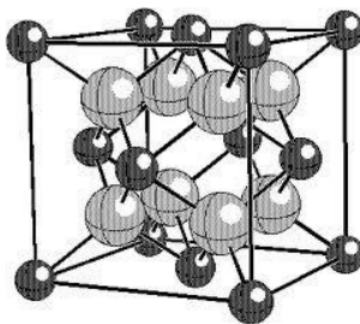


Figura 3-2: Estructura fluorita. Fuente: [16]

Tipo perovskita. Se denomina perovskita a cualquier material con la misma estructura cristalina que el titanato de calcio. La estructura general de un mineral de perovskita es ABX_3 , donde A y B son cationes y X aniones de oxígeno. A suele ser un catión alcalino que ocupa el centro de el cubo y B suele ser un metal de transición que ocupa las esquinas del cubo. Como se puede observar en la figura 3-3.

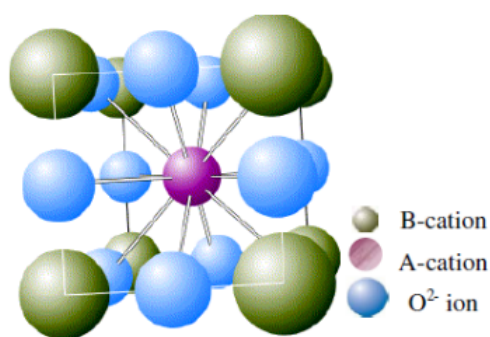


Figura 3-3: Estructura perovskita. Fuente:[16]

Las membranas MIEC con perovskita presentan mayor permeación de oxígeno debido a una más elevada conductividad iónica y electrónica.

La conductividad iónica, que controla la tasa de permeación de oxígeno, es generada por la introducción de vacantes de oxígeno en la matriz de la perovskita. Esto da lugar al mecanismo de salto de iones de oxígeno de vacante a vacante. Y, por otro lado, la conductividad electrónica se genera mediante la formación de huecos electrónicos, permitiendo la circulación de electrones entre los cationes metálicos de la estructura, compensando la conducción de iones de oxígeno. Para que los iones de oxígeno puedan moverse a través de la estructura, son necesarios defectos en el cristal en las posiciones vecinas al lugar ocupado por el ion considerado, lo cual es necesario para el uso de membranas MIEC.

Transporte de O₂ en las membranas MIEC.

En una membrana MIEC la separación de oxígeno ocurre según el proceso esquematizado en la figura 3-4:

1. Transferencia de oxígeno a la superficie de la membrana.
2. Disociación de las moléculas de oxígeno, incorporándose a los materiales de la membrana.
3. Debido a la diferencia de presiones los iones se difunden por los huecos de la red hacia el lado de menor presión. Y los electrones hacia el lado opuesto.
4. Recombinación de los iones.

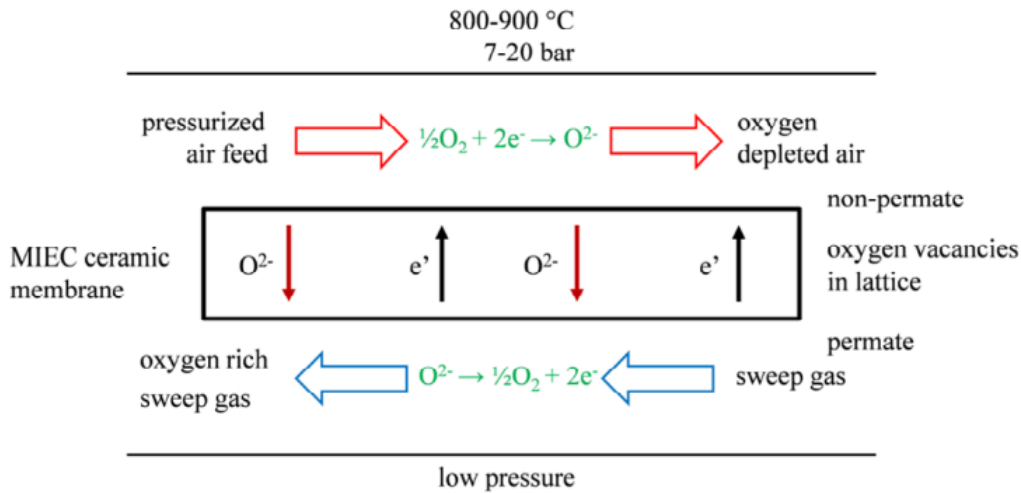


Figura 3-4: Representación esquemática del O₂ en las membranas cerámicas MIEC. Fuente: [40]

La ecuación que caracteriza el flujo de oxígeno a través de la membrana es la siguiente:

$$J_{O_2} = \frac{\sigma_i RT}{4Ln^2 F^2} \ln \frac{P_{O_2}'}{P_{O_2}''} \quad (3.1)$$

En la cual,

- J_{O_2} es el flujo de oxígeno que atraviesa la membrana en $\frac{\text{mol}}{\text{cm} \cdot \text{s} \cdot \text{K}}$.
- σ_i es la conductividad del material en $\frac{\text{S}}{\text{cm}}$

- R es la constante de los gases ideales.
- F es la constante de Faraday.
- n es la carga del portador de la carga eléctrica.
- T es la temperatura del flujo alimentado.
- P_{O_2} y P_{O_2}'' , son las presiones parciales de oxígeno en los lados de alimentación y permeado.

Así pues, se obtendrán mayores flujos de oxígeno a altas temperaturas, bajos espesores de la membrana (figura 3-5), elevadas conductividades y altos gradientes de oxígeno entre un lado y otro de la membrana. Además de este tipo de este tipo de membranas, hay otras

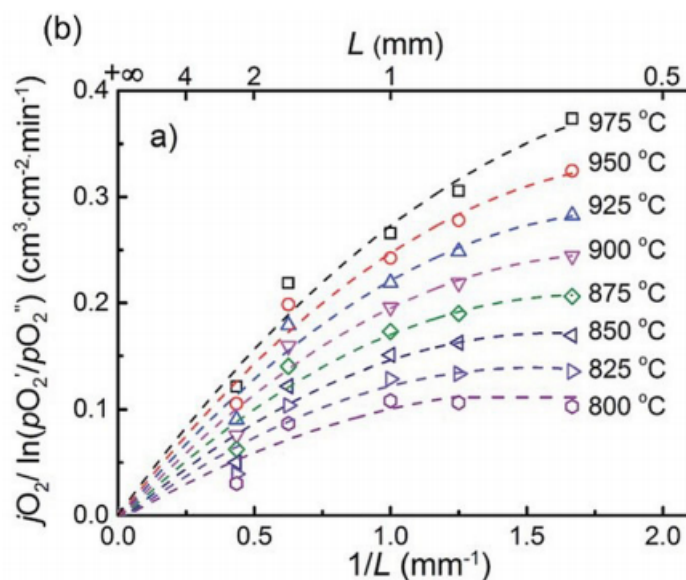


Figura 3-5: Dependencia de el flujo de oxígeno del espesor de la membrana y la temperatura. Fuente: [40]

técnicas para la separación de oxígeno que no son viables para el proyecto.

3.2.3.0.2. Separación criogénica del aire. El aire es separado según sus diferentes temperaturas de ebullición de sus componentes. Este proceso de destilación produce oxígeno a partir de aire comprimido. En la actualidad existen plantas criogénicas que producen hasta 150 toneladas/día con una pureza de oxígeno del 99.5 %. Estas plantas están divididas en una serie de procesos:

- Filtrado, debido a los contaminantes y compuestos que contiene el aire y que lo impurifican.
- Compresión y enfriamiento. Se comprime el aire filtrado hasta una presión de 5 bar (en la que el aire se calienta) y posteriormente se deja enfriar hasta unos 20°C.
- Purificación. De nuevo se realiza un filtrado del aire para eliminar compuestos químicos peligrosos para la seguridad y desarrollo de la planta.
- Intercambiador de calor de la línea principal con las corrientes de salida que se encuentran a temperaturas criogénicas para poder enfriar la corriente principal hasta el punto de licuefacción.
- Destilación principal, en este se separa el oxígeno del nitrógeno.
- Destilación secundaria, se consigue una corriente de argón puro separándolo del nitrógeno.

Las columnas de destilación (figura 3-6) son elementos altos y de gran diámetro que contienen un condensador, un hervidor y los elementos internos.

El funcionamiento es el siguiente: la mezcla entra en fase líquida, gaseosa o mixta y circula por la columna. Suele haber un componente volátil y otro menos volátil. La mayor parte del vapor será del más volátil, aunque habrá pequeñas partes del otro pues la separación no es ideal. El vapor subirá y el condensador enfriará esta corriente que está prácticamente compuesta del componente más volátil.

En la destilación del aire normalmente hay dos columnas, una trabajando a 5 bar y otra a 1 bar. Esta tecnología presenta una serie de características que la hacen inválida para el uso en el sector del transporte. Se necesita un amplio volumen y una planta extensa para realizar este proceso lo cual lo hace viable solo en instalaciones estáticas. Necesita una gran potencia operativa. El arranque y parada no son inmediatos necesitando tiempos del orden de unas pocas horas, en un vehículo no tendría sentido.

3.2.3.0.3. Adsorción del nitrógeno. La adsorción es una técnica basada en la interacción entre un gas y el sólido. La del nitrógeno se basa en la capacidad de adsorción de este en, por ejemplo, zeolita. El oxígeno y argón fluyen más hacia el tanque, el nitrógeno de los lechos se elimina bajando la presión. Esto se llama adsorción por ciclos de presión o PSA.

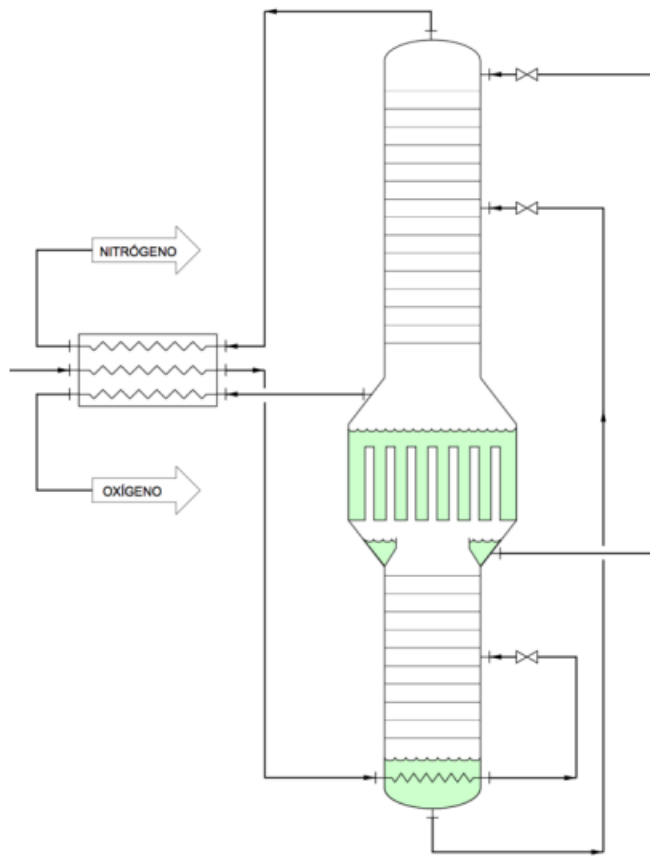


Figura 3-6: Columna destilación doble. Fuente: [29]

Un proceso típico de PSA es el mostrado en la figura 3-7, cada absorbedor tiene un ciclo de cuatro tiempos consecutivos.

- Primer tiempo de adsorción: el aire a presión pasa por el adsorbente que se satura del componente indeseado.
- Segundo tiempo: regeneración despresurizando el aparato.
- Tercer tiempo: purificación del componente adsorbido, normalmente con una fracción de fluido purificado en sentido contrario a la adsorción. De este modo se desplaza el frente de contaminación hacia la entrada y se enfría la masa del adsorbente.
- Cuarto tiempo: presurización del absorbedor, quedando en espera de la entrada en servicio.

Esta unidad PSA puede llegar a trabajar más de 10 años sin renovación del medio adsorbente,

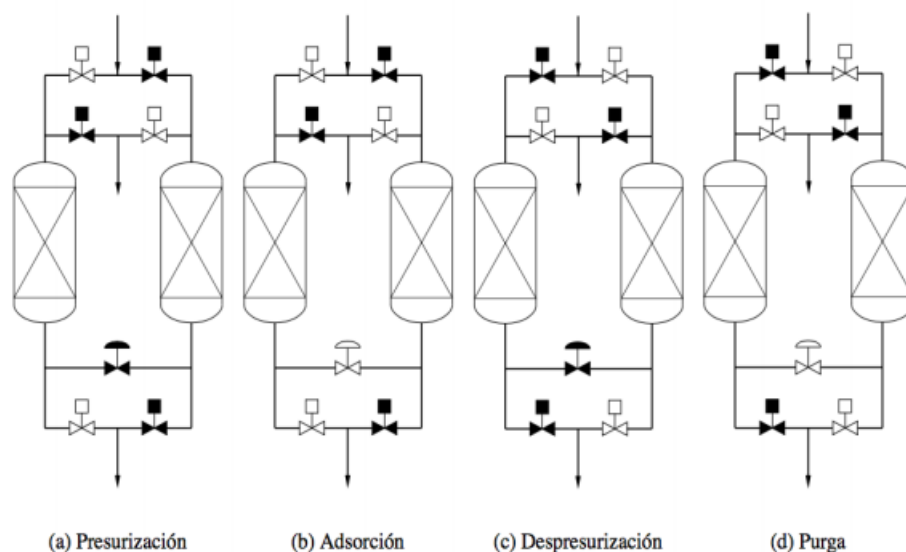


Figura 3-7: Proceso de cuatro tiempos VPSA (Vacuum Pressure Swing Adsorption). Fuente: [29]

pues este no es degradado. La producción se realiza mediante tamices moleculares (como zeolitas 13X) que tienen una capacidad de carga de nitrógeno mucho menor a los que adsorben oxígeno. Estas zeolitas son cristales de aluminio silicato de elementos alcalinos cuya superficie se forma por diferentes óxidos cargados negativamente y cationes aislados presentando una gran afinidad eléctrica con el nitrógeno y siendo capaces de absorberlo. Por ello este tipo de adsorción solo es competitiva cuando se necesitan caudales de oxígeno bajos y una riqueza inferior al 90 %.

El coste económico de esta tecnología es muy elevado, además el caudal de oxígeno puro está relacionado con el área de zeolita lo cual lo hace inviable para el transporte por su relación eficiencia-peso.

También se puede realizar este mismo proceso adsorbiendo el oxígeno. Pero de nuevo, este sistema es inviable por requerir un gran aporte de calor, un conjunto con un elevado peso y tamaño que no puede admitirse en el sector del transporte.

3.2.3.0.4. Membranas poliméricas de difusión. A parte de las membranas MIEC, también hay otros tipos como las poliméricas. Estas permiten una compactación de oxígeno de aproximadamente el 40 %. Por ello no es muy buena en la disminución de emisiones NO_x.

No obstante, son muy simples. El sistema funciona de manera que el aire filtrado pasa por un compresor y se filtra de nuevo para posteriormente entrar en las membranas poliméricas. Este tipo de separación depende del área de la membrana expuesta y normalmente se utilizan en forma de tubos para aumentar la exposición de la superficie. Debido a la poca eficiencia en la separación de oxígeno esta técnica no es de gran interés.

Después de haber explicado brevemente las diferentes técnicas de separación en el cuadro 3.4 se muestra una comparativa entre estas.

Tecnología	Pureza O ₂ (%)	Producción (ton/día)	Tiempo de encendido
Destilación criogénica	>99	más de 4000	Horas/días
Adsorción	~ 95	más de 300	Minutos/horas
Membranas poliméricas	~ 40	más de 20	Minutos
Membranas MIEC	>99	Dependiente del tamaño	Minutos

Cuadro 3.4: Diferencias entre los principales mecanismos de separación de O₂. Fuente: [5]

En este trabajo se utiliza la **membrana MIEC** puesto que es la utilizada en el ciclo de oxicomcombustión estudiado en el departamento de motores térmicos de la *Universitat Politècnica de València*, además son interesantes por la capacidad de obtención de oxígeno puro y por el hecho de que no es necesario un circuito eléctrico adicional. Cabe añadir que esta membrana es un prototipo que está siendo desarrollado al mismo tiempo en el instituto de química ITQ.

3.2.4. Explicación del ciclo.

En la figura 3-8 se muestra el mapa del motor de estudio en el que se distinguen diversos ciclos.

El ciclo de producción de oxígeno, en el cual participa el flujo de N₂ y aire. Y un ciclo de potencia en el que participa el oxígeno previamente separado en la membrana y los gases de escape. Aunque en cierto sentido estos ciclos son inseparables para simplificar la explicación se harán de forma relativamente inconexa.

El ciclo de producción de oxígeno es muy parecido a un ciclo Brayton con una etapa de intercambio de masa. (figura: 3-9).

1. Compresión. Se comprime el aire entrante. Entre los dos compresores el aire se enfría

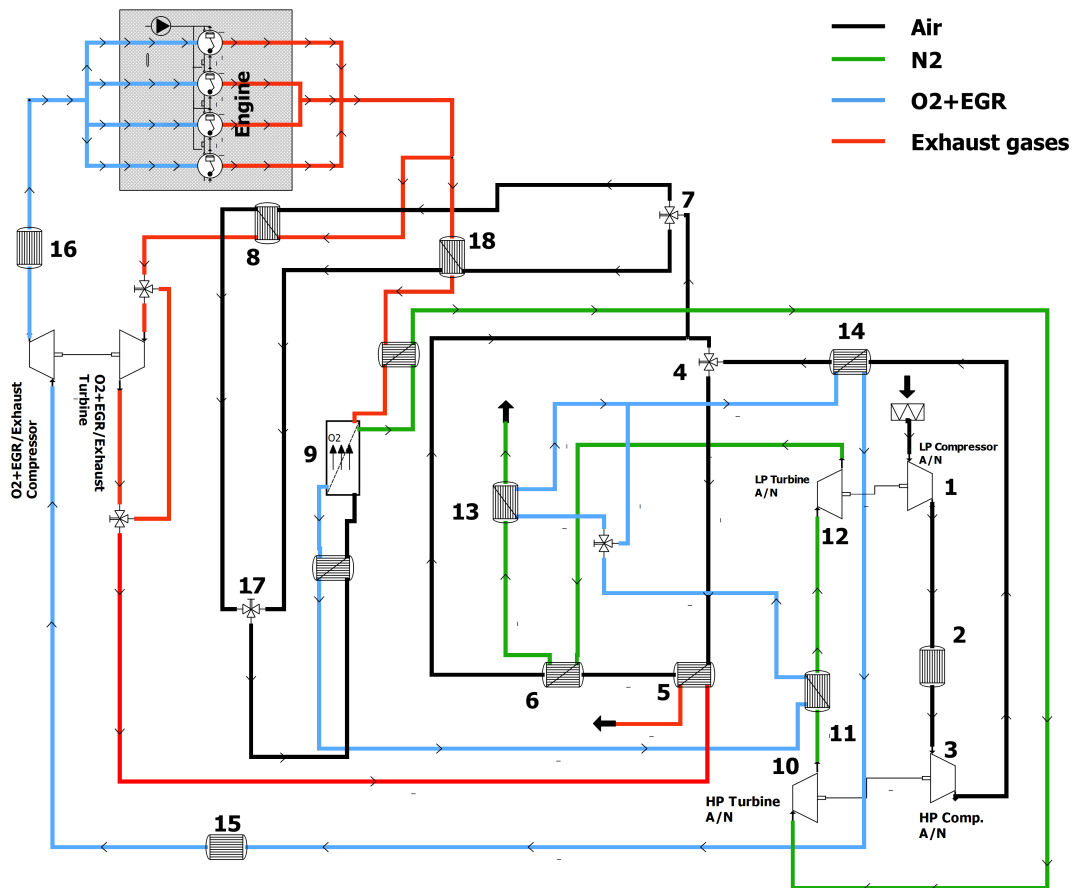


Figura 3-8: Mapa motor del ciclo de oxcombustión de estudio.

mediante un intercambiador con un flujo de agua.

2. Incremento de temperatura. Se intercambia calor con distintos flujos del sistema. En el intercambiador 14 se realiza con O₂+EGR que sale de la membrana a una temperatura elevada. En 5 con gases de escape también a elevada temperatura y en 6 con N₂.

La válvula 4 es una válvula de tres vías que ayuda a controlar que el aire llegue a la membrana a la temperatura necesaria (950°). El nivel de apertura hacia el lado de los intercambiadores regula la temperatura del aire, conforme más aire pase por los intercambiadores 5 y 6 más se aumentará la temperatura. La válvula 7 también tiene este propósito, esta tiene relación con los gases de salida del motor. Las temperaturas que se alcanzan en el motor pueden llegar a ser hasta de 1200 °C, la membrana no puede soportar tan elevadas.

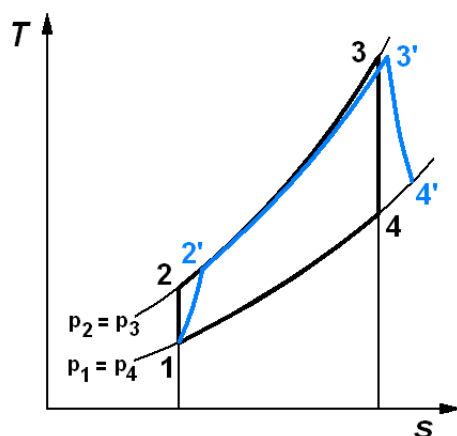


Figura 3-9: Ciclo Brayton ideal (negro) y real(azul). Fuente: [42]

3. Intercambio de masa en la membrana.
4. Expansión. El N_2 es expandido en la turbina de alta presión, aprovechando su calor y presión para mover el compresor de alta. Este N_2 se vuelve a calentar para posteriormente expandirse en la turbina de baja presión y mover su correspondiente compresor.
5. Enfriamiento. El calor residual de este flujo de nitrógeno se utiliza para calentar el aire en el intercambiador 6 y enfriar el oxígeno en 13. Posteriormente, este nitrógeno es expulsado a la atmósfera.

Una vez explicado el ciclo anterior se procede a interpretar el ciclo de potencia.

1. Escape del motor. Se expulsan los gases de escape producto de la combustión generada en los cilindros. Como ya se ha dicho anteriormente, salen a elevada temperatura, dicha temperatura será utilizada para intercambiar calor. Se divide el flujo en dos ramas. Una parte hacia la turbina (regulada con una válvula) que sirve tanto para hacer girar el compresor de entrada al motor como para regular el CO_2+H_2O (gases de escape) que llegan a la membrana, regulando así temperatura de operación de esta y la presión parcial de oxígeno, principal fuente por la que se produce el oxígeno.
2. Intercambio de masa. Se produce en la membrana en la que el flujo de gases de escape se enriquece con oxígeno debido a las altas temperaturas y diferencia de presiones parciales, como ya se ha explicado anteriormente.

3. Enfriamiento. El oxígeno producido por la membrana sale a elevada temperatura que se deberá de disminuir antes de entrar en el motor. Por ello, se intercambiará calor con diversos flujos (intercambiadores 10, 13,14,15) sucesivamente para conseguir que este tenga la temperatura adecuada de entrada al compresor y posteriormente motor.
4. Compresión. El gas pasa por una etapa de compresión la cual es impulsada por la turbina que regula el EGR.
5. Admisión. El gas entra al motor dónde mediante los cuatro cilindros se realizará el conocido ciclo Otto propio de los motores de combustión interna alternativa de encendido provocado y que ya se ha explicado anteriormente.

Una vez llegado a la temperatura idónea el oxígeno se comprime y posteriormente se enfría una última vez más para entrar al motor dónde mediante los cuatro cilindros se realizará el conocido ciclo Otto propio de los motores de combustión interna alternativa de encendido provocado y que ya se ha explicado anteriormente.

3.2.5. Estimación de pesos

En la figura 3-8 se observan todos los elementos que se utilizan en el motor de oxicom-bustión. Estos elementos ya han sido explicados anteriormente pero es importante conocer el peso de cada uno de ellos para conocer el peso final del motor que será crucial en la distribución de carga de pago y combustible de la aeronave.

En el cuadro 3.5, se observa el desglose del peso de los distintos componentes que conforman el motor.

	Masa unitaria (kg)	Unidades	Masa total (kg)
Turbogruppo	8	3	24
Intercambiador de calor	11	12	132
Membrana	10.12	1	10.12
Motor	100	1	100
TOTAL			266.12

Cuadro 3.5: Estimación de pesos del motor de oxicom-bustión.

El valor de los turbocompresores se ha considerado así por ser un turbogruppo pequeño y por tener unos datos estimados facilitados por el departamento del CMT.

En cuanto a los intercambiadores de calor, se han escalado mediante la potencia con otros comerciales de motores similares.

Para la membrana, según el instituto ITQ este elemento en concreto tiene una densidad de 6.33g/cm^3 . La membrana utilizada en este motor tiene 8 m^2 de superficie y 0.02 mm de espesor. Con estos datos se llega al peso del cuadro 3.5.

Por último, el peso del motor con su grupo de cilindros y pistones se ha estimado mediante búsqueda bibliográfica.

El motor en su conjunto tiene una masa de 266 kg , lo cuál es prácticamente el doble al del motor original de la aeronave. Para realizar la oxioombustión el motor necesita de elementos adicionales que una planta propulsora convencional no. El peso será uno de los inconvenientes de este motor.

Capítulo 4

ENTORNO DE TRABAJO

Uno de los objetivos del proyecto es instalar el motor en una aeronave que pueda ser propulsada por un MEP. De esta aeronave se deberán conocer los pesos, datos aerodinámicos, el modelo de hélice entre otros.

Además, para la realización del proyecto se ha utilizado un software crucial para obtener los resultados, el cual también es interesante exponer.

4.1. Piper Cherokee

El Piper PA-28 Cherokee es un avión ligero monomotor de entre dos y cuatro plazas que fue certificado en 1960 y sigue produciéndose hoy en día. Es un avión de alto interés pues es uno de los más fabricados de la historia, en España se utiliza tanto para la enseñanza de nuevos pilotos como para la aviación recreativa privada.

Es el sucesor del Piper PA-24 Comanche, se diseñó como alternativa antes los costes de fabricación y para poder competir con el Cessna 170 y 172. Actualmente aún se producen tres versiones del PA-28 Cherokee: el Warrior III (PA-28-161), el Archer III (PA-28-181) y el Arrow (PA-28R-200).

4.1.1. Especificaciones

A continuación, se detallarán algunas especificaciones relevantes de la Piper Cherokee. Además, en el anexo .1 se hallan planos y otras dimensiones que pueden ser de interés.



Figura 4-1: Piper PA-28 Cherokee. Fuente: [1]

4.1.1.1. Pesos

Se presentan algunos de los pesos representativos de la aeronave de estudio en el cuadro 4.1. La carga de pago es una de las variables más importantes, ya que esta se distribuirá en pasajeros o carga y combustible. El combustible no suele tenerse en cuenta dentro de la carga de pago, pero en este proyecto se realizará por una cuestión de sencillez en el cálculo de distribución de pesos.

Pesos	
Peso máximo en despegue (<i>MTOW</i>) (kg)	1090.9
Peso en vacío (<i>OEW</i>) (kg)	558
Carga de pago (<i>PL</i>) (kg)	532.9
Máxima carga alar (kg/m ²)	73.2

Cuadro 4.1: Pesos Piper Cherokee con el motor original.

El motor original de la aeronave pesa 129 kg. La avioneta puede configurarse para dos pasajeros o cuatro pasajeros con este motor. Sin embargo, como se ha observado en el capítulo anterior el motor de diseño de oxicomustión tiene un peso de prácticamente el doble. Con este, la aeronave sólo dispone de una carga de pago de 394.88 kg. Suponiendo que la masa que conlleva transportar a un pasajero es de 100 kg, la aeronave no tiene la capacidad para transportar a más de dos pasajeros con el motor de oxicomustión y con dos pasajeros se dispondrá de 194 kg de combustible.

4.1.1.2. Polar Piper Cherokee

La polar de un avión relaciona directamente el coeficiente de resistencia (C_D) con el coeficiente de sustentación (C_L). Es una herramienta fundamental para estimar correctamente las actuaciones del avión.

Para calcular la polar se han realizado diversas hipótesis. Primero de todo, la aeronave es simétrica y es un cuerpo rígido sometido a un conjunto de fuerzas externas. Por otro lado, se ha calculado una polar parabólica de coeficientes constantes.

La aproximación de polar parabólica está ampliamente extendida y es de gran interés debido a los buenos resultados que proporciona. Como contrapartida, esta no tiene en cuenta efectos de la compresibilidad. No obstante, en el caso de estudio debido a las bajas velocidades y números de Mach que alcanza la Piper Cherokee, los efectos de la compresibilidad no van a ser importantes. La polar de coeficientes constantes se basa en suponer al coeficiente de resistencia dos contribuciones principales 4.1:

$$C_D = C_{D0} + k \cdot C_L^2 \quad (4.1)$$

- Resistencia parásita (C_{D0}), se puede decir que es la resistencia debida a la fricción. Si se considera la avioneta completa se deben tener en cuenta los coeficientes pertenecientes a cada una de sus partes. Además, existe una interferencia aerodinámica por la cual la resistencia parásita no es igual a la suma de todas sus partes, esto se introduce mediante un factor de interferencia.
- Resistencia inducida, es dependiente de un factor k y de la propia sustentación. Esta resistencia tiene en cuenta la resistencia producida por los torbellinos de punta de ala, la variación de la fricción al modificar el campo de velocidades. Generalmente la k se expresa según la ecuación 4.2.

$$k = \frac{1}{AR \cdot e \cdot \pi} \quad (4.2)$$

Teniendo en cuenta los dos tipos de resistencia que se han comentado, de forma general el coeficiente de resistencia dependerá: de la sustentación, el número de Reynolds, el mach y la configuración del avión. La configuración del avión, de la cual no se ha hablado, es importante, pues se debe retener que no solo existe una única polar sino varias dependiendo del segmento en el que se encuentre el avión, ya sea, despegue, crucero, aterrizaje, etc.

Asimismo, también es influyente el conocido efecto suelo que tiene importancia en los segmentos de despegue y aterrizaje principalmente. El efecto suelo es el fenómeno aerodinámico que ocurre cuando un cuerpo está muy cerca de una superficie, esto provoca alteraciones en el flujo del aire que se pueden aprovechar, puesto que este disminuye la resistencia inducida.

A continuación, se muestran en el cuadro 4.2 algunos de los valores influyentes en el cálculo de la polar.

Datos relevantes polar Piper Cherokee	
Factor de Oswald (e)	0.856
AR	4.098
k (constante de la resistencia inducida)	0.0681
C_{D0} crucero	0.0255
C_{D0} despegue (con efecto suelo y flaps)	0.0341
Despliegue de flaps en despegue	25°
$V_{crucero}$	65.27 m/s
$V_{despegue}$	34.51 m/s
V_{stall}	28.76 m/s
C_{Lmax}	1.42

Cuadro 4.2: Algunos de los datos relevantes y utilizados para el cálculo de la polar Piper Cherokee.

Para diferentes configuraciones la curva polar toma la forma de la figura 4-2.

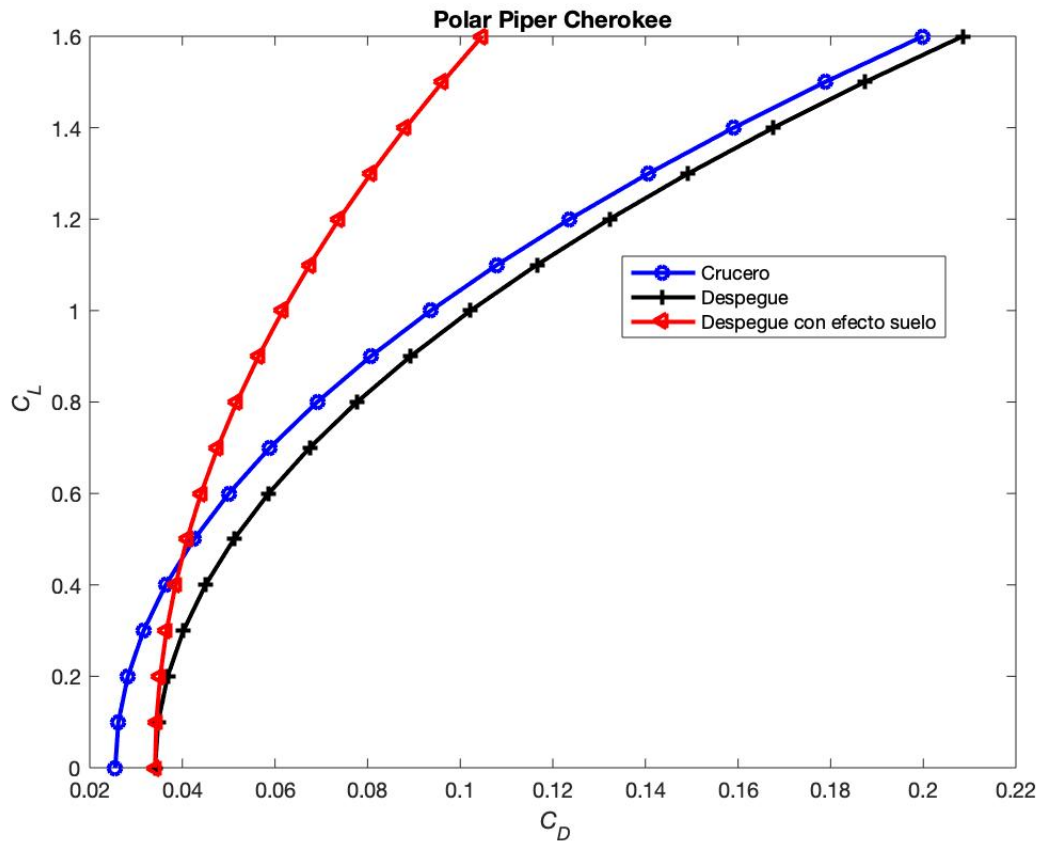


Figura 4-2: Polar Piper Cherokee para distintas configuraciones.

Otro parámetro que es interesante analizar una vez de ha obtenido la curva polar es la eficiencia aerodinámica (EA). La eficiencia aerodinámica es el ratio entre sustentación y resistencia, evidentemente es interesante que este ratio sea elevado. Para diferentes configuraciones de la aeronave la eficiencia aerodinámica se puede ver en la figura 4-3.

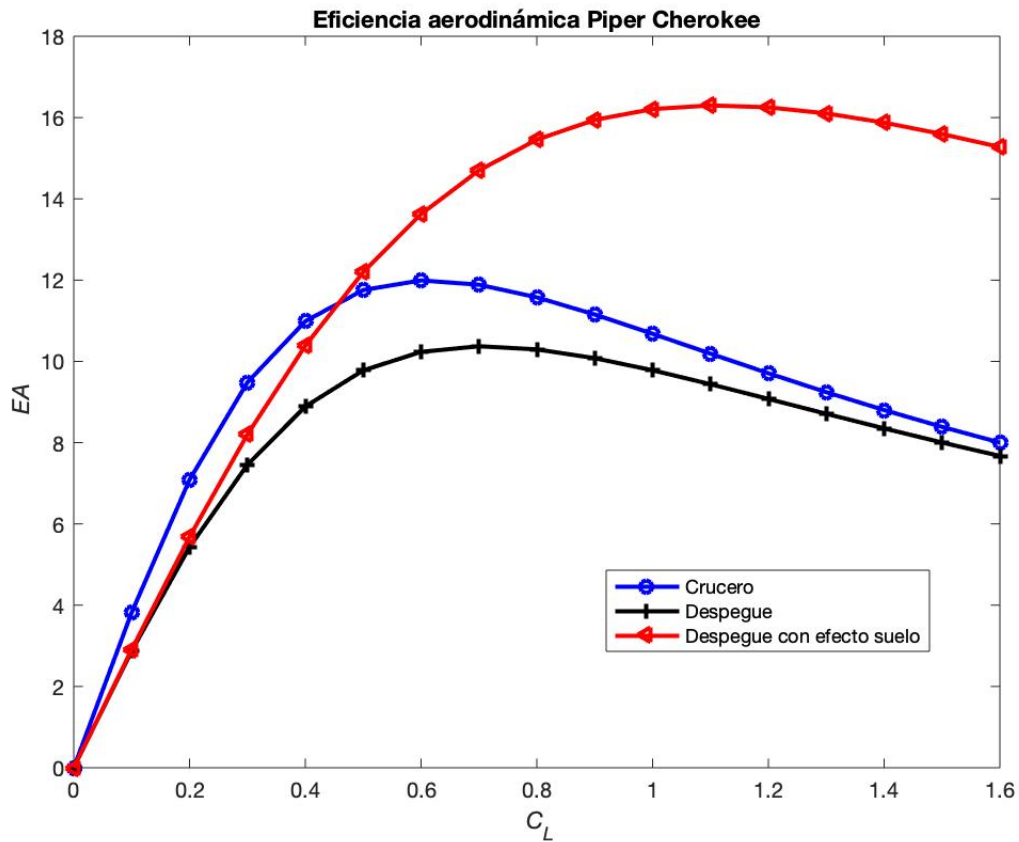


Figura 4-3: Eficiencia aerodinámica Piper Cherokee para distintas configuraciones frente al coeficiente de sustentación.

4.2. Modelo de hélice de la aeronave

Una hélice es un dispositivo con un número variable de palas que cuando giran producen una fuerza propulsora. La aeronave Piper Cherokee utiliza este principio de funcionamiento. La hélice está acoplada al eje de salida del motor el cual proporciona el movimiento de rotación. La propulsión mediante hélice es ampliamente utilizada en aviones ligeros, como es el caso.

La hélice está compuesta por palas las cuales tienen sus respectivos perfiles. Estos tendrán un ángulo de ataque respecto al viento y un ángulo de paso o ángulo de incidencia. El movimiento rotativo de la hélice da lugar a un campo de velocidades o presiones que provoca una fuerza de reacción que propulsa a la aeronave.

Esta fuerza de propulsión dependerá de la cantidad de aire movido y por tanto del tamaño de la hélice, su paso y velocidad de giro. El paso es el ángulo de giro en el eje longitudinal de la pala. Las hélices se pueden clasificar en paso fijo o paso variable.

- Paso fijo: el paso es constante e impuesto por el diseñador. La eficacia y rendimiento de este sistema está limitado ya que su máximo de operación estará en alguna de las fases del vuelo, como despegue o crucero, pero no en todas. Se compensa la falta de eficacia con su sencillez.
- Paso variable: el piloto puede cambiar este ángulo obteniendo un rendimiento óptimo en cualquier momento. El mecanismo utilizado puede ser mecánico, hidráulico o eléctrico.

La hélice utilizada por la aeronave original es una hélice de paso fijo, cuyo rendimiento varia según la figura 4-4. Es evidente que la eficiencia cambia según el régimen de giro y la velocidad, consiguiendo su máximo entorno a un 80 %. Es decir, para cada velocidad de vuelo se debería optimizar la velocidad de giro para conseguir el máximo rendimiento posible.

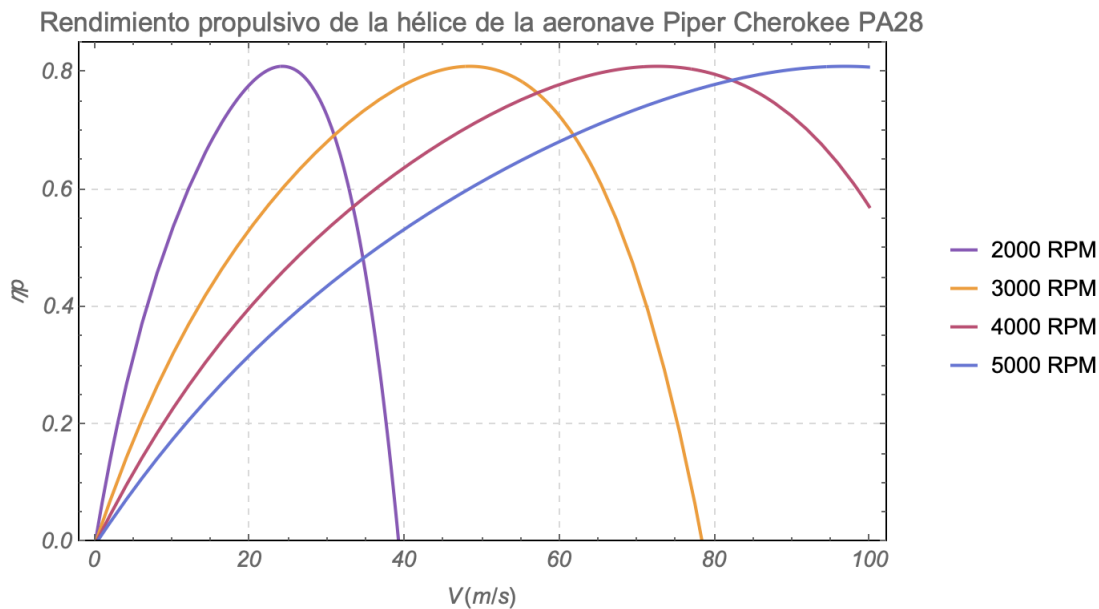


Figura 4-4: Rendimiento propulsivo de la hélice de la aeronave original. Fuente: [30].

Puesto que no se conoce el punto óptimo de operación del motor este modelo de hélice ha sido sustituido por una hélice de paso variable cuyo rendimiento es constante y del 80 %.

Sería uno de los análisis futuros ver qué tipo de hélice es más interesante en este caso, pero este proyecto no se centrará en este tema.

Normalmente este tipo de dispositivos van acompañados de un mecanismo reductor que disminuye las revoluciones a las que debe girar la hélice según el eje del motor, por una cuestión de eficiencia. Este dispositivo reductor se ha estimado con un rendimiento también constante y del 95 %.

4.3. VEMOD

VEMOD es uno de los softwares fundamentales en este proyecto. Es una herramienta que surge a raíz de las restricciones impuestas en cuanto a agentes contaminantes en los motores de combustión, siendo útil para predecir el comportamiento del motor. Ha sido creado en el instituto CMT-Motores térmicos.

Es una potente herramienta de cálculo que gestiona el aire mediante un modelo 1D de dinámica de gases calculando propiedades del flujo a lo largo de sus sistemas. Se basa en un modelo de acción ondulatoria que realiza el cálculo termodinámico en los gases del motor, gracias al uso de elementos unidimensionales (conexiones) y cerodimensionales (volúmenes como los intercambiadores de calor, cilindros y membranas).

VEMOD ha sido validado mediante simulaciones en motores diésel tanto estacionarias como transitorias.

Incluye submodelos para la combustión, inyección, transferencia de calor, entre otros. Se tienen en cuenta cuestiones como el tipo de refrigeración utilizada o el tipo de tubería mediante correlaciones.

VEMOD está programado en Visual Studio y presenta un diseño intuitivo y sencillo. Su uso se basa en la utilización de distintos bloques junto con conexiones y nodos que irán conformando el modelo de estudio. Incluye todo tipo de elementos relacionados con el funcionamiento del motor.

Por todos estos motivos explicados anteriormente VEMOD ha sido imprescindible para el desarrollo de este proyecto. En él, se han simulado los distintos casos de estudio del motor HR-13 de oxcombustión a diferentes altitudes y regímenes de giro, dando pie a innumerables valiosos resultados necesarios para realizar el estudio de viabilidad.

Capítulo 5

PRESTACIONES DEL MOTOR

Una vez se ha justificado y explicado el trabajo que va a ser realizado resulta de gran interés analizar las prestaciones que el motor con la oxcombustión aplicada puede proporcionar.

5.1. Operación del motor de oxcombustión a nivel del mar

Primeramente, sin embarcarlo en la aeronave de estudio, se pueden estudiar diversos parámetros como el rendimiento, el consumo específico, la potencia y el par motor.

En la figura 5-1 se muestra el mapa de consumo específico, potencia y régimen de giro, para diferentes cargas, pues esta es una de las curvas características del motor.

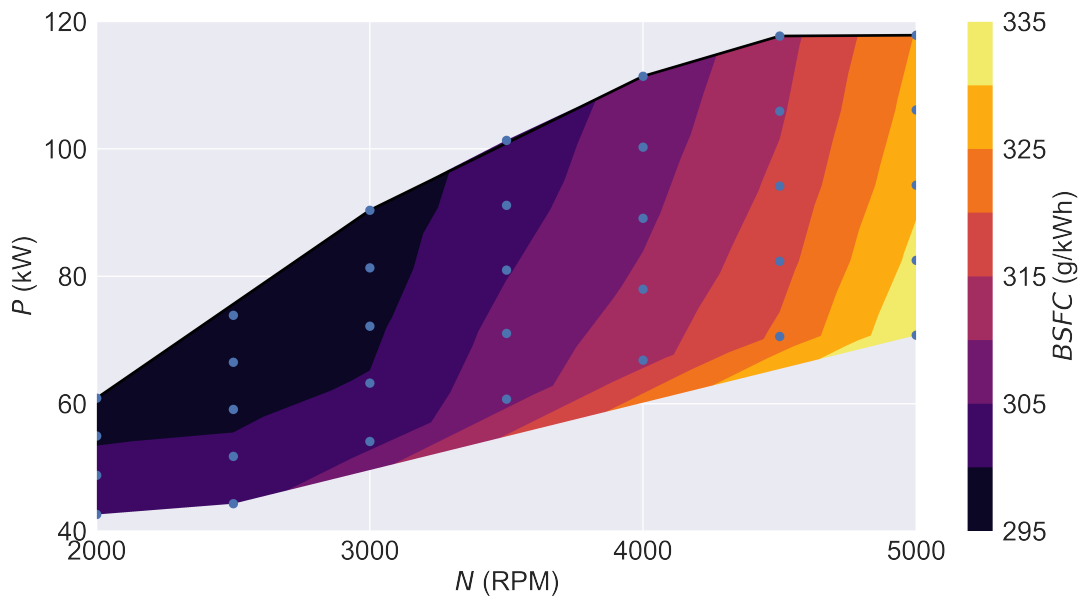


Figura 5-1: Mapa motor de potencia, régimen de giro y consumo específico

Se observa fácilmente, que un aumento de velocidad de giro implica aumento de potencia y a su vez un aumento de consumo específico. La potencia máxima que proporciona el motor es de 117.85 kW.

El régimen de giro es el número de vueltas que da por unidad de tiempo, cuantas más vueltas por minuto, más capacidad para realizar un trabajo, de ahí el aumento de potencia. Pero conforme más vueltas, más combustible será utilizado a lo largo del tiempo, por ello aumenta también el consumo de combustible.

El análisis del par motor también es de gran utilidad, pues el producto de este y el régimen de giro da lugar a la potencia. El par de giro es la fuerza con la que da vueltas el motor. Cuanta más fuerza tenga que dar cada vuelta, más capacidad tendrá para realizar un trabajo. La potencia de un motor se puede dar por ser capaz de trabajar con un régimen de giro elevado, porque el par de giro lo es o la combinación de ambas. Un motor que tenga bajo par y admita bajos regímenes de giro tendrá poca potencia.

En la figura 5-2 se puede observar que el motor tiene un par relativamente elevado a bajo régimen que va disminuyendo conforme aumentan las revoluciones por minuto. De hecho, este es un motor pequeño que no trabaja a elevado régimen, ya que 5000 revoluciones por minuto no lo son, por lo que su potencia viene dada más por el par que por el régimen de giro.

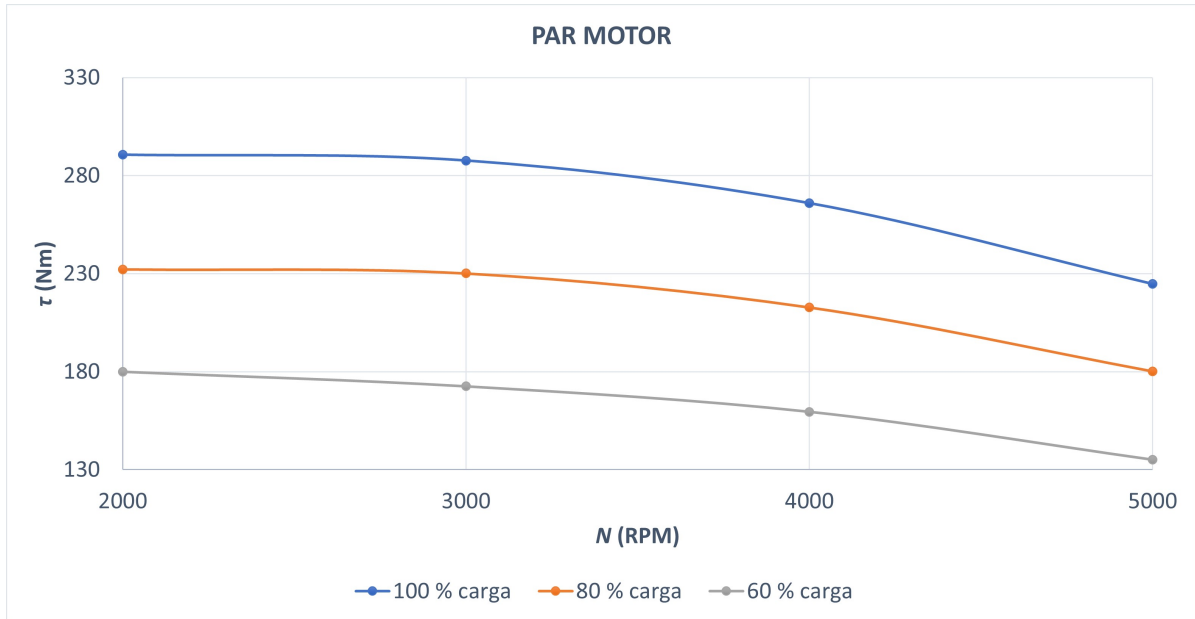


Figura 5-2: Par motor proporcionado según el régimen de giro y la carga del motor.

La carga junto con el régimen de giro, es una de las variables principales de funcionamiento del motor. La carga equivale a la sollicitación de potencia que hace el conductor o piloto, pues lo que en realidad significa es la cantidad de mezcla que hay en la cámara antes de la combustión. Normalmente se define como la relación entre la potencia entregada por el motor y la potencia máxima a un determinado régimen. En MEP se puede definir en términos de caudal másico de aire.

En las figuras 5-3 y 5-4 se puede ver más claramente el efecto de la carga sobre la potencia y el consumo. La eficiencia máxima del consumo se encuentra a altas cargas y bajos regímenes mientras que la eficiencia máxima de la potencia es a altas cargas y altos regímenes. Esto es lógico, con una carga menor el motor dispondrá de una energía térmica menor para transformarla en energía mecánica, eso se traduce en una potencia menor. Para realizar un vuelo eficiente se deberá hallar un compromiso entre ambas variables, entre otras cosas.

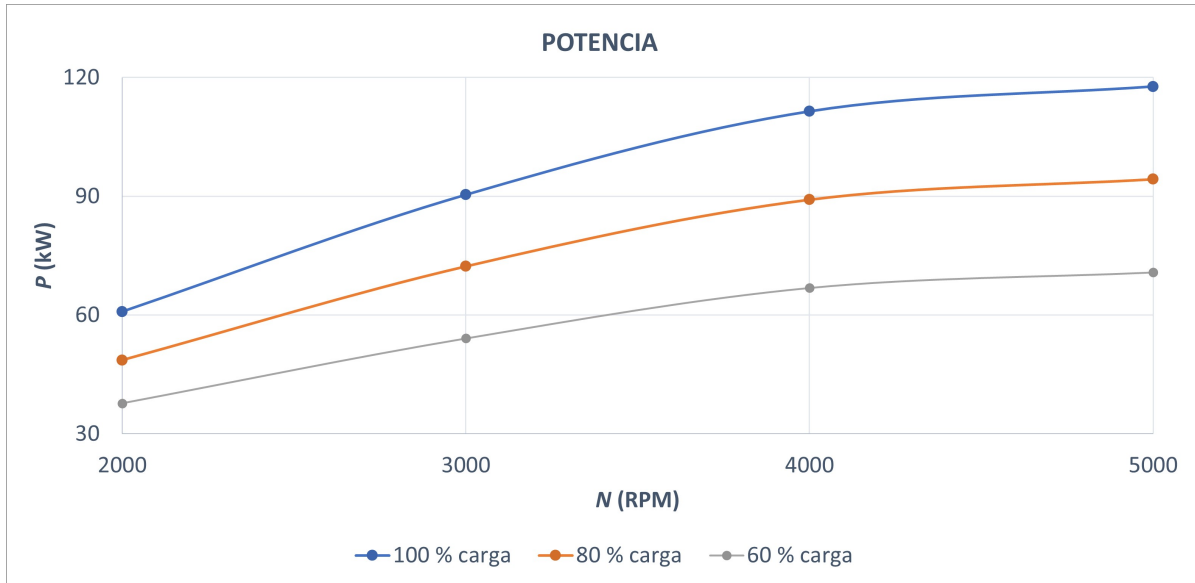


Figura 5-3: Potencia proporcionada según el régimen de giro y la carga del motor.

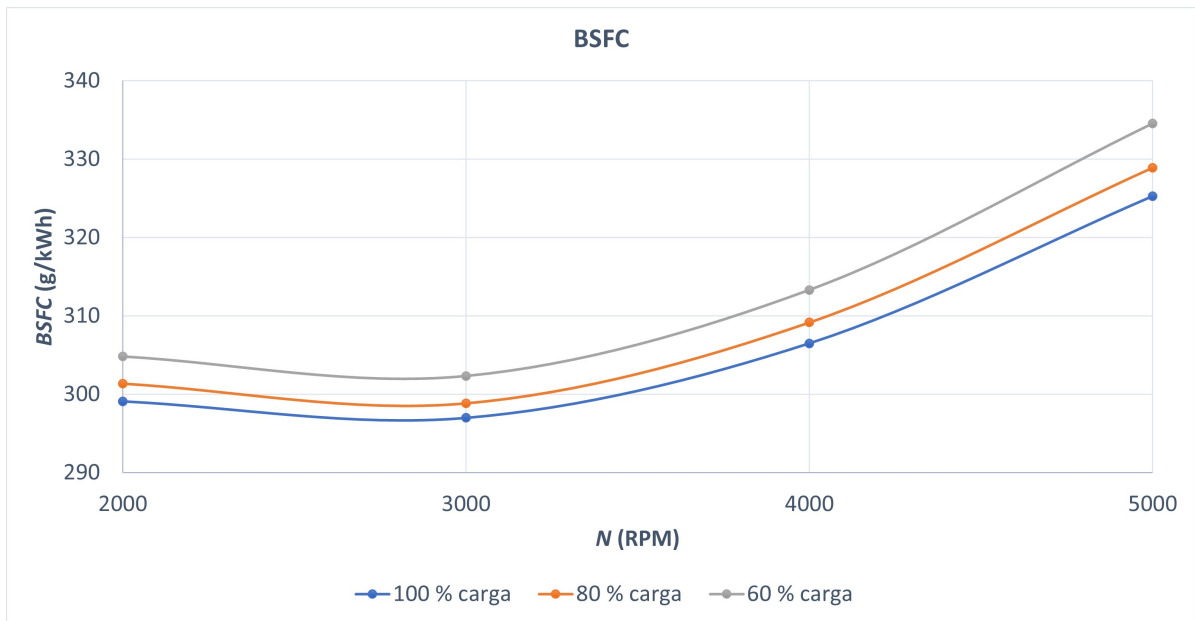


Figura 5-4: Consumo específico según el régimen de giro y la carga del motor.

5.2. Operación del motor de oxidcombustión a diferentes altitudes

Los motores de combustión interna alternativos tienen grandes aplicaciones según su tamaño y el tipo de combustión. Pueden utilizarse desde en pequeñas herramientas y avionetas hasta grandes embarcaciones.

En las pequeñas avionetas, se suelen utilizar motores de encendido provocado de cuatro tiempos como es el caso de estudio. El sector de la aviación se enfrenta a grandes desafíos en sus diseños que lo transforman en un campo mucho más hostil. Entre otras cosas, el peso será crucial para la eficiencia del conjunto, siendo el motor una de las partes más pesadas de las aeronaves. Por otro lado, el motor debe enfrentarse a diferentes altitudes en las cuales la densidad irá disminuyendo y su capacidad también. En este sentido, los turbocompresores han supuesto un gran avance en el sector de la aviación, ya que se necesita aspirar más aire conforme aumenta la altitud, pues este tiene menor densidad. Por todo esto uno de los desafíos a los que este motor debe hacer frente para ser viable en el mundo aeronáutico es su comportamiento en altitud.

En la figura 5-5 se representa la potencia a plena carga en función de la altitud y el régimen de giro. Analizando los resultados obtenidos se puede afirmar que conforme se aumenta la altitud la potencia disponible desciende. Esto empieza a ser tangible a elevados regímenes y altitudes de aproximadamente 3500 m. Si la altitud sigue aumentando este descenso de la potencia se traslada incluso a las velocidades de giro más bajas.

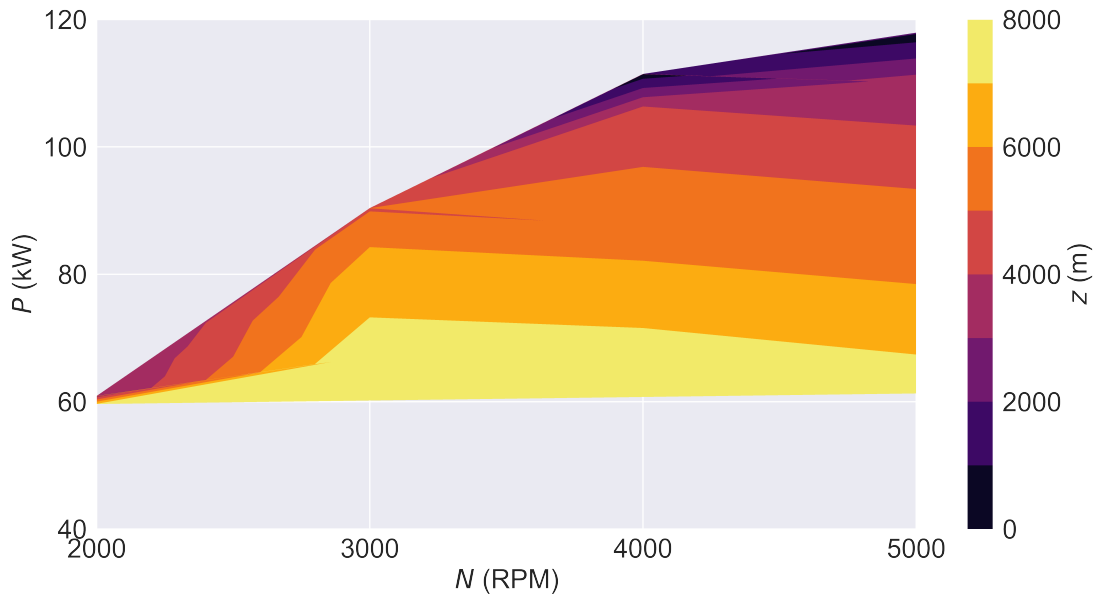


Figura 5-5: Variación de la potencia a plena carga con la altitud y el régimen de giro.

En cuanto al consumo específico, también este sufre una variación según la figura 5-6. Se puede observar el mismo comportamiento que con la potencia. El aumento de consumo es tangible a elevados regímenes y a partir de unos 3500 m, si disminuye la velocidad de giro del motor sólo a elevadas altitudes se puede apreciar un aumento.

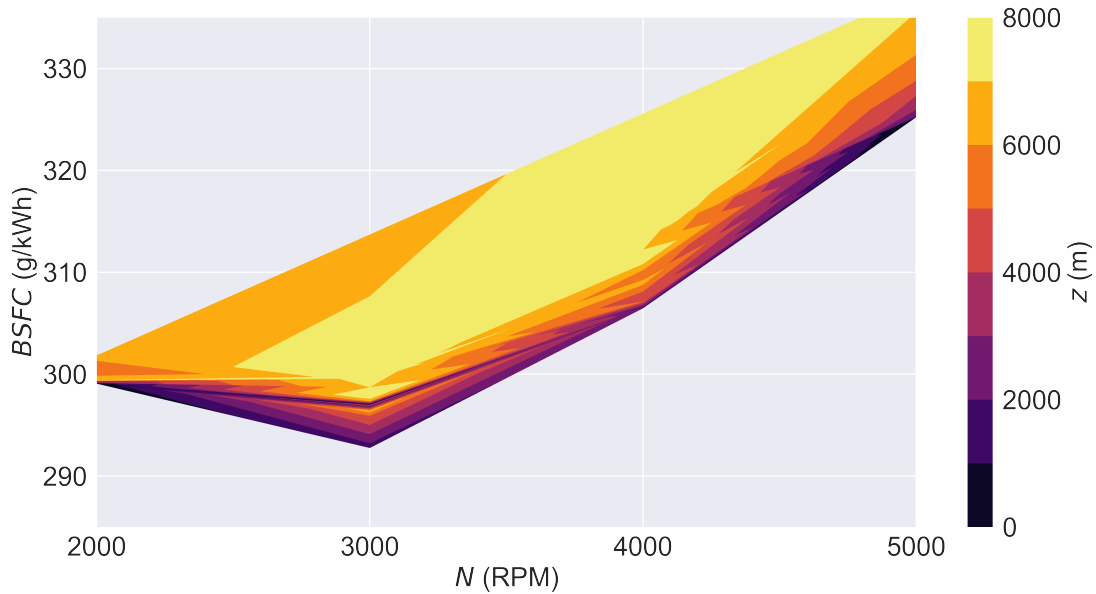


Figura 5-6: Variación del consumo específico a plena carga con la altitud y el régimen de giro.

En las figuras anteriores se han mostrado las variaciones con la altitud para el caso de plena carga. Las conclusiones obtenidas son iguales para cargas más bajas, no obstante el efecto de la altitud se contempla a altitudes más elevadas en estos casos. Por ejemplo, en el caso del 80 % de carga es a partir de los 5000 m donde se observa una disminución de prestaciones del motor. En el caso del 60 % de carga a partir de los 7000 m. Esto es debido al hecho de que al bajar la carga se utiliza menor flujo másico de aire y el efecto de la disminución de la densidad con la altitud es menos notable.

Esta variación de potencia y consumo específico está relacionada con la apertura de la válvula de la entrada al motor. Conforme se aumenta la altitud la densidad del aire disminuye, según la figura 5-7 la válvula de entrada se va abriendo para conseguir aspirar todo el aire necesario aún con la disminución de la densidad. Al igual que en la potencia y en el consumo específico, es a partir de unos 3500 m y a altos regímenes donde se observa un cambio en el comportamiento de la válvula. De nuevo, conforme aumenta la altitud, la válvula debe abrirse más incluso a bajas revoluciones.

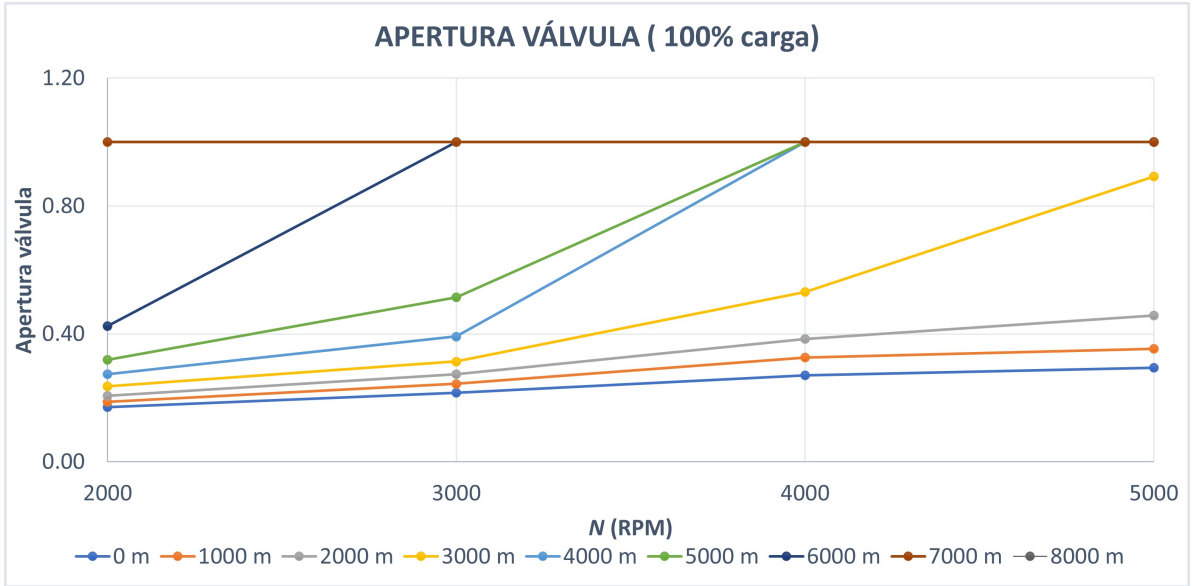


Figura 5-7: Apertura de la válvula de entrada según la altitud a plena carga.

Capítulo 6

ALCANCE DE LA AERONAVE PIPER CHEROKEE

El alcance de una aeronave es la distancia que es capaz de recorrer con una determinada cantidad de combustible. Esta es una de las capacidades del avión más determinantes y relevantes y por ello, crucial a la hora de realizar un estudio de viabilidad.

Hay varias leyes de pilotaje bajo las cuales puede volar una aeronave, el alcance a altitud y velocidad constante se calcula según la expresión 6.1, conocida también como la ecuación de Breguet.

$$R = - \int_{W_0}^{W_f} \frac{\eta_p \eta_m L}{c_e \cdot g D} \frac{dW}{W} \quad (6.1)$$

Para maximizar el alcance interesará maximizar el alcance específico (Ecuación 6.2), es decir, para un peso determinado, habrá una velocidad determinada que minimice el consumo específico y maximice la eficiencia aerodinámica ($\frac{L}{D}$).

$$\beta = \frac{\eta_p \eta_m L}{c_e \cdot g D} \frac{1}{W} \quad (6.2)$$

La potencia requerida al motor en cada instante dependerá del peso, la velocidad y la altitud de vuelo. La resistencia aerodinámica será aquella producto de sustentar todo el peso del avión en cada instante. El proceso matemático a seguir se observa en las siguientes ecuaciones (6.3,6.4,6.5 y 6.6).

$$L = W = \frac{1}{2} \rho S_W V^2 C_L \quad (6.3)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho S_w V^2 (C_{D0} + k C_L^2) \quad (6.4)$$

$$T = D \quad (6.5)$$

$$P = \frac{D \cdot V}{\eta_p \eta_m} \quad (6.6)$$

Gracias al programa VEMOD se han obtenido los datos de la operación del motor a diferentes cargas y regímenes de giro. El consumo específico, cuyo valor es muy relevante en el cálculo del alcance, se ha interpolado en función de las revoluciones por minuto y la potencia. Por ello, una vez obtenida la potencia (expresión 6.6), se buscará el régimen de giro que la proporciona minimizando el consumo específico.

Como se puede observar en la ecuación 6.1, la obtención del alcance exige de una integración que se realizará gastando pequeñas partes de combustible y realizando un sumatorio en un bucle según indica la expresión 6.8.

$$\Delta R = \beta \Delta W \quad (6.7)$$

$$R_i = R_{i-1} + \Delta R \quad (6.8)$$

$$W_i = W_{i-1} - \Delta W \quad (6.9)$$

A continuación, se realizará el proceso ya explicado para diferentes altitudes y diferentes velocidades y se analizará el comportamiento del motor instalado en la aeronave de estudio.

6.1. Alcance con el motor de oxicombustión

En primer lugar, se ha maximizado el alcance para cada altitud obteniendo una velocidad de vuelo, potencia, consumo específico, régimen de giro, coeficiente de sustentación, coeficiente de resistencia y alcance específico.

El incremento de combustible utilizado para la integración ha sido de 5 kg y la variación de velocidad para una misma altitud de 1m/s. El combustible total que puede consumir la aeronave con el motor de oxicombustión es de 194 kg.

En la figura 7-13 se observa que conforme aumenta la altitud también lo hace la velocidad óptima de vuelo. Esto ocurre por la variación de la resistencia aerodinámica en aeronaves

subsónicas en función de la altitud y la velocidad de vuelo. Al aumentar la altitud la velocidad de mínima resistencia, o máxima eficiencia aerodinámica, aumenta. Maximizar el ratio entre eficiencia aerodinámica y consumo específico conduce a maximizar el alcance, es por ello que la velocidad óptima de vuelo va aumentando, porque se tiende a velocidades próximas a la velocidad de máxima eficiencia aerodinámica. De hecho a nivel del mar la velocidad de mínima resistencia toma el valor de 43.34 m/s, con peso máximo al despegue, y la velocidad media óptima de vuelo a esa altitud es de 42.3 m/s. Es decir, es necesario volar a una eficiencia aerodinámica máxima para mejorar el alcance, como ya se ha visto en la figura 4-3, esta eficiencia es de aproximadamente 12.

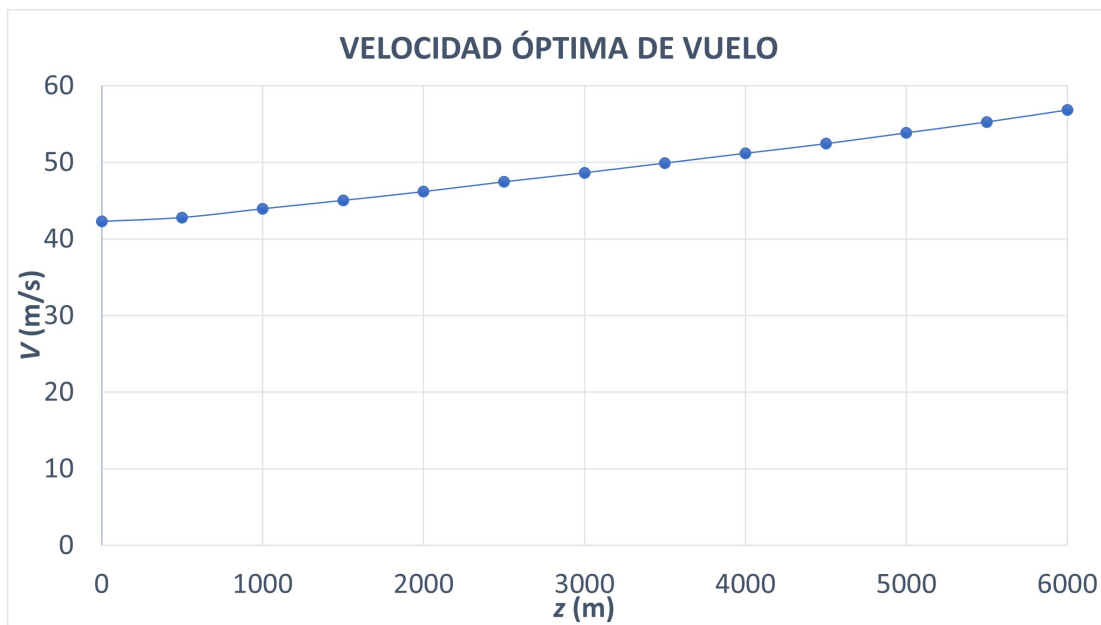


Figura 6-1: Velocidad media óptima para cada altitud.

Al analizar el alcance y alcance específico (figura 6-2), estos se mantienen prácticamente constantes. Se puede afirmar que por cada kilogramo de combustible consumido, la aeronave con este peso recorre unos 11.2 km.

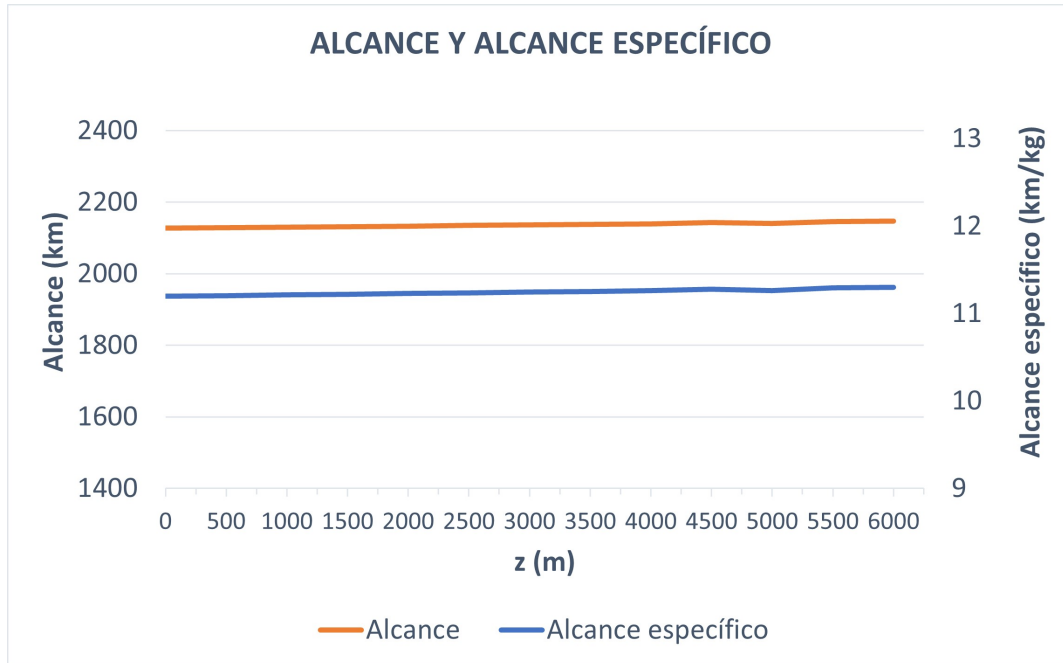


Figura 6-2: Alcance y alcance específico para cada altitud.

Otros de los valores medios que se han obtenido para las distintas altitudes son la potencia media, el consumo específico medio y el régimen de giro medio (cuadro 6.1). A bajas altitudes la potencia necesaria para volar es baja, conforme aumenta esta potencia, disminuye el régimen de giro y el consumo específico. Es decir, a bajas altitudes el motor no puede operar a plena carga porque la potencia necesaria es muy baja, conforme aumenta la altitud puede aumentar el grado de carga y así disminuir el consumo específico. El óptimo se encuentra a los 6000 metros de altitud, y a partir de este, la situación vuelve a empeorar. Como ya se ha comentado en el capítulo anterior, al aumentar la altitud el motor dispone de menor potencia en plena carga y conforme sigue aumentando, cargas más bajas se verán afectadas. Un apunte interesante es el hecho de que se necesita aproximadamente la mitad de potencia disponible para realizar el vuelo de crucero.

z (m)	V (m/s)	P (kW)	$BSFC$ (g/kWh)	N (RPM)
0	42.30	46.51	301.95	2670.40
500	42.81	45.85	301.83	2630.34
1000	43.95	47.07	301.65	2585.27
1500	45.05	48.24	301.41	2500.19
2000	46.19	49.46	301.20	2443.56
2500	47.47	50.83	300.93	2369.99
3000	48.65	52.08	300.68	2313.33
3500	49.92	53.43	300.52	2205.01
4000	51.19	54.77	300.33	2150.75
4500	52.44	56.10	300.03	2095.45
5000	53.86	57.62	300.76	2004.90
5500	55.28	59.14	299.63	2046.22
6000	56.84	60.80	299.45	2090.65
6500	58.57	62.69	300.58	2735.25

Cuadro 6.1: Valores medios de velocidad, potencia, consumo específico y régimen de giro para las diferentes altitudes

6.1.1. Ley de pilotaje óptima para vuelo de crucero

El vuelo de crucero es una fase del vuelo que ocupa la mayor parte de este y es un vuelo en equilibrio en la cual la sustentación debe igualarse al peso (ecuación 6.10). Además, por una cuestión de estabilidad el momento de cabeceo debe ser nulo (ecuación 6.11). El empuje debe ser tal que venza a la resistencia aerodinámica (ecuación 6.13).

$$W = \frac{1}{2} \rho S_W V^2 C_L \quad (6.10)$$

$$\frac{1}{2} \rho S_W V^2 (x_{CDg} - x_{CAw}) C_{Lw} = \frac{1}{2} \rho S_T V^2 (x_{CDg} - x_{CAI}) C_{Lt} \quad (6.11)$$

$$C_L = C_{Lw} + C_{Lt} \frac{S_T}{S_W} \quad (6.12)$$

$$T = \frac{1}{2} \rho S_W V^2 C_D \quad (6.13)$$

El ala tiene un perfil NACA-65₂ - 415, la relación del coeficiente de sustentación con el ángulo de ataque se ve en la figura 6-3. Se observa claramente que a partir de aproximadamente unos 17° el coeficiente de sustentación empieza a disminuir. Este es el indicativo de la entrada en pérdida de la aeronave. La entrada en pérdida es un fenómeno aerodinámico que consiste en la disminución de la fuerza de sustentación que genera la corriente incidente sobre un perfil. Esta se produce normalmente cuando el ángulo de ataque alcanza un valor límite. De este gráfico se puede obtener el valor del coeficiente de sustentación del ala en función del ángulo de ataque según la expresión 6.14.

$$C_{Lw} = 0.12\alpha + 0.3 \quad (6.14)$$

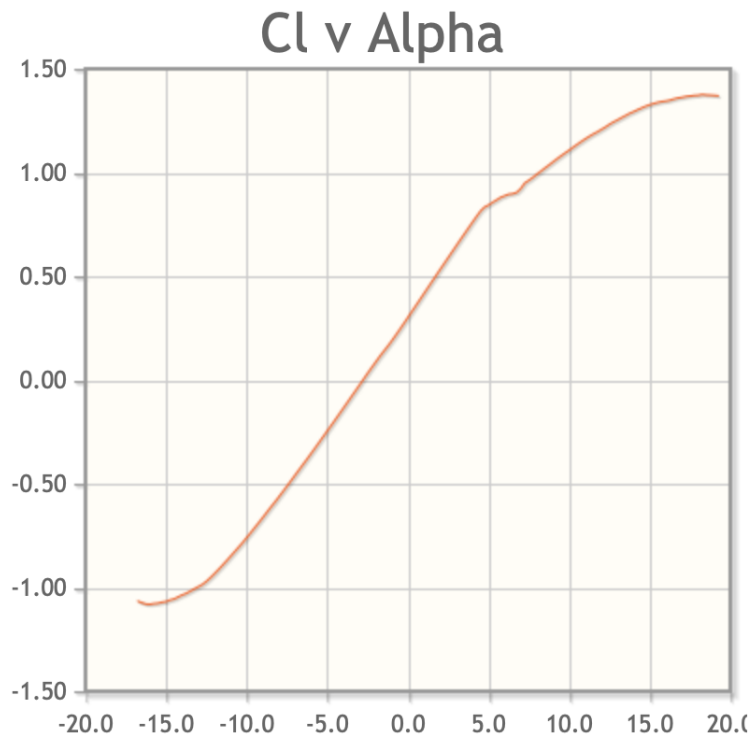


Figura 6-3: C_L frente a α de NACA-65₂ - 415. Fuente:[41].

El empenaje horizontal tiene un perfil NACA 0012. De nuevo, en la figura 6-4 se observa el coeficiente de sustentación frente al ángulo de ataque. Se suelen utilizar deflexiones del empenaje negativas, equivalente a subir el morro de la aeronave. Cerca de los -17° se puede afirmar que esta superficie sustentadora entraría en pérdida. También se puede obtener el valor del coeficiente de sustentación de la cola, en función de la deflexión del empenaje

horizontal y el ángulo de ataque, ya que esta superficie sustentadora se ve sometida a ambos ángulos (expresión 6.15).

$$C_{L_t} = 0.1(\alpha + \delta E) \quad (6.15)$$

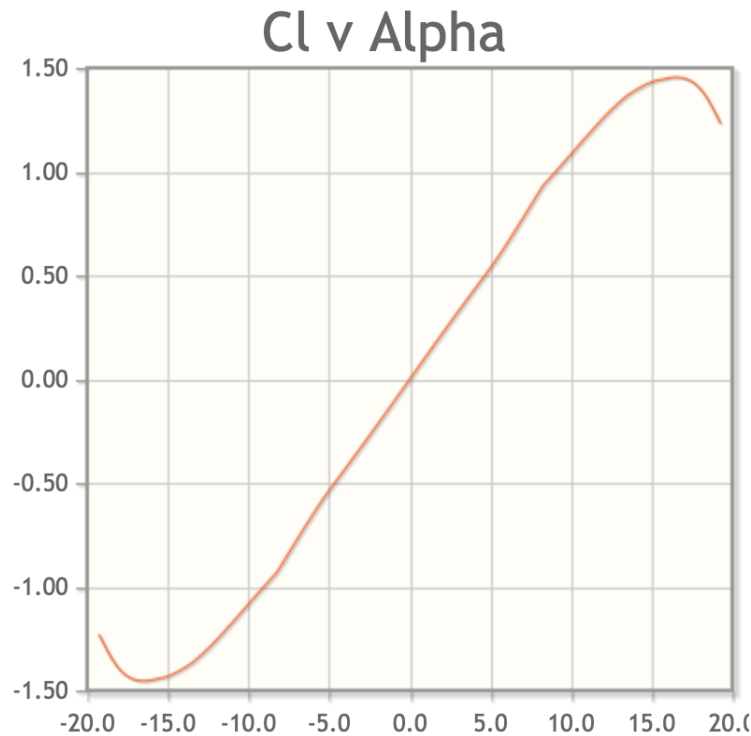


Figura 6-4: C_L frente a α de NACA 0012. Fuente:[41].

Alrededor de los 6000 m de altitud se halla el óptimo de vuelo, con una velocidad media de 56.84 m/s. En el cuadro 6.2 se especifican algunos puntos del vuelo.

En la tercera columna se observa como la masa total de la aeronave disminuye a medida que se consume el combustible.

También se indican los diferentes puntos de la polar que compondrán el vuelo, así como el ángulo de ataque. Con todos estos datos se ha podido plantear la dinámica longitudinal de la aeronave, según muestran las expresiones 6.10, 6.11 y 6.13.

Los controles disponibles del sistema longitudinal son la palanca de gases (δP) y la palanca de profundidad (δE). La palanca de gases se mantiene en todo momento inferior a la unidad, lo que indica que la aeronave tiene empuje disponible para sustentar el peso.

Los valores de ángulo de ataque y palanca de profundidad son pequeños y entran dentro del rango aceptable según sus perfiles. Todo esto indica que el vuelo es posible. Volando con esta ley de pilotaje el alcance sería de **2149.11 km**.

z (m)	V (m/s)	m_{total} (kg)	C_L	C_D	α (°)	δE (°)	δP
		1091.11					
6000	58.89	1061.08	0.602	0.0502	2.41	-1.64	0.77
6000	57.89	1021.04	0.600	0.0500	2.39	-1.62	0.73
6000	55.89	960.98	0.606	0.0505	2.44	-1.66	0.66
6000	54.89	920.94	0.602	0.0502	2.41	-1.63	0.62
5000	54.89	860.88	0.612	0.0510	1.68	-1.02	0.52

Cuadro 6.2: Resumen de diferentes etapas de vuelo en crucero óptimo.

6.2. Alcance con el motor de oxcombustión reducido

En el apartado anterior ha quedado claro el hecho de que para realizar el vuelo en crucero apenas se necesita la mitad de la potencia del motor, por ello, esta se ha reducido en un 20 %, reduciendo así el peso del motor proporcionalmente para disponer de capacidad para una mayor carga de pago o cantidad de combustible.

La distribución de masas de la aeronave quedaría entonces según el cuadro 6.3. Se observa un claro aumento en la cantidad de combustible respecto al caso anterior y una capacidad mayor de transportar carga de pago, por ejemplo, en este caso es posible transportar a cuatro pasajeros aunque con una muy baja cantidad de combustible.

DISTRIBUCIÓN DE MASAS DEL MOTOR DE OXICOMBUSTIÓN REDUCIDO		
Masa del motor (kg)		212.89
Masa de combustible (kg)	2 pasajeros	245.2
	4 pasajeros	45

Cuadro 6.3: Distribución de masas del motor de oxcombustión reducido con diferentes cargas de pago.

En el cuadro 6.4 se muestran los valores medios para las diferentes altitudes de vuelo al igual que se ha realizado con el motor de oxcombustión original. Los valores de velocidad

z (m)	V (m/s)	P (kW)	$BSFC$ (g/kWh)	N (RPM)
0	41.20	43.02	300.47	2306.02
500	42.18	44.04	300.12	2247.54
1000	43.28	45.19	299.97	2216.28
1500	44.41	46.36	299.73	2162.15
2000	45.50	47.49	299.48	2111.21
2500	46.66	48.70	299.26	2092.94
3000	47.77	49.86	299.12	2122.94
3500	49.03	51.18	298.99	2158.74
4000	50.31	52.52	298.94	2199.42
4500	51.73	54.01	298.81	2244.98
5000	53.52	55.92	298.65	2302.16
5500	54.64	57.05	298.27	2342.39
6000	56.05	58.51	298.22	2434.07

Cuadro 6.4: Valores medios de velocidad, potencia, consumo específico y régimen de giro para las diferentes altitudes con el motor de oxcombustión reducido.

óptima y potencia necesaria se ven disminuidos, esto es porque son valores promediados y en las etapas finales del vuelo el peso total de la aeronave será menor. En la figura 6-5 se puede observar que conforme disminuye la masa total la velocidad de máxima eficiencia también lo hace.

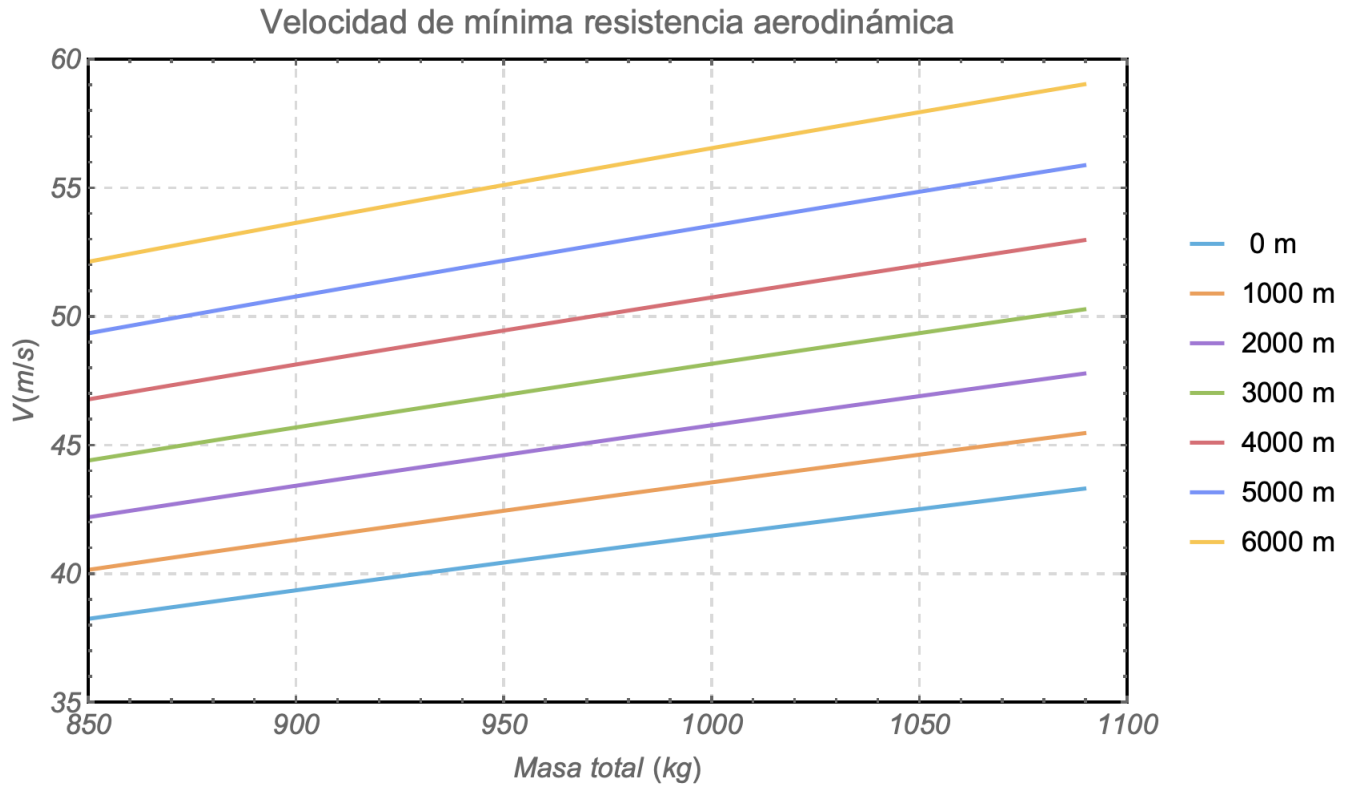


Figura 6-5: Variación de la velocidad de mínima resistencia aerodinámica con el peso y la altitud.

Por otro lado, el consumo específico es menor y el régimen de giro también. Al tener menos potencia el motor, puede operar a más alta carga y de forma más eficiente. Mientras que en el motor de oxcombustión original a plena carga, baja altitud y a 5000 RPM se disponía de 117.85 kW en el caso del reducido este valor pasa a ser 94.28 kW.

Si se analiza el alcance y el alcance específico medio para cada altitud (figura 6-6), se observa que ambos son mayores. Era de esperar que el alcance lo fuera pues se dispone de mayor cantidad de combustible, pero que el alcance específico lo sea indica que realmente la aeronave (no únicamente el motor) está operando de manera más eficiente. En el vuelo óptimo con el motor reducido la eficiencia aerodinámica se mantiene en su valor máximo mientras que el consumo específico es menor.

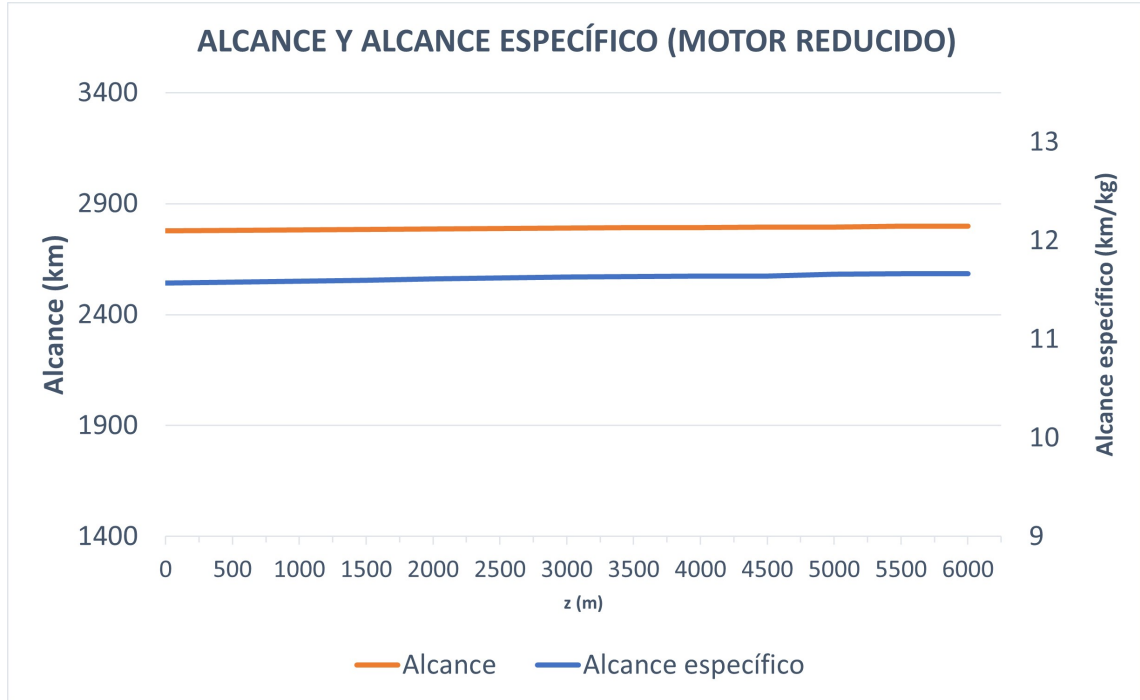


Figura 6-6: Alcance y alcance específico para cada altitud con el motor de oxcombustión reducido.

Por último falta examinar cuál es la altitud de vuelo más interesante para este caso y la ley de pilotaje necesaria para optimizarla. En el cuadro 6.5 se observan los valores del vuelo en crucero.

En este caso, la aeronave necesita una mayor palanca de gases, ya que dispone de menor empuje. Los valores de palanca de profundidad y ángulo de ataque se mantienen prácticamente iguales al caso anterior. Con este pilotaje la aeronave volaría un total de **2800.48 km**.

z (m)	V (m/s)	m_{total} (kg)	C_L	C_D	α (°)	δE (°)	δP
0		1091.11					
5000	55.81	1051.07	0.60	0.050	2.36	-1.59	0.80
6000	57.89	1006.02	0.613	0.051	2.32	-1.56	0.90
6000	54.89	920.93	0.607	0.050	2.41	-1.63	0.78
6000	53.89	890.91	0.620	0.051	2.43	-1.65	0.74
6000	52.89	850.87	0.595	0.049	2.38	-1.61	0.69

Cuadro 6.5: Resumen de diferentes etapas de vuelo en crucero óptimo para el modelo de oxcombustión reducido.

6.3. Comparación del alcance con otras plantas propulso- ras

La aeronave original está propulsada por un motor Lycoming O-360-A3A con una potencia máxima de 135 kW a 2700 revoluciones por minuto. La distribución de masa del motor se puede ver en el cuadro 6.6.

DISTRIBUCIÓN DE MASAS CON EL MOTOR LYCOMING O-360-A3A		
Masa del motor (kg)	129	
Masa de combustible (kg)	2 pasajeros	332
	4 pasajeros	132

Cuadro 6.6: Distribución de masas con el motor Lycoming O-360-A3A.

No se dispone del mapa motor completo del motor, pero si se tienen los datos en un punto óptimo de vuelo, cuya velocidad sería 65.83 m/s y el consumo específico 279.18 g/kWh. Por falta de información se asumirá una altitud de crucero de unos 4500 m.

Aplicando la ecuación 6.1 y fijando como carga de peso dos pasajeros, al igual que en los casos anteriores, se obtiene un alcance de **3836.54 km**.

Pero realmente, los principales competidores con el modelo de oxicomustión son aquellas tecnologías de cero emisiones que se están desarrollando actualmente, como por ejemplo los vehículos eléctricos.

6.3.1. Motor eléctrico con baterías de ión-litio.

Las baterías de ión-litio son dispositivos diseñados para el almacenamiento de energía y cruciales para los motores eléctricos en el sector del transporte. Entre otras cosas, han liderado el mercado por su ligereza, elevada capacidad energética y resistencia a la descarga. Desgraciadamente, también presentan algunos inconvenientes, que ya se han comprobado en el mundo del automóvil, como por ejemplo, que pueden sobrecalentarse hasta el punto de explotar.

La energía específica que presentan está entre los 100 y 265 Wh/kg.

Para propulsar la aeronave con un motor eléctrico se deberá sustituir el motor original por un motor eléctrico y el peso adicional en baterías de ión litio. La empresa TESLA es una de las pioneras en diseñar vehículos eléctricos y por ello no es de extrañar que sea un referente importante en el tema.

El modelo S de tesla genera 362 HP (269 kW) con un motor que solo pesa 32 kg. El peso del que dispone la aeronave piper cherokee para el motor y con una carga de pago de dos personas será de 461 kg.

Siguiendo la referencia del modelo S de tesla la energía específica utilizada para las baterías será de 250 Wh/kg, así pues su C ratio será de 2 C. El ratio C es una medida de la tasa de descarga de una batería en relación con su máxima capacidad. Una ratio de 1C indica que la batería se descarga en una hora. Esta medida es útil pues proporciona mediante la energía específica de las baterías, la potencia disponible con este motor.

Con un proceso iterativo se ha calculado el peso del motor y baterías según la potencia escalada con el modelo S de TESLA. Los resultados obtenidos se muestran en el cuadro 9.6.

MOTOR ELÉCTRICO	
Masa (kg)	25.8
Masa disponible para baterías (kg)	435.2
Energía de las baterías (kWh)	391680
Potencia disponible (kW)	217.6

Cuadro 6.7: Datos del motor eléctrico.

Con este modelo de motor el alcance se calcula según la expresión 6.16, donde E_{bat} es la energía de las baterías, η_p el rendimiento propulsivo de la hélice y η_T es el rendimiento de las baterías con sus fases que tiene un valor de 0.85.

$$R = \frac{E_{bat} \cdot \eta_p \eta_T}{P} V \quad (6.16)$$

Se obtiene un alcance de **301.8 km** a una velocidad de unos 50 m/s.

6.3.2. Comparación

Con la finalidad de comparar todo los resultados de este capítulo en el cuadro 6.8 se muestran los alcances obtenidos con las distintas plantas propulsoras.

MOTOR	ALCANCE (km)	ALCANCE ESPECÍFICO (km/kg)
OXICOMBUSTIÓN	2149.11	11.31
OXICOMBUSTIÓN REDUCIDO	2800.48	11.66
LYCOMING O-360-A3A	3836.54	9.17
ELÉCTRICO	301.8	-

Cuadro 6.8: Alcances con las distintas plantas propulsoras.

El motor Lycoming es el que mayor alcance presenta, esto no es de extrañar pues también tiene mayor cantidad de combustible. No obstante, el alcance específico del motor Lycoming es de 9.17 km/kg, mientras que los de los motores de oxicomustión son superiores.

Entre los motores de oxicomustión la diferencia es muy pequeña en cuanto a alcance específico, ligeramente superior el reducido. Este motivo ya se ha justificado anteriormente. Se puede decir que su comportamiento es prácticamente igual y que el hecho de con el reducido el alcance sea superior es porque lleva mayor cantidad de combustible.

El motor eléctrico presenta una penalización muy grande en alcance frente a todas las otras tecnologías. Este es el gran reto al cual se enfrentan los vehículos eléctricos y una de las razones por las que parece inviable, actualmente, para el mundo de la aviación.

Capítulo 7

ACTUACIONES DE LA AERONAVE PIPER CHEROKEE

Una de las principales vías de análisis para determinar la viabilidad de este tipo de motor será mediante el análisis de algunas de sus actuaciones. Al igual que ya se ha hecho con el alcance, se compararán los distintos tipos de motores.

Modelo de empuje. El empuje es una de las fuerzas principales a la hora de realizar el equilibrado de un avión. El modelo de empuje suele ser imprescindible para analizar la capacidad del avión para realizar distintas maniobras. Hay diferentes correlaciones para los distintos tipos de motores en aviación (turbofan, turbojet, etc). Las aeronaves propulsadas por hélice con motores de pistón suelen seguir un modelo del tipo de la ecuación 7.1.

$$T = \frac{P_0}{V} \sigma^x \delta P \quad (7.1)$$

Donde P_0 es la potencia máxima a nivel del mar, σ es la densidad relativa y δP la palanca de gases. El empuje disponible de una aeronave, como se puede ver, disminuye con la altitud.

Dominio de vuelo y techo de vuelo. Para lograr un vuelo estacionario en un plano horizontal el empuje debe ser igual o superior a la resistencia aerodinámica. Como ya se ha comentado anteriormente, la resistencia está compuesta por una parte parásita y una inducida dependiente de la sustentación. A su vez, en vuelo horizontal la sustentación debe ser igual al peso. Todo este planteamiento se refleja en las ecuaciones siguientes, quedando la ecuación a resolver 7.5, en la cual la incógnita es la velocidad. Esta es una ecuación bicuadrada en la que se obtendrá una velocidad máxima y mínima para cada valor de la altitud. El dominio de vuelo representa estas velocidades en función de la altitud,

características tanto de la aeronave como del modelo de empuje. El dominio define la zona en la cual se puede mantener un vuelo horizontal nivelado.

$$L = W = \frac{1}{2}\rho S_W V^2 C_L \quad (7.2)$$

$$D = \frac{1}{2}\rho S_W V^2 C_D \quad (7.3)$$

$$C_D = C_{D0} + k \cdot C_L^2 \quad (7.4)$$

$$T = \frac{1}{2}\rho S_W V^2 C_{D0} + \frac{2kW^2}{\rho S_W V^2} \quad (7.5)$$

El techo de vuelo será aquella altitud en la cual la velocidad máxima y mínima son iguales. El empuje disponible al aumentar la altitud se ve disminuido, el techo es la mayor altitud a la cual se dispone de empuje necesario para contrarrestar la resistencia dependiente del peso.

Además de todo lo anterior se deben aplicar algunas correcciones. Una que todos los aviones tienen es la **velocidad de entrada en pérdida**, es decir, hay un cierto coeficiente de sustentación que es insuperable. Este fenómeno ocurre debido a que un determinado ángulo de ataque el flujo se desprende del ala y entra en pérdida. El valor máximo del coeficiente de sustentación depende de la configuración del avión, es decir, si tiene flaps o slats desplegados, etc. La velocidad de entrada en pérdida es calculada según la ecuación 7.6.

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S_W C_{Lmax}}} \quad (7.6)$$

El concepto de **velocidad de mínima resistencia aerodinámica** también resulta de interés y se mostrará en los resultados. Esta es la mínima resistencia posible que se obtiene si se mantiene el vuelo estacionario equilibrado horizontal. Se calcula según la ecuación 7.7. Como se puede observar, no es un valor constante.

$$V_{minD} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S_W}} \sqrt{\frac{K}{C_{D0}}} \quad (7.7)$$

La carrera de despegue. La distancia de despegue consta de la carrera de rodaje en tierra y de la transición. En este capítulo se calculará la carrera de rodaje o despegue.

La carrera de despegue es aquella que se realiza con la palanca de gases al máximo y con las ruedas del tren de aterrizaje en contacto con el suelo desde una velocidad inicial nula hasta una velocidad de rotación. Durante la carrera de despegue las aeronaves suelen tener algún grado de deflexión de flaps y slats y el ángulo de ataque es prácticamente nulo.

En la aeronave de estudio la recomendación es el despegue con 10° de deflexión de los flaps. Por lo tanto, la polar del avión deberá incluir la resistencia generada por el tren de aterrizaje y los flaps y la sustentación adicional producida por los flaps. En el caso más real posible también se debe tener en cuenta el efecto suelo, no obstante, no se añadirá en el estudio pues la finalidad no es obtener los datos exactos si no realizar una comparación entre diferentes plantas propulsoras.

La velocidad de rotación debe ser mayor que la velocidad de despegue. Suele ser aceptable suponer una velocidad de rotación de $V_R = 1.2 \cdot V_{stall}$.

En carrera de despegue actúan una serie de fuerzas que son el empuje, la resistencia aerodinámica, la sustentación, el peso, la reacción vertical a través del tren y la resistencia de rozamiento de rodaje.

Se define la fricción de rodadura según la ecuación 7.8.

$$F = \mu(W - L - T \sin(\alpha)) \quad (7.8)$$

El coeficiente μ depende de las condiciones de la pista, se utilizará el valor de $\mu=0.02$ que es el valor común para una pista de hormigón seco o asfalto seco. Si se plantean las ecuaciones de vuelo en un plano vertical, mostradas en el anexo 2, se llega a la ecuación 7.9, que deberá ser integrada desde la velocidad inicial nula a la velocidad de rotación.

$$dx = \frac{W}{g} \frac{WdV}{T - \mu W - \frac{1}{2}\rho S_W(C_D - \mu C_L)V^2} \quad (7.9)$$

Las longitudes de carreras de despegue y aterrizaje son muy sensibles a las condiciones ambientales.

Ascenso. Hay varios tipos de ascenso interesantes a la hora de estudiar las actuaciones de una aeronave, este estudio se ha centrado al ascenso con velocidad aerodinámica constante. En este tipo de ascenso, aumenta la energía potencial al hacerlo la altitud pero la energía cinética se mantiene constante.

La pendiente de ascenso se obtiene de las ecuaciones del avión en un plano vertical, según la ecuación 7.10.

$$\sin \gamma = \frac{T - D}{mg} \frac{1}{1 + \frac{V}{g} \frac{dV}{dz}} \quad (7.10)$$

En el caso de estudio $\frac{dV}{dz} = 0$ puesto que no hay aceleración.

Es evidente el papel que desempeña el empuje en este ángulo, cuanto más haya disponible, con mayor pendiente podrá ascender el avión.

Giro en plano horizontal. Los giros son de gran importancia en las maniobras de un avión pues son los que permiten cambiar de rumbo. En este capítulo se estudiarán los giros estacionarios en el plano horizontal.

Para poder analizar estos giros se calculará el factor de carga, la velocidad de giro y el radio de giro.

El **factor de carga** es la relación entre sustentación y peso. Es decir, con un factor de carga de la unidad la sustentación será igual al peso y se volará en condiciones de vuelo horizontal equilibrado. No obstante, si se desea hacer otro tipo de actuación, se necesitará un factor de carga mayor. El empuje desempeña un papel importante, pues al igualarlo a la resistencia, se puede obtener despejando el factor de carga que aparece en la ecuación 7.11. Por lo tanto, cuanto mayor sea el empuje disponible, mayor será el factor de carga.

$$n = \sqrt{\frac{T - \frac{1}{2} S_W V^2 C_{D0}}{\frac{2KW^2}{\rho S_W V^2}}} \quad (7.11)$$

La **velocidad angular de giro** puede dar una idea del tiempo que se necesita para realizar un giro determinado. Esta velocidad se expresa según la ecuación 7.12, es evidente que el factor de carga, es decir, la capacidad que tenga el avión de sustentar su peso, es de gran relevancia.

$$\dot{\psi} = \frac{g}{V} \sqrt{n^2 - 1} \quad (7.12)$$

El **radio de giro** también puede ser calculado según la expresión 7.13.

$$r = \frac{V^2}{g \sqrt{n^2 - 1}} \quad (7.13)$$

Si se desea una elevada velocidad de giro será necesario también un factor de carga elevado,

obteniendo un radio de giro pequeño. Por ello es importante disponer de empuje suficiente para vencer la resistencia que tiene lugar en un giro.

La maniobra de giro también tiene una serie de limitaciones. El límite aerodinámico ya se ha comentado antes y es debido a la velocidad de entrada en pérdida. El límite por resistencia estructural, en forma de un factor de carga límite, los aviones comerciales suelen tener uno de aproximadamente 2.5. También existe un límite fisiológico ante la aceleración que un piloto puede soportar durante un tiempo. En el caso de estudio, estas limitaciones no se han tenido en gran medida en cuenta debido a que lo que se pretende es realizar una comparativa entre los distintos modelos propulsivos.

7.1. Modelo de empuje

Ambos modelos de empuje se obtienen a raíz de la potencia, dividiendo ésta por la velocidad. El modelo de empuje del motor Lycoming O-360-A3A se puede estimar según la figura 7-1, cuya potencia varía según la expresión 7.14.

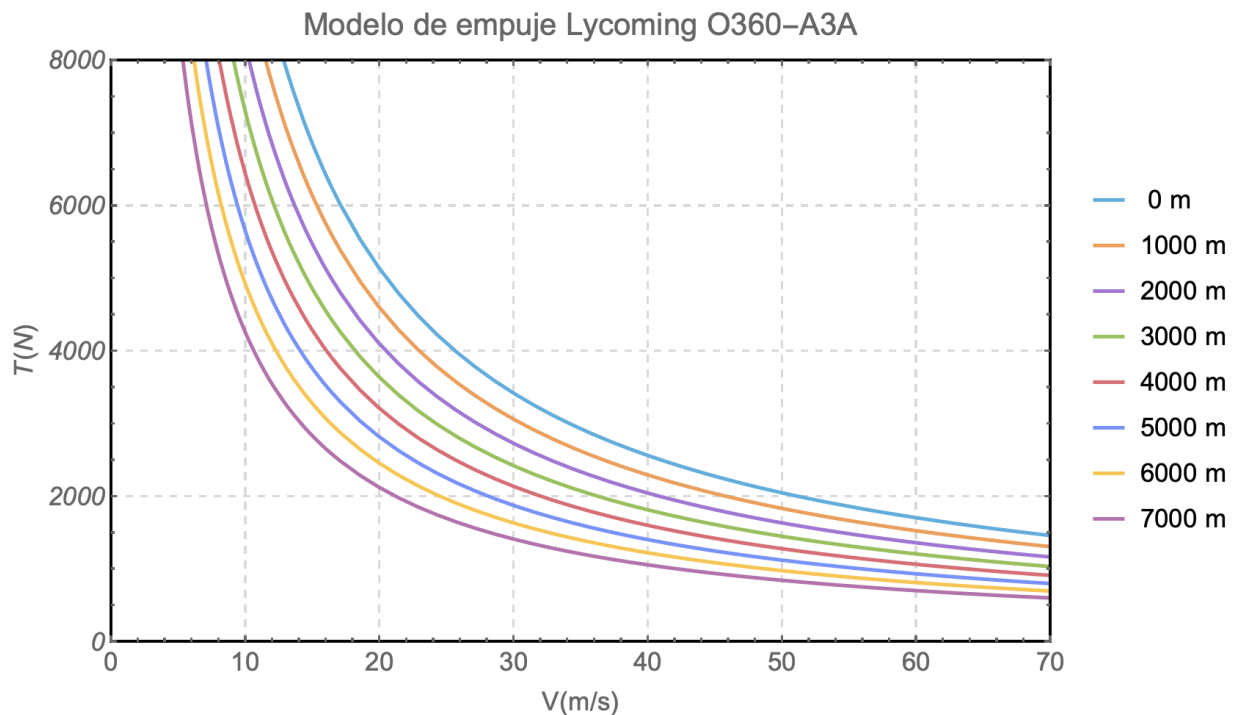


Figura 7-1: Modelo de empuje motor original de la aeronave.

$$P = P_0(1.13\sigma - 0.13) \quad (7.14)$$

El modelo de empuje del motor de oxidcombustión se ha calculado a partir de la variación de la potencia máxima con la altitud, dando lugar a una función a trozos que se muestra en la figura 7-2.

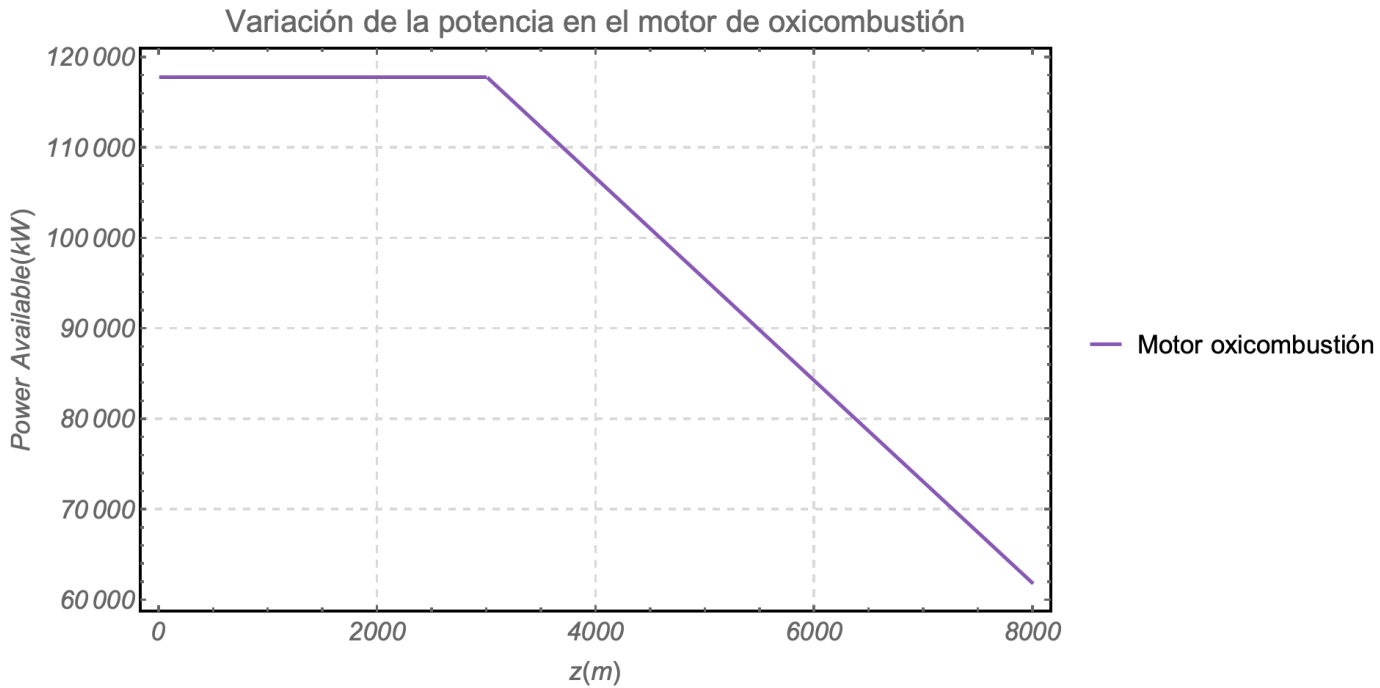
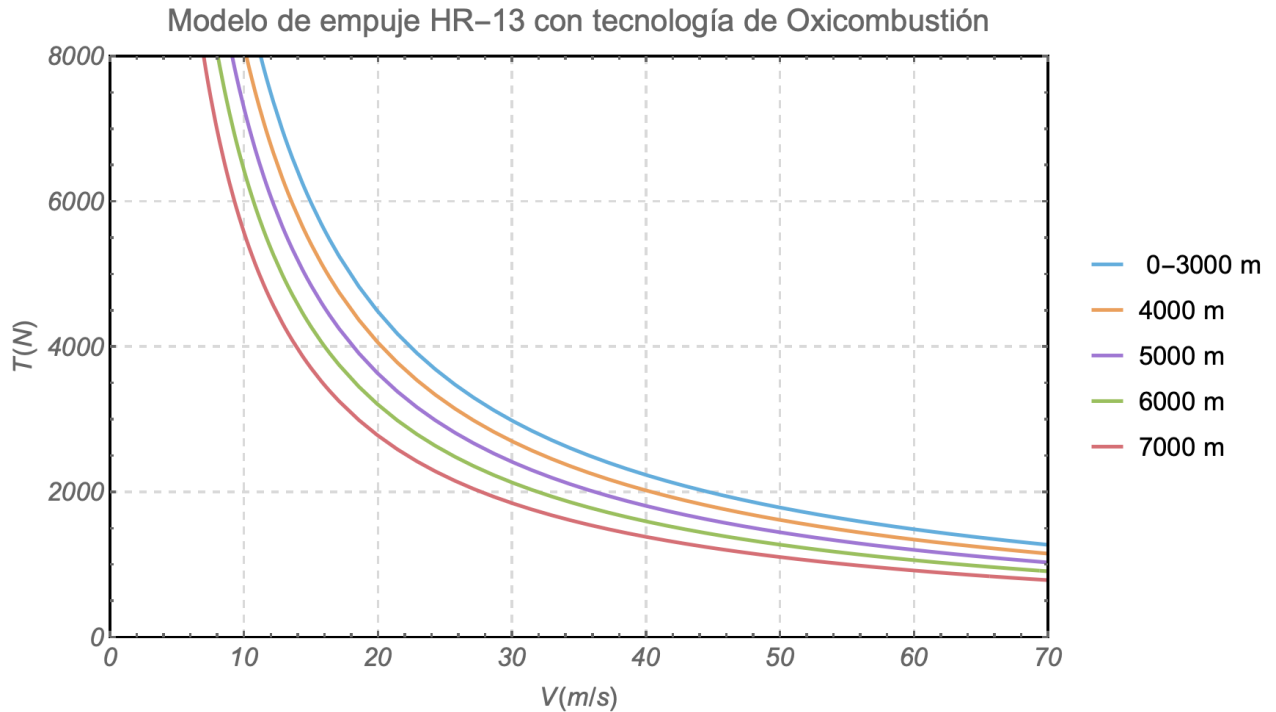


Figura 7-2: Variación de la potencia máxima con la altitud del motor oxidcombustión.

Más allá de la singularidad que aparece al plantear estos modelos de empuje, en las velocidades cercanas a cero tiende a infinito, se puede apreciar que con el modelo de hélice, el empuje disponible disminuye conforme aumenta la velocidad y la altitud. Pero en el motor con tecnología de oxidcombustión (figura 7-3) en los primeros 3000 m el empuje no se ve reducido al aumentar la altitud. El motor Lycoming tiene un empuje mayor entre el nivel del mar y los 1000 m pero conforme aumenta la altitud es el del modelo de oxidcombustión el que mejor empuje proporciona.



7.2. Dominio de vuelo y techo de vuelo

En las figuras 7-4 y 7-6 se muestra el dominio de vuelo con el modelo de empuje del motor Lycoming y el de oxidación. Se puede apreciar que una zona del dominio de vuelo está limitada por la velocidad de entrada en pérdida (V_{stall}) que aumenta conforme lo hace la altitud. También se refleja cual es la velocidad de mínima resistencia aerodinámica que se halla entre los 40 m/s y los 60 m/s.

El techo de vuelo de la aeronave para el motor Lycoming será de 6455m y se consigue a unos 45 m/s. La velocidad máxima de la aeronave será de unos 70 m/s.

Por otro lado, con el modelo de oxidación el techo de vuelo es superior, de unos 7715.45 m, esto es debido a que el empuje proporcionado a altas altitudes por este motor es mayor. Sin embargo a bajas altitudes el rango de velocidades se ve limitada, siendo menor la máxima velocidad alcanzable. En el dominio se evidencia el hecho de que el modelo de empuje del motor de oxidación cambia a los 3000 m.

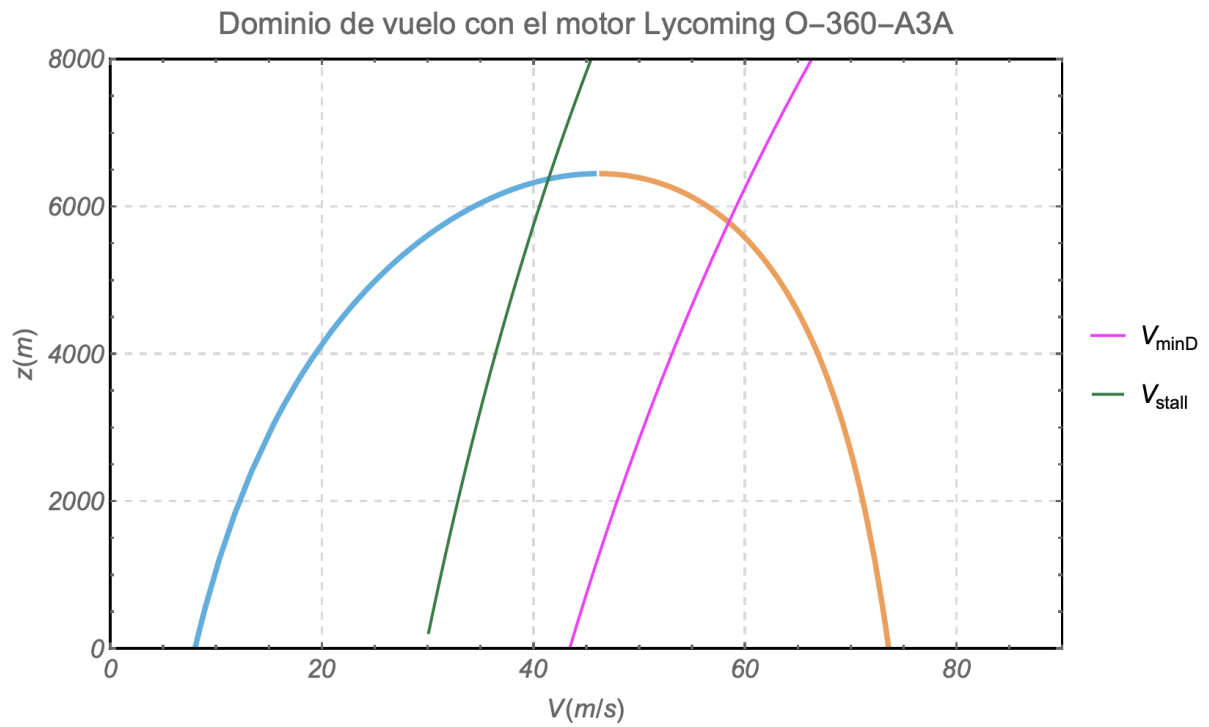


Figura 7-4: Dominio de vuelo de la aeronave Piper Cherokee con el motor Licoming O360-A3A.

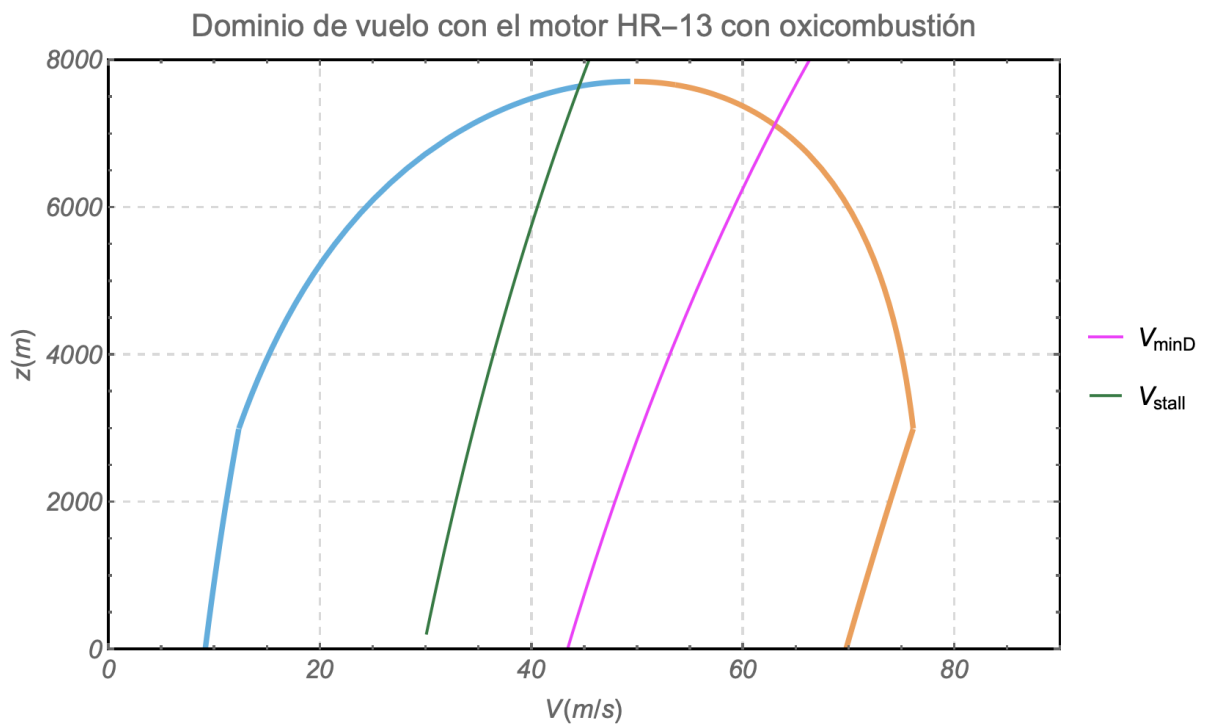


Figura 7-5: Dominio de vuelo de la aeronave Piper Cherokee con el motor de oxicombustión.

7.3. Carrera de despegue

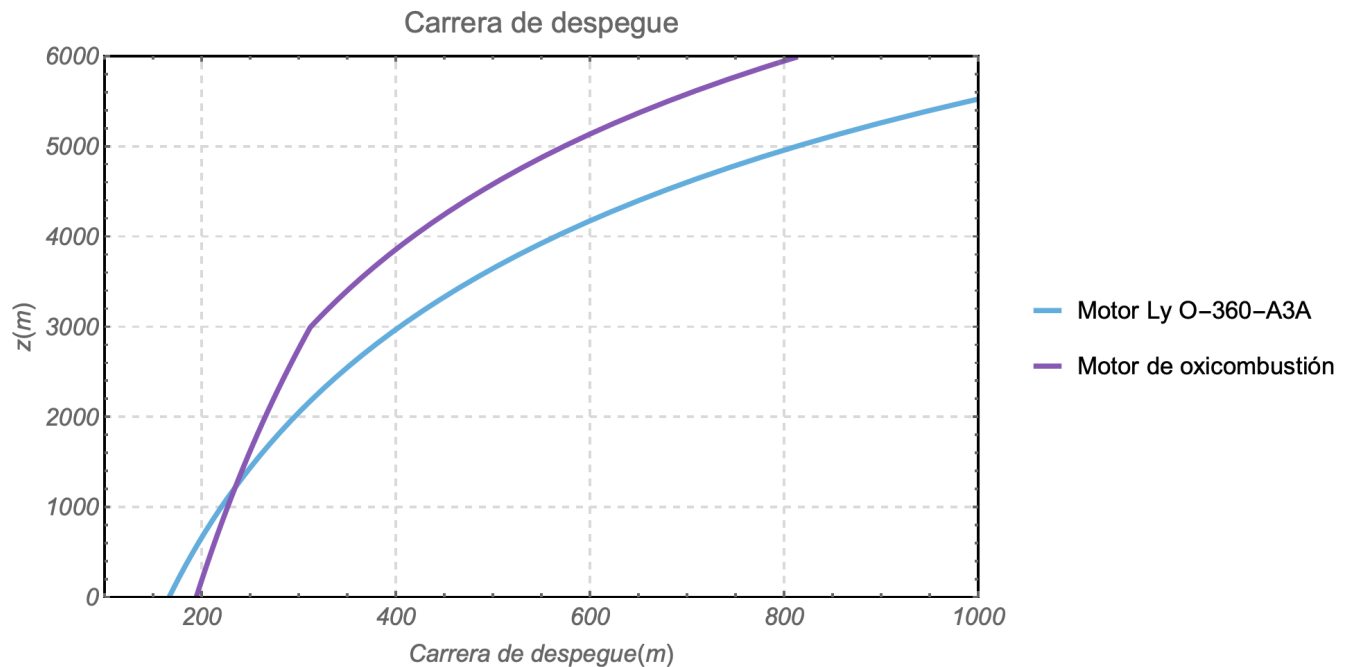


Figura 7-6: Carrera de despegue para ambos motores.

A nivel del mar el valor de la carrera de despegue es de 165.48 m para el motor Lycoming mientras que para el de oxidcombustión es de 193.57 m debido a que el primero tiene mayor empuje a nivel del mar. Al aumentar la altitud se necesita mayor pista de despegue debido a que el empuje máximo disponible va disminuyendo, a partir de unos 1300 m de altitud el motor de oxidcombustión logra carreras de despegue más cortas que el Lycoming.

7.4. Ascenso

Como se observa en la figura 7-7, con el motor Lycoming la pendiente máxima se encuentra a nivel del mar y es de casi unos 17° . No obstante, esta pendiente no se podrá alcanzar pues no se ha representado la limitación de la velocidad de entrada en pérdida. La velocidad de entrada en pérdida es de 29 m/s a nivel del mar e irá aumentando conforme lo hace la altitud. Por ello se podrán hacer maniobras de ascenso a velocidad aerodinámica constante de unos 12° como máximo. A 6000 m de altitud el empuje del motor Lycoming solo es capaz de proporcionar empuje para 1° de ascenso.

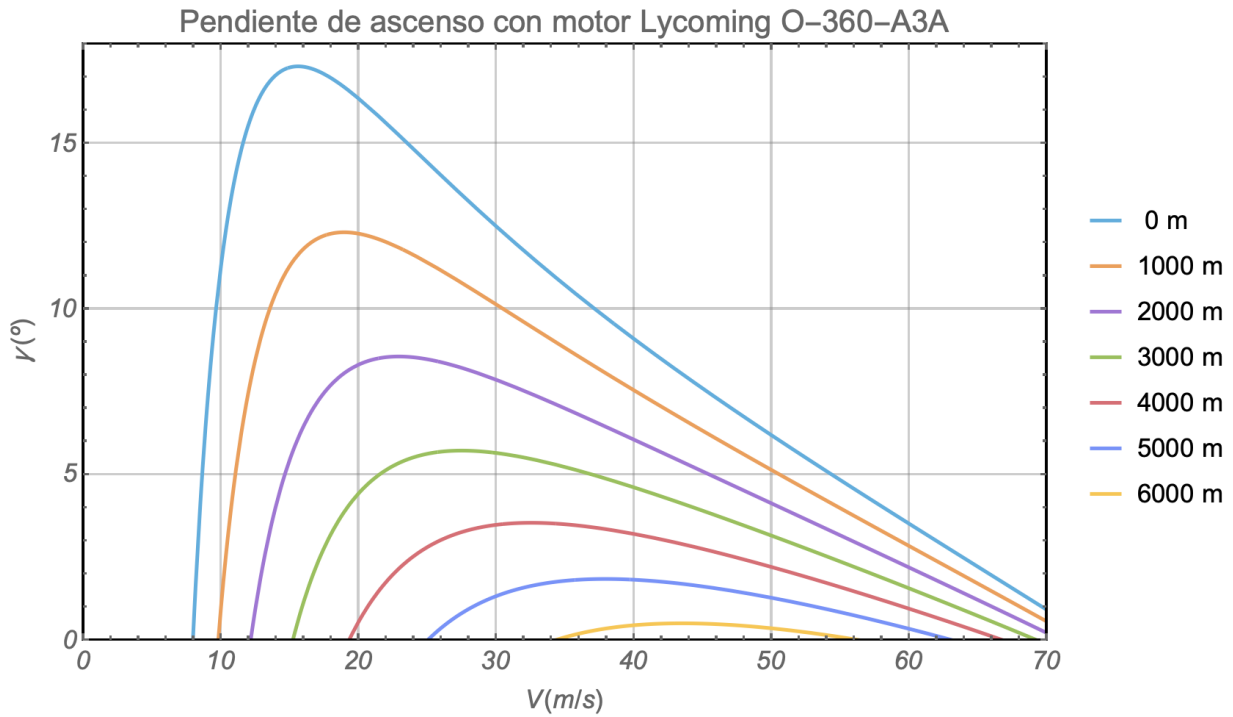


Figura 7-7: Pendiente de ascenso para el motor Lycoming O-360-A3A.

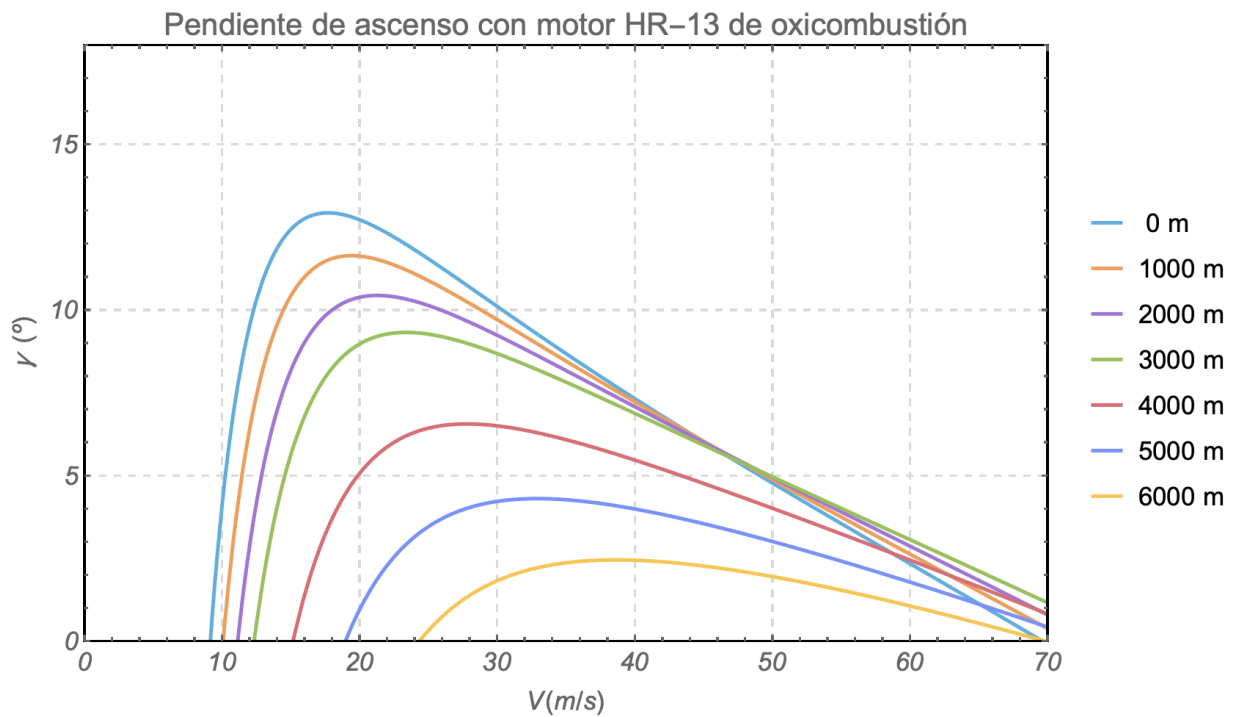


Figura 7-8: Pendiente de ascenso para el motor de oxicombustión.

Con el motor de oxidcombustión (figura 7-8) se observa una tendencia muy parecida a la del motor Lycoming, el máximo se encuentra a 13° y a nivel del mar. A bajas altitudes y altas velocidades, al disponer de un empuje menor, la resistencia aerodinámica empieza a ser mucho más elevada que el empuje disponible y por ello la pendiente disminuye más que en el motor Lycoming. La pendiente es mayor que en el motor Lycoming a altas altitudes.

7.5. Giros estacionarios horizontales

7.5.1. Factor de carga

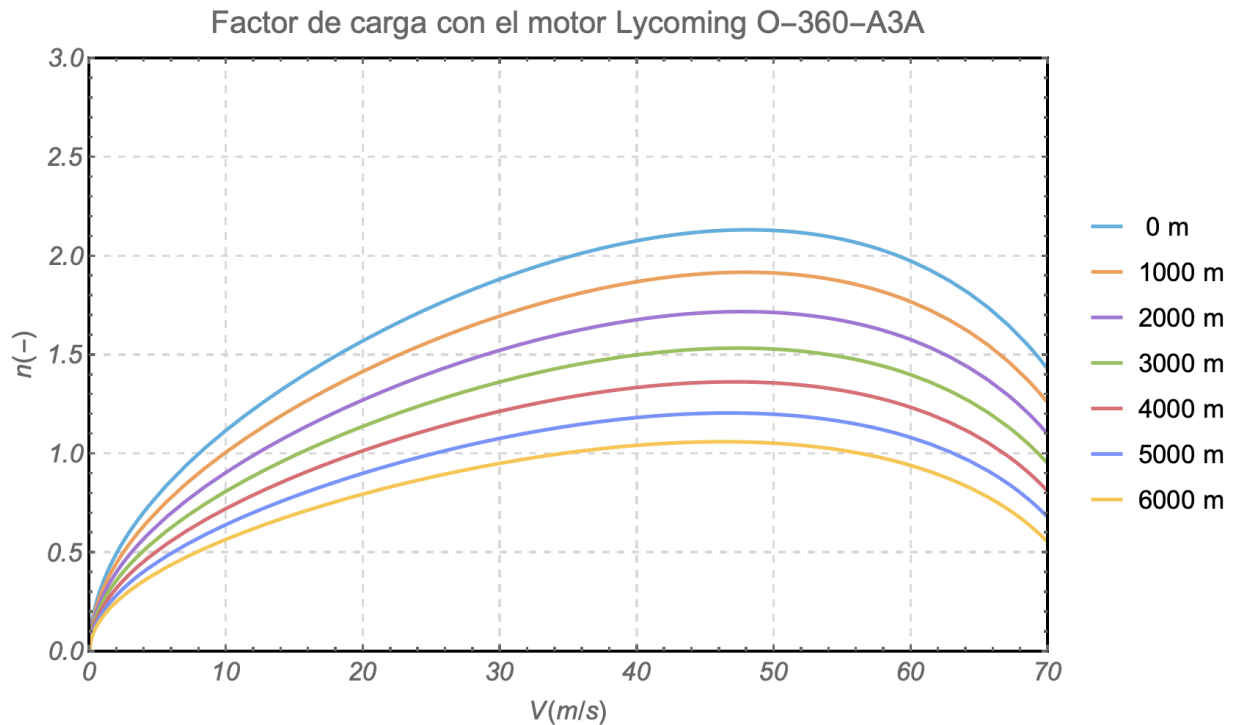


Figura 7-9: Factor de carga para el motor Lycoming O-360-A3A.

El factor de carga máximo para el motor Lycoming (figura 7-9) se halla a nivel del mar y a velocidades cercanas a los 50 m/s, siendo aproximadamente de 2.2. El factor de carga va disminuyendo conforme aumenta la altitud, es decir, la aeronave menor capacidad de sustentar su peso conforme aumenta la altitud.

El máximo factor de carga con el motor HR-13 de oxidcombustión (figura 7-10) es de 1.9 a unos 45 m/s. Se observa la misma tendencia que en las comparaciones anteriores, mayor

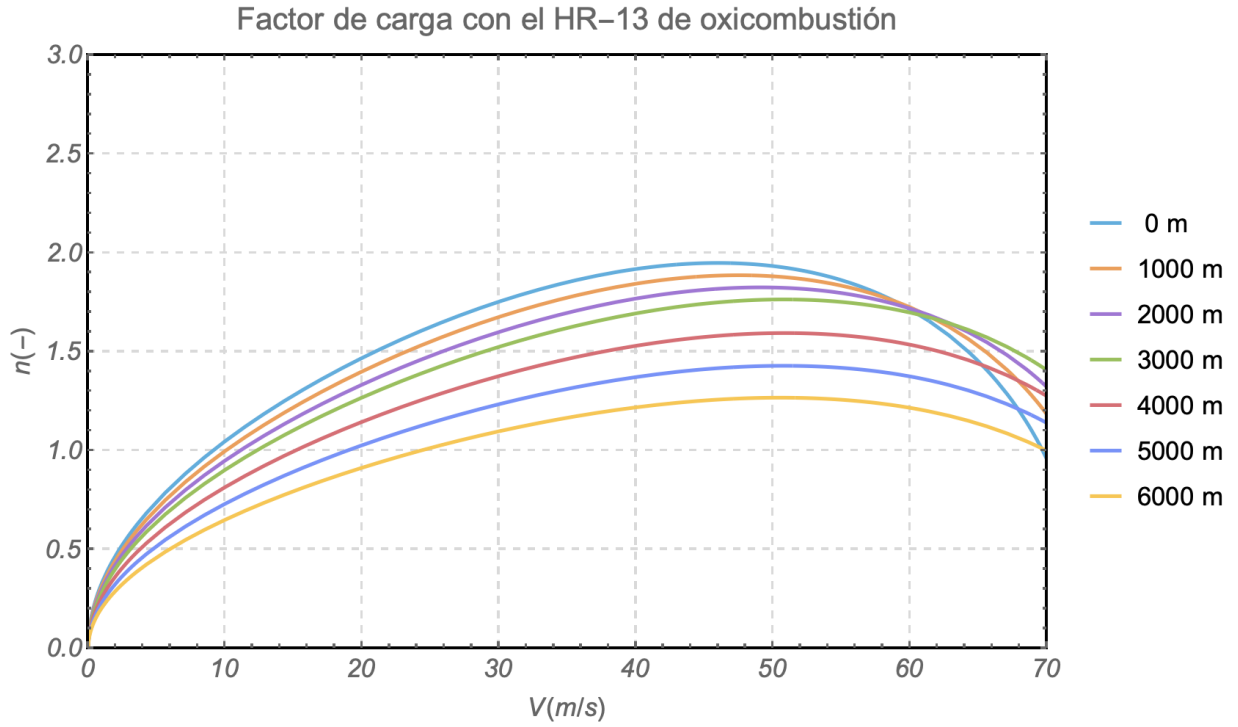


Figura 7-10: Factor de carga para el motor de oxicombustión.

capacidad de sustentación frente al peso a elevadas altitudes frente al motor Lycoming.

7.5.2. Velocidad angular de giro

En las figuras 7-11 y 7-12 se expone la variación de velocidad angular de giro con la altitud y la velocidad.

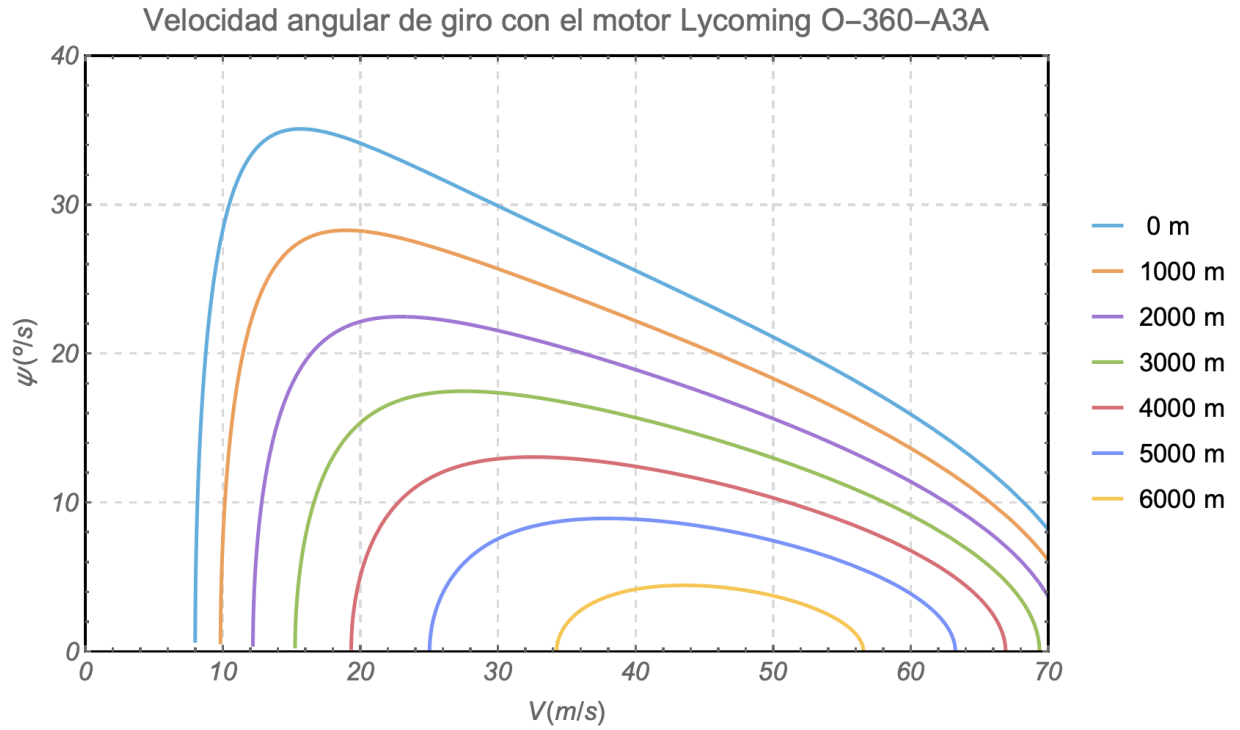


Figura 7-11: Velocidad angular de giro para el motor Lycoming O-360-A3A.

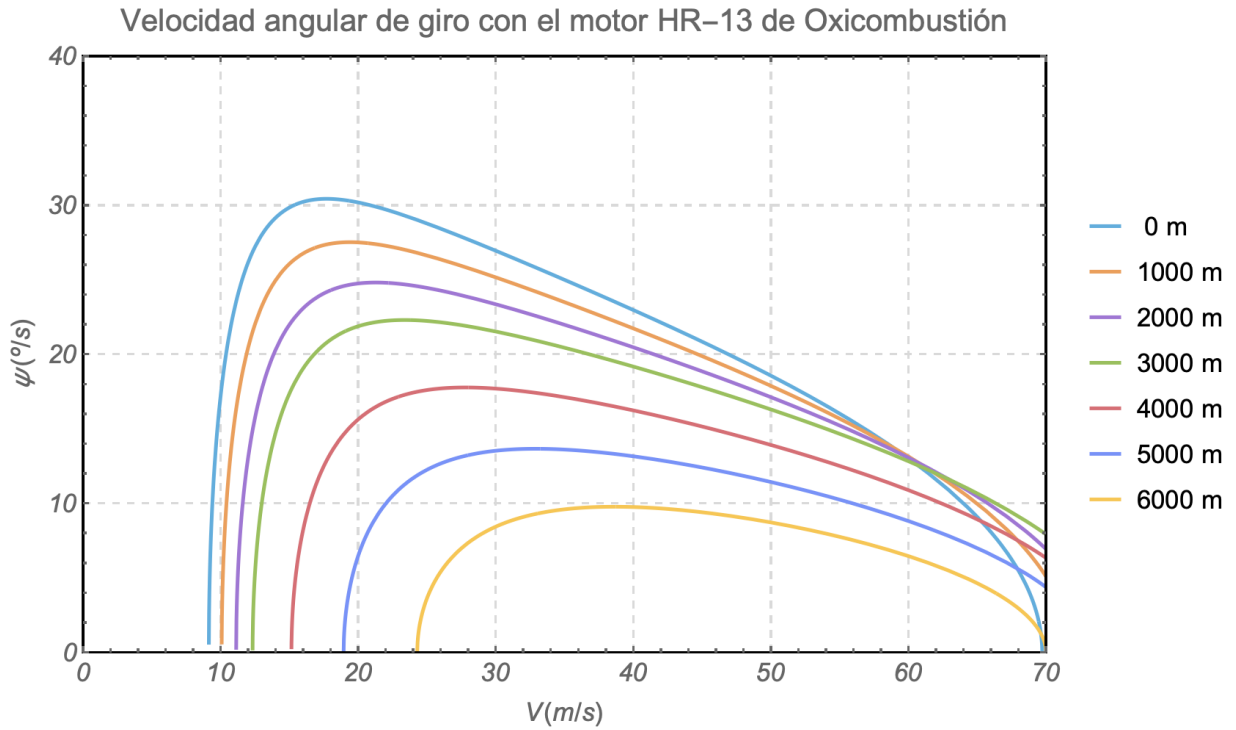


Figura 7-12: Velocidad angular de giro para el motor de oxidcombustión.

Es evidente que al tener mayor capacidad de empuje a nivel del mar la aeronave podrá girar a mayor velocidad. La velocidad a la que se puede girar a nivel del mar es menor con el modelo de oxidcombustión pero mayor conforme aumenta la altitud a la que se está efectuando el giro.

Se puede estudiar la velocidad que optimiza la velocidad angular de giro para ambos motores (figura 7-13).

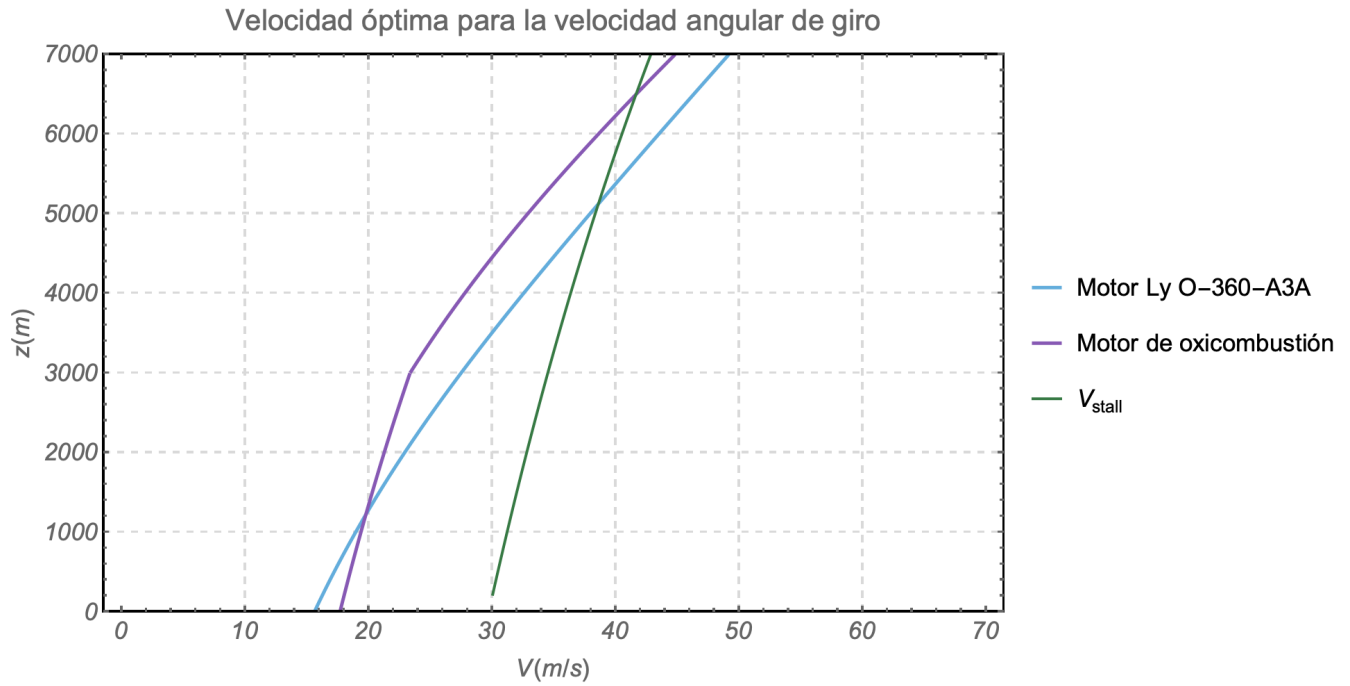


Figura 7-13: Velocidad óptima de giro para maximizar la velocidad angular.

La velocidad que optimiza la velocidad de giro es mayor para el motor Lycoming que para el de oxidcombustión, excepto a baja altitud y velocidad. Si se tiene en cuenta la limitación de la velocidad de entrada en pérdida para bajas altitudes no se puede optimizar el ratio de giro.

7.5.3. Radio de giro

En la figura 7-14 se representa el radio de giro para diferentes velocidades y altitudes. Un radio de giro pequeño requiere más empuje que uno grande, es por ello que al aumentar

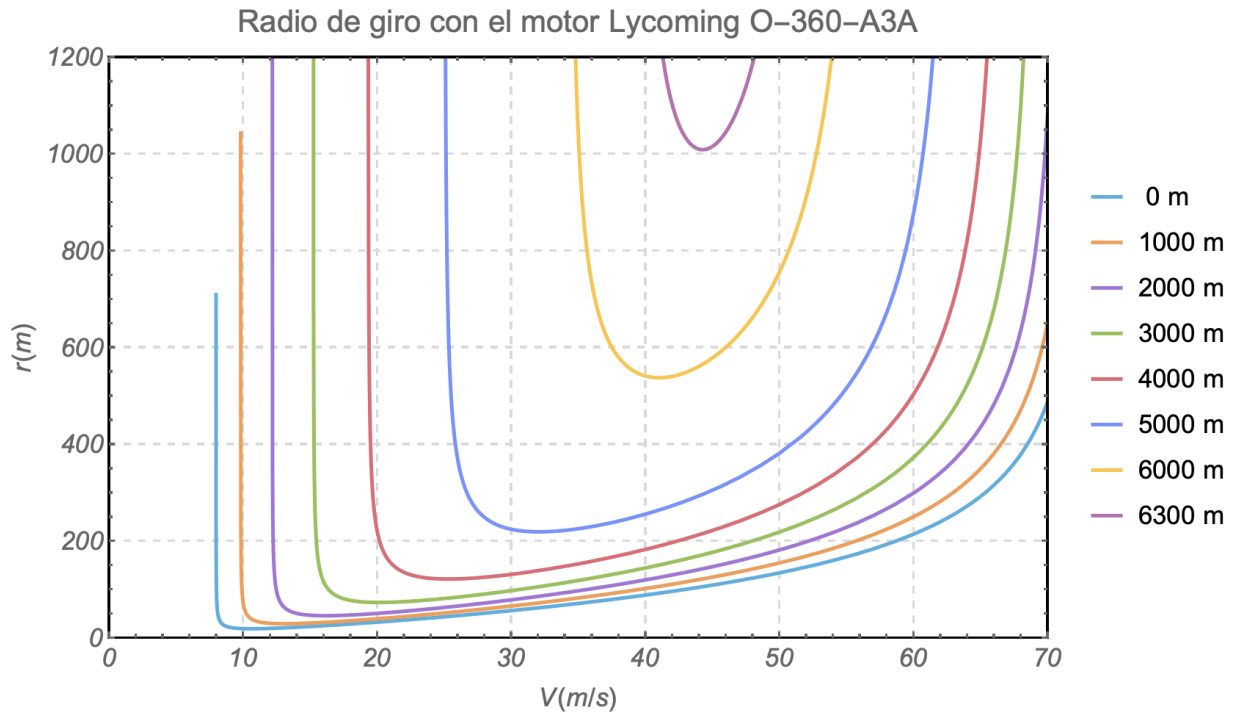
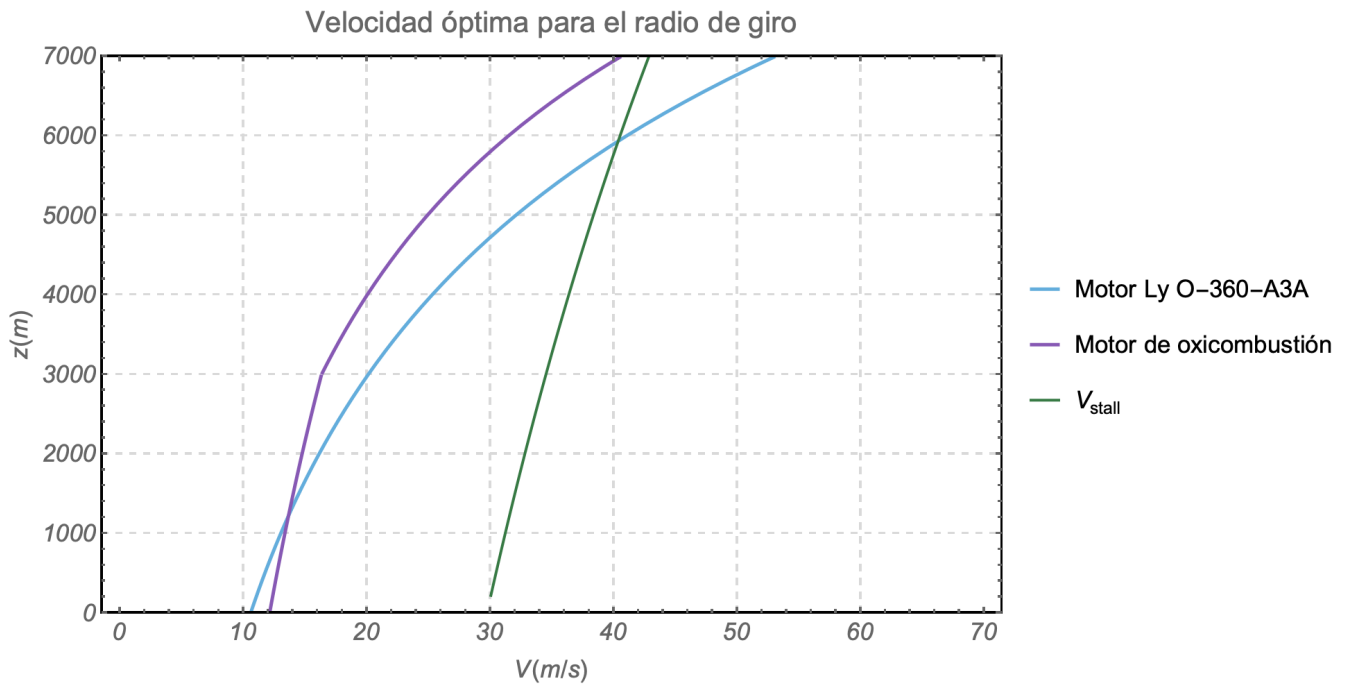
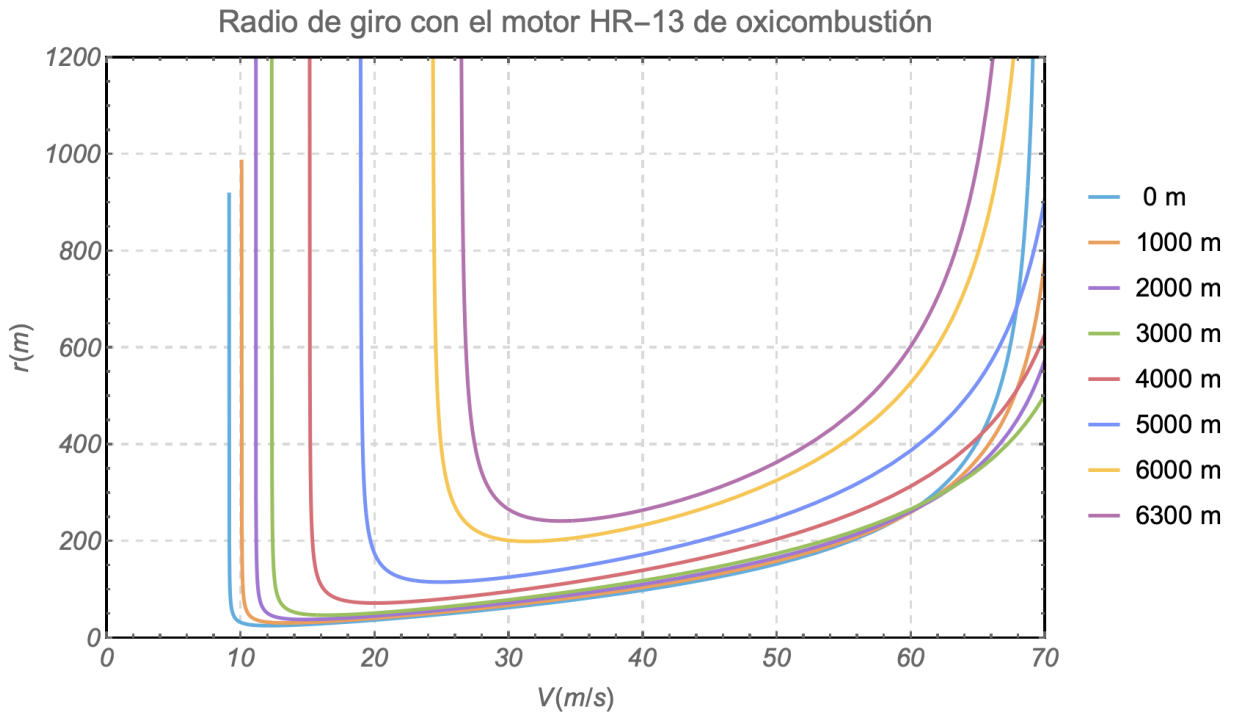


Figura 7-14: Radio de giro para el motor Lycoming O-360-A3A.

la altitud el radio de giro va aumentando, además la capacidad de operación también lo hace, es decir, si no se quiere que el radio aumente parabólicamente, a 6000 m el giro se debe efectuar entre los 35 m/s y los 50 m/s aproximadamente, mientras que a 3000 m se puede realizar entre la velocidad de entrada en pérdida y unos 60 m/s. En el motor de oxcombustión (figura 7-15) a bajas altitudes y altas velocidades el radio de giro crece mucho por la capacidad de empuje del motor, algo que ya se ha ido observando anteriormente con la disminución del factor de carga, entre otras. A 6300 m de altitud la aeronave equipada con este motor podrá efectuar un giro mucho más pequeño y con un rango de velocidades mayor.

En la figura 7-16 se estudia la velocidad óptima que minimiza el radio de giro. De nuevo, para una misma altitud es mayor la velocidad en el motor Lycoming.



7.6. Comparación de las actuaciones con otras plantas propulsoras.

La comparación previa realizada es de gran interés, no obstante, como ya se ha explicado, realizar un análisis con otros modelos propulsivos también puede llevar a conclusiones relevantes. Por ello, se han estudiado las mismas actuaciones para una planta propulsora eléctrica y para el motor reducido de oxcombustión. Finalmente, los resultados de todos los motores planteados en este capítulo se muestran en el cuadro 7.1.

El motor eléctrico tiene una ventaja evidente que es el hecho de que no se ve penalizado por la altitud, por ello el techo de vuelo es muy elevado y las actuaciones a mayor altitud son notablemente mejores. Ahora bien, realmente en una avioneta como la de estudio tener un techo de vuelo tan elevado o una alta capacidad de maniobra en altitud no es muy relevante. Además, lo más probable es que por otras restricciones como las estructurales, los efectos de compresibilidad o presurización de la cabina, no se puedan lograr. El motor eléctrico se enfrenta a una penalización muy importante que ya se ha comentado en capítulos anteriores, el alcance y la lentitud de carga. Además, con todo el peso disponible utilizado para baterías, a bajas altitudes se consigue una mejora de, por ejemplo, un 20 % en velocidad máxima respecto al motor de oxcombustión. Contando con esto y con todos los inconvenientes que conlleva el uso del motor eléctrico no es una opción competitiva en el caso de estudio.

En cuanto al motor reducido, el techo de vuelo se ve reducido solamente un 15 % respecto al motor de oxcombustión original y aumenta en un 3 % respecto al Lycoming. La carrera de despegue se ve aumentada en un 34.5 % respecto al Lycoming y un 23 % respecto al motor de oxcombustión. En el resto de actuaciones también se observa una reducción en capacidad pero puede justificarse por el hecho de un aumento de rango o incluso con el aumento de la carga de pago manteniendo ciertas competencias importantes. Además en muchos de los productos comercializados hoy en día se suelen ofrecer vehículos con distintas potencias máximas según la finalidad de uso, esto hace demuestra que el motor de oxcombustión es competente a distintas escalas y capaz de ofrecer diferentes prestaciones según las necesidades de cada vehículo.

	LYCOMING O-360-A3A	OXICOMBUSTIÓN	OXICOMBUSTIÓN REDUCIDO	ELÉCTRICO
z_{techo} (m)	6455.61	7715.45	6681.44	23748.1
$V_{max_{z_0}}$ (m/s)	73.53	69.67	63.45	87.84
$x_{despegue_{z_0}}$ (m)	165.48	193.57	252.64	97.58
$x_{despegue_{z_{6000}}}$ (m)	1218.6	813.373	1136.76	254.67
$\gamma_{max_{z_0}}$ (°)	17.32	12.95	7.89	24.54
$\gamma_{max_{z_{6000}}}$ (°)	0.51	2.47	0.78	16.06
$n_{max_{z_0}}$	2.13	1.94	1.68	2.93
$n_{max_{z_{6000}}}$	1.06	1.26	1.09	2.38
$\dot{\psi}_{max_{z_0}}$ (°/seg)	25.38	22.79	18.65	41.5
$\dot{\psi}_{max_{z_{6000}}}$ (°/seg)	4.48	9.77	5.43	24.85
$r_{min_{z_0}}$ (m)	91.36	101.75	124.35	41.02
$r_{min_{z_{6000}}}$ (m)	538.55	237.25	438.44	93.36

Cuadro 7.1: Resumen actuaciones para las distintas plantas propulsoras

Capítulo 8

CAPTURA DE CO₂

Las recomendaciones para paliar el efecto del CO₂ son que al menos se debe reducir en un 60 % las emisiones para lograr un cambio efectivo. Esto conllevaría estabilizar la concentración de CO₂ entre 450 y 550 partes por millón, y aunque esta concentración es elevada, para conseguirla se requiere un gran esfuerzo por parte de la industria y el sector del transporte.

La captura de CO₂ es una tecnología que consiste en separar el CO₂ en el lugar de la producción, transportarlo y almacenarlo para utilizarlo en otros procesos industriales. Si bien esta puede ser una solución para el problema actual de emisiones de CO₂, solo se puede considerar como paliativa, pues no pretende reducir su producción.

La captura de CO₂ empieza a ser interesante cuantos muchos países imponen elevadas tasas a la explotación de gas natural si se emiten grandes cantidades de CO₂. Este sería un tratamiento de post combustión. Una de las grandes preguntas es qué hacer con el CO₂ capturado, en Estados Unidos sus primeras aplicaciones fueron reinyectarlo para aumentar la tasa de recuperación de petróleo o pozos de gas. La captura es estratégicamente muy atractiva ya que da lugar a una economía circular basada en la reutilización de los átomos de carbono y la reducción del impacto medioambiental.

No menos importante es el hecho de que esta tecnología es una herramienta de descarbonización efectiva que no implica realizar cambios profundos en las tecnologías usadas hoy en día.

La transformación de CO₂ en productos comerciales requiere energía e hidrógeno verde. La planta de conversión necesita electricidad, calor y materiales, como catalizadores. Evidentemente, para lograr reducir la huella de carbono se deben incorporar en todas las

etapas fuentes de energía renovable.

La conversión y uso del CO₂ conlleva un cambio profundo para la industria química y petroquímica que aún no se ha desarrollado competitivamente. El esquema de la figura 8-1 representa uno de los posibles procesos de captura y almacenamiento de CO₂.

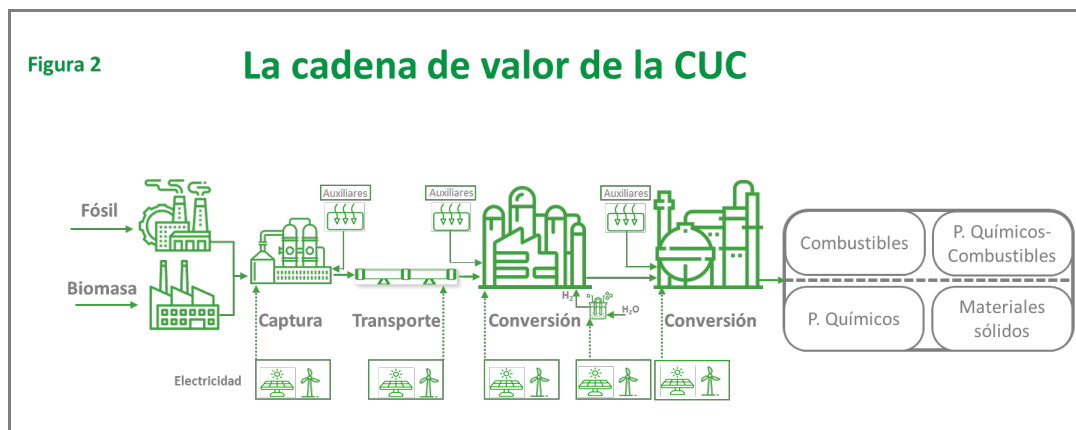


Figura 8-1: La cadena de la captura y uso de CO₂. Fuente: [6].

El CO₂ tiene más de 40 productos derivados, pero los de mayor potencial son:

- Metanol: se utiliza como combustible y para pilas de combustible.
- Combustibles líquidos y gaseosos.
- Policarbonitos y plicarbamatos.
- Carbonatos inorgánicos y materiales de construcción.

Hoy en día el precio de la captura de oxidación es muy elevado, pero se está investigando en ella para reducirlos. En cuanto al coste, no hay operativos, sólo se disponen de costes calculados. Lo que sí es cierto, es que se estima que la etapa de captura constituye la mayor parte del coste total. Es por ello que los investigadores se están centrando a nivel mundial en el desarrollo de tecnologías que consigan reducir el coste y mejorar el rendimiento de esta etapa.

En el sector industrial, parecen interesantes las tecnologías de carbonatación calcinatación.

8.1. Procesos de captura de CO₂ mediante los ciclos de carbonatación-calcinatación

Este método se basa en la reacción que tiene el CaO con el CO₂ y en su reacción inversa con CaCO₃.



Una de las principales ventajas de esta técnica es que al ocurrir a elevadas temperatura se puede aprovechar esta corriente de alta temperatura para generar vapor y producir potencia adicional en un nuevo ciclo de vapor. Además, la obtención del CaO, procedente por ejemplo de caliza, es barata y abundante.

El método consiste en dos reactores de lecho fluidizado circulante interconectados entre sí como carbonatador y calcinador. Como este sistema se suele aplicar a la industria del carbón, normalmente se procede a la quema de carbón adicional para aportar la energía necesaria. Finalmente se obtiene CO₂ y agua. La energía que este proceso requiere es aproximadamente de un 30 % a un 50 %, una parte de ella se recupera si se utilizan las corrientes gaseosas a alta temperatura para generar vapor y producir potencia adicional. El esquema 8-2 muestra cómo se aplica la técnica a una central térmica de carbón. El peso y volumen de esta instalación a su vez con el alto requerimiento de energía la hacen inviable en el sector del transporte, haciendo necesario buscar otras técnicas para esta aplicación.

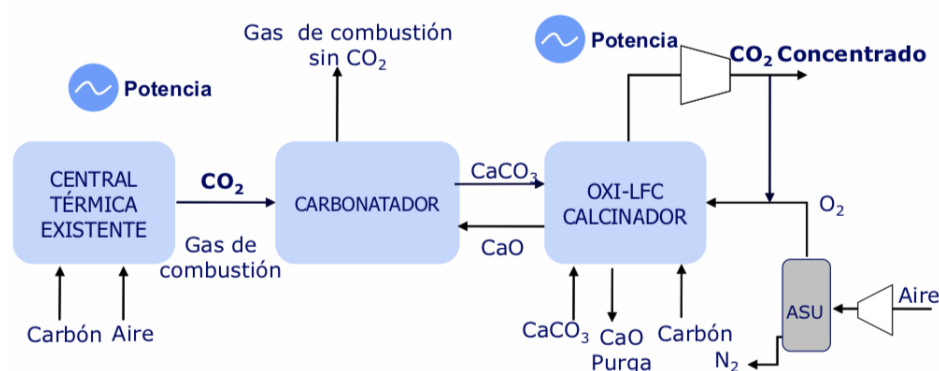


Figura 8-2: Esquema representativo del proceso de carbonatación-calcinación en una central térmica de carbón. Fuente: [28].

8.2. Captura en el sector del transporte

En el sector transporte se han hecho varios ensayos experimentales en camiones capturando su CO₂ para convertirlo en combustible.

Primero, los gases de escape del vehículo se enfrían y se separan del agua. El CO₂ es aislado de los otros gases mediante adsorbentes de estructuras organometálicas diseñadas para ello. Cuando el material se satura de CO₂, se calienta para extraer el CO₂ puro. Unos turbocompresores de alta velocidad comprimen este CO₂ para convertirlo en líquido. El líquido se almacena para luego ser convertido en combustible mediante energía renovable. Según los investigadores el proceso necesita muy poca carga útil de vehículo y prácticamente ninguna penalización energética.

Este proyecto no se centra en el diseño de la etapa de captura de CO₂, no obstante si se analizarán de nuevo las actuaciones y alcance de la aeronave para ver la penalización de peso y energía. Se supondrá que el sistema de captura y almacenamiento tiene un peso total de 100 kg. Además, también es necesaria potencia adicional para poder realizar la captura. Se estima un consumo de un 11 % de la potencia disponible en el eje para capturar todo el CO₂ producido en la combustión.

Por último, para realizar el proceso de captura se necesita una presión en el escape de 1 bar. Gracias al programa VEMOD se ha simulado el comportamiento del motor con esta condición de contorno y se ha concluido que esto no afecta en nada a la operación normal del sistema, proporcionando las mismas prestaciones.

Capítulo 9

ALCANCE DE LA AERONAVE PIPER CHEROKEE CON CAPTURA DE CO₂

En este capítulo se procederá a analizar el alcance de la aeronave añadiendo el peso correspondiente a la captura de CO₂ y la penalización energética que esta conlleva. El estudio se realizará de la misma forma que en el capítulo 6. No obstante, se debe tener en cuenta que en este caso según la fracción de captura se necesitará una potencia mayor (expresión 9.1) y que se debe considerar la carga adicional por el almacenamiento de este gas (expresión 9.2).

$$P = \frac{D \cdot V}{\eta_p \eta_m} (1 + 0.11 \cdot f_{captura}) \quad (9.1)$$

$$W_i = W_{i-1} - \Delta W_{fuel} + \Delta W_{CO_2} \quad (9.2)$$

9.1. Alcance con el motor de oxidcombustión con captura de CO₂

9.1.1. Influencia de la fracción de captura

Primero de todo, se debe analizar cómo afecta el vuelo con distintas fracciones de captura para poder determinar si realmente esta técnica se puede realizar o no. En el cuadro 9.1 se observan distintos valores de interés para algunos porcentajes de captura.

Si bien es cierto que en la situación actual de la aeronave Piper Cherokee un 100 % de

captura no es posible, se va a suponer que teniendo una aeronave de las mismas dimensiones y características la restricción del máximo peso en despegue permite hacerlo. Podría realizarse con la fracción posible con el MTOW, pero parece más interesante hacerlo de esta manera, no sólo porque la finalidad del proyecto es estudiar la viabilidad de operación de un sistema de energía completamente limpia sino porque de este modo también se lleva la operación del motor a un límite, que es al fin y al cabo, el objeto de diseño de este trabajo. La aeronave partirá con 100 kg adicionales debido al sistema de captura y posteriormente la masa total se irá incrementando debido a la cantidad de CO₂ capturado.

La altitud de vuelo óptima disminuye al aumentar la fracción de captura (cuadro 9.1), esto es de esperar, el peso es uno de los grandes inconvenientes de este sistema y que será perjudicial en muchas de las actuaciones de la aeronave, entre ellas, el techo de vuelo será menor. La aeronave necesita descender para disponer de la potencia necesaria, además de que la velocidad óptima a altitudes inferiores será menor, lo cual también requerirá menor potencia.

La potencia requerida aumenta, debido a que la aeronave en cada instante debe sustentar más peso, también una parte de la potencia va destinada a la propia captura. No obstante, la potencia exigida está dentro de lo que el motor de oxicombustión puede proporcionar, lo cual indica que el proceso de captura es posible hablando en términos energéticos.

El consumo específico es menor conforme se aumenta el porcentaje de captura, esto es por algo ya explicado anteriormente, al requerir una mayor potencia el motor puede operar en cargas más altas y por lo tanto, de forma más eficiente. No obstante, la pequeña disminución de consumo específico no compensa el aumento de masa tan grande, quedando un alcance menor cuanto más CO₂ se captura.

$f_{captura}$	100 %	75 %	50 %	25 %	0 %
R (km)	1573.95	1646.37	1745.98	1835.40	2149.11
V (m/s)	54.67	54.67	59.47	59.57	59.55
z(m)	2434.21	2815.78	5039.47	5723.68	6000
m_{CO_2} (kg)	566.01	442.48	307.21	154.03	0.00
m_{final}(kg)	1533.43	1483.44	1268.28	1138.61	900.91
P (kW)	88.39	82.29	82.61	76.40	63.67
BSFC(g/kWh)	297.08	297.29	296.21	297.98	299.17
N (RPM)	2656.02	2601.25	2597.9	2592.71	2262.71

Cuadro 9.1: Vuelo con captura de CO₂

El alcance y alcance específico son dos valores importantes a estudiar para valorar el comportamiento con la captura. En la figura 9-1 se observan los valores para los distintos porcentajes de captura. Tanto el alcance como el alcance específico se ve disminuido conforme aumenta la fracción de CO₂, lo cual indica que la aeronave es menos competente capturando CO₂.

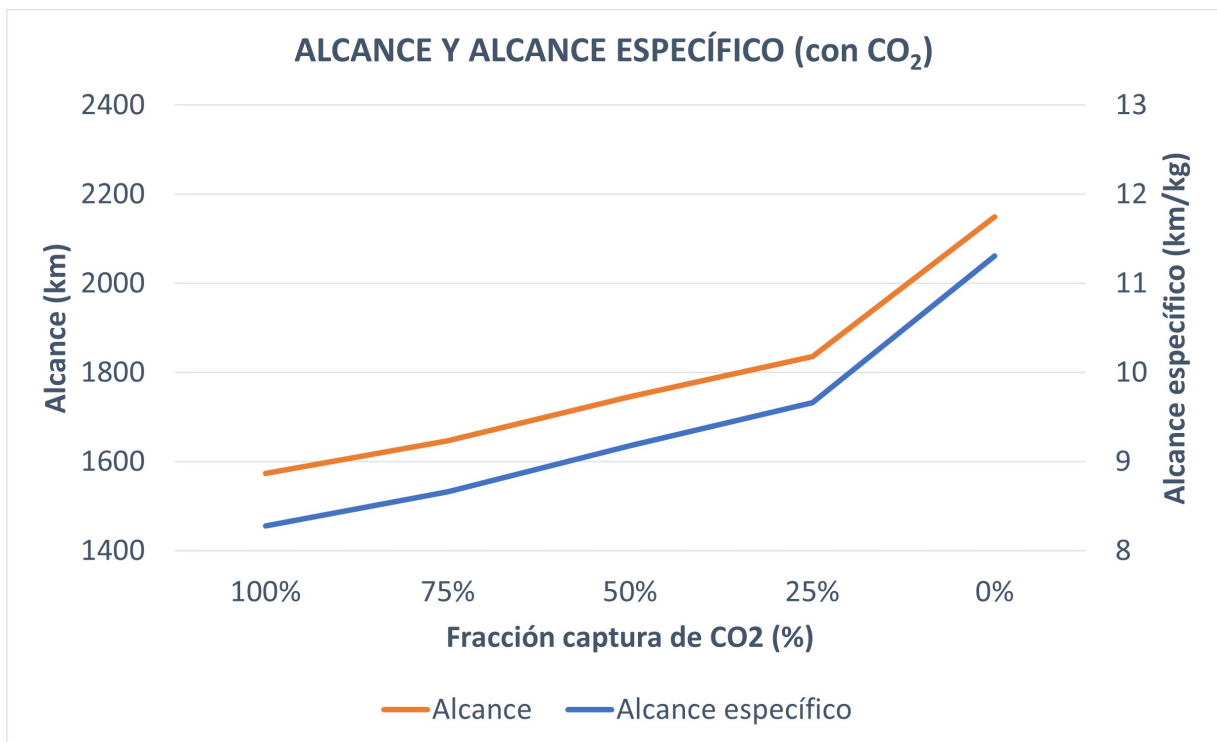


Figura 9-1: Alcance y alcance específico con el motor de oxidación y distintas fracciones de captura.

9.1.2. Alcance con el motor de oxicomcombustión para un 100 % de captura

A continuación se procederá a analizar el comportamiento del motor y aeronave con un 100 % de captura.

z (m)	V (m/s)	m_{CO_2} (kg)	P (kW)	$BSFC$ (g/kWh)	N (RPM)
0	49.84	566.01	81.32	297.54	2530.51
500	50.85	562.08	82.83	297.45	2561.43
1000	52.03	558.63	84.60	297.36	2585.08
1500	52.81	554.71	85.74	297.28	2606.42
2000	53.84	551.04	87.28	297.21	2625.36
2500	54.34	547.64	88.09	297.14	2636.41
3000	54.45	544.50	88.49	297.14	2646.52
3500	54.51	542.12	89.03	296.85	2653.84

Cuadro 9.2: Valores medios de interés para cada altitud con el motor de oxicomcombustión y captura de CO₂.

En el cuadro 9.2 se observa de nuevo que la potencia requerida en un vuelo de crucero con captura es mayor que en el caso de sin captura. El consumo específico mejora conforme lo hace la altitud ya que se vuela a una velocidad media más elevada y la potencia requerida también lo es. Las velocidades medias también son mayores que en el caso sin captura, por una razón que ya ha sido explicada anteriormente, un peso mayor implica una velocidad de mínima resistencia aerodinámica mayor.

La masa de CO₂ capturada varía para las diferentes altitudes, esto es por la variación del flujo másico de CO₂ y de combustible con la operación del motor. Tanto en las figuras 9-2 y 9-3 es evidente que el flujo másico de dióxido de carbono y de combustible disminuye con la altitud. Este es el motivo por el cual la masa de CO₂ capturada también es menor conforme aumenta la altitud.

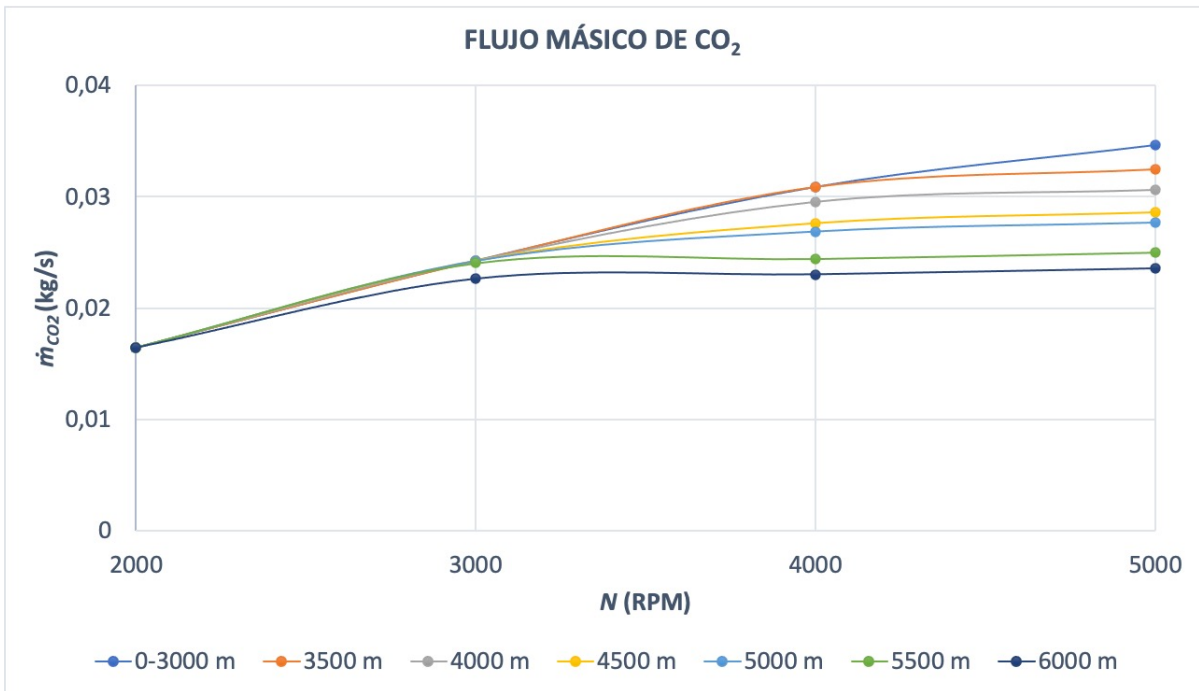


Figura 9-2: Flujo másico de CO₂ en función del régimen de giro y la altitud.

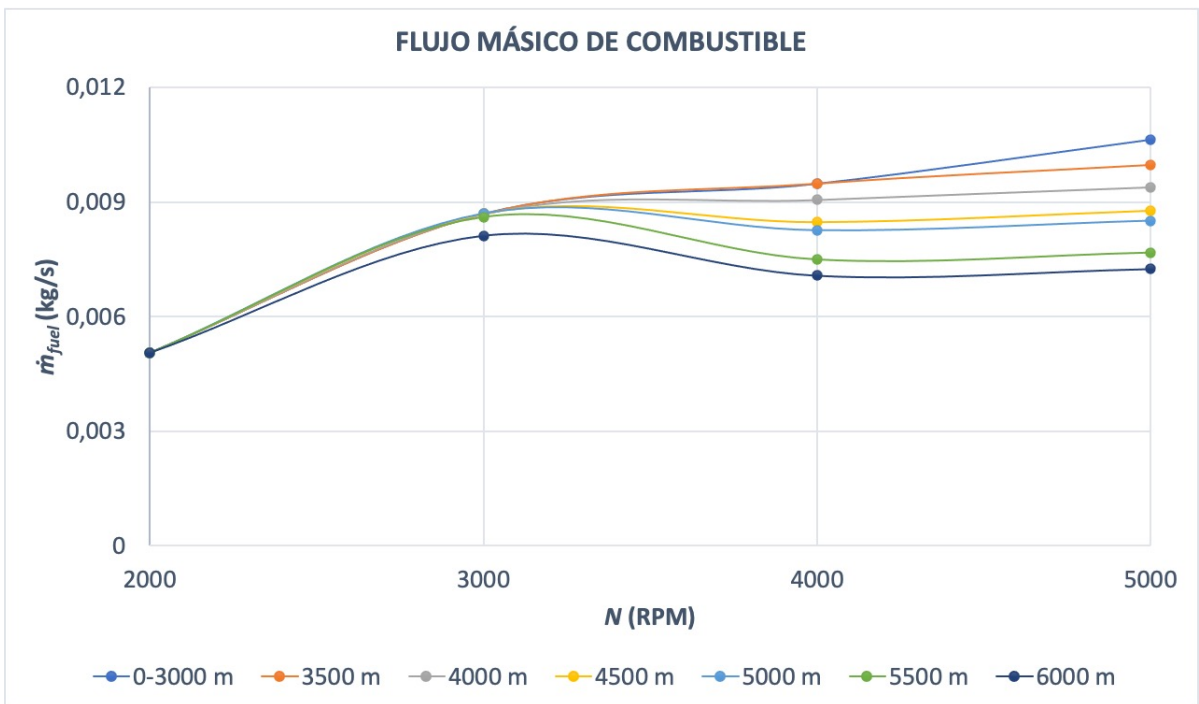


Figura 9-3: Flujo másico de combustible en función del régimen de giro y la altitud.

El óptimo operativo con el 100 % de CO₂ se muestra en el cuadro 9.3, se observa que la

altitud óptima de vuelo es menor que en el caso sin captura, el techo de la aeronave también lo será. La palanca de gases se va incrementando debido al aumento de peso.

El alcance total con un vuelo de estas características es de **1573.95 km**. El total capturado de CO₂ es de **566.01 kg**.

z (m)	V (m/s)	m_{total} (kg)	m_{CO_2} (kg)	C_L	C_D	α (°)	δE (°)	δP
		1191						
3500	54.61	1258.18	15.92	0.629	0.052	2.68	-1.86	0.71
2500	54.74	1337.92	15.07	0.599	0.049	2.44	-1.66	0.72
2000	54.89	1426.64	13.95	0.604	0.050	2.51	-1.72	0.77
1000	54.30	1497.64	13.95	0.587	0.049	2.34	-1.58	0.81
1000	54.30	1533.43	13.95	0.601	0.050	2.46	-1.67	0.82

Cuadro 9.3: Vuelo óptimo de crucero con captura de CO₂.

9.2. Alcance con el motor de oxidcombustión reducido con captura de CO₂

El motor de oxidcombustión reducido puede ser muy interesante en el sector de la captura porque tiene una disponibilidad de peso mayor ya que el motor tiene una masa menor. Aún así, este apartado se continuará con el planteamiento realizado anteriormente, con una carga de pago de dos personas y con el combustible máximo hasta MTOW (además de los 100 kg estimados del sistema de captura).

% CAPTURA	100 %	75 %	50 %	25 %	0 %
R (km)	1788.11	1949.35	2177.78	2324.69	2539.57
V (m/s)	44.81	47.42	59.19	54.68	54.18
z (m)	0	62.5	4489.58	3583.33	4593.75
m_{CO₂} (kg)	760.96	594.00	342.84	193.95	0
m_{final} (kg)	1711.93	1543.995	1289.80	1136.04	850.86
P (kW)	81.32	76.53	83.09	70.28	62.22
BSFC (g/kWh)	297.02	296.97	296.96	296.9	297.61
N (RPM)	2689.56	2674.2	2708.2	2589.53	2537.10

Cuadro 9.4: Vuelo con captura de CO₂ con el motor de oxidación reducido.

Según los resultados mostrados en el cuadro 9.4, el alcance con este motor es superior. La mayor diferencia y más interesante de analizar es el hecho que la masa de dióxido de carbono es mayor, pues la cantidad de combustible quemado también lo es. Esto mismo también influye en la altitud óptima, que por ejemplo, al 100 % de captura es menor que con el motor de oxidación original, ya que en las etapas finales del vuelo el elevado peso de la aeronave no permite un vuelo a una altitud mayor.

El vuelo en crucero con el motor reducido, seguiría según los datos del cuadro 9.5

z (m)	V (m/s)	m _{total} (kg)	m _{CO₂} (kg)	C _L	C _D	α(°)	δE(°)	δP
		1191						
0	44.81	1295.52	21.25	0.672	0.056	3.08	-2.20	0.72
0	44.81	1447.11	15.96	0.755	0.064	3.73	-2.75	0.82
0	44.81	1586.64	13.95	0.829	0.072	4.33	-3.26	0.92
0	44.81	1667.18	13.95	0.872	0.077	4.64	-3.55	0.98
0	44.81	1711.93	13.95	0.895	0.0801	4.87	-3.71	1.02

Cuadro 9.5: Vuelo óptimo de crucero con el 100 % de captura y el motor de oxidación reducido.

Con este vuelo se alcanzan **1788.11 km** y se acumulan **760.96 kg** de CO₂.

9.3. Comparación con otras plantas propulsoras

El nuevo planteamiento de operación del motor con la captura de CO₂ permite aumentar la masa disponible para baterías y hace posible aumentar la potencia de la planta propulsora eléctrica.

Tal y como se ha explicado anteriormente se ha escalado el motor en función de la potencia con los datos de los vehículos fabricados por Tesla. En este caso, se repetirá de nuevo el proceso iterativo. En ambos modelos de motor de oxidación la masa final de la aeronave es aproximadamente 1680 kg, por lo que esa será la masa máxima que se supondrá para la aeronave eléctrica.

Con la configuración de dos pasajeros la aeronave tiene 1051 kg disponibles para baterías y motor.

MOTOR ELÉCTRICO	
Masa (kg)	58.8
Masa disponible para baterías (kg)	992.192
Energía de las baterías (kWh)	892973
Potencia disponible (kW)	496.096

Cuadro 9.6: Datos del motor eléctrico con captura de CO₂.

Con una velocidad de 50 m/s la aeronave recorre **446.42 km** con el motor eléctrico. En el cuadro 9.7 se recogen los resultados estudiados en este capítulo para un breve análisis y comparación entre ellos.

MOTOR	ALCANCE (km)	ALCANCE ESPECÍFICO (km/kg)
OXICOMBUSTIÓN	1573.95	8.11
OXICOMBUSTIÓN REDUCIDO	1788.11	7.29
LYCOMING O-360-A3A	3836.54	9.17
ELÉCTRICO	446.42	-

Cuadro 9.7: Alcances con las distintas plantas propulsoras y con captura de CO₂.

Con el proceso de captura, el alcance para los motores de oxidación se ve reducido.

También lo hace el alcance específico, siendo en este caso inferior al del motor Lycoming. La gran cantidad de CO₂ que se debe capturar para conseguir un sistema limpio es muy perjudicial en este sentido.

El motor eléctrico, pese a poseer mayor cantidad de baterías, sigue ofreciendo un alcance muy poco interesante.

Para tener una idea del orden de magnitud de esta variable en otro tipo de vehículos, se han recogido en el cuadro 9.8 datos de otras aeronaves semejantes. Parece ser que este sistema es competitivo respecto a aeronaves de su misma potencia e incluso superior, como se ve claramente con las Cessna 172 y Cessna 182.

	<i>P (kW)</i>	<i>R(km)</i>
Cessna 150	75	563
Cessna 172	118	1185
Cessna 182	172	1695
Piper Comanche	194	2398

Cuadro 9.8: Valores de potencia y alcance para diferentes aeronaves similares.

Capítulo 10

ACTUACIONES DE LA AERONAVE PIPER CHEROKEE CON CAPTURA DE CO₂

En este capítulo se procederá a analizar las limitaciones que presentan las actuaciones con la captura de CO₂. Cabe recordar que no solo es una limitación de peso si no también de la potencia disponible.

También se compararán con las otras plantas propulsoras mencionadas en los capítulos anteriores.

10.1. Actuaciones de la aeronave con el motor de oxicom- bustión y captura de CO₂

Se presentan las actuaciones en el cuadro 10.1 tal y como se ha hecho anteriormente para analizarlas. No se mostrarán los gráficos pues para hacer una comparación basta con algunos de los valores más representativos.

Para seguir el mismo formato que en el capítulo 5, se calcularán las actuaciones con una masa de 1533 kg para el caso del motor de oxicom-
bustión y de 1712 kg para el motor de oxicom-
bustión reducido, ya que esta es la masa máxima con el 100 % de captura.

CAPÍTULO 10. ACTUACIONES DE LA AERONAVE PIPER CHEROKEE CON
CAPTURA DE CO₂

	LYCOMING O-360-A3A	OXICOMBUSTIÓN	OXICOMBUSTIÓN REDUCIDO	ELÉCTRICO
z_{techo} (m)	6455.61	4298.3	191.032	32778.9
$V_{max_{z_0}}$ (m/s)	73.53	61.55	46.85	112.75
$x_{despegue_{z_0}}$ (m)	165.48	601.44	925.99	45.93
$\gamma_{max_{z_0}}$ (°)	17.32	2.62	0.049	73.09
$n_{max_{z_0}}$	2.13	1.28	1.00	4.71
$\dot{\psi}_{max_{z_0}}$ (°/seg)	25.38	9.24	-	62.98
$r_{min_{z_0}}$ (m)	91.36	297.25	-	27.03

Cuadro 10.1: Comparación de ambos motores de oxcombustión con captura de CO₂ con las otras plantas propulsoras estudiadas.

En el cuadro 10.1 se observan algunas de las actuaciones con los distintos motores. Primero de todo, en estos casos ya no tiene sentido calcular algunos de los valores a una elevada altitud, como se ha realizado en el capítulo 7 a 6000 m, pues ambos motores de oxcombustión ya no disponen de capacidad de operación a esas altitudes.

El techo de vuelo se ve muy penalizado, sobretodo en el motor de oxcombustión reducido. Este no puede soportar un aumento de peso de casi 700 kg, con la penalización energética que conlleva la captura y su propia reducción. Un techo de vuelo de 191 m no tiene ninguna viabilidad para un vehículo de estas características. Además el factor de carga de la unidad máximo, hace imposible realizar cualquiera de las maniobras como giros y ascensos. Por todos estos motivos el motor de oxcombustión reducido con un 100% de captura de CO₂ queda descartado.

El motor de oxcombustión presenta unas actuaciones también muy reducidas respecto al motor original sin embargo, el techo de vuelo tiene un valor aceptable y la aeronave presenta mayor margen de maniobra.

De nuevo el motor eléctrico presenta unos muy buenos valores en cuanto actuaciones pero la poca capacidad para lograr un alcance aceptable lo convierte, de momento, en una opción inviable.

Una nota interesante que añadir es el hecho de que se ha calculado la distancia de despegue a nivel del mar con el peso máximo de la captura, esto no tiene mucho sentido pues este peso se conseguiría al final de la trayectoria de la aeronave, no obstante, se

ha realizado para seguir el mismo planteamiento al capítulo de actuaciones sin captura y demostrar cuánto puede llegar a penalizar los kilogramos de dióxido de carbono capturados.

Capítulo 11

LIMITACIONES DE ESTE ESTUDIO Y TRABAJOS FUTUTOS

Este proyecto conforma el inicio de un estudio de la tecnología de oxicomcombustión en el sector de la aviación. Además, forma parte del trabajo de otros profesionales que han conseguido diseñar un modelo prometedor que se ha utilizado durante todo el análisis. Dentro del trabajo realizado y los procedimientos seguidos existen algunas limitaciones o simplificaciones que pueden afectar a los resultados obtenidos en comparación con los reales. Los valores obtenidos son interesantes, no obstante, aún hay mucho trabajo e investigaciones que realizar.

11.1. Limitaciones o retractaciones del proyecto

Algunas de las simplificaciones que se han cometido y que pueden afectar a los frutos del proyecto son las siguientes:

- **Polar parabólica de coeficientes constantes:** este tipo de curva polar es bastante útil en casi todas las aeronaves, sobretodo si están alejadas del régimen transónico y supersónico, como es el caso de estudio. No obstante, lo cierto es que los valores no se mantienen exactamente constantes y que esto puede afectar a cálculos como por ejemplo, el dominio de vuelo.
- **Atmósfera estándar:** todos los cálculos se han realizado sin viento, ni turbulencia ni cualquier condición atmosférica anormal que sí suele darse en la realidad.

- **Configuración de la aeronave:** en el vuelo de crucero se ha supuesto en todo momento una configuración de aeronave limpia sin tener en cuenta la influencia de por ejemplo, dispositivos hipersustentadores. Sólo se ha supuesto que el coeficiente de sustentación depende de una parte proporcional al ángulo de ataque y otra a la deflexión del empenaje.
- **Mecánica de vuelo quasiestacionaria:** en todo momento se han considerado velocidades constantes y aceleraciones nulas. La mecánica de vuelo quasiestacionaria puede dar unos valores intuitivos en algunas aeronaves, pero se debe tener en cuenta que no es el comportamiento normal de la aeronave. De hecho, durante el vuelo de crucero se ha variado la velocidad y altitud a tramos, pero se ha seguido integrando según la ecuación de Breguet para velocidad y altitud constantes.
- **Actuaciones con masa constante y máxima:** todos los cálculos en cuanto a actuaciones se han realizado con una masa constante, lo cuál no es cierto pues como se ha explicado la aeronave va variando su peso a lo largo del recorrido y el peso es un factor muy influyente en los valores calculados. Por ello se ha hecho con el valor de peso más perjudicial para estar del lado de la seguridad. Además, como en el trabajo se han realizado comparaciones entre distintas plantas propulsoras, para todas ella se ha seguido el mismo criterio.
- **Consumo del total de combustible durante el vuelo de crucero:** durante el análisis del alcance se ha consumido toda la cantidad de combustible disponible, lo cual no es cierto pues una parte se gasta en despegue y aterrizaje y también se deja una cantidad de reserva. Esta variación puede ver los valores totales de alcance afectados.
- **Estimaciones de pesos:** tanto el motor de oxicomcombustión como el sistema de captura se han estimado con correlaciones obtenidas de la bibliografía o trabajos ajenos, es por ello que es posible que los valores finales obtenidos no sean los más exactos.

11.2. Sigüientes pasos o trabajos futuros

Sigüiendo la línea de lo realizado en este trabajo de fin de grado algunos de los sigüientes pasos que podrían tomarse en trabajos futuros son los sigüientes:

- **Análisis a distintas cargas de pago:** todo el estudio se ha realizado con una carga de pago de dos pasajeros. Esto se podría variar dentro de lo posible porque al fin y al cabo es una de las partes más importantes en cuanto a la capacidad de una aeronave, económicamente hablando.
- **Instalación en otras aeronaves:** la aeronave Piper Cherokee es una de las más vendidas en el mundo por su sencillez y precio económico de adquisición y manutención, como contrapartida, no es la avioneta más eficiente del sector. Instalar todo este sistema que disponga de mayor carga alar, menor peso en vacío, otra distribución del tren de aterrizaje, entre otros, podría ser interesante y llevaría a extrapolar las conclusiones de una forma más certera.
- **Optimizar el motor:** después de realizar este análisis se tienen regímenes de giro y potencias normalmente utilizadas en la operación normal de la aeronave. Uno de los siguientes pasos sería eliminar aquellos elementos, como intercambiadores de calor, que no se utilicen normalmente, para así poder disminuir el peso.
- **Estudiar el sistema de captura de CO₂:** se ha estimado el peso del sistema de captura con 100 kg como una cantidad aceptable, no obstante hay muy poca información disponible acerca de esto .
- **Análisis con variación de peso:** realizar un estudio de un vuelo real con todas sus etapas y fases sería muy conveniente a la hora de poder determinar las capacidades de este sistema. En este se deberían añadir variaciones de peso, altitud y velocidad.

Capítulo 12

CONCLUSIÓN

A continuación se detallarán las conclusiones de este proyecto o estudio de viabilidad.

Primero de todo, se ha analizado el comportamiento de la planta propulsora en altitud comprobando que es a partir de los 3500 m donde las prestaciones se ven penalizadas. Aún así, el motor dispone de potencia necesaria, de hecho, gracias a los turbocompresores presenta un excelente comportamiento frente a altitud.

El peso es uno de los grandes inconvenientes del sistema, la gran cantidad de elementos necesarios tiene como consecuencia que se disminuya la carga de pago, lo cual es perjudicial comercialmente, y la cantidad de combustible.

Una vez instalado el motor en la aeronave, aún con lo anterior, el alcance se mantiene en un valor competitivo, es más, el motor resulta ser muy eficiente lo cual se evidencia mediante un elevado alcance específico. Las actuaciones también tienen valores prometedores.

La idea de reducir el motor surge de intentar reducir la penalización por peso que tiene debido a que durante el crucero se utiliza prácticamente la mitad de potencia. Con esta reducción el motor consigue operar a mayores cargas con menor consumo específico asociado. Por lo que con esto, no solo aumenta la carga de combustible o de pago disponible, si no que se dispone de un sistema más eficiente con el que se consigue mayor alcance y mayor alcance específico. Las actuaciones se ven reducidas respecto al motor de oxcombustión pero siguen en un rango aceptable.

Si se compara el alcance con el obtenido del motor original de la aeronave se observa una clara reducción, pero el alcance específico indica algo más interesante, el motor es más competente que el original, también ocurre esto con el motor reducido. En cuanto a la comparación de las actuaciones, sí es cierto que el motor original de la aeronave permite

mejor maniobra a nivel del mar, pero este se ve más afectado en altitud, disminuyendo su capacidad conforme esta aumenta.

Sin embargo, el gran competidor del sistema de oxicomustión son otras técnicas no contaminantes como, por ejemplo, el motor eléctrico. Incluso con una gran masa de baterías se consigue un alcance muy pequeño que convierte al motor eléctrico en inviable para la aviación. En las actuaciones se encuentran mejoras, pero no lo suficientemente importantes como para compensar el alcance tan bajo con este motor.

Cuando se añade la técnica de captura la situación varía. El peso es uno de los grandes enemigos en el sector aeronáutico. La gran cantidad de CO₂ que se debe capturar, aproximadamente el triple del combustible, se convierte claramente en una lacra para el sistema. El alcance específico cae, demostrando que la eficiencia también lo hace. Las actuaciones empeoran bastante. En el motor reducido la situación es prácticamente insostenible obteniendo un factor de carga de una unidad que imposibilita realizar maniobras.

Aún así, comparando con otras aeronaves similares, el alcance, incluso con la captura, se mantiene en un valor esperanzador. No obstante, el sistema de captura necesita de un mayor estudio y optimización para poder ser valioso en un futuro.

Añadiendo el peso del sistema de captura a las baterías y motor eléctrico, el alcance sigue siendo tan pequeño que reafirma lo anteriormente explicado y demuestra el gran reto a la que esta tecnología se enfrenta.

Una de las conclusiones más importantes del trabajo es que puede que la técnica de oxicomustión ofrezca una situación ligeramente peor a la combustión convencional, pero frente a sistemas energéticos limpios es más que competente. No obstante, aún queda mucho trabajo por realizar aunque los resultados sean esperanzadores.



Parte II

Presupuesto

Capítulo 13

PRESUPUESTO

En todo proyecto de ingeniería se debe calcular el coste económico asociado al trabajo humano, equipos y medios necesarios para su realización. En este capítulo se detallará el coste de este trabajo de fin de grado.

13.1. Desglose del presupuesto

Para poder comprender cada parte se desglosará el presupuesto en coste de personal, coste de operación, coste de equipos, coste total y margen neto y beneficio.

13.1.1. Coste de personal

En este proyecto han participado tres personas, la alumna Laura Martínez Ruiz, el tutor Luis Miguel García-Cuevas González y el cotutor Fabio Alberto Gutiérrez Castro.

El salario del alumno se ha estimado según el salario de un ingeniero aeroespacial Junior en España que ronda alrededor de los 22400 €/año, lo cual equivale a 7.7 €/h. En el presente proyecto el alumno ha dedicado unas 8 horas diarias durante unos 40 días lo que equivale a 320 horas de trabajo.

El tutor, Luis Miguel García-Cuevas González ha dedicado aproximadamente unas 20 horas a la tutorización del proyecto. El salario anual de un doctor contratado, como es el caso es de 30139.94€/año por 1700 horas anuales, esto equivale a 17.72€/hora.

Fabio Alberto Gutiérrez Castro, cotutor del trabajo, se puede considerar como ayudante y según el portal de transparencia de la UPV, el salario de estos miembros es de 19005€ anuales por 1700 horas de trabajo, equivalente a 11.18 €/año.

Con todo lo expuesto anteriormente en el cuadro 13.1 se puede observar el coste asociado

a las personas involucradas al trabajo.

Sujeto	Tiempo dedicación (h)	Salario (€/h)	Salario total (€)
Laura Martínez Ruiz	320	7.7	2462
Luis Miguel García-Cuevas González	20	17.72	354.4
Fabio Alberto Gutiérrez Castro	55	11.18	614.9
Total coste personal			3431.3

Cuadro 13.1: Costes salariales del proyecto.

Puesto que los salarios del tutor y cotutor están vinculados a la actividad económica de la UPV, el estado debe abonar unas cuotas adicionales sobre su salario bruto, expresadas en el cuadro 13.2.

Concepto	Cuantía (%)
Contingencias comunes	23.60
Desempleo	5.50
Formación profesional	0.60
AT y EP	1.50
FOGASA	0.20
Total	31.40

Cuadro 13.2: Cuotas de la seguridad social.

Según el total salarian calculado anteriormente de 3431.3, añadiendo las cuotas adicionales de la seguridad social de 304.36€, el coste total de personal quedaría como **3735.66€**.

13.1.2. Coste de operación

En los costes de operación se deben incluir los desplazamientos, licencias de programas y coste de material utilizados para la realización del proyecto.

Debido a que el trabajo se ha realizado telemáticamente, no se debe tener en cuenta ningún coste de desplazamiento.

El *software* utilizado es el siguiente:

- VEMOD. Es un software desarrollado en el instituto de motores térmicos de la universidad y totalmente gratuito.
- Matlab. La licencia utilizada ha sido proporcionada por la UPV, el coste de la licencia es de 250€/alumno por año. El proyecto se ha desarrollado durante 4 meses por lo que conlleva 83.3€.
- Mathematica. También es un programa proporcionado por la licencia de la UPV. Según la *web* de *Wolfram* una licencia peronal académica cuesta 1789€/año. Durante los cuatro meses de uso el coste es de 596€.
- Microsoft Teams. Este ha sido el programa utilizado para contactar a distancia con los tutores del proyecto. Ha sido proporcionado por la propia universidad mediante una licencia de alumno. Esta tiene un coste de 4.20€/mes.

El precio del uso de los distintos programas informáticos utilizados se muestra en el cuadro13.3.

Programa	Coste mensual (€)	Coste total (€)
Matlab	20.83	83.32
Mathematica	149.08	596.32
Microsoft Teams	4.20	16.8
IVA	21 %	
Total programas informáticos		842.69

Cuadro 13.3: Costes de licencias de programas informáticos.

Por otro lado, para el trabajo de fin de grado se han utilizado tres ordenadores, dos de sobremesa y uno portátil, además de una habitación iluminada por bombilla LED y aclimatada mediante calefacción de gas butano. Todos estos costes asociados se muestran en el cuadro 13.4.

Concepto	Consumo	Coste unitario	Coste total(€)
Ordenador de sobremesa 1	22 kWh	0.17 (€/kWh)	3.74
Ordenador de sobremesa 2	77 kWh	0.17 (€/kWh)	13.09
Ordenador portátil	44 kWh	0.17 (€/kWh)	7.48
Iluminación	17.5 kWh	0.17 (€/kWh)	2.97
Calefacción gas butano	25 L	0.92€/L	23
IVA			21 %
Coste total de consumos			60.83

Cuadro 13.4: Coste total de consumos del proyecto.

Por lo tanto, el coste total de operación del proyecto sumando el coste de licencias y de consumos asciende a **903.52 €**.

13.1.3. Costes de equipos

Como ya se ha mencionado anteriormente, se han utilizado tres equipos principalmente para la realización del proyecto. Los modelos de equipos son un iMac de 21 pulgadas y 1 TB de RAM adquirido en 2015, un ordenador montado por piezas adquirido en 2016 y un ordenador portátil macbook pro de 128 GB de RAM y 13 pulgadas adquirido en 2017.

Para el coste amortizado de estos productos se considera un periodo de amortización de 4 años, con un valor residual del 75 % al finalizar el periodo. El tiempo de utilización de estos equipos ha sido aproximadamente de cuatro meses para dos de ellos y de un mes para otro puesto que solo se ha utilizado como ordenador complementario para simulaciones. En el cuadro 13.5 se determinan estos costes.

Equipo	Coste adquisición (€)	Periodo de uso (mes)	Coste total(€)
Ordenador de sobremesa 1	1400	4	87.5
Ordenador de sobremesa 2	960	1	15
Ordenador portátil	1300	4	81.25
IVA			21 %
Coste total equipos			222.33

Cuadro 13.5: Coste de amortización de equipos.

13.1.4. Coste total

Una vez obtenidos todos los costes anteriores se puede obtener el coste total del proyecto (cuadro 13.6).

Concepto	Cuantía
Coste de personal	3735.66 €
Coste de operación	905.52 €
Coste de equipos	222.33 €
Coste total	4863.51 €

Cuadro 13.6: Coste total del proyecto (IVA incluido).

Por tanto, el coste total del proyecto es de **4863.51 €**.

13.2. Margen neto y beneficio

El margen neto de un proyecto de estas características en el ámbito de la Ingeniería Aeroespacial está entorno al 5 %. El margen neto se define según la expresión 13.1.

$$\text{Margen neto} = \frac{\text{Ingresos} - \text{Coste total}}{\text{Ingresos}} \cdot 100 \quad (13.1)$$

Con esta definición se pueden calcular los ingresos totales del proyecto, siendo este de **5119.47€**. El impuesto de sociedades es de un 25 % sobre el beneficio, por lo que el beneficio neto será de **191.97 €**.



Parte III

Pliego de condiciones

Capítulo 14

PLIEGO DE CONDICIONES

Existe una normativa vigente que rige el desarrollo de este tipo de proyectos. Esta trata temas sobre higiene, seguridad y salud. Además, el proyecto ha estado inmerso en una situación de pandemia mundial debido a la COVID-19 y ha sido necesario adaptarse mediante los recursos disponibles para poder realizarlo.

También ha sido tomada en cuenta la normativa en cuanto a los trabajos de fin de grado y fin de máster de la *Universitat Politècnica de València*.

Por último, se expondrá la huella de carbono asociada a la realización de este proyecto.

14.1. Marco legal

14.1.1. Condiciones generales

El presente proyecto se rige según el marco legal español sobre seguridad y salud en el lugar de trabajo expuesto en el Real Decreto 488/1997 del 14 de abril. Dicho decreto establece una serie de normas de obligado cumplimiento en las cuales se tratan temas como el riesgo de exposición a pantallas de visualización y la vigilancia de la salud.

Debido a la situación de pandemia del COVID-19 el trabajo de fin de grado a debido adaptarse y cumplir unas medidas de distanciamiento social. Es por ello que el trabajo se ha realizado telemáticamente, ya que la situación sanitaria no ha permitido acudir al edificio 6D situado en el campus de Vera de la UPV.

En el domicilio se han cumplido las disposiciones del real decreto sobre salud y trabajo.

14.1.1.1. Real Decreto 488/1997

Artículo 1. Objeto

1. El presente Real Decreto establece las disposiciones mínimas de seguridad y de salud para la utilización por los trabajadores de equipos que incluyan pantallas de visualización.
2. Las disposiciones de la Ley 31/1995. de 8 de noviembre, de Prevención de Riesgos Laborales, se aplicarán plenamente al conjunto del ámbito contemplado en el apartado anterior.
3. Quedan excluidos del ámbito de aplicación de este Real Decreto:
 - Los puestos de conducción de vehículos o máquinas
 - Los sistemas informáticos embarcados en un medio de transporte
 - Los sistemas informáticos destinados prioritariamente a ser utilizados por el público.
 - Los sistemas llamados portátiles, siempre y cuando no se utilicen de modo continuado en un puesto de trabajo.
 - Las calculadoras, cajas registradoras y todos aquellos equipos que tengan un pequeño dispositivo de visualización de datos o medidas necesario para la utilización directa de dichos equipos.
 - Las máquinas de escribir de diseño clásico, conocidas como máquinas de ventana.

Artículo 2. Definiciones

A efectos de este Real Decreto se entenderá por:

- Pantalla de visualización: una pantalla alfanumérica o gráfica, independientemente del método de representación visual utilizado.
- Puesto de trabajo: el constituido por un equipo con pantalla de visualización provisto, en su caso, de un teclado o dispositivo de adquisición de datos, de un programa para la interconexión persona/máquina, de accesorios ofimáticos y de un asiento y mesa o superficie de trabajo, así como el entorno laboral inmediato.

- Trabajador: cualquier trabajador que habitualmente y durante una parte relevante de su trabajo normal utilice un equipo con pantalla de visualización.

Artículo 3. Obligaciones generales del empresario.

1. El empresario adoptará las medidas necesarias para que la utilización por los trabajadores de equipos con pantallas de visualización no suponga riesgos para su seguridad o salud o, si ello no fuera posible, para que tales riesgos se reduzcan al mínimo. En cualquier caso, los puestos de trabajo a que se refiere el presente Real Decreto deberán cumplir las disposiciones mínimas establecidas en el anexo del mismo
2. A efectos de lo dispuesto en el primer párrafo del apartado anterior, el empresario deberá evaluar los riesgos para la seguridad y salud de los trabajadores, teniendo en cuenta en particular los posibles riesgos para la vista y los problemas físicos y de carga mental, así como el posible efecto añadido o combinado de los mismos. La evaluación se realizará tomando en consideración las características propias del puesto de trabajo y las exigencias de la tarea y entre éstas, especialmente, las siguientes:
 - El tiempo promedio de utilización diaria del equipo
 - El tiempo máximo de atención continua a la pantalla requerido por la tarea habitual.
 - El grado de atención que exija dicha tarea.
3. Si la evaluación pone de manifiesto que la utilización por los trabajadores de equipos con pantallas de visualización supone o puede suponer un riesgo para su seguridad o salud, el empresario adoptará las medidas técnicas u organizativas necesarias para eliminar o reducir el riesgo al mínimo posible. En particular, deberá reducir la duración máxima del trabajo continuado en pantalla, organizando la actividad diaria de forma que esta tarea se alterne con otras o estableciendo las pausas necesarias cuando la alternancia de tareas no sea posible o no baste para disminuir el riesgo suficientemente.
4. En los convenios colectivos podrá acordarse la periodicidad, duración y condiciones de organización de los cambios de actividad y pausas a que se refiere el apartado anterior.

Artículo 4. Vigilancia de la salud

1. El empresario garantizará el derecho de los trabajadores a una vigilancia adecuada de su salud, teniendo en cuenta en particular los riesgos para la vista y los problemas físicos y de carga mental, el posible efecto añadido o combinado de los mismos, y la eventual patología acompañante. Tal vigilancia será realizada por personal sanitario competente y según determinen las autoridades sanitarias en las pautas y protocolos que se elaboren, de conformidad con lo dispuesto en el apartado 3 del artículo 37 del Real Decreto 39/1997, de 17 de enero, por el que se aprueba el Reglamento de los servicios de prevención. Dicha vigilancia deberá ofrecerse a los trabajadores en las siguientes ocasiones:
 - Antes de comenzar a trabajar con una pantalla de visualización.
 - Posteriormente, con una periodicidad ajustada al nivel de riesgo a juicio del médico responsable.
 - Cuando aparezcan trastornos que pudieran deberse a este tipo de trabajo.
2. Cuando los resultados de la vigilancia de la salud a que se refiere el apartado 1 lo hiciese necesario, los trabajadores tendrán derecho a un reconocimiento oftalmológico.
3. El empresario proporcionará gratuitamente a los trabajadores dispositivos correctores especiales para la protección de la vista adecuados al trabajo con el equipo de que se trate, si los resultados de la vigilancia de la salud a que se refieren los apartados anteriores demuestran su necesidad y no pueden utilizarse dispositivos correctores normales.

Artículo 5. Obligaciones en materia de información y formación

1. De conformidad con los artículos 18 y 19 de la Ley de Prevención de Riesgos Laborales, el empresario deberá garantizar que los trabajadores y los representantes de los trabajadores reciban una formación e información adecuadas sobre los riesgos derivados de la utilización de los equipos que incluyan pantallas de visualización, así como sobre las medidas de prevención y protección que hayan de adoptarse en aplicación del presente Real Decreto
2. El empresario deberá informar a los trabajadores sobre todos los aspectos relacionados con la seguridad y la salud en su puesto de trabajo y sobre las medidas llevadas a cabo de conformidad con lo dispuesto en los artículos 3 y 4 de este Real Decreto

3. El empresario deberá garantizar que cada trabajador reciba una formación adecuada sobre las modalidades de uso de los equipos con pantallas de visualización, antes de comenzar este tipo de trabajo y cada vez que la organización del puesto de trabajo se modifique de manera apreciable.

Artículo 6. Consulta y participación de los trabajadores

La consulta y participación de los trabajadores o sus representantes sobre las cuestiones a que se refiere este Real Decreto se realizarán de conformidad con lo dispuesto en el apartado 2 del artículo 18 de la Ley de Prevención de Riesgos Laborales.

- Disposición transitoria única. Plazo de adaptación de los equipos que incluyan pantallas de visualización.

Los equipos que incluyan pantallas de visualización puestos a disposición de los trabajadores en la empresa o centro de trabajo con anterioridad a la fecha de entrada en vigor del presente Real Decreto deberán ajustarse a los requisitos establecidos en el anexo en un plazo de doce meses desde la citada entrada en vigor.

- Disposición final primera. Elaboración de la Guía Técnica para la evaluación y prevención de riesgos.

El Instituto Nacional de Seguridad e Higiene en el Trabajo, de acuerdo con lo dispuesto en el apartado 3 del artículo 5 del Real Decreto 39/1997, de 17 de enero, por el que se aprueba el Reglamento de los Servicios de Prevención, elaborará y mantendrá actualizada una Guía Técnica para la evaluación y prevención de los riesgos relativos a la utilización de equipos que incluyan pantallas de visualización.

- Disposición final segunda. Habilitación normativa. Se autoriza al Ministro de Trabajo y Asuntos Sociales para dictar, previo informe de la Comisión Nacional de Seguridad y Salud en el Trabajo, las disposiciones necesarias en desarrollo de este Real Decreto y, específicamente, para proceder a la modificación del anexo del mismo para aquellas adaptaciones de carácter estrictamente técnico en función del progreso técnico, de la evolución de las normativas o especificaciones internacionales o de los conocimientos en el área de los equipos que incluyan pantallas de visualización.

Dado en Madrid a 14 de abril de 1997.

JUAN CARLOS R.

El Ministro de Trabajo y Asuntos Sociales,

JAVIER ARENAS BOCANEGRA

14.1.2. Normativa trabajos de fin de grado de la *Universitat politècnica de València*

El RD 1393/2007, modificado por el RD 861/2010 dispone que todos los títulos oficiales concluirán con la elaboración y defensa de un Trabajo de Fin de Grado o Trabajo de Fin de Máster, según el caso. En este apartado se realizará un breve resumen sobre la normativa de los trabajos de fin de grado en la UPV.

14.1.2.1. Oferta del TFG

La oferta y asignación de TFG y TFM está regida según el artículo siete de la normativa marco de trabajos de fin de grado de la UPV.

En este se detalla que antes del comienzo del curso académico los departamentos implicados deben emitir unas propuestas para los trabajos. Además, *cualquier estudiante matriculado del TFG o TFM podrá presentar a la ERT una propuesta de trabajo avalada por un tutor.*

Por otro lado: *la ERT será responsable de garantizar que todo estudiante matriculado del TFG o TFM disponga, en el plazo adecuado, de un trabajo asignado para poder llevarlo en el curso académico correspondiente*

Cumpliendo con las indicaciones de este artículo, este proyecto fue ofertado a finales de mayo de 2020 para el grado de Ingeniería Aeroespacial por el instituto CMT, de la *Universitat Politècnica de Valencia*, por el profesor contratado doctor Luis Miguel García-Cuevas González.

14.1.2.2. Matrícula del trabajo de fin de grado

En este caso es el artículo 6 de la normativa marco de trabajos de fin de grado de la *Universitat Politècnica de València* el que rige el proceso de matrícula de un TFG.

En este punto se detalla lo siguiente:

Para poder efectuar la matrícula del TFG o TFM será condición necesaria estar matriculado de todos los ECTS pendientes para finalizar los estudios conducentes al título.

La matrícula del TFG o TFM en un curso académico otorga el derecho para presentar el trabajo en cualquiera de las convocatorias que se realicen en dicho curso académico, sin límite de número de convocatorias, de acuerdo con los plazos y procedimientos que se establecen en esta normativa Marco, las que se definan en las normativas propias de las ERT o los acuerdos que a tal efecto adopte el Consejo de Gobierno.

Atendiendo a estos puntos la alumna Laura Martínez Ruiz se matriculó telemáticamente a la asignatura Trabajo de Fin de Grado en julio de 2020, para realizarlo y presentarlo a lo largo del curso académico 2020-2021 tras haber superado todos los créditos anteriores al cuarto curso del grado en Ingeniería Aeroespacial y haberse matriculado de las asignaturas correspondientes de dicho curso.

El el trabajo de fin de grado cuyo título es *Oxicombustión con producción de oxígeno embarcada en aviación general: estudio de viabilidad* ha sido presentado a la Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño por el tutor Luis Miguel García-Cuevas González. La propuesta fue aceptada por la entidad el 7 de mayo de 2021.

14.1.2.3. Naturaleza del trabajo de fin de grado

El artículo 3 de la normativa de trabajos de fin de grado de la *Universitat Poliècnica de València* establece los puntos sobre la naturaleza del trabajo de fin de grado.

En el punto tercero se dispone que:

Los TFG y TFM consistirán en la realización de un trabajo o proyecto original en el que queden de manifiesto conocimientos, habilidades y competencias adquiridas por el estudiante a lo largo de sus estudios y, expresamente, las competencias asociadas a la materia TFG o TFM, tal y como se indique en la memoria de verificación.

Teniendo en cuenta este punto, el presente proyecto se centra en un estudio de viabilidad de la oxicomustión en un motor de encendido provocado y posteriormente embarcado en una aeronave de aviación general. Todo esto se ha realizado analizando distintos parámetros estudiados en el grado tanto en el ámbito de motores y aeronaves. Las principales asignaturas utilizadas son: Tecnología aeroespacial (11888), Mecánica de Vuelo (11889), Ampliación de mecánica de Vuelo (11901), propulsión(11892) y cálculo de aviones (11900).

Además, la normativa también establece lo siguiente:

La materia TFG y TFM podrá organizarse mediante actividades de docencia reglada en forma de seminario, taller o similar; mediante trabajo autónomo y tutelado del estudiante; o mediante una mezcla de ambas.

En cuanto a esto el trabajo se ha realizado de forma autónoma con el asesoramiento del tutor Luis Miguel García-Cuevas González y el cotutor Fabio Alberto Gutierrez Castro.

Por último: *el alcance, contenido y nivel de exigencia de los TFG y TFM deberá adecuarse a la asignación de ECTS que dicha materia haya recibido en la memoria de verificación. A tal efecto, las ERT velarán para que el tiempo de dedicación requerido para la realización del TFG o TFM se adecúe al número de ECTS asignados al mismo y pueda ser evaluado en el periodo académico previsto en la estructura del plan de estudios.*

En este sentido, el trabajo ha sido realizado durante el segundo cuatrimestre del curso académico 2020-2021, ajustándose a los contenidos estudiados durante el grado y al tiempo acordado según los créditos establecidos.

14.1.2.4. Tutores del trabajo de fin de grado

Es el artículo 4 en el que se detalla normativa respecto a los tutores del trabajo de fin de grado.

El punto dos determina lo siguiente:

De manera ordinaria, el trabajo de tutorización de un TFG o TFM será realizado por un único tutor académico. Optativamente, en los TFG o TFM realizados en la UPV se podrá considerar un tutor adicional, denominándose ambos “cotutores”. Excepcionalmente, cuando la complejidad del trabajo así lo aconseje o cuando se den circunstancias que lo merezcan a juicio de la CAT, podrán asignarse más de dos cotutores académicos.

En el presente trabajo el tutor es Luis Miguel García-Cuevas González y el cotutor Fabio Alberto Gutiérrez Castro. Esta tutorización ha sido llevada a cabo de forma telemática mediante la aplicación de Microsoft Teams, debido a la situación de la pandemia del COVID-19.

Por otro lado, el punto cuatro especifica:

Podrá ser tutor de TFG o TFM el profesorado que imparta docencia en el título o en títulos del mismo ámbito, o la haya impartido en los dos cursos anteriores, o esté adscrito a la ERT. Adicionalmente, para ser tutor de un TFM con orientación investigadora deberá ostentarse el grado de Doctor.

Siguiendo con este punto, el tutor Luis Miguel García-Cuevas González como doctor contratado en la UPV, dentro del grado de Ingeniería aeroespacial ha impartido clases de Aerodinámica II (11898), Introducción a la Ingeniería Aeronáutica (11960) y Tecnología aeroespacial (11880).

14.2. Impacto en huella de carbono del trabajo de fin de grado

Este proyecto centra sus esfuerzos en investigar una alternativa propulsiva para los vehículos de aviación general ante los estragos que la contaminación medioambiental ha causado. El CO₂ es uno de los grandes culpables de esta contaminación teniendo efectos desastrosos en el medio ambiente.

Por ello, siguiendo el hilo del proyecto se calculado la emisión de CO₂ consecuencia de la realización del trabajo de fin de grado mediante la web Carbon FootPrint avalada por las normas ISO 9001:2015 e ISO 14001:2015.

En el trabajo se han realizado las distintas actividades que se incluyen en el cálculo de la huella de carbono.

- El consumo eléctrico de ordenadores, pantallas y sistemas de iluminación se estima en 160 kWh , lo cual se ha detallado con más profundidad en el capítulo 13.
- Para la climatización del lugar de trabajo se ha utilizado una calefacción de gas butano

en la que se ha consumido aproximadamente 25 L de este gas.

- Debido a que el trabajo se ha realizado de forma completamente telemática y no debe ser impreso, no se considera ninguno de estos gastos en la huella de carbono.

Con estas especificaciones, según la web mencionada se estima que unos 80 kg de CO₂ han sido emitidos para la realización del trabajo.

Bibliografía

- [1] Piper pa-28 cherokee, especificaciones. <https://avia-es.com/blog/piper-pa-28-cherokee-tehnicaske-harakteristiki-foto>, 2015.
- [2] El nuevo motor 1.3 de gasolina fabricado por renault y daimler hereda la tecnología del nissan gt-r. *El economista*, 2017.
- [3] Antonio Alcázar López. *Estudio energético de un motor de encendido por compresión y arquitectura 2-tiempos operando con el concepto de combustión parcialmente premezclada*. PhD thesis, Universitat Politècnica de València, 2016.
- [4] César Calabuig Llamas. *Estudio experimental del comportamiento del turbogrupo de sobrealimentación de un motor de encendido provocado de inyección directa de gasolina*. PhD thesis, 2018.
- [5] Maciej Chorowski and Wojciech Gizicki. Technical and economic aspects of oxygen separation for oxy-fuel purposes. *Archives of Thermodynamics*, pages 157–170, 2015.
- [6] Vicente Cortes. Captura y uso del co2 :un análisis estratégico, técnico y económico. *AOP*, 2020.
- [7] Profesores de la asignatura de mecánica de vuelo. Apuntes de la asignatura mecánica de vuelo. "poli format .upv .es", 2020-2021.
- [8] Javier de la Sierra Rivas. Selección de una hélice para una aeronave eléctrica. *UPM*, 2014. Trabajo de Fin de Grado.
- [9] Ministerio de Trabajo y Asuntos Sociales. Real decreto 488/1997, de 14 de abril, sobre disposiciones mínimas de seguridad y salud relativas al trabajo con equipos que incluyen pantallas de visualización., 1997.
- [10] Universitat Politècnica de València. Normativa marco de trabajo fin de grado y fin de máster de la universitat politècnica de valència, 2013.
- [11] RAC drive. Euro 1 to euro 6 guide- find out your vehicle’s emissions standard. *RAC.uk*, 2020.
- [12] Nissan España. <https://www.nissan.es/>.

-
- [13] Renault España. <https://www.renault.es/>.
- [14] Agencia europea para el medio ambiente. Contaminación de transportes en la unión europea, 2019.
- [15] Departamento física aplicada III. Universidad de sevilla. Ciclo otto.
- [16] Julio García Fayos. Separación de oxígeno mediante membranas asimétricas de laO.
58sr0. 4co0. 2fe0. 8o3-¿. 2013.
- [17] Jesús García. Pérdida de potencia motor. Publicado en el blog: <https://www.revistilla.es>, 2013.
- [18] Luis Miguel García-Cuevas González, Marcos Carreres Talens, and Andrés Omar Tiseira Izaguirre. Estimación rápida del alcance de una aeronave. *Universitat Politècnica de València*, 2017.
- [19] Luis Miguel García-Cuevas González, Marcos Carreres Talens, and Andrés Omar Tiseira Izaguirre. Efecto de la velocidad de la corriente incidente en la resistencia aerodinámica subsónica. *Universitat Politècnica de València*, 2018.
- [20] Peter Glarborg, James A Miller, Branko Ruscic, and Stephen J Klippenstein. Modeling nitrogen chemistry in combustion. *Progress in Energy and Combustion Science*, 67:31–68, 2018.
- [21] Peter Glarborg, James A. Miller, Branko Ruscic, and Stephen J. Klippenstein. Modeling nitrogen chemistry in combustion. *Progress in Energy and Combustion Science*, 67, 7 2018.
- [22] Roland Irlle. Global plug-in vehicle sales reached over 3,2 million in 2020. <https://www.ev-volumes.com/>.
- [23] Aaron Isenstadt, John German, Mihai Dorobantu, David Boggs, and Tom Watson. Downsized, boosted gasoline engines. *The international council on clean transportation*, 2016.
- [24] Irene Juste. Smog fotoquímico: qué es, causas y consecuencias. *Ecología Verde*, 2019.
- [25] Francisco Martín León. Estrategias de reducción de las emisiones de gases invernadero y el protocolo de kyoto. tiempo.com, 2003.

- [26] Bernardo Llamas Moya. Captura y almacenamiento de co₂: criterios y metodología para evaluar la idoneidad de una estructura geológica como almacén de co₂. *Captura y almacenamiento de CO₂*, pages 1–274, 2016.
- [27] Jaime Martín, Francisco Arnau, Pedro Piqueras, and Angel Auñón. Development of an integrated virtual engine model to simulate new standard testing cycles. *SAE International Journal of Engines*, 11(2018-01-1413), 2018.
- [28] I Martínez, GS Grasa, and J Carlos Abanades. Procesos de captura de co₂ mediante los ciclos de carbonatación-calcinación de cao. *Boletín del Grupo Español del Carbón*, (35):17–20, 2015.
- [29] Pablo Cerrada Martínez. Diseño y análisis de una planta de separación de aire. 2017.
- [30] Barnes Warnock McCormick. *Aerodynamics, aeronautics and flight mechanics*. John Wiley, New York, second edition, 1995.
- [31] Department of Energy US. Oxygen enriched combustion. *Industrial Technologies Program*, September 2005.
- [32] OMS. Los efectos sobre la salud. <https://www.who.int/es/>.
- [33] Francisco Payri González and José M^a Desantes Fernández. *Motores de combustión interna alternativos*. Editorial Universitat politécnica de valencia, 2011.
- [34] Europa press. El cambio climático, en datos y gráficos. <https://www.epdata.es/>, 2021.
- [35] Xavier Querol, A Alastuey, MM Viana, and T Moreno. *La calidad del aire en las ciudades*. 2018.
- [36] Paco Ramos. Captura y almacenamiento de co₂. *Ecologistas en acción*, (46), 2005.
- [37] Jose Carlos Martínez Risco and Jesús Casanova Kindelán. Análisis de emisiones de un vehículo en conducción por ciudad y renovación del sistema pems utilizado.
- [38] Laura Fernández Rivas. El papel de los óxidos de nitrógeno en el cambio climático. efectos sobre la salud. *Universidad complutense*, 2015.
- [39] Roberto García Soutullo. Motores de combustión interna alternativos. <https://ingenieromarinero.com/motores-de-combustion-interna-alternativos-mcia/>, 2019.

- [40] Konrad Świerczek, Hailei Zhao, Zijia Zhang, and Zhihong Du. Miec-type ceramic membranes for the oxygen separation technology. In *E3S Web of Conferences*, volume 108, page 01021. EDP Sciences, 2019.
- [41] Airfoil Tools. <http://airfoiltools.com/>.
- [42] Wikipedia. Ciclo brayton. https://es.wikipedia.org/wiki/Ciclo_Brayton, 2020.

APÉNDICE

.1. Planos y dimensiones Piper Cherokee

Dimensiones generales	
Longitud (m)	7.089
Envergadura (m)	9
Altura por encima del suelo (m)	2.22
Base de la rueda (m)	1.892

Cuadro 1: Dimensiones generales Piper PA-28-180 Cherokee

Geometría alar	
Forma	Trapezoidal
Área (m ²)	14.86
Área flaps (m ²)	1.384
Área alerones (m ²)	1.003
Perfil	NACA-65 ₂ -415
t/c	15 %
Cuerda en la raíz (m)	1.703
Cuerda en la punta (m)	1.575
Cuerda media aerodinámica (m)	1.675
Flecha en c/4 (°)	1.48
hline Dihedro (°)	6

Cuadro 2: Geometría alar Piper PA-28-180 Cherokee

Geometría estabilizador horizontal	
Forma	Rectangular con filetes elípticos en las puntas
Envergadura (m)	3.048
Área (m ²)	2.267
Cuerda (m)	0.762
Perfil	NACA 0012
Área mojada (m ²)	2.267
Alargamiento	4.0983

Cuadro 3: Geometría estabilizador horizontal Piper PA-28-180 Cherokee

Geometría estabilizador vertical	
Envergadura (m)	1.121
Área (m ²)	1.078
Cuerda en la raíz (m)	1
Cuerda en la punta (m)	0.4547
Cuerda media aerodinámica (m)	0.727
Perfil	NACA 0010
Flecha en c/4 (°)	21.8
Alargamiento	1.165

Cuadro 4: Geometría estabilizador vertical Piper PA-28-180 Cherokee

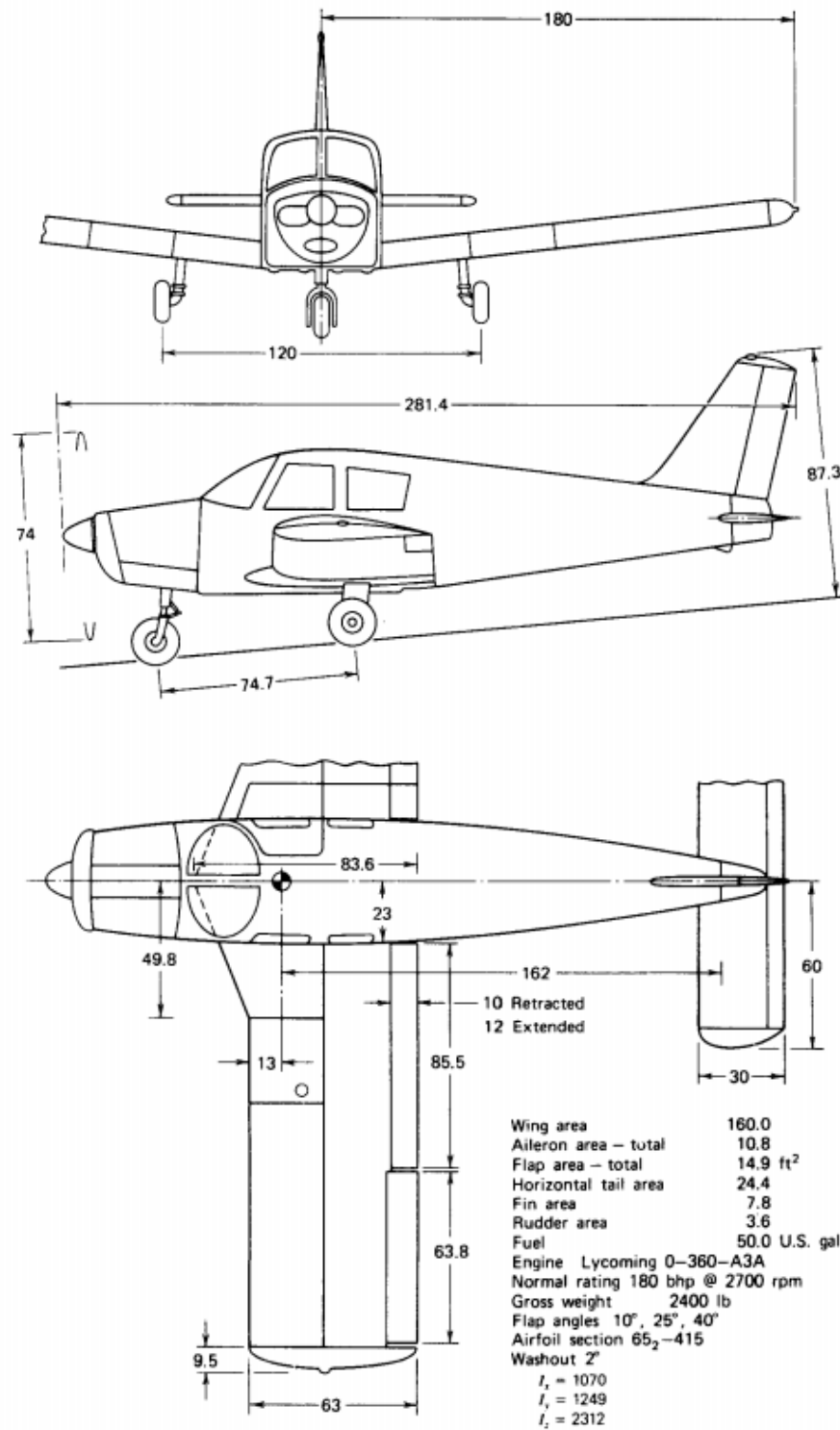


Figura -1: Tres vistas de Piper Cherokee PA-28-180. Nota: dimensiones en pulgadas, áreas en pies cuadrados y momentos de inercia en libras por pie cuadrado. Fuente:[30]

.2. Ecuaciones de la mecánica de vuelo en un plano vertical

$$m \frac{dV}{dt} = T \cos \alpha - D - mg \sin \gamma \quad (1)$$

$$mV \frac{d\gamma}{dt} = T \sin \alpha + L - mg \cos \gamma \quad (2)$$

$$I_{yy} \frac{d^2\theta}{dt^2} = M \quad (3)$$

$$\frac{dx}{dt} = V \cos \gamma \quad (4)$$

$$\frac{dz}{dt} = V \sin \gamma \quad (5)$$

$$\frac{dm}{dt} = -c_e T \quad (6)$$