



**ESCUELA SUPERIOR POLITÉCNICA DEL LITORAL**

**FACULTAD DE INGENIERÍA EN ELECTRICIDAD Y  
COMPUTACIÓN**

**PROYECTO DE MATERIA INTEGRADORA**

**GERENCIAMIENTO Y OPTIMIZACIÓN DE UN  
BANCO DE ENSAYOS DE PROPULSIÓN  
HÍBRIDO-ELÉCTRICA PARA AERONAVES**

Previo a la obtención del Título de:

**Ingeniero en Electricidad**

Presentado por:

**JOSSELYN ESTHER GALLO MUÑOZ**

**GUAYAQUIL - ECUADOR**

**2020**

# Dedicatoria

*Dedico este trabajo a Dios y a mi familia, en especial a mi madre, quien a ha estado siempre para mí, brindándome su amor y apoyo incondicional.*

*Josselyn Gallo Muñoz*

# Agradecimientos

*Me gustaría agradecer a todas las personas que contribuyeron en la realización de este trabajo: familia, amigos, a mis dos tutores: Manuel Rendón quien abrió las puertas de su grupo de investigación GCEME en la UFJF y a Iván Endara; ambos estuvieron siempre prestos a ayudarme y responder todas mis consultas. También a los ingenieros Jimmy Córdova y Fernando Vaca por sus tutorías, consejos y por su entrega al momento de impartir clases.*

# Declaración Expresa

“Los derechos de titularidad y explotación, me corresponde conforme al reglamento de propiedad intelectual de la institución y doy mi consentimiento para que la ESPOL realice la comunicación pública de la obra por cualquier medio con el fin de promover la consulta, difusión y uso público de la producción intelectual”

---

Josselyn Esther Gallo Muñoz

# Evaluadores

---

M.Sc. Fernando Vaca Urbano  
PROFESOR DE LA MATERIA

---

M.Sc. Iván Endara Vélez  
PROFESOR TUTOR

# Resumen

Más del 2 % de la emisión de gases de efecto invernadero provienen al sector de la aviación, un nivel substancialmente inferior que las cifras que dejan otros sectores, pero se centra especial atención en esta área, ya que se le proyecta un gran crecimiento en los próximos años. Para cumplir con estos objetivos ambientales se han estudiado nuevas formas de propulsión para aeronaves. Los Sistemas de Propulsión Híbridos-Eléctricos (HEPS) aprovechan las ventajas inherentes de por lo menos dos fuentes de propulsión, donde una de ellas es de tipo eléctrica; por lo general se emplea un Motor de Combustión Interna (ICE) con un Motor Eléctrico (EM). Los HEPS presentan un mayor rendimiento y seguridad operativa en comparación con los sistemas convencionales, que emplean únicamente un ICE.

La mejor forma de aprovechar estos sistemas es con la optimización de la gestión energética, es decir, el uso adecuado de estrategias que buscan durante todo el vuelo, la mejor operación para la aeronave, seleccionando de manera acertada la operación de cada fuente de propulsión. El presente trabajo se centra en el estudio de un prototipo de aeronave de la UFJF-Brasil, en etapa de desarrollo. Se emplean modelos detallados de los subsistemas y dado un perfil de vuelo se realiza una optimización que emplea técnicas de Evolución Diferencial (DE) y de Enjambre de Partículas (PSO), a fin de obtener una solución óptima que reduzca el tiempo de procesamiento computacional.

# Abstract

*More than 2% of greenhouse gas emissions come from the aviation sector, a level substantially lower than the figures left by other sectors, but special attention is focused on this area, since a large growth in the coming years. To meet these environmental objectives, new forms of propulsion for aircraft have been studied. Hybrid-Electric Propulsion Systems (HEPS) take advantage of the inherent advantages of at least two sources of propulsion, where one of them is electric; Usually an Internal Combustion Engine (ICE) is used with an Electric Motor (EM). HEPS have higher performance and operational safety compared to conventional systems, which use only one ICE.*

*The best way to take advantage of these systems is with the optimization of energy management, that is, the appropriate use of strategies that seek throughout the flight, the best operation for the aircraft, correctly selecting the operation of each source of propulsion. This work focuses on the study of an aircraft prototype of the UFJF-Brazil, in the development stage. Detailed models of the subsystems are used and, given a flight profile, an optimization is performed using Differential Evolution (DE) and Particle Swarm (PSO) techniques, in order to obtain an optimal solution that reduces computational processing time.*

# Abreviaturas

|         |   |
|---------|---|
| ESPOL   | Escuela Superior Politécnica del Litoral      |
| UFJF    | Universidad Federal de Juiz de Fora           |
| GCEME   | Grupo de Conversión Eletromecánica de Energía |
| EMBRAER | Empresa Brasileira de Aeronáutica S.A.        |
| HEPS    | Sistema de Propulsión Híbrido-Eléctrico       |
| EM      | Motor Eléctrico                               |
| ICE     | Máquina de Combustión Interna                 |
| GT      | Turbina de Gas                                |
| PMSG    | Generador Síncrono de imanes permanentes      |
| PMSM    | Motor Síncrono de imanes permanentes          |
| EG      | Generador Eléctrico                           |
| CA      | Corriente alterna                             |
| CD      | Corriente Directa                             |
| UAV     | Vehículo Aéreo no Tripulado                   |
| CC      | Cámara de combustión                          |
| HR      | Regenerador de calor                          |
| DE      | Evolución Diferencial                         |
| PSO     | Optimización por Enjambre de Partículas       |

# Simbología

|                       |  |
|-----------------------|--|
| $\dot{m}_{air}$       | Flujo de masa de aire del GT ( $\frac{kg}{s}$ )                      |
| $m_{FUE}$             | Masa de combustible en almacenada en la aeronave ( $kg$ )            |
| $\dot{W}_{FUE}$       | Flujo de energía del almacén de combustible ( $W$ )                  |
| $E_{FUE}$             | Energía almacenada en el combustible ( $J$ )                         |
| $m_{ICE}$             | Masa de la turbina de gas y generador eléctrico ( $kg$ )             |
| $\dot{W}_{ICE_{max}}$ | Flujo de energía máximo del almacén de combustible ( $W$ )           |
| $\eta_{ICE}$          | Eficiencia del ICE   |
| $\alpha_{ICE}$        | Relación de potencia GT  |
| $\dot{W}_{ICE}$       | Flujo de energía del generador eléctrico del GT ( $W$ )              |
| $f$                   | Velocidad del eje de la turbina de gas ( $\frac{rad}{s}$ )           |
| $m_{CON}$             | Masa de los convertidores electrónicos ( $kg$ )                      |
| $\eta_{CON1}$         | Eficiencia del Rectificador AC/DC                                    |
| $\eta_{CON2}$         | Eficiencia del Conversor DC/DC                                       |
| $\eta_{CON3}$         | Eficiencia del Inversor DC/AC  |
| $R_{BAT}$             | Resistencia interna de cada celda del banco de baterías ( $\Omega$ ) |
| $\dot{W}_{BAT}$       | Flujo de energía desde las baterías ( $W$ )                          |
| $m_{BAT}$             | Masa del banco de baterías ( $kg$ )                                  |
| $e_{SBAT}$            | Densidad de energía en las baterías ( $\frac{W}{kg}$ )               |
| $E_{BAT}$             | Energía almacenada en las Baterías ( $J$ )                           |
| $E_{BAT_{max}}$       | Capacidad máxima de almacenamiento de las baterías ( $J$ )           |
| $V_{BAT}$             | Voltaje del Banco de Baterías ( $V$ )                                |
| $I_{BATc}$            | Corriente de carga del Banco de Baterías ( $A$ )                     |
| $I_{BATd}$            | Corriente de descarga del Banco de Baterías ( $A$ )                  |

|                       |  |
|-----------------------|--|
| $\dot{W}_{EM}$        | Flujo de energía desde los convertidores al EM (W)                     |
| $m_{EM}$              | Masa del Motor Eléctrico (kg)  |
| $\dot{W}_{EM_{max}}$  | Flujo máximo de energía desde los convertidores al EM (W)              |
| $\eta_{EM}$           | Eficiencia del Motor Eléctrico   |
| $\alpha_{EM}$         | Relación de potencia del EM  |
| $\dot{W}_{PRP}$       | Flujo de energía desde el EM a la hélice (W)                           |
| $m_{PRP}$             | Masa de la Hélice (kg)   |
| $\eta_{PRP}$          | Eficiencia de la Hélice  |
| $\dot{W}_{PRP_{max}}$ | Flujo máximo de energía desde el EM a la hélice (W)                    |
| $\tau_{PRP}$          | Relación entre potencia y velocidad de la hélice ( $\frac{J}{rad/s}$ ) |
| $n_{PRP}$             | Velocidad de la Hélice ( $\frac{rad}{s}$ )                             |
| $\dot{W}_{PRP_{out}}$ | Flujo de energía desde la hélice (W)                                   |
| $m_{ACF}$             | Masa de la aeronave (kg)   |
| $\eta_{ACF}$          | Eficiencia global de la aeronave                                       |
| $\eta_m$              | Eficiencia del eje   |
| $\eta_m$              | Eficiencia del compresor   |
| $P_p$                 | Relación entre potencia y empuje de la aeronave ( $\frac{W}{N}$ )      |
| $V$                   | Velocidad de la aeronave ( $\frac{m}{s}$ )                             |
| $T$                   | Empuje (N)   |
| $L_D$                 | Relación entre sustentación y resistencia de la aeronave               |
| $\beta$               | Relación del uso de energía  |
| $\Gamma$              | Relación de Hibridación  |
| $P_T$                 | Potencia de la turbina de expansión GT (W)                             |
| $P_C$                 | Potencia del compresor GT (W)  |
| $p_i$                 | Presión en el punto interno GT (Pa)                                    |
| $T_i$                 | Temperatura en el punto interno GT (K)                                 |
| $\Gamma$              | Relación de Hibridación  |
| $\theta_a$            | Ángulo de ascenso de la aeronave                                       |
| $\theta_d$            | Ángulo de descenso de la aeronave                                      |
| $FHV$                 | Valor Calorífico del Combustible ( $\frac{MJ}{kg}$ )                   |
| $ESAR$                | Rango de Aire de Energía Específica ( $\frac{m}{J}$ )                  |

|                  |   |
|------------------|---|
| $w_{ACF}$        | Peso de la aeronave ( $N$ )                                   |
| $L$              | Fuerza de Sustentación ( $N$ )                                |
| $g$              | Gravedad ( $9,8\frac{m}{s^2}$ )                               |
| $V_i$            | Vector resultante de la Mutación DE                           |
| $X_i$            | Individuo aleatorio de una población DE                       |
| $F$              | Factor de mutación  |
| $X_{mejor}$      | Mejor individuo de una población DE                           |
| $RC$             | Tasa de Cruzamiento DE  |
| $R1$             | Número aleatorio entre 1 y 0                                  |
| $randIndex$      | Número aleatorio entre 1 y el número de variables a optimizar |
| $U$              | Vector resultante del Cruzamiento                             |
| $FU$             | Evaluación del vector $U$ en la función objetivo              |
| $FX$             | Evaluación del vector $X_i$ en la función objetivo            |
| $T_r$            | Vector resultante de la etapa de Selección (Nuevo Individuo)  |
| $V_{p_i}$        | Velocidad de la partícula PSO                                 |
| $X_{p_i}$        | Posición de la partícula PSO                                  |
| $rand_i$         | Valor aleatorio entre 0 y 1                                   |
| $w$              | Parámetro de inercia PSO                                      |
| $\phi_i$         | Parámetro de aceleración PSO                                  |
| $X_{p_{mejor}}$  | Mejor ubicación de la partícula                               |
| $XP_{p_{mejor}}$ | Partícula con menor evaluación en la función objetivo         |
| $f(x)$           | Función a Optimizar: Consumo de combustible (J)               |

# Índice general

|   |             |
|---|-------------|
| <b>Resumen</b>  | <b>VI</b>   |
| <b>Abstract</b>   | <b>VII</b>  |
| <b>Abreviaturas</b>   | <b>VIII</b> |
| <b>Simbología</b>   | <b>IX</b>   |
| <b>Índice de figuras</b>  | <b>XV</b>   |
| <b>Índice de tablas</b>   | <b>XVI</b>  |
| <b>1 Planteamiento y Estructura del Proyecto</b>                      | <b>1</b>    |
| 1.1 Planteamiento del Proyecto . . . . .                              | 1           |
| 1.2 Descripción del problema . . . . .                                | 2           |
| 1.3 Justificación del problema . . . . .                              | 2           |
| 1.4 Objetivos del Proyecto . . . . .                                  | 3           |
| 1.4.1 Objetivo general . . . . .                                      | 3           |
| 1.4.2 Objetivos específicos . . . . .                                 | 3           |
| <b>2 Marco Teórico</b>  | <b>4</b>    |
| 2.1 Sistemas de Propulsión Híbrido-Eléctrico para aeronaves . . . . . | 4           |
| 2.2 Topologías de los HEPS . . . . .                                  | 4           |
| 2.3 Fuentes de Propulsión . . . . .                                   | 5           |
| 2.4 Electrónica de Potencia . . . . .                                 | 6           |
| 2.4.1 Rectificador . . . . .  | 6           |
| 2.4.2 Conversor . . . . .   | 7           |
| 2.4.3 Inversor . . . . .  | 7           |
| 2.5 Gerenciamiento del HEPS . . . . .                                 | 7           |
| 2.5.1 Perfil de Vuelo . . . . .                                       | 7           |
| 2.5.2 Fuerzas de la aeronave en un vuelo . . . . .                    | 8           |
| 2.5.3 Parámetros de la Aeronave . . . . .                             | 9           |
| 2.6 Optimización Metaheurística . . . . .                             | 10          |
| 2.6.1 Computación Evolutiva . . . . .                                 | 10          |
| 2.7 Evolución Diferencial DE . . . . .                                | 10          |
| 2.8 Enjambre de partículas . . . . .                                  | 11          |

|  |           |
|--|-----------|
| <b>3 Metodología</b>   | <b>13</b> |
| 3.1 Descripción del Banco de Ensayos . . . . .                           | 13        |
| 3.2 Modelos del Sistema . . . . .  | 14        |
| 3.2.1 Turbina a Gas . . . . .  | 14        |
| 3.2.2 Banco de Baterías . . . . .  | 15        |
| 3.2.3 Etapa de Electrónica de Potencia . . . . .                         | 15        |
| 3.2.4 Hélice . . . . .   | 17        |
| 3.3 Sistema de Gestión de Energía . . . . .                              | 18        |
| 3.3.1 Misión o perfil de Vuelo . . . . .                                 | 18        |
| 3.3.2 Fuerzas en el Vuelo . . . . .                                      | 20        |
| 3.3.3 Flujo de entradas y salidas de cada modelo . . . . .               | 21        |
| 3.4 Optimización del HEPS . . . . .                                      | 21        |
| 3.4.1 Algoritmo de Evolución Diferencial . . . . .                       | 22        |
| 3.4.2 Algoritmo de Enjambre de Partículas PSO . . . . .                  | 24        |
| <b>4 Resultados y Discusión</b>  | <b>27</b> |
| 4.1 Operación de una aeronave con propulsión tradicional . . . . .       | 28        |
| 4.2 Operación de una aeronave con propulsión híbrido-eléctrica . . . . . | 28        |
| <b>5 Conclusiones y Trabajos Futuros</b>                                 | <b>37</b> |
| 5.1 Conclusiones . . . . .   | 37        |
| 5.2 Recomendaciones . . . . .  | 38        |
| <b>Referencias</b>   | <b>40</b> |
| <b>Apéndice</b>  | <b>41</b> |
| <b>A Modelos en Simulink</b>   | <b>41</b> |
| A.1 Modelo del Rectificador AC/DC en Simulink - MATLAB . . . . .         | 41        |
| A.2 Modelo del Conversor Bidireccional DC/DC en Simulink - MATLAB        | 41        |
| A.3 Modelo del Turbogenerador en Simulink - MATLAB . . . . .             | 42        |

# Índice de figuras

|            |   |    |
|------------|---|----|
| Figura2.1  | Subsistema de Conversores Electrónicos. . . . .   | 6  |
| Figura2.2  | Fuerzas en cada etapa de vuelo: Subida, Crucero y Descenso. . .   | 8  |
| Figura2.3  | Trayectoria del Vuelo. . . . .  | 8  |
| Figura2.4  | Algoritmo de Evolución Diferencial . . . . .  | 11 |
| Figura2.5  | Algoritmo de Optimización por Enjambre de Partículas . . . . .  | 12 |
| Figura3.1  | Sistema de Propulsión Híbrido-Eléctrico propuesto por la UFJF.  | 13 |
| Figura3.2  | Control y Estructura de la Turbina a Gas. . . . .   | 14 |
| Figura3.3  | Curva de Voltaje vs. Capacidad de Descarga del Banco de Baterías.   | 15 |
| Figura3.4  | Estructura de la etapa de Conversión Electrónica. . . . .   | 16 |
| Figura3.5  | Eficiencia del Rectificador vs. potencia de entrada . . . . .   | 16 |
| Figura3.6  | Eficiencia del Conversor DC/DC vs. potencia de entrada . . . .  | 16 |
| Figura3.7  | Eficiencia del Inversor vs. potencia de entrada . . . . .   | 17 |
| Figura3.8  | Flujo de potencia del HEPS. . . . .   | 18 |
| Figura3.9  | Trayectoria de la aeronave: ascenso, crucero y descenso. . . . .  | 19 |
| Figura3.10 | Flujo de variables del sistema. . . . .   | 21 |
| Figura3.11 | Generación de la Población Inicial. . . . .   | 22 |
| Figura3.12 | Etapa de Cruce. . . . .   | 24 |
| Figura3.13 | Etapa de Selección. . . . .   | 24 |
| Figura3.14 | Generación de población inicial y búsqueda de la mejor partícula.   | 25 |
| Figura3.15 | Etapa de Selección. . . . .   | 26 |
| Figura4.1  | Trayectoria del Vuelo . . . . .   | 27 |
| Figura4.2  | Energía almacenada en las Baterías. . . . .   | 29 |
| Figura4.3  | Híbrido del Sistema. . . . .  | 30 |
| Figura4.4  | Consumo de energía en función de la Fracción de Recarga de<br>las Baterías. . . . .   | 31 |
| Figura4.5  | Relación de uso de Energía. . . . .   | 31 |
| Figura4.6  | Consumo de energía en función del ángulo de subida/bajada<br>(iguales). . . . .   | 32 |
| Figura4.7  | (a) Parámetro $\beta$ , (b) Parámetro $\Gamma$ y (c) Carga de las baterías. En<br>función de la variación del ángulo de subida/descenso . . . . . | 32 |
| Figura4.8  | Consumo energético vs. ángulo de ascenso/descenso vs. factor<br>de recarga de las baterías. . . . .   | 33 |
| Figura4.9  | Consumo energético vs. ángulo de ascenso vs. ángulo de descenso.  | 34 |

|           |  |    |
|-----------|--|----|
| FiguraA.1 | Rectificador Trifásico. . . . .                      | 41 |
| FiguraA.2 | Convertidor DC/DC bidireccional intercalado. . . . . | 41 |
| FiguraA.3 | Modelo del GT en Simulink - MATLAB . . . . .         | 42 |

# Índice de tablas

|          |   |    |
|----------|---|----|
| Tabla3.1 | Parámetros de la Aeronave . . . . .   | 21 |
| Tabla3.2 | Rango de operación de las variables a optimizar. . . . .  | 22 |
| Tabla4.1 | Condición de operación óptima para una aeronave con<br>propulsión tradicional. . . . .  | 28 |
| Tabla4.2 | Condición Óptima. Consumo energético vs. ángulo de<br>ascenso/descenso vs. factor de recarga de las baterías. . . . .           | 33 |
| Tabla4.3 | Condición Óptima. Consumo energético vs. ángulo de ascenso<br>vs. ángulo de descenso. . . . .                                   | 34 |
| Tabla4.4 | Condición Óptima. Consumo energético frente a la variación de<br>(i) ángulo ascenso, (ii) ángulo descenso y (iii) $p$ . . . . . | 35 |
| Tabla4.5 | Evaluación de las estrategias de Evolución Diferencial. . . . .   | 35 |
| Tabla4.6 | Evaluación de la Optimización con Enjambre de Partículas . . . .  | 36 |

# Capítulo 1

## Planteamiento y Estructura del Proyecto

### 1.1. Planteamiento del Proyecto

En los últimos años se han desarrollado diversos estudios sobre la aplicación de Sistemas de Propulsión Híbridos-Eléctricos (HEPS), mismos que al combinar dos fuentes presentan una mayor eficiencia, seguridad operativa, menor emisión de contaminantes que los sistemas convencionales y un menor ruido mecánico. Un HEPS tiene por lo menos dos fuentes que alimentan a la propulsión, siendo una de ellas de tipo eléctrica, estos sistemas aprovechan la alta densidad energética de los combustibles que usan los motores de combustión interna y las características de mayor eficiencia de un motor eléctrico. [1]

El prototipo de aeronave a ser montado en un banco de ensayos, con propulsión híbrido-eléctrica que propone el grupo de Investigación GCEME de la Universidad Federal de Juiz de Fora, en colaboración con EMBRAER [2] , es un avance importante para investigaciones futuras sobre la implementación de HEPS, dando lugar a mejoras que se lograrán con el desarrollo de nuevas tecnologías en el área de la aviación.

El correcto aprovechamiento de estos sistemas depende de manera directa del algoritmo de optimización y gerenciamiento elegidos, ya que desde ellos se determinará la mejor estrategia de vuelo y de hibridación. El diseño de un HEPS implica respetar múltiples medidas de rendimiento y objetivos, que deben abordarse de manera simultánea, al tratarse de un sistema complejo y con un amplio espacio de búsqueda, se requiere del uso de técnicas avanzadas de optimización, la estrategia de búsqueda propuesta en este trabajo determinará óptimos globales de manera ágil y efectiva. En este trabajo se emplean algoritmos evolutivos que son técnicas de aproximación estocástica basadas en el concepto de conservar aquellas soluciones que cumplan con los criterios de aceptación necesarios. [3]

## 1.2. Descripción del problema

El estudio de HEPS se ha convertido en un prometedor campo de investigación debido a las múltiples ventajas que traería consigo esta evolución, sin embargo aún se deben vencer grandes desafíos, como el extenso tiempo de ejecución de los códigos que gestionan el sistema, debido a que emplean modelos complejos de cada etapa o subsistema, aumentando así la carga computacional. Por ello, existe la necesidad de agilizar este proceso ya que estos códigos deben ser ejecutados antes de iniciar un vuelo y así determinar la mejor estrategia de hibridación.

Se necesita de un algoritmo que permita obtener las mejores estrategias de vuelo en un tiempo corto de simulación, que minimice el consumo energético de la aeronave y que aproveche de manera correcta las ventajas que presentan las dos fuentes que alimentarán a la propulsión.

## 1.3. Justificación del problema

Son múltiples las ventajas que se obtienen al emplear una fuente de tipo eléctrica que contribuya a la propulsión de una aeronave, todas ellas pueden ser aprovechadas optimizando el sistema, determinando de manera correcta un punto óptimo de hibridación (porcentaje de energía eléctrica que se entrega a la propulsión) y esto depende en gran parte de disponer de un algoritmo de gerenciamiento y optimización efectivo y eficiente.

Desde el código de gestión energética se hacen diferentes asignaciones durante cada etapa de vuelo, decisiones que permiten aprovechar aún más esta hibridación, permitiendo una mejor y más confiable integración de todo el sistema que opere de la mejor manera a fin de proporcionar beneficios, tales como el cumplimiento por parte de industrias aeronáuticas con regulaciones ambientales, contribuyendo así con menos afectaciones al ambiente y aportando a la sociedad con una mejor calidad de vida.

Se pretende desarrollar un algoritmo de gestión y optimización eficiente que permita determinar la mejor estrategia de vuelo mediante la exploración de variables como ángulo de subida, ángulo de bajada y factor de recarga de las baterías. Para lidiar con los extensos tiempos de simulación se pretende evaluar diferentes estrategias que emplean técnicas avanzadas de optimización que permitan obtener un mínimo global de consumo energético en un corto tiempo. Se compararán también dos métodos de optimización: Evolución diferencial y Enjambre de partículas a fin de obtener un método o estrategia que se ajuste de mejor manera a los requerimientos del sistema.

## **1.4. Objetivos del Proyecto**

### **1.4.1. Objetivo general**

- Implementar un algoritmo capaz de optimizar y obtener la mejor estrategia de hibridación para condiciones de vuelo dadas, utilizando técnicas avanzadas de optimización y así responder de manera confiable ante el desempeño de una integración híbrida de sistemas de vuelo en aeronaves.

### **1.4.2. Objetivos específicos**

- Realizar pruebas de todo el sistema desarrollado, con cada una de sus etapas implementadas.
- Reducir tiempos de simulación, debido a los complejos modelos de los subsistemas del HEPS mediante el uso de algoritmos metaheurísticos.
- Contribuir con el desarrollo de un sistema de propulsión híbrido-eléctrico para aeronaves que se desarrolla en la UFJF mediante la agilización del sistema.

# Capítulo 2

## Marco Teórico

### 2.1. Sistemas de Propulsión Híbrido-Eléctrico para aeronaves

Una aeronave de tipo híbrida es aquella que tiene al menos dos fuentes de propulsión, siendo una de ellas de tipo eléctrica [4]. Los diseños mas empleados disponen de sistemas de almacenamiento de energía (banco de baterías), de un motor eléctrico (EM) y un motor de combustión interna (ICE); estos elementos se pueden organizar en diferentes configuraciones.

La UFJF con su propuesta pretende proyectar, construir y estudiar un banco de ensayos de propulsión híbrido-eléctrica que podrá utilizarse con topología serie, totalmente eléctrica y turbo-eléctrica. El banco está conformado por: (i) turbina a gas, (ii) convertidores electrónicos, (iii) un banco de baterías, (iv) un motor eléctrico y una hélice acoplada a este motor, (v) junto con instrumentación y sistemas de adquisición de datos, supervisión y control.

### 2.2. Topologías de los HEPS

#### **Serie**

En esta arquitectura, solo los motores eléctricos están conectados mecánicamente a la hélice. El ICE impulsa un generador eléctrico cuya salida eléctrica impulsa el motor o carga las baterías con la ayuda de convertidores electrónicos de potencia. En las fases de vuelo que requieren un esfuerzo de propulsión bajo (por ejemplo, en el crucero), la energía convertida por el generador también puede recargar las baterías.

#### **Paralela**

En esta arquitectura, hay dos ejes de propulsión, alimentados por fuentes de combustión y eléctricas, que están acoplados mecánicamente. Los ejes EM e ICE alimentados por batería están acoplados a un eje que impulsa a la hélice, por lo que uno o ambos pueden proporcionar propulsión. Permite cargar las baterías, cuando el

ICE impulsa la hélice y el EM a través del acoplamiento, funcionando el EM como un generador eléctrico.

#### **Serie-Paralela**

Es una combinación de las arquitecturas serie y paralela, el ICE, EM, el generador eléctrico y la hélice están conectados mecánicamente a través de un acoplamiento. Por lo tanto, la energía mecánica del ICE puede usarse para impulsar la hélice o convertirse en energía eléctrica mediante un generador para cargar las baterías. Esta configuración permite un fácil cambio de topología durante la operación y es la más utilizada en vehículos híbridos. Pero también presenta un alto nivel de complejidad en el control y en la determinación del peso.

#### **Turbo-eléctrica**

Esta arquitectura es similar a la serie, pero la propulsión no depende de baterías. El ICE acciona un generador eléctrico y los convertidores electrónicos con el EM accionan la hélice. Toda la energía proviene del combustible y no existen dispositivos de almacenamiento de energía. El ICE y el EM operan en sus condiciones de máxima eficiencia.

#### **Totalmente Eléctrica**

Emplea baterías como única fuente de propulsión. La principal ventaja es la alta eficiencia en la conversión de energía en comparación con la eficiencia del ICE. Se requieren estrategias de control más simples para la administración energética. La principal desventaja es la baja densidad energética de las tecnologías de baterías existentes, lo que hace que disminuya su viabilidad.

## **2.3. Fuentes de Propulsión**

Se pueden emplear diversas fuentes de propulsión en una aeronave: solares, celdas de combustible, baterías, a base de combustible de hidrocarburos, etc. El sistema HEP desarrollado por la Universidad Federal de Juiz de Fora emplea: (i) un Turbo-generador (GT) que usa combustible kerosene, (ii) un banco de baterías y (iii) un motor eléctrico (PMSG), mismo al que se acopla la hélice.

Estos sistemas híbridos emplean ambas fuentes aprovechando lo mejor de ellas, el motor trifásico síncrono de imanes permanentes PMSM tiene ventajas tales como alta eficiencia, rango de alta velocidad y mejores características de velocidad vs. par, lo que mejora el rendimiento del sistema de propulsión; el turbo-generador funciona como un dispositivo de alta densidad de energía y proporciona la potencia de propulsión siempre que el combustible esté disponible en el almacenamiento. Por otro lado, el banco de batería de polímero de litio, en su clase consideradas de alta

densidad de potencia, suministra la potencia de propulsión durante un período limitado. Finalmente, los convertidores electrónicos integran las fuentes de energía en el sistema de propulsión.

### Turbo-Generador

El rendimiento del GT no es óptimo en todo el rango de operación del mismo, por lo que se requieren modelos confiables para respaldar dicho análisis. La potencia máxima que el turbogenerador puede entregar es de 32 kW.

Los HEPS aprovechan la alta densidad energética de los combustibles utilizados por los GTs, por lo que presentan una eficiencia variable, misma que es la máxima posible cuando se opera en plena carga.

### Banco de Baterías

Las baterías son de polímero de litio, tienen una capacidad nominal de 40 Ah, un voltaje de funcionamiento entre 2,8 V y 4 V, un peso de 1,6 kg cada una, y se requiere un total de 78 baterías en serie, el banco de baterías posee un nominal voltaje de 250 VDC, y una potencia máxima de 30 kW.

## 2.4. Electrónica de Potencia

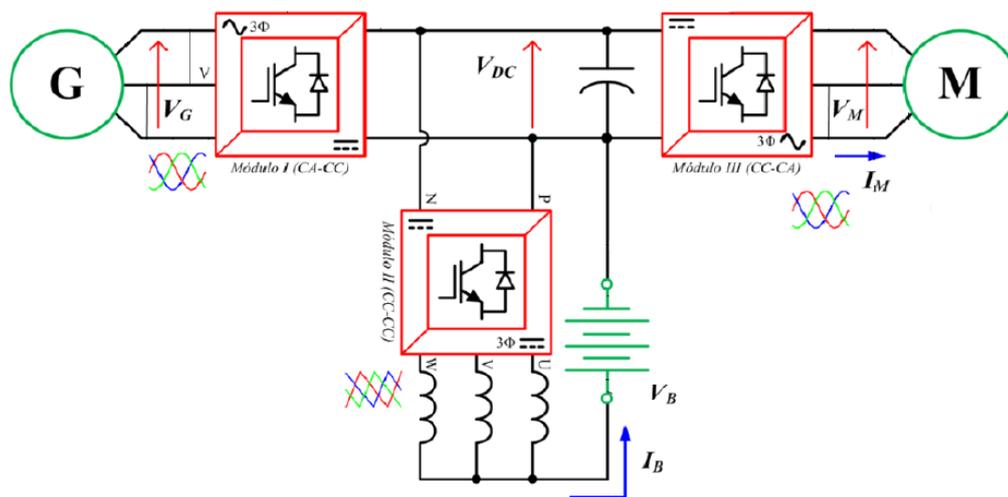


Figura 2.1: Subsistema de Convertidores Electrónicos.

### 2.4.1. Rectificador

El rectificador es alimentado por el generador síncrono de imanes permanentes de alta frecuencia (PMSG) del GT. Mediante un control p-q se mantiene un voltaje referencia de 670 VDC en la salida del rectificador (barra DC).

### 2.4.2. Conversor

Para gestionar y ajustar el suministro de energía desde y hacia la batería, se emplea un convertidor DC/DC. El conversor trabaja en modo buck o reductor (carga de las baterías) y boost o elevador (descarga de las baterías).

El convertidor funciona de tres formas:

1. Un lazo de control proporcional integral (PI) ajusta la corriente de descarga de la batería, permitiendo el suministro de energía a la barra DC. La corriente de descarga que emplea este control es calculada en el gerenciamiento.
2. El mismo lazo de control ajusta la corriente de carga de la batería, permitiendo que las baterías se carguen con la energía proveniente de la barra DC. La corriente de carga que emplea este control es calculada en el gerenciamiento.
3. Realiza un Control de Voltaje. El voltaje de la barra DC se ajusta en 670 VDC a través de un lazo de control de una ley de control proporcional integral PI. El controlador calcula la corriente de referencia que mantiene el voltaje requerido.

### 2.4.3. Inversor

El inversor DC/AC convierte los 670 V de la barra DC a tensión trifásica y alimenta a un motor síncrono de imanes permanentes trifásico de 42 kW, a 380 V. Este motor acciona a la hélice.

## 2.5. Gerenciamiento del HEPS

El gerenciamiento del sistema de propulsión híbrido-eléctrico se basa en un flujo energético, donde se consideran desde las potencias de las fuentes de la propulsión (ICE y baterías) hasta la potencia de la carga o del eje, que representa la hélice.

La gestión energética se basa en los conceptos de vuelo de las aeronaves, de empuje, sustentación y fuerza de arrastre (Figura 2.2) y en flujos de energía del sistema a fin de crear estrategias que permitan el mejor aprovechamiento de las fuentes en cada etapa de vuelo. El gerenciamiento se divide en tres etapas, que corresponden a las etapas del perfil de vuelo considerado.

### 2.5.1. Perfil de Vuelo

El vuelo de una aeronave puede ser resumido en tres etapas: (i) ascenso, (ii) crucero y (iii) descenso. Aunque no se consideren todos los puntos del vuelo con este modelo de trayectoria, es considerada una buena aproximación (Figura 2.3).

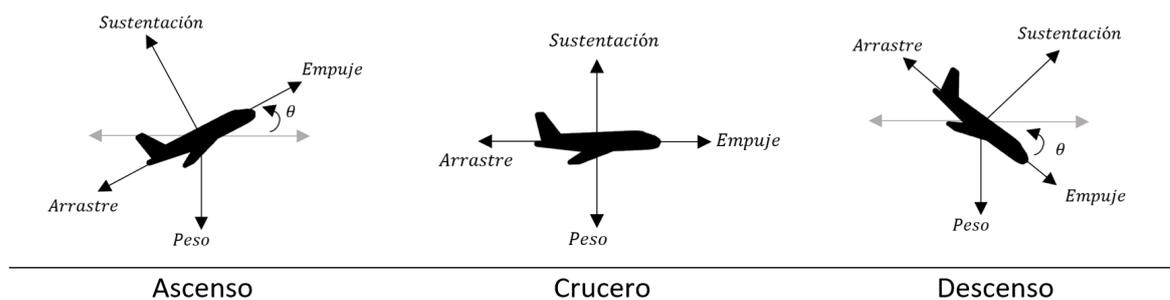


Figura 2.2: Fuerzas en cada etapa de vuelo: Subida, Crucero y Descenso.

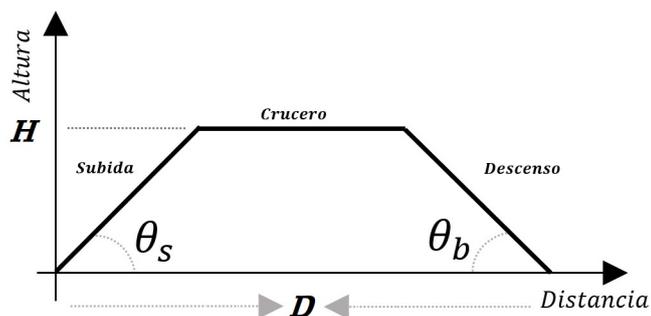


Figura 2.3: Trayectoria del Vuelo.

### 2.5.2. Fuerzas de la aeronave en un vuelo

#### Empuje

El empuje es la fuerza motriz producida por el sistema de propulsión de la aeronave y tiene su fundamento en la Tercera Ley del Movimiento de Newton "Para cada acción, existirá una reacción igual en magnitud, pero opuesta". Entonces, el motor de un avión impulsa el avión hacia adelante y al hacer esto, mueve una gran cantidad de aire hacia atrás generando una fuerza de arrastre. La dirección en la que se mueva el avión será la dirección que tenga el empuje y varía dependiendo de muchos factores como las fuentes de propulsión, condiciones ambientales y del acelerador o del ajuste del empuje. [5]

#### Sustentación

Cuando un objeto sólido gira un flujo de gas en movimiento. El flujo se gira en una dirección y la fuerza de sustentación se genera en la dirección contraria. En relación a las aeronaves, este gas es el aire y el objeto sólido corresponde al perfil aerodinámico del ala de la aeronave y la sustentación es producida por el efecto dinámico del aire que actúa sobre este perfil. [5] La sustentación es una fuerza perpendicular a la trayectoria de vuelo. Esta fuerza no solo tiene su fundamento en la tercera ley de Newton, también se basa en el Principio de Bernoulli, ya que lo que ayuda a generar una elevación en la aeronave se debe a las diferencias de presión y velocidad que hay en el perfil aerodinámico. El aire que se encuentra por encima del perfil va a una velocidad mayor, pero tiene una presión menor mientras que el aire

que se encuentra en la parte inferior del perfil tiene una velocidad menor pero una mayor presión, provocando una fuerza resultante hacia arriba.

### Fuerza de arrastre

La fuerza de arrastre se produce cuando un objeto sólido intenta pasar a través de un material gaseoso o líquido y este se opone al cambio. En el caso de las aeronaves, la fuerza de arrastre corresponde a la resistencia que presenta el aire al movimiento del avión. Esta fuerza es paralela y opuesta al movimiento de la aeronave. [5]

### Peso

Es una fuerza que siempre apunta hacia el centro de la tierra debido a la gravedad. El peso de la aeronave es la suma de los pesos de todas las partes que conformen la aeronave, más su carga útil y más el peso del combustible; y aunque el peso total se distribuya en toda la aeronave, su efecto se encuentra en el centro de gravedad.

## 2.5.3. Parámetros de la Aeronave

- La eficiencia de la aeronave  $\eta_{ACF}$ ; relación entre la potencia requerida por la hélice y la suma de la potencia suministrada por ambas fuentes.
- El parámetro  $P_p$ ; relación entre la potencia total entregada a la hélice y el empuje requerido por la aeronave.
- El Rango de Aire de Energía Específica **ESAR**; relación entre la distancia recorrida por la aeronave y la potencia total utilizada.
- La relación de uso de energía  $\beta$ ; relación de la energía eléctrica suministrada por la batería a la energía total del sistema.
- La relación de hibridación  $\Gamma$ ; relación entre la cantidad de energía eléctrica que se utiliza, en comparación con la energía total.

$$\eta_{ACF} = \frac{\dot{W}_{PRP_{out}}}{\dot{W}_{FUE} + \dot{W}_{BAT}} \quad (2.1)$$

$$P_p = \frac{\dot{W}_{FUE} + \dot{W}_{BAT}}{T} \quad (2.2)$$

$$ESAR = \frac{V \cdot L_D}{P_p \cdot m_{ACF}} \quad (2.3)$$

$$\beta = \frac{E_{BAT}}{E_{FUE} + E_{BAT}} \quad (2.4)$$

$$\Gamma = \frac{\dot{W}_{BAT}}{\dot{W}_{FUE} + \dot{W}_{BAT}} \quad (2.5)$$

## 2.6. Optimización Metaheurística

De la forma más simple, una optimización puede considerarse como un problema de minimización o maximización. Si la función es lo suficientemente simple se pueden usar la primera y segunda derivadas, sin embargo, para funciones más complejas es necesario el uso de algoritmos de búsqueda y de optimización eficientes, los cuales pueden ser clasificados de muchas formas dependiendo del enfoque y las características [6].

Los métodos metaheurísticos no requieren que la función objetivo sea dos veces diferenciable ni unimodal, por lo tanto, estos métodos como algoritmos de optimización global pueden tratar problemas no convexos, no lineales y multimodales sujetos a restricciones lineales o no lineales con variables de decisión que pueden ser continuas o discretas [7].

Estos métodos pueden ser tomados como generales para cualquier función de optimización, ya que se usan de manera abstracta, eficiente y sin utilizar conocimientos o detalles de propiedades matemáticas de la función. La optimización metaheurística usa una memoria de posibles candidatos o soluciones, y en base a ellos crea nuevas soluciones. Estos métodos permiten encontrar una solución buena, pero no garantiza encontrar siempre un óptimo global, estos exploran de manera eficiente, efectiva y ágil el espacio de búsqueda para encontrar la mejor solución posible [8]. Los métodos metaheurísticos pueden ser clasificados por su enfoque, ya sea basado en trayectorias o en la población.

### 2.6.1. Computación Evolutiva

La computación evolutiva es un área de la informática que emplea principios de evolución biológica para resolver problemas computacionales. Por lo general el espacio de búsqueda para estos problemas es extenso, o existe un entorno cambiante, por lo que se requiere de un sistema adaptativo y que continúe funcionando bien en cualquier entorno. [9]

## 2.7. Evolución Diferencial DE

La DE fue propuesta en el año 1995 para ser destinado a problemas de optimización [10]. Fue desarrollada a fin de mejorar un algoritmo que se basaba en Algoritmos Genéticos de Goldberg y en Simulated Annealing, para conseguir mayor rapidez, robustez y tener una gran ventaja por su estructura simple. La evolución diferencial es una búsqueda directa que se basa en la variación de una población inicial, para luego pasar por una etapa de selección donde los individuos con mejores características serán parte de la nueva población. El algoritmo inicia con una

población con  $m$  individuos, en el que cada individuo de esa población contiene un número  $n$  de variables, que representan las entradas del sistema a ser optimizado. Cada individuo se someterá a tres etapas denominadas: **mutación**, **cruce** y **selección**, este ciclo se realizará hasta que se cumpla con el criterio de parada del algoritmo.

Es preciso escoger correctamente la estrategia de mutación a usar y los parámetros de control del DE, estos dependen del problema que se esté optimizando y de los requerimientos solicitados ya que puede explorarse la relación precisión/tiempo para ajustar correctamente estos parámetros y estrategias, para evitar una convergencia lenta o estancamientos en óptimos locales.

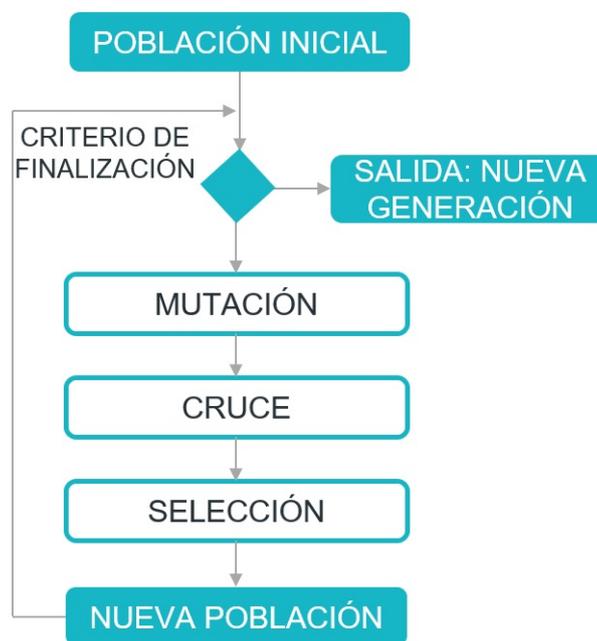


Figura 2.4: Algoritmo de Evolución Diferencial

## 2.8. Enjambre de partículas

La optimización del enjambre de partículas PSO, se basa en el comportamiento de una colonia o enjambre de insectos, como hormigas, termitas, abejas y avispa, pájaros, o peces y la palabra partícula hace referencia, por ejemplo, a una abeja en una colonia o un pájaro en una bandada. Su creación se atribuye a los investigadores Kennedy y Eberhart en 1995. [11] “El algoritmo de optimización de enjambre de partículas imita el comportamiento de estos organismos sociales”. [12]

Cada individuo o partícula en un enjambre se comporta de manera distribuida utilizando su propia inteligencia y la inteligencia colectiva o grupal del enjambre. Entonces, si una partícula descubre un buen camino hacia el objetivo, el resto de



Figura 2.5: Algoritmo de Optimización por Enjambre de Partículas

partículas buscarán seguir este buen camino al instante, incluso si su ubicación está muy lejos en el enjambre.

# Capítulo 3

## Metodología

### 3.1. Descripción del Banco de Ensayos

El modelo desarrollado por la UFJF permite que el motor de combustión interna ICE y las baterías alimenten a la propulsión (Figura 3.1), ya sea de manera conjunta o independientemente [2]. En el proceso de diseño de un HEPS debe evaluarse la contribución de cada componente (factor de hibridación) al rendimiento global del sistema, las compensaciones asociadas al tamaño/peso de los equipos y la baja eficiencia de los ICEs en comparación con un motor eléctrico; todo esto para lograr un ahorro en el consumo de combustible y un mayor rendimiento. Considerando también que el obtener puntos de operación óptimos para el sistema depende de la calidad y flexibilidad de la simulación del sistema, así como de un algoritmo de optimización efectivo, eficiente y ágil. [4]

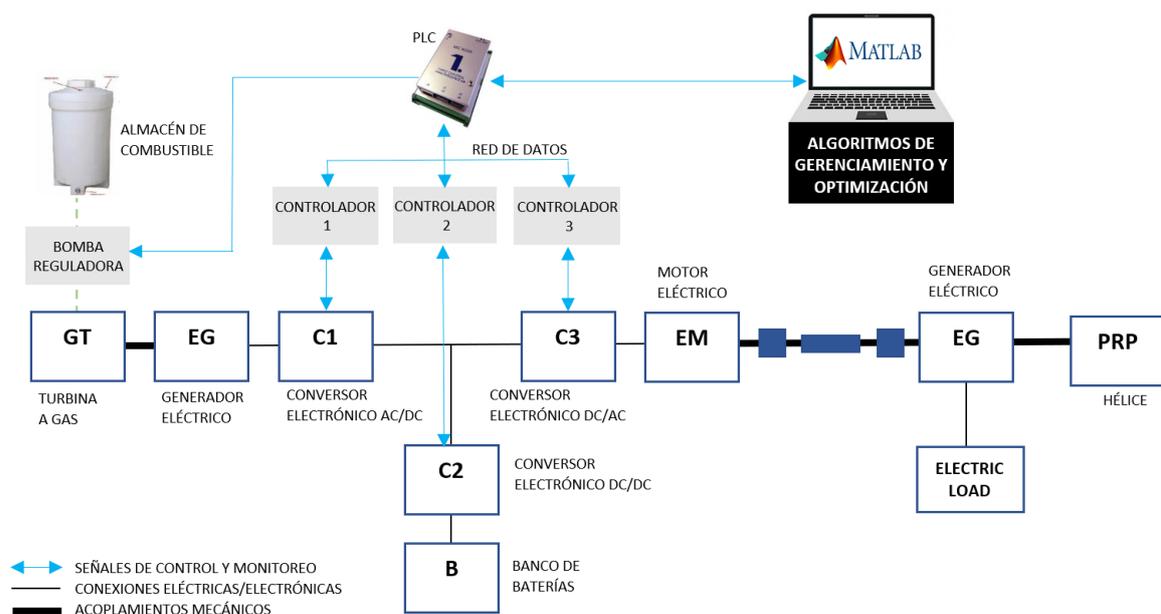


Figura 3.1: Sistema de Propulsión Híbrido-Eléctrico propuesto por la UFJF.

## 3.2. Modelos del Sistema

Los modelos de los equipos del sistema fueron realizados por estudiantes y profesores de la UFJF ([2] - [13] - [14] - [15]), tienen un comportamiento muy parecido a la realidad, puesto que la mayoría de datos y información fueron muestreados con los equipos reales.

### 3.2.1. Turbina a Gas

El Turbo-generador del sistema corresponde a una turbina Capstone de vapor acoplada al eje de un generador síncrono de imanes permanentes. El modelo completo del Turbo-generador (GT+EG) fue desarrollado en Matlab por personas del GCEME, mismo que se basa en ecuaciones de: balance térmico, energético e inercial de cada componente del equipo. Los elementos que conforman al GT son: compresor, intercambiador de calor, cámara de combustión, turbina, eje de la turbina y el generador eléctrico. El rendimiento del GT no es óptimo en todo el rango de operación del mismo y se requieren modelos confiables para respaldar dicho análisis, por ello, se emplearon datos muestreados de otro motor con las mismas características y operados en varias condiciones de carga, se obtuvieron datos reales de operación de voltaje y frecuencia a diferentes valores de potencia, para disponer de simulaciones más confiables y precisas.

En el modelo no se consideraron efectos de disociación, ya que la expansión ocurre a temperaturas generalmente altas que el GT estudiado no alcanza. Las presiones y temperaturas se calcularon a partir de relaciones de entalpía y entropía. Se consideraron tres fluidos, el aire seco inicial, el combustible y el gas de combustión. El combustible seleccionado para este análisis es el queroseno de aviación, y la composición química empleada de estos tres fluidos es la misma.

Un circuito de control de retroalimentación regula la potencia generada por el GT a través de una ley de control Proporcional-Integral (PI) con velocidad de eje de referencia variable

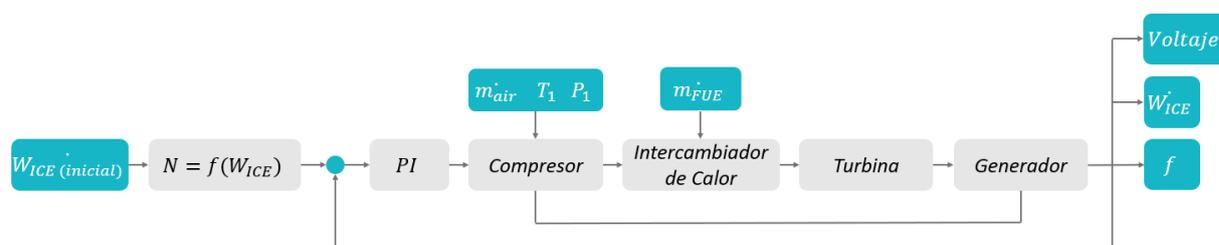


Figura 3.2: Control y Estructura de la Turbina a Gas.

La ecuación 3.1 relaciona la potencia de salida con la potencia de entrada del ICE, para diferentes rangos de operación.

$$(3.1) \quad W_{ICE} \begin{cases} 1,6069 \cdot 10^{-11} \cdot W_{FUE}^3 - 7,0899 \cdot 10^{-7} \cdot W_{FUE}^2 - 0,024296 \cdot W_{FUE} + 2849,8 & 0 \leq W_{FUE} \leq 104004[J] \\ -1,9481 \cdot 10^{-5} \cdot W_{FUE}^2 + 5,2673 \cdot W_{FUE} - 3,2261 \cdot 10^5 & 104004 < W_{FUE} \leq 126688[J] \end{cases}$$

### 3.2.2. Banco de Baterías

Para modelar el banco de baterías se utilizó un bloque de Simulink y los parámetros se ajustaron para obtener la curva de voltaje vs. capacidad de descarga suministrada por el fabricante. Se conectan en serie 78 baterías y se calculó una curva para representar estos parámetros en el modelo.

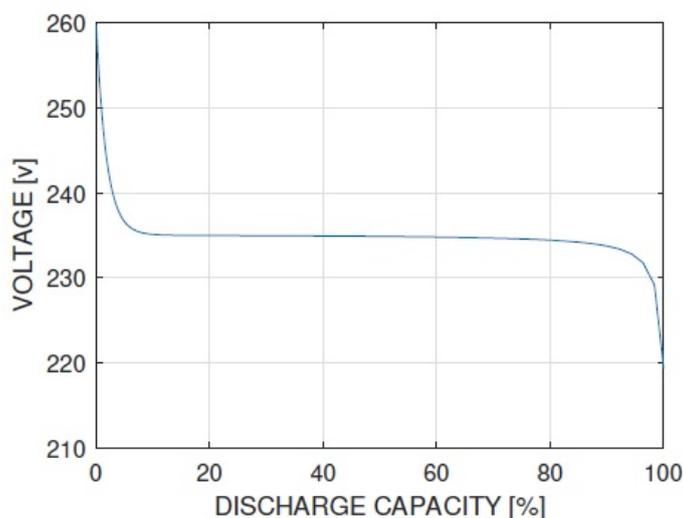


Figura 3.3: Curva de Voltaje vs. Capacidad de Descarga del Banco de Baterías.

### 3.2.3. Etapa de Electrónica de Potencia

La etapa de electrónica de potencia es alimentada con señales provenientes del turbo-generador (voltaje, frecuencia y potencia del generador). Esta etapa está básicamente conformada por: (i) un rectificador, mismo que tiene un control de voltaje y lo mantiene constante ante cualquier perturbación; (ii) un convertor DC-DC que convierte la energía entregada por las baterías, este convertor tiene un control de corriente para la carga y descarga de baterías, estas corrientes son calculadas desde el código de gestión energética y enviadas a este modelo; (iii) finalmente un inversor que convierte a CA la energía DC de las baterías y la energía rectificadora proveniente del turbogenerador. [13] - [14].

A este modelo se le envían un conjunto de variables que provienen del código de gestión entre ellas están: la velocidad rotacional del eje, las corrientes de carga y descarga. De este modelo se obtienen lecturas del estado de carga en el que queda la batería, voltaje, corriente y potencia de la batería también potencias del generador y en cada punto de conversión energética.

Las eficiencias de los tres equipos de conversión electrónica se muestran en la Figura 3.5, Figura 3.6 y Figura 3.7.

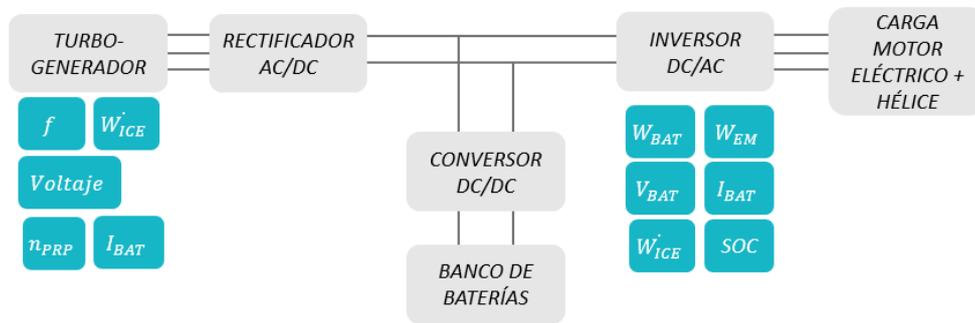


Figura 3.4: Estructura de la etapa de Conversión Electrónica.

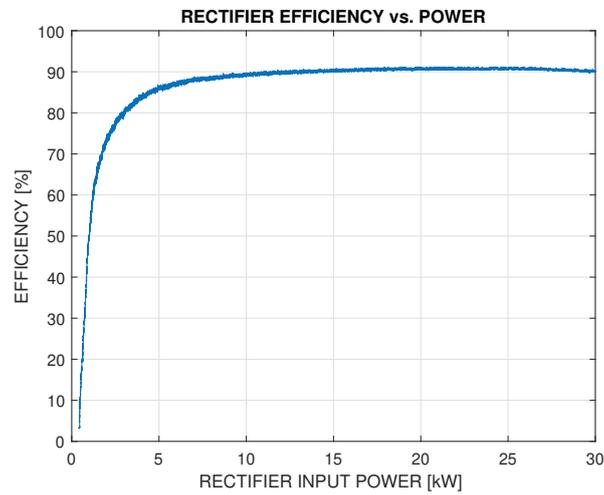


Figura 3.5: Eficiencia del Rectificador vs. potencia de entrada

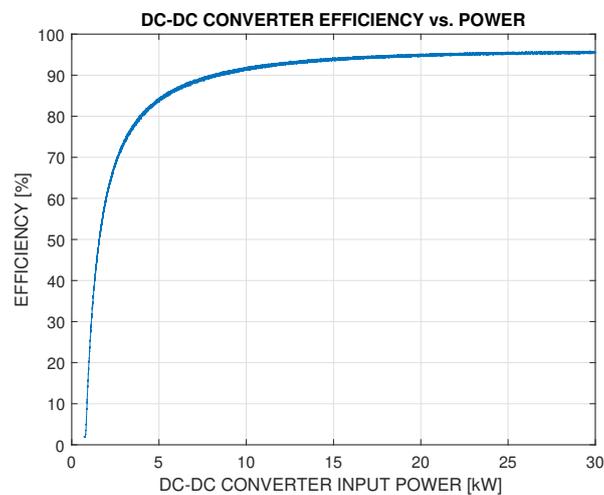


Figura 3.6: Eficiencia del Conversor DC/DC vs. potencia de entrada

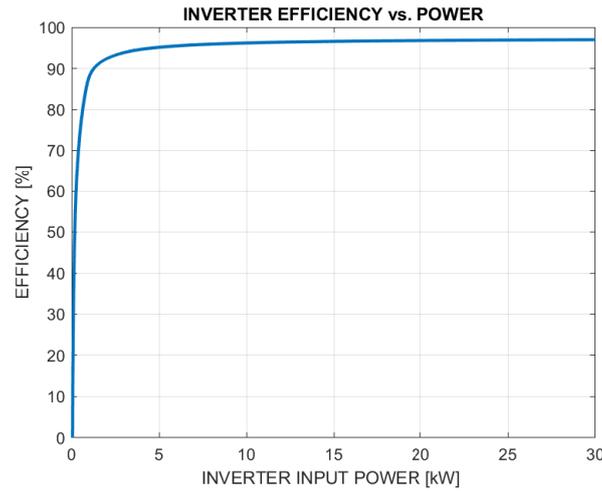


Figura 3.7: Eficiencia del Inversor vs. potencia de entrada

Del modelo del sistema correspondiente a la conversión electrónica se obtienen datos de carga y de la potencia de cada fuente en función de la velocidad requerida por la aeronave, mismos que se presentan en las ecuaciones 3.2 y 3.3.

**Ascenso**

$$W_{EM} \begin{cases} -0,00082292(n_{PRP} \cdot 9,5493)^2 + 5,4399(n_{PRP} \cdot 9,5493) - 1575,4 & 0 \leq n_{PRP} \leq 209,44[\text{rad/s}] \\ 1,0659 \cdot 10^{-5}(n_{PRP} \cdot 9,5493)^3 - 0,060493(n_{PRP} \cdot 9,5493)^2 + 119,37(n_{PRP} \cdot 9,5493) - 75907 & 209,44 < n_{PRP} \leq 3000[\text{rad/s}] \end{cases} \quad (3.2)$$

**Crucero y Descenso**

$$W_{EM} \begin{cases} -0,0007374(n_{PRP} \cdot 9,5493)^2 + 7,4715(n_{PRP} \cdot 9,5493) - 2234 & 0 \leq n_{PRP} \leq 209,44[\text{rad/s}] \\ 4,5807 \cdot 10^{-6}(n_{PRP} \cdot 9,5493)^3 - 0,028836 * (n_{PRP} \cdot 9,5493)^2 + 65,16(n_{PRP} \cdot 9,5493) - 41959 & 209,44 < n_{PRP} \leq 3000[\text{rad/s}] \end{cases} \quad (3.3)$$

### 3.2.4. Hélice

La hélice fue modelada con datos muestreados [15]. Se modela mediante ecuaciones de empuje, velocidad y eficiencia; se ven representadas en las ecuaciones 3.4 – 3.11.

Existen diferentes pares de carga desarrollados por la hélice en cada etapa del vuelo. La potencia que requiere la hélice  $W_{PRP}$  para generar el empuje necesario para que la aeronave realice la trayectoria deseada, se determina en función de la potencia de salida de la hélice  $W_{PRP_{out}}$ . La velocidad a la que gira la hélice depende del empuje requerido por la aeronave. La velocidad de la aeronave  $V$  es fija: 28 m/s en ascenso y 35,44 m/s en crucero y descenso.

$$\dot{W}_{PRP_{out}} = \eta_{PRP} \cdot \dot{W}_{PRP} \quad (3.4)$$

$$\tau_{PRP} = \frac{\dot{W}_{PRP}}{n_{PRP}} \quad (3.5)$$

**Ascenso**

$$W_{PRPout} = T \cdot V; V = 28m/s \quad (3.6)$$

$$W_{PRP} = 2,356 \cdot 10^{-6} \cdot W_{PRPout} \cdot 10^2 + 0,7177 \cdot W_{PRPout} + 3002,63 \quad (3.7)$$

$$n_{PRP} = 1,9078 \cdot 10^{-6} \cdot T \cdot 10^3 - 2,4709 \cdot 10^{-3} \cdot T \cdot 10^2 + 1,1221 \cdot T + 97,2644 \quad (3.8)$$

**Crucero y Descenso**

$$W_{PRPout} = T \cdot V; V = 35,44m/s \quad (3.9)$$

$$W_{PRP} = 0,84188 \cdot W_{PRPout} + 5806,17 \quad (3.10)$$

$$n_{PRP} = -9,5449 \cdot 10^{-4} \cdot T \cdot 10^2 + 0,87691 \cdot T + 119,65 \quad (3.11)$$

**3.3. Sistema de Gestión de Energía**

La gestión del HEPS se hace mediante un flujo de energía de todo el sistema (Figura 3.10) [2]; mismo que consta con los las características mencionadas a continuación.

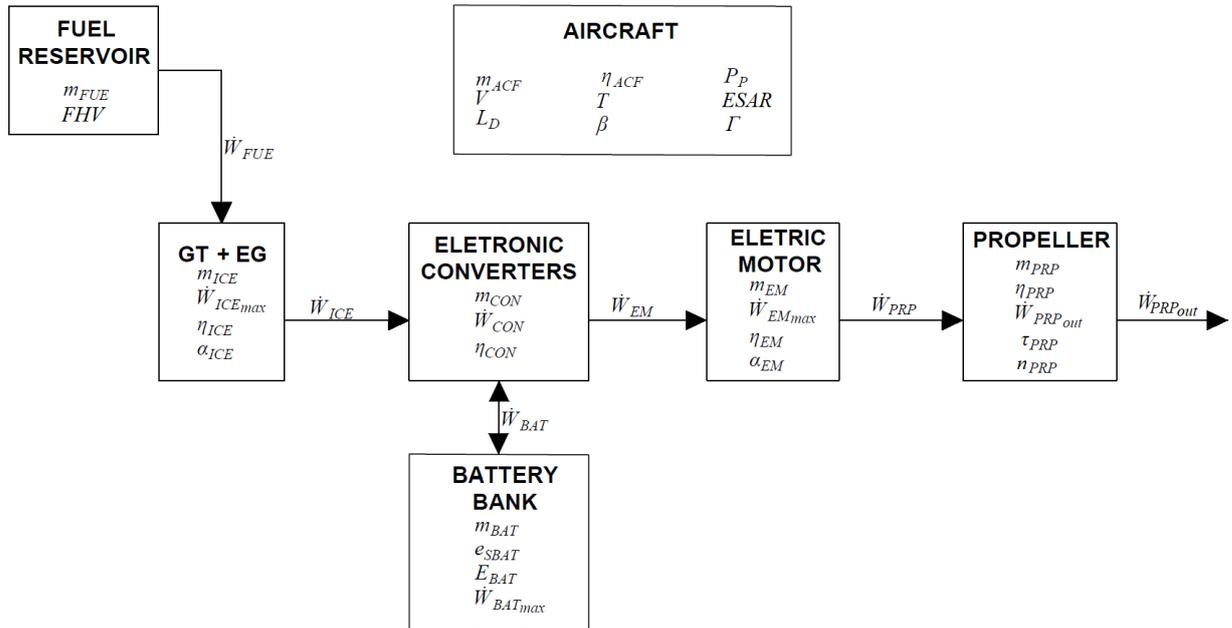


Figura 3.8: Flujo de potencia del HEPS.

**3.3.1. Misión o perfil de Vuelo**

El perfil de vuelo consta de tres etapas: (i) ascenso; (ii) crucero; (iii) descenso. La misión de perfil de vuelo (Figura 3.9) se simula para evaluar las técnicas de optimización avanzada, con el consumo de energía como función objetivo. La aeronave viaja a lo largo de una trayectoria, donde la distancia a recorrer es de 600

km y cuyos ángulos de ascenso y descenso varían de 15 a 45 grados, y son determinados a partir de la evaluación de diferentes técnicas de optimización.

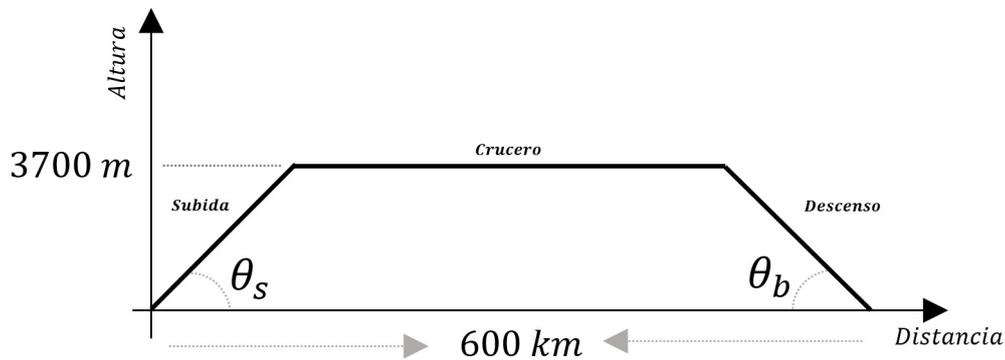


Figura 3.9: Trayectoria de la aeronave: ascenso, crucero y descenso.

### Ascenso

Durante la subida de la aeronave únicamente se utilizarán las baterías para alimentar a la propulsión. En caso de que las baterías se descarguen entrará el ICE en su máxima potencia de operación, cargando las baterías y alimentando a la propulsión.

Se considera que la potencia de la carga es la potencia trifásica medida a la salida del inversor DC/AC, y representa al conjunto motor eléctrico más hélice, es decir, es la potencia a la cual se genera el empuje necesario para conseguir una trayectoria exitosa.

### Crucero

Durante la etapa de crucero del vuelo, las dos fuentes trabajarán de manera alternada y su operación depende de la subida, teniendo el caso en el que la subida se haya hecho con sólo las baterías o en su defecto la otra opción donde actúan las dos fuentes y las baterías aportan con un menor porcentaje a la propulsión; en cualquiera de los dos casos las baterías tendrán un porcentaje menor de carga, entonces al empezar la etapa de crucero se considera su porcentaje de carga.

En esta etapa inicialmente operará el ICE al máximo, alimentando a la propulsión y cargando a las baterías; pero cuando las baterías estén completamente cargadas, se apagará el ICE y operarán únicamente las baterías supliendo la carga. Esta operación seguirá alternándose de la forma mencionada hasta que la aeronave haya recorrido la distancia dada.

### Bajada

En la bajada de la aeronave el aporte de las dos fuentes se gestiona de la siguiente forma:

- Si las baterías quedan descargadas en la etapa de crucero, lo primero que se hará en la etapa de bajada es cargar las baterías. El ICE durante esta primera etapa se

encontrará al máximo alimentando la propulsión y cargando las baterías. Esto se realiza para que siempre al iniciar otro vuelo se encuentren estas baterías cargadas.

- Una vez cargadas las baterías, el ICE operará a a carga parcial, alimentando únicamente a la carga que representa la hélice.

### 3.3.2. Fuerzas en el Vuelo

Las diferentes fuerzas que actúan en la aeronave varían dependiendo de la etapa en la que se encuentre la aeronave: subida, crucero o descenso.

#### Ascenso

En la subida se considera el ángulo de ascenso  $\theta_a$  y con ello, la dirección que presenta la fuerza de sustentación  $L$  (perpendicular a la aeronave) y el peso  $w_{ACF}$  (ecuaciones 3.12, 3.13 y 3.14). Mientras que el empuje  $T$  se mantiene proporcional a la fuerza de sustentación (ecuación 3.14).

$$w_{ACF} = m_{ACF} \cdot g \quad (3.12)$$

$$L = \frac{w_{ACF}}{\cos(\theta_a \cdot \pi/180)} \quad (3.13)$$

$$T = \frac{L}{12} \quad (3.14)$$

#### Crucero

En la etapa de crucero, la aeronave recorre una distancia sin inclinación alguna, por ello, la fuerza de sustentación es igual al peso de la aeronave (ecuaciones 3.15, 3.16 y 3.17).

$$w_{ACF} = m_{ACF} \cdot g \quad (3.15)$$

$$L = w_{ACF} \quad (3.16)$$

$$T = \frac{L}{12} \quad (3.17)$$

#### Bajada

Los pares de carga desarrollados por la hélice en esta etapa, corresponden a los mismos analizados en la etapa de Crucero. En este caso, se considera la inclinación de la aeronave (3.18 - 3.19); con un ángulo de descenso  $\theta_b$ .

$$w_{ACF} = m_{ACF} \cdot g \quad (3.18)$$

$$L = W_{ACF} \cdot \cos(\theta_d \cdot \pi/180) \quad (3.19)$$

$$T = \frac{L}{12} \quad (3.20)$$

Demás parámetros de la aeronave se encuentran en la Tabla 3.1.

| Descripción                                      | Símbolo   | Valor | Unidades        |
|--|-----------|-------|-----------------|
| Valor calorífico del combustible                 | $FHV$     | 42,8  | $\frac{MJ}{kg}$ |
| Relación Sustentación-Arrastre                   | $L_D$     | 12    | –               |
| Masa de la Aeronave                              | $m_{ACF}$ | 240   | kg              |
| Masa del banco de Baterías                       | $m_{BAT}$ | 125   | kg              |
| Masa del motor Eléctrico                         | $m_{EM}$  | 12,3  | kg              |
| Masa de combustible en el depósito               | $m_{FUE}$ | 40    | kg              |
| Masa de la Hélice                                | $m_{PRP}$ | 3     | kg              |
| Masa del GT                                      | $m_{ICE}$ | 40    | kg              |
| Velocidad de la aeronave en la etapa de ascenso  | $V$       | 28    | $\frac{m}{s}$   |
| Velocidad de la aeronave en la etapa de descenso | $V$       | 35,44 | $\frac{m}{s}$   |

Tabla 3.1: Parámetros de la Aeronave

### 3.3.3. Flujo de entradas y salidas de cada modelo

Desde el código de optimización y gerenciamiento se envían y reciben diferentes variables del HEPS, tal como se muestra en la figura 3.10

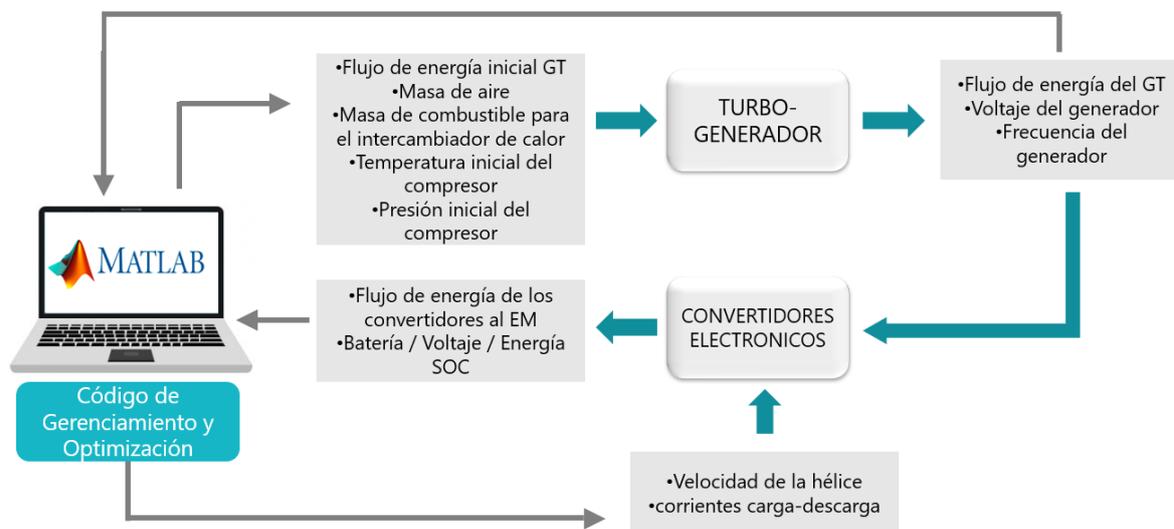


Figura 3.10: Flujo de variables del sistema.

## 3.4. Optimización del HEPS

Para realizar este estudio se desarrollan códigos en MATLAB, que contienen la implementación de dos algoritmos, Evolución Diferencial y Enjambre de Partículas, a ser evaluados en una función no lineal. Se muestra la comparación entre ellos, en la precisión y rapidez al obtener una solución óptima global.

### 3.4.1. Algoritmo de Evolución Diferencial

Este método está destinado para la optimización de problemas complejos, no lineales o no diferenciables. La Evolución Diferencial DE, consiste en una población inicial que tiene un número  $m$  de individuos (para este problema fueron seleccionados 50) y cada individuo contiene un número  $n$  de variables. Cada individuo se someterá a tres etapas llamadas: mutación, cruce y selección.

Este ciclo de tres etapas se ejecuta hasta que se cumplan los criterios de finalización.

#### Población Inicial

La población inicial consta de 50 individuos o vectores, cada uno contiene 3 variables, que corresponden a las entradas de la función a ser optimizada. La primera población se genera aleatoriamente en el rango de valores (ángulos de  $15^\circ$  a  $45^\circ$  con variaciones de  $1^\circ$ , y factor de recarga de la batería  $p$  de 0 a 0,99 con variaciones de 0,01).

| Variable                          | Límite inferior | Límite superior |
|-----------------------------------|-----------------|-----------------|
| Ángulo se subida                  | 15              | 45              |
| Ángulo de bajada                  | 15              | 45              |
| Factor de recarga de las baterías | 0               | 0,99            |

Tabla 3.2: Rango de operación de las variables a optimizar.

```

X_max=[45,45,0.99];
X_min=[15,15,0];

for m=1:M
    for n=1:N
        if n==3
            X(m,n)=X_min(n)+rand(1)*(X_max(n)-X_min(n));
        else
            X(m,n)=randi([X_min(n),X_max(n)]);
        end
    end
end
end

```

Figura 3.11: Generación de la Población Inicial.

#### Mutación

Luego de crear la población inicial con individuos aleatorios, cada individuo puede ser mutado de 6 formas (ecuaciones 3.21 – 3.26). Donde  $F$  representa el factor de mutación, un valor entre 0 y 2 y  $V$  corresponde al nuevo vector (mutado).

**Mutación 1**

Utiliza 3 individuos aleatorios:  $X_1$ ,  $X_2$  y  $X_3$ , que luego forman el vector mutado  $V_i$  que pertenecen a la generación actual  $g$ .

$$V_i = X_1 + F \cdot (X_2 - X_3) \quad (3.21)$$

**Mutación 2**

Utiliza 5 individuos aleatorios:  $X_1$ ,  $X_2$ ,  $X_3$ ,  $X_4$  y  $X_5$ , que luego forman el vector mutado  $V_i$  que pertenecen a la generación actual  $g$ .

$$V_i = X_1 + F \cdot (X_2 - X_3 + X_4 + X_5) \quad (3.22)$$

**Mutación 3**

Utiliza 4 individuos aleatorios:  $X_1$  y  $X_2$  y al mejor individuo  $X_{mejor}$  de la población actual  $g$ , es decir el individuo que tenga las mejores características (mínimo valor al ser evaluado en la función objetivo).

$$V_i = X_{mejor} + F \cdot (X_1 - X_2) \quad (3.23)$$

**Mutación 4**

Utiliza 4 individuos aleatorios:  $X_1$ ,  $X_2$ ,  $X_3$  y  $X_4$  y al mejor individuo  $X_{mejor}$  de la población actual  $g$ , es decir el individuo que tenga las mejores características (mínimo valor al ser evaluado en la función objetivo).

$$V_i = X_{mejor} + F \cdot (X_1 - X_2 + X_3 + X_4) \quad (3.24)$$

**Mutación 5**

Utiliza 3 individuos aleatorios:  $X_1$ ,  $X_2$  y  $X_3$ , y al individuo que corresponde al número de iteración actual  $i$ .

$$V_i = X_i + F \cdot (X_1 - X_i + X_2 + X_3) \quad (3.25)$$

**Mutación 6**

Utiliza 2 individuos aleatorios:  $X_1$  y  $X_2$ ; al individuo que corresponde al número de iteración actual  $i$  y al mejor individuo de la población  $X_{mejor}$ .

$$V_i = X_i + F \cdot (X_{mejor} - X_i + X_1 + X_2) \quad (3.26)$$

**Cruce**

El individuo que pase a formar parte esta etapa es denominado U. Este individuo puede ser igual al vector inicial generado aleatoriamente o puede ser igual al vector mutado (resultado del paso anterior).

Aquí se emplean dos variables: (i) RC es la tasa o factor de cruce, que hace referencia a cuan permisivo es el cambio de los vectores iniciales. (ii) R1 es un número aleatorio

y es comparado con la tasa de cruce para determinar el valor del nuevo vector. (iii) *randIndex*, es un número entero aleatorio (en el rango de 1 hasta el número  $n$  de variables) permite que el nuevo vector  $U$  sea diferente del vector inicial, ya que de manera obligatoria cambiará al menos una posición del vector inicial  $X$ .

```

randIndex=floor(randi([1, N]));
for n=1:N
    R1=rand();
    if (R1<RC || n==randIndex)
        U(1,n)=V(1,n);
    else
        U(1,n)=X(m,n);
    end
end
end

```

Figura 3.12: Etapa de Cruce.

### Selección

En esta etapa se hace una comparación entre la evaluación en la función objetivo del vector inicial generado aleatoriamente y la evaluación en la función objetivo del vector resultante del cruce. El individuo que pasa a ser parte de la nueva población es aquel que tiene la menor evaluación dentro de la función objetivo.

```

FU=missionF(U(1,:));
FX=missionF(X(m,:));
if FU < FX
    Tr=U(1,:);
else
    Tr=X(m,:);
end
X(m,:)=Tr;
Y(m,1)=missionF(X(m,:));

```

Figura 3.13: Etapa de Selección.

### Estrategias de DE

Se probaron 8 estrategias de evolución diferencial. En la primera estrategia se emplea el primer método de mutación, en la segunda estrategia se emplea el segundo método de mutación y así sucesivamente, hasta la sexta estrategia. La séptima estrategia varía el método de mutación secuencialmente y la octava estrategia varía el método de mutación aleatoriamente.

### 3.4.2. Algoritmo de Enjambre de Partículas PSO

Esta optimización parte de una población de soluciones candidatas, llamadas "partículas", moviéndolas por todo el espacio de búsqueda, teniendo en

consideración en todo momento la posición y la velocidad de las mismas. La mejor posición actual o global encontrada por otras partículas influencia en el movimiento de las demás. Esto hace que el algoritmo converja rápidamente hacia la mejor solución.

### Población inicial

Al igual que en el método anterior, se estudian 3 variables: ángulo de ascenso, ángulo de descenso y factor de recarga de las baterías (con sus correspondientes rangos de operación). La población inicial consta de 50 partículas.

En la figura 3.14 se muestra la generación de la población inicial "x" de este algoritmo, y el cálculo de la mejor partícula local  $x(i).best.fitness$  con su respectiva posición  $x(i).best.position$ , partiendo el algoritmo con soluciones candidatas, esto acorta el espacio de búsqueda.

```

for i = 1: nPop
    for nxv=1:nVar
        if nxv==3
            vp (nxv)=round (VarMin (nxv)+rand (1) * (VarMax (nxv) -VarMin (nxv)) , 2) ;
        else
            vp (nxv)=floor (randi ([VarMin (nxv) , VarMax (nxv) ])) ;
        end
    end
    x(i).position=vp;
    x(i).velocity = zeros([1 nVar]);

    x(i).fitness = missionF(x(i).position);
    x(i).best.position = x(i).position;
    x(i).best.fitness = x(i).fitness;
    if x(i).best.fitness < global_best.fitness
        global_best = x(i).best;
    end
end
end

```

Figura 3.14: Generación de población inicial y búsqueda de la mejor partícula.

### Velocidad de la partícula

La velocidad de la partícula se actualiza siguiendo el comportamiento de la ecuación 3.27. Donde  $dt$  corresponde al intervalo de tiempo analizado para las variables, que en este caso es considerado igual a 1;  $i$  corresponde a cada individuo del enjambre  $P$ ;  $w$  corresponde a la inercia; mientras que  $\phi_1$  y  $\phi_2$  corresponden a la aceleración del algoritmo.

$$V_{p_i} = w \cdot V_{p_i} + \phi_1 \cdot rand_1(0,1) \cdot \frac{X_{p_{mejor}} - X_{p_i}}{dt} + \phi_2 \cdot rand_2(0,1) \cdot \frac{X_{P_{mejor}} - X_{p_i}}{dt} \quad (3.27)$$

### Posición de la partícula

La posición de la partícula se actualiza siguiendo el comportamiento de la ecuación 3.28

$$X_{p_i} = X_{p_i} + V_{p_i} \cdot dt \quad (3.28)$$

**Selección** En esta etapa se pregunta si la partícula resultante de la dispersión (cambio de velocidad y posición) presenta una mejor evaluación en la función objetivo que la mejor partícula global. De esta manera la mejor partícula global se va actualizando siempre en una mejor solución (Figura 3.15).

```
if x(i).fitness < x(i).best.fitness
    x(i).best.position = x(i).position;
    x(i).best.fitness = x(i).fitness;
    if x(i).best.fitness < global_best.fitness
        global_best = x(i).best;
    end
end
```

Figura 3.15: Etapa de Selección.

### Condición de finalización de los algoritmos

Para los algoritmos mencionados, la condición de parada corresponde a:

- Se cumple el máximo número de iteraciones (50).
- Se obtiene un valor menor o igual que un mínimo esperado o si no se presentan mejoras significativas en el último valor óptimo.

## Capítulo 4

### Resultados y Discusión

En base al perfil de vuelo seleccionado, se evaluaron diferentes estrategias y técnicas de optimización a fin de obtener convergencias rápidas en una operación óptima. En cada simulación se pretende analizar la contribución de variables como el ángulo de ascenso  $\theta_a$ , descenso  $\theta_d$ , y la fracción de recarga de las baterías  $p$  (fracción de energía hasta la que se le permite a las baterías descargarse).

La Figura 4.1 muestra el perfil de vuelo para un vehículo aéreo no tripulado (UAV) de ala fija que viaja a lo largo de una trayectoria, con una distancia total de 600 km. La misión consta de 3 etapas: ascenso, crucero y descenso. No se consideran las transiciones entre una fase y otra y los ángulos de ascenso y descenso varían de 15 a 45 grados y son parte de la optimización. Las velocidades se mantienen constantes en cada fase independientemente de los ángulos. [16]

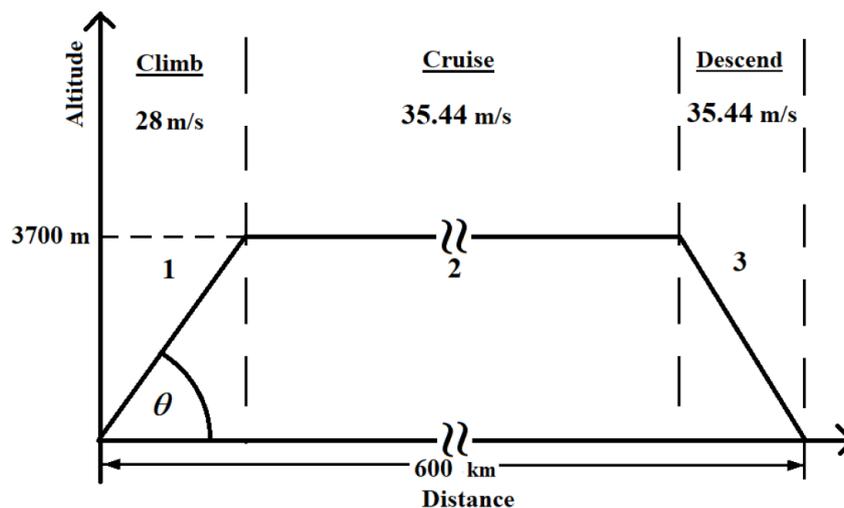


Figura 4.1: Trayectoria del Vuelo

## 4.1. Operación de una aeronave con propulsión tradicional

Para este caso fue simulado el perfil de vuelo para una aeronave que opera únicamente con un turbogenerador para impulsar la propulsión. Los ángulos de ascenso y descenso se variaron para encontrar la condición óptima de mínimo consumo energético. Para esta simulación no se consideraron los pesos ni las pérdidas de energía de los convertidores electrónicos y del banco de baterías. Sin embargo, el peso del combustible adicional necesario para completar el vuelo y el peso adicional debido al reductor de velocidad mecánico, fueron considerados. Los resultados se muestran en la Tabla 4.1.

La masa de la aeronave  $m_{ACF}$  considerada es igual a 350,3 kg. Y se consideran 55 kg, como la nueva cantidad de combustible, para finalizar con éxito la trayectoria deseada.

El consumo de combustible corresponde a la función objetivo y se denota como  $f(x)$ .

|                    |                          |
|--------------------|--------------------------|
| Ángulo de subida   | 15°                      |
| Ángulo de descenso | 45°                      |
| $f(X)$             | $2,0663 \times 10^9$ (J) |

Tabla 4.1: Condición de operación óptima para una aeronave con propulsión tradicional.

## 4.2. Operación de una aeronave con propulsión híbrido-eléctrica

A continuación se muestra el comportamiento de la aeronave híbrida en las diferentes etapas de la misión definida con anterioridad. Es preciso mencionar que hacer una gestión óptima de energía es clave en el aprovechamiento de las ventajas que ofrecen las fuentes eléctrica y de combustible en este sistema. A partir de los estudios de sensibilidad realizados se obtiene que la carga de la batería y el porcentaje hasta el cual se le permita descargar, corresponden a los parámetros que más afectan al resultado final de optimización.

La Figura 4.2 presenta la variación en los ciclos de carga/descarga durante toda la misión, para varias estrategias. Inicialmente se permite la descarga de apenas el 10 % de la capacidad de las baterías, punto en el que comienza a cargarse y así completar

el ciclo. En los demás casos se incrementa el margen de descarga con variaciones del 10 % hasta alcanzar el 100 %. Como se puede observar en los ciclos con un margen de carga más estrecho, el número de ciclos aumenta (descargas y cargas de la batería) y esto agrega una ligera complejidad al cálculo del consumo energético total. Para este caso, los parámetros de la misión que fueron considerados constantes son: velocidad, distancia, altura, ángulo de subida y ángulo de bajada (15 y 45 grados respectivamente).

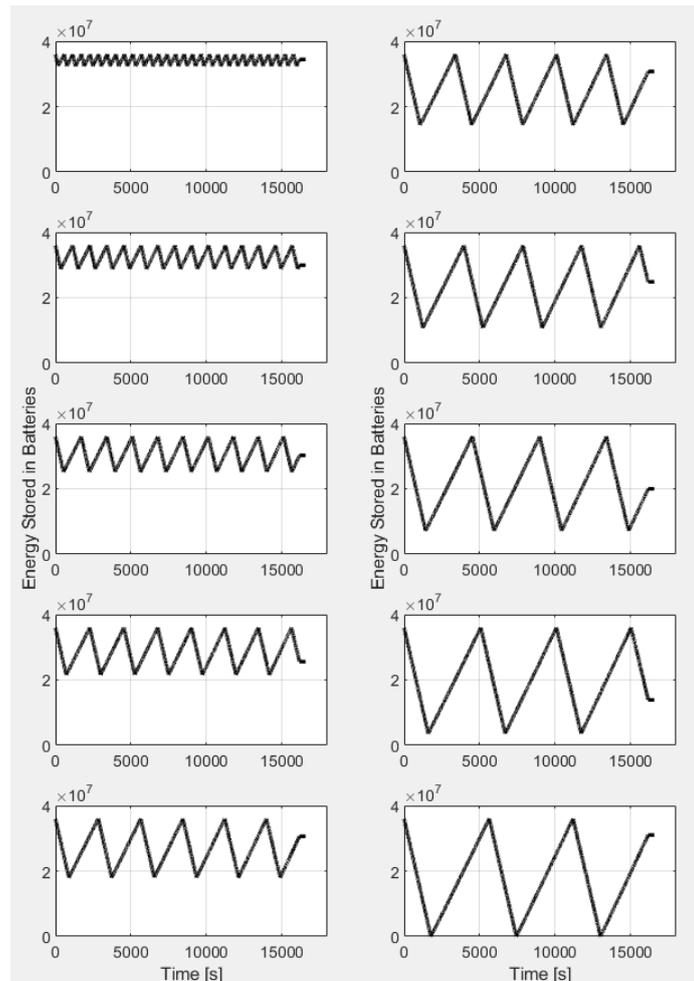


Figura 4.2: Energía almacenada en las Baterías.

La Figura 4.3 presenta la variación en el parámetro de hibridación  $\Gamma$  para cada estrategia a lo largo de la misión. Este parámetro representa la contribución de energía de la fuente eléctrica al sistema híbrido en relación al consumo energético total. Este parámetro toma los valores de *cero*, cuando opera únicamente el GT alimentando la propulsión y recargando las baterías; o *uno*, cuando opera solo con la fuente eléctrica es decir, con las baterías. Al inicio de la fase de ascenso  $\Gamma$  toma el valor de 1, ya que las baterías se encuentran inicialmente cargadas. Para este caso, los parámetros de la misión fueron considerados constantes: velocidad, distancia, altura y ángulos de subida y bajada (15 y 45 grados respectivamente).

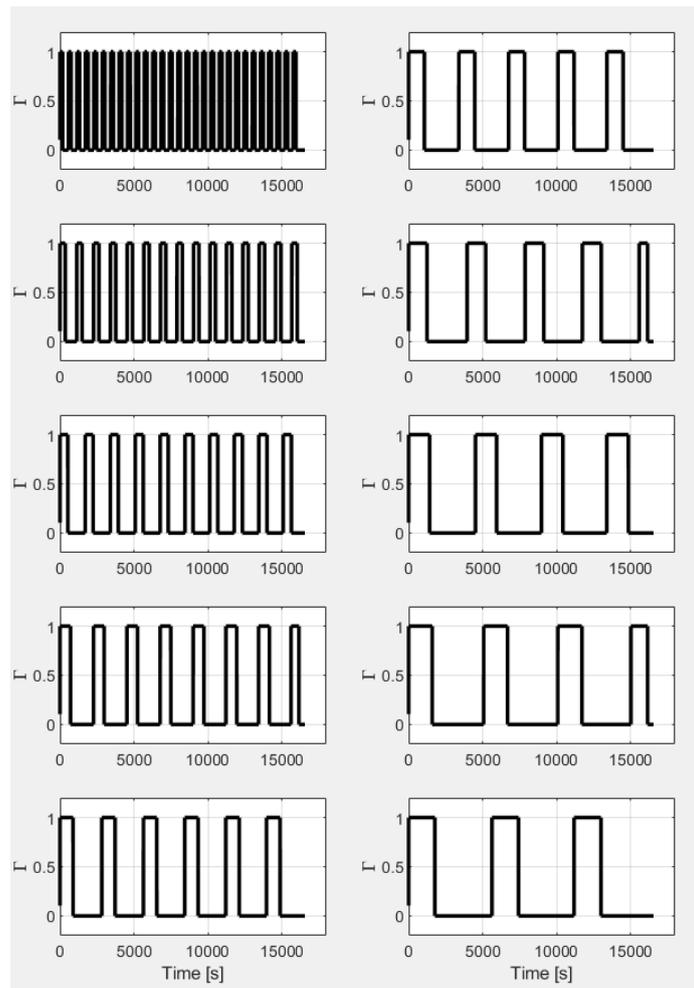


Figura 4.3: Hibridación del Sistema.

En la Figura 4.4 se presenta la variación de consumo de energía en función de la fracción de recarga de las baterías. Cuando la fracción de recarga se aproxima a uno, se supone que el sistema permite casi el 100 % del ciclo de carga/descarga. En la figura, se muestra que la condición óptima ocurre para un mayor margen de carga y una condición más amplia de descarga. Como se puede observar, la condición óptima ocurre para el 86 % ( $p$  de 0.13) del margen de carga/descarga. Para este caso, los parámetros de la misión fueron considerados constantes: velocidad, altura y ángulos de subida y bajada de 15 y 45 grados respectivamente.

Por lo tanto la condición óptima del sistema ocurre cuando se permite descargar las baterías hasta una fracción mayor, es decir, que se permitan menos ciclos de carga/descarga.

En la Figura 4.5 se presenta el parámetro  $\beta$ , la variación de la relación de uso de energía, representa la relación instantánea entre la energía real disponible en la fuente eléctrica en relación con la energía total disponible. En la etapa de crucero este valor se reduce ya que la energía del combustible se consume la mayor parte del tiempo para suministrar la propulsión y recargar las baterías. En la fase de descenso, este

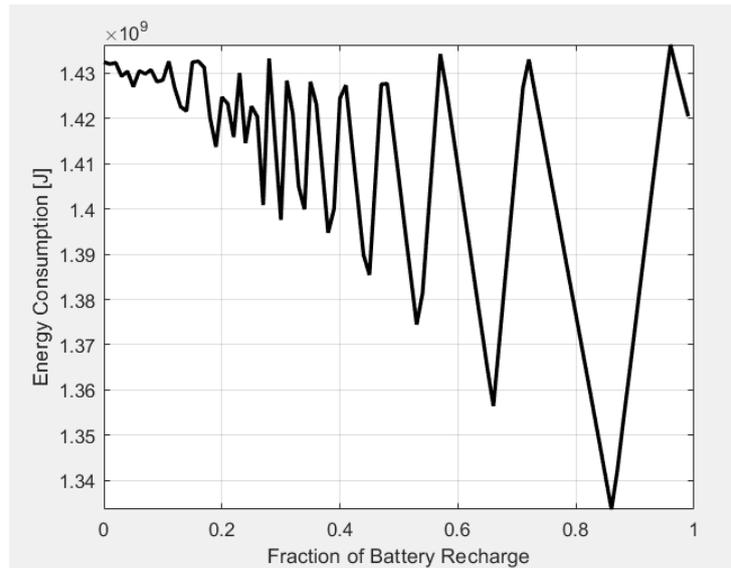


Figura 4.4: Consumo de energía en función de la Fracción de Recarga de las Baterías.

parámetro crece con mayor rapidez a medida que aumenta la velocidad de recarga de las baterías.

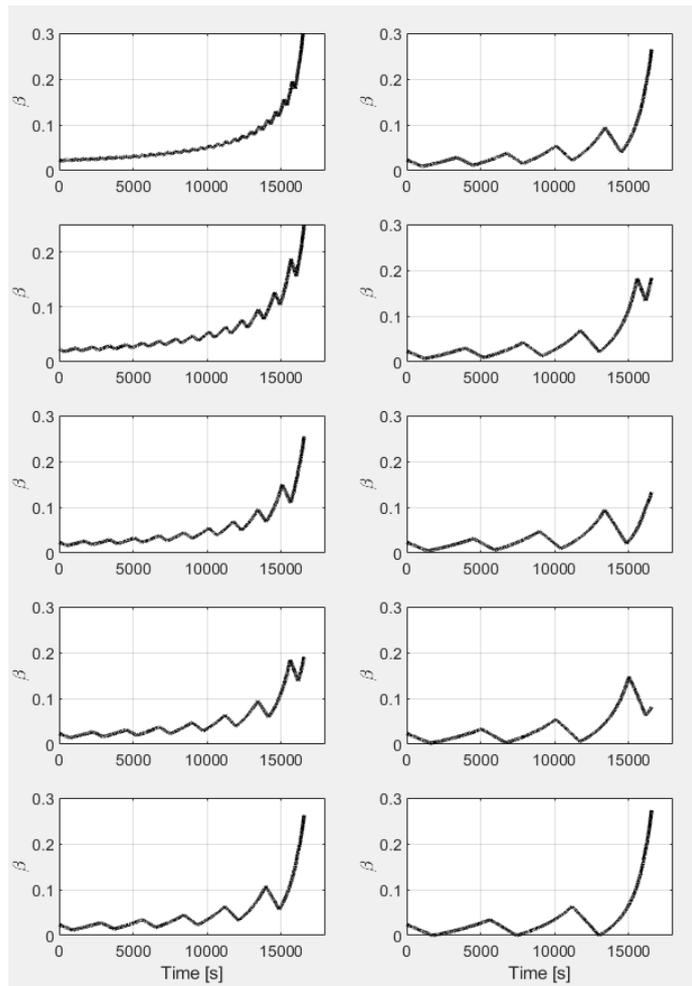


Figura 4.5: Relación de uso de Energía.

Si se analiza la sensibilidad del consumo energético ante la variación de los ángulos de ascenso/descenso  $\theta$ , en un rango de valores de 15 a 45 grados, considerando iguales ambos ángulos y fijando el factor de recarga de las baterías a la condición óptima determinada previamente (87%). Se tiene que la condición óptima para el sistema ocurre cuando la aeronave asciende y desciende a menores ángulos (Figura 4.6.)

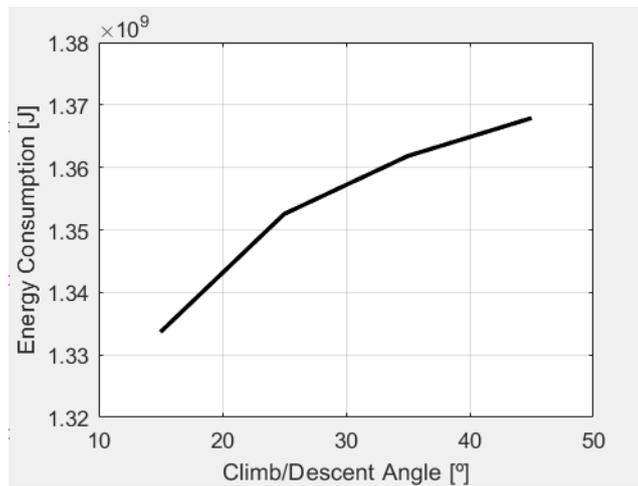


Figura 4.6: Consumo de energía en función del ángulo de subida/bajada (iguales).

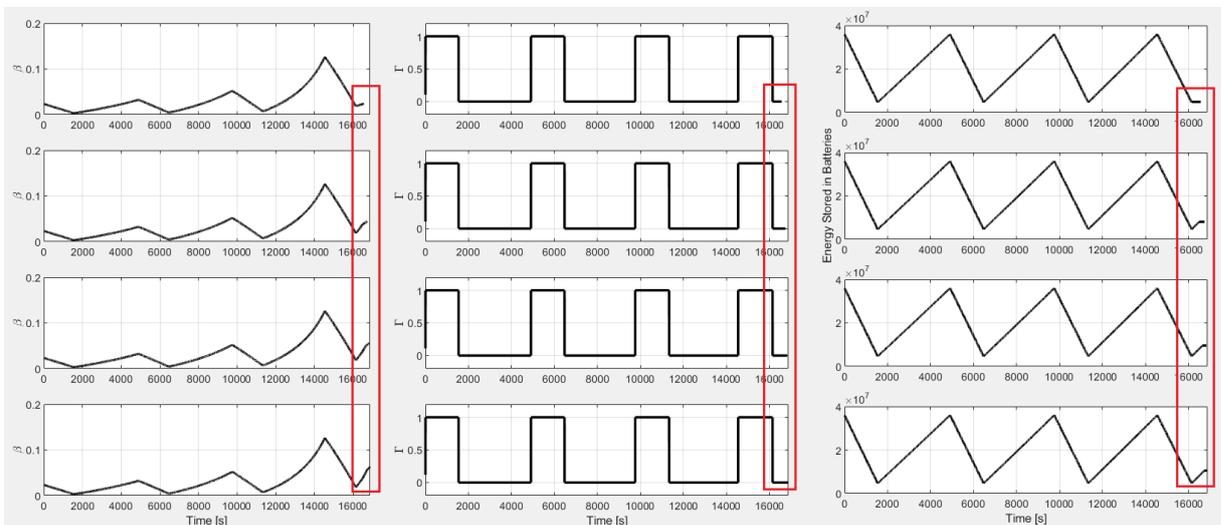


Figura 4.7: (a) Parámetro  $\beta$ , (b) Parámetro  $\Gamma$  y (c) Carga de las baterías. En función de la variación del ángulo de subida/descenso

La variación de ángulos no afecta significativamente a la relación de hibridación  $\Gamma$ , puesto que el arranque se realiza con las baterías para la misión analizada, sólo durante el descenso de la aeronave se observa una pequeña diferencia en el estado final de carga de las baterías y en los parámetros  $\Gamma$  y  $\beta$ . En la Figura 4.7.) se muestran cuatro gráficos, para cada variable, que corresponden a ángulos de 15, 25, 35 y 45 grados, donde para ángulos mayores existe una mayor distancia a recorrer durante

el descenso por ello los parámetros mencionados son mayores en este caso.

Es evidente que el número de ciclos de carga/descarga tiene una influencia crítica en esta simulación, cuanto más amplia sea la descarga en la etapa de crucero antes de comenzar la etapa de aterrizaje, menor será el consumo de energía.

A partir de una búsqueda lineal de las variables: fracción de recarga de la batería y el ángulo de ascenso/descenso (Figura 4.8, se tiene que la condición óptima de operación se obtiene a ángulos bajos y a valores de  $p$  pequeños, es decir factor de recarga de la batería elevado (Tabla 4.2). A pesar de que la búsqueda no cubre todo el espacio de búsqueda, claramente se tiene un menor consumo energético usando HEPS que al usar propulsión tradicional.

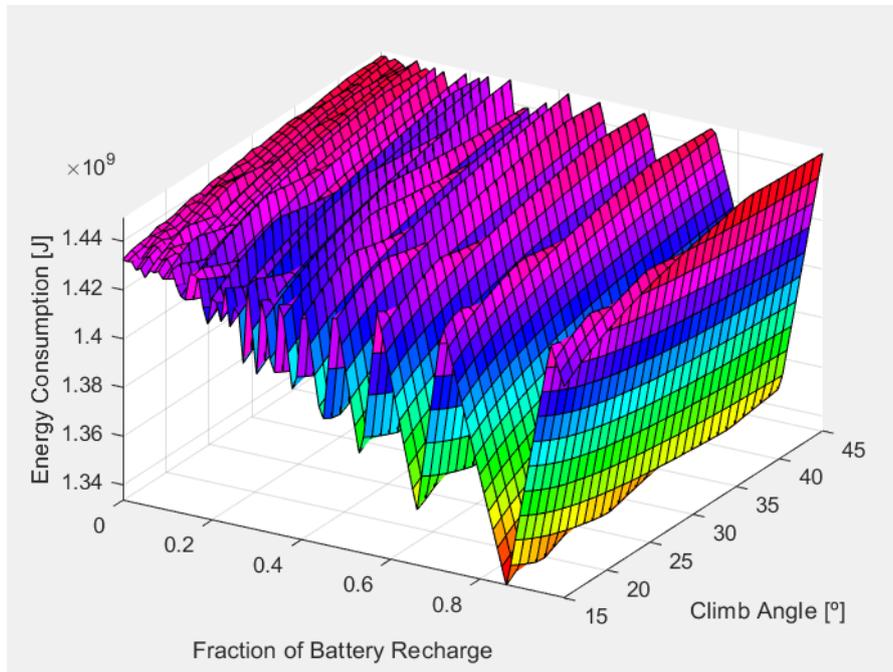


Figura 4.8: Consumo energético vs. ángulo de ascenso/descenso vs. factor de recarga de las baterías.

|  |                              |
|--|------------------------------|
| <b>Tiempo de Simulación</b>              | 250,5 (s)                    |
| <b>Ángulo de subida</b>                  | 15°                          |
| <b>Ángulo de descenso</b>                | 15°                          |
| <b>Factor de recarga de las baterías</b> | 0,13                         |
| <b>f(X)</b>                              | 1,3337 × 10 <sup>9</sup> (J) |

Tabla 4.2: Condición Óptima. Consumo energético vs. ángulo de ascenso/descenso vs. factor de recarga de las baterías.

Luego fijando la fracción óptima de recarga de las baterías  $p$  de la simulación anterior, se hace una búsqueda lineal para encontrar los ángulos de ascenso y descenso óptimos (Figura 4.9). La condición óptima se muestra en la Tabla 4.3.

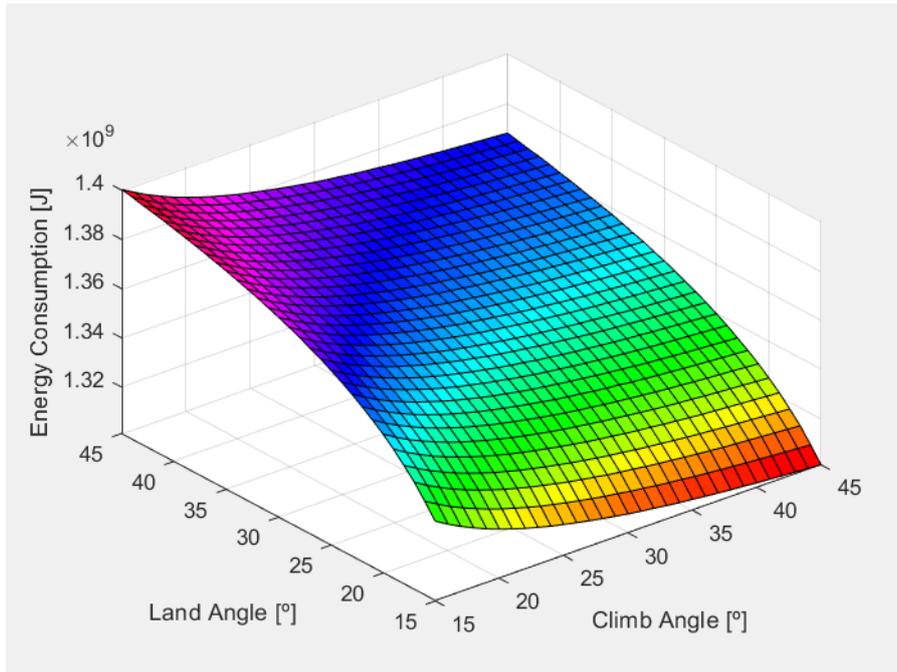


Figura 4.9: Consumo energético vs. ángulo de ascenso vs. ángulo de descenso.

|  |                              |
|--|------------------------------|
| <b>Tiempo de Simulación</b>              | 102,1 (s)                    |
| <b>Ángulo de subida</b>                  | 15°                          |
| <b>Ángulo de descenso</b>                | 45°                          |
| <b>Factor de recarga de las baterías</b> | 0,13                         |
| <b>f(X)</b>                              | 1,3012 × 10 <sup>9</sup> (J) |

Tabla 4.3: Condición Óptima. Consumo energético vs. ángulo de ascenso vs. ángulo de descenso.

Se realizó una búsqueda lineal que prueba todas las combinaciones posibles de las variables: (i) ángulo de ascenso (ii) ángulo de descenso y (iii) fracción de recarga de las baterías  $p$ . La solución óptima se muestra en la Tabla 4.4.

Se evaluaron las estrategias de DE con el objetivo de obtener convergencias más rápidas de la operación óptima y de obtener la estrategia que se acople de mejor manera a los requerimientos del sistema. Para la implementación de DE, se utilizaron seis métodos de mutación [8] y se realizó una comparación entre 8 estrategias como posibles formas de variar el proceso de selección-cruce-mutación. Esta simulación se realizó 10 veces y se seleccionó un promedio para cada estrategia

|  |                          |
|--|--------------------------|
| <b>Tiempo de Simulación</b>              | 5209,3 (s)               |
| <b>Ángulo de subida</b>                  | 15°                      |
| <b>Ángulo de descenso</b>                | 45°                      |
| <b>Factor de recarga de las baterías</b> | 0,13                     |
| <b>f(X)</b>                              | $1,3012 \times 10^9$ (J) |

Tabla 4.4: Condición Óptima. Consumo energético frente a la variación de (i) ángulo ascenso, (ii) ángulo descenso y (iii)  $p$ .

según el comportamiento o patrón que presentaron (Tabla 4.5). La mejor estrategia es la número 3 y converge a una solución óptima en un tiempo de simulación extremadamente corto.

| <b>Estrategias de DE</b> | <b>Número Iteración</b> | <b>Tiempo Simulación(s)</b> | <b>Ángulo subida(°)</b> | <b>Ángulo descenso(°)</b> | <b>p %</b> | <b>f(X) (J)</b>      |
|--------------------------|-------------------------|-----------------------------|-------------------------|---------------------------|------------|----------------------|
| E1                       | 12                      | 536,99                      | 15                      | 45                        | 0,13       | $1,3012 \times 10^9$ |
| E2                       | 16                      | 845,62                      | 15                      | 45                        | 0,13       | $1,3012 \times 10^9$ |
| E3                       | 4                       | 239,51                      | 15                      | 45                        | 0,13       | $1,3012 \times 10^9$ |
| E4                       | 7                       | 418,17                      | 15                      | 45                        | 0,13       | $1,3012 \times 10^9$ |
| E5                       | 39                      | 1513,76                     | 15                      | 44                        | 0,13       | $1,3010 \times 10^9$ |
| E6                       | 13                      | 826,06                      | 15                      | 45                        | 0,13       | $1,3012 \times 10^9$ |
| E7                       | 14                      | 650,26                      | 15                      | 45                        | 0,13       | $1,3012 \times 10^9$ |
| E8                       | 16                      | 709,96                      | 15                      | 45                        | 0,13       | $1,3012 \times 10^9$ |

Tabla 4.5: Evaluación de las estrategias de Evolución Diferencial.

Si se considera una variación de  $p$  de 0,001, se obtiene un máximo de 0,129 con un consumo energético de  $1,3006 \times 10^9$  a ángulo de ascenso y descenso de 15 y 45 grados, respectivamente. Todas las estrategias empleadas, a excepción de la número 5 convergen a este valor mencionado.

Finalmente, se evalúa el algoritmo que emplea la Optimización con Enjambre de Partículas, mismo que presentó un buen comportamiento, brindando soluciones óptimas en cortos tiempos de ejecución del código (Tabla 4.6).

Todas simulaciones realizadas sin optimizaciones presentan mayores simplificaciones, por ello no tienen elevados tiempos de simulación. Los modelos de cada subsistema realizados en Simulink fueron reemplazados inicialmente por interpolaciones, aún así representaban elevadas cargas computacionales, y por ello, finalmente los modelos fueron reemplazados por ecuaciones altamente aproximadas

| Número Iteración | Tiempo Simulación(s) | Ángulo subida(°) | Ángulo descenso(°) | p %  | f(X) (J)             |
|------------------|----------------------|------------------|--------------------|------|----------------------|
| 4                | 91,75                | 15               | 45                 | 0,13 | $1,3012 \times 10^9$ |

Tabla 4.6: Evaluación de la Optimización con Enjambre de Partículas

para acelerar el proceso de cálculo sin provocar errores significativos en la solución.

Con un gerenciamiento y optimización adecuados se obtienen ahorros de combustible de más del 60% en comparación con la propulsión tradicional, que emplea únicamente ICE.

En base a lo resultados mostrados, al emplear estos algoritmos se tienen múltiples ventajas; entre ellas: (i) tiempos cortos de simulación, (ii) posibilidad de incrementar el número de variables analizar y optimizar, (iii) facilidad en la obtención de óptimos globales.

Los mejores resultados, en cuanto a tiempos de simulación y carga computacional asociada, corresponden a la tercera estrategia (E3) de Evolución Diferencial y al algoritmo que emplea Optimización con Enjambre de Partículas, llegando a converger a un mismo óptimo global y a tiempos de simulación de 239,51 y 91,75 segundos, respectivamente.

# Capítulo 5

## Conclusiones y Trabajos Futuros

### 5.1. Conclusiones

- La hibridación de las aeronaves traerá consigo múltiples mejoras entre ellas el incremento del rendimiento global de la aeronave, reducciones en consumo energético y en emisiones de  $CO_2$ . Por lo cual, esta área en los siguientes años se enfrentará a severas investigaciones y grandes desarrollos, sobre todo por la necesidad de mejorar la densidad de potencia del motor y la densidad de energía de las baterías, que, al ser tan bajas actualmente, es la principal limitante para la implementación de aviones eléctricos por falta de autonomía de vuelo ya que permitirían vuelos de corta duración.
- La eficiencia de los HEPS se relaciona directamente con el tipo de estrategia de control implementada. Las múltiples metodologías empleadas para optimizar la gestión energética se pueden utilizar para analizar el desarrollo del sistema con diferentes escenarios de baterías y motores, para comprender mejor la potencialidad de la hibridación en este campo de aplicación. Para realizar una gestión energética óptima, se emplearon dos métodos de optimización, Evolución diferencial y Enjambre de Partículas, que se lograron adaptar al entorno de aplicación con los espacios de búsqueda extensos y a los complejos modelos del HEPS propuesto por la UFJF, permitieron obtener soluciones óptimas globales en cortos tiempos de simulación.
- En base a estudios de sensibilidad realizados, se puede afirmar que el uso del motor eléctrico influye de manera drástica en los resultados, principalmente porque aporta con una mejora en el rendimiento de la aeronave, también es importante determinar cuando es conveniente y de que forma se debe hacer la carga/descarga de las baterías y se debe considerar que no toda la energía destinada para este fin es aprovechada, pero no es un problema significativo, debido a las altas eficiencias de la etapa de conversión electrónica. También es importante considerar los parámetros de la misión para un gerenciamiento correcto, ya que por ejemplo al tener altitud y ángulo de ascenso altos conducen

a tener estados de carga de la batería bajos al final del ascenso, o incluso se podría requerir el uso del ICE en esta etapa. Las simulaciones realizadas muestran que se realizó una gestión de energía adecuada. La aeronave equipada con HEPS tiene un ahorro de combustible del 62,97% por sobre un avión convencional que emplee el mismo ICE.

- Se demostró que no es posible usar la fuente eléctrica por más de 25 minutos (en una sola fase de descarga), para la misión de vuelo estudiada. Sin embargo, gracias al ICE se pueden recargar las baterías incrementando el tiempo del uso de la fuente eléctrica.
- La metodología propuesta se desarrolló considerando el uso de baterías como fuente eléctrica, pero puede ser adaptada a cualquier otra fuente.
- Las estrategias de Evolución Diferencial que se adaptaron de mejor forma al sistema corresponden a la tercera y cuarta estrategias, teniendo un comportamiento esperado, presentan una ventaja por sobre las demás, al inicializar los algoritmos siempre con las mejores soluciones de la población inicial, es decir, parten de soluciones candidatas (óptimos locales), lo que acorta el espacio de búsqueda y por lo tanto la carga computacional y tiempos de simulación. Esta misma característica se presenta en el algoritmo que emplea Optimización con Enjambre de Partículas, también parte de soluciones candidatas, por ello, el algoritmo encuentra rápidamente en un óptimo global.

## 5.2. Recomendaciones

- A pesar de haber evaluado estrategias que alternaban el uso de la forma de mutación en el algoritmo de Evolución Diferencial, es posible mejorar las estrategias y formas de optimizar, al hibridar aún más los algoritmos, ya que se obtendrían mejores resultados.
- Para obtener una mejora en los modelos del sistema, se requiere de una validación con datos obtenidos experimentalmente con equipos reales.
- Es importante realizar más estudios de sensibilidad y determinar las variables que afectan mayormente al gerenciamiento y optimización de la aeronave.
- Para el estudio realizado se hicieron simplificaciones importantes, entre ellas; el utilizar un modelo sencillo para la trayectoria de la aeronave y también el no considerar los cambios de velocidad entre cada etapa de vuelo, en trabajos futuros se espera considerar todos estos detalles en el modelado del sistema.

# Bibliografía

- [1] C. Friedrich and P. Robertson, "Hybrid-electric propulsion for aircraft," *Journal of AIRCRAFT*, 2014.
- [2] M. A. Rendon, K. Kyprianidis, Y. R. Benito, D. de A. Fernandes, A. T. Ferraz, and L. R. C. Vieira, "Energy management of a hybrid-electric aeronautical propulsion system to be used in a stationary test bench," *ASME 2020 - Turbomachinery Technical Conference Exposition*, 2020.
- [3] S. F. Adral, A. I. Hamody, I. Griffin, and P. J. Fleming, "A hybrid multi-objective evolutionary algorithm using an inverse neural network for aircraft control system desing," *IEEE*, 2005.
- [4] D. Assanis, G. Delagrammatikas, R. Fellini, Z. Filipi, J. L. N. Michelena, P. Papalambros, D. Reyes, D. Rosenbaum, A. Sales, and M. Sasena, "An optimization approach to hybrid electric propulsion system design," 2000.
- [5] N. Aeronautics and S. A. NASA, "Principles of flight in action," 2010.
- [6] X. S. Yang, "Metaheuristic optimization," 2011.
- [7] E. Cuevas, A. Conde, and E. Barocio, "Introduction to metaheuristics methods about the book metaheuristics algorithms in power systems," 2019.
- [8] M. Leon, "Improving differential evolution with adaptive and local search methods." Mälardalen University Doctoral Dissertation, 2019.
- [9] M. Mitchell and C. E. Taylor, "Evolutionary computation: An overview."
- [10] R. Storn and K. Price, "Differential evolution - a simple and efficient adaptive scheme for global optimization over continuous spaces," 1995.
- [11] J. Kennedy and Eberhart, *Swarm Intelligence*.
- [12] S. S. Rao, *Engineering Optimization Theory and Practice*.
- [13] T. V. CS, V. M, R. M. A, A. P. S, O. J. G, and R. M. CBP, "Interleaved bidirectional dc-dc converter for application in hybrid propulsion system: Modeling and control," in *2019 IEEE 15th Brazilian Power Electronics Conference and 5th IEEE Southern Power Electronics Conference*, 2019, pp. 1–6.

- [14] N. S. O, V. M, F. M. de C, R. M. A, O. J. G, and A. P. S, "Modeling and control of a back-to-back system for turboelectric propulsion," in *2019 IEEE 15th Brazilian Power Electronics Conference and 5th IEEE Southern Power Electronics Conference*, 2019, pp. 1–6.
- [15] L. M. Rocha, "Estudo e dimensionamento de hélices para propulsão aeronáutica (in Portuguese)," Master's thesis, Universidad Federal de Juiz de Fora, Juiz de Fora, Brazil, 2019.
- [16] M. A. Rendón, J. G. M., C. D. S. R., J. F. G. S., N. Xiong, P. H. Hallak, N. L. Oliveira, Y. R. Benito, and J. M. Afonso, "Using differential evolution techniques for management of a hybrid-electric propulsion system," in *XXIII CONGRESSO BRASILEIRO DE AUTOMÁTICA CBA 2020*.

# Apéndice A

## Modelos en Simulink

### A.1. Modelo del Rectificador AC/DC en Simulink - MATLAB

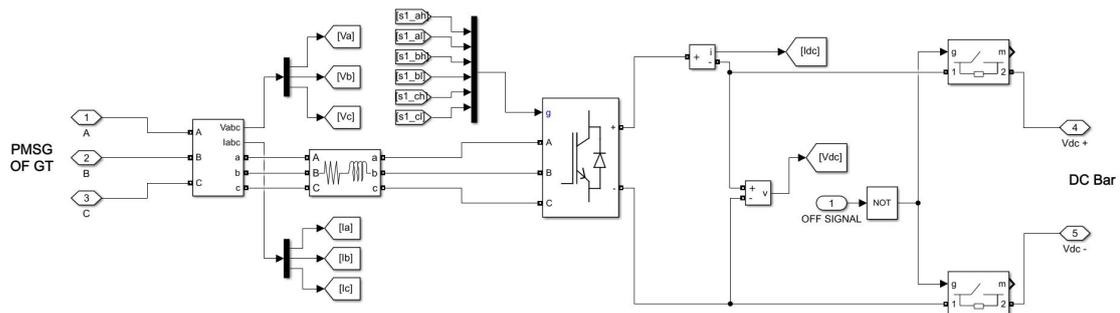


Figura A.1: Rectificador Trifásico.

### A.2. Modelo del Convertor Bidireccional DC/DC en Simulink - MATLAB

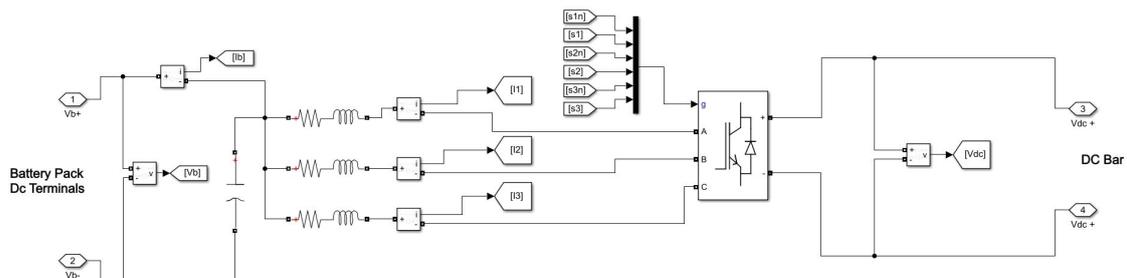


Figura A.2: Convertidor DC/DC bidireccional intercalado.

### A.3. Modelo del Turbogenerador en Simulink - MATLAB

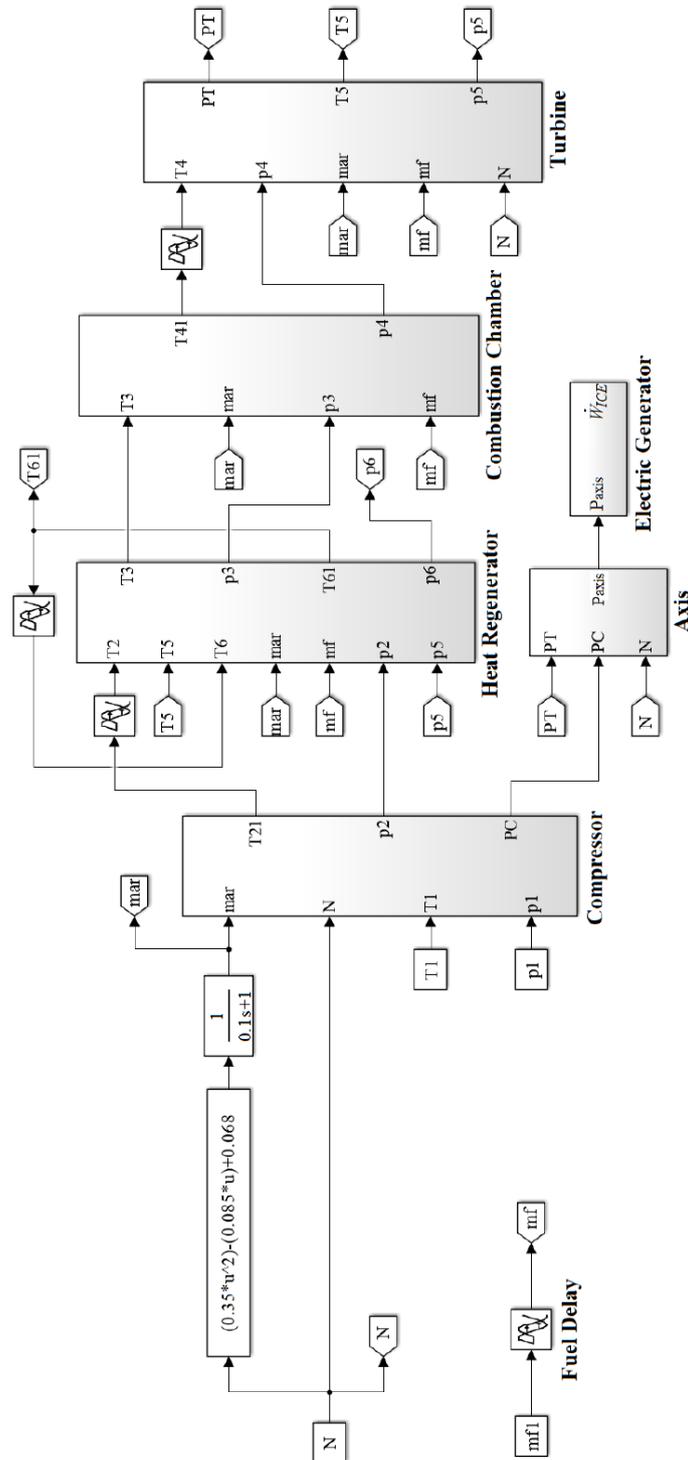


Figura A.3: Modelo del GT en Simulink - MATLAB