



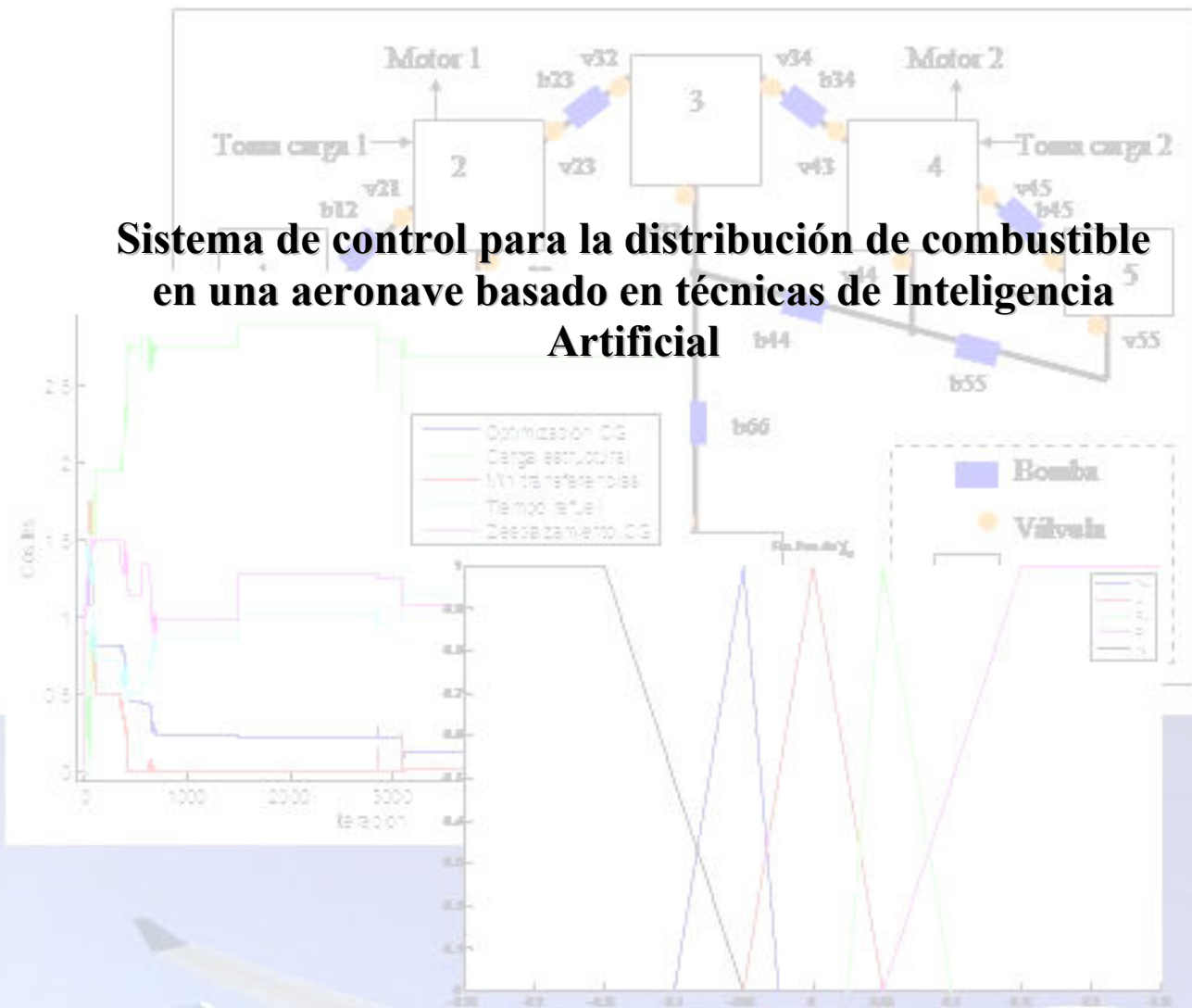
Máster en Ingeniería de Sistemas y Control

UNED - Universidad Complutense de Madrid

PROYECTO FIN DE MASTER



# Sistema de control para la distribución de combustible en una aeronave basado en técnicas de Inteligencia Artificial



*Autor:* Elías Plaza Alonso

*Directora:* Matilde Santos Peñas

Curso 2015-2016

Septiembre de 2016

*PÁGINA DEJADA INTENCIONALMENTE EN BLANCO*

*Máster:* Ingeniería de Sistemas y Control

*Título:* Sistemas de control para la distribución de combustible en una aeronave basado en técnicas de Inteligencia Artificial

*Clase de Proyecto:* Proyecto Fin de Master

*Autor:* Elías Plaza Alonso

*Directora:* Matilde Santos Peñas

*PÁGINA DEJADA INTENCIONALMENTE EN BLANCO*



## Autorización

Autorizamos a la Universidad Complutense y a la UNED a difundir y utilizar con fines académicos, no comerciales y mencionando expresamente a sus autores, tanto la memoria de este Trabajo Fin de Máster, como el código, la documentación y/o el prototipo desarrollado.

Firmado:

Firma del alumno

*PÁGINA DEJADA INTENCIONALMENTE EN BLANCO*

*A mi hermano,  
Sergio*

*PÁGINA DEJADA INTENCIONALMENTE EN BLANCO*

## Prefacio y Agradecimientos

*Me acuerdo perfectamente del primer día que tuve contacto con la Ingeniería de Control. Fue hace ya unos cuantos años en la primera clase de la asignatura de Control Automático del tercer curso de mis estudios de Ingeniería Aeronáutica. Desde ese momento supe que esta era mi vocación y aquí sigo desarrollándola si cabe con más ganas.*

*Esta motivación hizo que cursara todas aquellas materias relacionadas con el ámbito de Sistemas y Control, que posteriormente solo buscara trabajo en sectores relacionados con ese ámbito, y que, tras encontrarlo, decidiera cursar un Máster de este tipo.*

*Dado que en estos años he estado muy implicado en mi profesión he tenido que tomarme el Máster de forma relajada por la carencia de tiempo libre, avanzando dando más importancia al aprendizaje que al aprobar rápido. En este aprendizaje ha habido de todo, cosas que se me han dado mejor, cosas peor, cosas más interesantes para mí, otras menos...*

*Entre todas estas materias quizá deba destacar una: el Control Inteligente. Esta fue una de mis primeras asignaturas en el Máster y probablemente la que más me ha marcado. Quizá sea una cuestión evolutiva; durante mis estudios universitarios estuve centrado en el control clásico (PIDs, etc.), en mi Proyecto Fin de Carrera di el salto al control avanzado (LQR, Robusto, Predictivo, etc.), y ahora lo pretendo dar al control inteligente (Lógica Borrosa, Algoritmos Evolutivos, etc.). ¿Qué será lo siguiente? probablemente técnicas de auto-aprendizaje que tan de boga están ahora.*

*Todo esto solo para que el lector entienda de dónde proviene la gran motivación personal que supone para mí un proyecto como este, uniendo mis conocimientos sobre aeronaves con los nuevos conocimientos aprendidos en materias de Inteligencia Artificial.*

*Esto no ha sido posible solo dedicando tiempo si no también a varias personas. En primer lugar me gustaría dar sobretodo las gracias a mi directora de proyecto y tutora **Matilde Santos**, no solo por el apoyo durante la ejecución de este trabajo si no también porque ya desde la citada asignatura hemos tenido contacto gracias al cual he podido desarrollar mi aprendizaje en estas técnicas.*

*Por otra parte, también debo agradecer a mis compañeros de trabajo en Indra Sistemas por las conversaciones mantenidas con ellos acerca de aspectos clave para la contextualización y desarrollo de este proyecto. Destacando entre ellos a **Álvaro Alonso**, por sus conocimientos en materia de Dinámica de Vuelo, a **Jose Luis Fariñas**, por sus conocimientos en el Sistema de Fuel de aeronaves comerciales, a **Jose Ignacio Prieto**, por sus conocimientos en Sistemas de Propulsión de avión, y a **Tomás Campos**, por sus conocimientos en procedimientos y planes de vuelo.*

Madrid, a 4 de Septiembre de 2016

*PÁGINA DEJADA INTENCIONALMENTE EN BLANCO*

## Resumen del Proyecto / *Project abstract*

Este proyecto pretende dar una solución alternativa al problema de la **gestión de la distribución de combustible** dentro de una aeronave. Para ello hemos dividido el problema global en dos. En primer lugar el repostaje de la aeronave antes de un vuelo. En segundo lugar, la redistribución del combustible entre los tanques durante el vuelo de la aeronave.

El primero de los problemas, el de **repostaje en tierra**, consiste en decidir la cantidad de combustible que se dispondrá en cada depósito. Para ello se define un problema de optimización cuya función de coste nace del conocimiento específico de los factores que influyen en una aeronave que tiene relación con el posicionamiento del combustible. Después su resolución se realiza mediante Algoritmos Genéticos.

El segundo de los problemas, el de **redistribución en vuelo**, consiste en elaborar un sistema de gestión que decida en cada momento qué distribución de combustible es la más conveniente basándose en criterios de seguridad operacional (como mantener los motores alimentados), de estabilidad dinámica (como mantener el centro de gravedad en los límites adecuados), y algunos otros criterios más. La ejecución de esta idea de control se ha realizado mediante Lógica Difusa dadas las características del problema.

~ ~ ~

*This project aims to provide an alternative solution to the fuel distribution management problem for a civil aircraft. We have segregated that global problem in two parts. First, the aircraft refueling before the flight. Second, the fuel distribution between tanks during the flight.*

*The first issue, the **refueling on ground**, is to decide how much fuel must be charged in each tank initially. For that we define an optimization problem where the cost function gathers the most important factors which are influenced by the fuel position inside the aircraft. This problem is solved through Genetic Algorithms.*

*In the second issue, the **fuel distribution in flight**, we work out a management system which decide in every moment what is the most suitable distribution of fuel depending on various criteria regarding operational safety tasks (as engine feeding satisfied), dynamic stability issues (as maintain the aircraft center of gravity inside the correct limits), and others. This control system concept has been developed using Fuzzy Logic thanks to the problem characteristics.*

## Palabras clave / *Keywords*

Sistemas Inteligentes; Control Borroso / Lógica Difusa; Algoritmos Evolutivos / Algoritmos Genéticos; Sistemas de Combustible de aeronave comercial; Arquitectura de tanques, bombas y válvulas; Estabilidad y equilibrado de aeronaves.

~ ~ ~

*Intelligent Systems; Fuzzy Logic; Evolutive Algorithms / Genetic Algorithms; commercial aircraft FCMS (Fuel Control and Monitoring System); tanks, pumps and valves architecture; aircraft stability and balance.*

*PÁGINA DEJADA INTENCIONALMENTE EN BLANCO*

## Índice

Lista de Figuras y Tablas.....	15
Acrónimos .....	17
1. Introducción.....	19
1.1. Contexto y motivación .....	19
1.2. Objetivos.....	22
1.3. Metodología.....	22
1.4. Antecedentes y estado del arte .....	23
2. Arquitectura del Sistema .....	27
2.1. Planteamiento general y definiciones .....	27
2.2. Componentes estructurales: depósitos y tuberías .....	35
2.3. Red de actuadores: válvulas y bombas. ....	38
2.4. Red de sensores. ....	43
2.5. FCMC (Fuel Control and Monitoring Computer).....	44
3. Establecimiento de los criterios de diseño.....	47
3.1. Seguridad Operacional: integridad estructural de los componentes del sistema	48
3.2. Seguridad Operacional: margen de estabilidad longitudinal asegurado.....	48
3.3. Seguridad Operacional: margen de estabilidad lateral-direccional asegurado ...	49
3.4. Seguridad Operacional: alimentación de motores asegurada .....	49
3.5. Operación / maniobrabilidad: trimado longitudinal .....	49
3.6. Operación / maniobrabilidad: trimado lateral-direccional.....	50
3.7. Adaptabilidad: variación de la respuesta ante malfunciones internas .....	51
3.8. Optimización: distribución de combustible para consumo mínimo .....	51
3.9. Optimización: minimización del gasto energético del sistema de combustible.	51
4. Diseño del sistema de control en tierra: Algoritmo Genético .....	53
4.1. Problema de control: el repostaje .....	53
4.2. Problema de optimización: restricciones y función de coste.....	55
4.3. Definición de operadores genéticos.....	59
4.4. Implementación del controlador en la arquitectura del sistema .....	64
4.5. Validación.....	66
5. Diseño del sistema de control en vuelo: Lógica Borrosa. ....	81
5.1. Problema de control: distribución de fuel en vuelo. ....	81
5.2. Esquema general y estrategia de control. ....	82
5.3. Escalado de señales de entrada (sensores).....	83
5.4. Escalado de señales de salida (actuadores).....	85
5.5. Definición de las funciones de pertenencia. ....	85
5.6. Definición de la tipología de controlador. ....	89
5.7. Definición de la base de reglas. ....	90
5.8. Implementación del diseño en la arquitectura del sistema. ....	92
5.9. Validación.....	94
6. Simulaciones y discusión de resultados .....	107
6.1. Simulador .....	107
6.2. Resultados.....	108
7. Conclusiones y trabajos futuros.....	115
7.1. Conclusiones Generales.....	115
7.2. Problema de repostaje en tierra mediante AG.....	115
7.3. Problema de redistribución en vuelo mediante Lógica Difusa.....	116
7.4. Trabajos futuros.....	117
Referencias bibliográficas .....	119

*PÁGINA DEJADA INTENCIONALMENTE EN BLANCO*

## Lista de Figuras y Tablas

### Figuras

Figura 2.1: Ejes cuerpo (izquierda) y ejes NED (derecha).....	27
Figura 2.2: Ángulos de orientación de una aeronave. ....	28
Figura 2.3: Cuerda media aerodinámica ( $c_w$ ó MAC) .....	30
Figura 2.4: Arquitectura general del sistema incluyendo designaciones .....	31
Figura 2.5: Referencia cartesiana para las definiciones geométricas del sistema. ....	32
Figura 2.6: Referencia paramétrica para los sentidos positivos de los conductos y tomas. ....	32
Figura 2.7: Arquitectura de control en dos bucles: control global (sistema de control de la distribución de combustible) y servocontrol (grupos de bombeo). ....	39
Figura 2.8: Esquema a alto nivel del interfaz del grupo de bombeo (cortesía de [2.1]).....	39
Figura 2.9: Esquema de tipos de válvulas .....	41
Figura 2.10: Esquema de la arquitectura de la tubería dentro del tanque.....	42
Figura 3.1: Centro de gravedad de una aeronave, donde $X_{cg}$ es el CG longitudinal y $X_{na}$ el Centro Aerodinámico. ....	48
Figura 3.2: Representación simbólica del Estabilizador Horizontal y el Timón de Profundidad situados en la cola del avión .....	50
Figura 3.3: Representación simbólica del trimado direccional por parte del Timón de dirección en caso de asimetría lateral del CG. ....	50
Figura 4.1: Centro de gravedad objetivo en función de la masa total. ....	53
Figura 4.2: Límites del centro de gravedad en función de la masa total. ....	54
Figura 4.3: Desplazamiento máximo del CG para un porcentaje de llenado durante un despegue típico.....	57
Figura 4.4: Evolución de los costes para cada variable (arriba). Zoom en las primeras iteraciones (abajo).....	67
Figura 4.5: Evolución de la aptitud del mejor individuo de la población en cada iteración. ....	68
Figura 4.6: Evolución de la aptitud media de la población en cada iteración. ....	69
Figura 4.7: Evolución del CG del fuel resultante en cada iteración. ....	70
Figura 4.8: Evolución de los costes asociados al mejor individuo en cada iteración para los pesos $P=[100 \ 1 \ 1 \ 1 \ 1]$ (arriba). Ampliación del rango donde se producen más variaciones (abajo).....	71
Figura 4.9: Evolución del CG del fuel completo para una distribución de pesos $P=[100 \ 1 \ 1 \ 1 \ 1]$ . ....	72
Figura 4.10: Evolución de los costes asociados al mejor individuo en cada iteración para los pesos $P=[1 \ 1 \ 100 \ 100 \ 1]$ . ....	72
Figura 4.11: Evolución del CG del fuel asociado al mejor individuo en cada iteración para los pesos $P=[1 \ 1 \ 100 \ 100 \ 1]$ . ....	73
Figura 4.12: Evolución de los costes asociados al mejor individuo en cada iteración para los pesos $P=[1 \ 1 \ 1 \ 1 \ 1]$ . ....	74
Figura 4.13: Evolución de los costes asociados al mejor individuo en cada iteración para los pesos. ....	75
Figura 4.14: Evolución del CG del fuel para el individuo mejor de cada iteración. ....	76
Figura 4.15: Histórico de la aptitud del mejor individuo en cada iteración. ....	77
Figura 4.16: Histórico de la aptitud media de la población en cada iteración.....	77
Figura 5.1: Planta simplificada a cuatro tanques.....	82
Figura 5.2: Esquema general del control.....	83
Figura 5.3: Función de pertenencia de $X_{cg}$ .....	86
Figura 5.4: Función de pertenencia de $Y_{cg}$ .....	87
Figura 5.5: Función de pertenencia de depósitos Inner.....	87
Figura 5.6: Función de pertenencia de depósitos Central y Trim (cola). ....	88
Figura 5.7: Función tipo singleton del estado de los componentes de una tubería.....	88

Figura 5.8: Función de pertenencia para cada grupo de bombeo.....	89
Figura 5.9: GUI "fuzzy" de Matlab para la definición de sistemas borrosos.....	92
Figura 5.10: Implementación del sistema de control en Simulink.....	93
Figura 5.11: Implementación del escalado de la posición del CG.....	93
Figura 5.12: Implementación de la lógica del estado de cada tubería.....	94
Figura 5.13: Evolución del CG longitudinal del fuel.....	95
Figura 5.14: Evolución de las masas de combustible en los depósitos.....	95
Figura 5.15: Gastos por conductos.....	96
Figura 5.16: Evolución del CG lateral del fuel.....	97
Figura 5.17: Evolución de las masas en los tanques.....	97
Figura 5.18: Gastos por conductos.....	98
Figura 5.19: Evolución del CG longitudinal del fuel.....	98
Figura 5.20: Evolución de las masas en los tanques.....	99
Figura 5.21: Gastos por conductos.....	99
Figura 5.22: Evolución del CG longitudinal del fuel.....	100
Figura 5.23: Evolución de las masas en los tanques.....	100
Figura 5.24: Evolución del CG longitudinal del fuel.....	101
Figura 5.25: Evolución de las masas en los tanques.....	101
Figura 5.26: Gasto por conductos.....	102
Figura 5.27: Masa en Trim Tank frente al gasto demandado en su conducto.....	102
Figura 5.28: Ley de consumo de los motores.....	103
Figura 5.29: Fallo de la bomba 32 entre tanques Central e Inner izquierdo.....	103
Figura 5.30: Fallo en la válvula 34.....	104
Figura 5.31: Evolución de las masas en los tanques.....	104
Figura 5.32: Gastos demandados por conducto.....	105
Figura 5.33: Evolución del CG longitudinal del fuel.....	105
Figura 5.34: Evolución del CG lateral del fuel.....	106
Figura 6.1: Planta de ensayos en Simulink.....	107
Figura 6.2: Bloque correspondiente a la arquitectura y física del problema.....	108
Figura 6.3: ley de consumo de los motores.....	109
Figura 6.4: Estado de las bombas ("1" correcto, "-1" en fallo).....	110
Figura 6.5: Evolución de los costes en el AG.....	110
Figura 6.6: Evolución de la aptitud del mejor individuo de la población en cada iteración.....	111
Figura 6.7: Evolución del CG del fuel en cada iteración del AG.....	111
Figura 6.8: Evolución de la masa de combustible en cada tanque.....	112
Figura 6.9: Gastos demandados a las bombas.....	112
Figura 6.10: Diagrama de Masa-CG.....	113
Figura 6.11: Evolución del CG lateral durante el vuelo.....	114
Figura 6.12: Evolución del CG del fuel durante el vuelo.....	114

## Tablas

Tabla 0.1: Acrónimos, símbolos y siglas.....	18
Tabla 2.1: Parámetros geométricos y másicos de la aeronave.....	30
Tabla 2.2: Parámetros de los componentes estructurales.....	38
Tabla 2.3: Parámetros de los actuadores del sistema.....	42
Tabla 4.1: Resumen de características del diseño del AG para el repostaje en tierra.....	64
Tabla 5.1: Base Reducida de Reglas.....	92

## Acrónimos

<i>Símbolo / Acrónimo</i>	<b>Significado</b>
<i>ADIRS</i>	Air Data Inertial Reference System
<i>AG</i>	Algoritmo Genético
<i>AGW</i>	Masa total del avión (Aircraft Gross Weight)
<i>APU</i>	Fuente auxiliar de potencia (Auxiliar Power Unit)
<i>b<sub>w</sub></i>	Envergadura
<i>CG</i>	Centro de gravedad
<i>CL</i>	Coefficiente Aerodinámico de sustentación
<i>C<sub>m</sub></i>	Coefficiente Aerodinámico de momento de cabeceo
<i>c<sub>w</sub></i>	cuerda media aerodinámica
<i>EEC</i>	Electronic Engines Control
<i>EIS</i>	Electronic Instrumentation System
<i>EW</i>	Masa en vacío (Empty Weight)
<i>FCMC</i>	Computadora de Control y Monitorización de Fuel (Fuel Control and Monitoring Computer)
<i>FCMS</i>	Sistema de Control y Monitorización de Fuel (Fuel Control and Monitoring System)
<i>FMGEC</i>	Flight Management Guidance and Envelope Computer
<i>FW</i>	Masa de fuel (Fuel Weight)
<i>FWC</i>	Flight Warning Computer
<i>G<sub>E1</sub></i>	Gasto de combustible del motor 1
<i>G<sub>E2</sub></i>	Gasto de combustible del motor 2
<i>G<sub>jk</sub></i>	Gasto en conducto "jk"
<i>G<sub>T1</sub></i>	Gasto de repostaje de la toma 1
<i>G<sub>T2</sub></i>	Gasto de repostaje de la toma 2

$GW$	Masa total del avión (Gross Weight)
$IA$	Inteligencia Artificial
$MAC$	Cuerda media aerodinámica (Mean Aerodynamic Chord)
$M_{engi}$	Masa prevista para el consumo del motor "i"
$MF$	Masa de fuel
$M_i$	Masa depósito "i"
$MP$	Masa de la carga de pago (Payload Mass)
$NED$	Nort - East - Down
$SM$	Margen estático (Static Margin)
$S_w$	Superficie alar
$V_i$	Volúmen de fuel en tanque "i"
$X_{cg}$	Componente Longitudinal CG
$Y_{cg}$	Componente Lateral CG
$ZFW$	Masa sin fuel (Zero Fuel Weight)
$\alpha$	Ángulo de ataque
$\theta$	Ángulo de cabeceo
$\rho_i$	Densidad fuel tanque "i"
$\phi$	Ángulo de balance
$\psi$	Ángulo de guiñada

Tabla 0.1: Acrónimos, símbolos y siglas.

# 1. Introducción

Este proyecto consiste en diseñar un sistema de control para gestionar la distribución de combustible entre los tanques de un avión comercial tipo Long Range (véase por ejemplo un Airbus A330 en [2.3]).

Este tipo de aviones consta de varios depósitos de combustible situados en sus alas (del orden de seis), más un depósito situado en la cola que sirve para balancear el peso del avión y así tener más control sobre el centrado del mismo. Esto tiene gran influencia en la estabilidad del avión así como en su controlabilidad.

Por tanto, es necesario disponer de un sistema de control de la distribución de combustible entre los tanques lo suficientemente sofisticado como para mantener el centro de gravedad dentro de unos márgenes de seguridad adecuados. Además dicho sistema debe gestionar el combustible de tal forma que los motores siempre queden suministrados correctamente.

Para llevar a cabo esta gestión del combustible se van a utilizar técnicas de Inteligencia Artificial. En primer lugar, para decidir qué cantidad de combustible será suministrada a cada tanque en tierra (problema de repostaje) se utilizarán Algoritmos Genéticos. En segundo lugar, para decidir la redistribución en vuelo del fuel se utilizarán técnicas de Lógica Difusa.

Los **Algoritmos Genéticos** se utilizarán para tratar de optimizar la distribución de combustible durante la carga del mismo en el aeropuerto atendiendo a criterios de optimización como pueden ser la posición del centro de gravedad óptima, el tiempo de recarga de fuel, la carga estructural en las alas, o la disminución de las transferencias de combustible durante el vuelo.

Por otra parte, para el problema de distribución en vuelo, se ha decidido aplicar las técnicas de **Lógica Difusa** ya que por sus características hace bastante adecuada su utilización. A lo largo de esta memoria iremos viendo dichas características aunque adelantamos aquí que los criterios de diseño son bastante intuitivos y el modelo de tanques es bastante sencillo de caracterizar creando adjetivos, de ahí que la utilización de lógica borrosa sea apropiada.

Hay que tener en cuenta también que a lo largo del vuelo el centro de gravedad óptimo de la aeronave puede cambiar. Además se pueden producir malfunciones externas (ej: fallo de motor) o internas (ej: perforación de un tanque) cambiando por tanto el entorno de actuación. Por ello se tratará de realizar un **control difuso con capacidad adaptativa**.

## 1.1. Contexto y motivación

Desde el punto de vista ingenieril el problema de base está claro: dada una cantidad de combustible concreta (la prevista para el vuelo), decidir cómo distribuirla entre los tanques. Por tanto, lo primero que hay que indagar es qué criterios debemos seguir para decidir dicha distribución.

Dado que se trata de un reparto de masas lo primero que nos viene a la cabeza es precisamente el centro de gravedad resultante de esa distribución másica. Y aquí está la clave de la cuestión, ya que precisamente para un avión el posicionamiento del centro de gravedad es un aspecto de vital importancia.

Como iremos viendo en los siguientes capítulos, la posición del centro de gravedad (CG) tiene influencia directa sobre la estabilidad del avión, hasta el punto de que fuera de determinados rangos haría que el avión fuera inestable, es decir, que no pudiera controlarse y por tanto, si esto ocurre en mitad de un vuelo, las consecuencias serían catastróficas. Más allá de este aspecto de seguridad operacional también tenemos que el CG tiene trascendencia en la eficiencia del vuelo, ya que su posición influye en la capacidad de maniobra y en el consumo de combustible, por ejemplo.

Es decir, el posicionamiento del CG en el avión es una de las condiciones o requisitos más importantes en el diseño del mismo. Esto implica un nuevo problema; **si el avión fuera un sólido de masa constante se puede hacer un diseño “estático” del mismo**, es decir, en el diseño de la aeronave se colocarían sus distintos componentes estructurales, funcionales y demás sistemas de forma que el CG estuviese situado lo más cerca posible del lugar deseado. **Pero no es así ya que la aeronave requiere combustible y éste es variable**, no solo por la carga inicial sino porque obviamente es un consumible durante el vuelo.

En los aviones comerciales actuales la **carga de combustible necesaria respecto al peso total es más que apreciable**. Por ejemplo en un Airbus A330-200, el peso máximo es 230000 kg, y el combustible máximo que puede albergar entre todos sus tanques es 109186 kg, es decir, el combustible podría llegar a ser el 47% del peso total. Además, por razones estructurales, es **imposible situar todo el combustible en un solo depósito**, requiriéndose en el diseño de una aeronave tener varios compartimentos destinados a contener el combustible.

Por tanto, resulta muy importante **dotar al sistema de combustible de este tipo de aviones con un sistema de control que permita mover el fuel de un depósito a otro de forma que el centro de gravedad permanezca dentro de los márgenes que deseamos**. Así que ya tenemos uno de los principales criterios de diseño a la hora de decidir el reparto de combustible, que a su vez se trata de **una gran motivación para tratar el problema con seriedad dentro del contexto de estabilidad y control** de la aeronave que hemos explicado.

Además este sistema de control tiene una ventaja añadida. El problema de centrado no se reduce solo al combustible, si no también a la carga de pago (pasajeros, equipajes y mercancía). Antes de cada vuelo debe colocarse la carga de tal forma que se mantenga el CG en dichos márgenes. Un sistema de control como el definido en el párrafo anterior puede utilizarse para simplificar este proceso de distribución de la carga pues el sistema puede repartir el combustible para equilibrar la carga a modo de lastre.

Una vez aclarada la necesidad de introducir un sistema de control automático para la distribución de combustible queda contestar a la siguiente pregunta, ¿por qué control borroso?

Existen dos razones principales por las que apostar por este tipo de técnica. La primera de ellas es **por las características del modelo a controlar**. Se trata de una **planta**

**multivariable bastante heterogénea y difícil de modelar.** Multivariable porque puede constar de varias variables de estado (volúmenes/masa, posición del centro de gravedad, etc) y de control (bombas, válvulas, etc.); heterogénea porque esas variables de estado responden a otros sistemas disjuntos (motores, tomas de carga, leyes de balance de caudales, ley de la gravedad, posicionamiento de los depósitos y su capacidad, etc.); y difícil de modelar porque la ley de variación de la masa total de combustible no está determinada a priori, en primer lugar porque hay que distinguir entre tierra (donde se carga) y aire (donde se consume), y segundo porque la ley de consumo (actuación de los motores) y de carga puede ser diferente cada vez.

La segunda razón es que **algunas características de las variables de estado son de tipo borroso.** Por ejemplo, la cantidad de combustible en términos de estar un depósito “lleno” o “vacío”, o bien en el caso del centrado del CG, el término posición “correcta”. Además una lógica binaria produciría un comando de control discreto (por ejemplo, abre la bomba o cierra la bomba, haciendo que la cantidad de fuel que se mueve por minuto sea fija); sin embargo, con la lógica difusa este comando de control es continuo, haciendo que la cantidad de fuel que se demanda mover por cada bomba dependa del estado actual del entorno y por tanto **umentando la eficiencia del proceso.**

Luego, dado que tenemos un modelo en el que no tiene mucho sentido obtener una ley matemática linealizable en torno a un punto de operación para diseñar un controlador de tipo clásico, y puesto que alguna de las variables que integra son caracterizables en términos borrosos, se hace evidente la idoneidad de aplicar esta técnica.

Hasta aquí tenemos una motivación clara para resolver el problema de distribución de fuel durante el vuelo utilizando para ello lógica difusa. Nos queda estudiar este aspecto para **la condición inicial del problema: la distribución en tierra** del combustible entre los tanques.

Es decir, en tierra hay que repostar el combustible previsto para el vuelo, requiriéndose decidir cuanta cantidad introducir en cada uno de los tanques. Como es de esperar uno de los principales criterios es el mismo que para el caso en vuelo: la posición del CG que haga que el avión sea estable y se encuentre en el lugar más óptimo desde el punto de vista de la maniobrabilidad y consumo.

Dado que estamos considerando aviones de gran tamaño como el A330-200, en los que el número de tanques es elevado (del orden de seis), tenemos que diversas combinaciones de la carga en los tanques resultan en la misma posición del CG. Entonces, encontramos aquí otro problema ingenieril interesante: **encontrar la mejor distribución de entre las que hacen que el CG se encuentre en la posición deseada.**

Para ello debemos encontrar criterios que nos permitan decidirnos entre las diversas opciones. Estos criterios nacen de la experiencia sobre el tema y serán bien estudiados en el capítulo correspondiente. No obstante, para tener una idea a este respecto, podemos nombrar alguno como puede ser el reparto para minimizar la carga estructural o para minimizar la variación del CG ante la aceleración sufrida en el despegue.

Es decir, nos encontramos ahora ante un **problema de optimización** que deberemos resolver mediante alguna técnica adecuada. Para este trabajo hemos pensado usar Algoritmos Genéticos (AG), ya que dada la disparidad de los criterios de optimización

que se plantearán dan lugar a un problema multiobjetivo<sup>1</sup> en el que la solución óptima deberá ser de compromiso. Por tanto ahí está la idoneidad de una técnica como los AG, permiten pasar de forma rápida y sencilla por multitud de soluciones y compararlas entre ellas hasta dar lugar con una factible y, al menos, muy cerca de la óptima en el sentido multiobjetivo.

## **1.2. Objetivos**

Existen dos objetivos principalmente: en primer lugar tratar de demostrar la idoneidad de la utilización de las técnicas presentadas para este tipo de problemas de control. En particular, con el **diseño preliminar de un controlador *fuzzy*** para el sistema de distribución de combustible de una aeronave comercial convencional trataremos de **demostrar la utilidad de las técnicas e ideas de control borroso para resolver de manera sencilla y eficaz el problema planteado** en el apartado anterior.

El segundo objetivo es intentar mejorar el diseño clásico del sistema de gestión de combustible pasando a ser un **control activo para la seguridad operacional y la eficiencia** del vuelo.

Asimismo, desde el punto de vista de la optimización, también trataremos de definir un problema de optimización a través de una función de coste en la que intervienen diversos factores influidos por el reparto de combustible en los tanques. La construcción de dicha función está basada en datos empíricos y en el conocimiento de la problemática asociada al proceso de repostaje de un avión comercial. De esta forma, otro de los objetivos planteados para este trabajo consiste en **encontrar un reparto del fuel durante el repostaje en tierra que mejore el reparto convencional** que generalmente se lleva a cabo.

## **1.3. Metodología**

La metodología utilizada para desarrollar los objetivos expuestos tiene su base en las referencias bibliográficas que presentaremos en el siguiente apartado. Dichas referencias documentan bien la arquitectura convencional de los sistemas de combustible en aviones comerciales.

Paralelamente hemos encontrado referencias para problemas parecidos que son resueltos con diseños basados en lógicas difusas o en algoritmos genéticos. Sin embargo no hemos encontrado bibliografía específica que apliquen algoritmos genéticos al problema de repostaje de una aeronave ni lógica difusa al problema de distribución de fuel en vuelo.

Por ello, una vez con las bases claras y el problema de diseño bien establecido, la metodología ha sido la aplicación de ambas técnicas a esos dos problemas a través de su codificación en Matlab.

---

<sup>1</sup> Debemos aclarar que con el término "multiobjetivo" nos referimos a la **combinación de diversos objetivos en una sola función** de coste y no a distintos objetivos simultáneos.

Para realizar los ajustes finales del diseño que hacen posible cumplir con los objetivos definidos en el punto anterior, se han realizado diversas simulaciones que a base de prueba y error han permitido dicha sintonización final.

La validación de los diseños se ha basado también en comparaciones con resultados simulados. Para el caso del problema de optimización del repostaje se han comparado resultados del reparto ordinario frente al reparto solución del Algoritmo Genético para cada uno de los criterios de optimización. Para el caso del problema de control de distribución de fuel en vuelo se han utilizado la simulación de la planta completa para comprobar que todos los criterios de diseño son alcanzados.

## **1.4. Antecedentes y estado del arte**

En los siguientes epígrafes comentaremos de manera concreta la bibliografía usada para cada parte del presente trabajo. Sin embargo, antes de entrar a ello, nos gustaría referenciar algunos trabajos que, aunque no han sido directamente usados para definir los conceptos y técnicas utilizados, si han tenido influencia tanto en la motivación como la contextualización del proyecto.

En primer lugar el artículo [5.1] de Santos (2011), en el que se recogen soluciones a problemas de control reales usando enfoques de control inteligente, sirviendo así de especial inspiración para tratar de aplicar técnicas de este tipo al problema convencional de sistemas de combustible del avión.

También en este sentido y además de aplicación al sector aeronáutico, nos ha parecido interesante el artículo [5.2] de Litt et al. (2004), en el que se aplican sistemas inteligentes para el diagnóstico preventivo en motores de aviones con objeto de aumentar su rendimiento y el tiempo de vida.

Finalmente destacar [5.3] de Perusich et al. (2006), donde se utilizan sistemas difusos en entornos conflictivos, y [5.4] de Golberg (1989), en el que se exponen algoritmos genéticos para la optimización y el aprendizaje de máquinas. Aunque los problemas de aplicación de ambos trabajos distan mucho del que se plantea en este, sí que motivan la ejecución de ambas técnicas inteligentes y, además, ponen de manifiesto la posibilidad de ser usadas para el auto-aprendizaje de sistemas inteligentes, aspecto que como veremos al final de esta memoria podría ser una línea de trabajo adecuada más allá del diseño que se recoge aquí.

### *1.4.1. Diseño de Sistemas de Control de combustible en aeronaves.*

Existe bastante literatura sobre la arquitectura de sistemas auxiliares en aeronaves comerciales, y en particular, sobre los sistemas de tanques de combustible y la gestión del fuel dentro de los mismos.

Dentro de esa literatura nosotros hemos seleccionado como referencia básica [2.1], de Langton et al. (2009), tratándose éste de un compendio de varios capítulos que engloban todos los aspectos asociados a los sistemas de combustible de aeronaves convencionales: arquitectura, sistemas de control, operación, procedimientos, etc.

Hemos usado también la referencia [2.2], de Jimenez et al. (2007), consistente en un artículo bastante sintético y claro sobre la arquitectura de una aeronave tipo como la que se ha elegido aquí, en el que además se describe la implementación de dicha arquitectura en el entorno de simulación usado en este trabajo (Simulink).

Asimismo, se ha tenido en cuenta en los desarrollos desde un punto de vista cualitativo la arquitectura real de la aeronave tipo elegida (A330-200). Por motivos profesionales, se tiene conocimiento específico sobre esa aeronave tipo y por tanto éste es indirectamente aplicado en los desarrollos. No obstante, las características propias y datos concretos de la aeronave tipo han sido obtenidas de las publicaciones no confidenciales de Airbus Company, las cuales pueden obtenerse en [2.3].

#### *1.4.2. Aplicaciones de Lógica Borrosa en sistemas análogos.*

Existe una extensa bibliografía sobre técnicas de Lógica Difusa que puede usarse para su aplicación a problemas concretos. Para este caso hemos utilizado tres artículos de referencia que engloban bien las técnicas usadas para este proyecto: [3.2] de Schwartz et al. (1994), [3.3] de Jantzen (2013), y [3.4] también de Jantzen (1998).

Como comentamos en la introducción no hemos encontrado bibliografía en la que se resuelvan los mismos problemas planteados en este proyecto. Sin embargo, si contamos con trabajos en los que se aplican técnicas de Lógica Difusa a problemas relativamente parecidos o análogos como son: [3.5] de S. Saucedo et al. (2004), [3.6] de Long et al. (2009), y [3.7] de Karunaratne et al. (2008).

Más allá de todas estas referencias contamos con el artículo base a partir del cual se ha construido el presente trabajo. En 2014 realizamos una primera aproximación a la resolución del problema de la distribución de combustible en los tanques de una aeronave comercial mediante control borroso, publicando nuestro trabajo en el artículo [3.1], bajo el título *Fuel Fuzzy Control in an Aircraft: a first approach*.

#### *1.4.3. Aplicaciones de Algoritmos Genéticos a problemas de optimización semejantes.*

En el caso del problema de optimización del repostaje resuelto mediante Algoritmos Genéticos nos hemos basado en [4.4], de Banzhaf et al. (1998). Otro artículo que nos ha sido de gran ayuda como ejemplo ha sido el de Turgut et al. (2012), [4.3], donde se utilizan algoritmos genéticos para analizar la relación entre el consumo de fuel de una aeronave y la altitud de la misma durante la fase de descenso.

Por otro lado, aún sin haber encontrado problemas iguales resueltos con esta técnica, si hemos usado una referencia de un problema similar también en el sector aeronáutico correspondiente a la optimización de la distribución de la carga de pago en un avión: [4.1], de Mongeau et al. (2003). Sin embargo hay que apuntar que en este caso el problema es discreto ya que el tamaño de los containeres es fijo y además el algoritmo procurar maximizar la carga para cada vuelo de entre toda la mercancía a transportar. En nuestro caso la masa de fuel es fija para un vuelo dado mientras que el problema es

continuo ya que la cantidad de combustible en cada tanque estará comprendida entre cero y el máximo que puede acoger el tanque.

También para tener referencia de la resolución de problemas multi-objetivo se ha tenido en cuenta el artículo [4.2], de Alonso et al. (2010). Este no se aplica a un problema parecido, ya que se utiliza para optimizar la trayectoria de ascenso de un cohete de dos etapas, pero nos ha sido de utilidad para aclarar los conceptos asociados a funciones objetivo multi-criterio.

*PÁGINA DEJADA INTENCIONALMENTE EN BLANCO*

## 2. Arquitectura del Sistema

### 2.1. Planteamiento general y definiciones

Antes de comenzar a describir pormenorizadamente el sistema debemos definir el entorno físico en el que se encuentra embebido. Por ello vamos a describir a continuación la física asociada a este problema y los modelos que se usarán, incluyendo los sistemas de referencia e hipótesis que se asumirán a lo largo de todo este trabajo.

#### 2.1.1. Entorno físico externo: dinámica de una aeronave.

La dinámica de una aeronave es un tema complejo que evidentemente no vamos a desarrollar aquí pues solo tenemos que tener en cuenta algunos aspectos claves. Sin embargo, si el lector requiere información más detallada al respecto puede utilizar referencias clásicas en estas materias como pueden ser [1.1] para la estabilidad y control de una aeronave y [1.2] para la teoría de la mecánica del vuelo de la misma.

Una aeronave es un sólido rígido en movimiento con seis grados de libertad. Es decir, puede moverse en las tres direcciones del espacio longitudinalmente y girar en los tres sentidos angulares.

Ese movimiento angular viene caracterizado por las velocidades angulares "p", "q" y "r" en torno a los ejes cuerpo de la aeronave (es decir, los ejes solidarios a la estructura de la aeronave). Como origen de dicho sistema de referencia suele tomarse el centro de gravedad de la aeronave.

El movimiento de translación suele darse respecto a tierra utilizando unos ejes inerciales solidarios a la superficie terrestre, como pueden ser los ejes NED (*North-East-Down*) que permiten determinar el movimiento de la aeronave en un cuadrante con origen arbitrario, eje X en dirección norte, eje Y en dirección este y eje Z la coordenada vertical (Figura 2.1)

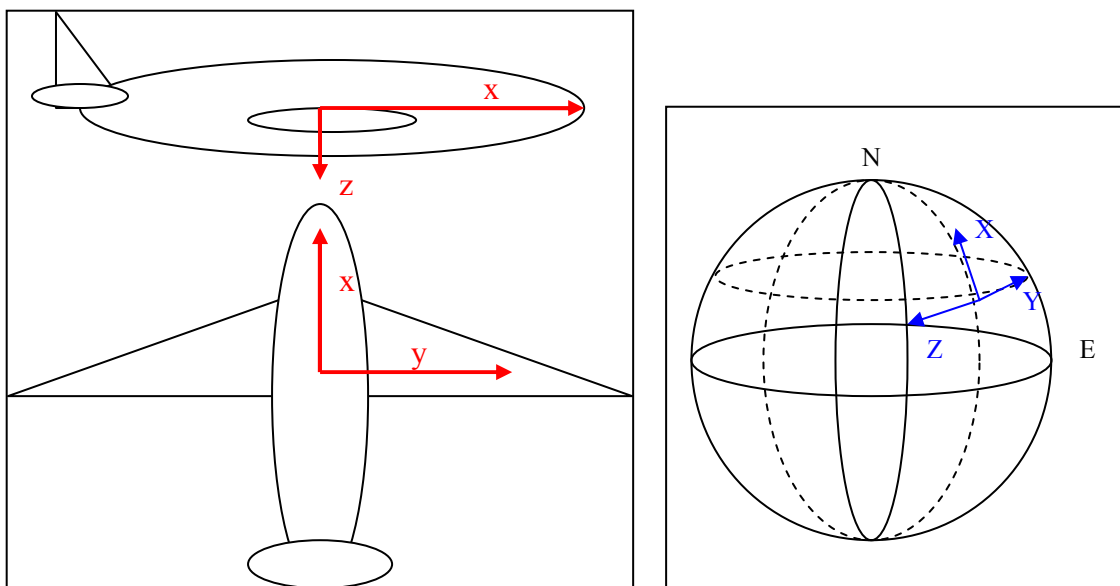
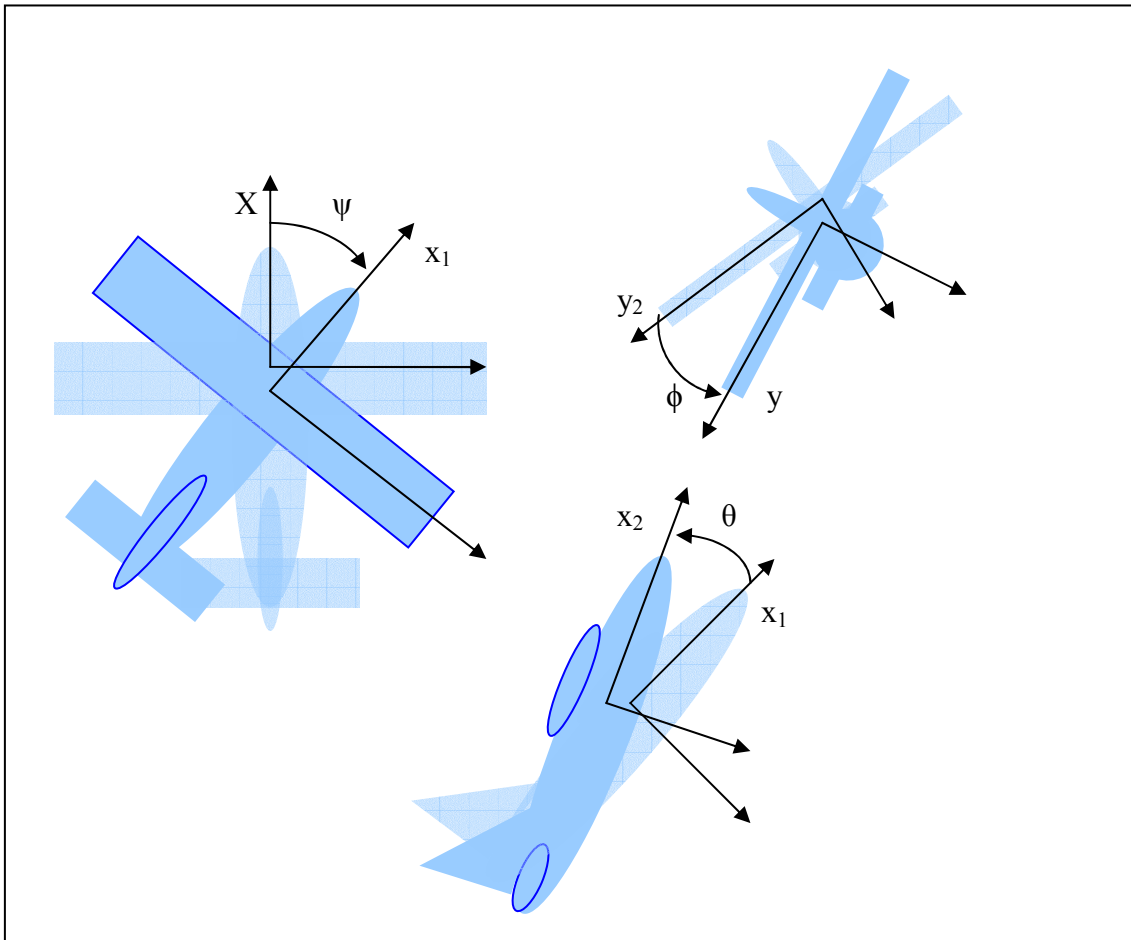


Figura 2.1: Ejes cuerpo (izquierda) y ejes NED (derecha).

Por tanto, el movimiento de translación absoluto puede reducirse a un punto de la aeronave (el centro de gravedad), visto desde un sistema inercial externo a la misma.

El movimiento angular relativo en torno al centro de gravedad define las variables de estado de la dinámica de una aeronave. A partir de las velocidades angulares se obtienen, a través de las ecuaciones cinemáticas, los ángulos de orientación de la aeronave (Figura 2.2):

- Ángulo de balance o alabeo ( $\phi$ ): viene dado por el giro entorno al eje x del SR-cuerpo. Es decir, físicamente podemos decir que es la inclinación de las alas.
- Ángulo de cabeceo ( $\theta$ ): viene dado por el giro entorno al eje y del SR-cuerpo. Por tanto físicamente lo podemos ver aproximadamente como la elevación del morro del avión respecto al horizonte.
- Ángulo de guiñada ( $\psi$ ): viene dado por el giro entorno al eje z del SR-cuerpo. Entonces podemos asumir, para inclinaciones no muy grandes, que se trata del rumbo de la aeronave.



**Figura 2.2:** Ángulos de orientación de una aeronave.

En una aeronave convencional hay cuatro fuerzas fundamentales: las inerciales, las gravitatorias, las propulsivas y las aerodinámicas. Estas fuerzas rigen la dinámica de la aeronave y como es obvio no es materia de estudio en este trabajo.

Sin embargo las nombramos porque hay algunos conceptos que sí van a ser de interés durante el desarrollo. Estos son los conceptos de estabilidad y control que están asociados a la relación entre las fuerzas aerodinámicas y las gravitatorias.

Centrándonos en el plano vertical del avión, dos puntos fundamentales van a ser de vital importancia en este trabajo: el centro de gravedad y el centro aerodinámico total.

El centro de gravedad (CG) viene dado por la distribución másica de todos los elementos del avión y constituye el centro de reducción de la fuerza gravitatoria (el peso) a momento nulo.

$$C\bar{G} = [X_{cg}, Y_{cg}, Z_{cg}] = \frac{\sum_{\forall \text{Elemento}} \left( \int_V \vec{r} \cdot \rho(\vec{r}) \cdot dV \right)}{\sum_{\forall \text{Elemento}} \left( \int_V \rho(\vec{r}) \cdot dV \right)} \quad (2.1)$$

Donde  $\vec{r}$  es el vector posición de cada punto del elemento (m),  $\rho$  la densidad en cada punto ( $\text{kg/m}^3$ ), y  $V$  el volumen del elemento ( $\text{m}^3$ ).

El centro aerodinámico total (CA) es el punto de reducción de la fuerza aerodinámica sustentadora en el que el momento de cabeceo producido por dicha fuerza (momento entorno al eje “y” del SR-cuerpo) no varía con el ángulo de ataque (ángulo existente entre la corriente incidente y el ala).

$$\frac{dC_m}{dC_L} = 0, \forall \alpha \quad (2.2)$$

Donde  $C_m$  es el coeficiente de momento de cabeceo,  $C_L$  el coeficiente de sustentación y  $\alpha$  ángulo de ataque (radianes).

La relación entre ambos puntos es fundamental para la estabilidad y control de la aeronave. Por ello se define una nueva magnitud, el margen estático.

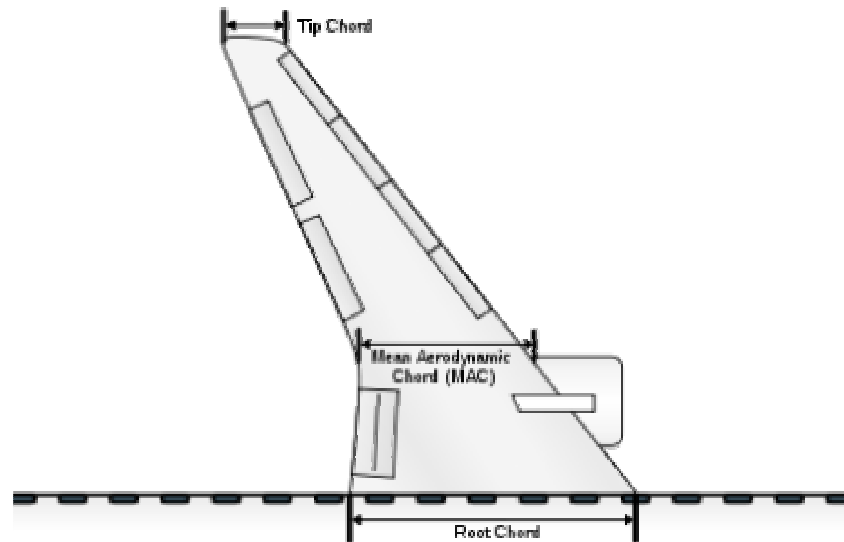
El Margen Estático (Static Margin, SM) es la diferencia entre la posición del centro aerodinámico total y el centro de gravedad medidos longitudinalmente desde el morro del avión y adimensionalizado con la cuerda media aerodinámica.

$$SM = \frac{X_{ca} - X_{cg}}{c_w} \quad (2.3)$$

Donde  $c_w$  es la cuerda media aerodinámica que se define matemáticamente como:

$$c_w = \frac{1}{S_w} \int_{-b_w/2}^{b_w/2} c(y')^2 \cdot dy' \quad (2.4)$$

Siendo  $S_w$  la superficie alar vista en planta,  $b_w$  la envergadura (distancia entre las puntas de las alas), y  $c(y)$  la cuerda para cada posición “y” a lo largo del ala. La cuerda no es más que la longitud entre el borde de ataque del ala (el principio) y el borde de salida (el final). En la Figura 2.3 se representa la cuerda  $c_w$  o MAC por sus siglas en inglés.



**Figura 2.3:** *Cuerda media aerodinámica ( $c_w$  ó MAC)*

El SM es un índice de la capacidad de maniobra (mayor cuanto menor es el SM) y de la estabilidad estática longitudinal del avión (menor cuanto menor es el SM). Un SM negativo nos estaría indicando que el avión es estáticamente inestable. El rango usual en aviación convencional está entre 0.10 y 0.20.

Conviene indicar algunos datos de la aeronave tipo elegida, Airbus A330-200, que serán usados a lo largo del presente trabajo. Resumimos estos en la Tabla 2.1.

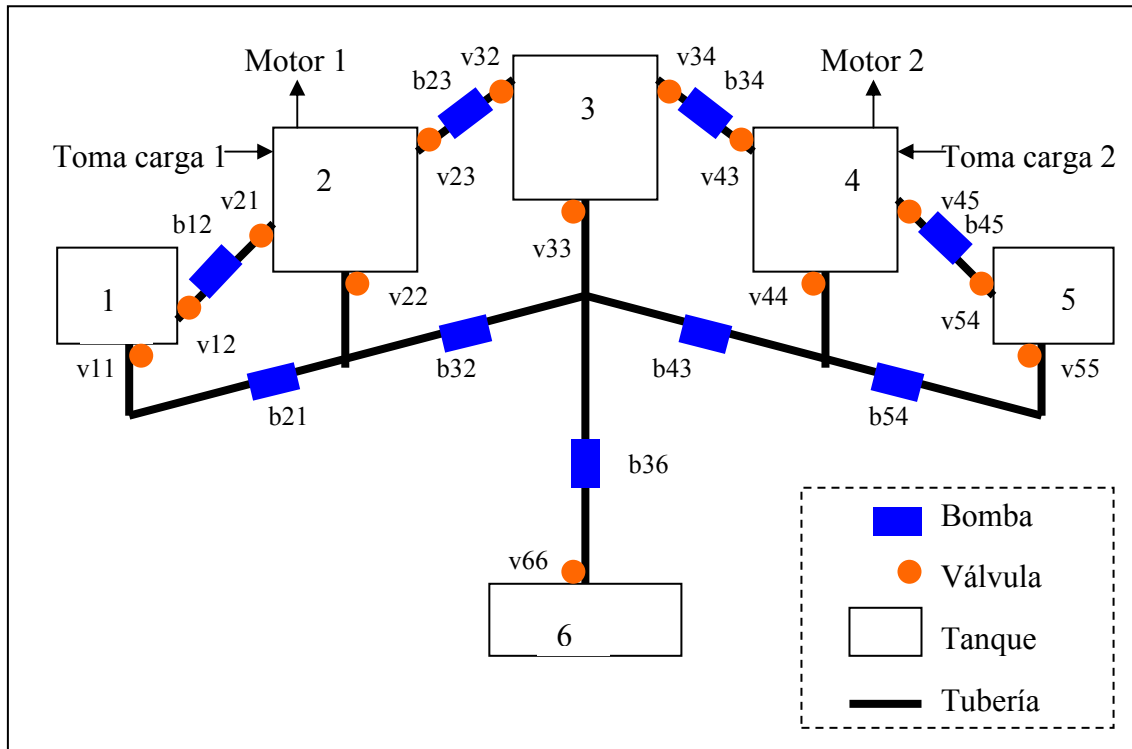
Parámetro	Valor
Cuerda media aerodinámica	7.27 m
X referencia	23.85 m desde morro
Y referencia	0 m desde el eje de simetría
Longitud aeronave	58.4 m
Envergadura aeronave	60.0 m
Masa en vacío	116000 kg
Combustible máximo	19300.0 kg

**Tabla 2.1:** *Parámetros geométricos y máxicos de la aeronave.*

### 2.1.2. Entorno físico interno: arquitectura del sistema de combustible.

Hasta ahora hemos visto el contorno del problema, lo que será relevante a la hora de especificar los criterios de diseño y los objetivos de control. Entramos ahora a definir la arquitectura del sistema que nos ocupa en este trabajo: el sistema de tanques de combustible.

Tomando como base la arquitectura típica del sistema de combustible de un avión comercial de largo alcance (como el A330-200), se tienen dos depósitos en cada ala, un depósito central en la panza y un depósito en la cola de la aeronave (Figura 2.4). Todos ellos intercomunicados por tuberías. La distribución de combustible se controla por válvulas y bombas.



**Figura 2.4:** Arquitectura general del sistema incluyendo designaciones

Los depósitos 2 y 4 se denominan Inner ya que se encuentran en la parte más interior de cada semi-ala. Los depósitos 1 y 5 son llamados Outer, situándose estos en una zona más alejada del encastre de cada ala. Los depósitos 1 y 2 son simétricos respecto a 4 y 5 a cada lado del plano vertical de simetría del avión. Además debido a la forma del ala y por conveniencia de la distribución inercial, los depósitos Inner son mucho mas grandes en capacidad que los Outer.

El depósito 3 es el denominado Central, y está situado en la panza de la aeronave entre los encastres de las alas. Su capacidad es del mismo orden de magnitud que los Inner. Por su parte el depósito 6 es conocido como Trim Tank ya que está dispuesto en el interior del estabilizador horizontal de trimado. Su capacidad es bastante menor al Central aunque algo mayor que los Outer.

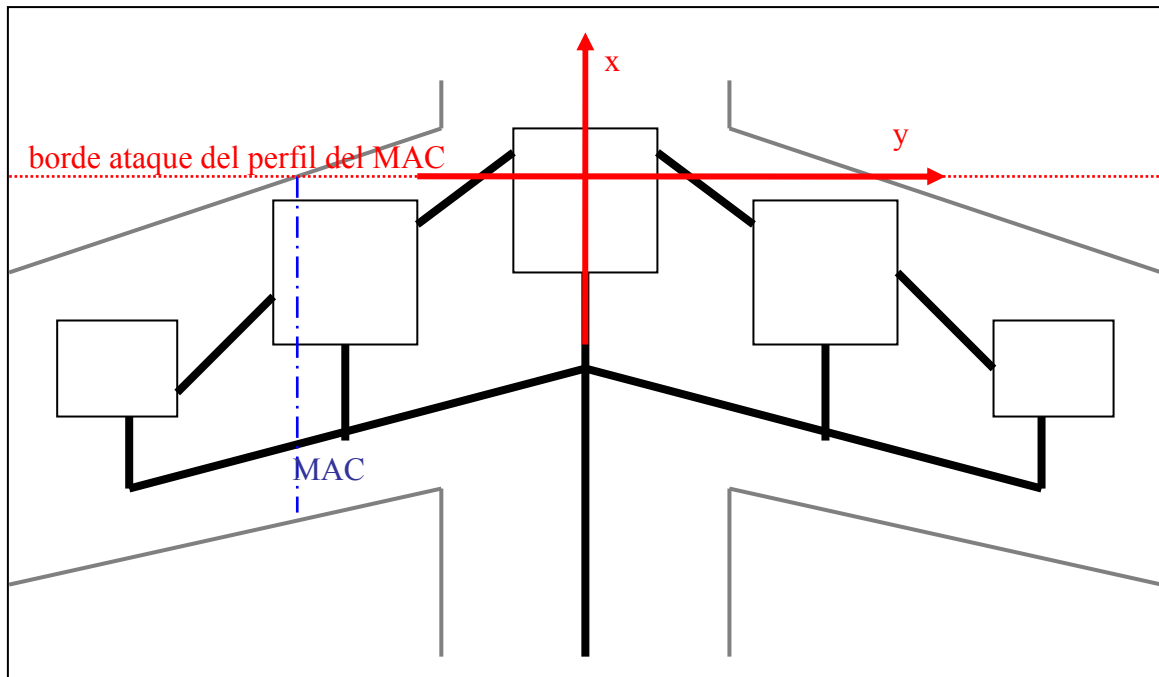
En cada tramo de tubería se ha instalado un grupo de bombeo y las entradas a cada tanque se han protegido mediante válvulas.

Las tomas de suministro a los motores se encuentran en los depósitos Inner (situados físicamente encima de los dos motores propulsores). Asimismo las tomas de carga de combustible también están instaladas en los depósitos Inner.

### 2.1.3. Sistemas de Referencia.

Vamos a definir dos sistemas de referencia para realizar las definiciones oportunas. El primero de ellos es cartesiano, para poder posicionar la geometría y los puntos de interés como el CG. El segundo es paramétrico, consistente en la definición del sentido positivo en cada tramo de tubería.

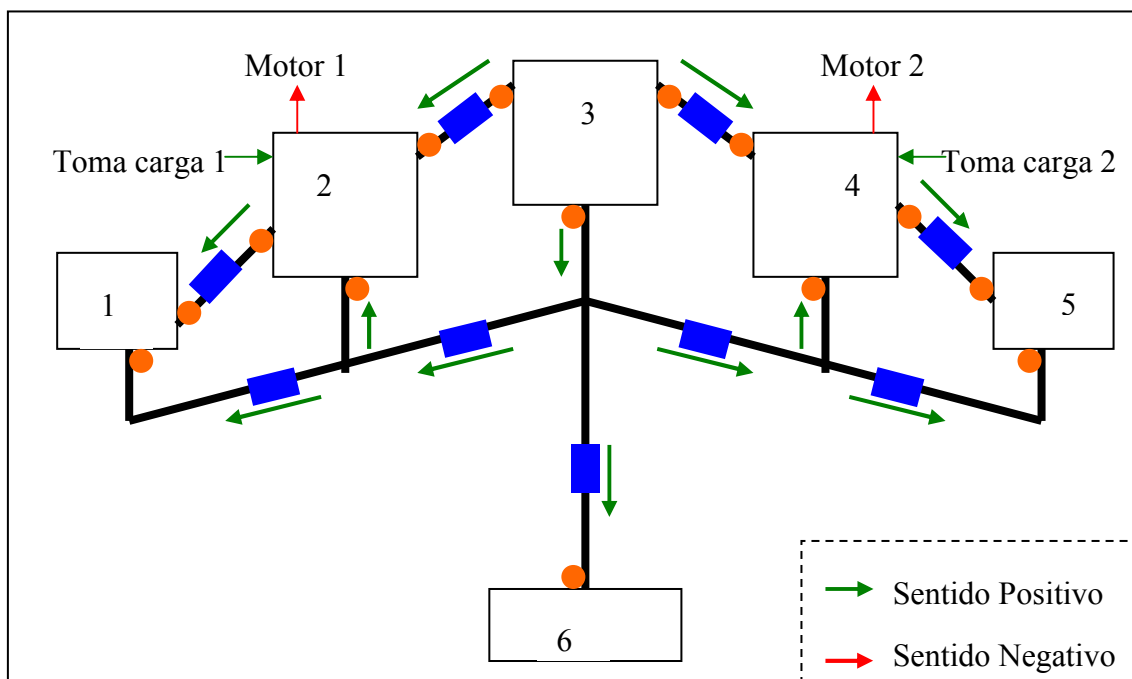
Referencia cartesiana de la arquitectura:



**Figura 2.5:** Referencia cartesiana para las definiciones geométricas del sistema.

Se ha tomado el sistema cuya planta en dos dimensiones se representa en la Figura 2.5. El eje  $x$  es el eje longitudinal del avión mientras que el eje  $y$  se apoya en el semi-ala derecha. El origen del sistema coincide con la intersección de la proyección perpendicular al plano de simetría vertical del avión del borde de ataque del perfil de la cuerda es la cuerda media aerodinámica (MAC) con el propio plano de simetría.

Referencia paramétrica para las tuberías:



**Figura 2.6:** Referencia paramétrica para los sentidos positivos de los conductos y tomas.

Los sentidos positivos definidos en la Figura 2.6 nos permitirán definir las ecuaciones de gasto másico más adelante. Pero además, de cara a las órdenes de control, será importante seguir esta definición para demandar gasto hacia un lado u otro de las salidas de las bombas.

Hay que notar respecto a la referencia cartesiana que **para presentar algunos resultados, como es usual en la notación aeronáutica, se ha cambiado el signo del eje x**. Es decir, sería exactamente igual que en la figura pero con el eje x hacia la cola del avión.

#### 2.1.4. Hipótesis.

Como en todo problema ingenieril debemos dejar claras las hipótesis y simplificaciones que se van a asumir para la resolución del mismo. Se va a asumir que:

- H.1) Las pérdidas de presión de remanso en los conductos y entrada de los depósitos son despreciables.
- H.2) El combustible se puede considerar un fluido incompresible. Su densidad no varía.
- H.3) El diseño de los depósitos se ha realizado de tal manera que su centro de gravedad en el plano xy no varía mucho con la variación de su carga.
- H.4) El diseño de los depósitos también se ha realizado de forma que su centro de gravedad no varía sustancialmente con la dinámica de la aeronave en vuelo cuasi-estacionario (esto es, subida, crucero y descenso). En cambio, en el despegue y aterrizaje si pueden producirse aceleraciones que varíen el CG del fluido contenido en los depósitos.
- H.5) La distribución de los componentes del sistema se ha realizado de tal manera que en vacío (es decir, sin fuel en ningún depósito), el centro de gravedad del avión completo se encuentra dentro del SM del avión con suficiente margen.

#### 2.1.5. Ecuaciones del sistema.

En base a la descripción del sistema, se tienen como ecuaciones principales las ecuaciones diferenciales de balance de masa. Esto es:

$$\frac{dM_1}{dt} = G_{12} + G_{21} \quad (2.5)$$

$$\frac{dM_2}{dt} = G_{32} - G_{12} + G_{23} - G_{E1} + G_{T1} \quad (2.6)$$

$$\frac{dM_3}{dt} = -G_{23} - G_{34} - G_{32} - G_{43} - G_{36} \quad (2.7)$$

$$\frac{dM_4}{dt} = G_{43} - G_{45} + G_{34} - G_{E2} + G_{T2} \quad (2.8)$$

$$\frac{dM_1}{dt} = G_{45} + G_{54} \quad (2.9)$$

$$\frac{dM_4}{dt} = G_{36} \quad (2.10)$$

Donde  $M_i$  hace referencia a las masas de los respectivos depósitos (kg);  $G_{jk}$  a los gastos en cada conducto (kg/s) donde los índices "jk" se pueden ver en la Figura 2.2 correspondientes con los grupos de bombeo;  $G_{E1}$  y  $G_{E2}$ , al gasto que se inyecta en cada motor (kg/s); y  $G_{T1}$  y  $G_{T2}$  a las tomas exteriores para la carga (kg/s).

Los gastos  $G_{E1}$  y  $G_{E2}$  son funciones del tiempo. Se tratan de las leyes de consumo de los motores las cuales dependen de la operación que realice la aeronave. Luego son una entrada a nuestro problema de diseño.

Los gastos  $G_{T1}$  y  $G_{T2}$  dependerán de la resolución del problema de repostaje que presentamos en la introducción.

Los demás gastos vendrán determinados por la demanda de bombeo que el sistema de control realice en base a la solución de diseño del problema de distribución de fuel expuesto en la introducción.

Al resolver estas ecuaciones se obtiene la masa que tiene cada depósito en cada instante, lo que permite estimar cómo varía el centro de gravedad a través de ecuación del centroide:

$$X_{cg} = \frac{ZFW \cdot X_{cg_{zfw}} + \sum_{i=1}^6 (X_{cg_{dep\_i}} \cdot M_i)}{ZFW + \sum_{i=1}^6 (M_i)} \quad (2.11)$$

$$Y_{cg} = \frac{ZFW \cdot Y_{cg_{zfw}} + \sum_{i=1}^6 (Y_{cg_{dep\_i}} \cdot M_i)}{ZFW + \sum_{i=1}^6 (M_i)} \quad (2.12)$$

Donde  $X_{cg}$  es la componente longitudinal del CG mientras que  $Y_{cg}$  es la transversal (m). Los pares  $X_{cg_{dep\_i}}$ ,  $Y_{cg_{dep\_i}}$  son las posiciones de los centros de gravedad del depósito "i" (m),  $M_i$  las masas de fuel contenido en cada depósito "i" (kg),  $ZFW$  es la masa del avión sin combustible a bordo (kg) y el par  $X_{cg_{zfw}}$ ,  $Y_{cg_{zfw}}$  es la posición del CG del avión sin fuel<sup>2</sup> (m).

<sup>2</sup> Las definiciones asociadas a ZFW serán tratadas con más profundidad en la presentación del problema de repostaje que se realiza en el capítulo 3 ya que tiene un interés particular en dicho problema.

## **2.2. Componentes estructurales: depósitos y tuberías**

La complejidad estructural y funcional de los componentes que conforman el sistema de tanques de combustible es mayor que lo que se requiere conocer para realizar un diseño a alto nivel de la gestión del mismo. Por tanto no vamos a entrar demasiado en detalle en los aspectos técnicos de la estructura y funcionalidad de los componentes, simplemente describiremos las características y funcionalidades más notables de cara al entendimiento del resto del trabajo. Si se desean descripciones más detalladas a este respecto puede consultarse [2.1], compendio que cuenta con varios capítulos destinados a la descripción de componentes.

Como es conocido, todo el contenido de fuel que no está siendo usado se encuentra albergado dentro de **los depósitos o tanques** y las tuberías que los unen. La cantidad de combustible que inunda las tuberías es en general despreciable respecto al contenido de los depósitos.

Como es típico, el espacio existente entre los largueros estructurales del ala se aprovecha para albergar los depósitos, disponiéndose en ellos los dos tanques Outer y los dos Inner. Los Inner además están dispuestos en el tramo de las alas en el que se encuentran colgados los motores propulsores, de forma que la inyección de combustible a estos se realiza desde dichos tanques de manera sencilla, incluso en caso de emergencia, por gravedad.

Hay dos motivos fundamentales para tratar de distribuir la mayor parte de combustible a lo largo de las alas. En primer lugar, porque es un espacio difícil de aprovechar para otro uso por su dificultad de acceso, su forma, etc. En segundo lugar, porque las alas se encuentran situadas en torno al centro de gravedad longitudinal del avión, por lo que contener el combustible en ellas no producirá problemas de lastre. Además de esto, hay más ventajas como son el hecho de que repartir peso a lo largo de las alas (opuesto a las fuerzas de sustentación) hace que disminuya el momento de flexión que sufre la estructura en el encastramiento del ala con el fuselaje, lo que mejora su rendimiento ante la fatiga estructural.

Sin embargo también hay desventajas a la hora de colocar los depósitos en las alas. En primer lugar los depósitos han de adaptarse a las cavidades de la estructura alar interna, por lo que su forma suele ser complicada para aprovechar el espacio. Esto tiene una consecuencia negativa que tiene bastante efecto en la implantación del sistema de control: las mediciones se vuelven complicadas. Hay que instalar sensores de medida de nivel, de temperatura y de presión en muchos puntos de los tanques, habida cuenta además de que la aeronave se mueve en las tres direcciones angulares del espacio (por lo que su disposición dentro del tanque cambia al variar el ángulo de cabeceo y de alabeo), y también la propia ala flexiona y torsiona por las fuerzas aerodinámicas, variando así su forma. Por tanto, tener medidas precisas del volumen que ocupa el líquido en su interior es más complejo de lo que podría parecer.

También existen otras desventajas del punto de vista del diseño intrínseco de la arquitectura. Por ejemplo, tener que realizar los tanques con formas complicadas unido a la dinámica de la aeronave puede traer como consecuencia que se generen bolsas de aire peligrosas para el funcionamiento de las bombas, incluso de los motores. Por ello,

el diseñador tiene que incluir bastantes tomas de ventilación que permitan no sólo igualar la presión interna con la externa (algo vital para la integridad estructural durante el vuelo), sino también para evitar la creación de esas burbujas.

Normalmente, y como es el caso de nuestro avión tipo, se toma como decisión realizar los tanques integrales al ala. Es decir, la propia estructura del ala se realiza de tal manera que los huecos existentes sean estancos y apropiados para contener fuel. De esta manera las costillas y larguerillos estructurales quedan embebidos dentro del tanque.

Esto permite, entre otras cosas, que al menos con el avión nivelado (lo que ocurre durante la fase de crucero), el fuel ocupe de manera nivelada cada depósito de forma que su centro de gravedad se mantenga más o menos constante en el plano  $xy$  durante dicha fase, cumpliéndose con la hipótesis indicada en el apartado anterior.

Otro de los tanques, el Trim Tank, situado en el estabilizador horizontal de la cola, muestra una problemática más o menos semejante en lo referente a lo estructural ya que dicho estabilizador es como un ala pero en miniatura.

Pero además dicho estabilizador es móvil, lo que impone otro problema más al diseño del tanque. Sin embargo el diseño del actuador que mueve el estabilizador junto con el diseño del propio tanque se ha realizado de forma que todo el conjunto quede equilibrado. En cualquier caso, dado que el estabilizador se encuentra muy alejado respecto al CG de la aeronave, pequeñas variaciones del centro de gravedad particular del tanque Trim no son apreciables respecto a su distancia total.

El tanque que queda, el Central, está dispuesto en la bahía del fuselaje que queda entre las dos semi-alas, aprovechando el espacio existente entre los largueros estructurales del encastre de las alas. Este no tiene la problemática de los otros, conservando una forma bastante rectangular visto en planta.

Asimismo se debe indicar que cada tanque se encuentra compartimentado mediante pequeñas paredes intercomunicadas cuyo objetivo es mantener el centro de gravedad del fluido dentro de un rango controlado. Esto es importante en el caso de sufrir aceleraciones importantes y cuando el cabeceo o alabeo del avión son notables.

Aparte de la carga sensorial instalada dentro de los tanques comentada antes, hay varios elementos notables que conviene destacar. En primer lugar las bombas de inyección a los motores. En cada tanque Inner hay instalados dos colectores de fluido (algo parecido a un embudo), que hacen de cuenca natural para que el fuel se acumule en ellos. En cada uno de estos hay instalada una bomba que permite suministrar combustible a los motores bajo petición del FADEC (la computadora de control del motor). En nuestra arquitectura simplificada de diseño se considera una sola toma de combustible por cada tanque Inner ya que, a efectos prácticos, el diseño se realiza para una ley de consumo por cada motor.

Además de estas bombas de suministro a los motores existen otras que alimentan a la APU (Auxiliar Power Unit), motor que se utiliza cuando los turbofanos colgados en las alas no pueden ser usados por razones de seguridad. El consumo habitual de la APU es mucho menor que el que realizan los motores principales por lo que para el diseño ha sido obviado, de ahí que no aparezcan en el modelo presentado en el apartado anterior.

Otro elemento básico son las tomas de suministro. Estas tomas están situadas también en los tanques Inner, cuyo acceso exterior se encuentra en la parte inferior del ala. Su protección se realiza mediante una válvula manual controlada mediante un panel de control al que tiene acceso el personal de mantenimiento. Una vez enganchada la manguera externa de carga y abierta la válvula se puede proceder al llenado de los tanques.

Otras válvulas instaladas en cada depósito son las del control de entrada y salida de fuel a los conductos de distribución entre tanques. La complejidad de estas válvulas depende de su colocación y se encuentran correlacionadas con las bombas, como veremos en el siguiente apartado.

Existen otros elementos que carecen de relevancia de cara al diseño del control, como son las citadas válvulas de ventilación de aire para igualar presiones o las válvulas de drenaje de agua, por lo que no vamos a realizar ninguna descripción de éstas.

Nos centramos ahora en las **tubería de distribución** entre tanques. El hecho de colocar los tanques en las alas dificulta la instalación de las tuberías por la enraizada estructura interna del ala, que además incluye partes móviles como las superficies hipersustentadoras de flaps y slats.

Soslayado este problema de diseño, la distribución base de tuberías es la mostrada en la Figura 2.4. Los tramos independientes se encuentran flanqueados por válvulas y el movimiento del fluido es regido por un grupo de bombeo colocado en uno o más puntos del tramo, según haya sido conveniente.

Otro problema de diseño de arquitectura muy interesante es el diámetro de cada tubería y la longitud libre entre grupos de bombeo. Evidentemente esta tarea no corresponde a este trabajo dedicado al diseño de control, pero hay que tener en cuenta la relevancia del mismo. Si no se diseña bien ambos aspectos se pueden producir reflujos del combustible, pérdidas de presión de remanso, y otros aspectos negativos asociados al movimiento de un fluido. Consideramos aquí que el diseño se ha realizado de tal manera que esos efectos son despreciables con lo que es perfectamente asumible la hipótesis H.1.

Asimismo también se debe indicar que tanto depósitos como conductos han sido revestidos con material aislante en la medida de lo posible, para preservar su temperatura dentro de los rangos adecuados. Esto no solo se hace por la seguridad del vuelo (evitar sobrecalentamiento o sobreenfriamiento del combustible puede tener consecuencias fatales), sino también para que su densidad se mantenga aproximadamente constante y conserve las mismas propiedades durante toda la operación, cumpliéndose así la hipótesis H.2.

A continuación incluimos la Tabla 2.2 con el resumen de características de los componentes estructurales que necesitamos conocer para el diseño de los sistemas de control. Estos valores se basan en magnitudes análogas a los datos correspondientes del avión tipo.

<b>Parámetro</b>	<b>Valor</b>
Masa máxima depósito 1	2865 kg
Masa máxima depósito 2	32970 kg
Masa máxima depósito 3	32625 kg
Masa máxima depósito 4	32970 kg
Masa máxima depósito 5	2865 kg
Masa máxima depósito 6	4891 kg
Posición longitudinal depósito 1	-8.0875 m
Posición longitudinal depósito 2	-4.4525 m
Posición longitudinal depósito 3	-1.3991 m
Posición longitudinal depósito 4	-4.4525 m
Posición longitudinal depósito 5	-8.0875 m
Posición longitudinal depósito 6	-31.5500 m
Posición lateral depósito 1	-15 m
Posición lateral depósito 2	-8 m
Posición lateral depósito 3	0 m
Posición lateral depósito 4	8 m
Posición lateral depósito 5	15 m
Posición lateral depósito 6	0 m

**Tabla 2.2:** *Parámetros de los componentes estructurales.*

### **2.3. Red de actuadores: válvulas y bombas**

Para el diseño de sistemas de control nuestros actuadores serán las válvulas y las bombas de la red de tuberías de distribución.

Los componentes principales son los grupos de bombeo instalados en cada tramo de tubería. Estos grupos de bombeo no son idénticos unos a otros y pueden estar formados por más de una bomba, dependiendo de cada caso.

Dependiendo de las características del tramo de tubería, será necesario más o menos potencia en cada bomba, incluso incorporar más de una bomba en el mismo tramo si

fuese necesario. Por ejemplo, en muchas ocasiones la propia acción de la gravedad permitirá el movimiento del fluido de forma sencilla, lo que disminuye los requerimientos de potencia de las bombas. Sin embargo, en otros, será justo al contrario, requiriéndose más potencia. Además se necesitan bombas capaces de mover el fluido en las dos direcciones del conducto.

Esto hace que además sean necesarias válvulas en los propios grupos de bombeo para evitar flujos de combustible no comandados, y proteger a las propias bombas para que siempre estén inmersas de flujo y no se produzcan efectos como la cavitación.

De ahí que hablemos en la arquitectura simplificada de diseño de grupos de bombeo, ya que están formados por esos conjuntos de bombas y válvulas de protección a lo largo de un tramo de conducto concreto. Estos grupos están interconectados entre sí y provistos de sensores de presión y galgas de caudal para medidas internas. De esta forma actúan como servoactuador dentro del esquema general de control: el sistema de control (el objetivo de diseño de este trabajo) se ocupa sólo de dar la orden de control a un grupo de bombeo (el caudal a mover en uno u otro sentido del tramo), y el grupo de bombeo (el servoactuador) se ocupa de manera independiente de activar las diferentes bombas y válvulas de tal forma que se obtenga el caudal demandado al grupo (Figura 2.7).

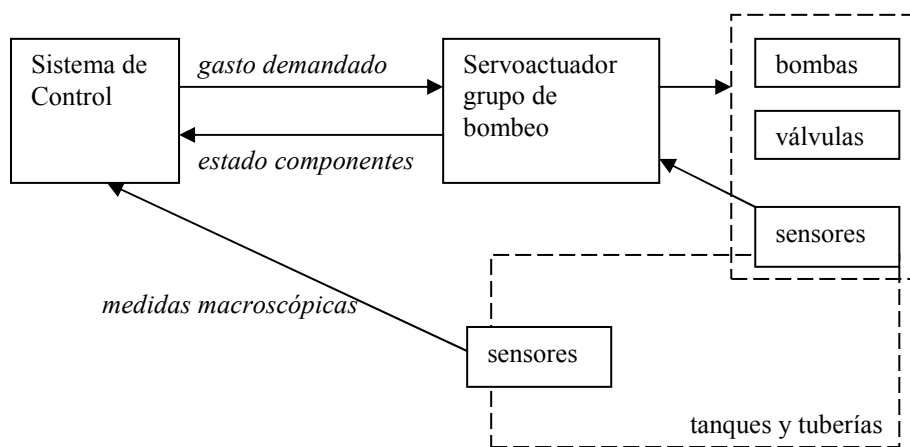


Figura 2.7: Arquitectura de control en dos bucles: control global (sistema de control de la distribución de combustible) y servocontrol (grupos de bombeo).

En el esquema anterior, el grupo de bombeo podemos decir que equivale al siguiente diseño esquemático (Figura 2.8).

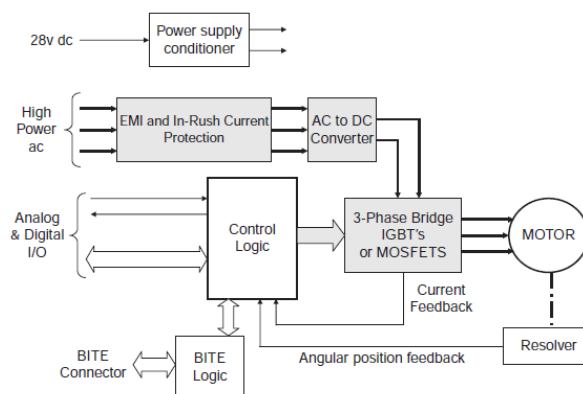


Figura 2.8: Esquema a alto nivel del interfaz del grupo de bombeo (cortesía de [2.1])

Observamos como la potencia para el movimiento del motor se obtiene del sistema eléctrico del avión. De manera genérica hay que decir que cada bomba está alimentada por dos líneas eléctricas diferentes, de forma que las posibilidades de acabar sin capacidad de movimiento del fluido son pequeñas ante caídas de tensión. Sin embargo es algo que puede ocurrir, haciendo que un grupo de bombeo pueda quedar inutilizable si se queda sin alimentación. A esto es a lo que en la introducción lo hemos llamado malfunción, siendo la respuesta del sistema de control ante ellas una de las principales aportaciones de este trabajo por su tratamiento con lógica difusa.

La señal de control al grupo de bombeo se realiza a través de un interfaz analógico y digital. Las señales analógicas sirven para enviar el valor de caudal a mover por la bomba, por lo que son sólo interfaz de entrada al servocontrol. Las señales digitales sirven para transmitir información variada: como entrada existe un backup del valor de caudal demandado codificado en una señal entera digital; como salida el servocontrol devuelve información muy variada como el estado de cada componente, su actividad, los valores de los sensores internos, etc. Nótese que de toda esta información del interfaz de salida del servocontrol del grupo de bombeo la más relevante es el estado del conjunto, pues será muy útil dentro de la lógica de control del sistema que se va a diseñar para decidir qué grupos de bombeo se pueden usar.

Asimismo nótese cómo un fallo de conexión del interfaz analógico o del digital produciría la incapacidad de controlar el grupo de bombeo y, por tanto, tendríamos otro caso de malfunción del mismo.

En el esquema también observamos realimentación de la posición de los motores de las bombas y de la corriente aplicada. Estas medidas internas permiten al servocontrol controlar el motor para generar el bombeo de caudal demandado.

Otro interfaz es el llamado "BITE", destinado a labores de configuración y mantenimiento, por lo que no es de interés para este trabajo.

Además de los grupos de bombeo descritos, consideramos como actuadores del sistema las válvulas de control situadas en las entradas de los tanques. Estas válvulas se colocan por dos motivos principalmente. En primer lugar para garantizar que el tanque queda estanco. En segundo lugar por seguridad ante posibles bombeos de caudal no deseados o simplemente por caudales producidos por la propia gravedad o por la inercia al movimiento de la aeronave.

Para este trabajo hemos considerado que estas válvulas son de paso fijo. Es decir, constan de dos estados: abierto o cerrado. No es posible aplicar un paso variable que permita control de caudal máximo. Es decir, el caudal es totalmente controlado por el grupo de bombeo.

Para realizar el control de la apertura o cierre de la válvula éstas llevan instalados un interfaz de control eléctrico al que llega una señal discreta procedente de la computadora de control.

Existen dos tipos de válvulas:

- *Tipo 1*: el valor de tensión alto en la señal discreta de control dispara la apertura de la válvula. Es decir, en estado neutro la válvula por defecto está cerrada.

- *Tipo 2*: el valor de tensión alto en la señal discreta de control dispara el cierre de la válvula. Es decir, en estado neutro la válvula por defecto está abierta.

La elección de un tipo u otro depende de qué entrada de depósito protege. Las del tipo 1 hacen que ante fallos del sistema o cuando la aeronave está desenergizada, el depósito quede estanco. El tipo 2 hace lo contrario, dejando la libre circulación de fuel ante fallos o carencia de energía eléctrica. La disposición de estas válvulas se basa en hacer que en caso de algún fallo se disminuya el riesgo de que los motores se queden sin suministro de combustible, teniendo en cuenta las posiciones relativas de los tanques y de las tomas de las tuberías en caso de que el movimiento del fluido deba ser por gravedad ante un fallo energético. La Figura 2.9 muestra la elección del tipo 1 ó 2 para nuestro sistema.

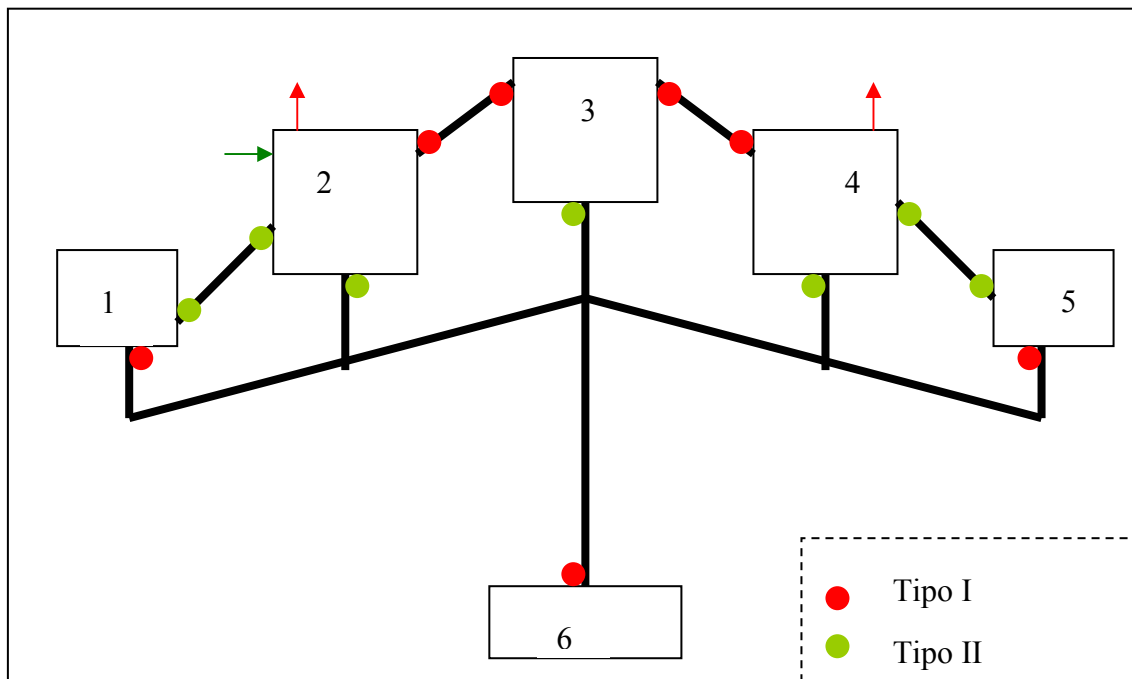


Figura 2.9: Esquema de tipos de válvulas

Por otra parte las válvulas llevan instalados un pequeño interfaz de salida para enviar dos señales discretas de vuelta a la computadora de control. Una de ellas informa del estado (si se encuentra en fallo u operativa) y la otra señal discrimina si se encuentra abierta o cerrada.

La actuación de las válvulas se lleva a cabo eléctricamente. Dado que también son un elemento fundamental para el control del combustible se alimentan con dos líneas eléctricas independientes.

Para cerrar esta descripción nos gustaría destacar un aspecto de la arquitectura que tiene que ver con los cuatro componentes (tanque, tubería, bombas y válvulas). Las tuberías no terminan en el encastre con la pared del tanque sino que se introducen en él hasta llegar a la cuenca natural del líquido dentro del depósito. En ese extremo de la tubería es donde se coloca la válvula de control. De esta forma se asegura que la bomba aspirará combustible cuando se le pide hacerlo (Figura 2.10).

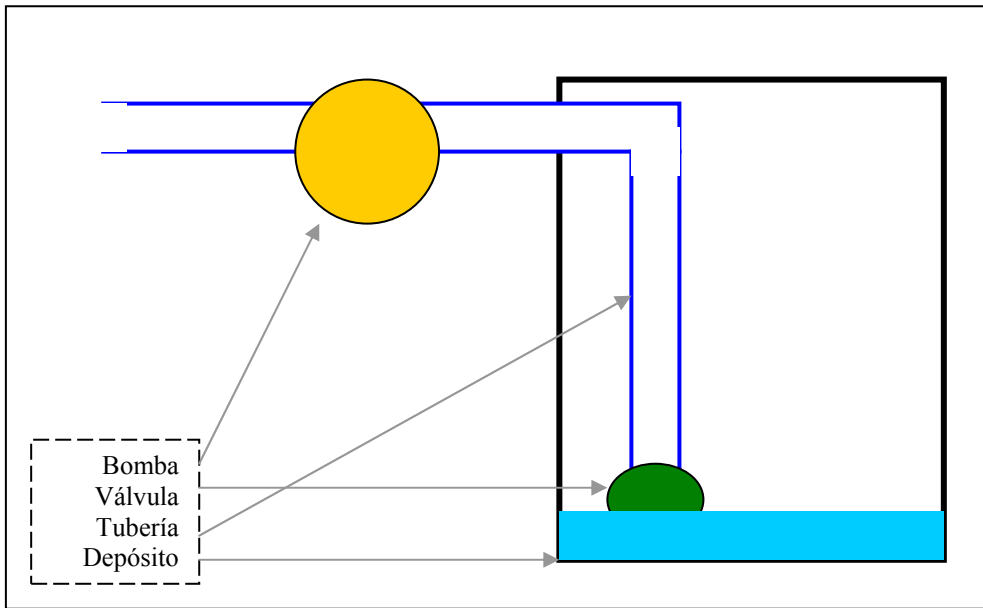


Figura 2.10: Esquema de la arquitectura de la tubería dentro del tanque.

Terminamos esta sección incluyendo las definiciones cuantitativas al respecto de estos actuadores que serán de interés a lo largo del trabajo en Tabla 2.3.

Parámetro	Valor
Gasto máximo bomba b12	10 kg/s
Gasto máximo bomba b21	10 kg/s
Gasto máximo bomba b23	10 kg/s
Gasto máximo bomba b32	10 kg/s
Gasto máximo bomba b34	10 kg/s
Gasto máximo bomba b43	10 kg/s
Gasto máximo bomba b45	10 kg/s
Gasto máximo bomba b45	10 kg/s
Gasto máximo bomba b36	30 kg/s

Tabla 2.3: Parámetros de los actuadores del sistema.

## **2.4. Red de sensores**

Esencialmente en lo que respecta al sistema de control que se pretende diseñar se requieren dos medidas: posición del centro de gravedad de la aeronave y masas de fuel en cada tanque.

Para estimar esos valores se requieren varias medidas de sensores. La masa en cada tanque se estima a partir de la densidad y el volumen:

$$M_i = \rho_i \cdot V_i \quad (2.13)$$

Donde  $\rho_i$  es la densidad del fuel contenido en el tanque "i" y  $V_i$  el volumen que ocupa el combustible dentro del tanque "i".

La densidad se estima a partir de su densidad normal (a temperatura estándar de 15°C y presión ambiente a nivel del mar), corrigiéndola con las medidas de los sensores de conductividad y permeabilidad instalados en varios puntos de cada tanque. También hay dispuestos dos densímetros en cada tanque Inner.

El volumen se computa de una forma más compleja. En primer lugar se mide la altura que alcanza el líquido en cada tanque mediante galgas de posición dispuestas en varios puntos de cada depósito.

Con esas medidas y con la orientación del avión (ángulos de cabeceo y alabeo leídos de los sensores inerciales que lleva instalados la aeronave), se estima la superficie libre de líquido (es decir, su orientación angular y altura) a través del uso de tablas programadas en la computadora del sistema, las cuales se han construido en base a la geometría de cada tanque.

Definida dicha superficie, ésta es usada en otras tablas también programadas en la computadora con las que se obtiene el volumen de líquido que hay en cada tanque.

De esta forma se tiene conocimiento de la masa  $M_i$  de cada tanque. A partir de ella se estima la posición del centro de gravedad aplicando la ecuación del centroide, ya que se conocen los siguientes datos:

- Posición del centro de gravedad de cada tanque, corregida con factores dependientes del volumen de llenado.
- Posición del centro de gravedad sin combustible.
- Masa del avión sin combustible (ZFW).

Conviene indicar también que, además de los sensores y cálculos explicados hasta ahora por su interés en este trabajo, existe más carga sensorial en el sistema destinada a la monitorización del estado del fuel. Por ejemplo, se tienen instalados muchas sondas de temperatura y de presión pues desde el punto de vista de la seguridad operacional y de la integridad estructural es muy importante tener monitorizados ambas magnitudes en un líquido inflamable como es el combustible.

## **2.5. FCMC (Fuel Control and Monitoring Computer)**

Todo lo referente al control y monitorización del sistema de combustible está programado en una computadora denominada FCMC. Esta computadora tiene multitud de funciones programadas con diversos objetivos, necesitando un interfaz de entradas (datos de sensores, estados de componentes, etc.) y otro interfaz de salidas para informar a otros sistemas y a la tripulación y para que realice los comandos apropiados.

### *2.5.1. Interfaz digital*

La información procesada por otros sistemas que tiene relevancia para el FCMS llega a través del interfaz digital estándar ARINC-429. Este interfaz consiste en:

- FMGEC: masas (ZFW, FW, AGW) y centro de gravedad (ZFCG, AXCG).
- ADIRS: altitud barométrica, temperatura estática del aire, ángulo de cabeceo, ángulo de alabeo.
- EEC: demanda de flujo de fuel por motores.
- APU: demanda de flujo de fuel por APU.

Por otra parte, el FCMC también informa sobre el estado del sistema a otros sistemas como los de información del avión (EIS, FWC). Por ello tiene como salidas el siguiente interfaz digital ARINC-429:

- Cantidad de combustible total
- Cantidad de combustible en cada tanque
- Estado de las válvulas más relevantes
- Estado de las bombas más relevantes
- Estado de los tanques
- Estado de los FCMCs
- Modos de funcionamiento

También existe un interfaz digital interno que sirve para transmitir la información de los sensores instalados en los componentes al FCMC:

- Temperatura y presión en tanques
- Conductividad y permeabilidad del fuel en cada tanque
- Nivel del fuel en cada tanque
- Indicadores de la cantidad de fuel repostado

- Densímetros en los tanques Inner
- Interruptores y botones del panel de control de repostaje

### 2.5.2. *Interfaz discreto*

No toda la información es comunicada vía digital. La información muy dedicada y de más relevancia puede comunicarse a través de señales discretas mediante cableado específico entre dos componentes.

Las siguientes son entradas discretas externas:

- LGCIU: avión en suelo, tren de aterrizaje recogido.
- Controles de cabina: activación de válvulas/bombas de transferencia, botones de emergencia, palancas master de los motores.

Mientras que las salidas discretas al exterior son:

- Indicaciones en cabina: señales de activación de indicadores en la cabina tales como luces de fallo o estados “on/off” de válvulas/bombas de transferencia.

Como ya hemos indicado en los apartados anteriores, también existe un interfaz de señales discretas con los componentes internos del FCMS:

- Comandos de activación de bombas
- Comandos de apertura o cierre de válvulas
- Comandos de cambio de modo de válvulas y bombas
- Realimentación del estado de cada bomba (activa, cerrada o en fallo)
- Realimentación del estado de cada válvula (abierta, cerrada o en fallo)
- Realimentación del modo de funcionamiento de cada bomba y válvula

### 2.5.3. *Interfaz analógico*

Este interfaz para nuestro cometido en este trabajo es el más importante. A través del interfaz analógico se envía la demanda de gasto de combustible a bombear por cada grupo de bombeo.

#### 2.5.4. *Computadoras*

Nuestra aeronave tipo lleva equipados dos computadores idénticos FCMC que pueden realizar las mismas tareas. Se instalan dos por redundancia por si uno de ellos falla.

Se trata de computadoras dedicadas en las que se encuentran programadas toda la funcionalidad de control y monitorización. Estas tareas son:

- Estimación del nivel de fuel en cada tanque
- Estimación de la temperatura del combustible
- Medidas del combustible (permeabilidad, conductividad, densidad, volumen y masa)
- Cálculo del centro de gravedad
- Gestión del combustible
- Monitorización del sistema y testeo del mismo
- Reporte del estado (actividad, medidas, fallos, etc.)

De entre todas estas tareas las que más nos incumbe a nosotros es la de **Gestión del Combustible**. En ella se toma la decisión de hacia dónde mover el fuel dentro del sistema de tanques.

Evidentemente de manera indirecta también son relevantes para ese objetivo todas aquellas tareas de estimación de medidas, las cuales, como hemos visto en los apartados anteriores, permiten la estimación de la masa en cada tanque y la posición del CG de la aeronave.

### **3. Establecimiento de los criterios de diseño**

Antes de abordar el diseño del sistema de control de combustible es conveniente tratar de enumerar todos los criterios que se van a tratar de cumplir con el sistema.

En primer lugar se encontrarían los de tipo seguridad operacional, es decir, los relativos a la integridad de la aeronave tanto en tierra como en vuelo. Obviamente estos son los más críticos.

En segundo lugar tendríamos los criterios relativos a las capacidades de operación y maniobra de la aeronave. Estos se refieren a aquellas medidas que favorecen la controlabilidad de la aeronave en cada fase de operación.

En tercer lugar tendríamos los criterios asociados a las características de adaptación ante cambios del entorno. Es decir, cuando se producen cambios en sistemas o componentes de la aeronave que puedan influir en el control de combustible; una vez detectado dicho cambio conviene que el sistema de control lo tenga en cuenta para posteriores decisiones.

Y en último lugar estarían los criterios de optimización. Estos son importantes para mejorar la eficiencia o abaratar costes, pero no son de obligado cumplimiento como lo son los correspondientes a los dos primeros grupos de criterios de los que hemos hablado.

Se han considerado los siguientes criterios de diseño en orden de prioridad:

1. Seguridad Operacional: integridad estructural de los componentes del sistema.
2. Seguridad Operacional: margen de estabilidad longitudinal asegurado.
3. Seguridad Operacional: margen de estabilidad lateral asegurado.
4. Seguridad Operacional: alimentación de motores asegurada.
5. Operación / maniobrabilidad: trimado longitudinal.
6. Operación / maniobrabilidad: trimado lateral.
7. Adaptabilidad: variación de la respuesta ante malfunciones de los componentes.
8. Optimización: distribución de combustible para consumo mínimo.
9. Optimización: minimización del gasto energético del sistema de combustible.

A continuación vamos a comentar cada uno de estos criterios de manera más detallada.

### 3.1. Seguridad Operacional: integridad estructural de los componentes del sistema

Cada depósito tiene evidentemente un volumen máximo disponible para albergar el combustible. Estar por encima de este volumen podría ser peligroso para la estabilidad del sistema (debido a los gases que desprende el combustible) incluso podría haber problemas estructurales si se intenta introducir más volumen de líquido del que el tanque pueda albergar.

Es decir, como criterio de diseño, ningún grupo de bombeo debe introducir combustible en un tanque que haya alcanzado el volumen máximo.

### 3.2. Seguridad Operacional: margen de estabilidad longitudinal asegurado

El **equilibrado de una aeronave es fundamental para su estabilidad**, especialmente en el eje longitudinal del avión donde si el centro de gravedad del mismo se sitúa por detrás del centro aerodinámico (centro donde las fuerzas aerodinámicas tienen momento nulo) la aeronave se vuelve inestable, y si por el contrario el centro de gravedad se sitúa muy por delante entonces se pierde la maniobrabilidad (sobre modelado de aeronaves véanse [1.2] y [1.1]).

Por tanto tenemos un margen relativamente pequeño en el que el centro de gravedad puede situarse buscando el compromiso entre estabilidad inherente y maniobrabilidad, lo que se conoce como **margen estático** (SM, *static margin*), que ya definimos en el capítulo 0 (Figura 3.1).

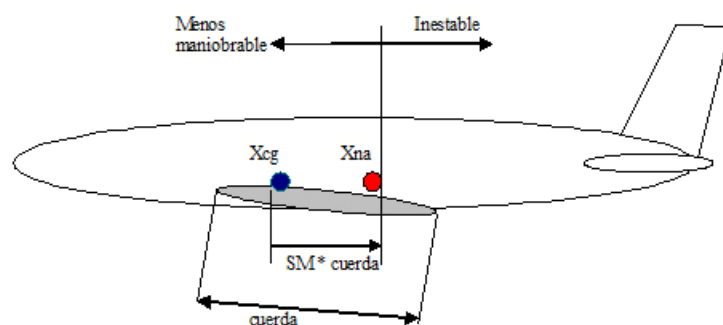


Figura 3.1: Centro de gravedad de una aeronave, donde  $X_{cg}$  es el CG longitudinal y  $X_{na}$  el Centro Aerodinámico.

Por ello el principal objetivo de control del sistema es precisamente mantener el CG dentro del margen estático.

### **3.3. Seguridad Operacional: margen de estabilidad lateral-direccional asegurado**

También es importante que el eje transversal el centro de gravedad se sitúe lo más cerca posible del corte con el longitudinal, para que **no haya asimetrías en los controles ni en el empuje del motor**. De hecho si el centro de gravedad se desplaza demasiado en sentido transversal, también puede llegar a causar la inestabilidad lateral-direccional.

Por ello otro objetivo de control será tratar de mantener el CG en el eje de simetría del avión.

### **3.4. Seguridad Operacional: alimentación de motores asegurada**

Otro factor obviamente fundamental que debe contemplarse en el diseño del sistema es que los motores propulsores siempre deben tener alimentación de combustible.

La toma de combustible a los motores se encuentra en los depósitos Inner de las alas, por lo que un objetivo de diseño es procurar que durante toda la operación esos tanques no entren en reserva de combustible, incluyendo no solo la operación normal sino también ante malfunciones de componentes.

### **3.5. Operación / maniobrabilidad: trimado longitudinal**

Asociado con el criterio 3.2. tenemos también un criterio de tipo operacional. Como hemos indicado la posición del CG tiene mucho que ver con la capacidad de control de la aeronave.

En aeronáutica se denomina trimar a mantener la aeronave de manera indefinida en una situación de equilibrio estático estable (es decir, sin aceleraciones angulares ni longitudinales y con capacidad inherente de devolver a la aeronave a esa situación en caso de que ocurra una perturbación). Dada una condición de vuelo (velocidad, altura, etc.) para trimar la aeronave con una orientación angular adecuada se requiere variar el estabilizador horizontal hasta encontrar dicha situación de equilibrio estático estable.

El lugar donde se encuentra el centro de gravedad en sentido longitudinal puede hacer que dicha posición del estabilizador horizontal sea de mayor o menor deflexión, y por tanto, que se genere más o menos resistencia aerodinámica. Pero además, si esa posición del estabilizador horizontal es muy extrema, se pierde capacidad de maniobra ya que en uno de los dos sentidos de deflexión quedará poco rango para variar el propio estabilizador horizontal y el timón de profundidad (el cual va montado en el estabilizador como puede verse en la Figura 3.2).

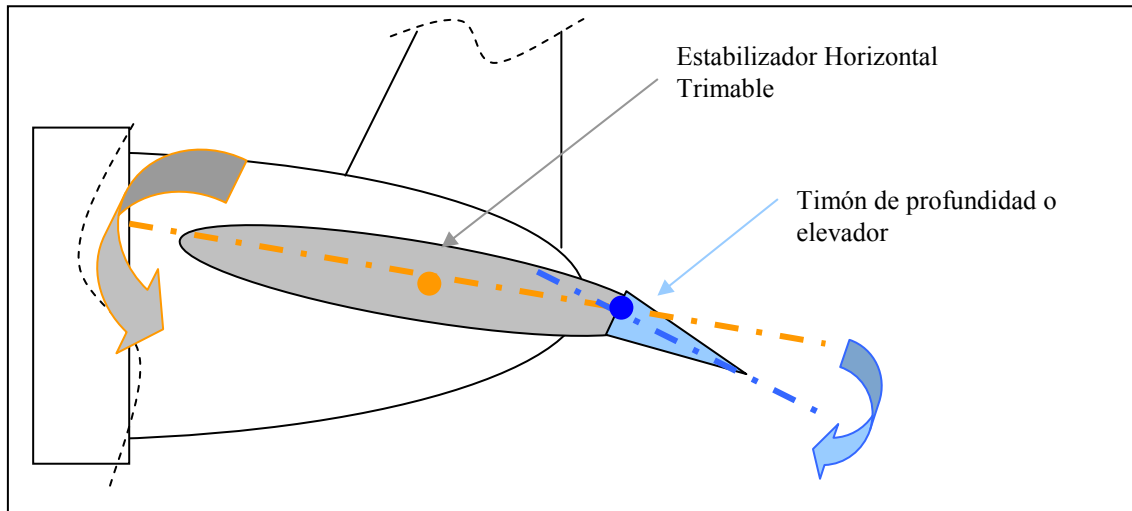


Figura 3.2: Representación simbólica del Estabilizador Horizontal y el Timón de Profundidad situados en la cola del avión

### 3.6. Operación / maniobrabilidad: trimado lateral-direccional

Como ya comentamos en el sub-apartado 3.3. el hecho de que el CG se encuentre en el plano de simetría del avión facilita su maniobra. Esto es así ya que los motores se encuentran simétricos respecto a ese plano, por lo que si el CG se encuentra a igual distancia de ambos el momento de guiñada que producen es nulo.

La compensación cuando hay alguna fuerza asimétrica se realiza generalmente con el timón de dirección situado en el estabilizador vertical. Cuanto más centrado en el plano de simetría se encuentra el centro de gravedad, más sencillo resulta la compensación de fuerzas asimétricas con el timón de dirección, y por tanto, la capacidad de maniobra es mayor (Figura 3.3).

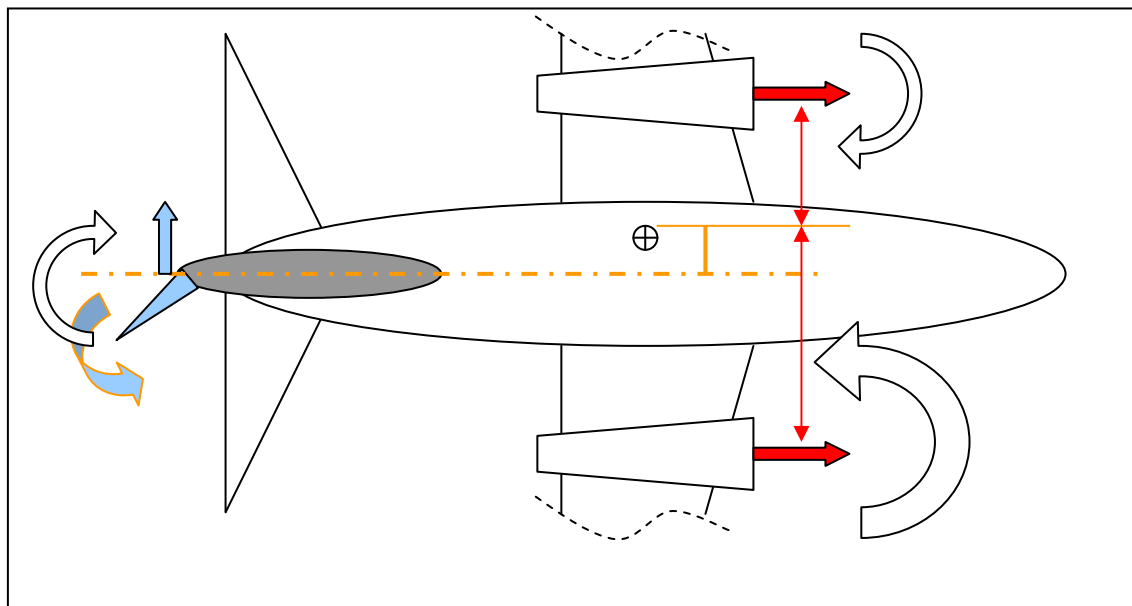


Figura 3.3: Representación simbólica del trimado direccional por parte del Timón de dirección en caso de asimetría lateral del CG.

### **3.7. Adaptabilidad: variación de la respuesta ante malfunciones internas**

Otro de los objetivos a tener en cuenta en el diseño es la capacidad para adaptarse a cambios de comportamiento de los componentes y sistemas asociados.

En particular nos referimos a fallos en los actuadores del sistema como son las bombas o las válvulas (a lo que llamaremos malfunciones). Si ocurre algún tipo de malfunción en las bombas y este fallo es reconocible por el FCMS gracias a los sensores instalados, conviene que el sistema de control lo tenga en cuenta para evitar aperturas de válvulas o bombeos en los tramos en los que se encuentran componentes inoperativos.

### **3.8. Optimización: distribución de combustible para consumo mínimo**

La posición del centro de gravedad tiene influencia en el consumo de combustible ya que influye en la posición en que ha de colocarse el estabilizador horizontal e indirectamente en la orientación angular en la que la aeronave deberá estar para mantener un vuelo de crucero horizontal.

Si esa orientación angular es un ángulo de cabeceo elevado, el ángulo de ataque de la corriente incidente sobre el ala será mayor y por tanto generará mas resistencia.

Por ello, en general, conviene llevar un centro de gravedad retrasado (dentro del margen de estabilidad) ya que esto hace que la aeronave reduzca su consumo (sobre este tema puede consultarse [2.2]).

Habrà que tener en cuenta en el diseño el centro de gravedad objetivo para estar lo más cerca posible de él gracias a la redistribución de combustible entre los tanques.

### **3.9. Optimización: minimización del gasto energético del sistema de combustible**

Optimizar el gasto energético podría llevarse a cabo de dos formas: primero, reduciendo la cantidad de fuel redistribuido, especialmente entre tanques distantes. Segundo, reduciendo el tiempo en que las bombas se encuentran al máximo de potencia cuando redistribuyen combustible.

Realmente hay que decir que este criterio no tiene tanta importancia como los demás ya que el consumo energético del sistema es de un orden de magnitud pequeño respecto al del resto de sistemas, incluyendo el de propulsión.

*PÁGINA DEJADA INTENCIONALMENTE EN BLANCO*

## 4. Diseño del sistema de control en tierra: Algoritmo Genético

### 4.1. Problema de control: el repostaje

Como es sabido, justo antes de despegar la aeronave debe repostar. La cantidad de combustible que se debe cargar se determina a partir del plan de vuelo concreto aprobado por la autoridad. Para un determinado plan le corresponderá una carga mínima obligatoria. Básicamente esta carga, además de tener en cuenta la cantidad de combustible que previsiblemente consumirán los motores (más un margen de seguridad), también contiene, o bien la cantidad de combustible necesaria para mantenerse a la espera en hipódromo durante un determinado tiempo antes de tener permiso para aterrizar en el destino, o bien la cantidad necesaria para aterrizar en el aeropuerto alternativo si no es posible hacerlo en el de destino (véase por ejemplo el capítulo 4.5.2 de [2.1]).

Esta tarea de decisión se encuentra muy reglada para cada aeronave particular y no va a ser objeto de nuestro proyecto. **La cantidad de combustible total a repostar va a ser un dato de entrada para nuestro problema.**

**Otro dato de entrada es el peso total de la aeronave.** A partir de él se calculará el **centro de gravedad objetivo** que convendría tener en el eje longitudinal de la aeronave. También se estima a partir del peso total el margen de estabilidad de la aeronave, definido por la **posición longitudinal máxima y mínima** que puede alcanzar el centro de gravedad. Estos tres valores (CG objetivo, CG máximo, CG mínimo) se pueden obtener de funciones que provee el fabricante del avión. A continuación se presentan las que se usarán en nuestro caso (Figura 4.1 y Figura 4.2), basadas en ordenes de magnitud de aviones reales (como referencia puede consultarse [2.2]).

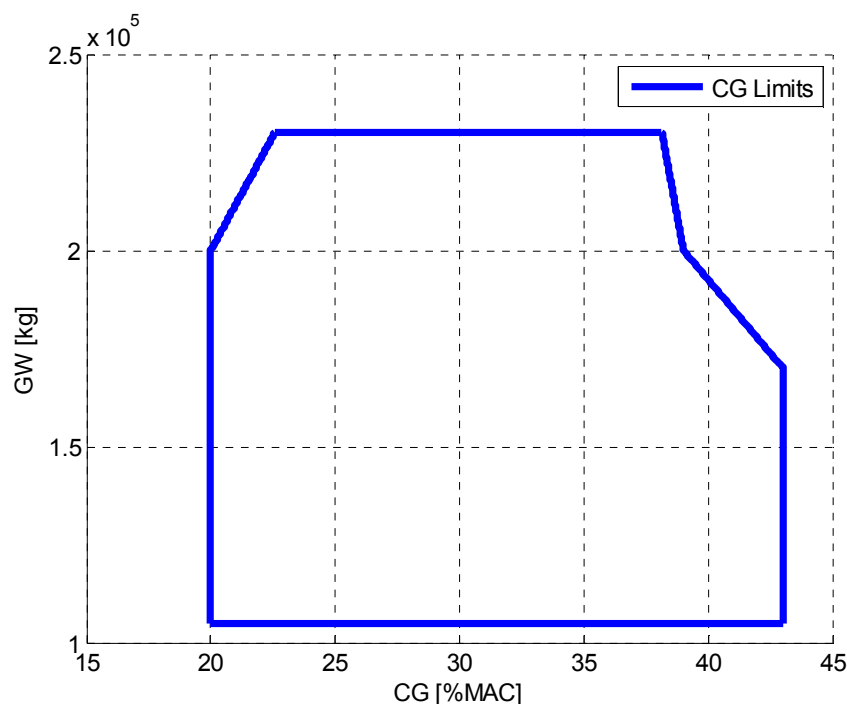


Figura 4.1: Centro de gravedad objetivo en función de la masa total.

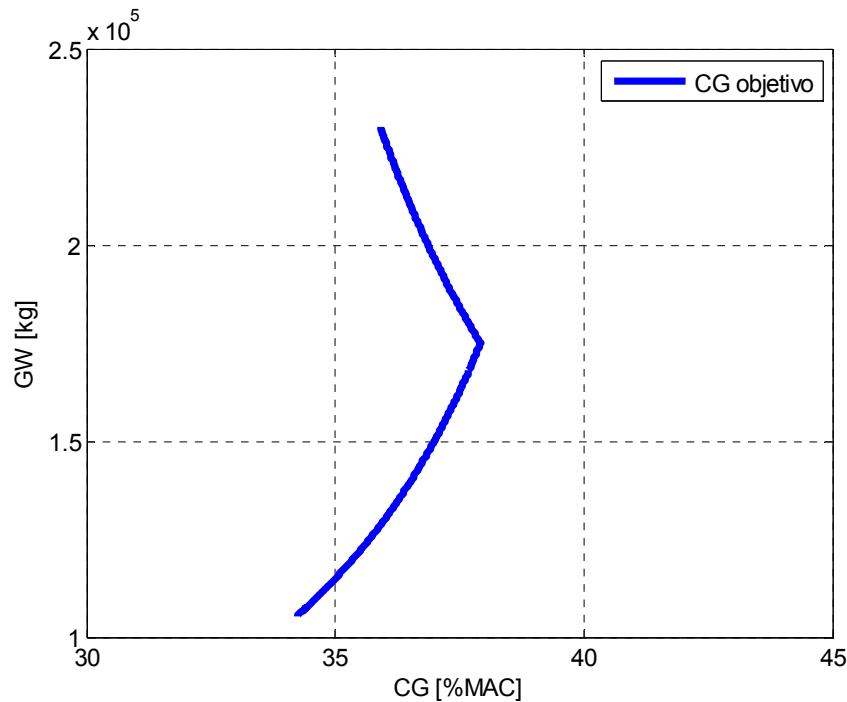


Figura 4.2: Límites del centro de gravedad en función de la masa total.

El peso total de la aeronave "GW" (Gross Weight) viene dado por tres conjuntos independientes. El primero es fijo: el peso en vacío del avión "EW" (Empty Weight), el cual viene dado por todo el conjunto estructural de avión así como la carga de sistemas de la aeronave. Los otros dos son variables. Uno de ellos es la carga de pago del avión "MP" (Payload Mass), formada por tripulación, pasaje, equipaje y mercancía. La suma de la carga de EW más PLW da lugar al peso sin combustible de la aeronave "ZFW" (Zero Fuel Weight). El tercer conjunto es entonces la cantidad de combustible "MF" (Fuel Mass).

$$\begin{aligned}
 GW(kg) &= ZFW(kg) + MF(kg) \\
 ZFW(kg) &= EW(kg) + MP(kg)
 \end{aligned}
 \tag{4.1}$$

Además diferenciamos la **masa prevista para consumo**; esto es porque no toda la masa cargada se consumirá, siempre se llevan reservas que permitan llegar al aeropuerto alternativo en caso de emergencia o mantenerse en hipódromo como hemos comentado antes. Esta masa será de interés por su influencia en la seguridad operacional así que será otro dato de entrada más a nuestro problema.

La operación de repostaje consiste en distribuir la cantidad total de combustible entre los tanques. Cada compañía elige una forma de llevar a cabo esta operación durante la fase de pre-vuelo. En general esta se lleva a cabo de la siguiente forma<sup>3</sup>:

- 1) Se conectan las mangueras para la carga a las tomas que hay en las alas. En el avión considerado por nosotros existe una toma en cada depósito Inner.

<sup>3</sup> Esta información sobre el repostaje en tierra proviene de expertos en las áreas de sistemas de combustible del avión, así como de validadores del procedimiento operacional de sistemas de avión. También puede verse una referencia a este tipo de procedimiento en el capítulo 4.6.1 de [2.1]

2) Se baja el panel de mantenimiento (situado en la panza del avión) y el operario selecciona el procedimiento Manual o Automático.

2.a) Si elige el procedimiento Manual, comandará una cantidad concreta a cada tanque.

2.b) Si elige el procedimiento Automático, la computadora de control FCMS distribuirá el combustible siguiendo un orden de prioridad prefijado hasta completar la carga concreta para el vuelo. Para la configuración y tamaño de nuestra aeronave, un orden típico es:

- 1.- Cada Inner a 3000 kg.
- 2.- Cada Outer a su máxima capacidad.
- 3.- Cada Inner a 15000 kg.
- 4.- Trim a 2500 kg.
- 5.- Cada Inner a su máxima capacidad.
- 6.- Trim y Central a su máxima capacidad.

Este orden está estudiado para mantener un llenado lógico y que mantenga el CG dentro de la envolvente si la carga de pago también se ha colocado correctamente. Sin embargo no optimiza la distribución. Y, por otra parte, la forma Manual, además de poder incurrir en errores humanos, tiende a ser más lenta que la Automática.

#### 4.2. Problema de optimización: restricciones y función de coste

Nuestro problema es entonces **mejorar esa distribución** siguiendo ciertas reglas de optimización que permitan distribuir la carga de fuel entre los tanques haciendo que el **centro de gravedad quede dentro de los límites de estabilidad y lo más cerca posible del CG objetivo**.

Además con esta optimización existen dos ventajas añadidas. Primero la **eliminación de la posibilidad de error humano** junto con la mejora del tiempo del proceso respecto a la opción de distribución manual. Segundo, que el **problema de colocación de la carga de pago pasa a ser menos exigente**, ya que cierto error en la colocación de la carga puede suplirse con la distribución del fuel.

Pasamos ahora a convertir el problema de repostaje en un problema de optimización. Para ello lo primero es definir una función de coste con objeto de que sea minimizada. Estos costes vendrán dados por los siguientes criterios:

- *Coste I*: la distancia entre el centro de gravedad resultante frente al centro de gravedad objetivo. Se trata de estar lo más cerca posible del centro de gravedad óptimo.

$$C1 = |X_{cg\_obj} - X_{cg}| + |Y_{cg\_obj} - Y_{cg}| + |Z_{cg\_obj} - Z_{cg}| \quad (4.2a)$$

Donde el valor del CG objetivo viene determinado por la masa total (ZFW+MF), como vimos en el anterior apartado, mientras que el CG de la aeronave se calcula aplicando la ley de masas clásica definida en el capítulo 0:

$$\overline{CG} = \frac{ZFW \cdot \overline{CG}_{zfw} + \sum_{i=1}^6 (\overline{CG}_{dep\_i} \cdot M_i)}{ZFW + \sum_{i=1}^6 (M_i)} \quad (4.2b)$$

Donde  $CG_{dep\_i}$  es la posición del centro de gravedad de cada depósito de combustible y  $M_i$  la masa de cada depósito.

- *Coste 2*: la diferencia entre la cantidad de combustible cargada en los tanques que abastecen los motores y la cantidad de combustible que previsiblemente consumirán durante el vuelo. Esto tiene un doble objetivo. El primero y más importante es de seguridad operacional: desde los tanques Inner se abastece cada motor y además en caso de fallo de los sistemas el abastecimiento puede realizarse por gravedad (el tanque está encima del motor). El segundo objetivo es el de minimizar la cantidad de fuel que habrá que redistribuir el vuelo, lo que reduce el gasto energético de las bombas.

$$C2 = (M_{eng1} / 2 - M_2 + M_{eng2} / 2 - M_4) / MF \quad (4.3)$$

Donde  $M_{eng}$  es la masa prevista para el consumo de los motores (kg),  $M_2$  es la masa de combustible en el tanque "2" (kg) y  $M_4$  la del "4" (kg), es decir la de los Inner Tanks.

- *Coste 3*: el inverso de la diferencia entre la cantidad de fuel cargada en cada depósito frente a la crítica. Se trata de minimizar el desplazamiento del CG durante el despegue debido a la inercia que tiene el líquido a ir hacia atrás por la aceleración. Para cada depósito existe una cantidad de combustible para la cual el desplazamiento de CG es máximo dada una aceleración, cantidad que llamaremos masa crítica.

Para construir este coste se ha recurrido a una función definida a tramos para cada tanque. Dicha función vale "1" para el rango de masas en que el desplazamiento es máximo durante la operación de despegue. Fuera de ese rango se interpola hasta el valor de la función "0" en los puntos en que el desplazamiento es mínimo.

Dependiendo del avión las curvas del desplazamiento del centro de gravedad respecto a la carga de fuel en cada tanque es distinto. A continuación presentamos las gráficas correspondientes a órdenes de magnitud de aviones como el considerado en este proyecto (Figura 4.3).

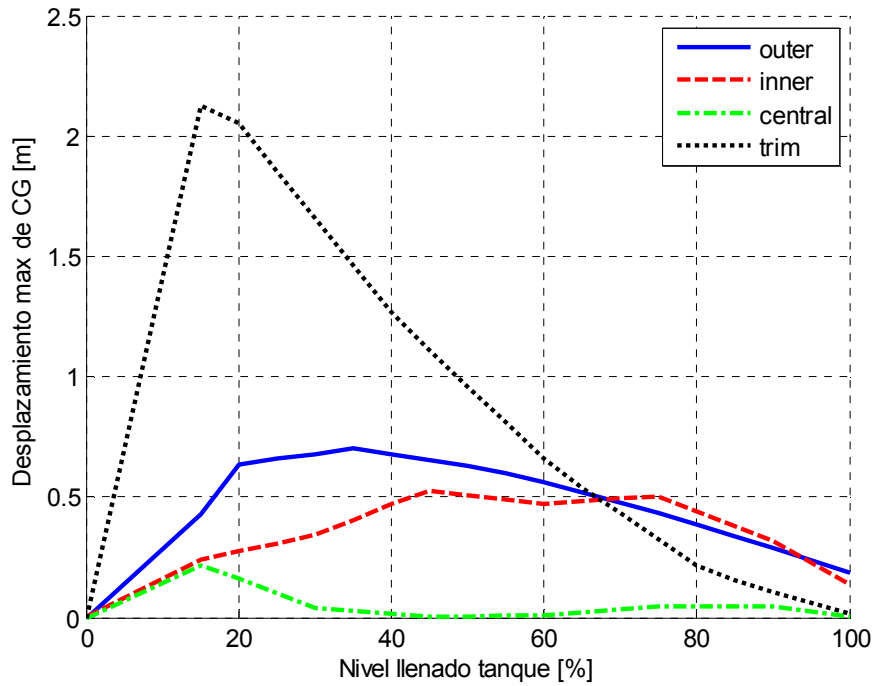


Figura 4.3: Desplazamiento máximo del CG para un porcentaje de llenado durante un despegue típico.

En base a esta gráfica realizamos las funciones a trozos antes descritas que dan lugar a este coste:

$$f_{central} = \begin{cases} 1, & si\{\mu > 10 \parallel \mu < 20\} \\ 1 - \frac{10 - \mu}{10}, & si\{\mu \leq 10\} \\ 1 + \frac{20 - \mu}{80}, & si\{\mu \geq 20\} \end{cases}$$

$$f_{inner} = \begin{cases} 1, & si\{\mu > 45 \parallel \mu < 75\} \\ 1 - \frac{45 - \mu}{45}, & si\{\mu \leq 45\} \\ 1 + \frac{75 - \mu}{25}, & si\{\mu \geq 75\} \end{cases}$$

$$f_{outer} = \begin{cases} 1, & si\{\mu < 60\} \\ 1 + \frac{60 - \mu}{40}, & si\{\mu \geq 60\} \end{cases}$$

$$f_{trim} = \begin{cases} 1, & si\{\mu < 20\} \\ 1 + \frac{20 - \mu}{80}, & si\{\mu \geq 20\} \end{cases}$$

(4.4)

$$C3 = f_{central} + 2 \cdot f_{inner} + 2 \cdot f_{outer} + f_{trim}$$

Donde  $\mu = M_i / M_{max\_i} \cdot 100$ , es el porcentaje de llenado de cada tanque.

- *Coste 4*: la cantidad de fuel cargada en los depósitos que no tienen tomas de repostaje frente a la cargada en los que sí la tienen. Se trata de minimizar el tiempo de repostaje, y por tanto el tiempo que el avión debe permanecer en tierra. Aquí se debe tener en cuenta la cantidad que ya está cargada en el avión inicialmente.

$$C4 = (100 \cdot M_1 + 1 \cdot M_2 + 50 \cdot M_3 + 1 \cdot M_4 + 100 \cdot M_5 + 1000 \cdot M_6) / MF \quad (4.5)$$

- *Coste 5*: la diferencia entre las diferentes cantidades de combustibles cargadas en cada depósito. Se trata de realizar la distribución lo más homogénea posible para repartir el peso a lo largo del ala. No es algo crítico ya que estructuralmente el ala está preparada para soportar las cargas de combustible de manera independiente. Sin embargo el reparto homogéneo a la larga disminuiría la fatiga del ala.

$$C5 = (|M_1 - M_2| + |M_4 - M_5|) / MF \quad (4.6)$$

La función de coste vendrá definida por la suma de esos costes multiplicados cada uno por un peso según el orden de prioridad. La sintonización de esos costes se basa en la experiencia acerca del problema.

$$\begin{aligned} C(ZFW, M_{eng}, M_i) = & P_1 \cdot C1(ZFW, M_i) \\ & + P_2 \cdot C2(M_{eng}, M_i) \\ & + P_3 \cdot C3(M_i) \\ & + P_4 \cdot C4(M_i) \\ & + P_5 \cdot C5(M_i) \end{aligned} \quad (4.7)$$

Dada las definiciones de los costes podemos ver que son todas función de las masas de los depósitos y además también dependen de los datos de entrada del problema (masa ZFW, CG para el ZFW, y la masa prevista para el consumo de los motores), que se usarán como parámetros del problema.

Es importante observar que muchos de los costes siguen criterios contrarios entre ellos. Por ejemplo, el coste C2 obtiene su mínimo cuando la masa de fuel en los depósitos Inner iguala a la prevista para el consumo en el vuelo. Sin embargo, el coste C5 es mínimo cuando las masas Inner y Outer son iguales (hay que recordar que la masa máxima posible en los Outer es muy baja).

Por tanto estamos ante un problema de optimización que no tiene una solución en un mínimo absoluto. Las soluciones pueden ser múltiples, buscando **con los factores de cada coste dar más peso a lo que tiene más importancia, encontrando de esta manera la mejor solución de compromiso basada en la experiencia.**

De esta manera se ha decidido dar más peso a C1 y C2 frente a los demás. Asimismo el peso más pequeño se le da a C5.

La minimización de la función de coste está supeditada a las siguientes restricciones:

- *Restricción 1*: no superar el volumen de cada depósito.

$$R1: M_i \leq M_{\max_i} \quad (4.8)$$

- *Restricción 2*: no incurrir en masas negativas en un depósito.

$$R2 : M_i \geq 0.0 \quad (4.9)$$

- *Restricción 3*: no salir del rango válido de centro de gravedad impuesto.

$$R3 : X_{CG\min}(ZFW + MF) \leq X_{CG} \leq X_{CG\max}(ZFW + MF) \quad (4.10)$$

- *Restricción 4*: no bajar de la cantidad de combustible mínima obligatoria.

$$R4 : \sum_{i=1}^6 M_i \geq MF \quad (4.11)$$

- *Restricción 4*: dejar espacio libre suficiente en el Trim Tank para retrasar el CG durante el vuelo.

$$R5 : M_6 \leq \eta \cdot M_{\max\_6} \quad (4.12)$$

Donde  $\eta$  es un porcentaje de la masa máxima para el Trim Tank prefijado en base a la experiencia operativa sobre el retraso del CG necesario durante un vuelo.

### 4.3. Definición de operadores genéticos

En el apartado anterior hablábamos de encontrar la mejor solución de compromiso basada en la experiencia. Esta es una de las razones de la idoneidad de usar técnicas de inteligencia artificial (IA). La IA es aplicable casi de manera intuitiva cuando las necesidades de control son semejantes al tipo de gestión de decisiones que llevaría a cabo una persona para esa misma tarea, pudiendo sintonizar la técnica de IA correspondiente en base a la experiencia humana. Esta idea va a estar presente en todo el proyecto.

Para este caso de repostaje en tierra tiene una doble vertiente: el primero sería la resolución del problema de optimización planteado; el segundo la sintonización de la función objetivo (los pesos).

Esa primera parte, correspondiente a la resolución del problema, es la que se va a resolver en este capítulo. El segundo aspecto, el de la sintonización de los pesos de la función de coste gracias a la experiencia humana, será comentado en el penúltimo capítulo del presente proyecto.

Centrándonos en la resolución del problema de optimización se ha optado por técnicas de Algoritmos Genéticos (AG) que permiten recorrer espacios de soluciones diferentes con facilidad, lo que nos permitirá escapar del reparto de combustible inicial (el usual) si fuera necesario. Aplicaciones semejantes de esta técnica pueden verse por ejemplo en [4.1] aplicadas al caso de distribución de la carga de pago.

Vamos entonces a convertir el problema a términos genéticos, aplicando operadores de mutación y cruce para dar lugar a la solución que minimice la función de coste. Referencias a las técnicas aquí usadas pueden consultarse en [4.1], [4.2] o [4.3].

El pseudo-algoritmo es el siguiente:

*Generación de la población inicial*

*Mientras no se cumpla el criterio de parada:*

*Selección de padres*

*Cruce de padres*

*Mutación de hijos*

*Recombinación de hijos en la población*

*Evaluación del criterio de parada*

#### 4.3.1. Definiciones del problema

Nuestro **vector de decisión** obviamente es la cantidad de fuel que hay que introducir en cada depósito. Lo más directo es elegir la masa como magnitud de esta cantidad. Tenemos seis depósitos así que tendremos un vector de decisión de seis componentes ordenadas según el número que identifica cada depósito.

$$v_{decision} = \begin{bmatrix} M_1 \\ M_2 \\ M_3 \\ M_4 \\ M_5 \\ M_6 \end{bmatrix} \quad (4.13)$$

Sin embargo hay que tener en cuenta que hay una restricción fundamental que hay que cumplir. La suma de la cantidad en cada depósito debe ser la masa total de fuel que se ha determinado para la operación de la aeronave. Por ello nuestro individuo del algoritmo genético va a tener cinco componentes, ya que la sexta componente del vector de decisión es la diferencia entre la masa total que hay que introducir y la suma del resto de componentes. Hemos decidido que esta componente sea el tanque central ( $M_3$ ) por ser el que tiene más tamaño y está más centrado en el avión.

$$v_{individuo} = \begin{bmatrix} M_1 \\ M_2 \\ M_4 \\ M_5 \\ M_6 \end{bmatrix} \quad (4.14)$$

Hay que tener siempre presente cuales son las **entradas** a nuestro problema. Es decir, las variables que van a cambiar dependiendo de la operación. Como vimos en el

apartado anterior éstas son: *masa total de fuel, masa total de la aeronave* (para obtener los límites de CG y el CG objetivo), y la *masa de fuel prevista para el consumo*.

Respecto al algoritmo genético, hemos considerado en el diseño preliminar una población de  **$N=30$  individuos**. Asimismo de esos  $N$  individuos vamos a elegir  **$Np=8$  parejas de padres** en cada iteración. Estos valores son configurables para intentar mejorar la solución final todo lo que se pueda. Se ha optado por esta combinación después de probar varias opciones.

#### *4.3.2. Generación inicial*

Para generar la población inicial hemos considerado estas opciones.

*Opción 1:* generar de manera aleatoria cada componente del vector individuo y para cada individuo de la población.

*Opción 2:* generarlos con llenado secuencial de los depósitos y después perturbar cada individuo. Es decir, en primer lugar generamos un vector de decisión repartiendo la masa total en cascada siguiendo el orden de prioridad del repostaje en Modo Automático indicado en el apartado 4.1. Después para cada individuo de la población perturbamos ese vector de decisión sumándole a cada componente una cantidad aleatoria entre 0 y el 10% de la masa máxima del tanque en cuestión.

*Opción 3:* igual que la opción 2 pero además hacemos la perturbación del vector de decisión de manera simétrica (sumamos lo mismo a los tanques que se encuentran a un lado y al otro del ala).

En base a las pruebas realizadas, como era de esperar, tenemos que la opción 1 tiene poca tendencia a generar soluciones factibles. Cumple con la restricción R1 (masa máxima) pero las demás no tienen por qué cumplirse ya que la perturbación aleatoria es muy severa.

La opción 2 mejora mucho en este sentido. Al tener en cuenta como solución inicial el reparto usual en Modo Automático de un FCMS (cuya secuencia de llenado da lugar a una solución factible siempre), entonces al perturbar la solución solamente en un 10% hace que la mayor parte de los individuos de la población sean factibles, cumpliendo todas las restricciones.

Sin embargo esa perturbación de la opción 2 hace que haya reparto de combustible asimétrico lo que desplaza el CG hacia la izquierda o derecha, algo no deseable. Por ello se ha mejorado esta opción con la perturbación simétrica de carga realizada en la opción 3.

#### *4.3.3. Selección de padres*

En primer lugar se calcula la aptitud de cada individuo de la población aplicando la función objetivo que devuelve si se cumplen las restricciones y el coste. Los padres son elegidos de entre todos los individuos siguiendo el método de la ruleta.

Recordamos que el método de la ruleta consiste en seleccionar de manera aleatoria un porcentaje de la suma total de la aptitud de todos los individuos de la población. El

padre será el individuo que sobrepase ese porcentaje acumulando la aptitud de todos los individuos anteriores hasta llegar a él.

También se han considerado dos opciones a la hora de realizar la selección:

*Opción 1:* se calcula la aptitud de cada individuo y se aplica el método de la ruleta directamente.

*Opción 2:* se calcula la aptitud de cada individuo. Se comprueba si ha habido individuos mejores en las iteraciones anteriores y si los ha habido se sustituye este individuo por el mejor de la actual, y después se aplica el método de la ruleta.

Con la opción 1 ocurre que el mejor individuo encontrado no tienen por qué ser el individuo final ya que las operaciones de cruce y mutación le pueden eliminar. Con la opción 2 lo preservamos y por ello en general ha dado mejores resultados que la primera.

#### *4.3.4. Cruce de padres*

Hemos considerado tres opciones para realizar el cruce de los padres:

*Opción 1:* cruce aritmético.

*Opción 2:* cruce binario simulado.

*Opción 3:* cruce binario simulado con imposición de la restricción del rango de masas válido para cada tanque.

En los resultados obtenidos no se ha visto una mejora significativa de una a otra opción, por lo que hemos elegido la opción 1 por ser mas sencilla.

#### *4.3.5. Mutación de hijos*

Para mutar los hijos obtenidos en el cruce hemos considerado tres opciones:

*Opción 1:* mutación uniforme aplicando ley normal sobre alguno de los componentes de cada tanque.

*Opción 2:* mutación semi-aleatoria sobre un número aleatorio de componentes. Pero dicha mutación no es un número cualquiera, sino que se suma a las componentes a mutar un valor comprendido entre 0 y el 20% de la masa máxima del tanque.

*Opción 3:* esta opción es una mejora de la 2, haciendo que si se elige de manera aleatoria una componente del vector correspondiente a un tanque situado en el ala, se perturbe tanto ese tanque como su simétrico.

La opción 2 ha dado mejores resultados que la 1 ya que si la mutación es demasiado grande, la evolución genética puede alejarse mucho de los espacios de soluciones que son factibles. Hay que tener en cuenta que muchos repartos de masas de entre los posibles no son factibles; si es necesario pasar por ellos el tiempo de convergencia del algoritmo sería muy grande. Por ello es importante permanecer en entornos cuya solución es factible o es próxima a uno factible. Esto va en detrimento de hacer evolucionar mucho la solución (es decir, encontrar soluciones óptimas y factibles muy

diferentes de la inicial). Por ello se ha buscado una solución de compromiso entre alejarse mucho del espacio de soluciones factibles original y la mutación a soluciones lejanas a éste.

Sin embargo hay que decir que esta opción producía la asimetría de masas entre las alas comentadas en la generación de la población inicial. Realmente el propio algoritmo tiende a igualar el reparto de masas de manera simétrica en las dos alas (gracias a la función objetivo) pero en la solución final permanecen leves diferencias. Por ello implementamos la opción 3, que consigue tener la misma tendencia a evolucionar de la opción 2 pero con una mutación simétrica de los individuos.

#### *4.3.6. Recombinación*

En la población de partida se sustituyen los padres elegidos por los hijos resultantes del cruce y mutación de los primeros.

#### *4.3.7. Criterio de parada*

Se han probado tres opciones como criterio de parada:

*Opción 1:* límite de iteraciones. Se han probado varios límites, observando que hasta 10000 iteraciones son asumibles respecto al tiempo de ejecución del algoritmo permitido. Sin embargo, a partir de 5000 iteraciones se ha observado que la convergencia era ya correcta. Por dar mucho margen a la posibilidad que la evolución alguna vez pueda mejorar en iteraciones grandes, se ha observado también que un límite de hasta 50000 no conlleva tiempos de computación exagerados, siendo estos bastante asumibles para los fines de este sistema. Ahora bien, dado que con 20000 iteraciones no se empeoraba la solución frente a las 50000 se ha decidido tomar como límite ese valor.

*Opción 2:* se deja de iterar cuando la aptitud del mejor individuo de la población no mejora durante 100 iteraciones consecutivas. Por seguridad operativa también se impone un límite máximo de iteraciones, eso sí, alto (50000 iteraciones).

*Opción 3:* se deja de iterar cuando la aptitud del mejor individuo de la población no mejora durante 100 iteraciones consecutivas y además la aptitud media de la población en las últimas 100 iteraciones es peor que la aptitud media en las 100 anteriores. También por seguridad operativa se impone un límite máximo de iteraciones alto (50000 iteraciones).

En general con las tres opciones se han obtenido buenos resultados. Sin embargo se ha observado que las opciones 2 y 3 no encajan del todo bien con las características de nuestro problema. Esto es debido a que la evolución de las soluciones es pausada (aún probando mutaciones agresivas y cruces numerosos), ya que no es sencillo mejorar la solución de partida. Esto es así por la decisión de diseño de mantener el mejor individuo encontrado hasta el momento. Si la decisión hubiese sido no protegerlo, este se eliminaría y la variabilidad de la población sería mucho mayor, de forma que la opción 3 sería la mejor como criterio de parada. Por tanto, para nuestro problema y las características del proceso de selección ha convenido más la opción 1 con un límite de iteración suficientemente grande.

#### 4.3.8. Resumen de características

En la Tabla 4.1 se resume la configuración del diseño final elegido tras la valoración de las opciones que se han comentado en los sub-apartados anteriores.

<i>Característica / Parámetro</i>	<b>Elección / Valor</b>
<i>Individuo</i>	Masas tanques 1, 2, 4, 5 y 6
<i>Población (número individuos)</i>	N=30
<i>Número de progenitores</i>	Np=8
<i>Generación inicial</i>	Reparto usual (Modo Auto FCMS) con perturbación aleatoria simétrica de hasta 10% de la masa máx tanque
<i>Selección</i>	Se mantiene al mejor individuo histórico. Se seleccionan los padres con el método de la ruleta.
<i>Cruce</i>	Aritmético
<i>Mutación</i>	Perturbación aleatoria de hasta el 10% masa máx sobre componentes del individuo elegidas aleatoriamente pero simétricamente
<i>Recombinación</i>	Sustitución directa de hijos por sus padres
<i>Parada</i>	Tras 20000 iteraciones

**Tabla 4.1: Resumen de características del diseño del AG para el repostaje en tierra.**

#### 4.4. Implementación del controlador en la arquitectura del sistema

El algoritmo diseñado es codificable directamente dentro de la computadora FCMS. Los datos necesarios son de dos tipos. Los fijos, correspondientes a geometría del avión, se pueden codificar directamente. Los variables, correspondientes a los parámetros de entrada ( $Z_{FW}$ ,  $CG_{zfw}$ ,  $M_{eng}$ ) provienen de la conexión digital ARINC-429 de otra computadora (el FMGC, encargada de la gestión del plan de vuelo) como vimos en el apartado 2.5. de esta memoria.

La solución del problema, como vimos, son las masas de combustible en cada tanque. Una vez se tienen estos valores, el FCMS se encarga de abrir las válvulas de paso de cada tanque y bombear el combustible a cada tanque hasta alcanzar dichas masas.

En esta implementación es importante el tiempo de resolución del algoritmo, ya que no puede ser muy grande pues debe hacerse durante el tiempo de mantenimiento de la aeronave en la fase de prevuelo. Si es mayor al orden de magnitud de 5 minutos, la fase de prevuelo se puede ver afectada por retrasos y no compensará esta implementación.

En nuestro caso, de cara a las simulaciones, hemos realizado la implementación del algoritmo diseñado en Matlab. El pseudo-algoritmo indicado en el apartado anterior ha sido implementado en la rutina principal *GA\_MAIN.m*. Las subrutinas correspondientes con el algoritmo son las siguientes:

- Definiciones previas:
  - *Config\_GA.m*: Aquí se definen los parámetros fijos así como los parámetros de entrada emulando que provienen del FMGC.
- Generación de la población inicial:
  - *func\_initial\_generation.m*: se genera la solución inicial que corresponde al reparto que haría un FCMS al uso basado en la prioridad de llenado.
  - *func\_disturbed\_generation.m*: se realiza la perturbación de la solución inicial con factores aleatorios, dando lugar a una población inicial con "N" individuos diferentes.
- Selección de padres:
  - *GA\_Select.m*: se evalúa la función objetivo para cada individuo obteniendo la aptitud de cada uno y se mantiene el mejor individuo para la siguiente iteración.
  - *func\_select.m*: se seleccionan las "Np" parejas de padres.
  - *func\_optimization.m*: función que calcula el coste y el cumplimiento de restricciones dado un vector de decisión.
- Cruce de padres:
  - *GA\_Cross.m*: se realiza el cruce de los padres para dar lugar a los hijos con las técnicas indicadas en el apartado anterior.
- Mutación de hijos:
  - *GA\_Mutate.m*: se mutan los hijos con las técnicas indicadas en el apartado anterior.
  - *func\_disturbed\_generation.m*: misma función que en el caso de la generación inicial.
- Recombinación de hijos en la población:
  - *GA\_Recombine.m*: los hijos pasan a sustituir a sus progenitores.

- Evaluación del criterio de parada:
  - *GA\_Stop.m*: se evalúa el criterio de parada (ver apartado interior) y si se cumple se abandona el bucle, quedando como solución la mejor encontrada.

## 4.5. Validación

En este apartado vamos a tratar de evaluar los compromisos de diseño que habíamos establecido para el caso del problema de repostaje. Para ello nos centraremos en tres aspectos: análisis de la evolución del AG, análisis de la influencia de los pesos de los costes, y análisis comparativo frente a la solución clásica al problema.

### 4.5.1. Análisis de la evolución genética

En este caso vamos a observar la evolución que el algoritmo genético produce en la población de soluciones partiendo de una solución lejana a los óptimos y además no factible.

Es decir, consideramos que todos los individuos de la población original corresponden a la siguiente solución:

$$v_{\text{individuo}}|_{\text{inic}} = \begin{bmatrix} 2865 \\ 0 \\ 0 \\ 2865 \\ 40000 \end{bmatrix} \quad (4.15)$$

Asimismo, hemos considerado el escenario en que la aeronave repostará 75000 kg de combustible, con una carga de pago de 10000 kg, situándose el CG con ZFW a 0.4 m por detrás del punto de referencia (borde de ataque del MAC). Con esto, el vector de decisión inicial sería:

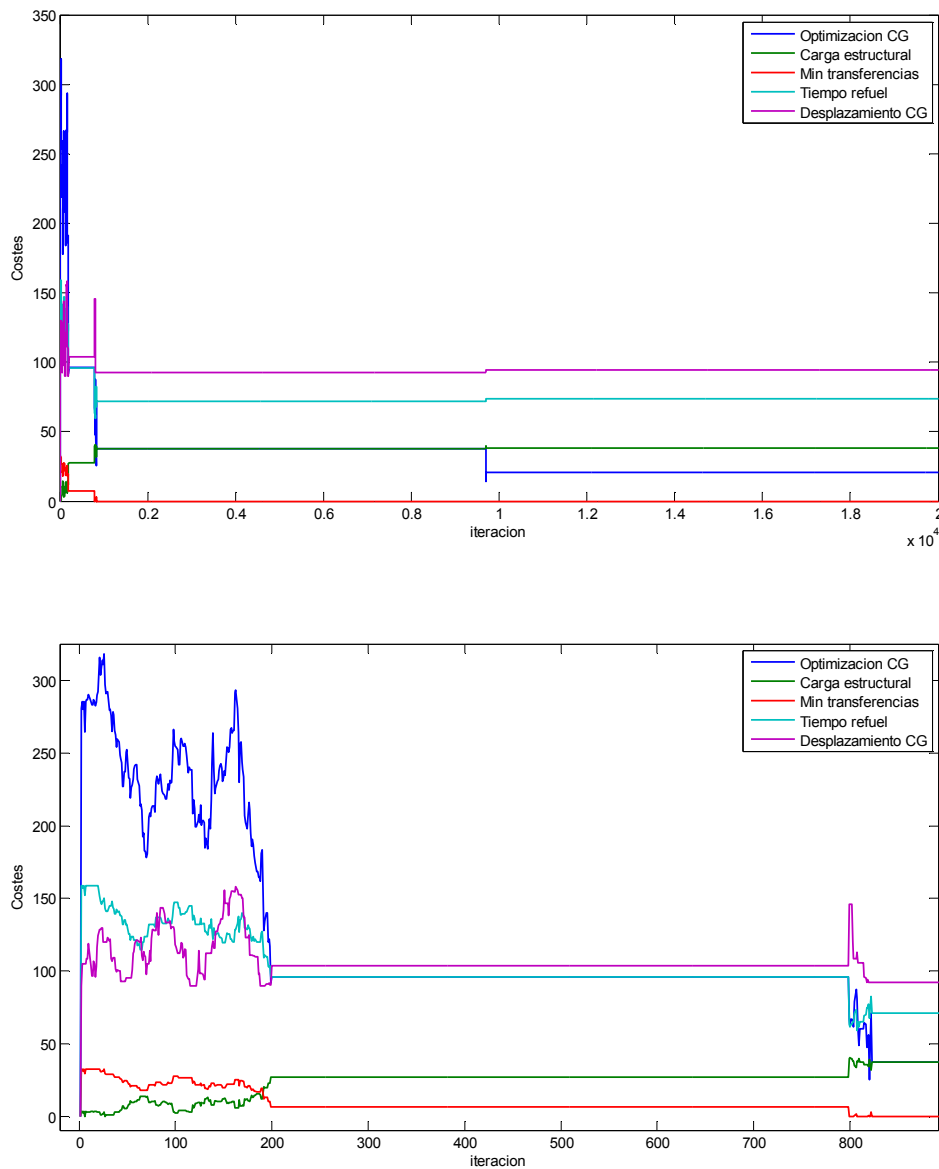
$$v_{\text{decision}}|_{\text{inic}} = \begin{bmatrix} 2865 \\ 0 \\ 75000 - 2865 - 2865 - 40000 \\ 0 \\ 2865 \\ 40000 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 2865 \\ 0 \\ 29270 \\ 0 \\ 2865 \\ 40000 \end{bmatrix} \quad (4.16)$$

Es decir, no cargamos los tanques Inner, cargamos los tanques Outer al máximo, el Central muy cercano a completo también y el Trim Tank muy por encima de su capacidad.

Evidentemente esto es una solución no factible, ya que uno de los tanques está **por encima de la carga máxima** que puede albergar. Pero es que además la posición del

**CG también está fuera del margen de estabilidad**, situándose muy por detrás del límite situado para la configuración de este escenario (7 m del origen).

Aplicando el algoritmo a este entorno, tenemos la siguiente evolución de los costes para el mejor individuo de la población en cada iteración (Figura 4.4). Observamos que enseguida el algoritmo tiende a generar soluciones factibles y a empezar a disminuir los costes, sobre todo de aquellos que más peso tienen en nuestra función de coste como es la posición del CG.

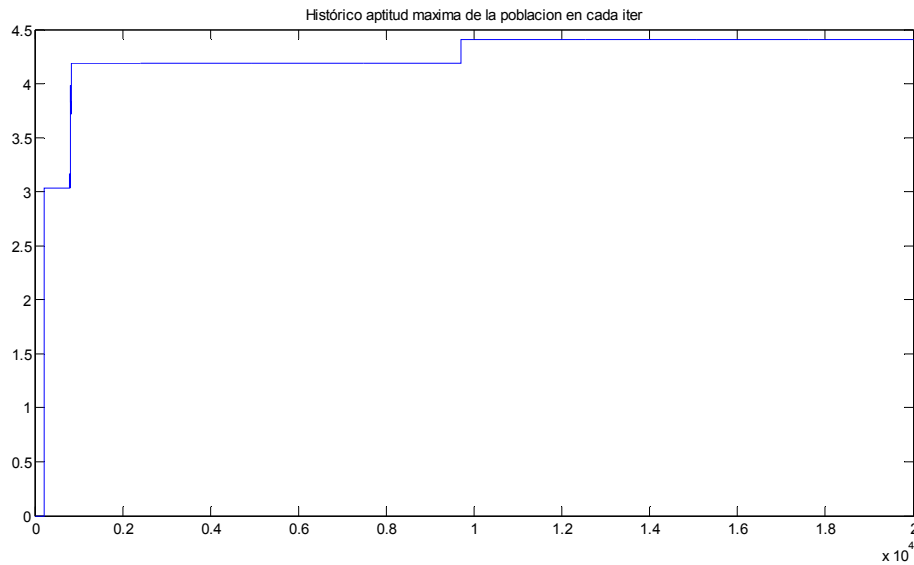


**Figura 4.4:** Evolución de los costes para cada variable (arriba). Zoom en las primeras iteraciones (abajo).

Por otra parte también vemos como una vez encontrada una solución bastante aceptable (a partir de la iteración 200 aproximadamente), ya es muy difícil mejorar al individuo encontrado, como comentamos en el apartado de la descripción del diseño. Si no mantuviésemos al mejor individuo observaríamos mas variabilidad en los costes, pero la idea de mantenerlo hace que la solución sea mejor y tenga una convergencia mas rápida.

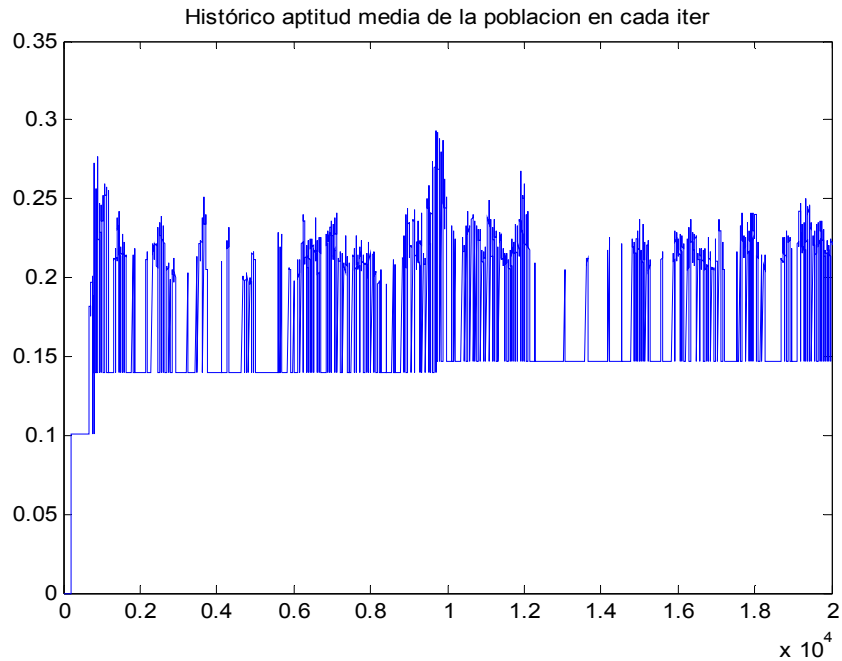
De hecho a la vista de las gráficas podríamos pensar que el criterio de parada de cortar la ejecución cuando se lleva cierto número de iteraciones sin mejorar sería más correcto. Sin embargo esto no es así, ya que precisamente **el hecho de mantener al mejor individuo conlleva el riesgo de parar demasiado pronto si se toman criterios así**. Dado que la respuesta de este sistema no ha de ser excesivamente rápida, pudiendo dejar procesar el algoritmo durante varios minutos antes de obtener una solución, realmente conviene un criterio de parada a tiempo fijo, aumentando así las opciones de encontrar una solución algo mejor.

La Figura 4.5 muestra la evolución de la aptitud máxima de la población en cada iteración. Lo primero que destacamos es que en las primeras iteraciones la aptitud es nula, debido a que dichos individuos no son solución factible pues partimos de una solución inicial que no lo era. En el momento que se encuentra un individuo factible se produce un salto en la aptitud. A partir de aquí el algoritmo trata de encontrar una mejor mediante los mismos procesos de cruce y mutación.



**Figura 4.5: Evolución de la aptitud del mejor individuo de la población en cada iteración.**

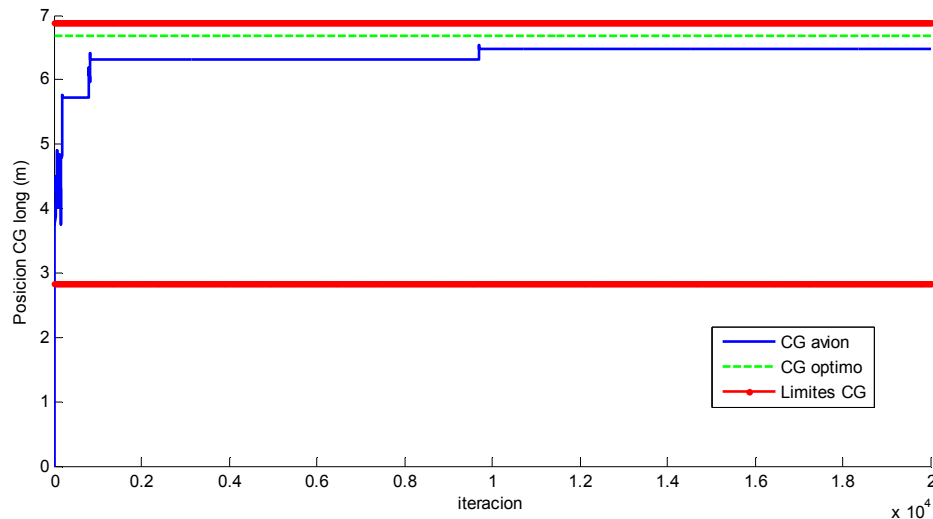
Esos procesos de cruce y mutación provocan una variabilidad de la aptitud de cada individuo de la población considerable que no puede ser observada en gráficos que solo presentan información del mejor individuo. Por ello presentamos la Figura 4.6 correspondiente a la evolución de la aptitud media de la población.



**Figura 4.6: Evolución de la aptitud media de la población en cada iteración.**

En esa figura estamos observando la variabilidad predicha para los mecanismos propuestos de cruce y mutación con muchos picos, especialmente pronunciados cuando se producen los puntos de mejora del mejor individuo encontrado hasta el momento. Esto es así porque **el algoritmo encuentra un entorno donde está una mejor solución**. También se observan rangos de iteraciones en los que la media se mantiene igual. Esto se debe a que **a veces los mecanismos de cruce dan lugar a soluciones no factibles las cuales no se aceptan y por tanto se obvia la solución**. Una posible mejora del algoritmo es precisamente evitar estas zonas de rechazo de los mecanismos de evolución.

Ahora bien, queda la discusión de qué óptimo se obtiene. Como indicamos en la descripción del diseño aquí está el "juego" del diseñador ya que es dependiente de los pesos que se dan a los costes, como veremos en el siguiente apartado. Es evidente que en nuestro diseño prima la optimización de la posición longitudinal del CG, lo que se hace evidente si presentamos la evolución del CG consecuencia del mejor individuo en cada iteración (Figura 4.7).



**Figura 4.7: Evolución del CG del fuel resultante en cada iteración.**

Vemos como a medida que avanza el algoritmo el CG tiende al óptimo pero sin llegar a alcanzarlo ya que los demás costes lo impiden. Nótese que el CG inicial es nulo, esto es debido a que es la evolución del mejor individuo de la población tras procesar el algoritmo y aplicar los mecanismos de evolución, por lo que en la primera iteración ya se ha perturbado la solución inicial.

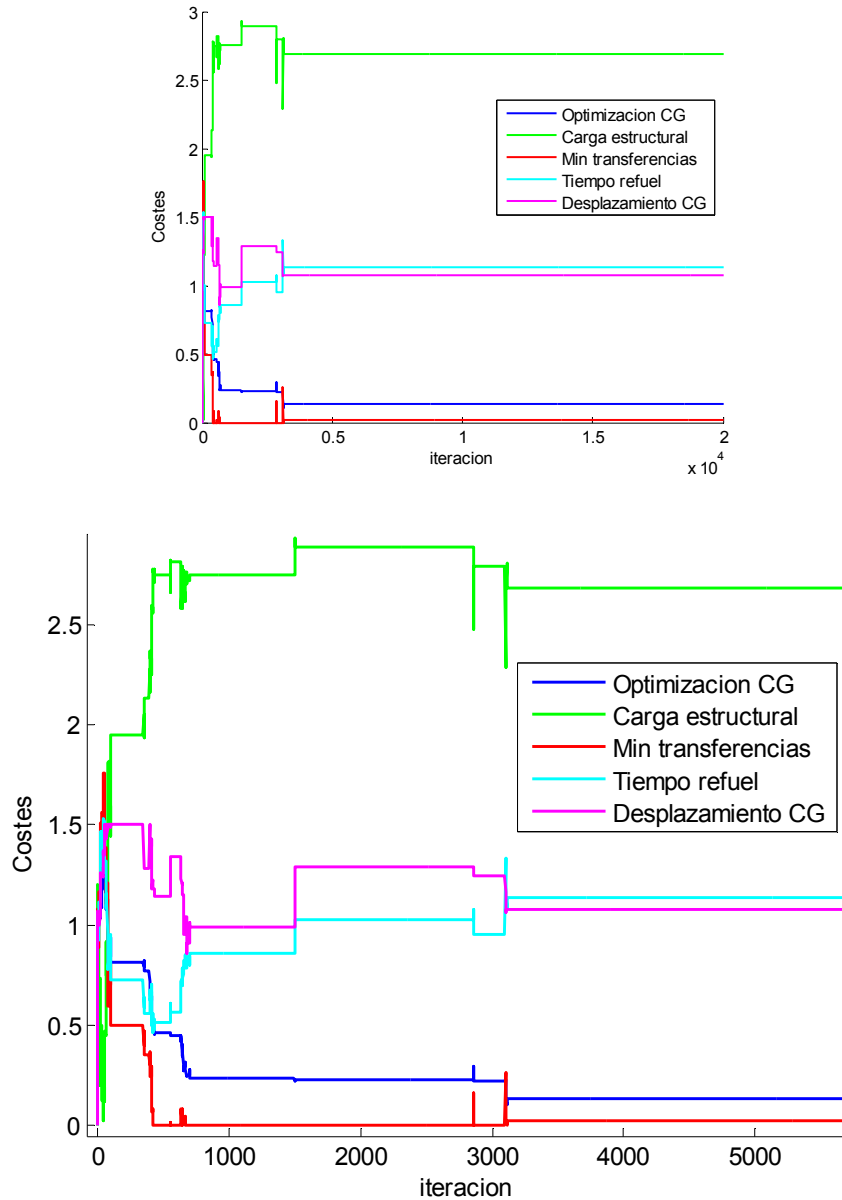
#### 4.5.2. Análisis de los pesos de los costes

Como se ha indicado en varias ocasiones, en este trabajo el planteamiento del problema es de tipo **multi-objetivo**, haciendo que no necesariamente el óptimo para cada coste que influye en el problema sea el mismo para todos los demás.

Es decir, hay que **decidir qué pesos dar a cada uno de ellos de forma que el algoritmo tienda a converger a una solución de compromiso** que nos interese. Este "nos interese" es el matiz más importante de todo el problema ya que conlleva inherentemente la percepción del experto en la materia.

Si colocamos pesos muy grandes al coste del posicionamiento del CG frente a los demás, al final la solución convergerá a distribuir el fuel de forma que siempre se encuentre el CG muy cercano al óptimo, sin tener en cuenta los otros costes.

Pongamos por ejemplo una distribución de pesos en la que para el coste del CG superamos en dos órdenes de magnitud a los demás costes. Atendiendo a la evolución de cada coste para el mejor individuo de cada iteración en el caso de la citada distribución de pesos, encontramos (ver Figura 4.8) como el algoritmo siempre trata de disminuir el coste asociado a la posición del CG, pero con los demás costes no alcanza una buena solución. Nótese que cada coste ha sido adimensionalizado con el valor inicial de cada uno.



**Figura 4.8:** Evolución de los costes asociados al mejor individuo en cada iteración para los pesos  $P=[100 \ 1 \ 1 \ 1 \ 1]$  (arriba). Ampliación del rango donde se producen más variaciones (abajo).

En la Figura 4.9 mostramos la evolución del CG del mejor individuo resultante de la distribución en cada iteración. Vemos como efectivamente se pasa de valores incluso alejados del rango admisible para el CG a estar muy cerca del CG óptimo (a tan solo unos 30 cm de él).

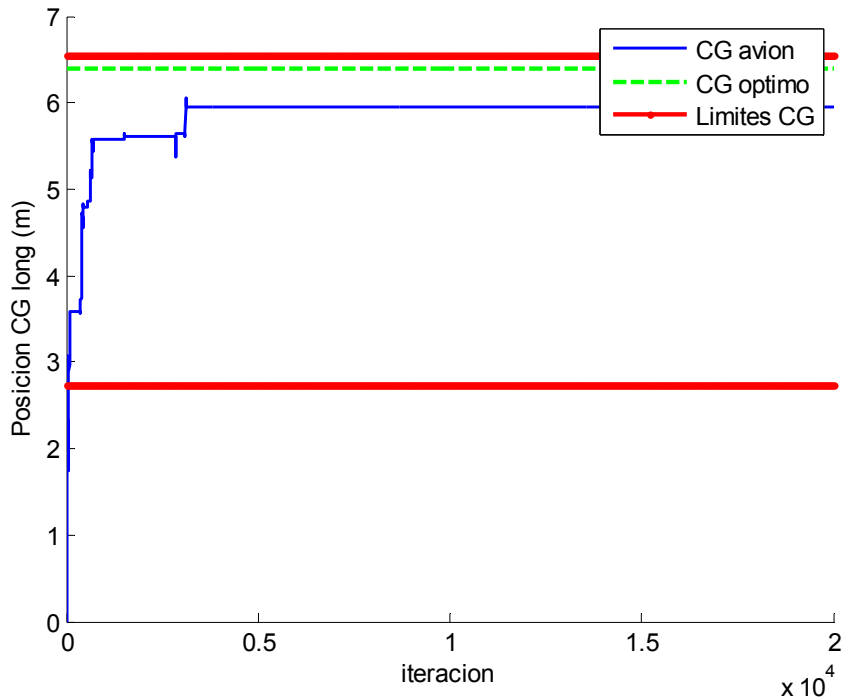


Figura 4.9: Evolución del CG del fuel completo para una distribución de pesos  $P=[100 \ 1 \ 1 \ 1]$ .

Si en vez de dar tanto peso al posicionamiento del CG se lo damos a otras variables como, por ejemplo, a la minimización del tiempo de transferencia durante el repostaje y a las transferencias durante el vuelo, podemos observar como el comportamiento varía bastante del anterior (Figura 4.10).

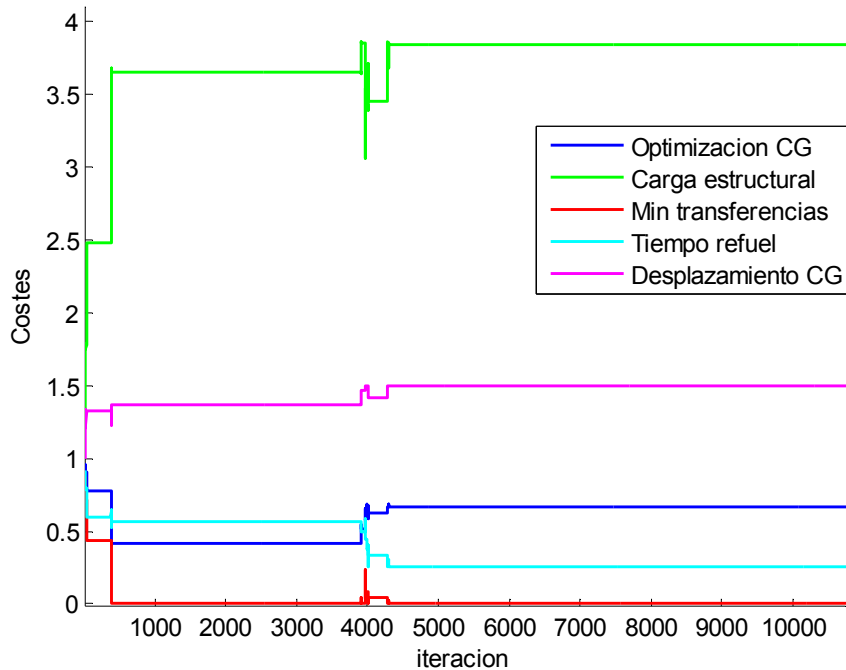
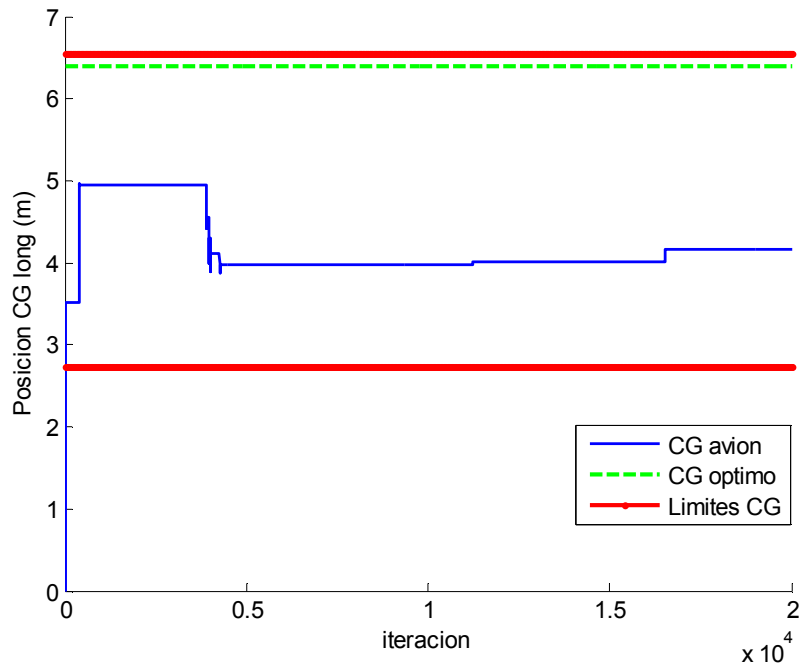


Figura 4.10: Evolución de los costes asociados al mejor individuo en cada iteración para los pesos  $P=[1 \ 1 \ 100 \ 100 \ 1]$ .

Al premiar más la disminución de transferencias y el tiempo de refueling vemos como la tendencia del algoritmo es hacerlos disminuir, algo que no ocurre con los demás costes que incluso permanecen bastante constantes en algunos casos.

De ahí que en este caso la evolución del CG no tienda a converger al óptimo ni siquiera para el caso del mejor individuo de la población en cada iteración (ver Figura 4.11).



**Figura 4.11:** Evolución del CG del fuel asociado al mejor individuo en cada iteración para los pesos  $P=[1 \ 1 \ 100 \ 100 \ 1]$ .

Por otra parte, si igualamos todos los costes, dependiendo de la aleatoriedad en los mecanismos de evolución del algoritmo tenderá a minimizar unos costes frente a otros de manera indistinta, con lo que las soluciones del algoritmo serán dispares y no tendrá mucho sentido.

En la Figura 4.12 presentamos un ejemplo para un reparto de pesos igual en todos los costes. En ella observamos que la variabilidad de cada solución mejor en cada iteración aumenta, sin tener tanta tendencia a seguir un camino determinado como en los casos anteriores. De ahí que cada poco se produzcan saltos en todos los costes asociados a cambios de configuración de la distribución del fuel dispares.

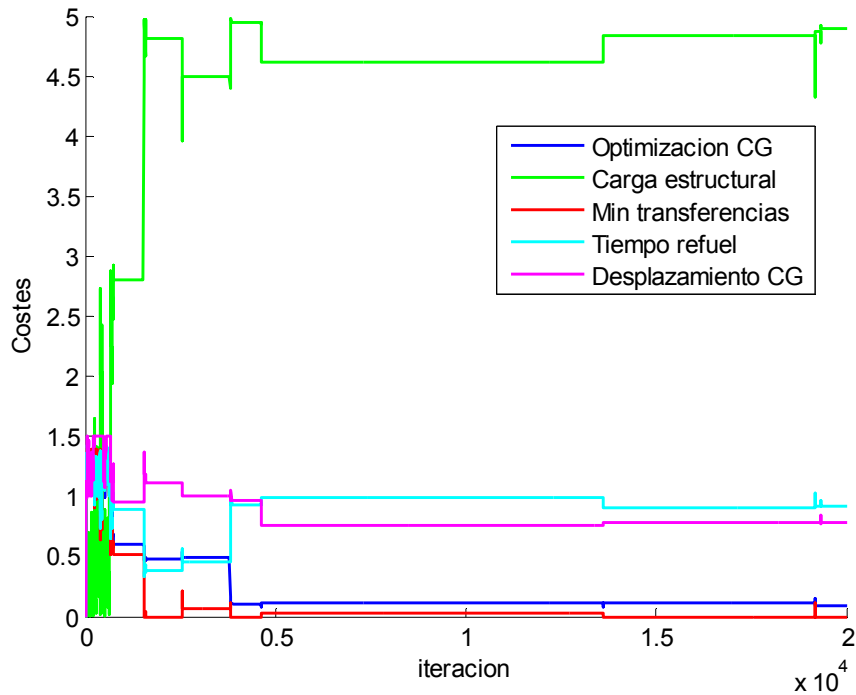


Figura 4.12: Evolución de los costes asociados al mejor individuo en cada iteración para los pesos  $P=[1\ 1\ 1\ 1\ 1]$ .

Por ello conviene jerarquizar los costes para que haya una tendencia hacia lo que mejora de manera global la solución basándonos en el sentido común del experto. Entonces, para decidimos por uno u otro juego de pesos, se ha **premiado ante todo el posicionamiento del CG**. Para ello hay dos motivos. El primero es que ya sabemos que este es el **principal objetivo de diseño del control**. El segundo motivo es que, dado que se tienen varios tanques, para obtener un mismo CG hay varias distribuciones posibles entre los tanques. Es decir, si situamos el CG muy cercano al óptimo, podemos hacer que con los pesos relativos del resto de costes se seleccionen diferentes distribuciones. El segundo criterio prioritario ha sido intentar disminuir las transferencias durante el vuelo; esto es, **introducir en los tanques Inner la masa de fuel más cercana posible a la que previsiblemente consumirán** los motores en el vuelo concreto. Esto es importante ya que, ante un fallo total del sistema de transferencia de combustible los motores no tendrían problema en seguir siendo alimentados.

Tras varias iteraciones con esas ideas en mente hemos optado por el reparto de pesos:

$$P = \begin{bmatrix} PosicionCG \\ CargaEstructural \\ TransferenciasFuel \\ TiempoRepostaje \\ DesplazamientoCG \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 100 \\ 70 \\ 90 \\ 60 \\ 80 \end{bmatrix} \quad (4.17)$$

#### 4.5.3. Análisis comparativo frente a la solución clásica

Una cuestión importante a tratar es si se mejora la solución habitual que se toma en el sector aeronáutico a este respecto. Recordemos que ésta consistía en un reparto jerárquico entre los diferentes tanques: se llenaban unos tanques concretos hasta cierta cantidad, después otros, y así sucesivamente hasta llegar a introducir toda la masa prevista.

Ahora vamos a ejecutar el algoritmo pero tomando como solución inicial la solución clásica que genera dicha jerarquía. Consideramos el escenario en que se van a introducir 65000 kg de combustible, con una carga de pago de 10000 kg y situándose el CG del avión para ZFW 0.4 metros por detrás del punto de referencia. Se considera que el 80% del combustible se consumirá por los motores durante el vuelo normal. En este escenario, la evolución de los costes es como la de la Figura 4.13.

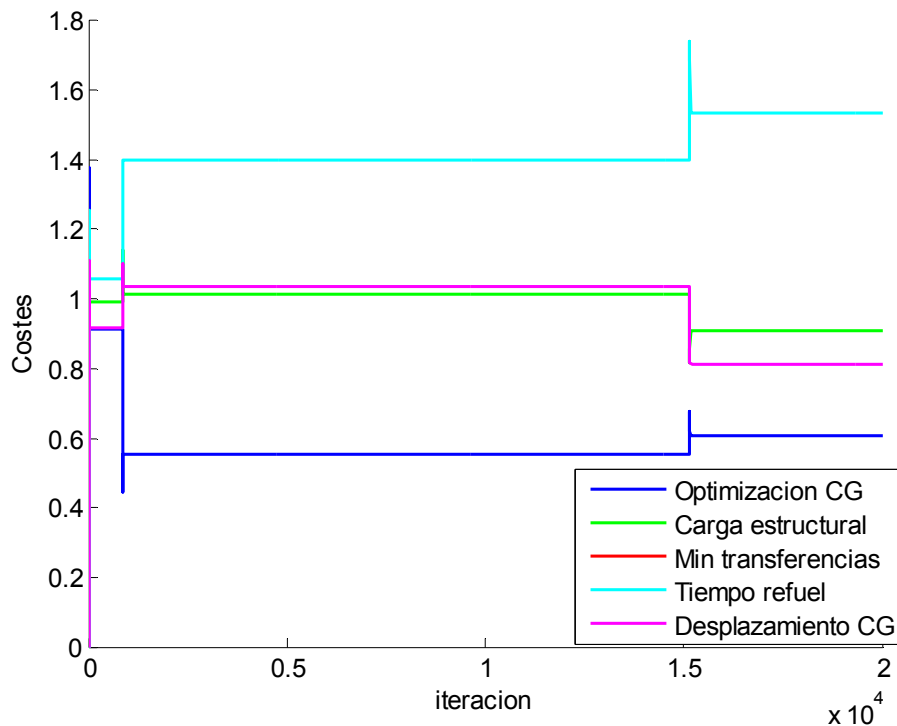
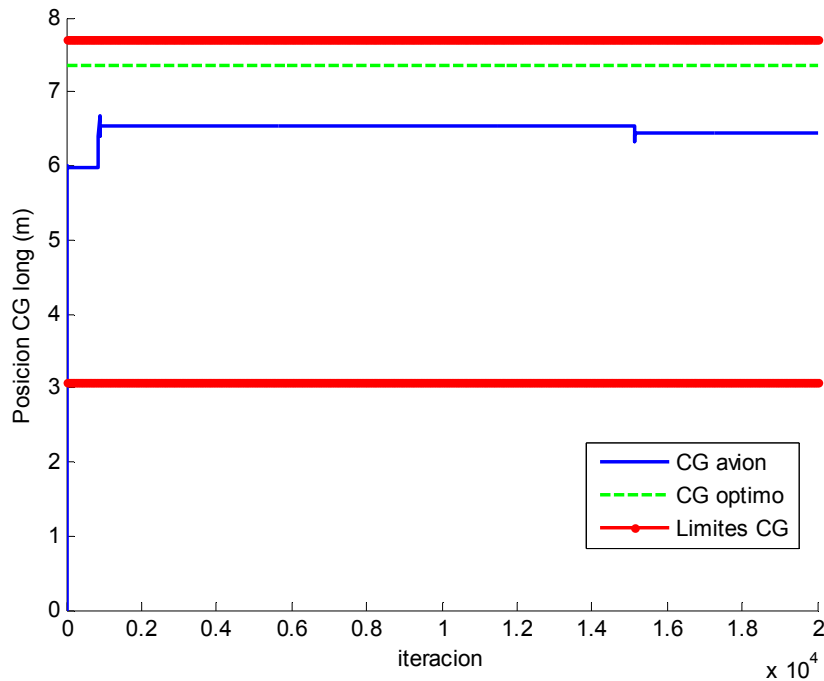


Figura 4.13: Evolución de los costes asociados al mejor individuo en cada iteración para los pesos.

Observamos como el coste asociado al CG es de los más premiados en el sentido que el algoritmo tiende a disminuirlo rápidamente. Si presentamos la gráfica de su evolución podemos ver que efectivamente la solución es bastante aceptable, con el CG situado en los márgenes y cerca del óptimo (Figura 4.14).

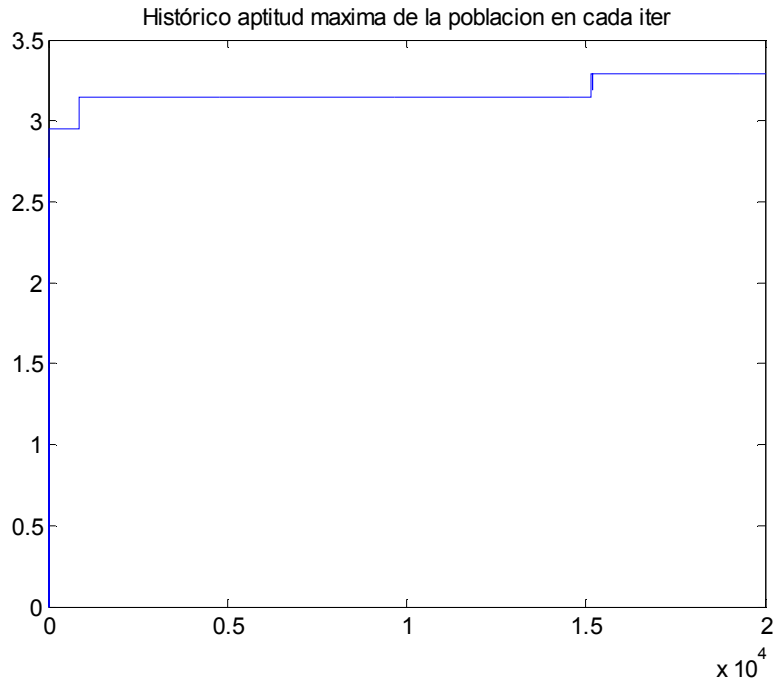


**Figura 4.14:** Evolución del CG del fuel para el individuo mejor de cada iteración.

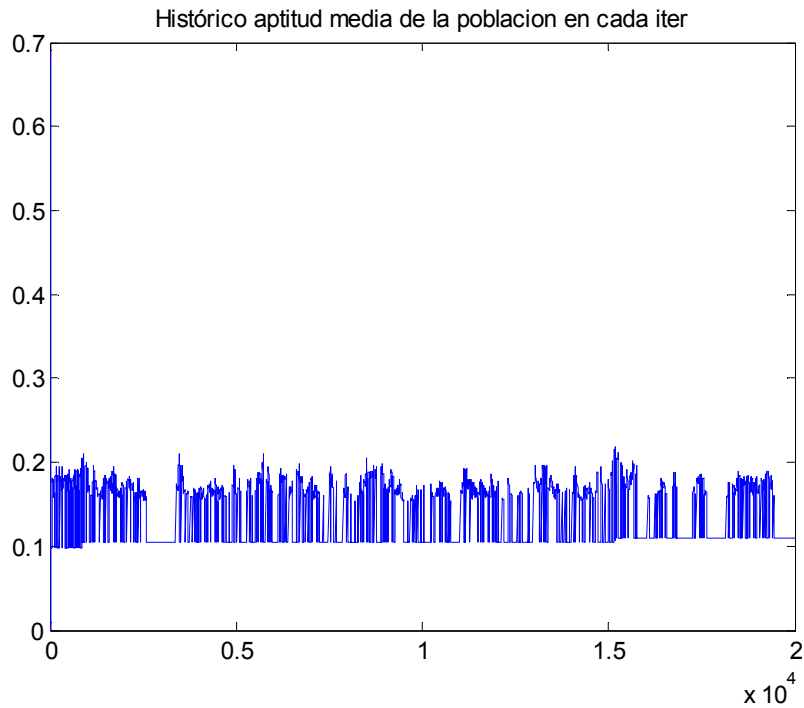
La minimización de transferencias no se observa en la gráfica de los costes pues está con coste “0” todo el rato. Eso es debido a que desde un principio más del 80% de la masa del fuel se encuentra en los tanques Inner, por lo que el coste de las transferencias es menor. El algoritmo ha premiado las soluciones en las que al menos esa cantidad de fuel permanece en los Inner.

También tiene influencia clara la minimización del desplazamiento del CG durante el despegue en cada tanque. En las primeras iteraciones, primando la posición del CG, el algoritmo encuentra una solución en la que se tiene un mejor CG posicionado a costa de aumentar el desplazamiento de éste durante el despegue. Sin embargo, dejando la evolución avanzar, se llega a encontrar una solución aún mejor en la que con un leve aumento del coste de la posición del CG se disminuye sustancialmente el coste de su desplazamiento.

Para completar el análisis vamos a presentar las gráficas correspondientes a la evolución de las aptitudes máxima y media de la población con las iteraciones (Figura 4.15 y Figura 4.16). En ellas podemos observar los mismos aspectos que destacamos en el subapartado 4.5.1.



**Figura 4.15:** *Histórico de la aptitud del mejor individuo en cada iteración.*



**Figura 4.16:** *Histórico de la aptitud media de la población en cada iteración.*

Hasta ahora no hemos presentado la solución del algoritmo, su vector de decisión formado por las masas de los tanques. En este sub-apartado nos vamos a centrar en ello.

La solución inicial, es decir, la solución de diseño clásica siguiendo la jerarquía de llenado para 65000 kg de combustible es como sigue:

$$v_{decision}|_{inic} = \begin{bmatrix} 2865 \\ 28435 \\ 0 \\ 28435 \\ 2865 \\ 2400 \end{bmatrix} \quad (4.18)$$

Es decir, quedan los dos tanques Outer completos, los Inner casi completos, el Central vacío y el Trim con lo restante.

Con esta distribución el CG del combustible queda a 5.7735 metros por detrás del origen de referencia. El vector de costes sería:

$$C|_{inic} = \begin{bmatrix} PosicionCG \\ CargaEstructural \\ TransferenciasFuel \\ TiempoRepostaje \\ DesplazamientoCG \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 158.91 \\ 38.55 \\ 0 \\ 46.61 \\ 109.09 \end{bmatrix} \quad (4.19)$$

La solución final seleccionada por el mecanismo evolutivo es la siguiente:

$$v_{decision}|_{final} = \begin{bmatrix} 2852 \\ 25681 \\ 3519 \\ 25681 \\ 2852 \\ 4415 \end{bmatrix} \quad (4.20)$$

Es decir, respecto a la original, se retira fuel de los Outer y de los Inner (sin dejar de mantener prácticamente todo el fuel suficiente para los motores durante el vuelo) y se coloca en el Central y en el Trim.

Con esta distribución el CG del combustible queda a 6.4467 metros por detrás del origen de referencia. El vector de costes sería:

$$C|_{final} = \begin{bmatrix} PosicionCG \\ CargaEstructural \\ TransferenciasFuel \\ TiempoRepostaje \\ DesplazamientoCG \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 91.5784 \\ 34.4197 \\ 0.3973 \\ 82.9021 \\ 94.34 \end{bmatrix} \quad (4.21)$$

El CG objetivo está a 7.25 m del origen, por lo que la **solución del AG está bastante más cerca del óptimo que la clásica.**

Por su parte también vemos que prácticamente todo el fuel que será consumido por los motores se encuentra en los Inner. Recordamos que esta cantidad de fuel es del 80% de la original, es decir, 52000 kg. La solución clásica dio como resultado una cantidad de

fuel en los Inner de 56870 kg (2 x 28425 kg). En la solución del AG la cantidad en los Inner es de 51362 kg. Es decir, el **AG inteligentemente ha sabido retirar toda la cantidad de fuel que sobraba respecto a la que se consumirá por los motores.**

Esta cantidad que se retira es utilizada para llenar gran parte del Trim Tank de forma que se retrase el CG. Pero también es utilizada, junto con algunos kg de los Outer, para llevar fuel al Central con dos objetivos: primero, mejorar en lo que se pueda la homogenización del peso distribuido en las alas (mejora de la carga estructural) y, por otro, para mejorar globalmente el desplazamiento del CG durante el despegue. Realmente **estos dos objetivos han tenido mucho menos peso que en los otros dos casos, como habíamos diseñado.** El tercer coste, el del tiempo de repostaje, ha pasado tan a un tercer plano que de hecho empeora en la solución final.

Por otra parte, a la vista de las gráficas presentadas, podemos ver que no **hay muchos saltos evolutivos en la solución mejor.** Es decir, a medida que avanzan las iteraciones del algoritmo hay nuevas soluciones correspondientes a distintas distribuciones de la masa, pero se encuentran pocas que mejoren la solución inicial clásica. En los casos de los sub-apartados anteriores observábamos muchos más saltos, sobretodo en las primeras iteraciones, ya que se partía de soluciones no factibles o muy poco óptimas. Sin embargo, la jerarquía de diseño clásica da lugar a una solución bastante buena. Esto es normal, pues es evidente que la solución clásica es consecuencia del estudio experto del tema. El hecho de que no nos separemos mucho de esta solución no necesariamente es un mal resultado, pues quiere decir que **el diseño de nuestra función objetivo está en la línea del conocimiento experto del problema de repostaje.**

Por otra parte también nos gustaría hacer notar que **la convergencia del algoritmo a la solución final es buena.** Si realizamos repeticiones de este mismo escenario, la evolución puede ser distinta pero la solución final es muy parecida en todos ellos.

*PÁGINA DEJADA INTENCIONALMENTE EN BLANCO*

## **5. Diseño del sistema de control en vuelo: Lógica Borrosa**

### **5.1. Problema de control: distribución de fuel en vuelo**

Tanto en la introducción a la presente memoria como en el capítulo 3 hemos hablado de la importancia que tiene la redistribución del combustible entre los tanques, especialmente en aviones de gran capacidad, esencialmente para asegurar el suministro a los motores y para mantener el CG en un lugar adecuado dentro de los márgenes de estabilidad.

El problema de diseño a resolver en este apartado toma como condición inicial el llenado de tanques realizado en el repostaje (capítulo 0), y consiste en encontrar una gestión de la distribución de fuel durante el vuelo que haga que se cumplan los criterios expuestos en el capítulo 3.

La realización de esta tarea la lleva a cabo en las aeronaves comerciales convencionales las computadoras del FCMS, atendiendo básicamente a lógicas condicionales. Sobre esta temática puede consultarse [2.1].

Sin embargo, como comentamos en el capítulo de introducción, aquí vamos a utilizar técnicas de lógica difusa. La mayor parte de los criterios establecidos en capítulo 3 son bastante intuitivos así que es relativamente fácil llevarlos a la parcela de la lógica borrosa y realizar el diseño de ésta en base a ellos. Ya hicimos un trabajo preliminar de este diseño recogéndolo en el artículo [3.1].

Para el presente proyecto hemos tomado como base dicho trabajo, mejorando las carencias en las definiciones de las funciones de pertenencia y modificándolo para que asuma los criterios de adaptabilidad. Primero, añadiendo la posibilidad de cambio de referencia del CG objetivo durante el vuelo. Segundo, para que lea el estado de los componentes (bombas y válvulas) y sea tenido en cuenta en la base de reglas.

Hay que tener en cuenta que este **diseño se ha realizado por simplicidad para cuatro tanques en vez de seis**, sin pérdida de generalidad (Figura 5.1). El paso a seis tanques requiere el aumento del número de variables lingüísticas y de la base de reglas, sin añadir nada conceptualmente nuevo pero sí dificultando la implementación. De esta forma la planta simplificada es como la original pero sin los tanques Outer de la alas, los cuales además son los más pequeños por lo que su importancia en el cómputo global es menor:

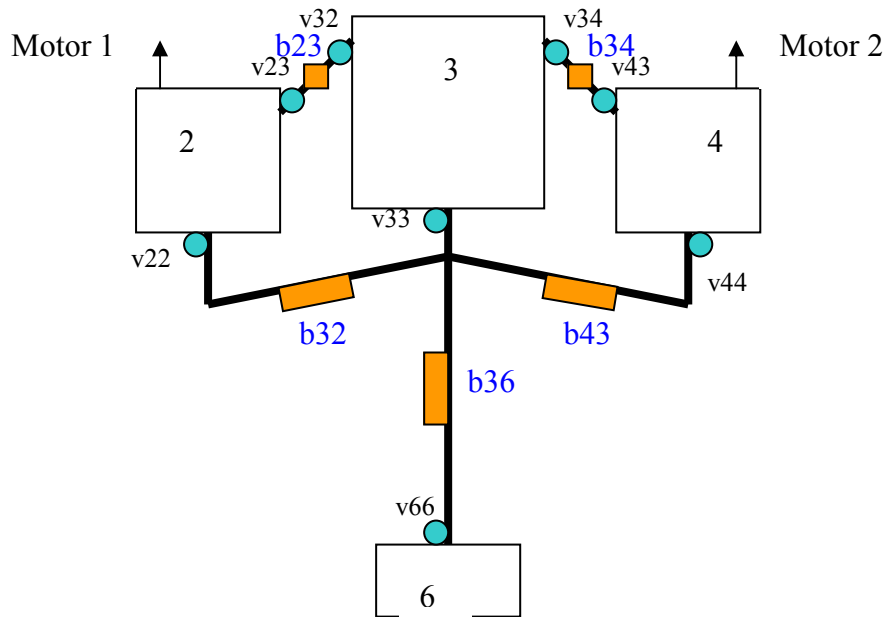


Figura 5.1: Planta simplificada a cuatro tanques.

## 5.2. Esquema general y estrategia de control

Como se ha explicado en las secciones anteriores se plantea el problema de control automático de la **cantidad de combustible que debe haber en cada depósito, de forma que se asegure que la variación del centro de gravedad en el tiempo se mantenga dentro de los márgenes de estabilidad y maniobrabilidad**. Para conseguir esto el controlador deberá decidir el flujo entre los depósitos.

Así mismo el controlador tendrá que distribuir la cantidad de combustible cuidando que los depósitos que abastecen los motores no se queden vacíos durante el vuelo, y que si alguno/s de los tanques se encuentran completos no se redirija flujo hacia el/ellos.

La estrategia de control es la clásica: realimentamos las señales necesarias (medidas por los sensores) y, junto con las señales de referencia, son evaluadas por el controlador el cual decide las acciones de los actuadores (bombas y válvulas).

Como se adelantó en la introducción, para resolver el problema de control se ha seleccionado una estrategia de control *fuzzy* en la que, por medio de la caracterización de las variables del problema mediante **términos borrosos** (como veremos en la siguiente sección), se puede establecer una **base de reglas** de tal forma que el controlador selecciona el valor y sentido del gasto que impulsa cada grupo de bombeo para cumplir con los requisitos anteriores.

Para ello se **realimenta la posición del CG así como los valores de la masa de cada tanque** (medidas de los sensores). Sin embargo, con objeto de que el diseño del controlador pueda usarse con diseños de la planta distintos (otras geometrías, otros valores característicos, etc.), así como dotar al sistema de la capacidad de adaptación de la que hemos hablado, las variables de decisión y las de control se van considerar dentro del rango normalizado de operación  $[-1, 1]$ . Esto requiere el **escalado de las magnitudes sensadas y de las variables de control**.

En la siguiente figura se esquematiza esta estrategia, dejándose para la siguiente sección el diseño concreto para los valores característicos de nuestro modelo.

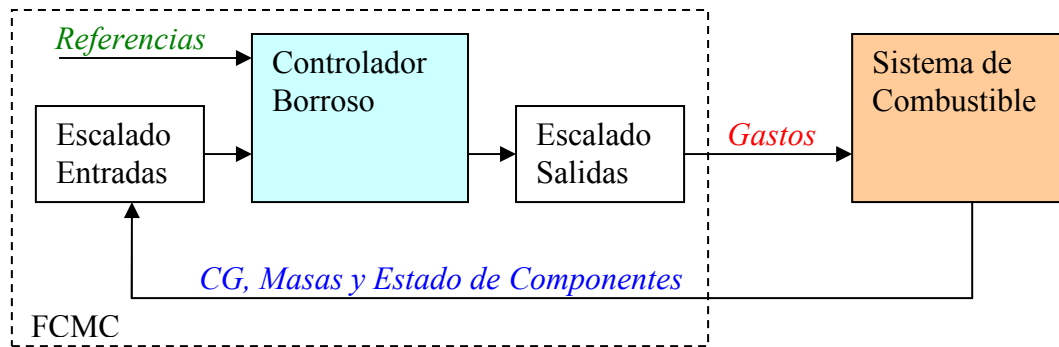


Figura 5.2: Esquema general del control

Además también se realimenta el estado de los componentes, las bombas y las válvulas, para que la base de reglas sepa qué tuberías están operativas y cuales no, y de esta forma **responder de forma adecuada ante malfunciones de componentes**.

### 5.3. Escalado de señales de entrada (sensores)

Las señales de entrada al controlador son:

- Posición lateral y longitudinal del CG.
- Masas de combustible en cada tanque.
- Estado de las bombas y de las válvulas.

Todas estas señales son leídas por los diferentes sensores instalados y transmitidas hasta el FCMC en tiempo real.

#### 5.3.1. Posición del Centro de Gravedad

Uno de los objetivos principales del control hemos visto que es el posicionamiento del CG lo más cerca posible del CG objetivo. Lateralmente este objetivo es estar en el plano de simetría, por lo que la referencia lateral es 0.0 según nuestro sistema de referencia. Sin embargo, para el caso longitudinal, el objetivo es variable y viene dado por la Figura 3.1. Por tanto habrá que tener en cuenta esto en la realimentación del CG longitudinal.

Esto lo llevaremos a cabo mediante la introducción de un **offset en la entrada del centro de gravedad** actual correspondiente al centro de gravedad objetivo en cada instante. Esto equivale a desplazar el eje de abscisas de la función de pertenencia del centro de gravedad longitudinal.

Ambas señales serán normalizadas para que la definición de la función de pertenencia se encuentre entre  $[-1, 1]$ .

Para la componente longitudinal del CG se realiza el siguiente escalado:

$$\overline{X}_{cg} = \begin{cases} \frac{X_{cg} - X_{cg\_objetivo}}{Pos\_Long\_Dep_{central}}, & si \ X_{cg} - X_{cg\_objetivo} \geq 0 \\ \frac{X_{cg} - X_{cg\_objetivo}}{-Pos\_Long\_Dep_{trim}}, & si \ X_{cg} - X_{cg\_objetivo} < 0 \end{cases} \quad (5.1)$$

Donde  $Pos\_Long\_Dep_{central}$  (m) y  $Pos\_Long\_Dep_{trim}$  (m) son las posiciones longitudinales del tanque central y el de cola, respectivamente, en el sistema de referencia considerado.

Para la lateral:

$$\overline{Y}_{cg} = \begin{cases} \frac{Y_{cg}}{Pos\_Lat\_Dep_{inner\_r}}, & si \ Y_{cg} \geq 0 \\ \frac{Y_{cg}}{-Pos\_Lat\_Dep_{inner\_l}}, & si \ Y_{cg} < 0 \end{cases} \quad (5.2)$$

Donde  $Pos\_Lat\_Dep_{inner\_r}$  (m) y  $Pos\_Lat\_Dep_{inner\_l}$  (m) son las posiciones laterales del tanque interior del ala derecha y el de la izquierda, respectivamente, en el sistema de referencia considerado.

### 5.3.2. Masas de los tanques

Las masas de cada tanque serán adimensionalizadas con la masa máxima de cada uno de ellos, por lo que el rango para la definición de las funciones de pertenencia será esta vez  $[0, 1]$  ya que los valores negativos no tienen sentido.

Entonces, para cada una de las masas de combustible existentes en los depósitos:

$$\overline{m}_i = \frac{m_i}{Masa\_max\_dep_i} \quad (5.3)$$

Donde  $Masa\_max\_dep_i$  (kg) hace referencia a la masa máxima que cada tanque "i" puede contener.

### 5.3.3. Estado de componentes

El estado de cada componente, sea bomba o válvula, viene dado por una señal binaria que indica si su estado es normal (estado "0") o en fallo (estado "1").

Por tanto esta señal no requiere ser escalada ni factorizada. Sin embargo lo que sí se hace es reducir el estado de cada bomba y cada válvula al estado de cada tubería para reducir el número de entradas al controlador.

Es decir, se establece que el estado de una tubería determinada está en fallo ("1") si alguno de los componentes instalados en ella se encuentra en estado de fallo. En caso contrario, su estado será normal ("0").

## 5.4. Escalado de señales de salida (actuadores)

Los comandos del controlador son los gastos requeridos a cada grupo de bombeo y su sentido de flujo. Estos gastos están definidos entre  $[-1, 1]$ , es decir, se encuentran normalizados con el valor del gasto máximo que puede dar cada grupo de bombeo:

$$\overline{G}_i = \frac{G_i}{\text{Gasto\_max\_bomba}_j} \quad (5.4)$$

Donde  $\text{Gasto\_max\_bomba}_j$  (kg/s) es, precisamente, ese valor máximo del gasto que cada bomba "j" puede dar según su especificación.

## 5.5. Definición de las funciones de pertenencia

### 5.5.1. CG componente longitudinal:

Para el  $X_{cg}$  definimos las variables lingüísticas: **Aceptable (A)**, **Positivo Aceptable (PA)**, **Negativo Aceptable (NA)**, **Positivo Inaceptable (PI)** y **Negativo Inaceptable (NI)**.

*Aceptable* son los valores en torno a cero, es decir, los que no cambian el CG original.

*Inaceptable*, tanto positivo como negativo, son los valores en los que no puede estar el CG porque pueden producir inestabilidad o carencia de maniobrabilidad de la aeronave.

Los casos de positivo/negativo aceptable son los valores dentro del límite del margen de estabilidad SM. En general se asume que el SM en un avión comercial debe encontrarse entre el 10% y el 20%. Por diseño supondremos que este margen con el avión en vacío es del 15%. Por tanto, la variación permitida en torno a ese valor sería de +/- 5%.

Es decir, para el caso positivo aceptable, el valor que toma  $X_{cg}$ , teniendo en cuenta la expresión (3.7) es:

$$X_{cg}^{critico\_pos} = 0.05 \cdot c \quad (5.5)$$

Por tanto, utilizando el escalado (5.1), la variable de entrada correspondiente a  $X_{cg}$  para el grado de verdad "1" del valor lingüístico Positivo Aceptable es:

$$\overline{X}_{cg}^{critico\_pos} = \frac{0.05 \cdot c}{\text{Pos\_Long\_Dep3}} \quad (5.6)$$

Análogamente se definiría para el caso Negativo Aceptable, usando el valor crítico de  $SM=15\%+5\%$ .

Con esto se tiene la siguiente función de pertenencia para  $X_{cg}$ .

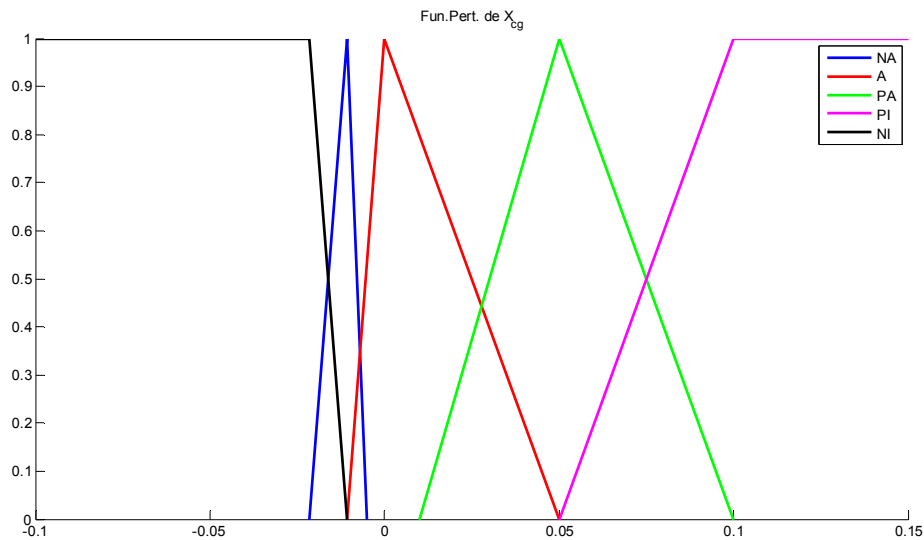


Figura 5.3: Función de pertenencia de  $X_{cg}$ .

Podemos observar como la función presenta asimetría de los valores positivos respecto a los negativos, habida cuenta de la geometría del sistema (esto es, el depósito trasero se encuentra mucho más retrasado que el delantero adelantado respecto al CG en vacío).

### 5.5.2. CG componente lateral

Definimos las **variables lingüísticas de manera análoga (A, PA, NA, PI, NI)**. Sin embargo esta vez no se tiene una definición formal de margen de estabilidad tipo SM.

No obstante, sí procede diferenciar los casos inaceptables (PI, NI) de los aceptables (PA, NA) con objeto de no restringir demasiado las actuaciones del sistema como contamos en el apartado correspondiente a los criterios de diseño.

De esta forma definimos la función de pertenencia como sigue, observándose que en este caso sí es simétrica debido a que la disposición de los tanques sí es simétrica respecto al eje longitudinal (Figura 5.4).

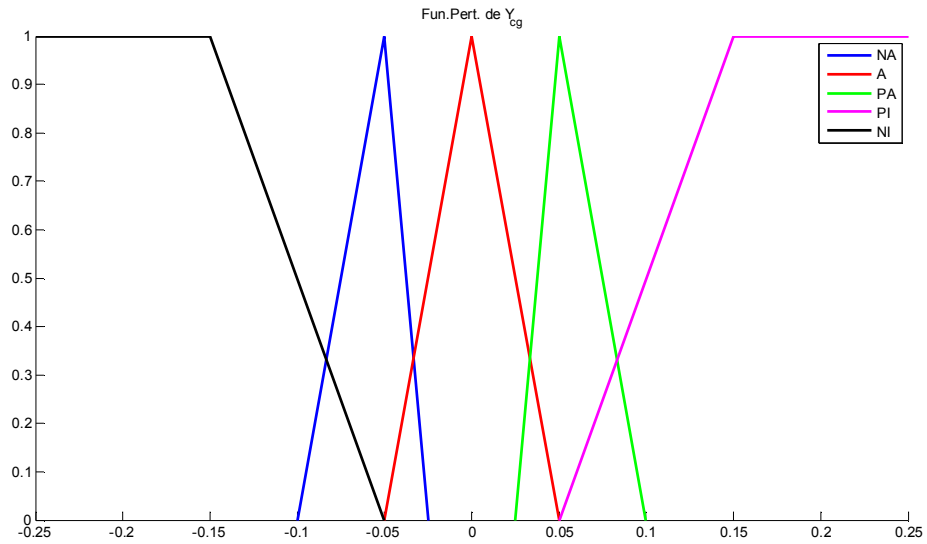


Figura 5.4: Función de pertenencia de  $Y_{cg}$ .

### 5.5.3. Masa de combustible en depósitos Inner

En este caso se consideran las variables lingüísticas: **Normal (NO)**, **Completo (CO)**, y **En Reserva (R)**.

Con estas, la función de pertenencia es (Figura 5.5):

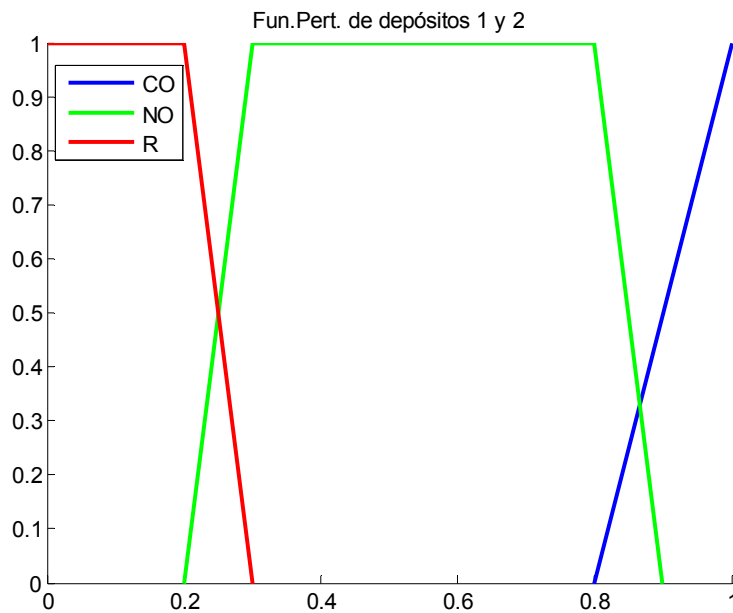


Figura 5.5: Función de pertenencia de depósitos Inner.

#### 5.5.4. Masa de combustible en depósitos Central y Trim

Dado que en este caso no hace falta obligar a que estos dos depósitos no puedan quedar vacíos, basta con considerar las variables lingüísticas **Normal** y **Completo**. Así que la función de pertenencia podemos dibujarla como (Figura 5.6):

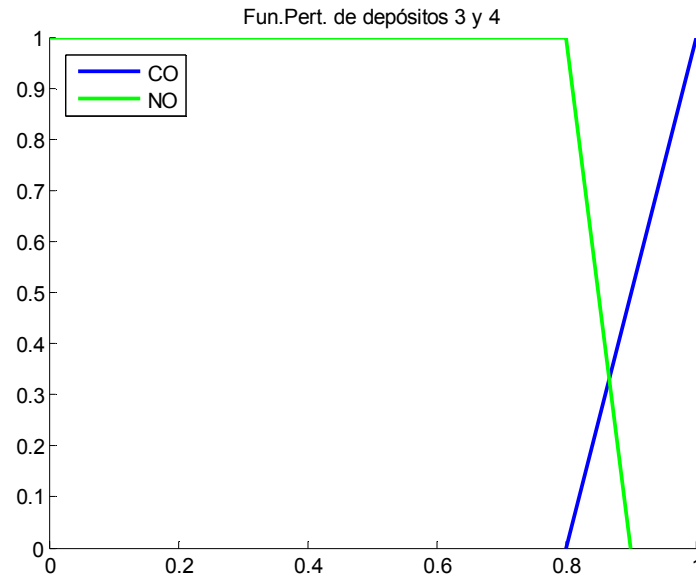


Figura 5.6: Función de pertenencia de depósitos Central y Trim (cola).

#### 5.5.5. Estado de las tuberías

En el caso considerado de planta simplificada, existen cinco tuberías. Las funciones de pertenencia que permiten informar a la base de reglas si la tubería está bien o en fallo. Para cada tubería la función de pertenencia es la mostrada en la Figura 5.7:

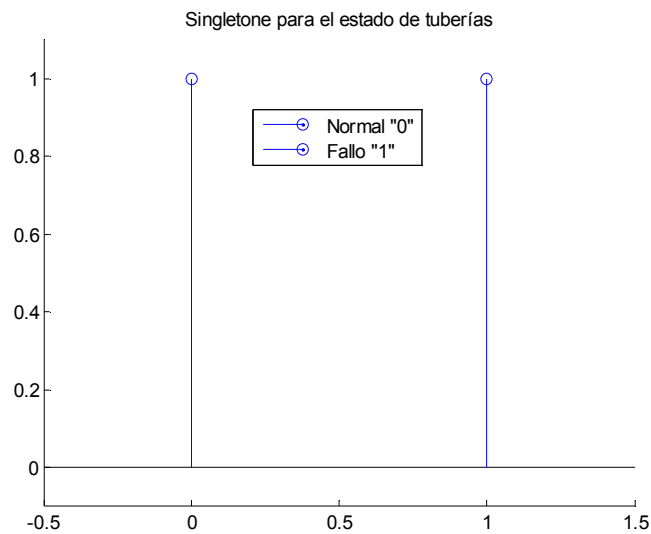


Figura 5.7: Función tipo singleton del estado de los componentes de una tubería.

### 5.5.6. Gasto demandado al grupo de bombeo “i”

Se definen para cada grupo las etiquetas lingüísticas: **Cerrado (CE)**, **Gasto Positivo (GP)** y **Gasto Negativo (GN)**. Como es obvio, cerrado corresponde al grado de veracidad “1” de cuando no existe flujo de combustible por el conducto. Gasto positivo/negativo corresponde a la demanda de flujo de combustible según el sentido definido en base al sistema de referencia considerado.

La función de pertenencia para estas variables se ha ajustado como se muestra en la Figura 5.8.

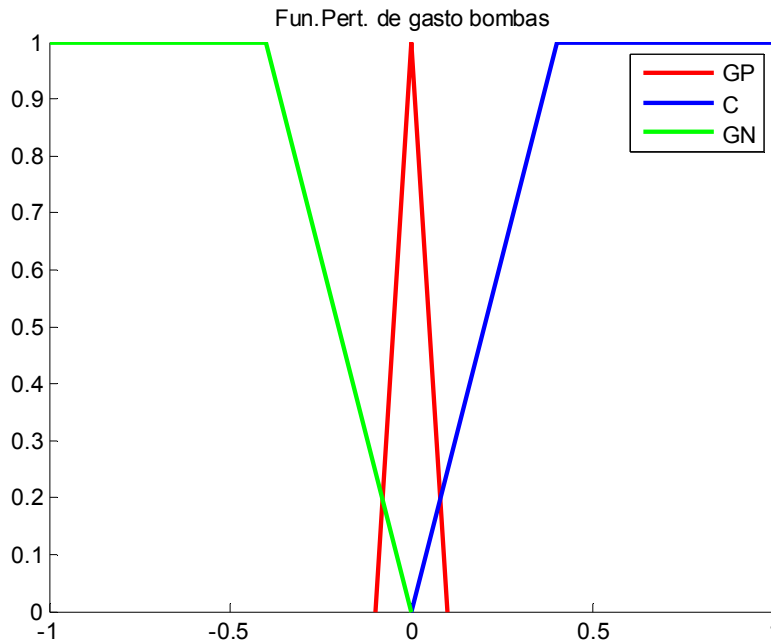


Figura 5.8: Función de pertenencia para cada grupo de bombeo.

## 5.6. Definición de la tipología de controlador

Resumimos las características del controlador diseñado en los siguientes epígrafes, utilizando métodos muy usados dentro de la literatura de Lógica Difusa (por ejemplo, véanse [3.2][3.3], o [3.4]).

- **Tipo: Mamdani.**
- **Fruzzificador:**
  - Método “y”: min.
  - Método “o”: max.
  - Implicación: min.
  - Agregación: max.
- **Defruzzificador: método del Centroide.**

## 5.7. Definición de la base de reglas

Comúnmente, y en rigor, hay que definir una regla por cada combinación posible de variables de entrada al controlador para disparar un valor de la variable de salida.

Por ejemplo, para la combinación de entradas:  $\{X_{cg}=NA, Y_{cg}=A, M_1=N, M_2=R, M_3=C, M_4=N\}$  habría que disparar una regla que asigne un valor lingüístico a cada grupo de bombeo.

Esto hace que haya que definir para nuestro problema particular  $5 \times 5 \times 3 \times 3 \times 2 \times 2$  reglas, dado el número de variables lingüísticas de cada entrada. Es decir, un **número de reglas muy grande**. Esto conlleva un trabajo muy tedioso en el que es fácil **cometer errores de implementación**, y más grave aún, la tarea de **depuración puede ser poco efectiva**.

Por tanto, convendría reducir esa base completa a una sub-base de reglas. Para ello utilizamos la física del problema en cuestión (la actuación de una aeronave comercial) con objeto de **independizar variables y de eliminar reglas que no van a dispararse** durante la actuación usual de la aeronave.

La primera de esas ideas (*independencia*), se puede apreciar en el caso de los depósitos Central y Trim en relación con la posición  $Y_{cg}$ . Variaciones en las masas de esos depósitos no provocan variaciones en  $Y_{cg}$ , por lo que las reglas de la base completa que tienen como entrada diferentes valores de  $Y_{cg}$  son iguales para los diferentes valores de  $M_3$  y  $M_4$ .

La segunda idea (*reglas no previsibles*) se deduce del hecho de que no puede ocurrir por ejemplo que  $Y_{cg}$  sea “Positivo” con  $M_1$  siendo “Normal” y  $M_2$  siendo “En Reserva”.

La aplicación de estas ideas sobre la base completa permite asignar un peso muy pequeño a estas reglas comparado con el peso asignado al resto de reglas, algo permitido en teoría de control borroso.

Con esto, **reducimos la base completa a solo unas pocas reglas** que enunciamos en la Tabla 5.1.

<i>SI</i>	<i>ENTONCES</i>
Xcg es PI & Dep.6 es no CO & Estado.36 es no F	Bomba.36 es GP
Xcg es NI, & Dep.3 es no CO & Estado.36 es no F	Bomba.36 es GN
Xcg es PA, & Dep.2 es no CO & Estado.23 es no F	Bomba.23 es GP
Xcg es PA, & Dep.4 es no CO & Estado.34 es no F	Bomba.34 es GP
Xcg es NA, & Dep.3 es no CO & Estado.23 es no F	Bomba.23 es GN & Bomba.34 es GN

Xcg es A, & Ycg es A, & Dep.2 es NO, & Dep.4 es NO, & Dep.3 es NO, & Dep.6 es NO	Bomba.23 es CE & Bomba.32 es CE & Bomba.34 es CE & Bomba.43 es CE & Bomba.36 es CE
Dep.2 es R & Estado.23 es no F	Bomba.23 es GP
Dep.4 es R & Estado.34 es no F	Bomba.34 es GP
Ycg es PI, & Dep.2 es no CO & Estado.23 es no F	Bomba.23 es GP
Ycg es PI, & Dep.4 es no R, & Dep.3 es no CO & Estado.34 es no F	Bomba.34 es GN
Ycg es PA, & Dep.2 es no CO & Estado.23 es no F	Bomba.23 es GP
Ycg es NI, & Dep.2 es no CO & Estado.34 es no F	Bomba.34 es GP
Ycg es NI, & Dep.2 es no R, & Dep.3 es no CO & Estado.23 es no F	Bomba.23 es GN
Ycg es NA, & Dep.4 es no CO & Estado.34 es no F	Bomba.34 es GP
Xcg es NA, & Dep.3 es no CO & Estado.23 es no F	Bomba.23 es GN
Xcg es NA, & Dep.3 es no CO & Estado.34 es no F	Bomba.34 es GN
Xcg es PA, & Dep.2 es no CO & Estado.32 es no F	Bomba.32 es GP
Xcg es PA, & Dep.4 es no CO & Estado.43 es no F	Bomba.43 es GP
Dep.2 es R, & Estado.32 es no F	Bomba.32 es GP
Dep.4 es R, & Estado.43 es no F	Bomba.43 es GP
Ycg es PI, & Dep.2 es no CO & Estado.32 es no F	Bomba.32 es GP
Ycg es PI, & Dep.4 es no R, & Dep.3 es no CO & Estado.43 es no F	Bomba.43 es GN
Ycg es PA, & Dep.2 es no CO & Estado.32 es no F	Bomba.32 es GP
Ycg es NI, & Dep.4 es no CO & Estado.43 es no F	Bomba.43 es GP
Ycg es NI, & Dep.2 es no R, & Dep.3 es no CO & Estado.32 es no F	Bomba.32 es GN
Ycg es NA, & Dep.4 es no CO & Estado.43 es no F	Bomba.43 es GP

Xcg ese NA, & Dep.3 es no CO & Estado.32 es no F	Bomba.32 es GN
Xcg ese NA, & Dep.3 es no CO & Estado.43 es no F	Bomba.43 es GN

Tabla 5.1: Base Reducida de Reglas

A pesar de tener una base de reglas reducida, mostraremos en el apartado correspondiente a validación y en la sección de simulaciones como la lógica cumple perfectamente con los criterios de diseño.

## 5.8. Implementación del diseño en la arquitectura del sistema

La programación de este sistema de control se realizaría íntegramente en las computadoras del FCMS, utilizando las tarjetas de adquisición de datos para obtener las señales de entrada provenientes de los sensores y para enviar los comandos a los grupos de bombeo y válvulas, como se ha descrito en el capítulo 0.

Sin embargo, para implementar el diseño y validarlo aquí se ha decidido usar la herramienta de simulación Matlab.

En primer lugar se ha usado la toolbox "fuzzy" que permite la definición de la lógica y la introducción de las funciones de pertenencia y de la base de reglas de una forma bastante intuitiva, a través de un interfaz usuario como el de la Figura 5.9.

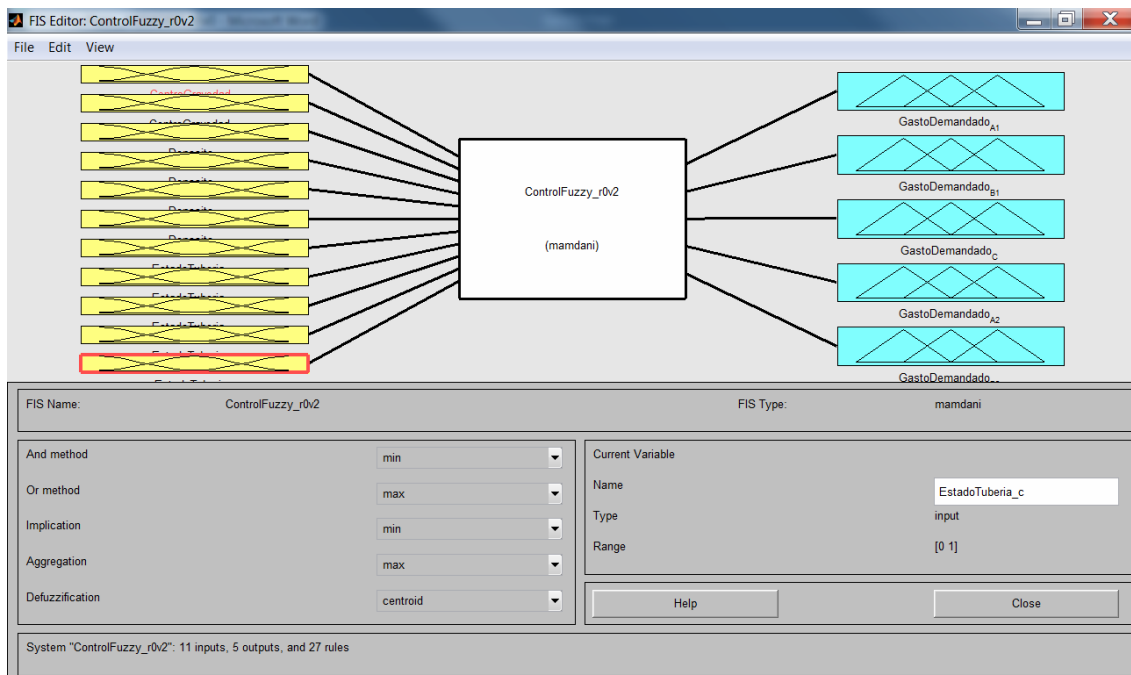
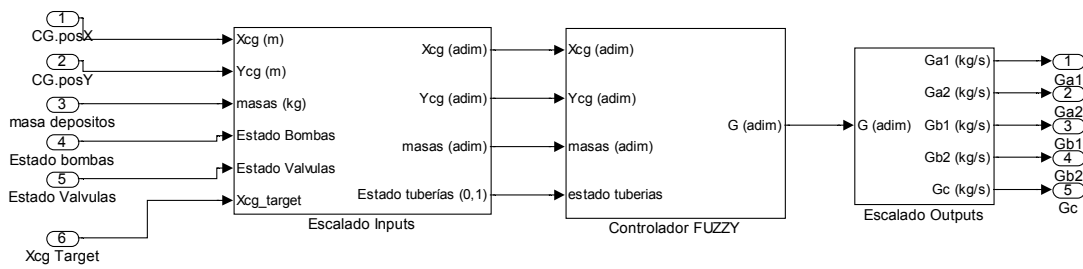


Figura 5.9: GUI "fuzzy" de Matlab para la definición de sistemas borrosos.

Una vez definida la lógica ésta es exportable para poder ser usada en Simulink, donde se ha implementado el resto del sistema de control (Figura 5.10).

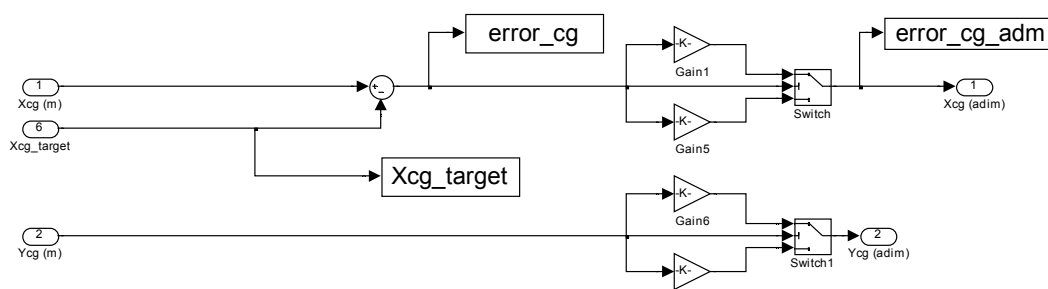


**Figura 5.10: Implementación del sistema de control en Simulink**

El núcleo principal del control presentado es precisamente el bloque correspondiente a "Controlador FUZZY".

En los dos bloques de escalado se realizan las operaciones que indicamos en los apartados 5.3. y 5.4.

En particular podemos ver como se realiza el escalado con el offset de la referencia del CG objetivo en el caso de la posición del CG (Figura 5.11):



**Figura 5.11: Implementación del escalado de la posición del CG**

Vemos la resta del CG objetivo longitudinal para cambiar la referencia de CG; después éste es escalado con los factores que se encuentran implementados en las "Gain", diferenciando los casos positivo y negativo.

También conviene indicar cómo se realiza la conversión del estado de bombas y válvulas al estado de las tuberías que las contienen (Figura 5.12):

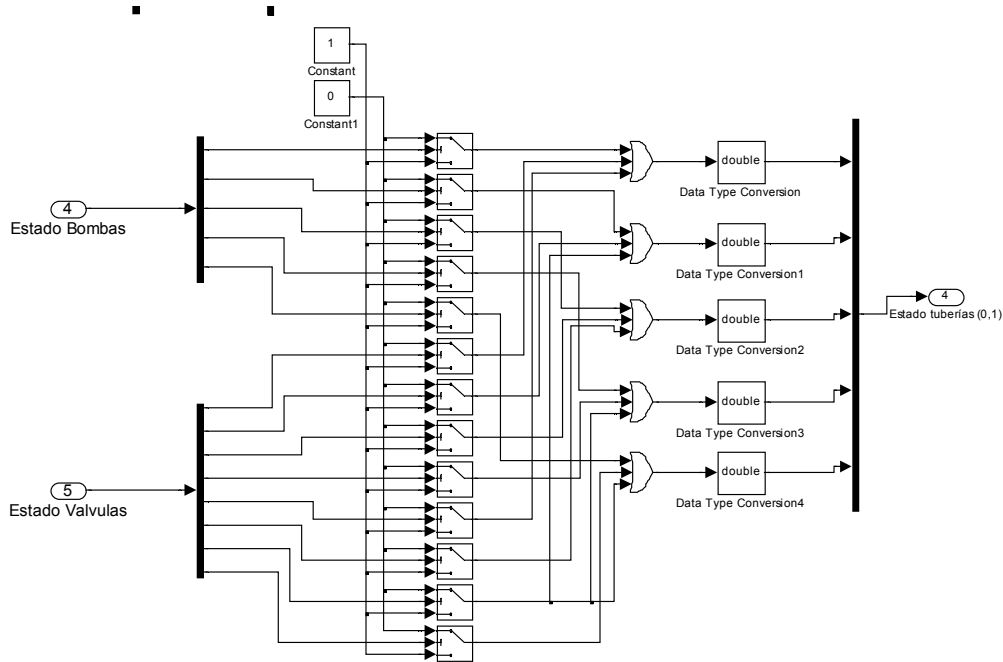


Figura 5.12: Implementación de la lógica del estado de cada tubería

Observamos cómo básicamente la lógica se reduce a hacer un OR del estado de las bombas y válvulas que forman parte de la tubería en cuestión ya que el estado "true" corresponde con el estado fallo. Previamente es necesario transformar la definición del estado de las válvulas ya que los sensores no tienen el mismo criterio, siendo éste:

$$\begin{aligned}
 \text{bombas} &:= \begin{cases} -1 \rightarrow \text{Fallo} \\ 1 \rightarrow \text{Operativa} \end{cases} \\
 \text{válvulas} &:= \begin{cases} -1 \rightarrow \text{Fallo} \\ 1 \rightarrow \text{Abierta} \\ 0 \rightarrow \text{Cerrada} \end{cases}
 \end{aligned}
 \tag{5.7}$$

Finalmente observamos que las señales de salida del sistema de control son los gastos demandados a los grupos de bombeos. Estos gastos son señales que se envían a las bombas pertinentes para que bombeen las cantidades de fuel demandadas en el sentido adecuado, así como para activar la apertura de las válvulas asociadas a las tomas de los depósitos involucrados en la orden.

## 5.9. Validación

En este apartado pretendemos comprobar el buen funcionamiento del sistema construido en términos de los criterios de diseño. Para ello realizaremos una serie de simulaciones sencillas a modo de pruebas del sistema.

5.9.1. *Test-1: Regulación del centro de gravedad longitudinal y asistencia al trimado longitudinal*

Para comprobar la actuación del control para regular la posición del CG vamos a partir de la siguiente situación. Colocaremos este reparto de masas en los depósitos:  $M_2=11000$  kg,  $M_3=0$  kg,  $M_4=11000$  kg,  $M_6=4000$  kg.

Esta disposición hace que el CG quede muy retrasado en el instante inicial (Figura 5.13). Dado que en el control la referencia está configurada a 0.0, éste ordena a las bombas **mover el fluido en la dirección adecuada para acercar el CG a esa referencia**. Así vemos en la figura como en relativo poco tiempo se pasa a estar bastante cerca del CG objetivo del fuel. Una vez éste está a 25cm el control se relaja y la velocidad de cambio va disminuyendo. A partir de 10cm de error del CG de fuel, el sistema entra en el margen de posicionamiento válido por lo que para de bombear.

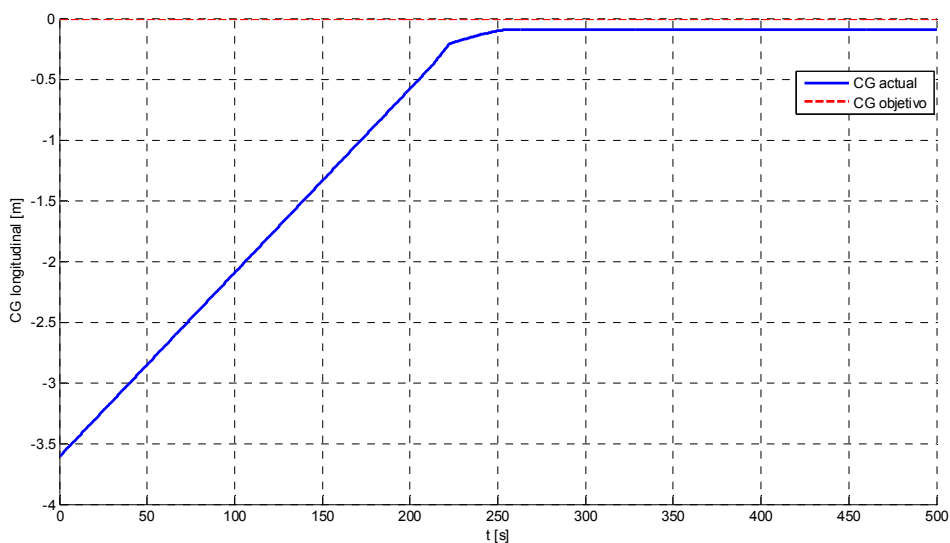


Figura 5.13: Evolución del CG longitudinal del fuel.

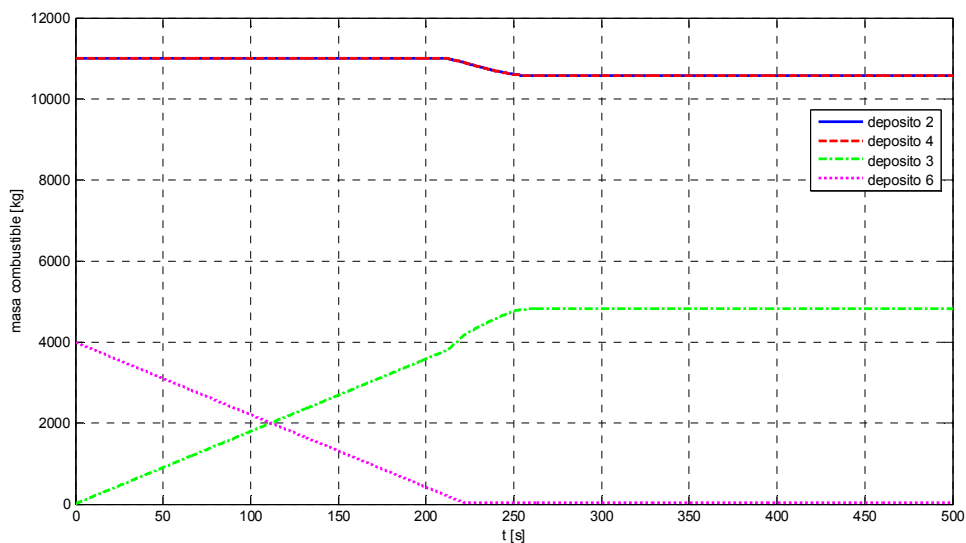


Figura 5.14: Evolución de las masas de combustible en los depósitos.

Podemos ver como en los primeros segundos se transfiere combustible del tanque Trim al tanque Central, compensando de esa manera el CG. Una vez casi vaciado el tanque Trim se realiza otra compensación más pausada en la que se retira una pequeña cantidad de los tanques Inner para introducirla en el Central (más adelantado que estos) y así ganar margen de CG (Figura 5.14).

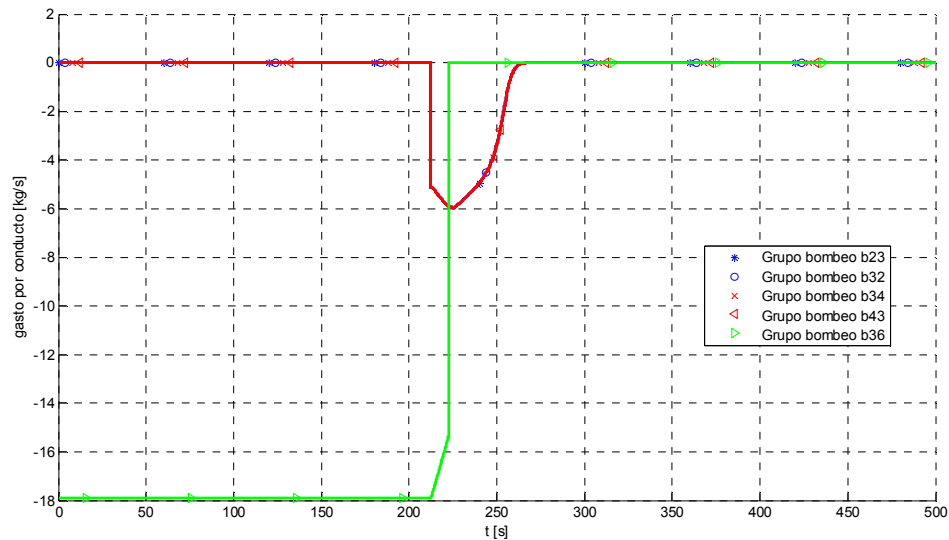


Figura 5.15: Gastos por conductos.

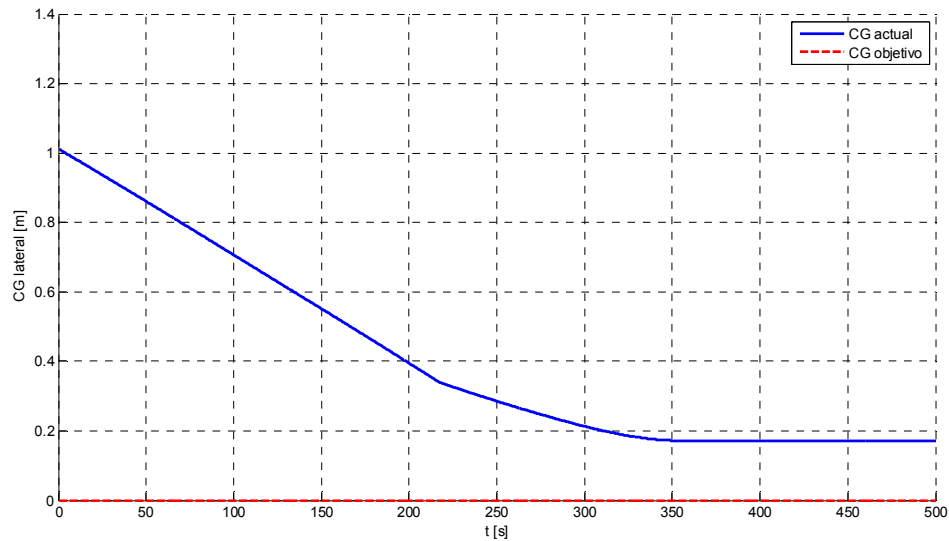
En la Figura 5.15 podemos observar como el flujo es bombeado. Primeramente hay una fuerte demanda de flujo por la tubería que une los depósitos Trim y Central, y después una pequeña demanda existente de los Inner al Central por las cuatro tuberías que los unen.

Un detalle a tener en cuenta, que se repetirá a lo largo de estas simulaciones, es que cuando el **sistema quiere reaccionar muy rápido demanda un salto en el gasto** muy grande. Sin embargo, **a medida que la distribución es más aceptable en base a los criterios, esta demanda se suaviza**, adaptando el movimiento del fluido a la nueva circunstancia estacionaria.

### 5.9.2. Test-2: Regulación del centro de gravedad lateral y asistencia al trimado lateral

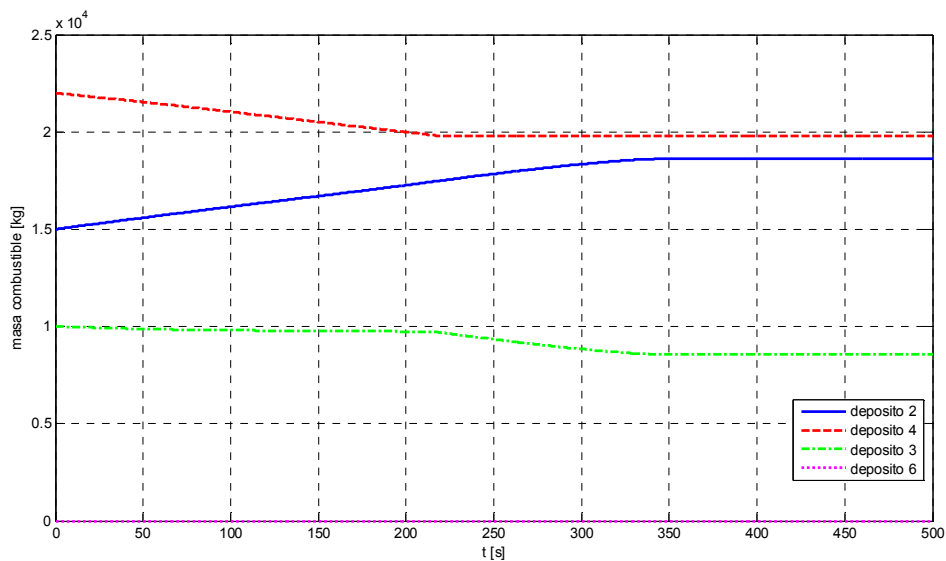
Análogamente al caso anterior se realiza para la posición transversal del CG. Para comprobarlo planteamos el siguiente escenario:  $M_2=15000$  kg,  $M_3=22000$  kg,  $M_4=10000$  kg,  $M_6=0$  kg.

En este escenario vemos que existe una asimetría en la carga de los Inner, lo que provoca un desplazamiento del CG del avión. En la Figura 5.16 podemos ver como al inicio de la simulación efectivamente el CG del fuel se encuentra un metro desplazado.



**Figura 5.16: Evolución del CG lateral del fuel.**

En este caso vemos como se ha estabilizado por debajo de los 20cm de diferencia. Esto es porque por debajo de ese umbral damos por válida la posición del CG en el control diseñado.



**Figura 5.17: Evolución de las masas en los tanques.**

En la Figura 5.17 podemos ver como efectivamente el control trata de igualar los pesos de cada tanque de las alas, llevando fuel del Inner derecho al izquierdo (Figura 5.18). Además, para no retirar demasiada masa de los Inner (recordemos los criterios de diseño), en un momento dado se para de bombear combustible fuera del depósito 4 (Inner derecho) y se empieza a llenar el depósito 2 (Inner izquierdo), bombeando desde el Central.

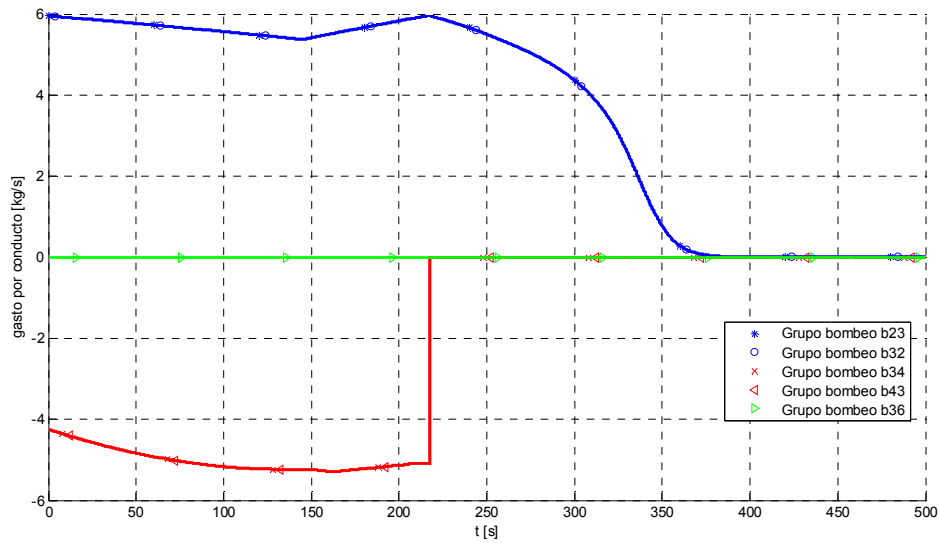


Figura 5.18: Gastos por conductos.

### 5.9.3. Test-3: Optimización del vuelo

En este test vamos a seguir tratando la redistribución de fuel para variar el CG, pero teniendo en cuenta que el CG objetivo puede cambiar durante el vuelo por razones de optimización como ya hemos comentado en anteriores capítulos.

El escenario planteado en este caso es el siguiente:  $M_2=19645\text{ kg}$ ,  $M_3=8711\text{ kg}$ ,  $M_4=19645\text{ kg}$ ,  $M_6=0\text{ kg}$ . A los 80s de la simulación se realiza un cambio del CG objetivo.

La respuesta es la que vemos en la Figura 5.19. Al principio el CG del fuel está dentro del margen aceptable. Después, al cambiar el CG objetivo, el control ordena la redistribución conveniente de forma que el CG del fuel trata de alcanzar al objetivo.

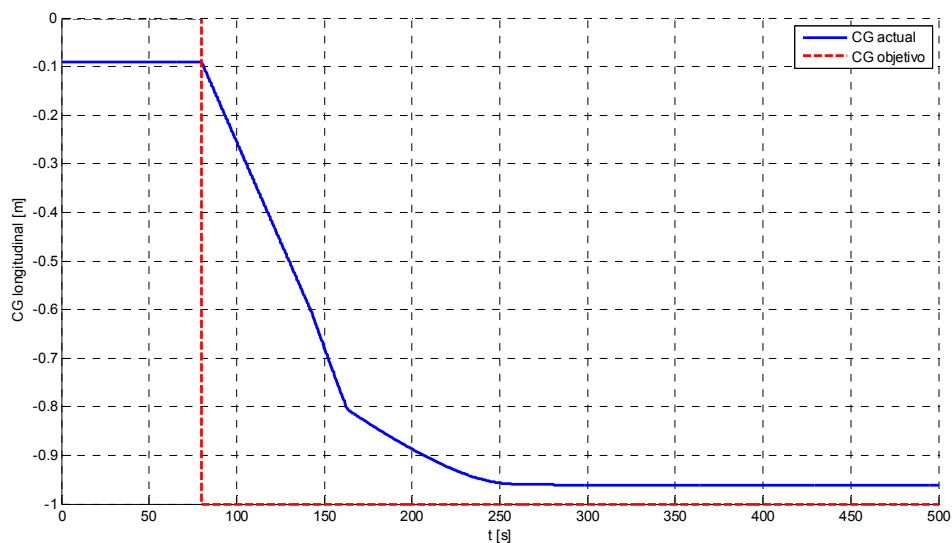
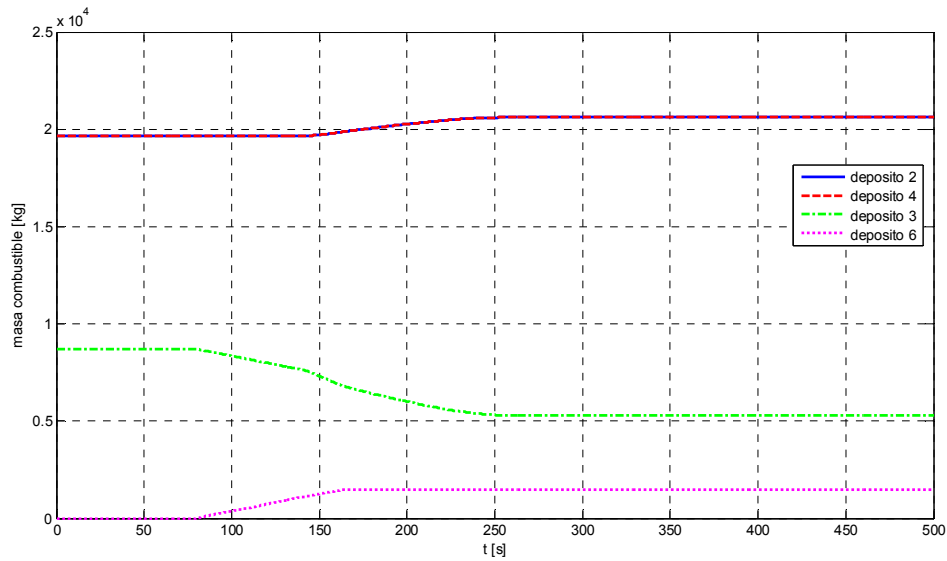
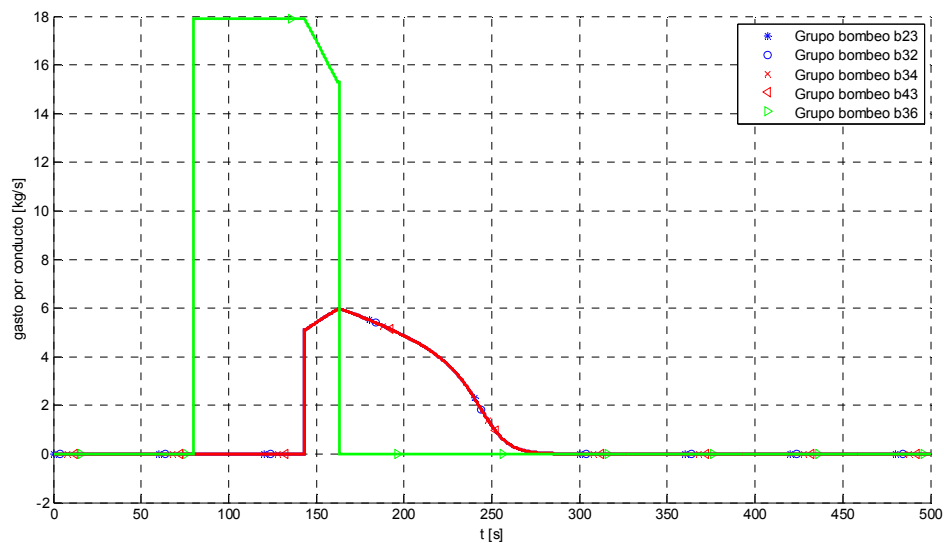


Figura 5.19: Evolución del CG longitudinal del fuel.



**Figura 5.20: Evolución de las masas en los tanques.**

La manera que tiene el sistema de control de llevar esto a cabo es llevando masa al tanque Trim, de forma que se retrasa el CG rápidamente. Cuando la posición del CG es más aceptable, el sistema decide retrasar el CG llevando líquido del tanque Central a los Inner ya que, aunque esto es menos efectivo para mover el CG longitudinalmente, es más favorable desde el punto de vista de la alimentación de los motores (Figura 5.20).



**Figura 5.21: Gastos por conductos**

En la Figura 5.21 observando la evolución de los gastos vemos como la demanda en el segundo 80s se produce un salto muy apreciable. Una vez ya es aceptable la posición del CG, se empieza a disminuir la demanda de bombeo por el conducto 36, y también comienza la demanda del Central a los Inner por los cuatro conductos que los unen de una manera mucho más suave.

#### 5.9.4. Test-4: Alimentación de los motores

Hasta ahora hemos realizado tests que comprueba el buen funcionamiento del sistema en cuanto a control del CG. Sin embargo los criterios de diseño también engloban otras cuestiones como la que nos ocupamos de comprobar en este test: asegurar la alimentación de los motores.

El escenario del test es:  $M_2=1000$  kg,  $M_3=12000$  kg,  $M_4=1000$  kg,  $M_6=2600$  kg.

Con este escenario el CG está equilibrado por lo que en principio el sistema no se ve obligado a mover fluido entre los tanques (Figura 5.22).

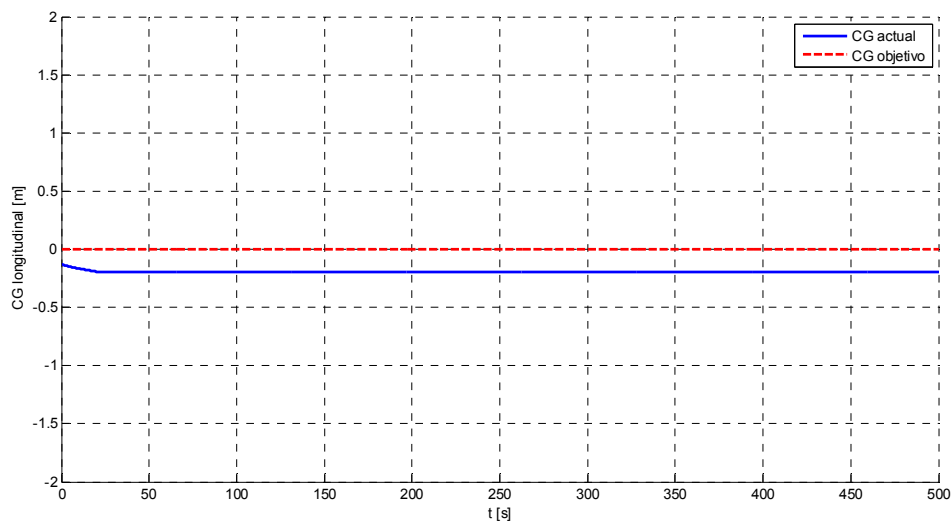


Figura 5.22: Evolución del CG longitudinal del fuel.

Sin embargo, sí ocurre ha ocurrido la redistribución que se presenta en la Figura 5.23. Se transfiere combustible del Central a los Inner.

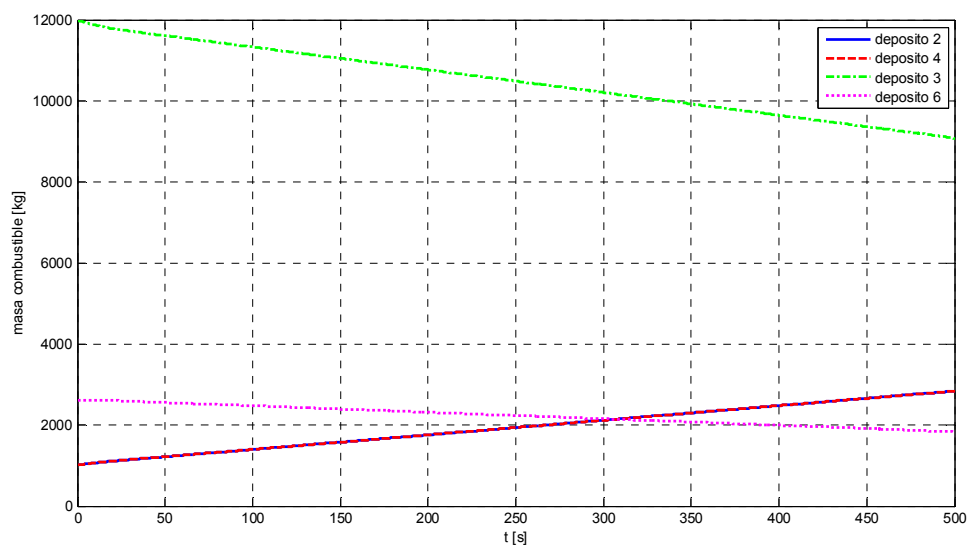


Figura 5.23: Evolución de las masas en los tanques.

Dado que la masa de **combustible en cada Inner está dentro del nivel de lo que se considera reserva, el sistema decide bombear combustible del Central a los Inner.** Por su parte, hay fuel que se retira también del tanque Trim de forma que se compensa la variación de CG que produciría el llenado del los Inner, **manteniéndolo dentro del margen aceptable.**

### 5.9.5. Test-5: Integridad estructural de los depósitos

Con este test se pretende demostrar que el sistema no trata de introducir masa en depósitos ya llenos. Para ellos consideramos este escenario  $M_2=18000$  kg,  $M_3=24000$  kg,  $M_4=18000$  kg,  $M_6=4800$  kg. Al igual que en el Test 3, introducimos un cambio de referencia en el segundo 80s de la simulación.

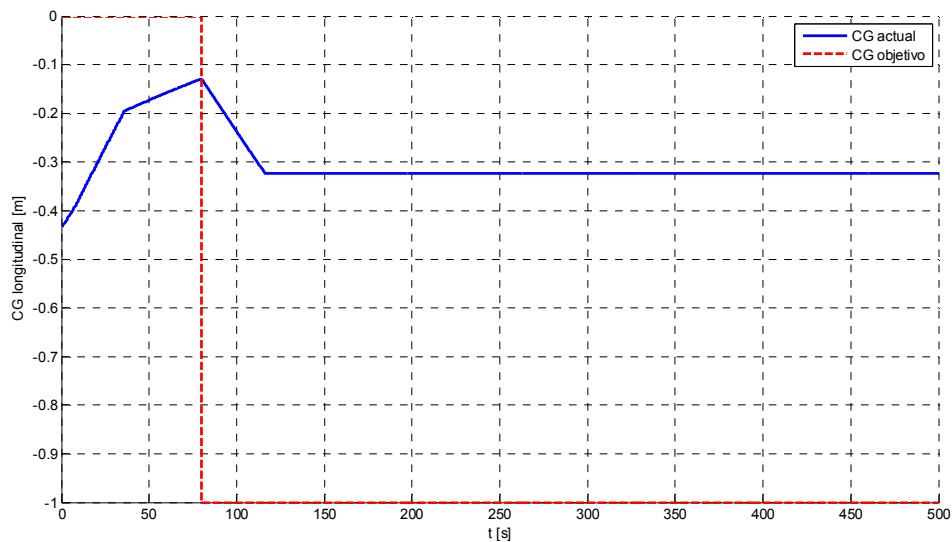


Figura 5.24: Evolución del CG longitudinal del fuel.

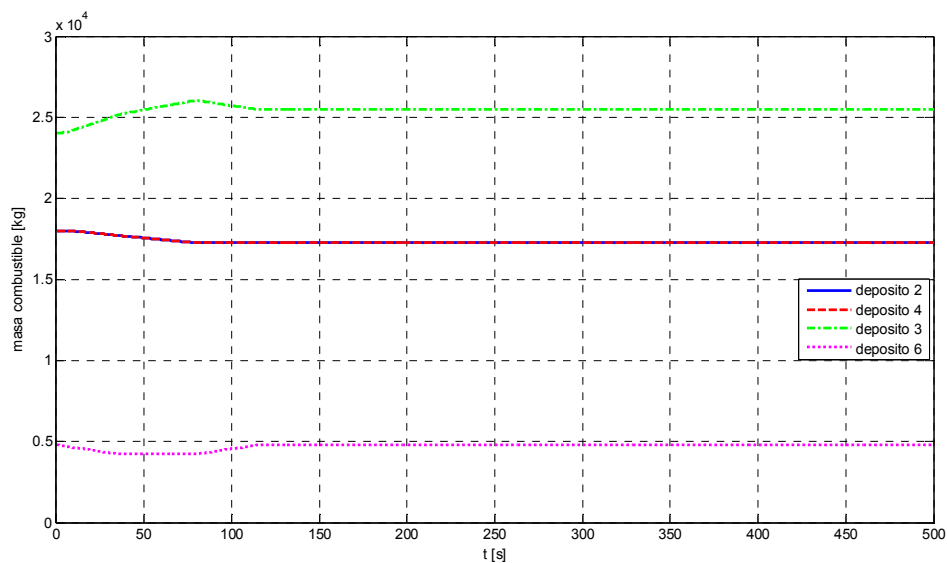


Figura 5.25: Evolución de las masas en los tanques.

Observamos en la Figura 5.26 como el CG a partir de dicho instante tiende a retrasarse para alcanzar la referencia. Sin embargo a partir de un punto deja de retrasarse. Si observamos la gráfica de las masas (Figura 5.25), vemos como a partir del segundo 80s la masa del Central disminuye un poco en pro de aumentar la del Trim. Pero esta evolución acaba enseguida. Esto se debe a que, como apreciamos en la Figura 5.26, se para tajantemente de bombear combustible por el conducto 36 del Central al Trim debido a que el sistema reconoce que el tanque Trim está completo.

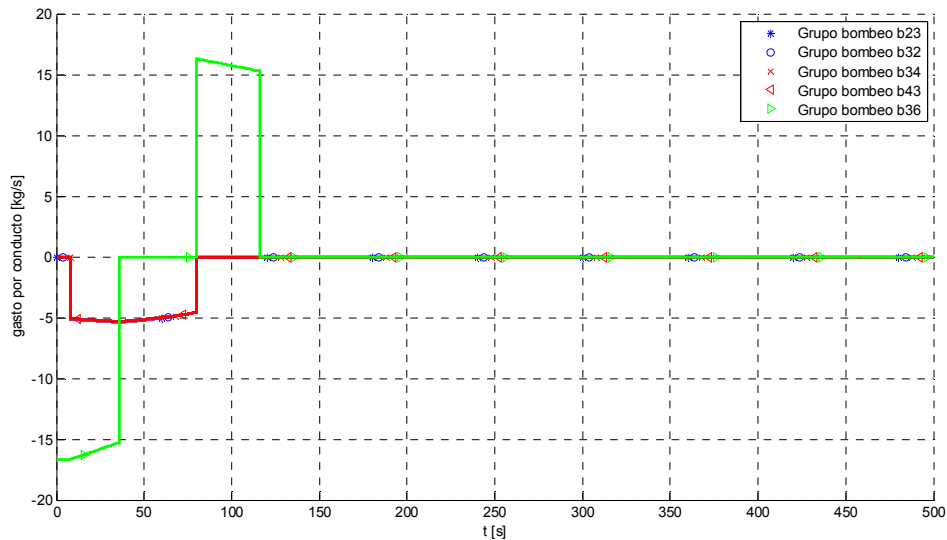


Figura 5.26: Gasto por conductos.

Para remarcar más este punto completamos los resultados con la Figura 5.27 en que se presenta la demanda de bombeo por el conducto 36 frente a la masa de fuel que alberga el depósito Trim (ambas adimensionalizadas con sus valores máximos teóricos). Podemos ver como efectivamente cuando la masa está muy cerca de 1 (es decir, muy cerca de su máximo teórico), la demanda de bombeo del grupo instalado en la tubería 36 se corta.

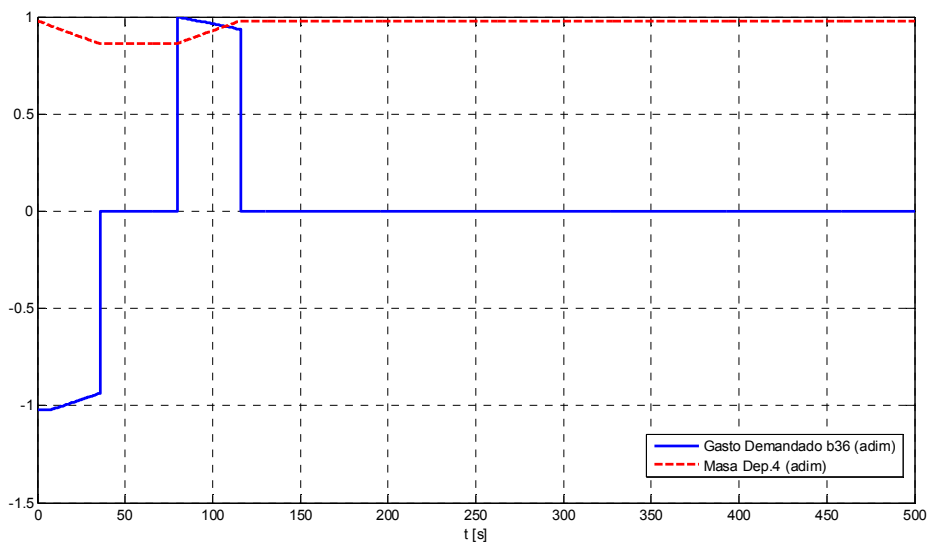


Figura 5.27: Masa en Trim Tank frente al gasto demandado en su conducto.

5.9.6. *Test-6: Respuesta ante malfunciones de componentes*

Para finalizar la validación del sistema vamos a realizar una simulación en la que se introducen malfunciones de componentes. El escenario es este:  $M_2=15000$  kg,  $M_3=25000$  kg,  $M_4=15000$  kg,  $M_6=2100$  kg. El matiz nuevo respecto a los demás en este test es que incorporamos a la simulación una ley de consumo a los motores, siendo esta bastante intensa (Figura 5.28).

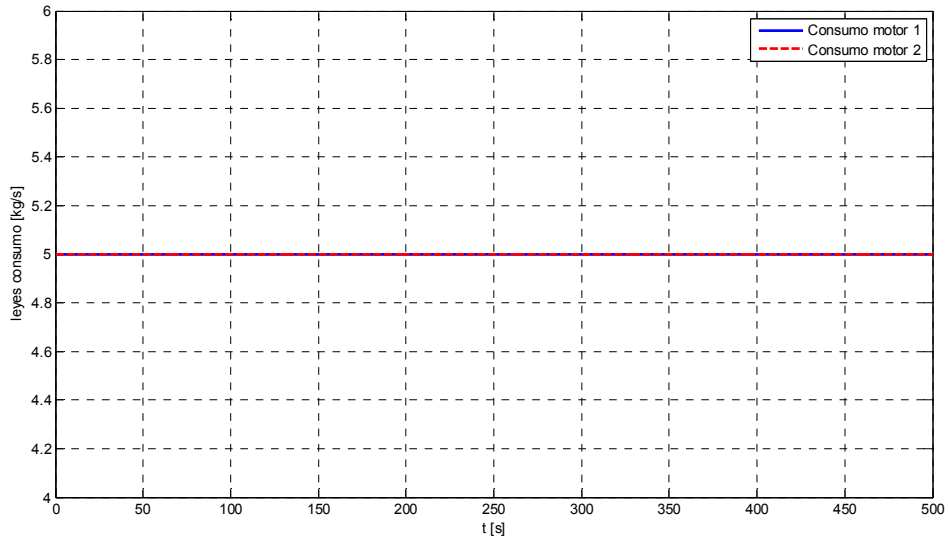


Figura 5.28: Ley de consumo de los motores.

Dentro de esta simulación se han considerado dos fallos de componentes. El primero de ellos es un fallo en la bomba 32, que conecta los tanques Central e Inner izquierdo (Figura 5.29).

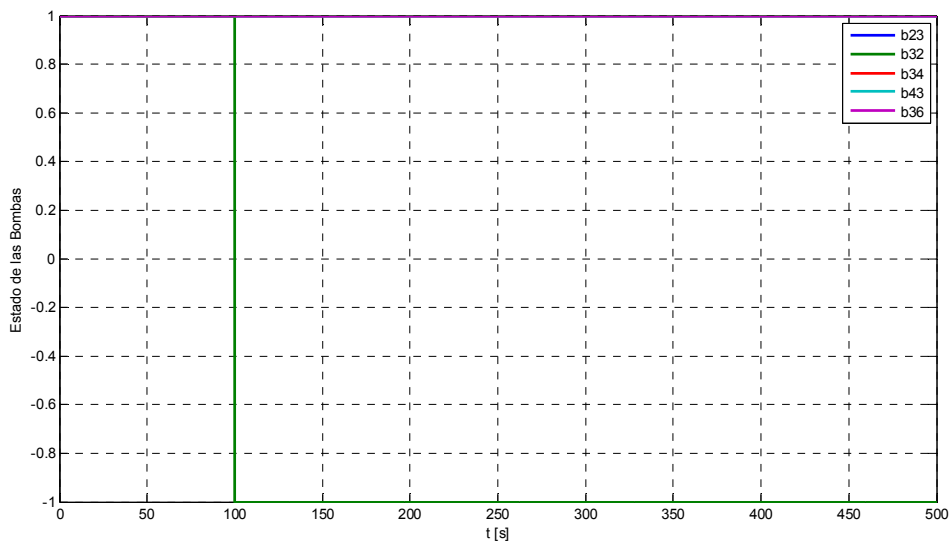
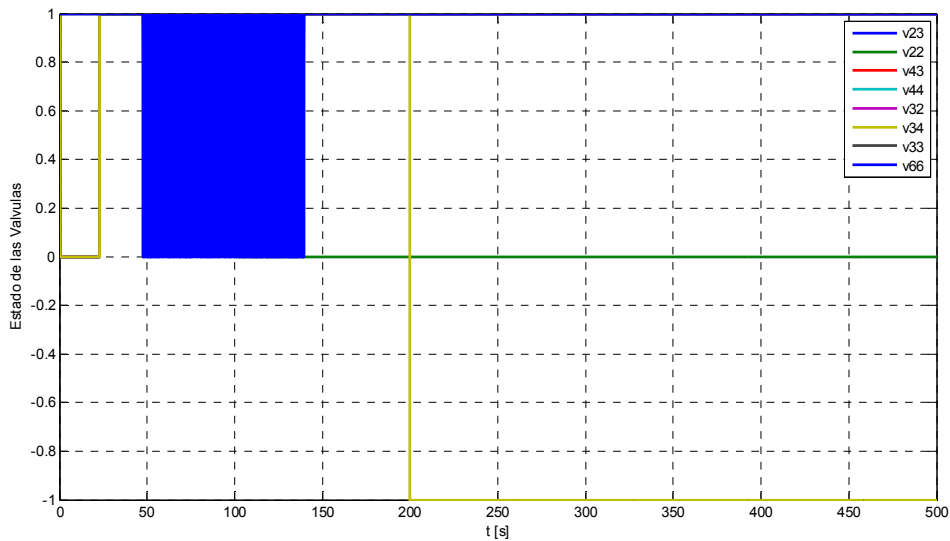


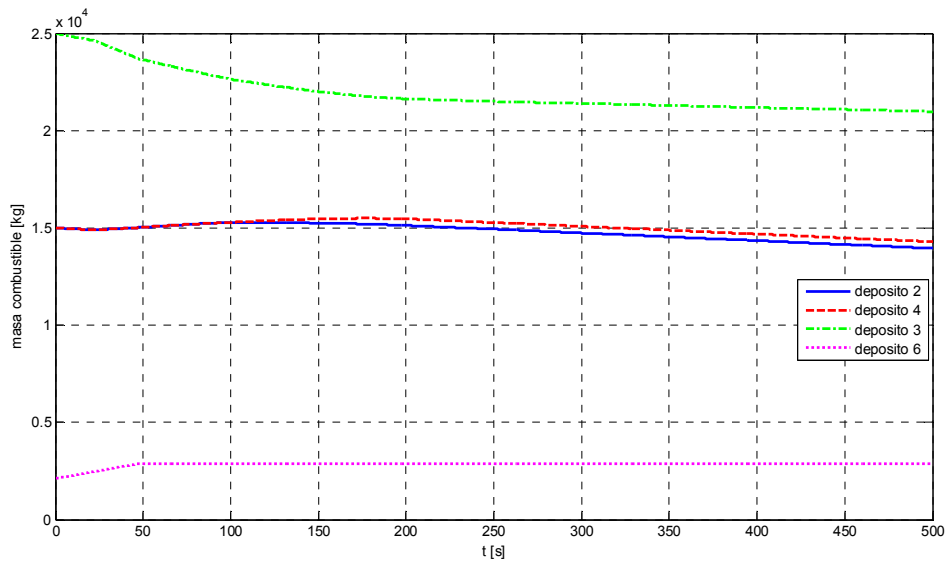
Figura 5.29: Fallo de la bomba 32 entre tanques Central e Inner izquierdo.

El segundo fallo lo introducimos a los 200s de simulación en la válvula 34, situada en la entrada del tanque Central desde el conducto 34 que une este con el Inner derecho (Figura 5.30<sup>4</sup>).



**Figura 5.30: Fallo en la válvula 34.**

Durante la simulación se produce transvase de combustible para llevar el CG al objetivo y mantenerlo pese al consumo de fuel en de los Inner.

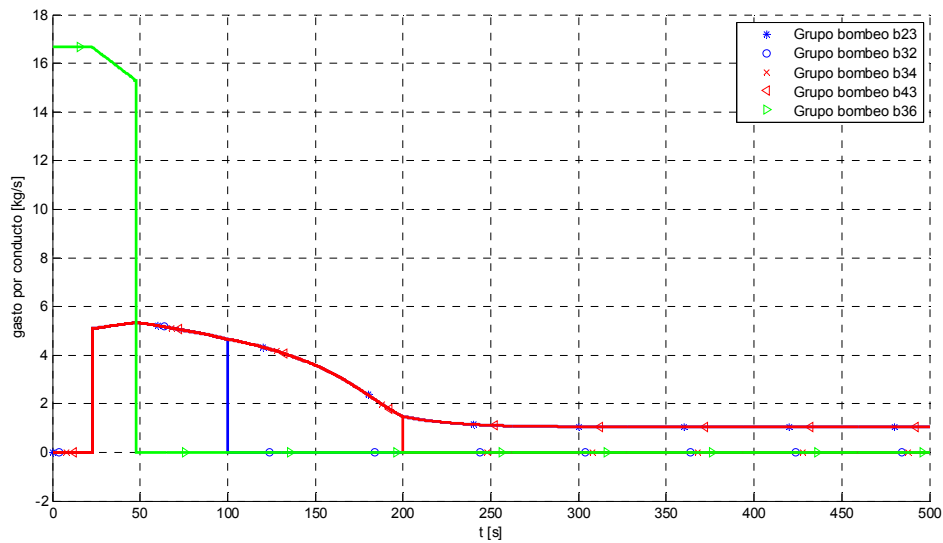


**Figura 5.31: Evolución de las masas en los tanques.**

Vemos como, efectivamente, las masas en los tanques van variando con el tiempo (Figura 5.31). Sin embargo, si atendemos a los gastos demandados en cada grupo de bombeo, tenemos que justo cuando se reconoce el fallo de la bomba 32 (a los 100s), se neutraliza la demanda de bombeo por la misma.

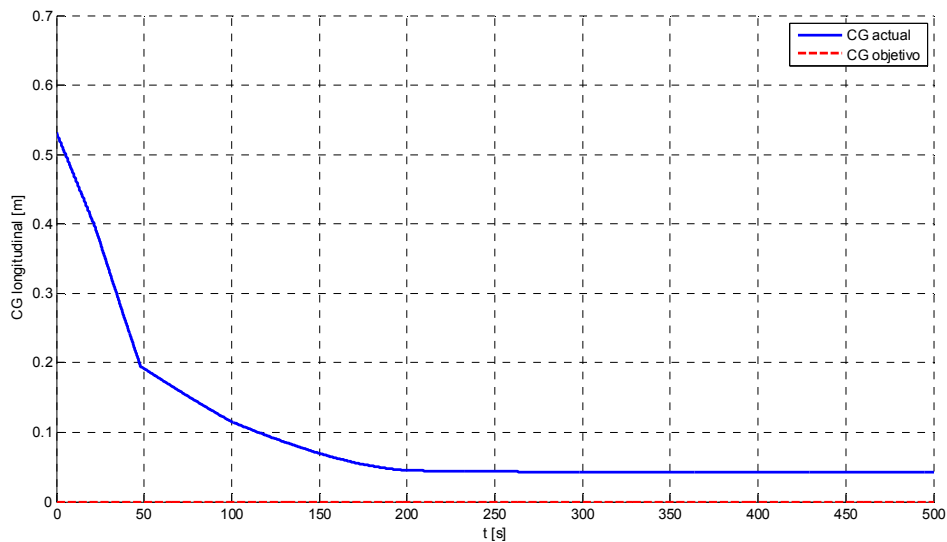
<sup>4</sup> El rectángulo azul de la gráfica corresponde a que hay algunas válvulas que abren y cierran de forma seguida haciendo que aparezca ese extraño gráfico, habida cuenta de la escala temporal.

Lo mismo ocurre en el instante 200s en que se neutraliza la demanda del grupo de bombeo 34 por el reconocimiento del fallo de la válvula 34 (Figura 5.32).



**Figura 5.32: Gastos demandados por conducto.**

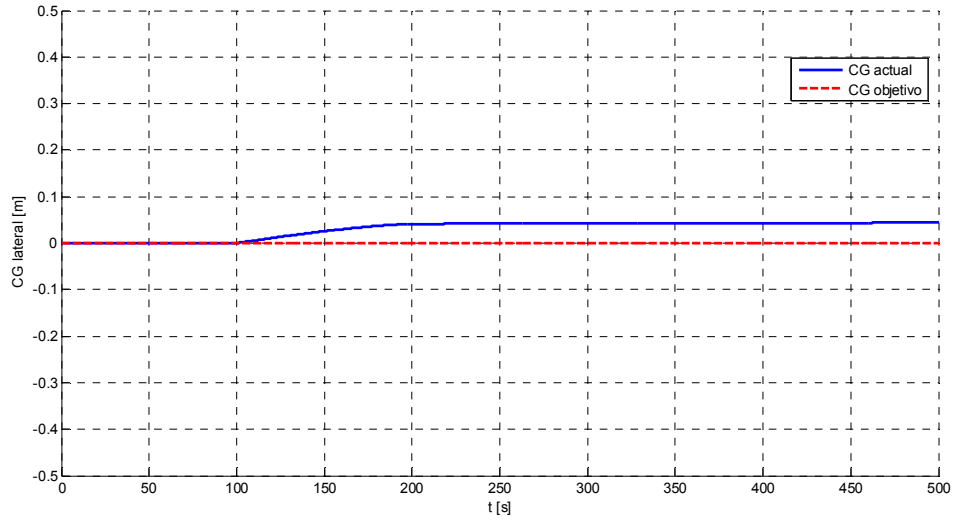
No obstante, en la Figura 5.32 vemos que los demás flujos se mantienen con objeto de seguir cumpliendo con los objetivos de diseño.



**Figura 5.33: Evolución del CG longitudinal del fuel.**

Observamos que efectivamente el CG se mantiene dentro del margen aceptable en el sentido longitudinal (Figura 5.33). Análogamente ocurre con el CG en sentido lateral como se aprecia en la Figura 5.34. Sin embargo vemos que aparece un ligero offset en el CG lateral respecto al eje de simetría. Esto es debido a la diferencia de flujo antes y después de los fallos. El sistema requiere cierto tiempo para estabilizarse y, por tanto, se producen ciertas descompensaciones. Si éstas no superan el margen aceptable en los criterios no ocurre nada, de ahí que ese offset se mantenga ya que es muy pequeño y

está dentro de ese margen. Si estuviese fuera, el sistema reaccionaría para compensarlo como siempre.

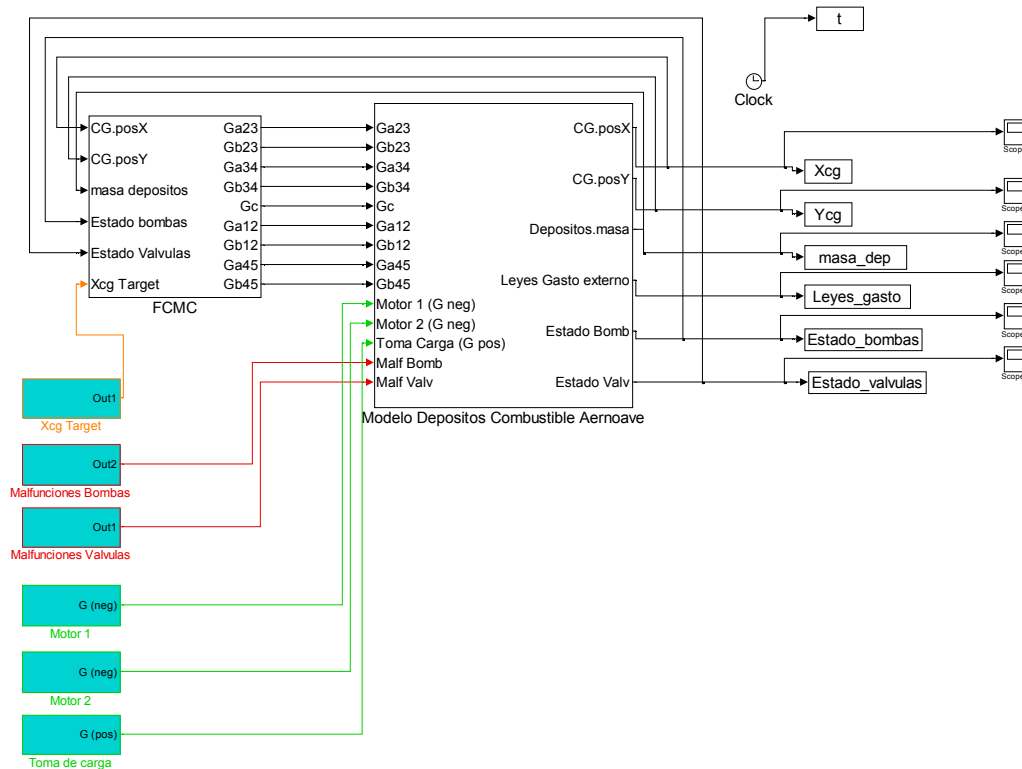


**Figura 5.34:** Evolución del CG lateral del fuel.

## 6. Simulaciones y discusión de resultados

### 6.1. Simulador

Antes de presentar los resultados de simulación, en la Figura 6.1 se muestra la **planta de ensayos**. Esta se ha construido en Simulink, teniendo como bloques principales el *FCMC* y el *modelo de la arquitectura de depósitos*.



**Figura 6.1: Planta de ensayos en Simulink**

La parte correspondiente al FCMC ya la conocemos de los anteriores capítulos, pues en ella se incorpora el sistema de control en vuelo de lógica difusa. La simulación de un vuelo se lleva a cabo ejecutando un programa en Matlab con la configuración del mismo, y éste automáticamente ejecuta el algoritmo genético para establecer el reparto inicial en cada tanque. Con dicho reparto se inicializan los depósitos en la planta virtual de ensayos.

Dentro del bloque "Modelo Depósitos Combustible Aeronave", se tienen los diversos componentes que forman la arquitectura hardware del sistema: bombas, válvulas y depósitos (Figura 6.2). También se incorporan los cálculos correspondientes a la estimación del CG.

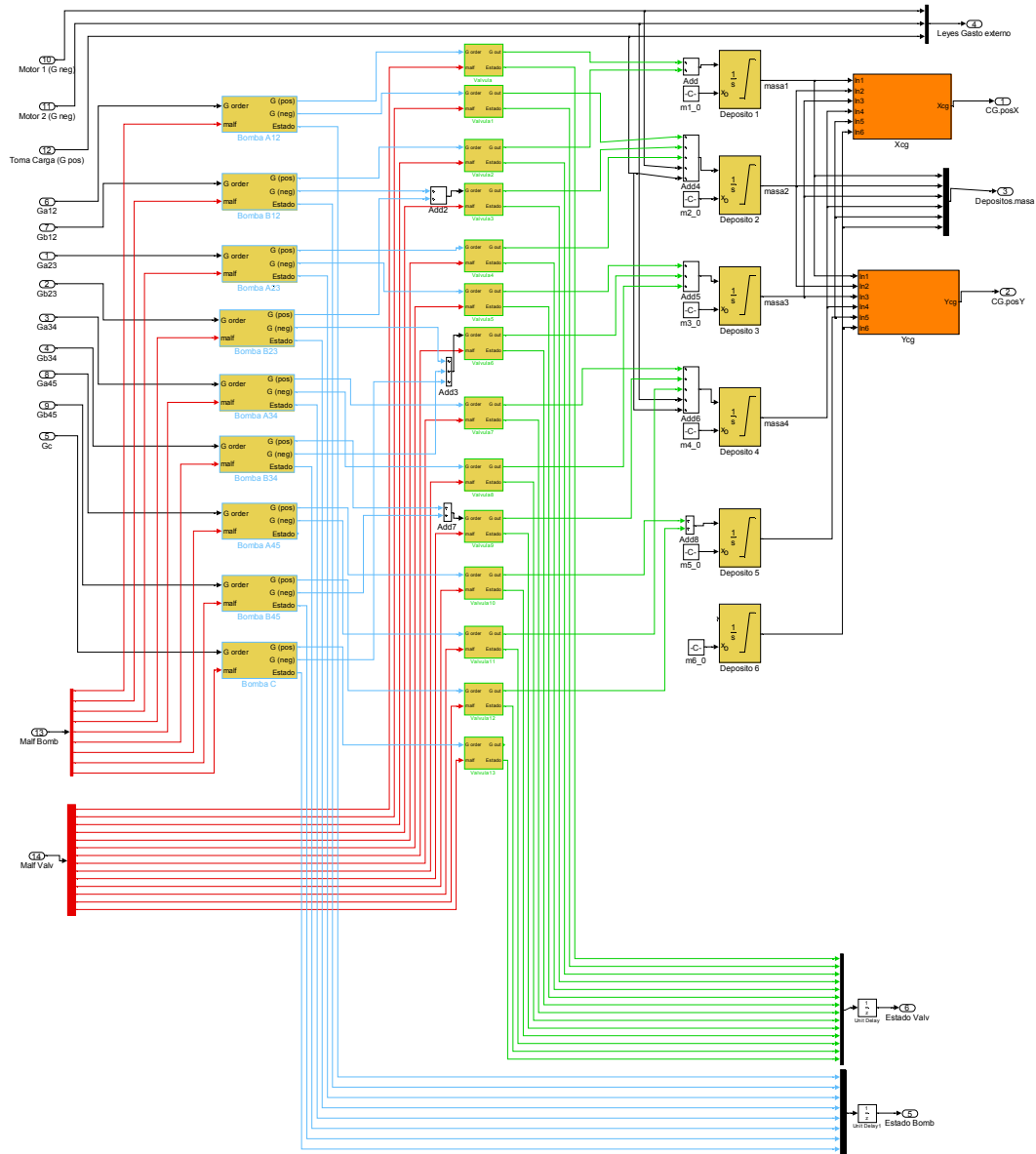


Figura 6.2: Bloque correspondiente a la arquitectura y física del problema

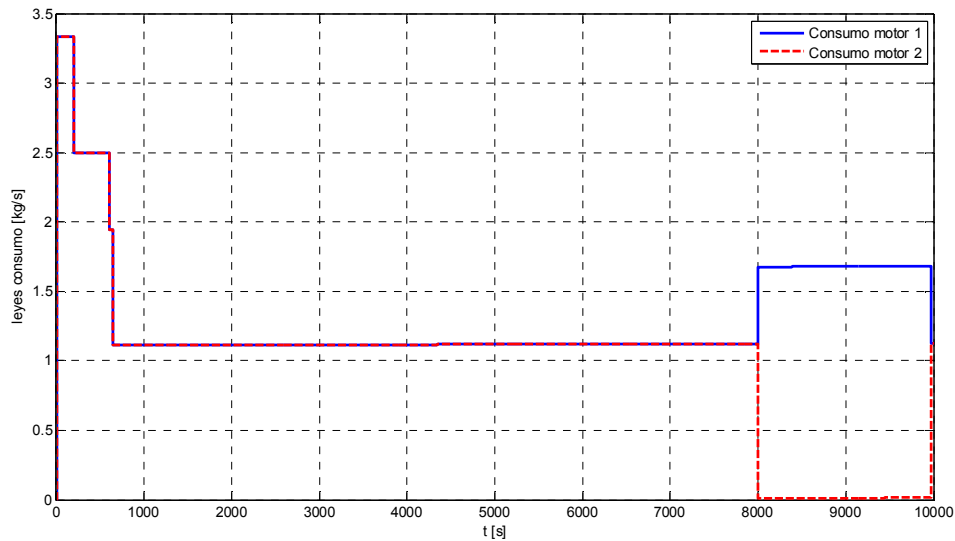
Obsérvese como se incorporan al modelo las malfunciones para cada bomba y válvula que lo compone.

## 6.2. Resultados.

Para cerrar el desarrollo de este trabajo terminaremos con una simulación de gran parte de un vuelo. Este vuelo viene determinado por las siguientes características:

- Combustible a cargar: 70000 kg.
- Carga de pago: 10000 kg.
- Posición del CG en ZFW: -2 m (por detrás del MAC).

El vuelo comienza en tierra y, tras realizar la carga de combustible, el avión despegue, realiza la fase de ascenso y se establece en una primera fase de crucero a 20000 pies de altura. De esta forma se tiene la siguiente ley de consumo por cada motor (Figura 6.3).

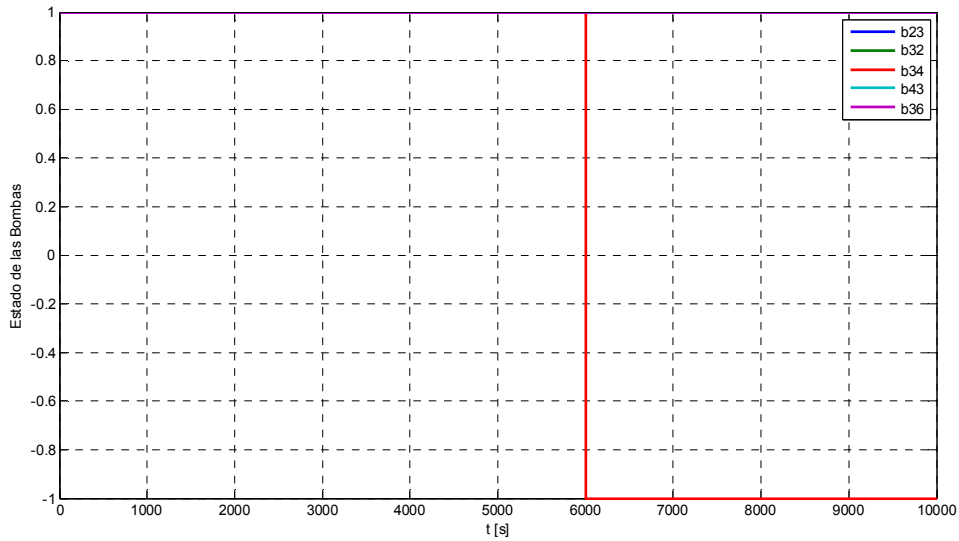


**Figura 6.3:** ley de consumo de los motores

Podemos ver como al principio cada motor consume gran cantidad de combustible, pues es en la fase de despegue cuando el empuje requerido a estos es mayor. Después le sigue la fase de subida, en la que también el consumo es elevado. A partir del segundo 600s, el consumo baja y se establece a un nivel casi constante. Esto se debe a que a partir de aquí la fase es de crucero y el empuje requerido es mucho menor.

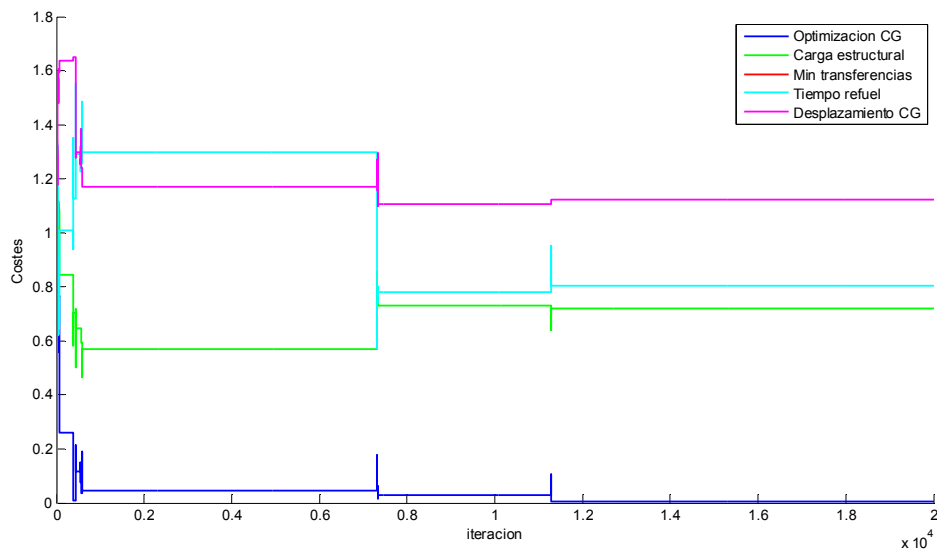
Observamos como en el segundo 8000s el consumo de uno de los motores cae. Esto es porque estamos simulando el fallo de un motor (el derecho). Inmediatamente el piloto se ve obligado a aumentar el empuje del otro motor, de ahí que crezca su consumo.

Asimismo también hemos introducido una malfunción en la bomba 34 (tubería principal entre los tanques Inner derecho y el Central) para observar el comportamiento. Esta malfunción se introduce en el segundo 6000s de la simulación (Figura 6.4).



**Figura 6.4: Estado de las bombas ("1" correcto, "-1" en fallo)**

Comenzamos con los resultados. En primer lugar se ejecuta el AG para obtener la disposición inicial de combustible. Para la configuración del avión que se ha indicado estos han sido los resultados (Figura 6.5, Figura 6.6 y Figura 6.7).



**Figura 6.5: Evolución de los costes en el AG**

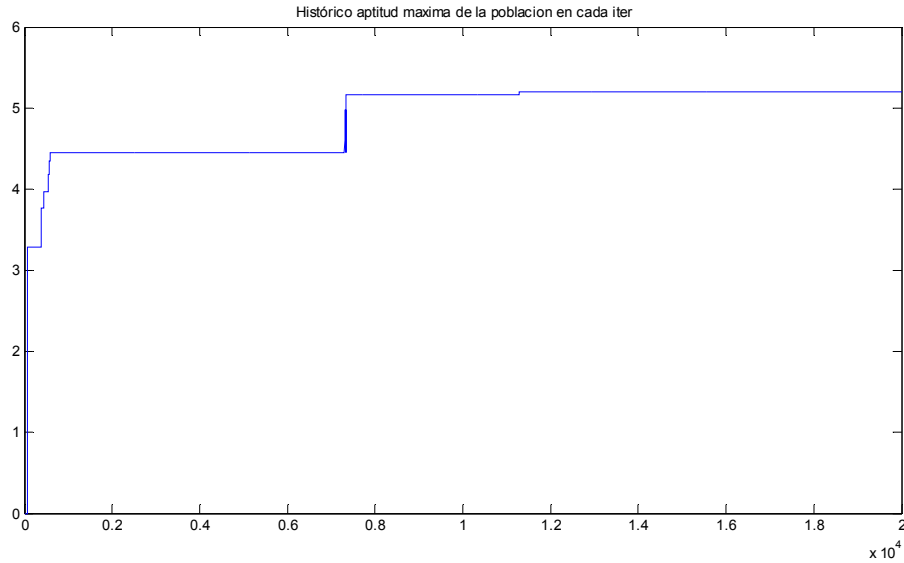


Figura 6.6: Evolución de la aptitud del mejor individuo de la población en cada iteración.

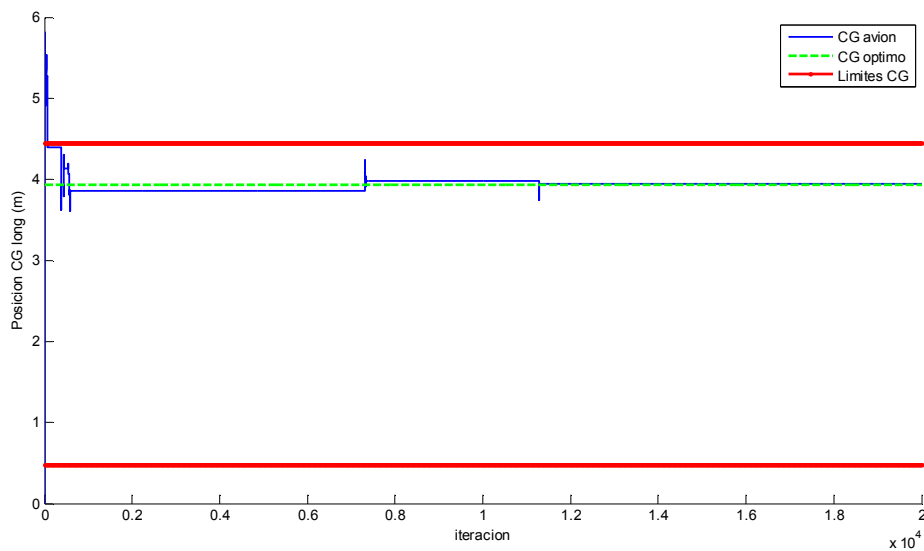
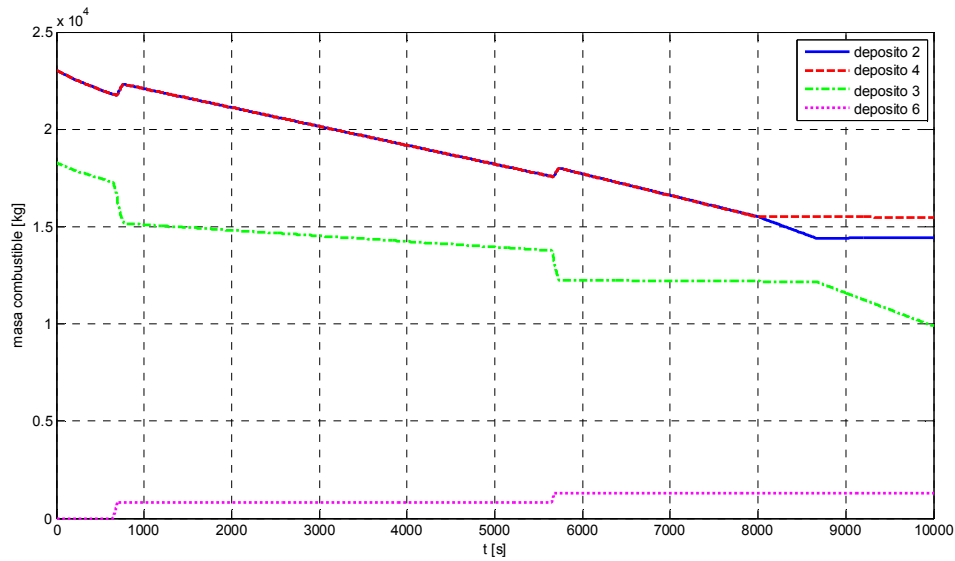


Figura 6.7: Evolución del CG del fuel en cada iteración del AG.

Podemos observar de nuevo la **capacidad de convergencia del algoritmo hacia una solución óptima**, premiando sobre todo optimizar la posición del CG y la minimización de transferencias.

El reparto inicial ha sido: 2816 kg en los tanques Outer, 23014 kg en los Inner, 18339 kg en el Central, y 0 kg en el Trim.

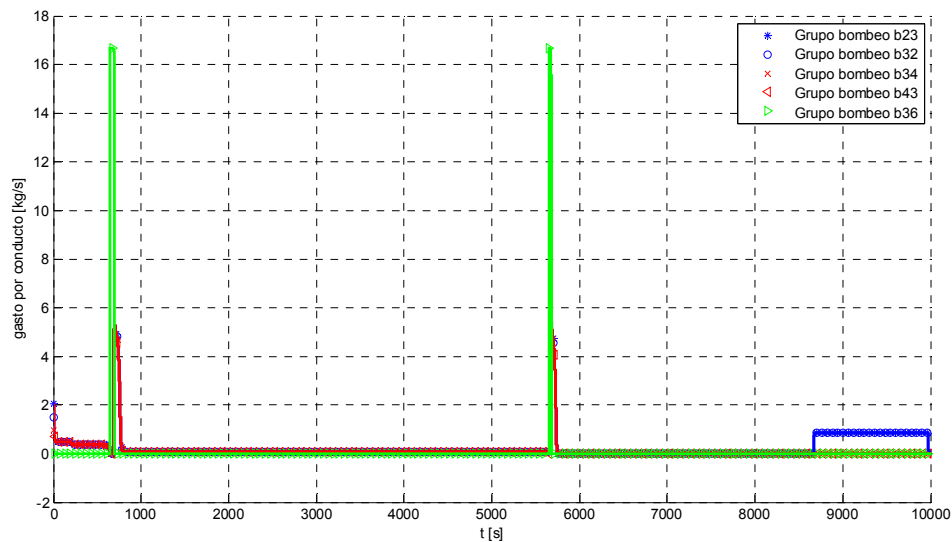
Antes de seguir, una **nota importante para la simulación del vuelo**: como vimos en el capítulo del diseño del sistema borroso, el control se ha hecho para cuatro tanques. De ahí que no se presenten datos correspondientes a los tanques Outer. De hecho, debido a esta simplificación, en las gráficas que corresponden al CG longitudinal observaremos como inicialmente difiere levemente del valor inicial para los seis tanques solución del AG.



**Figura 6.8:** Evolución de la masa de combustible en cada tanque.

En la Figura 6.8 podemos observar la evolución de las masas para los cuatro tanques. Inicialmente toman los valores resultado del AG. Después vemos cómo la masa de los depósitos Inner va generalmente descendiendo por el consumo de los motores.

Entrando en detalles observamos primeramente como **en determinados momentos se produce una transferencia significativa** del depósito Central al Trim y los dos Inner. Esto se puede observar bien en la gráfica correspondiente a las demandas de gasto (Figura 6.10).



**Figura 6.9:** Gastos demandados a las bombas.

Estos momentos de transferencia masiva **sirven para la optimización del vuelo** en términos de la posición del CG. Debido al consumo del fuel, el CG total tiende a adelantarse. Por tanto conviene retrasar masa de combustible para acercarse a la curva del óptimo. Podemos ver claramente este efecto en la Figura 6.10.

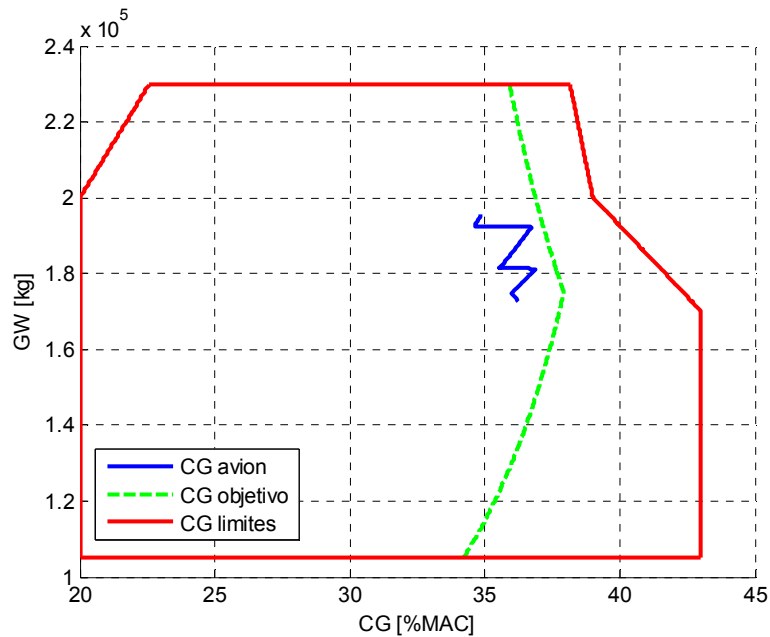


Figura 6.10: Diagrama de Masa-CG.

En la evolución del CG en el plano Masa-CG podemos observar dos cosas importantes. Primero que **siempre estamos dentro del margen de estabilidad**. Segundo, que **siempre estamos cerca del óptimo**. Además, gracias a las transferencias (movimiento horizontal del fuel en el diagrama), nos acercamos al óptimo en buena medida cada vez.

El siguiente detalle que debemos observar es el comportamiento ante la malfunción. Realmente ya vimos bien como funciona el control a este respecto en el apartado de validación del capítulo 0. Aquí se vuelve a poner de manifiesto que **no hay ninguna demanda de gasto por la tubería 34 a partir de la introducción de la malfunción** de su grupo de bombeo.

El último detalle que podemos observar es el comportamiento ante el fallo de motor. En el momento del fallo (segundo 8000s), las masas de los Inner se empiezan a descompensar. Cuando la descompensación es evidente, se comienza a bombear del Central al depósito 2 (Inner izquierdo) para que mantenga constante su nivel. Gracias a esto, **el CG lateral no supera su margen aceptable** (de 20 cm) como vemos en la Figura 6.11.

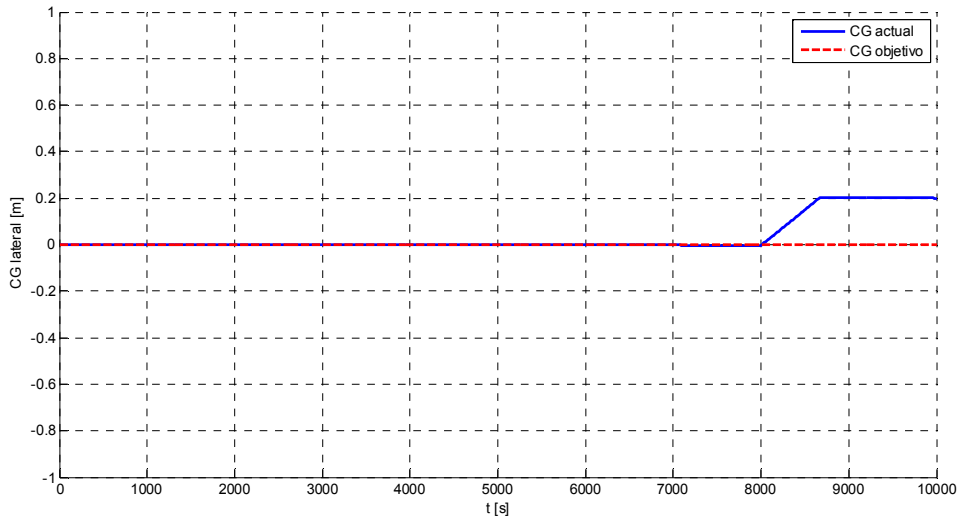


Figura 6.11: Evolución del CG lateral durante el vuelo.

Sin embargo, éste hace que el CG longitudinal se descompense un poco, aunque el sistema **reaccionará para corregirlo en el momento en que supere su margen aceptable** (Figura 6.12).

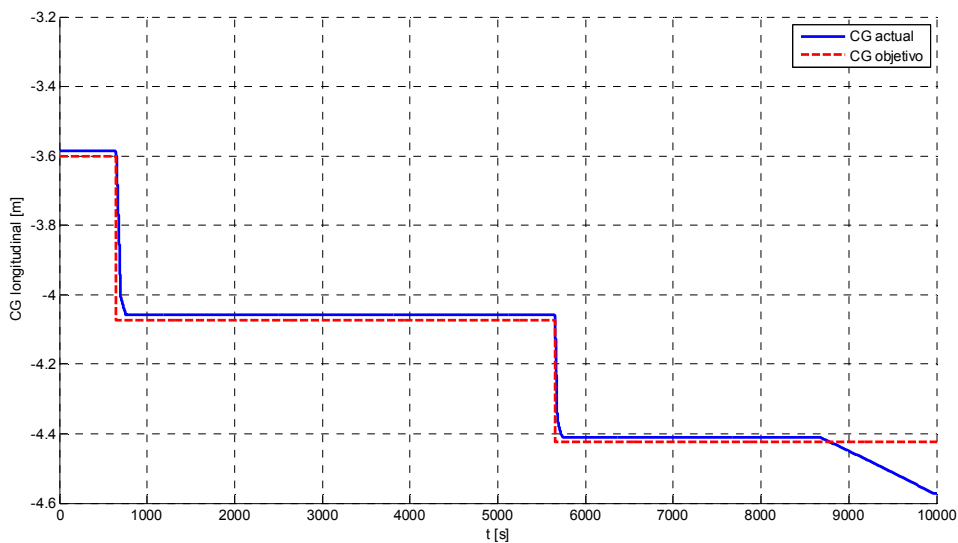


Figura 6.12: Evolución del CG del fuel durante el vuelo

Lo que de todas formas puede observarse claramente es la **gran capacidad del sistema de control para seguir la referencia marcada para el CG de la distribución del fuel.**

## 7. Conclusiones y trabajos futuros

### 7.1. Conclusiones Generales

A lo largo de este proyecto hemos realizado el diseño de un sistema que gestione la distribución de combustible en la operación de una aeronave. En primer lugar decidiendo el reparto durante el repostaje en tierra, y en segundo lugar decidiendo la redistribución del fuel durante el vuelo.

Por las características del problema hemos comprobado que tanto las técnicas de Algoritmos Evolutivos como las de Lógica Difusa han sido relativamente sencillas de aplicar en los casos en los que se ha hecho.

Sin embargo también es verdad que **afinar este diseño es complicado**. Hemos visto en el desarrollo del trabajo y en los resultados obtenidos que, aunque **se cumplen con los criterios de diseño de manera aceptable para ambas técnicas, en algunos casos no llega a ser excelente**. Se requiere un proceso de ajuste final que en principio es laborioso ya que ambas técnicas en profundidad son bastante complejas.

Más allá del diseño, este trabajo nos **ha servido para evaluar el problema clásico de la gestión de combustible en una aeronave, pudiendo dar un enfoque nuevo a algunos aspectos que debatiremos en los siguientes puntos**.

En general determinar la idoneidad o no de llevar a la práctica este diseño en un FCMS comercial depende de un estudio más avanzado en cuanto al coste que supondría la implantación frente a la ganancia en rendimiento.

Lo que sí parece una conclusión aceptable es que **el emplear estas técnicas en este problema concreto parece viable, adaptándose de manera casi intuitiva a los requerimientos**.

### 7.2. Problema de repostaje en tierra mediante AG

Como hemos visto durante el desarrollo para este caso, la principal decisión fue **jerarquizar claramente los criterios de diseño expuestos para poder resolver el problema de optimización multi-objetivo** que supone el repostaje en tierra. Teniendo en cuenta el conocimiento experto sobre el problema, la jerarquización ha premiado el posicionamiento del CG y el asegurar la alimentación de los motores frente a lo demás.

Con esto se han obtenido **soluciones muy cercanas a la clásica**. Sin embargo esto, lejos de ser una desventaja, lo que consigue es reforzar la **bondad de la función objetivo construida**, ya que está en la línea de la experiencia acumulada en el sector que dio como fruto la jerarquía de llenado usual.

No obstante hemos visto que **la solución aquí planteada mejora la clásica** y además muestra buena repetitividad para converger a la misma solución.

En cualquier caso **el problema de optimización incluye como restricciones aquellos criterios de diseño que son requisitos ineludibles** (como no estar fuera de los márgenes estáticos del CG del avión o no superar la masa máxima de tanques). Así que **la solución es siempre factible**.

Este es precisamente uno de los aspectos a mejorar del algoritmo ya que en su búsqueda de soluciones encuentra soluciones no factibles (fuera de las restricciones) que el mecanismo de selección elimina. **Si se afinara el mecanismo de búsqueda de soluciones de forma que no entrara en no factibles, el algoritmo quizá mejorara en tiempos de ejecución.**

Pese a esto lo cierto es que la tendencia del algoritmo es a **encontrar rápido los entornos de soluciones mejores** que las anteriormente encontradas. Una característica bastante importante del algoritmo construido es que mantiene siempre al mejor individuo encontrado hasta el momento, de ahí que el criterio de parada elegido haya sido un límite de iteraciones como discutimos en el correspondiente apartado de validación.

Además también hemos visto la bondad del algoritmo en cuanto **optimizar todo lo que puede cambiar sin afectar a los otros costes**. Por ejemplo, si en los depósitos Inner sobra mucha masa respecto a la que se requerirá para el consumo previsto, tiene tendencia a llevar esta masa sobrante a otros depósitos en pro de los demás criterios de optimización sin perjuicio del criterio de alimentación de los motores.

### **7.3. Problema de redistribución en vuelo mediante Lógica Difusa**

Como en el caso en tierra el diseño también se ha realizado de forma que se satisfagan los criterios más importantes prioritariamente. Sin embargo, gracias a las técnicas de control borroso ha sido bastante intuitivo poder crear una base de reglas reducida que lleve a un buen resultado.

En el apartado de validación hemos visto como efectivamente **cumplimos con los criterios de seguridad operacional de una forma bastante acertada**: integridad estructural de los componentes del sistema, margen de estabilidad longitudinal y lateral asegurados, y alimentación de motores asegurada. Además el mismo diseño permite mantener los márgenes de estabilidad y ayudar al trimado lateral y longitudinal.

Asimismo hemos visto como no sólo se trata el problema de la estabilidad del avión respecto a sus límites, si no también desde el punto de vista de la **optimización del vuelo**. Por eso el sistema de control incluye la posibilidad de variar la posición del CG objetivo, para que se redistribuya el fuel de forma que éste se encuentre cerca del mismo.

Otra característica es el tener en cuenta en la base de reglas el estado de los componentes tales como bombas y válvulas, para **no forzar su uso en caso de que estos hayan fallado** por alguna razón.

También nos gustaría indicar una característica particular de la respuesta que es inherente a la definición de funciones de pertenencia, y que no aparece en las lógicas binarias clásicas de gestión de combustible de forma tan natural. Esta es que por las

propias formas de esas funciones, unido a las reglas creadas, se realiza una demanda de flujo muy intensa cuando se requieren transferencias rápidas, y suave cuando las correcciones son menores. Es más, en el momento que la situación es más o menos aceptable podemos observar curvas de demanda con variaciones paulatinas. Con esto se está consiguiendo trabajar en otro de los criterios de diseño: **la optimización del gasto energético del sistema de combustible.**

Sin embargo hay inconvenientes a remarcar. En primer lugar **se debería trabajar más en la capacidad de adaptabilidad de la lógica difusa.** Es cierto que la tendencia es a mantener el CG dentro de la envolvente, pero lo hace en un entorno relativo al CG objetivo; es decir, la función de pertenencia cambia su eje de abscisas, pero no ve modificada su forma. Una buena mejora sería hacer que la función de pertenencia se adapte al CG objetivo particular de cada caso.

Análogamente ocurre con el caso de la demanda de gastos a las bombas ante malfunciones de los componentes. Una posible mejora sería variar la función de pertenencia de salida del sistema dependiendo del estado de los componentes, y no sólo variando la base de reglas como hacemos hasta ahora.

Finalmente también hemos de indicar como punto a **mejorar el estudio de la estabilidad del sistema de control** de lógica difusa. Aunque hayamos hecho muchas pruebas para validarlo, no hemos probado matemáticamente su estabilidad.

## **7.4. Trabajos futuros**

Aparte de las mejoras en el ajuste del diseño realizado que hemos comentado en los apartados anteriores, hay una línea de trabajo que haría dar un **salto cualitativo a ambos diseños: introducir técnicas de auto-aprendizaje.**

Para el caso del repostaje en tierra tenemos una definición de la función objetivo en la que los pesos de los costes se han elegido a nuestro criterio, basándonos en el conocimiento que tenemos del problema en cuestión y en la experiencia acumulada. Estaría bien que estos **pesos fueran ajustados en base a acumular datos de vuelo** de las influencias que definen los costes de la función objetivo.

Por su parte, el problema de distribución en vuelo resuelto con lógica difusa está basado en unas funciones de pertenencia estáticas. El rendimiento del sistema mejoraría mucho si pudiésemos tomar datos durante los vuelos de **cómo ha respondido el sistema ante las distintas situaciones y pudiese auto-ajustar las funciones de pertenencia** para que su respuesta vaya mejorando para conseguir un vuelo más seguro y óptimo.

*PÁGINA DEJADA INTENCIONALMENTE EN BLANCO*

## Referencias bibliográficas

### 1.- DINAMICA DE VUELO Y ESTABILIDAD:

- [1.1] Pamadi, B.N., 2004. *Performance, stability, dynamics, and control of airplanes*. Aiaa.
- [1.2] Phillips, W.F., 2004. *Mechanics of flight*. John Wiley & Sons.

### 2.- ARQUITECTURA DEL SISTEMA DE COMBUSTIBLE DE UNA AERONAVE:

- [2.1] Langton, R., Clark, C., Hewitt, M. and Richards, L., 2009. *Aircraft fuel systems*. John Wiley & Sons, Ltd.
- [2.2] Jimenez, J.F., Giron-Sierra, J.M., Insaurrealde, C. and Seminario, M., 2007. A simulation of aircraft fuel management system. *Simulation Modelling Practice and Theory*, 15(5), pp.544-564).
- [2.3] <http://www.airbus.com/aircraftfamilies/passengeraircraft/a330family/a330-200/>

### 3.- LOGICA DIFUSA:

- [3.1] Plaza, E. and Santos, M., 2014, July. *Fuel Fuzzy Control in an Aircraft: a first approach*. In *Decision Making and Soft Computing: Proceedings of the 11th International FLINS Conference* (Vol. 10, p. 442). World Scientific.
- [3.2] Schwartz, D.G., Klir, G.J., Lewis, H.W. and Ezawa, Y., 1994. Applications of fuzzy sets and approximate reasoning. *Proceedings of the IEEE*, 82(4), pp.482-498.
- [3.3] Jantzen, J., 2013. *Foundations of fuzzy control: a practical approach*. John Wiley & Sons.
- [3.4] Jantzen, J., 1998. *Tutorial On Fuzzy Logic*. Tech. Rprt. 98-E868, Denmark.
- [3.5] S. Saucedo, E. Alcorta, 2004. *Control difuso del sistema de tres tanques*, Científica Vol.8 Núm.3 pp.117-126, Méjico.
- [3.6] Long, H. and Wang, X., 2009, July. *Application of aircraft fuel fault diagnostic expert system based on fuzzy neural network*. In *Information Engineering, 2009. ICIE'09. WASE International Conference on* (Vol. 2, pp. 202-205). IEEE.

- [3.7] Karunarathne, L., Economou, J.T. and Knowles, K., 2008, September. *Fuzzy logic control strategy for fuel cell/battery aerospace propulsion system*. In *2008 IEEE Vehicle Power and Propulsion Conference* (pp. 1-5). IEEE.

#### 4.- ALGORITMOS GENÉTICOS:

- [4.1] Mongeau, M. and Bes, C., 2003. Optimization of aircraft container loading. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 39(1), pp.140-150.
- [4.2] Alonso, F. and Santos, M., 2010. Multi-criteria genetic optimisation of the manoeuvres of a two-stage launcher. *Information Sciences*, 180(6), pp.896-910.
- [4.3] Turgut, E.T. and Rosen, M.A., 2012. *Relationship between fuel consumption and altitude for commercial aircraft during descent: preliminary assessment with a genetic algorithm*. *Aerospace Science and Technology*, 17(1), pp.65-73.
- [4.4] Banzhaf, W., Nordin, P., Keller, R.E. and Francone, F.D., 1998. *Genetic programming: an introduction* (pp. 133-134). San Francisco: Morgan Kaufmann Publishers.

#### 5.- OTROS:

- [5.1] M. Santos. 2011. *Un enfoque aplicado del control inteligente*. Revista Iberoamericana de Automática e Informática Industrial, vol. 8, 283-296.
- [5.2] Litt, J.S., Simon, D.L., Garg, S., Guo, T.H., Mercer, C., Millar, R., Behbahani, A., Bajwa, A. and Jensen, D.T., 2004. *A survey of intelligent control and health management technologies for aircraft propulsion systems*. *Journal of Aerospace Computing, Information, and Communication*, 1(12), pp.543-563.
- [5.3] Perusich, K. and McNeese, M.D., 2006. *Using fuzzy cognitive maps for knowledge management in a conflict environment*. *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics, Part C (Applications and Reviews)*, 36(6), pp.810-821.
- [5.4] Golberg, D.E., 1989. *Genetic algorithms in search, optimization, and machine learning*. Addison Wesley, 1989, p.102.