

Jornadas de Automática

Sistema borroso aplicado a la seguridad operacional de una aeronave mediante el control del centro de gravedad.

Plaza, Elías^{a,*}, Santos, Matilde^b, Sierra-García, J. Enrique^c

^a Facultad de Informática, Universidad Complutense de Madrid, 28040-Madrid, España.

^b Instituto de Tecnología de Conocimiento, Universidad Complutense de Madrid, 28040-Madrid, España.

^c Departamento de Ingeniería Electromecánica, Universidad de Burgos, 09006-Burgos, España.

To cite this article: Plaza, E., Santos, M., Sierra-García, J.E. 2025 Fuzzy system applied to the safety of an aircraft through center of gravity control. *Jornadas de Automática*, 46. <https://doi.org/10.17979/ja-cea.2025.46.12258>

Resumen

Incrementar lo posible la seguridad operacional de las aeronaves comerciales es uno de los criterios de diseño y funcionamiento fundamentales en el sector aeronáutico. La seguridad operacional está generalmente asegurada si la aeronave no excede las envolventes de diseño en cada magnitud (velocidad, factor de carga, masa, centro de gravedad, etc.). Los pilotos son entrenados para evitar exceder esas envolventes; de lo contrario la situación sería potencialmente peligrosa (lo que se denomina situación de *upset*). Por tanto, es necesario mantener la aeronave dentro de esas envolventes. En este trabajo se presenta una solución relativa a la envolvente del centro de gravedad, aplicando técnicas inteligentes, para gestionar la distribución de combustible en el avión durante el vuelo, de manera que el centro de gravedad total permanezca dentro de la envolvente sin necesidad de la intervención de los pilotos, aplicando Lógica Borrosa.

Palabras clave: Control Borroso, Sistemas Inteligentes, Seguridad Operacional, Upset, Aeronáutica.

Fuzzy system applied to the safety of an aircraft through center of gravity control.

Abstract

Increasing the operational safety of commercial aircraft as much as possible is one of the fundamental design criteria in the aeronautical sector. Operational safety is generally assured if the aircraft does not exceed its design envelopes in each magnitude (speed, load factor, mass, center of gravity, etc.). Pilots are trained to avoid exceeding these envelopes, otherwise the situation would be potentially dangerous (what it is known as upset situation). Therefore, any help to keep the aircraft inside those envelopes is useful. The solution presented here is relative to the center of gravity envelope, applying intelligent techniques to manage fuel distribution in the aircraft so that the total center of gravity remains within its envelope without the need for pilot intervention, applying Fuzzy Logic.

Keywords: Fuzzy Control, Intelligent Systems, Operational Safety, Upset, Aeronautics.

1. Introducción

La seguridad operacional de una aeronave se asegura por diseño, estableciendo unos límites en los parámetros más relevantes. Fuera de esos límites la seguridad operacional se ve comprometida por diversos factores dependiendo de cada parámetro. A ese conjunto de límites le llamamos envolventes (Zheng *et al.*, 2018; Altunkaya *et al.*, 2025).

Por citar ejemplos, existen envolventes de velocidad (si se supera el límite máximo el riesgo estructural aparece, y si se disminuye la velocidad mínima se expone a entrar en pérdida), de factor de carga (si se superan hay riesgo estructural), de la masa total (si se supera puede haber riesgo de pérdida de control y también estructural), etc.

El objetivo fundamental de este trabajo es aumentar la seguridad operacional de la aeronave mediante la gestión

automática de la distribución de combustible entre los tanques de la aeronave utilizando técnicas inteligentes.

Para ello nos centramos en la envolvente del centro de gravedad (CG) de la aeronave. Esta envolvente es relevante porque en caso de que se superen los límites del CG, se ve comprometida la estabilidad de la aeronave, y por tanto podría darse una pérdida de control.

Las aeronaves están diseñadas y fabricadas de forma que en vacío (es decir, con los componentes de fábrica, sin ninguna carga) su CG es adecuado dentro de su envolvente (Zhao et al., 2021). La variabilidad del CG se produce por la carga de pago (tripulación, pasajeros y equipaje) y por la carga de combustible.

En el caso de la carga de pago, se suele optar por realizar una distribución homogénea durante el proceso de embarque. En el caso de la carga de combustible también se realiza una distribución adecuada del mismo en el repostaje en tierra entre los tanques disponibles.

No obstante, el combustible tiene la particularidad de que se consume durante el vuelo, y por tanto el CG se ve afectado. Por tanto, la gestión de la distribución de combustible tiene impacto sobre la posición del CG de la aeronave, y por ende, en el mantenimiento dentro de su envolvente.

En la actualidad los sistemas de control del combustible están diseñados para gestionar el combustible acorde a distribuciones prefijadas en condiciones normales, y permitiendo al piloto el control de transferencias y válvulas (Langton et al., 2009). Los pilotos reciben entrenamiento para manejar dicho sistema y para actuar en casos de emergencia producidos por fallos. De esta forma se preparan para evitar situaciones de *upset*, o para recuperar la situación normal en caso de que haya excedido alguna envolvente de seguridad operacional (EASA, 2018).

En esta contribución se plantea aplicar técnicas inteligentes (Chernyshev, S. et al, 2025) implementando sistemas de gestión de la distribución de combustible con el objetivo de aumentar la eficacia a la hora de mantener el CG dentro de su envolvente. Además se diseña un sistema de toma de decisiones en situaciones de emergencia, producidas por fallos en el propio sistema de combustible o en sistemas externos, con el objetivo final de disminuir la carga de trabajo sobre el piloto. Específicamente se aplica Lógica Borrosa en la fase de vuelo del avión (Plaza, E. et al, 2022), para realizar la redistribución de combustible entre tanques a medida que éste se va consumiendo.

La estructura de este artículo es la que sigue: en la sección 2 se realiza una breve descripción del sistema aeronáutico considerado. En la sección 3 se presentan los criterios de diseño y en la sección 4 la definición del controlador borroso. En la sección 5 se presentan los resultados de simulación. Finalmente, en la sección 6 se incluyen las conclusiones.

2. Descripción del entorno

Debemos tener en cuenta dos entornos para el avión, el externo y el interno. El externo es la dinámica de la aeronave, 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.

El CG viene dado por la distribución másica de todos los elementos del avión y constituye el centro de reducción de la fuerza gravitatoria. Por otra parte, el llamado centro aerodinámico total (CA) es el punto de reducción de la fuerza aerodinámica sustentadora.

La relación entre ambos puntos es fundamental para la estabilidad y control de la aeronave. El margen entre ellos es un índice de la capacidad de maniobra (mayor cuanto menor es el margen) y de la estabilidad estática longitudinal del avión (menor cuanto menor es el margen) (Pamadi, 2004; Moreira et al, 2022; Yu et al, 2022).

De esta forma, para cada aeronave, hay una envolvente del CG (dependiente de la masa total de la aeronave), en la que el margen es adecuado, asegurando la seguridad operacional. Además, existe una posición óptima para el CG.

En cuanto al entorno interno, éste sería el propio sistema de combustible: se tienen un depósito en cada ala, un depósito central en la panza y un depósito en la cola de la aeronave. Todos ellos están intercomunicados por tuberías. La distribución de combustible se controla por válvulas y bombas (Langton et al., 2009).

En la figura 1 se muestra la distribución de los tanques de combustibles en las alas y cola del avión para un caso de cuatro tanques. Se muestran también las válvulas (v) y las bombas (b), así como los dos motores de la aeronave.

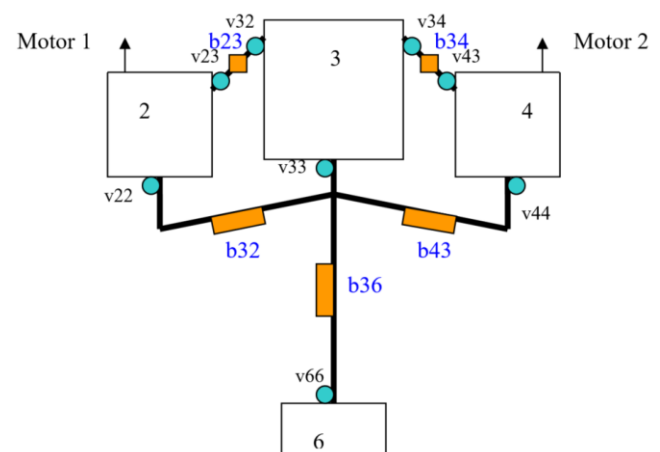


Figura 1: Arquitectura del sistema de combustible en el avión

Se denominan Inner a los tanques 2 y 4, el tanque 3 es el Central y el 6 el de la Cola (Trim).

3. Criterios de diseño

Los criterios de diseño están ordenados por prioridad, dando más peso a los relativos a la seguridad operacional, siguiéndoles los relativos a la operación y maniobrabilidad, y finalmente los de optimización.

- Seguridad Operacional:
 - Integridad estructural de los componentes del sistema: no superar el volumen máximo de combustible en tanques.
 - Asegurar margen de estabilidad longitudinal: no exceder la envolvente del CG.

- 3) Asegurar margen de estabilidad lateral: no crear una asimetría lateral excesiva.
 - 4) Asegurar alimentación de motores: impedir que los motores se queden sin flujo de combustible.
 - 5) Adaptabilidad ante fallos de los componentes: adaptar la respuesta del sistema de control.
- Operación / maniobrabilidad:
 - 6) Trimado longitudinal: margen de control suficiente en las superficies de control longitudinales.
 - 7) Trimado lateral: margen de control suficiente en las superficies de control direccionales.
 - Optimización:
 - 8) Distribución de combustible para consumo mínimo: CG resultante lo más cerca del óptimo.
 - 9) Minimización del gasto energético del sistema de combustible: reducir el uso de bombas y válvulas en lo posible.

4. Sistema de Control Borroso

Para resolver este problema se ha elegido una estrategia de control inteligente basada en lógica borrosa (Scott et al, 2020; Pratiwi et al. 2021). Usando esta técnica, definimos las variables de control (entradas y salidas) a través de términos borrosos y luego generamos una base de reglas que toma en cuenta el conocimiento experto sobre cómo debe funcionar el sistema de combustible para cumplir con los criterios de seguridad y estabilidad.

Este sistema de control debe asegurar que la posición del CG esté dentro de los márgenes de estabilidad y maniobrabilidad, a pesar de las variaciones por transferencia de combustible entre tanques y consumo de combustible. Es decir, el sistema tiene que tomar una decisión sobre cómo debe fluir el combustible entre los tanques, manteniendo la estabilidad y seguridad del avión.

El controlador también tiene que distribuir el combustible para que los tanques de las alas, que alimentan los motores, no se queden sin combustible durante el vuelo y, al mismo tiempo, evitar cualquier flujo de combustible hacia los tanques ya llenos. Asimismo, la base de reglas tiene en cuenta fallos en el sistema de combustible.

El controlador borroso implementado es tipo Mamdani, con método de defuzzificación de centroide, y la función mínimo como operador de implicación. El controlador determina el estado de las bombas y válvulas (en adelante llamado grupo de tuberías), según las coordenadas del CG y la masa real de cada tanque (Figura 2). Estas mediciones y el estado de cada componente del sistema son proporcionadas por los sensores.

Utilizando el conocimiento experto en la materia y las referencias indicadas en el apartado de Introducción se han construido y ajustado las funciones de pertenencia que se describen a continuación.

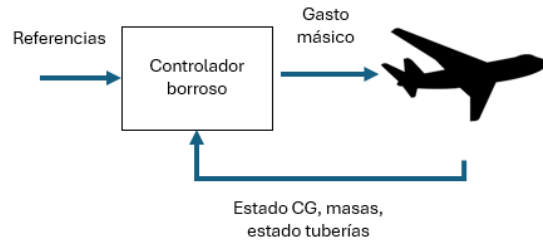


Figura 2: esquema de control.

Se han asignado cinco conjuntos borrosos con funciones de pertenencia triangular y trapezoidal a la entrada de componente longitudinal del CG: Negativo Inaceptable (NU), Negativo Aceptable (NA), Aceptable (A), Positivo Aceptable (PA) y Positivo Inaceptable (PU) (Figura 3). Nótese la asimetría de las funciones de pertenencia negativas según la geometría del sistema (el tanque de cola está mucho más alejado del CG inicial que el tanque central).

De manera similar, los conjuntos borrosos de la coordenada lateral del CG son: A, PA, NA, PU, NU, con el mismo significado. En este caso los conjuntos borrosos sí muestran simetría izquierda/derecha del neutro.

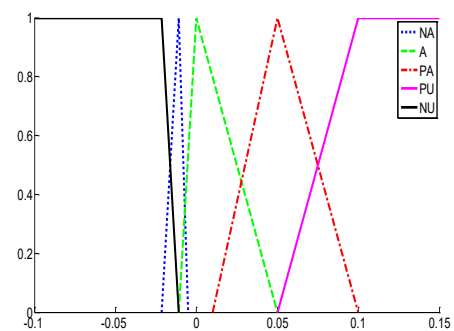


Figura 3: Conjuntos fuzzy para CG longitudinal (Plaza E. et al, 2022)

Otro dato borroso es la masa de combustible en los tanques. En los tanques internos esta variable está definida por los conjuntos: Normal (NO), Lleno (FU), En Reserva (RE). El estado En Reserva se define para evitar que el combustible disminuya por debajo del nivel normal para asegurar el suministro de los motores. En el resto de los depósitos no es necesaria esta consideración ya que podrían estar vacíos. Para estos últimos sólo se han considerado dos conjuntos borrosos: Normal (NO) y Completo (FU). Esta variable lingüística está normaliza al rango $[0, 1]$ y definida por funciones de pertenencia trapezoidales.

La otra entrada borrosa es el estado de cada grupo de tuberías. Se define mediante un singleton que representa si hay o no un malfuncionamiento (daño en la tubería, válvula bloqueada, error de la bomba, etc.) que hace que ese componente no funcione (defectuoso).

La salida del sistema de control borroso es el gasto másico en cada grupo de tuberías. Para cada grupo se han asignado los conjuntos: Cerrado (CL), Flujo positivo (PF) y Flujo negativo (NF) (Figura 4).

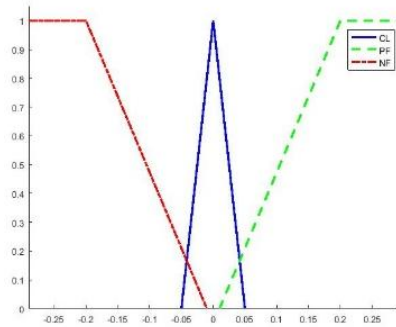


Figura 4: Conjuntos borrosos de la variable de salida gasto de combustible en las tuberías (Plaza E. et al, 2022).

Por otra parte, la base de reglas del sistema de inferencia borrosa se define en función del conocimiento de cómo debería funcionar el sistema de combustible, en base a los criterios especificados antes. Cada reglas tiene tres antecedentes y una salida, combinando los posibles valores borrosos que se acaban de comentar.

5. Resultados

Para validar el sistema borroso se analiza su funcionamiento en términos de los criterios de diseño. Para ello se han realizado una serie de simulaciones a modo de pruebas del sistema.

5.1. 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 se parte de la siguiente situación. Se reparten las masas de combustible en los depósitos de forma que inicialmente el CG quede muy retrasado (Figura 5). 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 se puede observar en la figura cómo en relativo poco tiempo se pasa a estar bastante cerca del CG objetivo. Una vez éste está a 25 cm, el control se relaja y la velocidad de cambio va disminuyendo. A partir de 10 cm de error con respecto a la referencia del CG, el sistema entra en el margen de posicionamiento válido por lo que para de bombear.

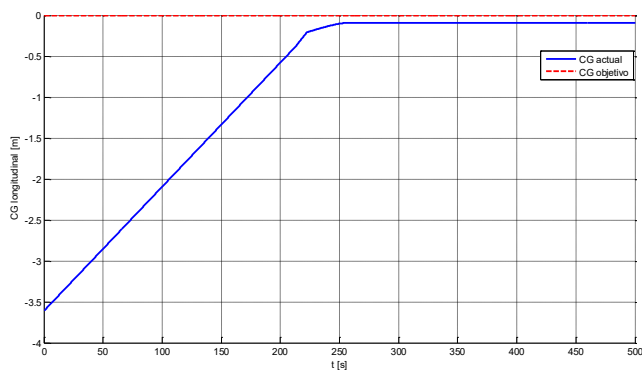


Figura 5: Evolución del CG longitudinal, Test-01.

En la figura 6 se puede ver cómo 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.

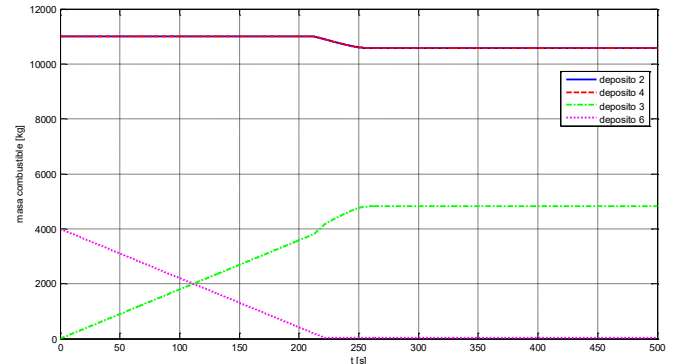


Figura 6: Evolución de las masas de combustible, Test-01.

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

Para este test se realiza una simulación similar al caso anterior para la posición transversal del CG. En este escenario se introduce una asimetría en la carga de los Inner, lo que provoca un desplazamiento lateral del CG del avión. En la Figura 7 se muestra cómo al inicio de la simulación efectivamente el CG del fuel se encuentra un metro desplazado. En este caso se observa cómo se ha estabilizado por debajo de los 20cm de error. Por debajo de ese umbral se considera válida la posición del CG.

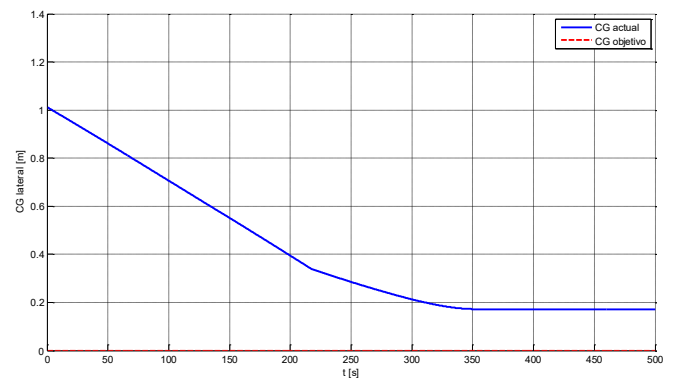


Figura 7: Evolución del CG lateral, Test-02.

En la Figura 8 se ve cómo, efectivamente, el control trata de igualar los pesos de cada tanque de las alas, llevando fuel del Inner derecho al izquierdo (Figura 1). Además, para no retirar demasiada masa de los Inner (según 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.

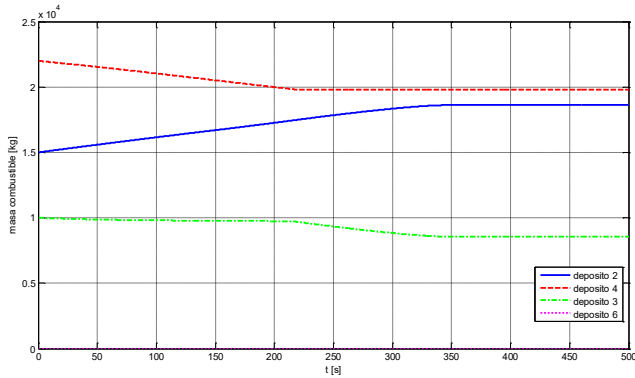


Figura 8: Evolución de las masas de combustible, Test-02.

5.3. Test-3: Optimización del vuelo

En este test se sigue analizando 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. La respuesta es la que se muestra en la Figura 9. 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.

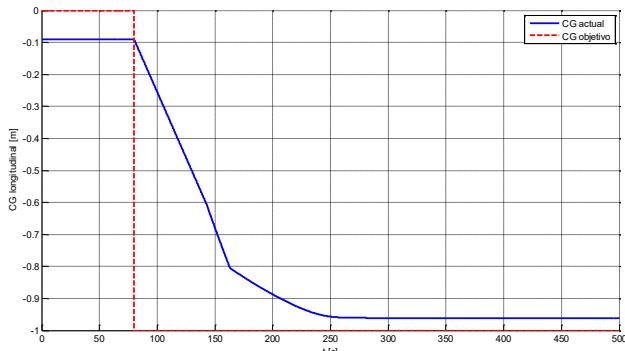


Figura 9: Evolución del CG longitudinal, Test-03.

La manera que tiene el sistema de control borroso de conseguirlo es llevando masa al tanque Trim, de forma que se retrasa el CG rápidamente. En la Figura 10 se observa la evolución de los gastos de combustible. Respecto a 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 y también comienza la demanda del Central a los Inner por los conductos que los unen de una manera mucho más suave.

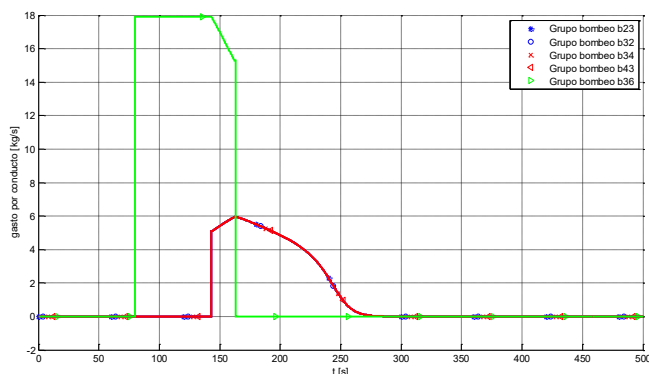


Figura 10: Gastos por conductos, Test-03.

5.4. Test-4: Alimentación de los motores

En este escenario el CG comienza y se mantiene equilibrado por lo que en principio el sistema no se ve obligado a mover fluido entre los tanques. Sin embargo, sí ocurre la redistribución que se presenta en la Figura 11. Se transfiere combustible del Central a los Inner para su gasto.

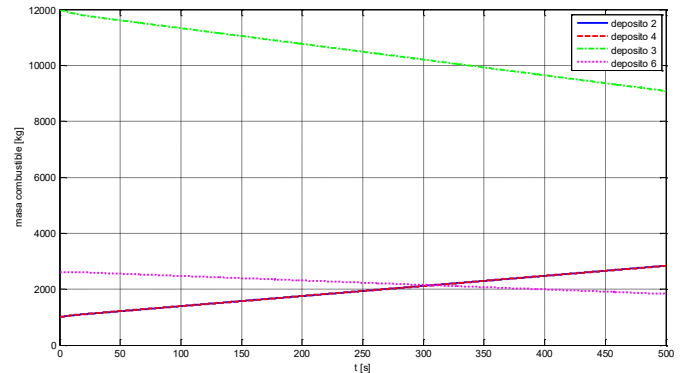


Figura 11: Evolución de las masas de combustible, Test-04.

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 de los Inner, manteniéndolo dentro del margen aceptable.

5.5. 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. Al igual que en el Test 3, se introduce un cambio de referencia en el CG para retrasarlo en el segundo 80s de la simulación, lo que hace que el sistema bombee combustible al depósito Trim. En la Figura 13 se presenta la demanda de bombeo frente a la masa de fuel que alberga el depósito Trim (ambas adimensionalizadas con sus valores máximos teóricos). Se observa cómo, 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.

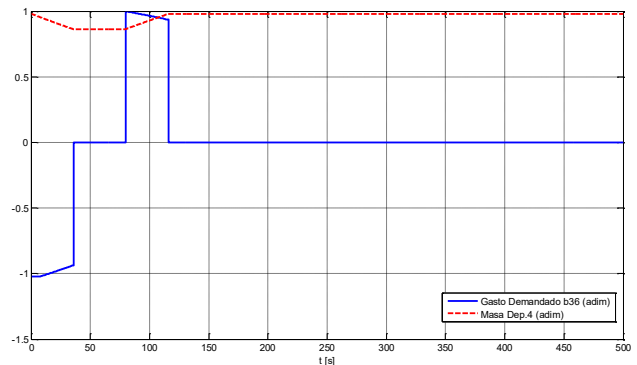


Figura 12: Masa en depósito Trim frente al gasto demandado, Test-05.

5.6. Test-6: Respuesta ante malfunciones de componentes

Finalmente, en esta simulación se introducen dos fallos de componentes: primero (100s) un fallo en la bomba 32, y segundo (200s) un fallo de la válvula 34. Si atendemos a los gastos demandados en cada grupo de bombeo, se observa que justo cuando se reconoce el fallo de la bomba 32 (a los 100s), se neutraliza la demanda de bombeo por la misma. Lo mismo ocurre en el instante 200s, cuando se neutraliza la demanda del grupo de bombeo 34 por el reconocimiento del fallo de la válvula 34 (Figura 13). No obstante, los demás flujos se mantienen con objeto de seguir cumpliendo con los objetivos de diseño.

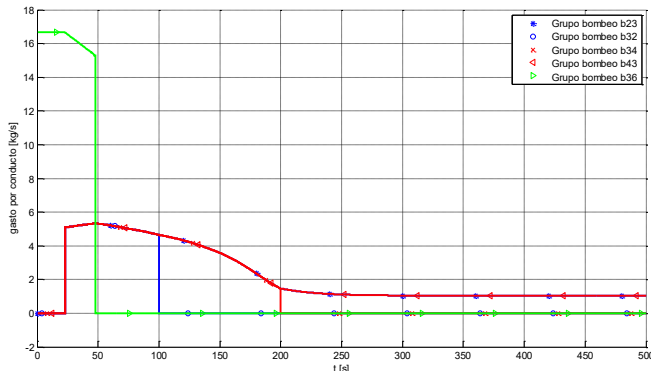


Figura 13: Gastos demandados por conducto, Test-06.

Con estos tests se verifican los criterios de diseño numerados: 1) en Test-5, 2) en Test-1, 3) en Test-2, 4) en Test-4, 5) en Test-6, 6) en Test-1, 7) en Test-2, 8) en Test-3, y 9) en Test-3. La trazabilidad a las reglas puede verificarse en (Plaza, E, 2016).

6. Conclusiones y trabajos futuros

En este trabajo se propone un sistema de control inteligente para una aeronave civil cuyo objetivo principal es mantener el centro de gravedad (CG) del avión en la posición deseada, dentro de su envolvente, para garantizar la estabilidad y seguridad del avión.

Utilizando un modelo simplificado del sistema de combustible de un avión comercial se ha introducido conocimiento experto para definir las reglas que describen la transferencia de combustible entre los tanques en vuelo. Además, se han simulado algunos fallos tanto en el propio sistema como en sistemas externos.

El control borroso es capaz de mantener la posición del CG dentro de los márgenes de estabilidad y maniobrabilidad a lo largo del vuelo. Se cumplen todos los criterios en materia de estabilidad y seguridad. Estos criterios se basan en medidas obtenidas con los sensores estándar que se encuentran instalados en cualquier avión comercial.

El controlador borroso exhibe una gran flexibilidad, gracias a los márgenes de aceptabilidad que se pueden introducir en su diseño. Esto tiene dos consecuencias muy positivas que se han visto en las simulaciones. La primera es que se pueden introducir reglas para hacer frente a situaciones contradictorias (por ejemplo, mantener los componentes del CG en sus posiciones objetivo cuando hay fallos), buscando una solución de compromiso. El segundo es respecto a la eficiencia energética del sistema,

minimizando el trabajo de los actuadores (en este caso, las bombas y válvulas).

Otra ventaja de este enfoque inteligente es que el control de lógica borrosa no requiere un modelo matemático preciso de la dinámica del sistema, lo que habría sido difícil de obtener al tratarse de un sistema fuertemente no lineal y acoplado. Además, el modelo y las reglas del controlador son explicables.

Como trabajos futuros, se podría explorar la dependencia geométrica del margen de estabilidad si se quiere proponer un enfoque más general. Además, también podrían abordarse las operaciones de despegue y aterrizaje, donde las aceleraciones son mucho mayores y no pueden descartarse. Otra posible ampliación sería explorar la aplicación de otro controlador basado en aprendizaje por refuerzo.

Referencias

- Ç. Altunkaya, E., Çatak, A., Koyuncu, E., & Özkol, İ. (2025). Loss-of-Control Prevention of an Agile Aircraft: Dynamic Command Saturation Approach. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 48(2), 424-436. <https://doi.org/10.2514/1.g008188>.
- Chernyshev, S., Sypalo, K., & Bazhenov, S. (2025). Intelligent control algorithms to ensure the flight safety of aerospace vehicles. *Acta Astronautica*, 226, 782-790. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2024.10.073>.
- Comer, A. M., & Chakraborty, I. (2024). Full envelope flight control system design and optimization for a tilt-wing aircraft. *Journal of the American Helicopter Society*, 69(3), 1-18. <https://doi.org/10.4050/jahs.69.032003>.
- European Aviation Safety Agency (EASA), Issue 2, (2018). *Certifications Specifications for Aeroplane Flight Simulation Training Devices*.
- Jimenez, J.F., Giron-Sierra, J.M., Insaurralde, C. and Seminario, M., (2007). A simulation of aircraft fuel management system. *Simulation Modelling Practice and Theory*, 15(5), pp.544-564. <https://doi.org/10.1016/j.simpat.2007.01.007>.
- Langton, R., Clark, C., Hewitt, M. and Richards, L., (2009). *Aircraft fuel systems*. John Wiley & Sons, Ltd. <https://doi.org/10.2514/4.479632>.
- Moreira, M. A., Gripp, J. A., Yoneyama, T., & Marinho, C. M. (2022). Longitudinal flight control law design with integrated envelope protection. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 45(9), 1739-1749. <https://doi.org/10.2514/1.g006443>.
- Pamadi, B.N., (2004). *Performance, stability, dynamics, and control of airplanes*. AIAA. <https://doi.org/10.2514/4.862274>.
- Plaza, E., (2016). Sistema de control para la distribución de combustible en una aeronave basado en técnicas de Inteligencia Artificial. UNED, Trabajo Fin de Master.
- Plaza, E. and Santos, M., (2022). Management and intelligent control of in-flight fuel distribution in a commercial aircraft. *Expert Syst. e13075*. <https://doi.org/10.1111/exsy.13075>.
- Pratiwi, W., Sofwan, A., & Setiawan, I. (2021). Implementation of fuzzy logic method for automation of decision making of Boeing aircraft landing. *IAES International Journal of Artificial Intelligence*, 10(3), 545. <https://doi.org/10.11591/ijai.v10.i3.pp545-552>.
- Scott, C. M., & Gonzalez, O. (2020). On the development of a fuzzy logic model-less aircraft controller. In *AIAA Scitech 2020 Forum* (p. 0765). <https://doi.org/10.2514/6.2020-0765>.
- Yu, X., Zhou, X., Zhang, Y., Guo, L., Ye, S., & Peng, X. (2022). Safety control design with flight envelope protection and reference command generation. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 58(6), 5835-5848. <https://doi.org/10.1109/taes.2022.3181109>.
- Zhao, X., Yuan, Y., Dong, Y., & Zhao, R. (2021). Optimization approach to the aircraft weight and balance problem with the centre of gravity envelope constraints. *IET Intelligent Transport Systems*, 15(10), 1269-1286. <https://doi.org/10.1049/itr2.12096>.
- Zheng, W., Li, Y., Zhang, D., Zhou, C., Wu, P., (2018). Envelope protection for aircraft encountering upset condition based on dynamic envelope enlargement. *Chinese Journal of Aeronautics*, Volume 31, Issue 7, Pages 1461-1469, ISSN 1000-9361. <https://doi.org/10.1016/j.cja.2018.05.006>.