

## Sistema borroso para el soporte de la envolvente de velocidad de una aeronave.

Plaza, E.<sup>a,\*</sup>, Santos, M.<sup>b</sup>, Sierra-García, J. E.<sup>c</sup>

<sup>a</sup> Facultad de Ciencias Informáticas, Universidad Complutense de Madrid, 28040-Madrid, España.

<sup>b</sup> Instituto Tecnológico del Conocimiento, Universidad Complutense de Madrid, 28040-Madrid, España.

<sup>c</sup> Departamento de Ingeniería Electromecánica, Universidad de Burgos, 09006-Burgos, España.

**To cite this article:** Plaza, E., Santos, M., Sierra-García, E. 2023. Fuzzy system for supporting the velocity envelope of an aircraft. XLIV Jornadas de Automática, 180-185. <https://doi.org/10.17979/spudc.9788497498609.180>

### Resumen

Este artículo presenta un sistema inteligente basado en lógica borrosa para automatizar acciones de piloto de un avión comercial en las diferentes fases de vuelo a la hora de adecuar la envolvente de velocidad y mantenerse dentro de ella. Para ello se diseña un sistema modular simplificado que realiza la acción de cambio de la posición de las superficies de hiper-sustentación (flaps y slats) de la aeronave según sus necesidades de velocidad, para mantener la envolvente de la aeronave, lo cual es crítico para la seguridad operacional del vuelo. De esta forma, la sustentación necesaria para el vuelo se mantiene a pesar de los cambios necesarios de velocidad a la requerida para las distintas fases (despegue, ascenso, crucero, aproximación y aterrizaje) como lo haría un piloto humano, pero de forma automática. Los resultados de la simulación en escenarios simplificados muestran el comportamiento esperado.

*Palabras clave:* Modelado, Sistemas basados en conocimiento, Sistemas borrosos, Control inteligente, Seguridad Operacional, Aeronaves

### Fuzzy system for supporting the velocity envelope of an aircraft

#### Abstract

This work presents an intelligent system, based on fuzzy logic, to automate the actions of a commercial airplane pilot in the different flight phases in order to adapt the speed envelope and stay within it. For this, a simplified modular system is designed that performs the action of changing the position of the high-lift surfaces (flaps and slats) of the aircraft according to its speed needs, trying to maintain the envelope of the aircraft, which is critical for flight safety. In this way, the lift necessary for the flight is maintained despite the necessary changes in speed to that required for the different phases (takeoff, climb, cruise, approach and landing) as a human pilot would do, but automatically. The simulation results in simplified scenarios show the expected behavior.

*Keywords:* Modelling, Knowledge based systems, Fuzzy systems, Intelligent control, Safety operation, Aircraft.

### 1. Introducción

La seguridad operacional de vuelo es de suma importancia en aviones comerciales (Plaza and Santos, 2021). Los pilotos son muy conscientes de esta prioridad, pero en ocasiones tienen una gran carga de trabajo mientras vuelan un avión, lo que puede derivar en acciones con cierto grado de riesgo por cansancio, olvidos, etc. En este sentido, todo lo que se pueda

hacer para automatizar algunos de las múltiples acciones que tiene que realizar un piloto de avión es un importante avance en seguridad, y también en facilitar el trabajo y reducir la carga del piloto (Plaza and Santos, 2022).

Este trabajo trata sobre un procedimiento que los pilotos realizan manualmente en las operaciones de despegue, ascenso, aproximación y aterrizaje de aeronaves. Consiste en el despliegue de las superficies móviles denominadas flaps y

\*Autor para correspondencia: [elplaza@ucm.es](mailto:elplaza@ucm.es)

Attribution-NonCommercial-ShareAlike 4.0 International (CC BY-NC-SA 4.0)

slats que están situadas en las alas para aumentar la sustentación cuando se requiere una operación a baja velocidad (es decir, para despegue y aterrizaje). El marco de entrenamiento de prevención y recuperación de situaciones de *Upset* (*Upset Prevention and Recovery Training, UPRT*) de aeronaves, proporciona una combinación de entrenamiento teórico y práctico dado a los pilotos de aviones para permitirles prevenir, reconocer y recuperarse de actitudes inusuales y situaciones inesperadas que puedan entrañar algún peligro. El enfoque presentado en este trabajo es una línea prometedora para el desarrollo de sistemas de decisión inteligentes que automatizan estas acciones.

Los flaps y slats son superficies móviles ubicadas en los bordes del ala, que pueden desplegarse o retraerse. Los flaps siempre están ubicados en el borde de salida, pero en algunos modelos de aviones también están dispuestos en el borde de ataque. Los slats solo están presentes en el borde de ataque. Desplegarlos cambia la forma de las alas, lo que le da una mejor capacidad para generar sustentación. Además, al extenderlos se crea una ranura que permite que el aire a alta presión de debajo del ala pase por encima del ala. Esto energiza la capa límite del flujo de aire, lo que retrasa la separación del flujo. Por lo tanto, el avión entra en pérdida en un ángulo de ataque más alto de lo que normalmente lo haría.

El objetivo principal de este trabajo es, por tanto, desarrollar un Sistema de Posicionamiento Automático de Flap/Slat (AFPS) inteligente con capacidad de sustituir o ayudar al piloto en las tareas de despliegue de flaps/slats.

Basado en una técnica de *Soft Computing*, Lógica Borrosa, proponemos un sistema general, no para un avión específico, que prueba la idoneidad de este enfoque inteligente para tratar problemas relacionados con el control de aeronaves orientados a aumentar la seguridad operacional.

Los resultados de la simulación muestran cómo el diseño del sistema modular fuzzy es capaz de cambiar la posición de los flaps y slats según las diferentes fases del vuelo. Los resultados son los que cabría esperar en aviones comerciales reales.

En la literatura es difícil encontrar trabajos que aborden este problema. Sin embargo, hay algunos trabajos que tratan sobre la entrada en pérdida aerodinámica, que es una de las principales situaciones de *upset*, como en (Wong et al., 2010). De manera similar, (Patel et al., 2007) proponen una innovación del sistema de flaps para resolver ese problema. De la misma manera, el trabajo de (Da Silva et al., 2020) propone, para un avión durante la aproximación al aterrizaje, un control de flujo activo de los dispositivos de hiper-sustentación (flaps/slats). (Yang et al., 2019) se centran en las condiciones de entrada en pérdida y posteriores a la entrada en pérdida a baja velocidad, investigando las características aerodinámicas y el mecanismo de flujo de la configuración de alta sustentación sin slats. Ninguno de ellos propone el control automático del despliegue de los flaps/slats, enfoque que presentamos en este trabajo.

La estructura del documento es la siguiente. En la Sección 2 se describe el sistema de flaps y slats de un avión comercial. El sistema automático diseñado de Flap/Slat Positioning usando lógica borrosa se presenta en la Sección 3. Los resultados preliminares de la simulación de este sistema se

presentan y discuten en la Sección 4. El artículo finaliza con las conclusiones y trabajos futuros.

## 2. Descripción del problema abordado

Durante la aproximación al aterrizaje o antes del despegue, los pilotos de aeronaves utilizan dispositivos de gran sustentación para producir más sustentación a velocidades aerodinámicas más bajas, ya que es necesario para despegar o aterrizar dentro de la distancia de pista disponible. Para conseguirlo, la mayoría de los aviones civiles convencionales están equipados con un sistema de flaps/slats que extiende o retrae las superficies de flaps y slats (Figura 1) dependiendo de la posición de la palanca de flaps. Los pilotos deciden y mueven manualmente la posición de la palanca de flaps a lo largo de cada vuelo.

En este artículo, presentamos un enfoque que calcula la posición de la palanca de flaps de acuerdo con la interpretación de las condiciones de vuelo (utilizando la velocidad, la altitud, el peso total, la fase de vuelo, etc.). Está desarrollado no para un avión en particular sino en general.

Todos los aviones comerciales están equipados con sistemas de flaps y slats. Básicamente, se divide en los siguientes componentes principales, (Recksiek et al., 2009), (Benarous et al., 2018), (Rea., 1993):

- las superficies móviles de los flaps,
- las superficies móviles de los slats,
- los actuadores para mover esas superficies, junto con la computadora/s con funciones lógicas para comandar estos actuadores,
- y la palanca de flaps (ubicada dentro de la cabina), que es utilizada por los pilotos para cambiar la configuración de flaps/slats (es decir, extenderlos o retraerlos).



Figura 1: Flaps de borde de salida del ala y de borde de ataque y Slats en borde de ataque del ala desplegados para aterrizaje en Boeing B747.

Generalmente, la configuración de flaps/slats es discreta; es decir, hay algunas configuraciones predefinidas asociadas a posiciones discretas de la palanca de flaps.

Los flaps y slats tienen una influencia muy significativa en la seguridad operacional: como hemos indicado, son necesarios para aumentar la capacidad de sustentación para operar a baja velocidad (despegue y aterrizaje), pero su extensión limita la velocidad máxima operacional por razones estructurales. Por lo tanto, a medida que la retracción o extensión de flaps y slats cambia la envolvente permitida de velocidad, la velocidad del avión debe ajustarse correctamente.

Entonces, los objetivos principales de la automatización del sistema flap/slat de la aeronave son:

- Reducción de la carga de trabajo del piloto (que podría ser útil en futuros escenarios con una navegación más compleja por el incremento del número de aeronaves, o en aeronaves parcial o totalmente autónomas)
- Reducción del riesgo humano (debido a errores de posicionamiento manual de flaps/slats, malas interpretaciones de la envolvente de la aeronave, etc.)

### 3. Automatización del Sistema de Posicionamiento de Flaps/Slats

El esquema de control aquí propuesto para el Sistema de Posicionamiento Automático de Flap/Slat se muestra en la Figura 2. El módulo borroso opera con las entradas que a continuación se indican para la configuración deseada de flaps/slats en términos de la palanca de flaps que actuaría el piloto. Esa salida sería la entrada al sistema de flaps/slats instalado actualmente en la aeronave.

Las entradas al sistema son las siguientes (que son medidas por sensores):

- Módulo de la velocidad respecto al aire calibrado (Calibrated Airspeed, CAS)
- Velocidad mínima operativa permitida a la aeronave
- Velocidad máxima operativa permitida a la aeronave
- Fase de Vuelo

La “Velocidad con respecto al aire” matemáticamente se computa a partir de la velocidad respecto al suelo, el vector de velocidad del viento así  $\vec{V}_{AS} = \vec{V}_{GS} - \vec{V}_w$ , donde  $\vec{V}$  denota el vector de velocidad, y los subíndices tienen la siguiente descripción: AS (Airspeed) es la velocidad de la aeronave con respecto al aire, GS (Ground Speed) es la velocidad de la aeronave con respecto al suelo, y W (Wind) es la velocidad del aire respecto al suelo.

El módulo de este vector de velocidad  $\vec{V}_{AS}$ , se denomina comúnmente TAS (True Airspeed) (Miquel., 2014). A partir de este valor, se estima la CAS (Calibrated Airspeed) utilizando la altitud de la aeronave y la temperatura de la atmósfera utilizando el modelo de Atmósfera Estándar Internacional (Manual, 1993).

La “Velocidad MIN” es aquella que no se permite disminuir pues volar por debajo de esta podría ser peligroso porque aumenta el riesgo potencial de entrada en pérdida (pérdida de sustentación). Depende de la propia configuración flaps/slats, de la masa total de la aeronave y su altitud (De Baudus et al., 2018).

La “Velocidad MAX” es la velocidad máxima de operación permitida durante el vuelo. Volar por encima de esta velocidad podría ser inseguro debido al riesgo potencial de fallo estructural. Depende de la propia configuración de flaps/slats y de la altitud de la aeronave (De Baudus et al., 2018).

Tanto las estimaciones de velocidad MIN como MAX normalmente son valores proporcionados por el fabricante de la aeronave en la tabla de características técnicas o como una función gráfica.

La entrada “Fase de Vuelo”, como su propio nombre indica, son las diferentes etapas que realiza una aeronave durante su plan de vuelo desde el aeropuerto de origen hasta el de destino: fases de operación en tierra, despegue, ascenso, crucero,

descenso, aproximación y aterrizaje. Podríamos estimarla en función de la tendencia de la velocidad, la velocidad vertical y la propia configuración de flaps/slats (De Baudus et al., 2018). En nuestro caso se considera una entrada dada por otra computadora de aviónica.

El módulo basado en Lógica Borrosa “Extender/Retraer palanca de Flaps” proporciona como salida el comando de la palanca de flaps en términos de acciones de extender, retraer o mantener. Para tomar la decisión, el margen desde la velocidad CAS actual hasta la velocidad MIN, el margen desde la velocidad CAS actual hasta la velocidad MAX y la fase de vuelo actual se “fuzzifican” y se consideran mediante un conjunto de reglas borrosas para obtener la actualización incremental de la palanca de la aleta. En el siguiente sub-apartado ampliamos la descripción de este módulo.

Finalmente, el módulo “Configuración de Flaps/Slats” utiliza el comando mencionado para colocar la palanca de flaps en una de las posiciones posibles, teniendo en cuenta el último valor de configuración, los límites de configuración y las características de actuación del actuador de flaps/slats (Mustafa et al., 2018). Por lo general, hay cinco posiciones discretas o retenes: 0, 1, 2, 3, 4, donde 0 es la configuración completamente retraída y 4 completamente extendida.

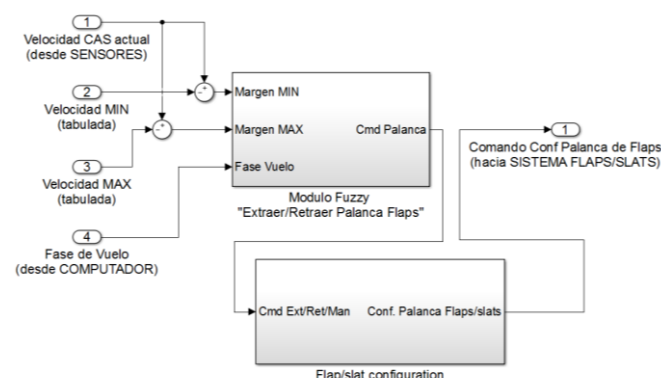


Figura 2: Arquitectura general del sistema.

#### 3.1 Módulo borroso de decisión

Este es el núcleo del sistema automático inteligente. La implementación de este módulo se basa en Lógica Borrosa debido a la naturaleza de las entradas, que muestran cierta incertidumbre (Plaza et al., 2022).

El proceso de inferencia borrosa establece si un error o margen es aceptable o inaceptable (véase la Figura 3, para la entrada de velocidad MIN y la Figura 4 para la MAX). El margen MIN se obtiene como la velocidad aerodinámica calibrada (CAS) actual de la aeronave menos el VMIN estimado:

$$\text{Margen}_{\text{MIN}} = V_{\text{CAS}} - V_{\text{MIN}} \quad (1)$$

El margen MAX se calcula como la velocidad aerodinámica calibrada (CAS) actual de la aeronave menos el VMAX estimado:

$$\text{Margen}_{\text{MAX}} = V_{\text{CAS}} - V_{\text{MAX}} \quad (2)$$

Para estos dos casos el tipo de función de pertenencia elegido son trapecios, pues nos permiten ajustar las pendientes y la zona de intersección para obtener resultados coherentes

con los procedimientos existentes. Se han elegido solo dos funciones por simplicidad, ya que no es necesario más para obtener resultados coherentes: el sentido crítico de los pilotos es valorar el grado de aceptabilidad de la velocidad respecto a la máxima y la mínima aconsejables. Sobre el universo del discurso, aunque el rango de velocidad de una aeronave comercial puede llegar desde los 0 hasta los 350kts de CAS, en el caso del margen de velocidad no es necesaria tanta amplitud, pues una vez la diferencia entre el máximo o el mínimo y la velocidad actual es considerable, la acción a realizar debería decidirse sin lugar a la duda.

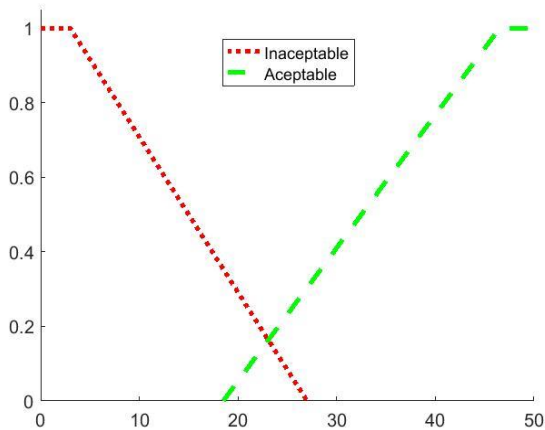


Figura 3: Función de pertenencia de la entrada margen de velocidad MIN

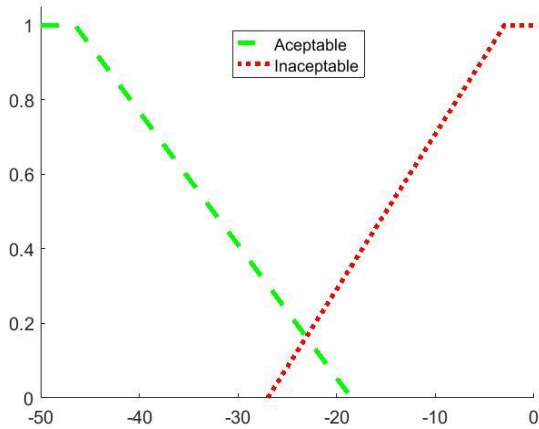


Figura 4: Función de pertenencia de la entrada margen de velocidad MAX.

En el caso de la entrada Fase de Vuelo, se puede definir mediante una etiqueta lingüística según las fases mencionadas (tierra, despegue, ascenso, etc.). Los conjuntos borrosos asociados son precisamente esas fases de vuelo con una superposición de las funciones de pertenencia para dotar de una transición suave entre dos fases contiguas.

Por tanto, en este caso se ha optado por una tipología triangular, dónde los vértices del triángulo son precisamente los valores que identifican la fase de vuelo. Esto nos lleva al número de funciones para este caso, que claramente tiene que ser una por fase de vuelo definida (i.e.: 5). El universo del discurso es el rango entre 0 y 4.

La salida es única para cada posibilidad: retraer, extender o mantener, porque la palanca de flaps solo debe colocarse en retenes discretos. Es decir, el número de funciones necesarias

son tres, una para cada posibilidad indicada, y de tipo *singleton* por la característica discreta que hemos indicado. El universo del discurso solo puede ser -1, 0 o 1; es una convección elegida arbitrariamente, pero nos es útil a la hora de computar el sentido del movimiento de la palanca (“resto” configuración, no cambio configuración, o “sumo” configuración).

Para construir la base de reglas se utilizan los criterios que aplicaría un piloto, basándose en el conocimiento experto. Es fácil traducir las decisiones humanas en las reglas borrosas. Por citar algún ejemplo:

- Si  $\text{Margen}_{\text{MIN}}$  es Aceptable &  $\text{Margen}_{\text{MAX}}$  es Inaceptable & FaseVuelo es Ascenso, entonces ComandoPalanca es Retraer.
- Si  $\text{Margen}_{\text{MIN}}$  es Inaceptable &  $\text{Margen}_{\text{MAX}}$  es Aceptable & FaseVuelo es Aproximación, entonces ComandoPalanca es Extender.

#### 4. Resultados de simulación preliminares y discusión

En primer lugar, se han realizado simulaciones del bloque de decisión con los siguientes supuestos:

- Las estimaciones de velocidad MIN y MAX son tablas de consulta que dependen de la configuración de flaps/slats de 0 (totalmente retraídos) a 4 (totalmente extendidos) y considerando el peso total y la altitud constantes. Los valores no corresponden a un avión en particular, pero sus magnitudes son realistas.

• La Fase de Vuelo y el CAS son entradas de datos. Creando un perfil de velocidad y fase de vuelo basado en magnitudes normales, pero no de un vuelo en particular. Es una variación de las fases de tierra, despegue, ascenso, crucero, aproximación y aterrizaje, con la velocidad correspondiente, desde cero en tierra (parado) hasta alta velocidad (crucero). Como simplificación, sin pérdida de generalidad para el objetivo de comprobación del test, se considera un lapso de tiempo reducido entre los cambios de velocidad y fase de vuelo respecto a los de un vuelo real.

• La integral matemática del comando de la palanca de flaps da la posición de la palanca de flaps (es decir, el comando de configuración de flaps/slats); esta integración se ha saturado entre los límites de configuración.

• El escenario inicial es en tierra, pero en fase de despegue, con velocidad cero, configuración flaps/slats “1”.

##### 4.1. Resultados de simulación

El perfil de velocidad CAS utilizado como entrada se representa en la Figura 5, arriba. Asimismo, el perfil de la fase de vuelo se presenta en Figura 5, abajo, dónde los valores se corresponden así a las etiquetas de fase de vuelo indicadas: “1” para “Despegue”, “2” para “Ascenso”, “3” para “Otro” (en este caso, fase de crucero), “4” para “Aproximación/aterrizaje”, “0” para “Tierra”.

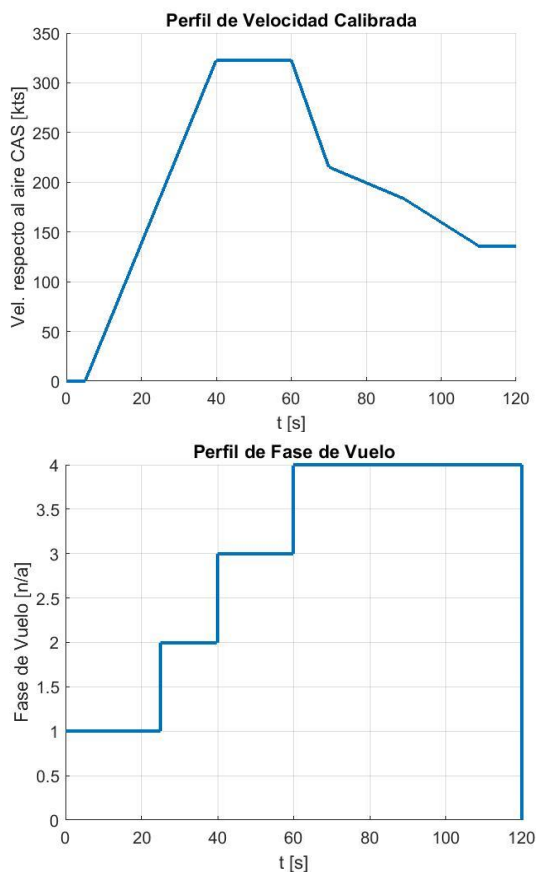


Figura 5: Perfil de velocidad aerodinámica calibrada (arriba) y perfil de fase de vuelo (abajo).

Se puede observar el proceso de aceleración durante el despegue y ascenso, y luego, el proceso de desaceleración durante la maniobra de aproximación y aterrizaje.

De acuerdo con estas entradas y las estimaciones de velocidad máxima y mínima, el sistema decide extender, retraer o mantener los flaps siguiendo la base de reglas borrosa. Después del despegue, durante el ascenso, los flaps se retraen a configuración cero cuando la velocidad ha aumentado lo suficiente. Luego, durante el descenso para aterrizar (aproximación), el sistema comanda la extensión de los flaps dependiendo del margen de la envolvente de velocidad, colocando la configuración de flaps/slats de 0 (retraído) a 4 (totalmente extendidos), como se puede ver en Figura 6.

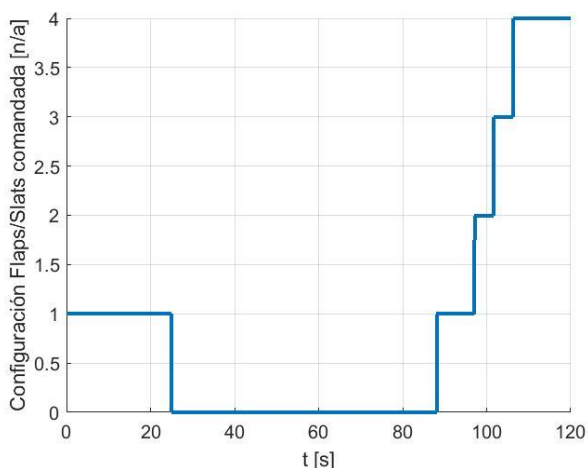


Figura 6: Configuración de palanca de flaps comandada.

De hecho, la relación importante aquí es el cambio de las velocidades mínimas y máximas permitidas con la configuración de flaps/slats. Como mencionamos en la introducción, la extensión y retracción de los flaps cambia la envolvente de velocidad, por lo que cambia los márgenes de velocidad y, por lo tanto, la interpretación "borrosa" de la situación.

La velocidad respecto al aire calibrada (CAS) menos las estimaciones de las envolventes de velocidad (MAX y MIN) dan lugar a los márgenes calculados que se muestran en la Figura 7.

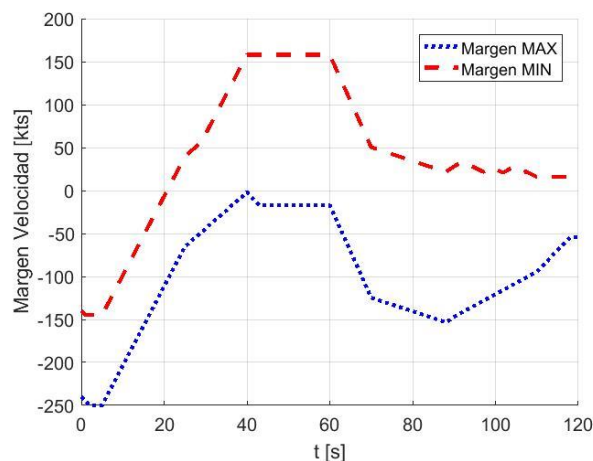


Figura 7: Márgenes de velocidad máx. y mín.

## 5. Conclusiones y trabajos futuros

En este trabajo hemos prediseñado un sistema modular centrado en un bloque borroso para reproducir las acciones que realiza un piloto humano a la hora de gestionar los flaps/slats de un avión comercial en las diferentes fases de un vuelo, lo que impacta directamente en el mantenimiento de una adecuada envolvente de velocidad.

Se ha aplicado Lógica Borrosa ya que se ha demostrado adecuada para representar este problema de decisión y permite automatizar la extensión/retracción de la palanca de flaps. Los criterios piloto se pueden implementar en una base de reglas borrosas.

Los resultados preliminares obtenidos en un escenario simplificado son prometedores. Muestran el rendimiento esperado, controlando la posición de flaps/slats en función de los márgenes de velocidad, que era el objetivo principal.

Como trabajos futuros, se desarrollarán otros módulos para mejorar el sistema incluyendo más acciones que tienen lugar durante los vuelos. Además, si los datos estuvieran disponibles al menos para un modelo de aeronave en particular, podrían usarse para verificar las simulaciones.

## Referencias

- Benarous M. and Panella I., 2018. Flap system power drive unit (PDU) architecture optimization. The 9th International Conference on Power Electronics, Machines and Drives, DOI 10.1049/joe.2018.8234.
- Da Silva, G. P. G., Eguea, J. P., Croce, J. A. G., Catalano, F. M., 2020. Slat aerodynamic noise reduction using dielectric barrier discharge plasma actuators. Aerospace Science and Technology, 97, 105642.

- De Baudus L. and Castaigns P., 1993. Control your Speed Series. Airbus Safety First, Special Edition [https://safetyfirst.airbus.com/app/themes/mh\\_newsdesk/pdf/safety\\_first\\_special\\_edition\\_-\\_control\\_your\\_speed.pdf](https://safetyfirst.airbus.com/app/themes/mh_newsdesk/pdf/safety_first_special_edition_-_control_your_speed.pdf).
- Manual of the ICAO Standard Atmosphere (extended to 80 kilometres (262 500 feet)), 1993. International Civil Aviation Organization, 3rd edition, ISBN 92-9194-004-6, Doc 7488-CD.
- Miquel T., 2014. Airspeed and height profile setting for time based flight arrivals. IEEE CGNCC2014, IEEE Chinese Guidance, Navigation and Control Conference, Yantai, China. pp.978-1-4799-4700-3. fhal-01059074.
- Mustafa, N., Labiche, Y., and Towey, D., 2018. Traceability in Systems Engineering: An Avionics Case Study. IEEE 42nd Annual Computer Software and Applications Conference (COMPSAC), DOI 10.1109/compsac.2018.10345.
- Patel, M. P., Sowle, Z. H., Corke, T. C., He, C., 2007. Autonomous sensing and control of wing stall using a smart plasma slat. *Journal of Aircraft* 44(2), 516–527.
- Plaza, E., Santos, M., 2021. Knowledge based approach to ground refuelling optimization of commercial airplanes. *Expert Systems*, 38(2), e12631, 1-17.
- Plaza, E., Santos, M., 2022. Management and intelligent control of in-flight fuel distribution in a commercial aircraft. *Expert Systems*, e13075, 1-21.
- Rea J., 1993. Boeing 777 High Lift Control System. Proceedings of the IEEE 1993 National Aerospace and Electronics Conference-NAECON, 0-7803-1295-3. DOI 10.1109/NAECON.1993.290959.
- Recksiek M., 2009. Advanced high lift system architecture with distributed electrical flap actuation. Airbus Deutschland GmbH, Workshop on Aviation System Technology.
- Wong, C. W., Rinoie, K., 2010. Bubble burst control using smart structure sensor actuators for stall suppression. *Journal of Aircraft*, 47(4), 1439–1443.
- Yang, Z., Li, J., Jin, J., Zhang, H., Jiang, Y., 2019. Investigation and improvement of stall characteristic of High-Lift configuration without slats. *International Journal of Aerospace Engineering*, 2019, 1–14.