

DRONES: **Diseño, navegación y aplicaciones**

Editores
Cristina Torrecillas Lozano
Sergio Esteban Roncero
José Ramiro Martínez de Dios
Antonio Miguel Pérez Romero



DRONES:
DISEÑO, NAVEGACIÓN Y APLICACIONES

DRONES:

DISEÑO, NAVEGACIÓN Y APLICACIONES

Editores

CRISTINA TORRECILLAS LOZANO
SERGIO ESTEBAN RONCERO
JOSÉ RAMIRO MARTÍNEZ DE DIOS
ANTONIO MIGUEL PÉREZ ROMERO



DRONES: DISEÑO, NAVEGACIÓN Y APLICACIONES

Ediciones Egregius

www.egregius.es

Diseño de cubierta y maquetación: Francisco Anaya Benítez

© de los textos: los autores

© de la presente edición: Ediciones Egregius

1ª edición, 2022

ISBN 978-84-18167-74-4

NOTA EDITORIAL: Las opiniones y contenidos publicados en esta obra son de responsabilidad exclusiva de sus autores y no reflejan necesariamente la opinión de Ediciones Egregius ni de los editores o coordinadores de la publicación; asimismo, los autores se responsabilizarán de obtener el permiso correspondiente para incluir material publicado en otro lugar.

ÍNDICE

INTRODUCCIÓN	9
---------------------------	----------

SECCIÓN I DISEÑO

CAPÍTULO 1. APRENDIZAJE BASADO EN RETOS EN INGENIERÍA AERONÁUTICA: DISEÑO DE RPAS	13
--	-----------

ALEJANDRO SÁNCHEZ CARMONA
MIGUEL ANTONIO ANTÓN DÍEZ
CRISTINA CUERNO REJADO
MIGUEL ÁNGEL GÓMEZ TIERNO
ÁNGEL ANTONIO RODRÍGUEZ SEVILLANO
FERNANDO GANDÍA AGÜERA
RODRIGO MARTÍNEZ-VAL PEÑALOSA
MANUEL PÉREZ CORTÉS

CAPÍTULO 2. ANÁLISIS DE LA INFLUENCIA DEL DISEÑO DE LAS SUPERFICIES DE CONTROL DE UN PROTOTIPO DE ALA FIJA EN SU CONTROLABILIDAD	39
---	-----------

DAVID VILLOTA MIRANDA
MONTSERRAT GIL MARTÍNEZ
JAVIER RICO AZAGRA

CAPÍTULO 3. NUMERICAL AERODYNAMIC STUDY OF A BICP-VTOL UAV FOR WIDE RANGE OF ANGLES OF ATTACK AND SIDESLIP ANGLES (EMERGENTIA PROJECT).....	61
--	-----------

VICTORIA MARÍA PRIETO RUEDA
PABLO NOGALES CRIADO
SERGIO ESTEBAN

CAPÍTULO 4. ESTUDIO DEL COMPORTAMIENTO DINÁMICO DE LOS DRONES DE CARRERAS A PARTIR DE SU GEOMETRÍA.....	85
--	-----------

JOSÉ MANUEL CASTIBLANCO
SERGIO GARCÍA-NIETO

CAPÍTULO 5. DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UAVS COMO HERRAMIENTA DE APRENDIZAJE MULTIDISCIPLINAR EN EL GRADO DE INGENIERÍA AEROESPACIAL.....	117
---	------------

JUANA MARÍA MARTÍNEZ-HEREDIA
JAVIER UTRERA
SERGIO CAMARGO
ANA ISABEL GÁLVEZ

CAPÍTULO 6. REALIZACIÓN DE EXPERIMENTOS AERODINÁMICOS EN TÚNEL DE VIENTO PARA LA CARACTERIZACIÓN DE UN UAV CONVERTIBLE PARA TAREAS DE EMERGENCIA: PROYECTO EMERGENTIA	145
FRANCISCO JAVIER ALMAGRO GUERRERO	
LORETO VÁZQUEZ DEL REY PERDOMO	
VICTORIA M ^a PRIETO RUEDA	
SERGIO ESTEBAN	

SECCIÓN II
NAVEGACIÓN

CAPÍTULO 7. ANÁLISIS DE ROBUSTEZ EN UN PROBLEMA DE RUTA DE UN TANDEM CAMION-DRON	179
MARCOS CALLE, JOSE M. LEÓN-BLANCO	
JOSE L. ANDRADE-PINEDA	
ALICIA DE-LOS-SANTOS	

CAPÍTULO 8. APROXIMACIÓN MULTI-AGENTE A PROBLEMAS DE RUTAS DE CAMIÓN + DRON	192
JOSÉ MIGUEL LEÓN-BLANCO	
PEDRO LUIS GONZÁLEZ-R	
JOSÉ LUIS ANDRADE-PINEDA	
DAVID CANCA	

CAPÍTULO 9. HEURÍSTICA EFICIENTE PARA EL ABASTECIMIENTO MÚLTIPLE EN PROBLEMAS DE RUTA CAMION-DRON.....	209
PEDRO LUIS GONZÁLEZ-R	
DAVID CANCA	
JOSÉ LUIS ANDRADE-PINEDA	
MARCOS CALLE	
JOSÉ MIGUEL LEÓN-BLANCO	

CAPÍTULO 10. GENERACION DE DATOS DE ENTRENAMIENTO A PARTIR DE IMÁGENES SINTÉTICAS PARA ALGORITMOS DE ESQUIVACIÓN DE OBJETOS BASADOS EN MACHINE LEARNING	225
DAVID VILLOTA MIRANDA	
MONTSERRAT GIL MARTÍNEZ	
JAVIER RICO AZAGRA	

CAPÍTULO 11. A COLLABORATIVE TANDEM TRUCK MULTI-DRONE FOR LOGISTICS PROBLEMS	247
DAVID SÁNCHEZ-WELLS	
PEDRO L. GONZÁLEZ-R	
DAVID CANCA	
JOSÉ L. ANDRADE-PINEDA	

SECCIÓN III
APLICACIONES

CAPÍTULO 12. LA TECNOLOGÍA DRON EN LA SOCIEDAD DE LA INFORMACIÓN: UNA NUEVA NARRATIVA VISUAL 259

MANUEL BLANCO PÉREZ

CAPÍTULO 13. EL MOLINO DE CHARCÓN DE ÉCIJA: LEVANTAMIENTO FOTOGRAMÉTRICO COMO BASE PARA SU ANÁLISIS TIPOLOGICO-CONSTRUCTIVO 275

EDUARDO ACOSTA ALMEDA

JORGE MOYA MUÑOZ

CAPÍTULO 14. CARACTERIZACIÓN DE LAS ENVOLVENTES DE LOS EDIFICIOS DE UN ÁMBITO URBANO MEDIANTE TECNOLOGÍAS DE LA INFORMACIÓN GEOGRÁFICA (TIGS). APLICACIÓN EN CORNELLÁ DE LLOBREGAT (BARCELONA) 297

EMILIA ROMÁN LÓPEZ

GUSTAVO ROMANILLOS ARROYO

GLORIA GÓMEZ MUÑOZ

CAPÍTULO 15. EMPLEO DE VANT PARA EL CONTROL DEL IRI EN PAVIMENTOS FLEXIBLES 325

TOMÁS E. MARTÍNEZ CHAO

MARCO LIMONGIELLO

CAPÍTULO 16. LAS CIUDADES MEDIAS Y LOS NUEVOS SISTEMAS DE TRANSPORTE AÉREO: HACIA UNA PLANIFICACIÓN URBANA Y TERRITORIAL MÁS EFICIENTE, SOSTENIBLE Y EQUITATIVA 347

ANDREAS D'AMICO

ÁNGEL L. GONZÁLEZ MORALES

CAPÍTULO 17. RELACIÓN DE CONTENIDO DE NITRÓGENO Y DATOS UAV-HIPERESPECTRALES EN CULTIVO DE ESPINACA 379

F. JAVIER MESAS CARRASCOSA

NATIVIDAD LUQUI MUÑOZ

FERNANDO PÉREZ PORRAS

ALFONSO GARCÍA-FERRER PORRAS

INTRODUCCIÓN

Hoy en día es algo habitual ver o leer a través de algún medio de comunicación alguna información relativa a una nueva aplicación que ha empleado drones, ya sea para investigación, ocio o como recurso gubernamental en el auxilio o control de la población. El diseño de nuevas formas, la incorporación de nuevos accesorios o el desarrollo de comunicación grupal amplían cada día las mismas sin poner un límite claro más allá de la normativa de seguridad ciudadana de sus vuelos. Nadie duda de su uso en control de la COVID19, ya sea como herramienta para cumplir normativas de aforo o como ayuda al traslado de medicaciones. Tampoco de su empleo en la erupción del volcán en La Palma, que ha podido ser vista y estudiada con un nivel de detalle asombroso.

Las posibilidades de empleo de esta instrumentación son tales, que una visión multidisciplinar del mismo, no muy presente en la mayoría de los textos, puede ofrecer al lector la posibilidad de enlazar aspectos de diseño y navegación en la búsqueda de futuras aplicaciones de esta maquinaria. Este texto que se presenta quiere mostrar el estado actual de los drones, con pequeñas muestras centradas en cada una de sus tres secciones, denominadas: Diseño, Navegación y Aplicaciones.

En la sección de Diseño se presentan 6 trabajos que consideran aspectos relacionados con el diseño de aeronaves enfocados en sistemas aéreos no tripulados. Estos tratan temas como las metodologías y los procesos de diseño enfocados en la enseñanza, los diseños innovadores como las alas voladoras o los convertibles, estudios de posibles casos con experimentos en túnel de viento y, el uso de herramientas de diseño como el cálculo computacional.

En la sección sobre Navegación se muestran 5 trabajos que consideran aspectos que comprenden desde la planificación *multi-drone*, incluyendo la coordinación con otros tipos de vehículos, hasta la generación sintética de datos para el entrenamiento de sistemas *Deep Learning* para evitar obstáculos.

Por último, en la sección de Aplicaciones se abordan 6 trabajos, que sirven como muestra del enorme abanico de posibilidades que ofrecen los drones a la hora de resolver problemas que, hasta el surgimiento de esta tecnología, eran de muy difícil solución o incluso imposibles de acometer. Su narrativa visual en los medios de comunicación, su empleo en la recreación de la situación actual del patrimonio histórico, el urbanismo, la ingeniería civil o la agricultura, junto a la visión de su empleo como medio de transporte en las zonas rurales son solo una pequeña, pero muy variada muestra. En algunos casos se puede apreciar como las aplicaciones abordadas en los textos son posibles como consecuencia directa de los logros obtenidos en fases de diseño y sistemas de navegación y como, también el diseño y las posibilidades de las trayectorias, condicionan las necesidades surgidas en las aplicaciones específicas.

Esperamos que el lector encuentre amigable la lectura de sus capítulos.

CRISTINA TORRECILLAS LOZANO
SERGIO ESTEBAN RONCERO
JOSÉ RAMIRO MARTÍNEZ DE DIOS
ANTONIO MIGUEL PÉREZ ROMERO
Universidad de Sevilla

ANÁLISIS DE LA INFLUENCIA DEL DISEÑO DE LAS SUPERFICIES DE CONTROL DE UN PROTOTIPO DE ALA FIJA EN SU CONTROLABILIDAD

DAVID VILLOTA MIRANDA

MONTSERRAT GIL MARTÍNEZ

JAVIER RICO AZAGRA

*Área de Ingeniería de Sistemas y Automática
Universidad de La Rioja*

1. INTRODUCCIÓN

Actualmente, el campo de los vehículos autónomos no tripulados (UAV) está en auge debido en parte al abaratamiento de la electrónica. Esto ha causado que la tecnología de control y maniobra de este tipo de sistemas llegue a multitud de desarrolladores (*makers*) que diseñan y fabrican sus propios prototipos. Especialmente, en el campo de las alas fijas no abunda la literatura que marque pautas de optimización o mejora en el diseño (Esteban, 2014). En este artículo se pretende delimitar una serie de parámetros para mejorar la controlabilidad y estabilidad del sistema. Se analizará cómo diferentes geometrías de superficies de control afectan a la controlabilidad de un prototipo de ala fija sin cola (Roskan & Chaun-Tau, 1997). Esta arquitectura no es convencional y, al no tener cola, presenta un desafío al contar únicamente con dos superficies de control para la estabilidad longitudinal y lateral de la aeronave (Calise et al., 2001).

En primer lugar, se estudiará el punto de trimado del prototipo con el fin de tener una referencia de velocidad entorno a la que enfocar el estudio. Para ello se utilizarán cálculos numéricos y el software libre XFLR5 (Guidelines for XFLR5, 2009).

Después, se estudiarán las características aerodinámicas y de estabilidad de la arquitectura, tratando de comparar varios parámetros de las superficies de control; en particular, el porcentaje en cuerda y la posición del centroide. Se realizarán numerosos estudios aerodinámicos en los que, variando estos parámetros, se analizará la posición de los polos en la representación en función de transferencia de ambos modelos (longitudinal y lateral) (Schmidt, 2012). Así mismo, se estudiará la ganancia del sistema para comprobar que este no se haga excesivamente sensible y que el punto de trimado esté situado en la zona central del rango de actuación.

Tras el estudio se concluirán unos valores de la geometría de la superficie de control (cuerda y distancia eje central a centroide de superficie) para un comportamiento óptimo.

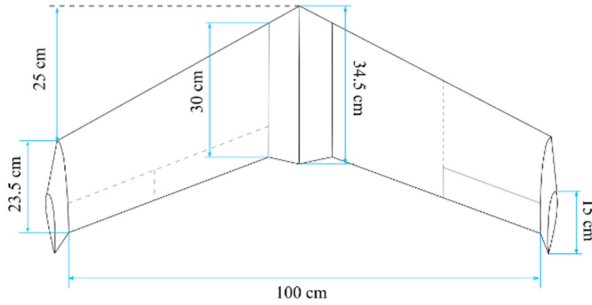
2. OBJETIVOS Y METODOLOGÍA

2.1 PRESENTACIÓN DEL PROTOTIPO

El estudio se realizará sobre una arquitectura no convencional, ala fija sin cola. Esta arquitectura es una de las más comunes en el ámbito “amateur” ya que su fabricación es muy simple. El ala se corresponde con un prototipo real (Villota et al., 2018) cuyas dimensiones se muestran en la figura 1

El diseño de las superficies de control no está determinado; a lo largo del estudio se irán variando sus dimensiones para evaluar la influencia que pueda tener en la controlabilidad.

FIGURA 1. Arquitectura y dimensiones del prototipo.

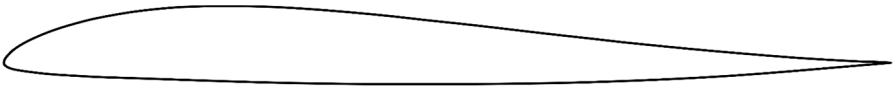


Fuente: elaboración propia.

El perfil requerido en este caso viene marcado por el tipo de arquitectura. Al no tener cola, será necesario el uso de un perfil autoestable capaz de generar un momento de picado suficiente para equilibrar el sistema ante perturbaciones. En este caso se utilizará el perfil EMX-07, mostrado en la figura 2.

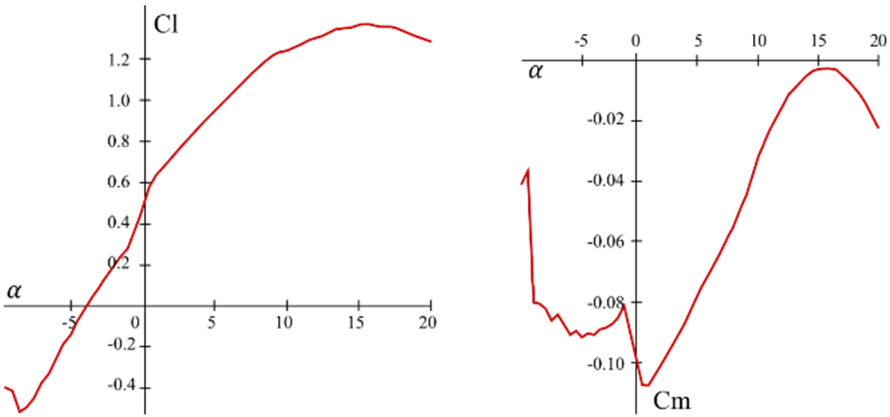
Para observar el comportamiento aerodinámico bidimensional, se introduce el perfil por puntos en el software XFLR5 y se realiza un estudio fijando un Match de 0,4 y un Re de 350.000 a la vez que se varía el ángulo de ataque. El estudio de comportamiento bidimensional arroja el siguiente comportamiento del perfil mostrado en la figura 3. Lo más importante a observar en estas gráficas es que el coeficiente de momento c_m es negativo para ángulos de ataque próximos a cero. Esto significa que para los ángulos de ataque mencionados se generará un momento de picado que ayudará a compensar la ausencia de cola y aportará estabilidad longitudinal.

FIGURA 2. Geometría del perfil EMX-07.



Fuente: elaboración propia.

FIGURA 3. Comportamiento EMX-07 para $Re=350.000$ y $Match=0,4$.



Fuente: elaboración propia.

2.2 PRESENTACIÓN DEL ESTUDIO

El estudio, tal y como se ha mencionado anteriormente, se realizará mediante simulaciones con XFLR5. El objetivo es identificar la familia de polos que presente una mejor controlabilidad, prestando atención a indicadores como el amortiguamiento, frecuencia natural o tiempo de mitad de periodo.

Se estudiará la influencia de la geometría de la superficie de control. En concreto, se estudiarán dos parámetros geométricos:

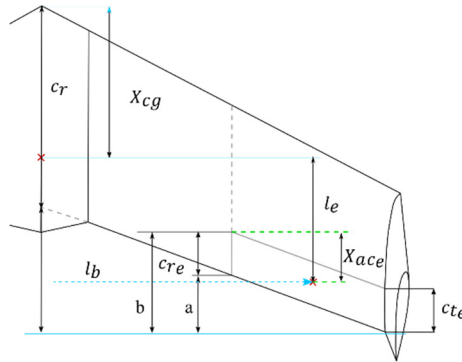
- Porcentaje en cuerda
- Longitud

Para ello se realizarán tres tipos de estudios diferentes variando cada uno de los parámetros anteriormente indicados.

- Porcentaje en cuerda constante, longitud variable.
- Longitud constante, porcentaje en cuerda variable.

Con el fin de poder observar la sensibilidad, se realizarán todos los estudios de estabilidad con un ángulo de deflexión de -1° tanto simétrico como asimétrico.

FIGURA 4. Parámetros definitorios de la geometría del ala fija.



Fuente: elaboración propia.

La longitud (l_b en la figura 4) mide la distancia desde el eje X del ala fija al centroide de la superficie de control, ya que en él actuarán las fuerzas aerodinámicas. El centroide nos indicará a su vez la longitud del *flap* en el ala. Cuanto más alto sea el valor de l_b , menor será la longitud del flap. Esto se debe a que siempre se considera que el flap debe estar en el extremo del ala, por lo tanto un l_b grande significa que la superficie del flap es pequeña. Por lo tanto, conocer su ubicación permitirá conocer el par que desarrollan. En este estudio se utilizarán los valores de l_b mostrados en la tabla 1.

El porcentaje en cuerda por otro lado vendrá definido por el porcentaje de la superficie alar que no es superficie de control. Es decir, en un ala con un porcentaje en cuerda del 90%, el 10% será superficie de control. En la tabla 1 se recogen los valores utilizados en el estudio

Para introducir la geometría deseada en XFLR5 hay que calcular una serie de parámetros definitorios de la arquitectura como el centroide o la longitud en cuerda que ocupa la superficie de control. En la figura 4 se muestran gráficamente las cotas necesarias.

En los estudios de más adelante cada línea representada en las gráficas se corresponderá con un prototipo en el cual se habrá estudiado una posición y un porcentaje en cuerda determinados, entre los valores de la tabla 1. A partir de

$$c_{r_e} = (1 - c)c \quad (1)$$

$$\lambda_e = \frac{c_{t_e}}{c_{r_e}} \quad (2)$$

$$\frac{b_e}{2} = 0.5 - y_m \quad (3)$$

$$l_b = y_m + \frac{b_e}{4} \quad (4)$$

$$S_e = \frac{b_e}{2} c_{r_e} (1 + \lambda_e) \quad (5)$$

$$a = (X_{Off_{final}} + C_{final}) - (X_{Off} + c) \quad (6)$$

$$b = a + c_{r_e} \quad (7)$$

$$l_e = c_r + c - b + X_{ac_e} - X_{CG} \quad (8)$$

y los puntos de operación se obtienen los parámetros de la geometría (tabla 2) que maneja XFLR5.

TABLA 1. Puntos evaluados durante el estudio.

l_h (m)	Cuerda(%)
0.283	66
0.333	69
0.350	70
0.375	72
0.400	74
0.425	75
0.450	76
0.475	77
	78
	79
	80
	85
	90

Fuente: elaboración propia.

TABLA 2. Cotas necesarias para el desarrollo del estudio.

Y	Cuerda	Offset	Offset _N	a	b	C_{re}	λ_e	$b_e/2$	x_{MAC}	y_{MAC}	X_{na}	l_b
0,500	0,235	0,300	0,535	0,000	0,080	0,080	1,000	0,000	0,235	0,500	0,347	0,500
0,450	0,242	0,271	0,513	0,022	0,104	0,082	0,969	0,050	0,239	0,478	0,336	0,475
0,400	0,250	0,241	0,491	0,044	0,129	0,085	0,940	0,100	0,243	0,456	0,324	0,450
0,350	0,257	0,212	0,469	0,066	0,153	0,088	0,913	0,150	0,246	0,434	0,312	0,425
0,300	0,265	0,183	0,448	0,087	0,177	0,090	0,887	0,200	0,250	0,411	0,300	0,400
0,250	0,272	0,153	0,426	0,109	0,202	0,093	0,863	0,250	0,254	0,388	0,287	0,375
0,200	0,280	0,124	0,404	0,131	0,226	0,095	0,840	0,300	0,258	0,365	0,275	0,350
0,150	0,287	0,095	0,382	0,153	0,251	0,098	0,818	0,350	0,262	0,341	0,263	0,325
0,100	0,295	0,066	0,360	0,175	0,275	0,100	0,797	0,400	0,266	0,318	0,250	0,300
0,065	0,300	0,045	0,345	0,190	0,292	0,102	0,783	0,435	0,269	0,301	0,241	0,283
0,165	0,285	0,104	0,389	0,146	0,243	0,097	0,824	0,335	0,261	0,348	0,266	0,333

Fuente: elaboración propia.

3. DESARROLLO

3.1 ESTABILIDAD DINÁMICA

A continuación, se va a realizar un estudio de la estabilidad dinámica del movimiento de perturbación del avión, partiendo de una situación de equilibrio previamente establecida.

Para que un avión o un prototipo pueda ser considerado dinámicamente estable, deberá ser inmune ante cualquier perturbación y la amplitud de las variables afectadas tenderá a cero cuando el tiempo tienda a infinito.

Para realizar el análisis, se partirá del modelo matemático linealizado tal como indica Esteban (2001). Se obtienen dos modelos independientes que se estudiarán por separado, el longitudinal encargado de controlar las variables $[u, \alpha, \theta]$ y el lateral encargado de controlar $[v, \phi, \psi]$.

A continuación, se muestran las ubicaciones características de los polos según sea el modelo longitudinal o lateral de cara a facilitar la comprensión de las variables a estudiar

3.1.1. Estabilidad dinámica longitudinal

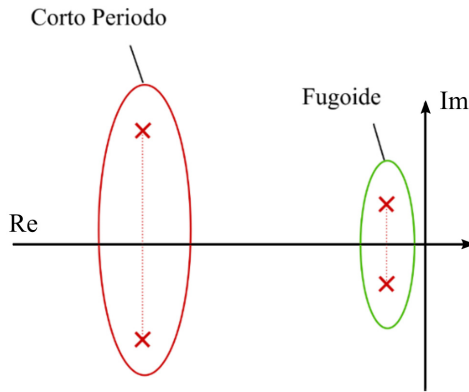
Se parte de las ecuaciones longitudinales linealizadas como describe Esteban (2001). Si las superficies de control, en este caso deflexión simétrica (δ_e), se mantienen fijas para establecer una situación referente de vuelo, se obtiene la siguiente ecuación de estado, que es independiente de la actuación δ_e (variación nula del ángulo de deflexión simétrica respecto a su valor de equilibrio):

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = [A] \cdot \begin{bmatrix} u \\ \alpha \\ q \\ \theta \end{bmatrix} \quad (9)$$

$$[A] = \begin{bmatrix} X_u + X_{TU} & X_a & 0 & -g \\ \frac{Z_u}{U_0} & \frac{Z_\alpha}{U_0} & \frac{Z_q + U_0}{U_0} & \frac{-g \sin(\theta)}{U_0 - z_{\dot{\alpha}}} \\ M_u + M_{TU} & M_\alpha + M_{T\alpha} & M_q & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (10)$$

Este modelo, en los aviones convencionales, presenta dos pares de autovalores complejo-conjugados, uno rápido con un amortiguamiento grande, llamado corto periodo, y otro más lento con un amortiguamiento mucho menor llamado fugoide. En la figura 5 se muestran gráficamente representados. La ubicación de los mismos, tienen una influencia directa en el vuelo como queda descrito por Schmidt (2012). Por lo tanto, estudiando su ubicación se podrá distinguir si son estables o inestables, oscilatorios o no oscilatorios, además de poder calcular su frecuencia natural y amortiguamiento.

FIGURA 5. Disposición de los polos en el modelo longitudinal.



Fuente: elaboración propia.

En este caso, para evaluar la ubicación óptima de los polos

$$s = \sigma + i\omega, \quad (11)$$

se analizará su frecuencia natural

$$\omega_n = \sqrt{\sigma^2 + \omega^2}, \quad (12)$$

y su amortiguamiento

$$\xi = \frac{-\sigma}{\omega_n}. \quad (13)$$

estudiándose cómo varían en función de los parámetros de diseño (posición del centroide y porcentaje en cuerda de la superficie de control).

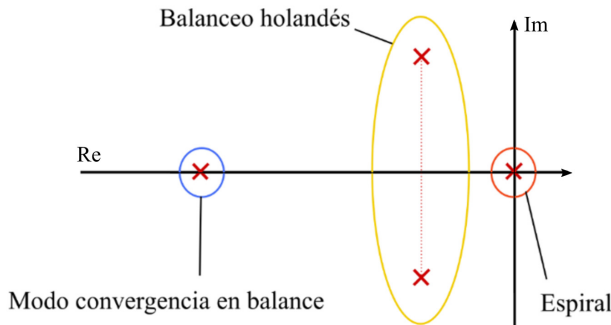
3.1.2. Estabilidad dinámica lateral

Se procede de la misma forma que en el modelo longitudinal, pero en este caso, las superficies de control estarán deflectadas de forma asimétrica una cantidad constante de $\pm 1^\circ$, obteniéndose el modelo linealizado:

$$\begin{bmatrix} \dot{v} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{\phi} \end{bmatrix} = [A_{lat}] \cdot \begin{bmatrix} v \\ p \\ r \\ \phi \end{bmatrix} \quad (14)$$

En este modelo (14) aparecen un par de polos complejo-conjugados con parte real negativa (Balanceo holandés), otro polo con parte real muy negativa (Convergencia en balance), y un polo en el origen (modo espiral). En la figura 6, se representan gráficamente. La ubicación de estos, tienen una influencia directa en el vuelo como queda descrito por Schmidt (2012).

FIGURA 6. Disposición de los polos en el modelo lateral.



Fuente: elaboración propia.

Para representar los complejos conjugados se operará de la misma manera que para los polos longitudinales, representándose la variación de la frecuencia natural y el amortiguamiento. En el caso de los reales se representará cómo de oscilantes son, mediante el cálculo del tiempo transcurrido hasta que la amplitud de la respuesta es el doble

$$T_{2 \text{ espiral}} = \frac{\ln(2)}{\lambda_i} \quad (15)$$

en el caso del modo de espiral (normalmente inestable), o de la mitad

$$T_{\frac{1}{2}roll} = \frac{\ln\left(\frac{1}{2}\right)}{\lambda_i} \quad (16)$$

en el caso del modo de convergencia en balance.

Para que un avión sea inestable basta que tan sólo uno de sus modos lo sea. La inestabilidad y controlabilidad están muy relacionadas. No es interesante desde el punto de vista del control un avión excesivamente estable, ni tampoco muy cerca de la inestabilidad. Un avión muy estable presentará una dinámica de respuesta demasiado lenta a los cambios de orientación deseados, mientras que uno con márgenes pequeños de estabilidad, además de poco seguro, puede presentar respuestas indeseadas por ser demasiado bruscas y oscilantes, así como excesiva acción de control.

3.2. TRIMADO

Será esencial definir un estado de trimado entorno al cual valorar la optimización de la arquitectura escogida.

En este caso, se calculará la velocidad de máxima eficiencia que minimiza el “Drag”, también llamada velocidad de crucero V . Esta velocidad está definida de la siguiente forma:

$$\frac{V}{qS} = \sqrt{\pi A e C_{D_0}} \quad (17)$$

Siendo V la velocidad, q la presión dinámica, S la superficie alar, A el alargamiento, e el coeficiente de eficiencia de Oswald y C_{D_0} el coeficiente de *Drag* (Schmidt, 2012).

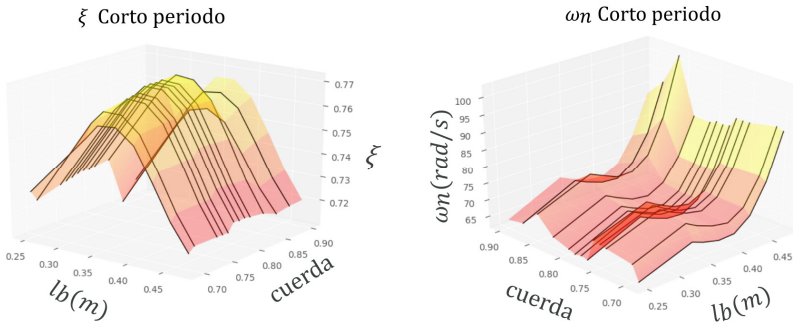
Para esta arquitectura de ala fija (Villota et al., 2018), el resultado obtenido es $V=10.42$ m/s. De esta manera, sea cual sea la geometría de la superficie de control definida, se deberá asegurar que se alcanza esta velocidad

3.3. POSICIÓN DEL CENTROIDE

3.3.1. Estudio longitudinal

En primer lugar, se lleva a cabo el estudio en el modelo longitudinal, cuyos resultados se muestran en la figura 7 y en la figura 8. Se representan la pulsación natural y el amortiguamiento de los polos (corto periodo y fungoide, en la figura 5) frente a la posición del centroide l_b y al porcentaje de cuerda utilizados en cada simulación; las líneas continuas resaltan la evolución del parámetro (pulsación y frecuencia) con una cuerda determinada, para facilitar el estudio de la influencia de la posición del centroide (posición del centroide l_b). Interesa principalmente que los polos tengan una frecuencia natural baja y un amortiguamiento alto de cara a conseguir la mejor maniobrabilidad posible.

FIGURA 7. Comportamiento del amortiguamiento y frecuencia natural para los polos de Corto Periodo.

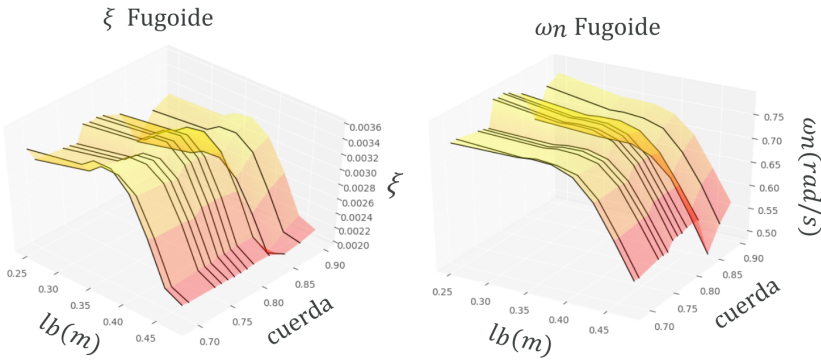


Fuente: elaboración propia.

En el caso de los polos de corto periodo (figura 7), se puede observar un intervalo claro con una ubicación de los polos aceptable: un amortiguamiento mayor y una frecuencia natural reducida al mismo tiempo. Esto se da en el intervalo de $l_b \in [0.365, 0.44]$. Las frecuencias naturales en la franja de $l_b \in [0.25, 0.3]$ son incluso menores que en el intervalo escogido. No obstante, esto significaría que la superficie de control ocuparía toda el ala, posiblemente interfiriendo con el análisis de ganancia mostrado más adelante. Por ello se escoge prudencialmente el intervalo primero.

En el caso del modo fugoide (figura 8), no se observa un intervalo claro donde amortiguamiento y pulsación tengan una tendencia compatible (amortiguamiento mayor donde la pulsación sea menor). Se presta atención a la variación de magnitudes. En ambos casos es muy pequeña. Se puede observar que en el caso del amortiguamiento la máxima variación es de 0.01 mientras que en la frecuencia natural es de 0.2. Por ello se considera que la influencia de este modo es prácticamente inapreciable.

FIGURA 8. Comportamiento del amortiguamiento y frecuencia natural para los polos de fugoide.

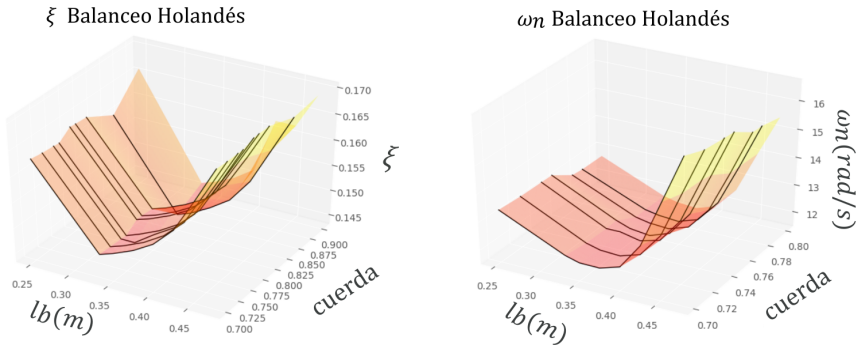


Fuente: elaboración propia.

3.3.2 Estudio lateral

En el caso de los polos del modelo lateral (figura 6), se analizarán amortiguamientos y frecuencias naturales de los polos complejo-conjugados (balanceo holandés), que se muestran en la figura 9, y los tiempos de ampliación (16) y mitigación (17) de los polos reales, que se muestran en la figura 10. Al igual que anteriormente las líneas continuas de las gráficas se corresponden con un valor de cuerda constante para facilitar la interpretación de la influencia de la posición del centroide.

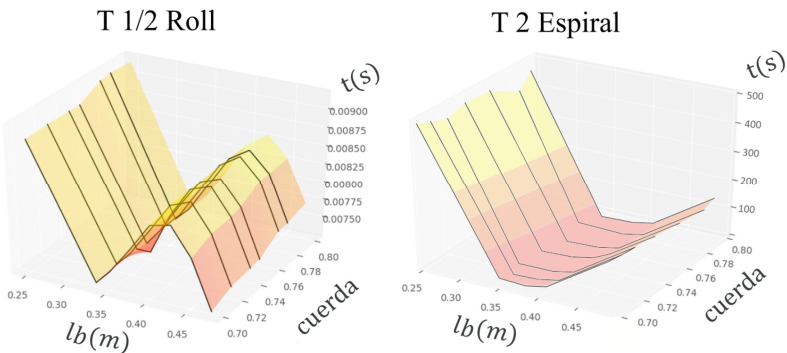
FIGURA 9. Comportamiento del amortiguamiento y frecuencia natural para los polos de Balanceo holandés.



Fuente: elaboración propia.

Para los polos de Balanceo Holandés en la figura 9, se puede observar un claro descenso del amortiguamiento en la franja central mientras que aumenta significativamente en los extremos. Del mismo modo se comporta la frecuencia natural; se observa un comportamiento positivo en el intervalo $l_b \in [0.35, 0.42]$. Cabe destacar que ambos parámetros (amortiguamiento y frecuencia natural) son bastante insensibles ante la variación del porcentaje en cuerda ya que, como se puede observar, todos los estudios están acotados en un intervalo muy pequeño.

FIGURA 10. Tiempos de mitigación (polos de Balance) y de ampliación (polos Espiral).



Fuente: elaboración propia.

La figura 10 muestra la caracterización del comportamiento de los polos reales. Desde el punto de vista de los tiempos de ampliación y

mitigación, se puede observar una correlación entre el tiempo necesario para doblar la amplitud del modo espiral y la posición del centroide. A medida que la distancia l_b se reduce, el tiempo disminuye con una pendiente muy pronunciada hasta estabilizarse en la zona central $l_b \in [0.35, 0.40]$. En este intervalo, el tiempo es más o menos constante en torno a los 30 segundos, lo cual es suficientemente grande como para poder volar cómodamente.

Por otro lado, se puede observar que el tiempo de mitigación en roll tiene una magnitud bastante pequeña en todo el espectro. La selección de la longitud óptima para la estabilidad lateral será condicionada únicamente por los polos de balanceo holandés y por lo tanto estará acotada en el intervalo $l_b \in [0.35, 0.42]$.

3.3.3 Posición óptima del centroide

Finalmente, se puede definir la solución más adecuada como la combinación de intervalos óptimos para la estabilidad longitudinal y lateral:

$$l_b = [0.365, 0.44] \cap [0.35, 0.42] = [0.365, 0.42] \quad (18)$$

Se seleccionará como longitud óptima $l_b = 0.375$, que coincide con la mitad del ala exactamente, para proseguir el estudio de cara a seleccionar la cuerda óptima.

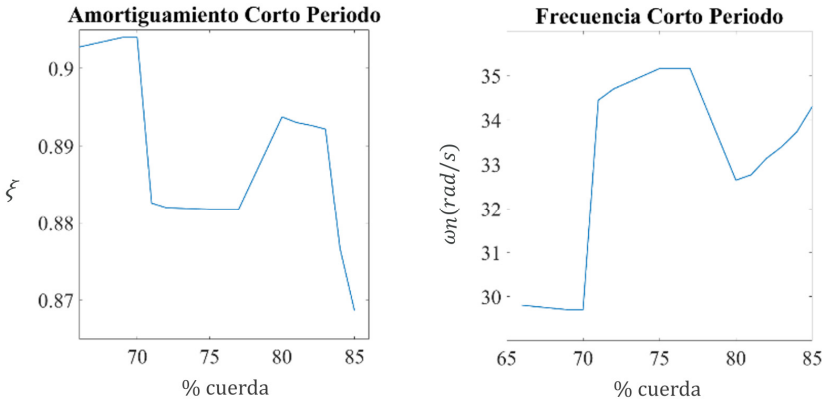
3.4. PORCENTAJE EN CUERDA

En esta caso, las simulaciones se realizan fijando la longitud en $l_b = 0.375$, y variando únicamente la cuerda. Para las distintas geometrías, se estudian los polos del modelo longitudinal (figura 10), graficándose su amortiguamiento y frecuencia natural; en la figura 11 para los polos de corto periodo y en la figura 12 para los polos del fugoide.

La tendencia obtenida en la simulación en cuanto al valor óptimo de frecuencia y amortiguación no es uniforme en ambos casos (fugoide y corto periodo) aunque se puede observar una clara depresión del amortiguamiento entre los porcentajes 70 y 76. En este punto, es importante analizar la ganancia de los sistemas puesto que, en el caso de un

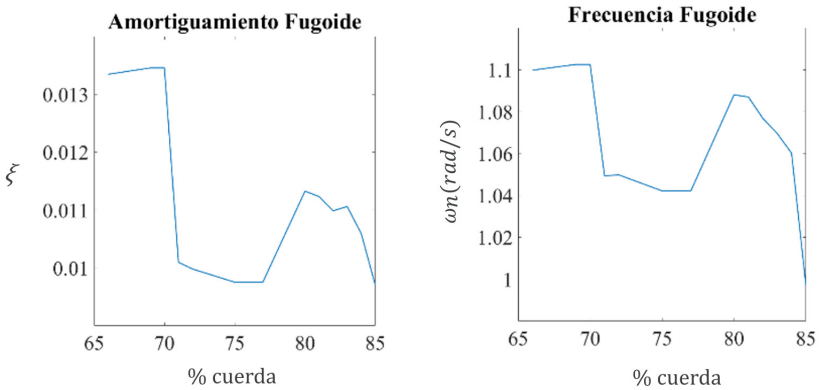
porcentaje en cuerda demasiado grande, la sensibilidad aumentará ya que va ligada directamente con la superficie de control. Así también será importante analizar las posibles posiciones de trimado, puesto que podría darse que la superficie de control óptima tuviera un rango de trimado muy reducido.

FIGURA 11. Comportamiento de los polos de corto periodo.



Fuente: elaboración propia.

FIGURA 12. Comportamiento fugoide.



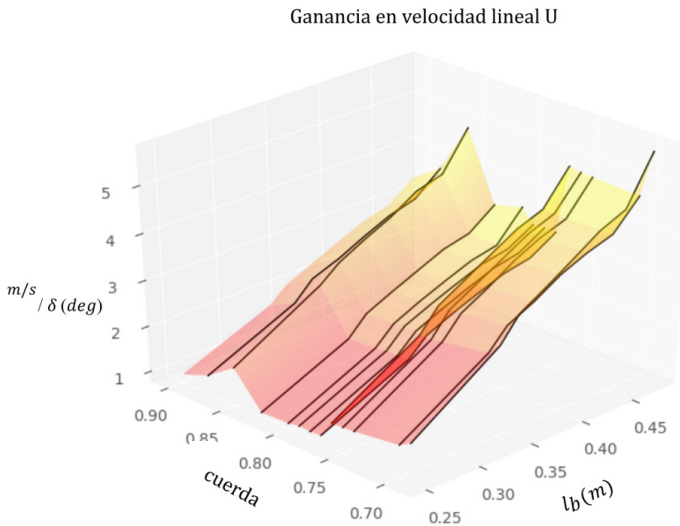
Fuente: elaboración propia.

3.5. ANÁLISIS DE LA GANANCIA

El análisis de la ganancia es muy importante, ya que, si la ganancia es muy alta, el sistema será muy sensible a pequeñas variaciones en la posición de las superficies de control, pudiendo llegar a desestabilizar el sistema. Con este análisis se pretende validar que la geometría escogida sea válida y presente un buen rango de actuación.

En el caso de la ganancia en la velocidad lineal U de avance de la figura 13 se puede observar que a menor superficie de control (mayor porcentaje de cuerda), menor impacto tiene la deflexión de esta en la velocidad lineal (menor ganancia). La distancia del centroide al eje de avance, o sea l_b , también muestra un impacto significativo en la velocidad lineal. Cuanto más alejado está el centroide del eje más afectará a esta.

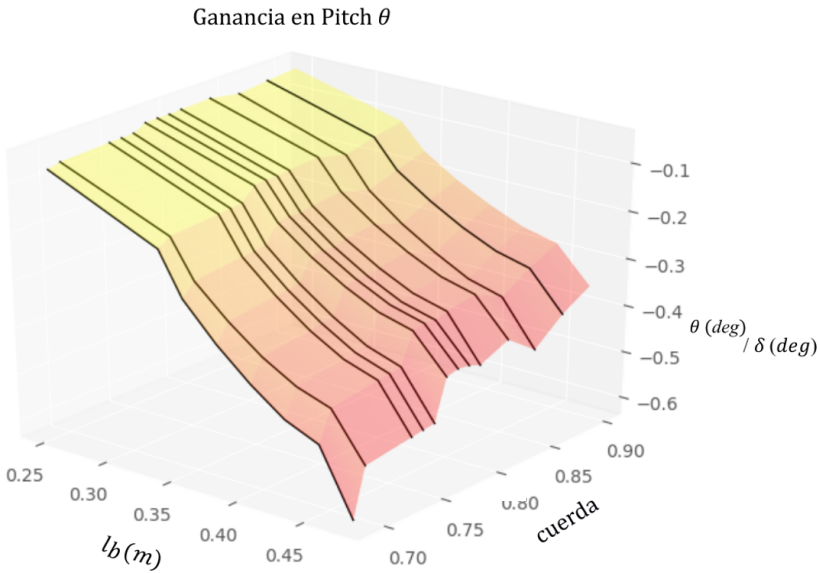
FIGURA 13. Comportamiento de la ganancia en la velocidad lineal.



Fuente: elaboración propia.

Por otro lado, en la figura 14 se puede observar que cuanto más superficie alar ocupa la superficie de control (menor porcentaje en cuerda), la ganancia en valor absoluto en Pitch aumenta. En el mismo sentido influye una disminución de la longitud l_b .

FIGURA 14. Comportamiento de la ganancia en Pitch.



Fuente: elaboración propia.

Como conclusión, el comportamiento es uniforme para ambas ganancias:

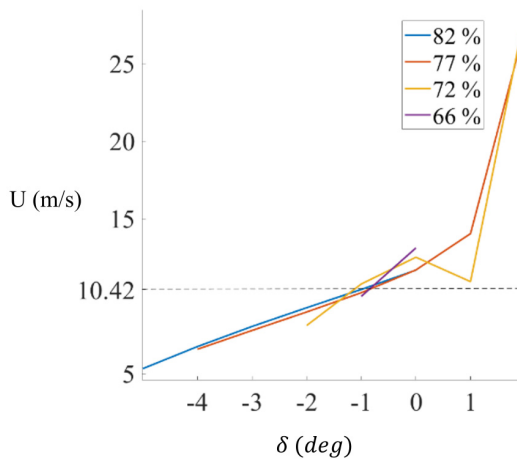
- Al aumentar la superficie de control (reducir el porcentaje en cuerda) la ganancia en velocidad lineal y en Pitch aumentan.
- Al aumentar l_b , la ganancia en velocidad lineal aumenta y la ganancia en Pitch se hace más negativa.

Se puede observar, tanto para la ganancia en velocidad lineal (figura 13) como para la ganancia en Pitch (figura 14), que en ambos casos tiene mucho más impacto la posición del centroide (l_b) que la variación del porcentaje en cuerda.

En la figura 15 se analiza el rango de actuación (valores del ángulo de deflexión) según el porcentaje en cuerda. Sabiendo que la velocidad de trimado es 10.42 m/s se deberá escoger un porcentaje que permita un intervalo de juego suficiente como para garantizar un buen comportamiento. Puede observarse que todas las opciones permiten alcanzar el punto de operación. Además, porcentajes de cuerda menores aumentan

la ganancia del sistema, como se concluía anteriormente (figuras 13 y 14). No obstante, una excesiva ganancia aumenta la sensibilidad, lo cual no es del todo deseable. Además, puede observarse como el rango de operación también se reduce (la simulación del 66% solo permite la maniobrabilidad de un grado). En el caso de 82 y 72 % ambos permiten un intervalo mayor de la señal de actuación. No obstante, para estos porcentajes el punto de trimado se encuentra demasiado cerca al extremo del intervalo bien por la izquierda o bien por la derecha, por lo que el porcentaje más adecuado es del 77 %. Finalmente, la simulación con 77 % operará en un rango entre -4° y 2° con el punto de trimado en -1° , considerándose esta como el porcentaje óptimo de cuerda.

FIGURA 15. Análisis del rango de operación.



Fuente: elaboración propia.

4. CONCLUSIONES

Teniendo en cuenta todos los estudios anteriores y para la arquitectura concreta de ala fija sin cola de la figura 1, se puede concluir que la geometría óptima de la superficie de control para mejorar la estabilidad es la que se muestra en la tabla 3.

A lo largo de todo el estudio se ha observado una tendencia clara de cómo afecta la posición del centroide en la ubicación de los polos

(amortiguamiento, y frecuencia) para la estabilidad longitudinal y lateral, pudiéndose definir claramente un intervalo óptimo para ubicar el centroide de la superficie de control. Sin embargo, no existía un consenso sobre el porcentaje de cuerda óptimo para la mejor ubicación de polos. En este caso, se ha recurrido a analizar la ganancia en velocidad lineal y en ángulo de pitch respecto al ángulo de deflexión. De esta forma se ha determinado el porcentaje de cuerda óptimo que consigue una sensibilidad (ganancia) adecuada y una buena maniobrabilidad (excursión del ángulo de control alrededor del valor para el trimado).

TABLA 3. Dimensionamiento óptimo para la superficie de control.

l_b (Posición del centroide)	[0.365,0.42]
Porcentaje en cuerda	77 %

Fuente: elaboración propia.

5 AGRADECIMIENTOS

Los autores agradecen la ayuda prestada por el Gobierno de La Rioja a través del proyecto de I+D ADER 2017-I-IDD-00035 y por la Universidad de La Rioja a través de la Ayuda a Grupos de Investigación REGI 2020/23.

6. REFERENCIAS

- Calise, A.J., Lee S., and Sharma, M. (2001). Development of a Reconfigurable Flight Control Law for Tailless Aircraft. *Journal of guidance, control and dynamics*, 24(5), 896-902. DOI: 10.2514/2.4825
- Esteban, A. (2014). Estructuras de las aeronaves. Módulos 11 y 12. Paraninfo. ISBN 978-84-97-32215-7.
- Esteban. S. (2001). Static and dynamic analysis of an unconventional plane: Flying wing. In *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit*. ISBN 978-156347945-8.
- Guidelines for XFLR5 Vo.03. (2009). XFLR5 Analysis of foils and wings operating at low Reynolds numbers.

- Roskan, J. & Chuan-Tau E. L. (1997). Airplane Aerodynamics and Performance. DARcorporation. ISBN 978-18-84-88500-6.
- Schmidt, D. K. (2012). Modern Flight Dynamics, McGraw-Hill International Edition. ISBN 978-00-71-08680-6
- Villota Miranda, D., Gil-Martínez, M., and Rico-Azagra, J. (2018). Longitudinal control of a fixed wing UAV. XXXIX Jornadas de Automática, Badajoz (España). Libro de Actas: pp. 598-604. ISBN 978-84-09-04460-3.