

Optimización secuencial de alas volantes: distribución de sustentación en campana con trimado óptimo para estabilidad

Gabriel Jérôme Vargas Moya, Erik Gilberto Rojo Rodríguez,
Edgar Ulises Rojo Rodríguez, Octavio García Salazar

Universidad Autónoma de Nuevo León, Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica,
San Nicolás de los Garza, NL, México

gabriel.vargasm@uanl.edu.mx, edgar.rojordrg@uanl.edu.mx, octavio.garciasl@uanl.edu.mx.

Autor de correspondencia: erojor@uanl.edu.mx

RESUMEN

En esta investigación se presenta el desarrollo e implementación de un algoritmo evolutivo con la capacidad de generar configuraciones óptimas de alas volantes. Este enfoque está basado en el concepto de algoritmos evolutivos, los cuales cuentan con la capacidad de generar soluciones candidatas, evaluar su efectividad, y converger hacia una solución optimizada. En el funcionamiento interno del algoritmo se definen funciones objetivo las cuales evalúan la calidad de la solución, en este caso, se consideran parámetros aerodinámicos como la eficiencia y la distribución de carga; además de las características de estabilidad estática de las alas candidatas. Lo anterior, buscando converger en una solución con distribución de carga aerodinámica de tipo campana, y parámetros de estabilidad estática en rangos estables.

Para la validación del algoritmo se realiza un análisis comparativo utilizando como referencia el ala de una aeronave de aviación general, y una solución óptima generada con el algoritmo. Como resultado de esta comparación se demuestra la efectividad de la propuesta por medio de la mejora en los parámetros de referencia en comparación con la aeronave original.

PALABRAS CLAVE

Algoritmo evolutivo, ala volante, optimización aerodinámica, distribución de campana.

ABSTRACT

This research presents the development and implementation of an evolutionary algorithm with the capacity of producing optimal flying wing configurations. This approach is based on the concept of evolutionary algorithms, which are able to generate candidate solutions, evaluate their effectiveness, and converge to an optimized solution. The core functioning of the algorithm considers aerodynamic elements such as efficiency, spanload distribution, as well as static stability criteria of the candidate wings. The latter is aimed at converging to a bell-shaped spanload distribution, and static stability parameters within a stable range.

In order to validate the algorithm, a comparative analysis is performed, where a reference wing from a general aviation aircraft is used, and later compared to an optimal solution generated by the algorithm. The result of this comparison demonstrates the effectiveness of the approach by presenting an improvement in reference parameters in comparison with the original aircraft.

KEYWORDS

Evolutionary algorithm, flying wing, aerodynamic optimization, bell-shaped spanload distribution.

INTRODUCCIÓN

El diseño de aeronaves está generalmente guiado por la necesidad de cumplir ciertos requisitos de eficiencia operativa, parámetros de estabilidad y maniobrabilidad, además de elementos particulares de la misión en particular que la aeronave realizará.¹

Desde mediados del siglo XX se han realizado extensivos estudios referentes al concepto de *alas volantes*, las cuales son aeronaves que no cuentan con superficies estabilizadoras convencionales. Las principales ventajas que estas presentan son su alta eficiencia aerodinámica debido a la ausencia de empenaje y a que típicamente presentan el fuselaje integrado en esta; además de ventajas estructurales debido a su diseño aerodinámico.² No obstante, la principal desventaja de esta configuración es la falta de estabilidad natural, y la dificultad de actuación principalmente en las dinámicas longitudinal y direccional.

La problemática de diseño de alas volantes ha representado un reto particular dado que se tiene una numerosa cantidad de variables geométricas de entrada, así como también de salida, tales como parámetros aerodinámicos, y propiedades de estabilidad en las dinámicas de orientación y posición.³ Esto significa que para poder diseñar una configuración que cumpla con todos los criterios establecidos, es necesario abordar la tarea como una problemática de optimización multivariable.

A lo largo de las últimas décadas se han presentado diferentes metodologías estándar para el diseño de alas volantes, siendo los trabajos de Prandtl en los que se presentan las primeras metodologías formales.⁴ Una de sus principales contribuciones fue el estudio de la *distribución de carga de tipo campana*, donde se plantea la minimización de resistencia al avance inducida considerando la distribución de momento flector en la raíz del ala. Esta teoría también aborda el concepto de *flujo ascendente (upwash)* en las puntas del ala, la cual es la principal razón de que esta configuración alar se utilice en alas volantes, dado que la principal desventaja de no contar con un estabilizador horizontal es la incapacidad de contrarrestar los efectos de la *guiñada adversa* debido a los alerones; efecto que el flujo ascendente puede mitigar.⁵

De manera más focalizada, A.H. Bowers ha contribuido al desarrollo de alas volantes en sus trabajos para la NASA,⁶ presentando principalmente diversos estudios y validaciones para configuraciones de alas volantes, además de estudios en profundidad del como las puntas de alas volantes que presentan ciertas características en particular promueven el giro en guiñada sin la necesidad de un estabilizador vertical. Estos trabajos han inspirado a la comunidad científica a continuar con el estudio de esta configuración de aeronaves, y lograr las mayores eficiencias aerodinámicas, estructurales y de estabilidad dentro de las capacidades de esta.

Por otro lado, los algoritmos evolutivos se han convertido en una de las mejores herramientas para la solución numérica de problemas de optimización multi-criterio. Esto debido a su fácil capacidad de adaptación a problemáticas de diferentes índoles, y que existen distintos tipos de implementaciones que pueden ser combinadas para realizar una mejor búsqueda en el espacio de posibles soluciones. Desde esta perspectiva, algunos de los avances realizados en el diseño de geometrías alares han usado principalmente algoritmos genéticos y optimizadores de partículas, como es el caso de estudio comparativo presentado por Z. Lyu y J. Martins,⁷ en el que se compara la eficiencia de estos dos esquemas en el diseño aerodinámico de alas.

Similarmente, otros trabajos de optimización en el diseño de alas para planeadores se han presentado por D.T. Tran,⁸ donde, por medio del uso de algoritmos genéticos, se diseña la mejor ala posible que permita maximizar la razón de planeo, sin comprometer el margen estático.

Otras aplicaciones dentro del diseño de alas volantes ha sido la optimización estructural, en la que algoritmos de optimización de partículas han tenido un impacto considerable, permitiendo una gran flexibilidad en la búsqueda de soluciones en el espacio de interacción de estabilidad aerodinámica acoplada con la estructural.⁹

Considerando lo anterior, resulta lógico que el uso de algoritmos evolutivos representa una importante oportunidad para el desarrollo de configuraciones de alas volantes que permitan sacar provecho a sus ventajas, sin comprometer el desempeño en otros ámbitos como la estabilidad.

PRELIMINARES DE ALAS VOLANTES

El concepto de *ala volante* se refiere a una aeronave la cual no cuenta con un *empenaje convencional*, y que, por lo general, tienen el fuselaje integrado dentro del mismo cuerpo del ala.² Con base a lo anterior, resulta importante establecer las principales diferencias entre las alas volantes y las aeronaves con empenaje convencional, con la intención de vislumbrar los principales retos en el diseño de las primeras.

- **Configuración alar:** una aeronave de configuración convencional cuenta con un ala diseñada para proporcionar la fuerza de *sustentación* necesaria para contrarrestar el peso de la aeronave. Las directrices de diseño se enfocan en minimizar *resistencia al avance* y optimizar la estructura interna para lograr el menor peso posible.

En contraste, para el caso de un ala volante, se tienen que cumplir los objetivos de sustentación para lograr el vuelo, además de buscar altas eficiencias respecto a la resistencia al avance; sin embargo, al carecer de otras superficies sustentadoras, el ala es quien se encarga de proveer estabilidad. Con base a esto, durante el proceso de diseño se involucran geometrías y configuraciones que permitan lograr las características de estabilidad requeridas, siendo estas tratadas como características primordiales, y no solo como ajustes de optimización.

- **Estabilidad longitudinal:** en una aeronave de configuración convencional se cuenta con un *estabilizador horizontal*, que se encuentra a una distancia considerable del centro de gravedad. Esta superficie sustentadora genera fuerza cuando se vuela con ángulo de ataque, se presentan movimientos angulares, o cuando se mueve una superficie de control. Esta fuerza tiene como objetivo generar *momento longitudinal*, que permite tanto cambiar el ángulo de orientación de la aeronave, así como oponerse a los giros; de ahí su capacidad de estabilizar a la aeronave.

Para el caso de un ala volante, al no contar una superficie dedicada a la estabilización longitudinal, se pierde en gran medida la capacidad de rechazar perturbaciones angulares, así como la posibilidad de actuación. Lo anterior se compensa con geometrías particulares como el *ángulo de flechado*, el cual distribuye longitudinalmente el ala, balanceando naturalmente los momentos longitudinales; además de superficies de control combinadas que permiten alterar la distribución de fuerza de sustentación en el eje longitudinal, permitiendo cambiar la orientación de la aeronave.

- **Estabilidad lateral-direccional:** una aeronave de configuración convencional cuenta con un *estabilizador vertical*. Debido a que este se encuentra a una distancia considerable del centro de gravedad, cuando se presentan movimientos laterales, esta superficie genera *momento direccional*, que permite girar en el eje vertical. Adicionalmente, la fuerza que genera esta superficie también provee de *momento lateral*, lo que permite compensar y amortiguar los giros en esta dinámica.

En un ala volante, al no contar con esta superficie estabilizadora, resulta necesario inducir los efectos de giro, y contrarrestar los momentos adversos (momentos de signo contrario entre las dinámicas *lateral* y *direccional*) por medio de las características del ala y las superficies de control. Para lo anterior se prioriza el diseño de alas con alto *torcimiento*, y desde la perspectiva de las superficies de control, se busca que estas sean efectivas en generación de sustentación, pero con la menor adición de resistencia al avance, permitiendo evitar los momentos adversos.

- **Características aerodinámicas en general:** debido a la presencia del empenaje, además de un fuselaje expuesto, las fuentes de resistencia al avance en una aeronave de configuración convencional se incrementan. Por otro lado, un ala volante, al no contar con superficies extra, y tener el fuselaje integrado dentro de la estructura alar, solamente genera resistencia al avance debido al ala misma; lo que implica una reducción importante en la mayoría de las condiciones de vuelo.

Considerando lo expuesto anteriormente, se pueden definir los siguientes objetivos/criterios de diseño con los que se diseñó el algoritmo:

1. El ala propuesta debe cumplir con los requisitos de sustentación que compensen el peso definido, en la condición de vuelo propuesta.
2. Se debe seleccionar el ángulo de flechado adecuado que permita realizar el balance longitudinal solo por medio del ala.
3. El rango en el que la aeronave es capaz de mantener la estabilidad longitudinal debe de ser tal que el centro de gravedad pueda cambiar de posición en un límite definido. Para esto se deben de contar con superficies de control *compensadoras* que ajusten el momento longitudinal.
4. La aeronave debe de tener una estabilidad lateral-direccional positiva, por lo que, durante los giros laterales, esta debe de presentar una tendencia positiva en el eje direccional. Para esto se debe de seleccionar un ángulo de torcimiento que provea una distribución de carga que propicie este fenómeno.

ESTRUCTURA DEL ALGORITMO EVOLUTIVO

Para poder cumplir con los objetivos de optimización propuestos resulta necesario el diseño de un algoritmo *multi-criterio*; es decir, que tenga la capacidad de optimizar diferentes salidas considerando un espacio vectorial de múltiples dimensiones.

Para lo anterior se utiliza una combinación de *algoritmos genéticos* personalizados a las necesidades del problema de optimización. Estos algoritmos realizan una tarea en particular, y comunican su resultado a los demás para lograr generar la mejor ala posible considerando todos los criterios. Estos se pueden dividir de la siguiente manera:

1. Algoritmo para la distribución tipo campana.
2. Algoritmo para la estabilidad longitudinal.
3. Algoritmo para la estabilidad lateral-direccional.

Arquitectura general del algoritmo evolutivo

Como punto de partida, el esquema general recibe las variables de entrada, que posteriormente serán procesadas por los algoritmos internos para generar la mejor solución de ala volante que cumpla con los criterios establecidos. Estos algoritmos utilizan diferentes modelos aerodinámicos y de dinámica de vuelo que evalúan las características de la aeronave; siendo las variables que procesan aquellas que posteriormente se consideran para la optimización. Dado lo anterior, se pueden dividir las variables involucradas en este proceso como se muestra en la Tabla I.

Tabla I. Variables involucradas en el algoritmo de optimización.

Variables operativas	Variables limitantes	Variables de optimización
Peso bruto de la aeronave W_{MTOW}	Alargamiento AR	Distribución de carga C_{L_n}
Velocidad crucero V	Envergadura b	Eficiencia aerodinámica $\frac{C_{L_n}}{C_{D_n}}$
Altitud crucero Z_I	Ángulo de torcimiento α_{twist}	Derivadas de estabilidad de rigidez C_{M_α}, C_{M_0}
	Ángulo de flechado Λ	Derivadas de amortiguamiento lateral-direccionales C_{N_p}, C_{N_r}
	Estrechamiento λ	Ángulo de superficie de control para la compensación δ_{trim}
	Cuerda media $\bar{c}$	
	Ángulo máximo de la superficie de control δ_{max}	
	Cuerda de la superficie de control c_a	

El *algoritmo para la distribución tipo campana* se encarga de garantizar que las soluciones candidatas cumplan con una distribución de carga a lo largo de la envergadura del ala con forma de *campana*. Lo anterior es debido a que este tipo de distribución propicia las características deseadas de estabilidad para aeronaves que carecen de estabilizadores convencionales.⁶

Como punto de partida, y utilizando las variables operativas y limitantes definidas por el usuario, el primer algoritmo evolutivo se encarga de generar la mejor configuración de alas candidatas que cumplan con la distribución de carga de tipo campana. Posteriormente estas soluciones se alimentan al *algoritmo de estabilidad longitudinal*. Este se encarga de encontrar el valor de deflexión de las superficies de control que permita obtener un balance longitudinal neutro. Además, este algoritmo se encarga de que esta solución minimice la resistencia al avance producida por las superficies de control, así como la maximización de la estabilidad longitudinal.

Una vez que se encuentran los valores de compensación de momento longitudinal adecuados, la solución generada se alimenta al *algoritmo de estabilidad lateral-direccional*. Este último se encarga de optimizar las superficies de control, de tal manera que permitan tener comportamientos de giro acoplados en la misma dirección; en otras palabras, busca valores para las superficies de control que minimicen los efectos de *guiñada adversa*.

La anterior estructura se presenta de manera gráfica en la Fig. 1, donde se puede observar que el presente esquema se divide en cuatro partes principales. La primera es la inicialización del algoritmo, la cual involucra la entrada de variables operativas y limitantes por parte del usuario, así como la generación de la población inicial, la cual se describirá a detalle más adelante. Las demás etapas consisten en los algoritmos evolutivos que se encargan de optimizar y encontrar la mejor solución dependiendo de la tarea definida; y cada una de estas cuentan con una serie de puntos de decisión que permiten establecer si la solución procesada se elegirá como uno de los candidatos finales.

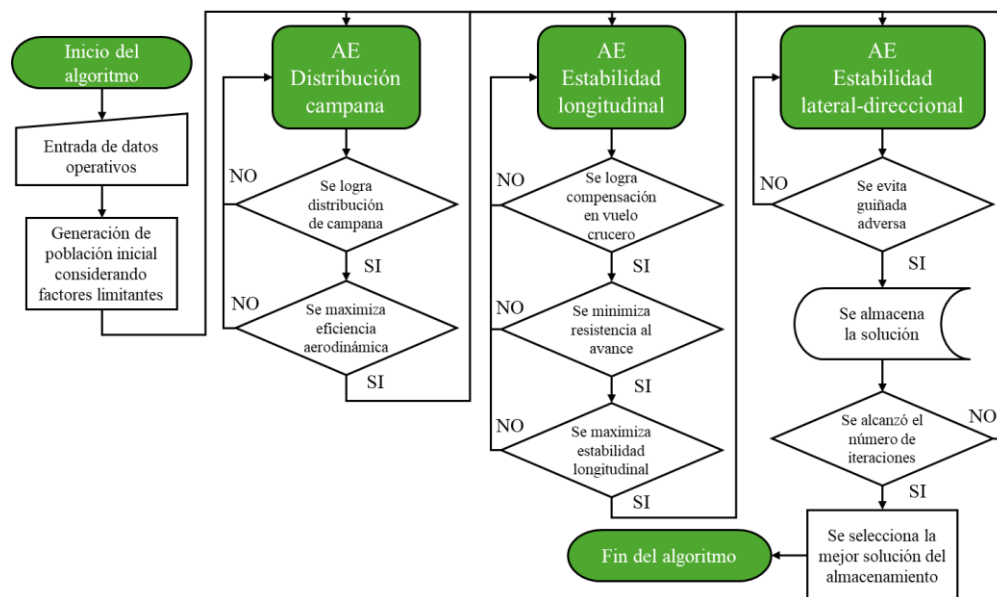


Fig. 1. Estructura de secuencia del esquema general del algoritmo de optimización.

Generación de población inicial

A pesar de que el algoritmo solicita una serie de variables limitantes, si la población inicial se iniciara de manera completamente aleatoria, se desperdiciarían recursos computacionales, dado que la gran mayoría de estas soluciones no serían consideradas como útiles. Para lo anterior, se definió un proceso de descarte de posibles soluciones que no cumplen los requisitos iniciales de diseño, y que por consiguiente solo desperdiciarían iteraciones de optimización.

Como primer elemento de descarte de soluciones inviables se comprueba la fuerza de sustentación que una posible configuración de ala inicial genera. La lógica detrás de esto es que existen configuraciones que por más que se alteren los parámetros de optimización, jamás lograrán generar

la sustentación necesaria para el vuelo, por lo que en automático quedan descartadas. Para esto se utiliza la ecuación de sustentación presentada en la ecuación (1)

$$L_n = \frac{1}{2} \rho V^2 S_n C_{L_n} \quad (1)$$

Donde n corresponde al índice del poblador analizado, ρ corresponde a la densidad del aire en la altura de vuelo, V a la velocidad de la aeronave, S_n es la superficie proyectada del ala, mientras que C_{L_n} es un coeficiente adimensional que captura los efectos de las geometrías del perfil y el ala convencionalmente llamado coeficiente de sustentación.

Considerando esto, se establece la sustentación L_n igual al peso en bruto que la aeronave debe de sustentar en vuelo. Similarmente, la densidad y la velocidad provienen de los parámetros de entrada del usuario. Para el caso del coeficiente de sustentación, al depender de geometrías particulares del perfil y el ala, se selecciona de manera aleatoria de acuerdo con los límites definidos dentro del algoritmo, los cuales son consistentes con los valores lógicos típicamente utilizados en aeronaves convencionales (entre 0 y 1.5). Finalmente, la superficie proyectada del ala se utiliza como parámetro de salida y limitante, lo que descarta posibles pobladores iniciales que no lograrían la sustentación requerida.

Cabe mencionar que el resto de los parámetros se selecciona de manera aleatoria de acuerdo con los límites establecidos al inicio del algoritmo. No obstante, se definieron reglas específicas para el caso del ángulo de torcimiento; esto debido a que, de acuerdo con los diferentes estudios de distribución de carga tipo campana⁶ es necesario presentar valores de sustentación cercanos a cero, o incluso negativos, cerca de la punta del ala. Debido a esto, se definieron los siguientes criterios:

- Torcimiento geométrico: se seleccionó de manera aleatoria para cada sección del ala, con la restricción de que este disminuyera a medida que se acerca a la punta de esta.
- Torcimiento aerodinámico: se seleccionó de manera completamente aleatoria en todos los paneles exceptuando el de la punta, en los que se definió la restricción de perfiles simétricos o de combadura negativa. Lo anterior para garantizar el comportamiento de sustentación cero/negativa en la punta del ala.

Modelo de evaluación

Para poder evaluar cada una de las soluciones candidatas en cada iteración del algoritmo es necesario utilizar modelos aerodinámicos que permitan obtener las características de generación de fuerza y estabilidad del ala procesada. Existen diferentes metodologías que se pueden utilizar, sin embargo, el *método de red de vórtices (vortex lattice method VLM)* ha probado ser fiable y suficientemente ligero para ser procesado en algoritmos de gran cantidad de iteraciones.¹⁰ Para lo anterior, se utilizó el software MATLAB de Mathworks, en conjunto con su extensión *Tornado*, la cual es una librería de VLM¹¹ que permite evaluar múltiples configuraciones y combinaciones de parámetros alares.

Cabe destacar, que, para evaluar la efectividad de esta herramienta, se realizaron comparaciones de diferentes configuraciones alares de referencia con otros softwares altamente utilizados en el sector; siendo estos XFLR5 y OpenVSP.¹² Estas pruebas arrojaron soluciones con diferencias entre ellas menores al 10%, lo que se considera aceptable para soluciones conceptuales como las propuestas en esta investigación.

Funciones de aptitud y funciones objetivo

Las funciones de aptitud permiten asignar una calificación a la solución procesada, y de esta manera permitir su clasificación entre el resto de estas. Adicionalmente, las funciones objetivo son

las reglas que establecen qué se debe de minimizar, maximizar o mantener, de acuerdo con los resultados del modelo de evaluación.

Para este caso se definieron una serie de funciones de aptitud y sus respectivas funciones objetivo; estas de acuerdo con el algoritmo evolutivo que las esté procesado. Para el caso del *algoritmo de distribución de tipo campana* se establece como función de aptitud la distribución de carga convencional presentada en la ecuación (2)

$$l(\theta) = \frac{4L}{\pi b} \left[\sin \theta - \frac{1}{3} \sin 3\theta \right] \quad (2)$$

donde l es la sustentación local en la sección analizada dada por la coordenada polar θ . Similarmente, L es la sustentación total del ala, mientras que b representa su envergadura.

Esta función de aptitud se utiliza de forma normalizada entre 0 y 1, de tal manera que permite comparar la distribución de carga de la configuración alar procesada con la distribución ideal anterior. En la Fig. 2 se muestra un ejemplo de una configuración alar que no alcanza de manera exacta la distribución tipo campana. Para poder calificar la calidad de la solución, se obtiene la diferencia por panel entre el ala y la distribución ideal, y posteriormente se utiliza la función objetivo definida por la ecuación (3), la cual incrementa su valor a medida que la distribución de carga de todos los paneles se acerca a la distribución ideal. Cabe destacar que el índice i corresponde al panel analizado del ala n .

$$carga_{puntuación_n} = \frac{10}{|\sum carga_{n_i} - \sum carga_i|} \quad (3)$$

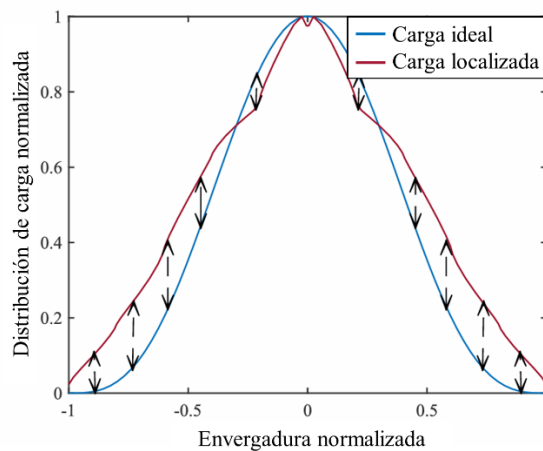


Fig. 2. Comparación de distribución de carga entre una configuración de ala aleatoria y la distribución tipo campana ideal.

Cabe puntualizar que la función anterior no garantiza que se logre la distribución de campana de manera exacta, debido a que dos configuraciones con el mismo valor de puntuación pueden presentar diferentes distribuciones debido a que los paneles pueden variar entre sí. Para esto se propuso una segunda función de aptitud/objetivo, que tiene la intención de evaluar la razón de cambio de la carga respecto a la posición en la envergadura, y compararla con la distribución ideal, ver Fig. 3. Con base a esta lógica, se garantiza que la forma de campana se logre, al forzar al algoritmo a seleccionar soluciones que tengan un total de fuerza similar, además de una forma cercana a la campana. La función objetivo utilizada para puntuar las soluciones se muestra en la ecuación (4), donde se compara la diferencia de pendientes para cada panel i .

$$pendiente_{puntuación_n} = \sum_{i=1}^{N < \text{paneles}} \frac{1}{\left| \frac{F_{ideal_i} - F_{ideal_{i-1}}}{x_{ideal_i} - x_{ideal_{i-1}}} - \frac{F_{n_i} - F_{n_{i-1}}}{x_{n_i} - x_{n_{i-1}}} \right|} \quad (4)$$

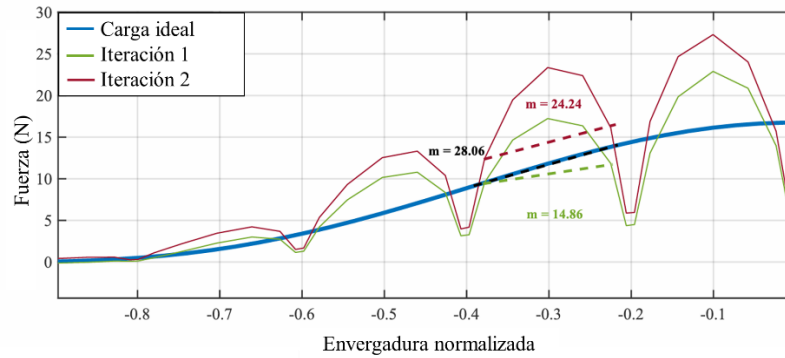


Fig. 3. Aproximación de razones de cambio para la distribución de la configuración alar procesada en comparación con la distribución tipo campana ideal.

Para este primer algoritmo evolutivo, se utiliza una tercera función de aptitud que tiene la intención de maximizar la eficiencia aerodinámica mediante la relación entre los coeficientes de sustentación y resistencia al avance totales de la aeronave. Para lo anterior, se obtienen los valores de fuerza de sustentación y resistencia de cada panel de acuerdo con los valores de $C_{L_{n_i}}$ y $C_{D_{n_i}}$ respectivamente, se obtienen las fuerzas totales, y se obtienen los valores de los coeficientes generales. De esta manera, y utilizando la ecuación (5), se obtiene el valor de eficiencia aerodinámica del ala candidata.

$$eff_n = \frac{C_{L_n}}{C_{D_n}} \quad (5)$$

Para el caso de la función objetivo, simplemente se realiza una normalización entre los valores máximos y mínimos de todas las eficiencias de las soluciones candidatas y se utiliza este valor como factor de puntuación, el cual es definido como $eff_{puntuación_n} = \widehat{eff}_n$.

En relación con el *algoritmo para la estabilidad longitudinal*, una vez que se el proceso anterior terminó, y por tanto se encontró la mejor ala con distribución tipo campana y la mejor eficiencia aerodinámica posible, se procede a establecer la mejor configuración para la estabilidad longitudinal del ala propuesta. Esto se divide en dos tareas; la ubicación del centro de gravedad, y el cálculo de superficies de control para el ajuste de momentos neutros.

Comenzando con la ubicación del centro de gravedad, se utiliza la función objetivo definida en la ecuación (6).

$$momento_{puntuación_n} = \frac{0.25}{M_j} 5L_n c_{avg} \quad (6)$$

donde M corresponde al momento longitudinal de la configuración analizada, j representa el índice de iteraciones que se utilizan en este algoritmo evolutivo y c_{avg} la ubicación del centro de gravedad respecto a la cuerda. Esta función objetivo busca minimizar el momento longitudinal que la fuerza de sustentación produce, por lo que configuraciones alares que requieran menos compensación para mantener el vuelo recto lograrán mayores puntuaciones.

A pesar de que se haya optimizado la ubicación del centro de gravedad, no es posible obtener un momento completamente neutro en algunas configuraciones; o en su defecto, algunas alas candidatas pueden presentar ventajas numéricamente mejores que un balance perfectamente neutro. Debido a lo anterior, y como parte del algoritmo para la estabilidad longitudinal, se realiza una compensación del momento longitudinal residual por medio de la deflexión de las superficies de control. Para poder lograr este proceso, es necesario primero definir la configuración de superficies de control. En la Fig. 4 se muestra una representación gráfica de esto, donde primero, se elige la cantidad de paneles en los que puede estar la superficie de control, siendo 5 divisiones por lado del ala las posibles opciones. Posteriormente, se ubica la superficie de control para cubrir los paneles seleccionados, y finalmente se elige la cuerda. Cabe destacar que esto es parte del proceso de selección del algoritmo evolutivo y no decisión de entrada, por lo que la calidad de la solución puede ser optimizada dentro de este sub-algoritmo.

Para puntuar el impacto que la superficie de control tiene en la calidad de la configuración se utilizan dos elementos como función objetivo; esto es, el impacto que esta tiene en el momento longitudinal, y la resistencia al avance que se genera debido a la compensación. En la ecuación (7) se presenta la función objetivo, que se utiliza para puntuar la calidad de las superficies de control.

$$elevon_{puntuación_n} = \hat{C}_{M\delta} + \hat{C}_{D\delta} \quad (7)$$

donde $\hat{C}_{M\delta}$ representa el coeficiente de momento longitudinal añadido por la superficie de control, normalizado considerando las otras soluciones, mientras que $\hat{C}_{D\delta}$ es el coeficiente de resistencia al avance que este genera también debido a la deflexión, también normalizado.

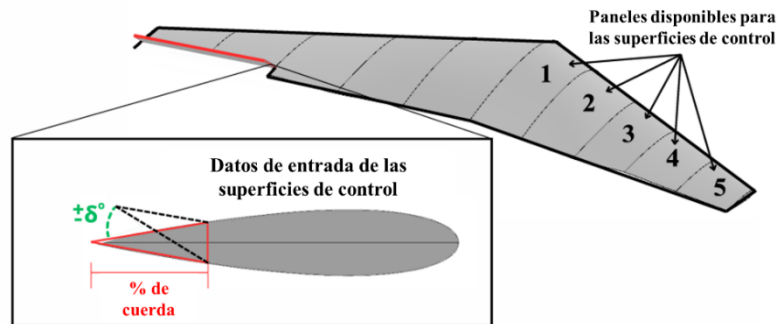


Fig. 4. Posicionamiento de las superficies de control relativo a los paneles de división del ala.

Finalmente, para el caso del *algoritmo para la estabilidad lateral-direccional* se realiza una comprobación de las derivadas de estabilidad, en las que se define un criterio de estabilidad mínima para cada una, ver Tabla II.

Tabla II. Rangos aceptables para las derivadas de estabilidad lateral-direccionales.

Parámetro	Valor mínimo aceptable	Valor máximo aceptable
$C_{l\beta}$	-0.1	0.4
$C_{N\beta}$	0.05	0.4

Similarmente, para limitar los efectos de la guiñada adversa, se establece que los valores de las derivadas de estabilidad de amortiguamiento lateral-direccional deben de cumplir que $|C_{N_p}| > |C_{N_r}|$, lo que significa que, en movimientos angulares laterales positivos, el momento producido sobre el eje vertical de la aeronave debe de ser también positivo. Las anteriores funciones objetivo se utilizan de manera conjunta en los correspondientes algoritmos evolutivos, esto en la estructura que se muestra en las ecuaciones (8) y (9).

$$puntuación_{ala_n} = carga_{puntuación_n} + pendiente_{puntuación_n} + eff_{puntuación_n} \quad (8)$$

$$puntuación_{superficie_n} = momento_{puntuación_n} + elevon_{puntuación_n} \quad (9)$$

Control de población y cruce

Cuando el proceso de procesamiento de cada una de las soluciones candidatas es completado, se procede a realizar la generación de nuevas soluciones que propicien una convergencia a la solución óptima; este proceso es denominado control de población. Para lo anterior se utiliza una metodología de tres partes:

- Selección por aptitud: todas las soluciones procesadas se ordenan de acuerdo con su puntuación, y posteriormente un porcentaje de las mejores soluciones se reutiliza sin modificación en la siguiente generación de soluciones.
- Cruce parámetros: similarmente, las soluciones procesadas se ordenan de acuerdo con su puntuación, se selecciona un porcentaje definido de los mejores candidatos y se realiza el *cruce* de sus parámetros.
- Mutación de parámetros: considerando un porcentaje del total de soluciones, se seleccionan parámetros de manera aleatoria, y se alteran similarmente de manera aleatoria; esto promueve la generación de nuevas soluciones que evitan la convergencia en mínimos locales.

Este proceso se muestra a modo de representación gráfica en la Fig. 5. Adicionalmente, en la Tabla III se despliegan los porcentajes utilizados para los diferentes controles de población.

Tabla III. Porcentajes para los métodos de control de población.

Método de control de población	Porcentaje de la población afectada
Selección por aptitud	10%
Cruce de parámetros	30%
Mutación de parámetros	60%

Resulta importante mencionar que para el caso del control de población por cruce de parámetros se utilizan dos metodologías en cascada:

- Selección por truncamiento: se seleccionan soluciones candidatas de acuerdo con el porcentaje definido previamente. Estas soluciones son las mejores debido al ordenamiento por puntuación.
- Selección por aleatoriedad: para fomentar la búsqueda de características útiles entre las soluciones candidatas, se realiza el cruce/intercambio de parámetros entre los pobladores actuales, pero seleccionando los pares de manera aleatoria; lo que permite que las soluciones menos aptas tengan cierta posibilidad de pasar sus parámetros a la nueva generación.

Para el intercambio o cruce de parámetros se sigue una lógica basada en la discretización realizada en el ala. Considerando dos alas candidatas, se comparan las secciones de cada ala y se reemplazan aquellas en las que uno de estas presenta un desempeño destacable.

El control de población tiene como principal función la introducción de características o parámetros aleatorios a la población que permitan estudiar nuevas soluciones en el espacio de búsqueda. Esto significa que se puede aplicar la misma lógica que para el cruce de parámetros; es decir, selección por truncamiento del porcentaje a mutar, y posterior selección del parámetro a modificar de forma aleatoria.

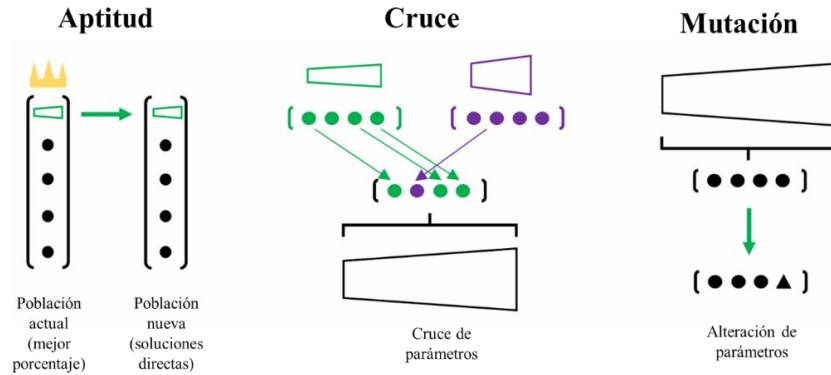


Fig. 5. Representación de los métodos para la regeneración de población para el algoritmo evolutivo.

Con el ala elegida para la mutación, se selecciona uno de los paneles de la discretización previa; posteriormente su distribución de fuerza se compara contra la distribución ideal y se modifica la sección para que la fuerza se acerque a esta. En la Fig. 6 se muestra este proceso de manera gráfica, en la que se puede observar el cómo la mutación genera una tendencia a disminuir/aumentar la fuerza del panel seleccionado para la mutación.

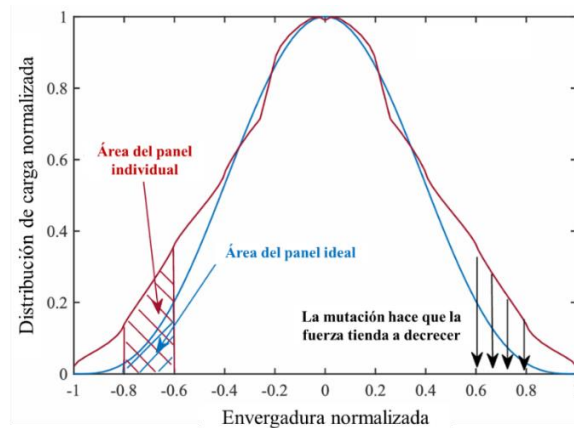


Fig. 6. Proceso de mutación basada en la modificación de paneles individuales del ala.

EVALUACIÓN DE RESULTADOS

Para validar la efectividad de la implementación se diseñaron una serie de pruebas para probar el comportamiento y tendencias finales de acuerdo con la variación de los parámetros de ejecución del algoritmo.

Desempeño del algoritmo en diferentes configuraciones

Para validar que el algoritmo produjera resultados consistentes, y evaluar la sensibilidad a la cantidad de iteraciones y pobladores, se realizaron pruebas con diferentes combinaciones de parámetros y se evaluó la solución final y la convergencia del algoritmo. Para esto se probaron 6 casos diferentes los cuales consistieron en las variaciones mencionadas, y se compararon los resultados de distribución de carga en relación con la campana ideal, la eficiencia aerodinámica general, además de los parámetros de estabilidad estática; estas combinaciones de resultados se muestran en la Tabla IV, donde N es la cantidad de población, k el número de iteraciones, y el porcentaje es respecto a la sustentación ideal.

Tabla IV. Tabla de resultados comparativos del desempeño del algoritmo.

N = 20, k = 30	Porcentaje	C_L/C_D	C_{M_α}
1	104.34%	29.99	-0.236
2	97.89	29.62	-0.182
3	99.78%	29.66	-0.173
4	101.69%	28.62	-0.186
5	99.28%	29.58	-0.191
N = 20, k = 20	Porcentaje	C_L/C_D	C_{M_α}
1	97.86%	29.77	-0.180
2	100.78%	28.59	-0.178
3	101.9%	29.62	-0.192
4	100.4%	26.41	-0.185
5	101.25%	27.38	-0.183
N = 20, k = 10	Porcentaje	C_L/C_D	C_{M_α}
1	99.26%	29.35	-0.171
2	98.71%	29.65	-0.165
3	101.21%	27.25	-0.186
4	104.10%	27.29	-0.198
5	99.64%	23.68	-0.179
N = 50, k = 30	Porcentaje	C_L/C_D	C_{M_α}
1	99.52%	28.66	-0.182
2	99.77%	27.46	-0.180
3	100.72%	30.14	-0.184
4	104.81%	25.17	-0.197
5	96.40%	32.59	-0.169
N = 50, k = 20	Porcentaje	C_L/C_D	C_{M_α}
1	100.57%	28.64	-0.190
2	105.01%	29.48	-0.221
3	102.46%	29.56	-0.189
4	101.97%	29.70	-0.191
5	103.48%	29.91	-0.184
N = 50, k = 10	Porcentaje	C_L/C_D	C_{M_α}
1	101.01%	27.97	-0.182
2	97.19%	23.01	-0.179
3	96.70%	25.75	-0.164
4	99.12%	26.61	-0.185
5	98.24%	24.38	-0.178

Con base a los datos presentados previamente, se puede concluir que la calidad de la solución final tiene cierta independencia de la cantidad de pobladores iniciales y de iteraciones, siempre y cuando se establezca un número mínimo que permita la correcta convergencia.

Cabe mencionar también que la configuración de validación utilizada fue probada en diferentes softwares considerados convencionales en el sector, donde los principales datos muestran una variación máxima cercana al 10%, lo que permite establecer un buen grado de confianza en la calidad de las soluciones de la herramienta desarrollada. Los datos comparativos entre los diferentes softwares se muestran en la Tabla V.

Tabla V. Comparativa de parámetros aerodinámicos entre diferentes softwares de simulación.

Parámetro	Matlab Tornado VLM	OpenVSP	XFLR5
C_L	0.192	0.185	0.187
C_D	0.0053	0.0058	0.0056
C_M	-0.0684	-0.0668	-0.0602
C_{M_α}	-0.42	-0.384	--

Comparación de aeronave convencional y aeronave de ala volante

Finalmente, para poder evaluar el desempeño de optimización de la presente herramienta, se realizó una prueba de validación considerando una aeronave existente, en este caso, un Cessna 172. Para esto se establecieron como objetivos que la configuración de ala generada mantuviera similares características de desempeño, pero mejorando el comportamiento aerodinámico. Similarmente, debido a la ausencia de estabilizador horizontal, se buscó que la solución optimizada presentara valores de estabilidad lo más cercanos posibles a los de la aeronave objetivo. Considerando esto, en la Tabla VI se muestran los parámetros limitantes que se establecieron como entradas al algoritmo. Adicionalmente, en la Fig. 7 se muestra una comparativa de validación con el software OpenVSP.

Tabla VI. Parámetros principales limitantes para el ala volante objetivo.

Parámetro	Valor
Masa	1157 kg
Velocidad	63 m/s
Altitud	3000 m
Alargamiento	5
Envergadura	13 m
Estrechamiento	0.5
Ángulo de flechado	30°
Ángulo diedro	4°

Por otro lado, la geometría generada por el algoritmo se presenta en detalle en la Tabla VII. Cabe resaltar que estas geometrías corresponden a un solo lado del ala, siendo esta simétrica. Adicionalmente, el torcimiento aerodinámico está dado por la combadura del perfil que cada panel presenta, es por esto por lo que se utilizó la serie NACA 4 dígitos para establecer este valor, siendo el grosor máximo un valor fijo en 10%.

Tabla VII. Características geométricas por panel del ala producto de la optimización.

Parámetro	Panel 1	Panel 2	Panel 3	Panel 4	Panel 5
Cuerda de raíz	3.476 m	-	-	-	-
Envergadura local	0.9 m	0.889 m	0.875 m	0.8571 m	0.833 m
Ángulo de incidencia local	2.03°	2.03°	-0.03°	-2.78°	-1.44°
Superficie de control	No	No	No	Sí	Sí
Cuerda superficie de control	-	-	-	20%	20%
Perfil de raíz local	6410	5110	2410	1310	0010

Para validar el resultado de estabilidad obtenido, se utilizó nuevamente el software OpenVSP donde se introdujeron los datos de un ala generada con el algoritmo para evaluar la cercanía al balance longitudinal. En la Fig. 8 se muestran los resultados del ala generada donde es claro que el momento requerido para balancear de manera neutra el ala volante coincide con el punto en el que la sustentación es la necesaria para lograr el vuelo recto nivelado, lo que valida la calidad de la solución producida.

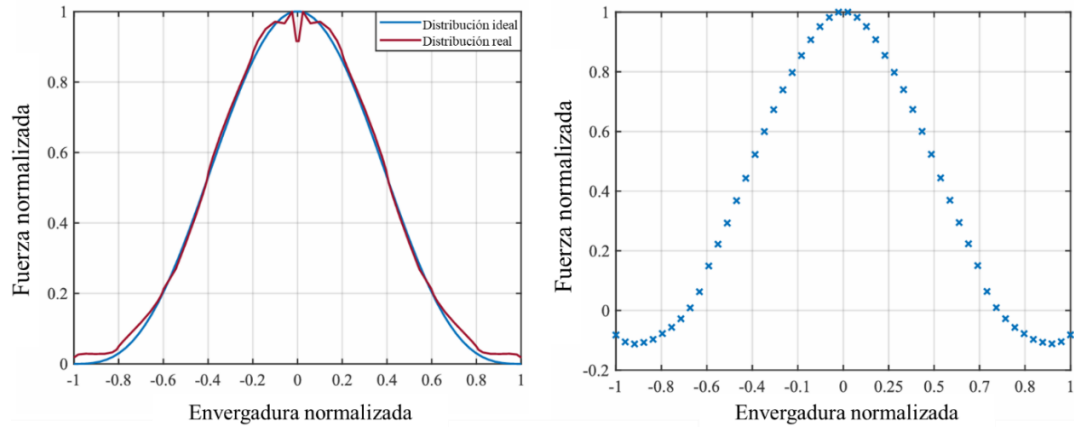


Fig. 7. Comparación de la distribución de carga. A la izquierda, la distribución generada por el algoritmo evolutivo; a la derecha, la distribución de acuerdo con el software OpenVSP a modo de validación.

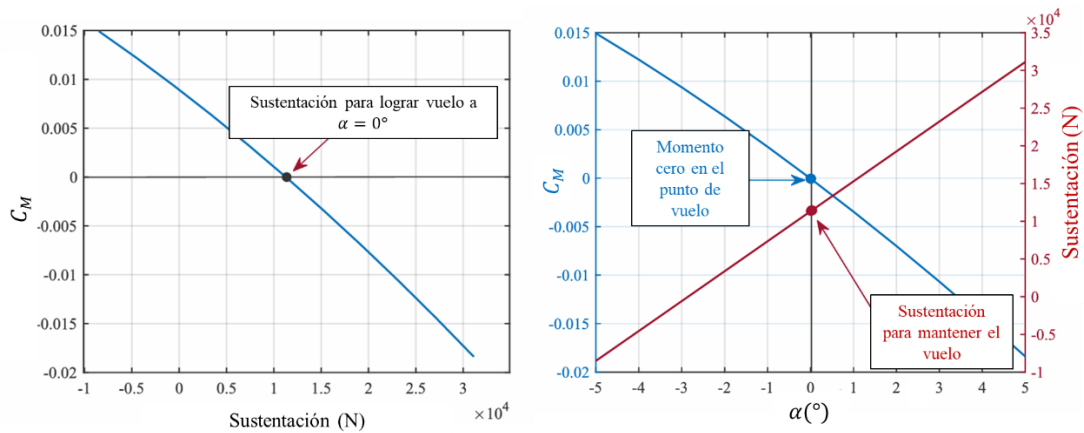


Fig. 8. Balance de momentos longitudinales.

En la tabla VIII se muestran los principales parámetros del ala volante producto de la optimización, y de la aeronave utilizada como referencia.

Tabla VIII. Comparación de parámetros entre el ala volante optimizada y la aeronave de referencia.

Parámetro	Ala volante optimizada	Cessna 172
Envergadura	13 m	11 m
Superficie alar	33.8 m ²	16.17 m ²
Alargamiento	5	7.5
Eficiencia C_L/C_D	29.734	11
C_{M_α}	-0.186	-0.89
C_{l_β}	-0.046	-0.089
C_{N_β}	0.009	0.0065
C_{N_p}	0.00181	-
C_{N_r}	-0.00061	-

Finalmente, en la figura 9 se muestra una comparativa entre el ala generada y la de la aeronave de referencia.

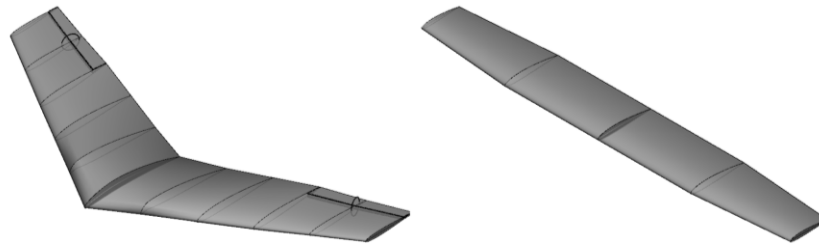


Fig. 9. Comparativa del ala generada por el algoritmo evolutivo y el ala de la aeronave de referencia.

CONCLUSIONES

En el presente documento se presentó el desarrollo y funcionamiento de un algoritmo evolutivo dividido en capas para la generación de configuraciones de alas volantes, que cumplen requisitos particulares aerodinámicos y de estabilidad.

Debido a la gran cantidad de variables involucradas en el problema, la configuración de optimización por etapas demostró ser la forma más eficiente de llegar a una solución optimizada, la cual atiende las principales problemáticas involucradas; los requisitos aerodinámicos, la estabilidad longitudinal y la estabilidad lateral direccional. Esta configuración de solución por capas permitió obtener soluciones óptimas locales por criterio, que posteriormente en conjunto formaron una configuración de ala que responde y optimiza todas las variables de desempeño involucradas.

Con base en lo anterior, se puede concluir que el esquema presentado tiene la capacidad de encontrar soluciones óptimas para la problemática de múltiples criterios de la estabilidad y eficiencia de un ala volante. Como quedó en evidencia con la comparativa entre un ala generada con la presente propuesta y una aeronave de referencia, las soluciones generadas presentan características de estabilidad adecuadas y solucionan las problemáticas típicas de una aeronave sin empenaje. Adicionalmente, por medio de las pruebas de diferentes parámetros de simulación, se validó la efectividad y sensibilidad de la herramienta, demostrando una convergencia confiable a una solución cercana a un óptimo global, esto sustentado en la similitud de las soluciones optimizadas incluso cuando se utilizaron valores de mutación elevados. Lo anterior significa que las funciones de aptitud y objetivo garantizan una convergencia a una solución cuasi-global, evitando de esta forma la caída en mínimos locales.

FINANCIAMIENTO

Este trabajo de investigación está financiado por la Oficina de Investigación Naval Global (ONRG) de los Estados Unidos con el número de proyecto N629092512014.

REFERENCIAS

1. Raymer, D. (2018). Aircraft Design: A Conceptual Approach, Sixth edition. *In American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.* eBooks. <https://doi.org/10.2514/4.104909>.
2. Nickel, K., & Wohlfahrt, M. (1994). Tailless aircraft in theory and practice. *American Institute of Aeronautics and Astronautics*. ISBN: 1563470942.
3. Lyu, Z., & Martins, J. R. R. A. (2014). Aerodynamic design optimization studies of a blended-wing-body aircraft. *Journal of Aircraft*, 51(5), 1604–1617. <https://doi.org/10.2514/1.C032491>.
4. Prandtl, L. (1933). Über die Entstehung des Widerstandes von Tragflügeln [On the origin of the resistance of airfoils]. *ZAMM - Journal of Applied Mathematics and Mechanics / Zeitschrift für Angewandte Mathematik und Mechanik*, 13(2), 129–133.
5. Hoeijmakers, H. W. M., et al. (2024). Flying wing circulation distributions, aerodynamic performance and wake roll-up. *International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS)*.

6. Bowers, A. H., Murillo, A. J., Jensen, C. V., Nelms, B. C., & Fehring, J. P. (2016). On wings of the minimum induced drag: Spanload implications for aircraft and birds (NASA/TP—2016-219072). *NASA Armstrong Flight Research Center*. <https://ntrs.nasa.gov/citations/20160003578>.
7. Lyu, Z., Xu, Z., & Martins, J. R. R. A. (2014). Benchmarking optimization algorithms for wing aerodynamic design optimization. In *Proceedings of the 8th International Conference on Computational Fluid Dynamics (ICCFD)* (Paper No. ICCFD8-2014-0203). Chengdu, China.
8. Tran, D. T., Pham, V. K., Nguyen, A. T., & Nguyen, D. T. (2025). Aerodynamic design optimization for flying wing gliders based on the combination of artificial neural networks and genetic algorithms. *Aerospace*, 12(9), 818. <https://doi.org/10.3390/aerospace12090818>.
9. Sun, G., Castro, H. G., & De Silva, S. S. (2023). Two-way coupled aero-structural optimization of stable flying wings. *Aerospace*, 10(4), 346. <https://doi.org/10.3390/aerospace10040346>.
10. Septiyana, A., Rizaldi, A., Hidayat, K., & Wijaya, Y. G. (2020). Comparative study of wing lift distribution analysis using numerical method. *Jurnal Teknologi Dirgantara*, 18(2), 129–140. <https://doi.org/10.30536/j.jtd.2020.v18.a3349>.
11. Melin, T. (2000). User's guide and reference manual for Tornado. *Royal Institute of Technology (KTH)*, Department of Aeronautics.
12. Chauhan, M. K., Zope, M., & Gorrepati, S. R. (2025). Parametric analysis of wing planforms to determine an optimal wing design. *Aviation*, 29(1), 11–21. <https://doi.org/10.3846/aviation.2025.23126>.