



IV CAIM 2014

Cuarto Congreso Argentino de Ingeniería Mecánica



UNIVERSIDAD NACIONAL DEL NORDESTE
FACULTAD DE INGENIERÍA
Resistencia Chaco - Rep. Argentina

FORO
DOCENTE
DEL ÁREA
MECÁNICA
DE LAS
INGENIERÍAS

FoDAMI

OPTIMIZACIÓN AERODINÁMICA DE AERONAVES NO TRIPULADAS DE CARGA BASADO EN ALGORITMO GENÉTICO MULTI-OBJETIVO

Br. Manuel Rodríguez*¹, Br. Edwuar Vásquez² y Dr. Eliécer Hernández³

^{1,2}Dpto. ing. Aeronáutica – Universidad Nacional Experimental Politécnica de la Fuerza Armada

Carretera Nacional Maracay-Mariara, Maracay, Venezuela
correo-e: manuelrd7@gmail.com, edwuarvasquez92@gmail.com

³ Dirección de Investigación e Innovación Espacial – Agencia Bolivariana para Actividades Espaciales

Base Aérea la Carlota, Caracas, Venezuela
correo-e: ehernandez@abae.gob.ve

RESUMEN

El diseño aerodinámico de una aeronave depende de muchos parámetros geométricos y de los requerimientos de misión. El proceso tradicional de diseño consiste en un proceso iterativo, principalmente de la geometría alar, para luego refinar el resto de parámetros hasta obtener un desempeño satisfactorio de la aeronave. Siempre es interés de los diseñadores simplificar este proceso para acelerar el diseño de las aeronaves y asegurar un desempeño óptimo que cumpla con los requerimientos de la misión.

Con base en el proceso de optimización por Algoritmos Genéticos se desarrolla un método que permite manipular de manera sistemática una serie de parámetros geométricos en la Aeronave cuyo impacto en el desempeño final de la misma es evaluado durante la optimización.

El código, tras recibir dos cromosomas dictados por el algoritmo genético que contienen todos los parámetros geométricos de la aeronave envía estos datos a “Tornado”, un programa que utiliza “Vortex Lattice Method” (VLM) para hacer un análisis aerodinámico del ala y nos provee de todos los coeficientes necesarios para predecir el desempeño de dicha geometría.

Una vez obtenidos todos los coeficientes del Ala se procede a dimensionar la geometría y posición del empenaje de cola por medio de un procedimiento matemático para el dimensionamiento y posicionamiento de los estabilizadores horizontales y verticales el cual fue desarrollado tras estudiar los procedimientos disponibles en las referencias consultadas, para luego calcular la distancia de despegue y finalmente el puntaje que obtendría la Aeronave entera en la competencia SAE Aerodesign Brasil 2014, siendo estos dos últimos los objetivos a ser optimizados por el código genético y finalmente evaluar si la aeronave cumple con las restricciones de la competencia hasta encontrar una geometría óptima que satisfaga los requerimientos de diseño.

Finalmente tras evaluar los resultados nos encontramos con datos que resultan en curiosas consideraciones que dan un claro indicio de la capacidad de optimización del código.

Palabras Claves: Aerodinámica, Optimización, Aerodesign,



IV CAIM 2014

Cuarto Congreso Argentino de Ingeniería Mecánica



UNIVERSIDAD NACIONAL DEL NORDESTE
FACULTAD DE INGENIERÍA
Resistencia Chaco - Rep. Argentina

FORO
DOCENTE
DEL ÁREA
MECÁNICA
DE LAS
INGENIERÍAS

FoDAMI

1. Introducción

SAE Aerodesign es una competencia de aeronaves radio controladas diseñadas y fabricadas por estudiantes de ingeniería. Dichas aeronaves deben levantar el máximo peso posible cumpliendo con restricciones geométricas y ser capaz de despegar sin exceder una distancia máxima [1]. Estas condiciones representan un reto para los diseñadores quienes deben asegurar que su diseño satisface y excede las características estructurales y aerodinámicas requeridas para obtener la máxima puntuación y ganar la competencia.

El diseño aerodinámico de una aeronave depende de muchos parámetros geométricos y de los requerimientos de misión [2]; el proceso tradicional de diseño consiste en un proceso de dimensionamiento de la geometría alar para luego refinar e ir mejorando la aeronave basado en su desempeño el cual debe ser modelado de la forma más fiel posible, típicamente dichos análisis son realizados utilizando teorías simplificadas del problema aerodinámico de la superficie alar, pero están limitadas a ciertas condiciones donde la teoría es válida; el "Vortex Lattice Method" o VLM es capaz de predecir el desempeño de un ala sin importar su forma geométrica y toma en cuenta los fenómenos tridimensionales del problema, a pesar de su complejidad, esto lo hace un método ideal para la evaluación de alas [3].

El Algoritmo Genético es un método de optimización el cual imita el proceso de evolución biológica [4], este nos permite definir dos cromosomas, uno portador de los parámetros geométricos del ala y otro con los parámetros para dimensionar los estabilizadores, estos se introducen en "Tornado", un programa que utiliza VLM para realizar el análisis aerodinámico de cada cromosoma y proveer los coeficientes necesarios para luego determinar la distancia de despegue y la puntuación que dicha geometría obtendrá en la competencia SAE Aerodesign, y con esto asegurar el buen desempeño de la aeronave, aumentando las posibilidades de ganar.

1. Metodología de Código

El proceso de optimización está basado en Algoritmo Genético Multiobjetivo, El proceso se inicia generando una población de aeronaves denominadas "individuos", el rendimiento de cada uno de estos individuos es evaluado y tras generar una cantidad definida de individuos se concluye una "generación", los individuos con el mejor desempeño en esta generación son separados del resto y pasan a ser denominados "padres", los genes de estos padres pasan a ser mezclados basándose en las reglas evolutivas, dando origen a una nueva generación de individuos que han heredado las características favorables de la generación anterior por lo que los individuos de esta nueva generación tendrán mejor carga genética [4], el individuo con mayor rendimiento en la generación anterior es marcado como "elite" y sobrevive a la siguiente generación hasta ser superado por otro individuo, el proceso es repetido hasta que la diferencia



entre los mejores individuos deja de ser significativa, momento en el cual se escoge al individuo o familia de individuos con mayor desempeño entre todas las generaciones, en la Figura 1 se observa la apariencia de las aeronaves mientras son optimizadas.

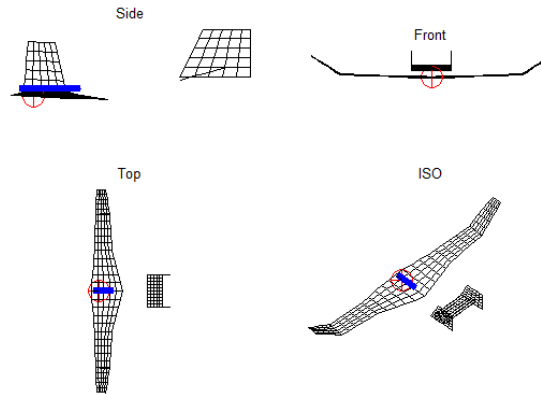


Figura 1: Vistas de la Aeronave en Proceso de Optimización.

2.1 Cromosoma del ala

El Cromosoma principal del ala (w) contiene 17 genes, los cuales definen la geometría de las secciones del ala, estos son limitados por un rango de máximos y mínimos que permiten generar cromosomas variados pero sin extenderse mucho más allá de los valores fronteras, la no delimitación resulta en un tiempo de optimización mucho más elevado o incluso generar errores; a continuación se muestra el cromosoma del ala, los subíndices denotan a cuál de las tres secciones de semi-envergadura pertenecen, 0 refiriéndose a la raíz del ala, 1 a la sección mas interna y 3 a la mas externa a lo largo de la envergadura.

$$w = [C_0 \lambda_1 \lambda_2 \lambda_3 b_1 b_2 b_3 \Lambda_1 \Lambda_2 \Lambda_3 \Gamma_1 \Gamma_2 \Gamma_3 \varepsilon_1 \varepsilon_2 \varepsilon_3 \gamma_0] \quad (1)$$

Dónde:

C_0 : Cuerda Raíz de Ala

λ : Estrechamiento de la sección

b : Semi-envergadura de la sección.

Λ : Angulo de Flecha de la sección

Γ : Angulo Diedro de la sección

ε : Torsión Geométrica de la sección

γ_0 : Angulo de incidencia del ala

2.2 Cromosoma de Estabilizador

El segundo cromosoma es el de Estabilizadores (E), este contiene parámetros requeridos para generar un estabilizador que cumpla los requisitos de estabilidad al tiempo que mantiene una geometría mínima, su estructura es la siguiente:



$$E = [PN \ l \ h]$$

Donde:

PN : Punto Natural

l : Brazo

h : Altura

En la Figura 2 se muestran las características asociadas con los genes de la aeronave en ambos cromosomas

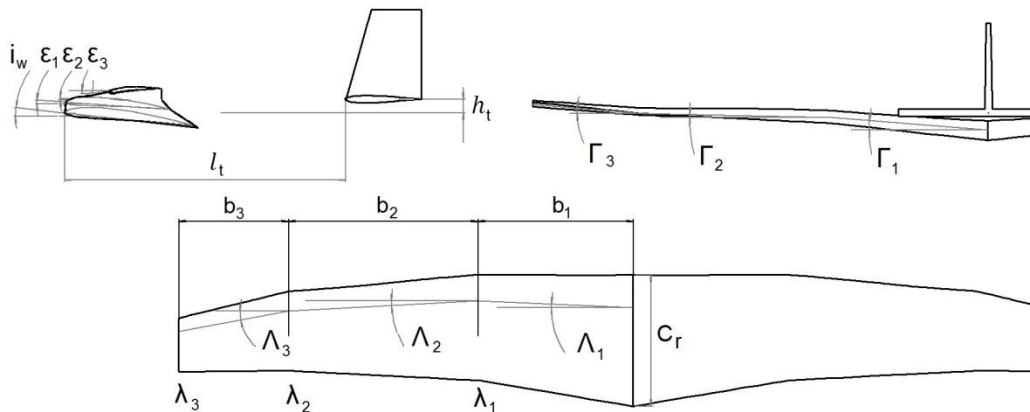


Figura 2: Genes de la Aeronave, ambos cromosomas mostrados.

2.3 Proceso de Creación

Inicialmente se define el ala en base a la geometría del Cromosoma inicial, la cual a su vez es dictada por el algoritmo genético, a esta ala se le asocian las coordenadas de los perfiles aerodinámicos seleccionados a cada sección, luego se procede a realizar un análisis de sus características aerodinámicas por medio de VLM con el fin de obtener los coeficientes necesarios para la siguiente fase del diseño; el dimensionamiento de los estabilizadores, para esto se requieren las derivadas de estabilidad del ala las cuales son obtenidas del análisis de post procesamiento de Tornado, también se requiere posicionar el centro de gravedad (CG) de la aeronave, para lo cual se utiliza una posición basada en el porcentaje de la Cuerda Media Aerodinámica (MAC – Mean Aerodynamic Chord) , Por defecto, se ubica al 23% de la MAC para evitar problemas de estabilidad longitudinal negativa [2] [5].

Con estos datos se procede al dimensionamiento de los estabilizadores por medio de una subrutina de optimización desarrollada por los autores que emplea los datos recogidos en los pasos anteriores y el cromosoma de estabilidad, comenzando por el estabilizador Horizontal; el cromosoma de estabilidad dicta una posición longitudinal y vertical donde generar un estabilizador, para este punto se estima la eficiencia del estabilizador mediante las siguientes relaciones según la referencia [2]:



IV CAIM 2014

Cuarto Congreso Argentino de Ingeniería Mecánica



UNIVERSIDAD NACIONAL DEL NORDESTE
FACULTAD DE INGENIERÍA
Resistencia Chaco - Rep. Argentina

FORO
DOCENTE
DEL AREA
MECANICA
DE LAS
INGENIERIAS

FoDAMI

$$\beta = \tan^{-1} \frac{ah}{lh} \quad (1)$$

- Angulo entre la Línea de Cuerda del ala y el Centro Aerodinámico (AC) del estabilizador con respecto al AC del ala

$$\varepsilon = \frac{1.62 CL_w}{\pi AR} \quad (2)$$

- Angulo de la estela del ala (Downwash)

$$gh = \beta - \varepsilon \quad (3)$$

- Angulo de Elevación del Elevador desde el plano del Downwash

$$xh = \frac{lh - \tan(\alpha_w)ah}{\sin(\alpha_w) \tan(\alpha_w) + \cos(\alpha_w)} \quad (4)$$

- Distancia del AC del estabilizador al borde de fuga del ala

$$z_w = 0.68 C \sqrt{CD_{0w} * \left(\frac{xh}{c} + 0.15\right)} \quad (5)$$

$$zh = xh \tan(gh + \varepsilon - \alpha_w) \quad (6)$$

- Posición Relativa del estabilizador con respecto al AC del ala

$$\eta = 1 - \frac{\cos\left(\frac{\pi zh}{2 z_w}\right)^2 * 2.42 * \sqrt{CD_{0w}}}{\frac{xh}{c} + 0.3} \quad (7)$$

- Estimación de la razón de presiones dinámicas del estabilizador y el ala (eficiencia del estabilizador)

Los resultados de las ecuaciones (1-6) nos permiten estimar la relación de presiones dinámicas en la ecuación (7) sin necesidad de un estudio intensivo. Seguidamente pasamos a obtener el coeficiente de volumen requerido:

$$V_H = - \frac{CM_{0t}}{\eta CL_{\alpha t} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right)} \quad (8)$$

Con esto la superficie requerida:

$$S_t = \frac{V_H S_W M A C_w}{l_H} \quad (9)$$

Y finalmente la configuración de envergadura (10), cuerda (11) e incidencia (12) requeridas

$$b_H = \sqrt{S_H AR_H} \quad (10)$$

$$Cr_H = \frac{S_H}{b_H} \quad (11)$$

$$i_H = - \left(\frac{CM_{0t}}{V_H \eta CL_{\alpha H}} - (i_w - \varepsilon_0) + \frac{CL_{0H}}{CL_{\alpha H}} \right) \quad (12)$$



IV CAIM 2014

Cuarto Congreso Argentino de Ingeniería Mecánica



UNIVERSIDAD NACIONAL DEL NORDESTE
FACULTAD DE INGENIERÍA
Resistencia Chaco - Rep. Argentina

FORO
DOCENTE
DEL ÁREA
MECÁNICA
DE LAS
INGENIERÍAS

FoDAMI

Este procedimiento se repite en la subrutina hasta encontrar un estabilizador horizontal que requiera la menor geometría posible, para esto tomamos en cuenta brazo, cuerda y envergadura del mismo como se muestra en la ecuación (13)

$$Geom_{Tail} = l_H + b_H + Cr_H \quad (13)$$

Esto buscando minimizar dicha relación para evitar un estabilizador muy ineficiente al estar muy cercano al Ala o un brazo muy grande que lleve a problemas de eficiencia estructural [2].

Luego se procede a dimensionar el estabilizador Vertical, para el cual se utiliza el mismo brazo y posición vertical que el estabilizador horizontal y se halla la geometría requerida para el mismo en base a un coeficiente de volumen definido.

Con la geometría de los planos aerodinámicos definida se procede a evaluar el conjunto entero por VLM, los resultados de este análisis aerodinámico final serán enviados a la función objetivo con el fin de determinar el rendimiento máximo de la aeronave en una batería de competencia del SAE Aerodesign.

2.4 Función Objetivo

La función objetivo se basa en el reglamento del SAE Aerodesign Brasil 2014 y los factores que afectan el rendimiento de una Aeronave radio controlada de carga para dicha competencia, por lo que la función contiene las ecuaciones, restricciones y criterios de puntuación establecidos en el reglamento de la misma además de un análisis de performance general. Iniciamos estimando el peso en vacío en función a las dimensiones por medio de un estudio estadístico de aeronaves similares, luego se asigna una carga paga inicial de 5 veces el peso vacío, a continuación se determina el Peso Máximo de Despegue (MTOW por sus siglas en ingles) por medio de un análisis de carrera de despegue por integración numérica, según:

$$\sum_{i=1}^{\infty} u_i = U_i + \left(\frac{g}{w} * (T_i \cos i_E) - \frac{1}{2} \rho S_W C D_t u_i^2 - \mu \left(w - \frac{1}{2} \rho S_W C L_t u_i^2 - T_i \sin i_E \right) \right) \Delta t \quad (14)$$

Velocidad de despegue

$$\sum_{i=1}^{\infty} X_i = X_i + U_i \Delta t \quad (15)$$

Carrera de Despegue

$$\sum_{i=1}^{\infty} t_i = t_i + \Delta t \quad (16)$$

Tiempo de intervalo

Se repiten los intervalos de evaluación en estas hasta que la aeronave alcanza una velocidad de despegue (ecuación 17) que, con un CL apropiado a un Angulo de ataque no crítico



IV CAIM 2014

Cuarto Congreso Argentino de Ingeniería Mecánica



UNIVERSIDAD NACIONAL DEL NORDESTE
FACULTAD DE INGENIERÍA
Resistencia Chaco - Rep. Argentina

FORO
DOCENTE
DEL ÁREA
MECÁNICA
DE LAS
INGENIERÍAS

FoDAMI

(ecuación 18), permite que la aeronave alcance vuelo en la distancia establecida y sin riesgo de entrar en pérdida por un ángulo de ataque excesivo [5].

$$V_r = \sqrt{\frac{2w}{\rho S W C L_r}} \quad (17)$$

$$C L_r = C L_0 + C L_{\alpha W} \alpha_r \quad (18)$$

Al alcanzar esta condición, se determina si al individuo le sobra pista para el despegue, si no supera los 61 metros reglamentarios, el peso de carga paga es aumentado hasta que la aeronave despegue entre 60 y 61 metros, en caso de exceder esta distancia, se reduce la carga paga hasta alcanzar la misma condición. Con esto obtenemos el peso máximo levantado, parámetro central en las ecuaciones puntuación.

Luego se determina si la aeronave cumple con los criterios de aceptación tales como no superar la geometría máxima ni el límite de masa reglamentario [1], el código de optimización repetirá el proceso para todos los individuos y seleccionará aquel que obtenga la mayor puntuación en una batería de vuelo de la competencia y cumpla con los criterios de aceptación de la misma.

2.5 Funciones del Código

A continuación una descripción de las funciones de Matlab que componen el código, en total suman 1293 líneas de código, la mayoría de estas funciones fueron desarrolladas por los autores mientras que otras son funciones modificadas de TORNADO para permitir el enlace al código y el control del algoritmo genético.

- PlaneOptimization: establece límites, parámetros y llama al algoritmo genético a optimizar a la función PlaneOpt.
- PlaneOpt: controla el flujo de datos entre las funciones de análisis, es la primera en recibir los cromosomas del algoritmo genético.
- Fitness: realiza estudios preliminares al Ala, se encarga de llamar a la función studentbatch.
- Stabdimh: dimensiona el estabilizador horizontal de acuerdo a los cromosomas y parámetros de diseño.
- Stabdimv: dimensiona el estabilizador vertical.
- Studentbatch: función de enlace con TORNADO, realiza el estudio VLM al Ala, Estabilizadores o Aeronave entera según sea necesario
- TOdist: determina la distancia de despegue de la aeronave entera
- AeroDesign_SCORES: obtiene las puntuaciones de la aeronave según sus características y la somete a los criterios de aceptación de la competencia.



IV CAIM 2014

Cuarto Congreso Argentino de Ingeniería Mecánica



UNIVERSIDAD NACIONAL DEL NORDESTE
FACULTAD DE INGENIERÍA
Resistencia Chaco - Rep. Argentina

FORO
DOCENTE
DEL AREA
MECANICA
DE LAS
INGENIERIAS

FoDAMI

2. Resultados

Tras una serie de 10 corridas completas al código con una población por generación de 255 Aeronaves (15 veces la cantidad de variables del cromosoma principal, con la población inicial siendo aleatoria) y los parámetros de cruce por defecto de Matlab (2 individuos elite por generación, 80% de nuevos individuos por cruce de padres y el resto de la población necesaria surgiendo como mutación de individuos de la generación anterior) se obtienen resultados similares en cada corrida con variaciones de entre 0.5 y 1% en las características geométricas de estos resultados con lo que se observa una clara convergencia hacia un solo individuo óptimo. La cantidad de generaciones evaluadas oscilo entre 51 y 65 generaciones por cada corrida, por lo tanto se evaluaron entre 13.005 y 16.575 configuraciones en cada corrida, con una duración promedio de 9 horas cada una en un equipo de escritorio convencional.

En primera instancia se observa una aeronave con ala trapezoidal y estabilizadores en posición elevada con respecto a las alas, al estudiar el cromosoma del individuo óptimo observamos que la geometría de las tres secciones de las semialas son levemente diferentes, en la figura 3 podemos visualizar sus características.

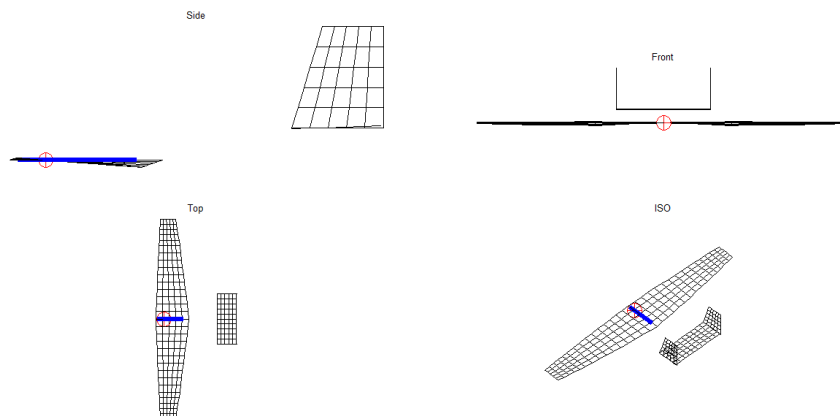


Figura 3: Individuo Óptimo Final.

La Semienvergadura de las primeras dos secciones resultan un poco más altas que la de la tercera sección, el estrechamiento de cada sección es distinto, teniendo un afilamiento menor en la primera sección y aumentando levemente en la segunda y tercera sección, la torsión parte de un muy leve Angulo de incidencia en la raíz, aumentado a 4.5° al final de la primera sección y luego reduciéndose rápidamente hasta el tip del ala, esto conlleva a un aumento considerable en la sustentación sin aumentar demasiado el arrastre inducido.

Tras estudiar la distribución de sustentación a lo largo de la envergadura observamos una distribución casi elíptica (Figura 4), cercana a la distribución elíptica ideal propuesta por prandtl



en la teoría de línea sustentadora, esto indica que la geometría está generando casi el máximo de relación sustentación-arrastre posible [6] [2].

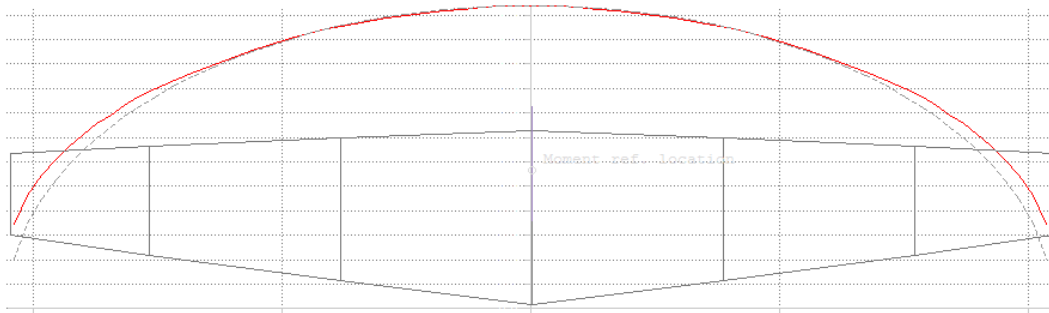


Figura 4: Distribución de sustentación (Eje Vertical, Coeficiente de Sustentación Local) a lo largo de la envergadura (Eje Horizontal) del individuo óptimo. La línea roja representa la distribución de sustentación del ala y la línea segmentada representa la distribución elíptica ideal.

La torsión geométrica relativamente alta de 4.5° si bien disminuye el Angulo de entrada en perdida del ala, solo se encuentra en una sección cercana a la raíz de la misma, característica generalmente considerada como deseable puesto que el ala entra en perdida por su raíz mientras que los tips, donde se encuentran las superficies de control, permanecen aun con flujo adherido con lo que se mantiene la efectividad del control lateral aun durante la entrada en perdida [5] [2], además de reducir la posibilidad de un banqueo inducido por una entrada en perdida por los tips del ala [6].

Los estabilizadores ubicados por encima de las alas permiten que mantengan una alta eficiencia al no ser afectados por la estela de la misma, reduciendo la superficie requerida por los mismos para ejercer autoridad sobre la aeronave [5] y por lo tanto, disminuyendo el arrastre.

El resultado no se acerco a los limites superior ni inferior de los parámetros establecidos, esto es un indicio de que el individuo se encuentra en el centro de convergencia de valores para puntuación máxima y que no hay posibles soluciones optimas fuera del rango establecido, en todo caso dichos limites pueden ser eliminados con la consecuencia de incrementar el tiempo de computo requerido para llegar a la solución.

3.1 Comparación con resultados comunes

En comparación con diseños realizados con métodos convencionales, nos encontramos con un ala de alta eficiencia aerodinámica y relativa sencillez estructural, esto pues no requerimos de una forma en planta elíptica para lograr la distribución de sustentación apropiada, con la posible desventaja encontrada en un Angulo de entrada en perdida más bajo debido a la



torsión geométrica, aun con esto el Coeficiente de Sustentación Máximo supera al de un ala trapezoidal sin torsión geométrica diseñada con métodos clásicos donde el factor de eficiencia de envergadura se encuentra típicamente entre 80% y 90% [7], en la Figura 6 observamos distribuciones de sustentación comunes.

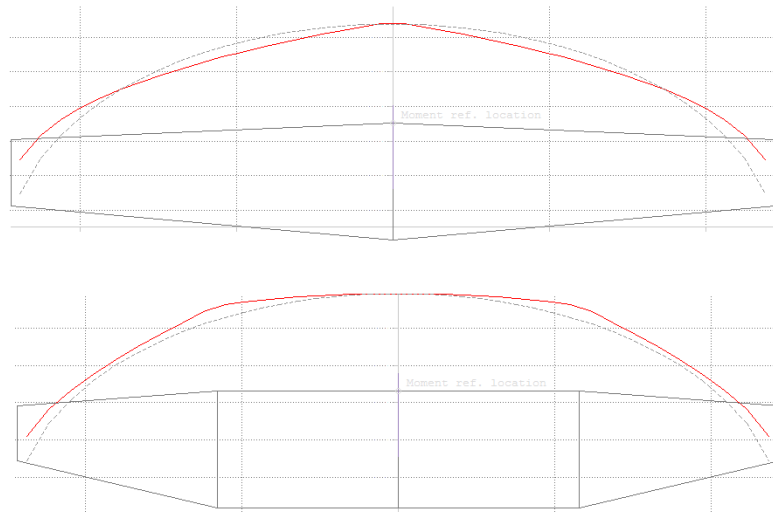


Figura 5: Distribución de sustentación de alas diseñadas de manera convencional.

3.2 Particularidad de puntuación

Inicialmente, el código arrojaba como individuo optimo una aeronave de configuración similar que excedía la geometría máxima de la competencia de 0.775 m^2 de superficie proyectada total, el reglamento especifica este como el límite máximo sin penalidad que puede alcanzar una aeronave, siendo penalizadas aquellas que lo sobrepasen con una penalidad proporcional al exceso dimensional con un máximo de 30 puntos, al alcanzar la penalidad de 30 puntos la aeronave es descalificada [1]. Colocando estas reglas tal como son ejercidas, el individuo optimo se trata de una aeronave que está en el límite dimensional absoluto recibiendo los 30 puntos de penalidad, el análisis del código determino que la superficie alar extra conseguida al pasar el margen de 0.775 m^2 permitida levantar una carga paga que otorgaba una puntuación proporcionalmente mayor a la penalidad, con lo que aun sufriendo 30 puntos de penalización, la aeronave más grande recibiría una puntuación final muy superior a la de cualquier aeronave dentro del margen de 0.775 m^2 .

Este análisis resulta correcto, sin embargo esto solo traería beneficios cuando la aeronave realice un vuelo con carga máxima, cualquier configuración de carga menor a su límite de capacidad llevaría a una puntuación más baja que el resto de las aeronaves al llevar la misma masa pero la penalidad inherente a su geometría, esto podría resultar en una descalificación en

las baterías de vuelo tempranas si no se logra alcanzar la puntuación requerida para clasificar a las siguientes baterías de vuelo. El hecho de tratarse de una aeronave con desempeño crítico lleva a que un vuelo con carga máxima tenga un riesgo asociado muy alto, por lo que el beneficio final resulta solo condicional, pero claramente real. El hecho de que el código encuentre esta peculiaridad en las puntuaciones da un indicio de sus capacidades de análisis, donde cada posible configuración es estudiada de manera sistemática con lo que se puede tener la certeza de que el resultado final obtenido se trata de la configuración con máximo rendimiento posible.

3. Conclusión

El método desarrollado posee una capacidad de análisis profunda al realizar pocas asunciones, esto permite evaluar el desempeño real de cada configuración y descartarlas de manera sistemática. Los individuos óptimos en cada corrida presentaron características muy cercanas entre sí, con lo que es evidente una convergencia de resultados, un análisis intensivo al individuo óptimo demuestra características favorables y completamente factibles para una aeronave no tripulada con misión de carga que corresponden al rendimiento estimado por el código, con lo que los resultados pueden ser considerados plenamente confiables.

La flexibilidad de Matlab y la gran variedad de parámetros que se pueden obtener desde Tornado dan al código un muy amplio campo de aplicaciones que pueden ser establecidas con solo modificar una sección del código, sea para realizar ajustes en los criterios de selección o introducir objetivos completamente distintos a los de la competencia.

Referencias

- [1] SAE BRASIL, «REGLAMENTO TECNICO SAE AERODESIGN BRASIL 2014,» Sao Jose dos Campos, 2014.
- [2] J. Roskam, Airplane Design, Roskam Aviation, 1985.
- [3] T. Melin, «A Vortex Lattice MATLAB Implementation for Linear Aerodynamic Wing applications,» Royal Institute of Technology, Suiza, 2000.
- [4] D. Quagliarella, «Genetic Algorithms and Evolution Strategy in Engineering and Computer Science: Recent Advances and Industrial Applications,» 1998.
- [5] C. Perkins, Aircraft Performance, Stability and Control.
- [6] M. Sadraey, Aircraft Design: A Systems Engineerign Approach, Wiley Publications, 2012.
- [7] D. P. Raymer, Aircraft Design: A conceptual Approach, AIAA, 2006.