



UNIVERSIDAD DE CONCEPCIÓN
FACULTAD DE INGENIERÍA
DEPARTAMENTO INGENIERÍA MECÁNICA



Diseño de ala con capacidad de cambio de forma mediante impresión 3D.

POR

Nicolás Alfonso Bravo Luarte

Memoria de Título presentada a la Facultad de Ingeniería de la Universidad de Concepción para optar al título profesional de Ingeniero Civil Aeroespacial

Profesor Guía:
Doctor Carlos Andrés Medina Muñoz

Enero 2025
Concepción (Chile)

© 2025 Nicolás Alfonso Bravo Luarte

© 2025 Nicolás Alfonso Bravo Luarte

Se autoriza la reproducción total o parcial, con fines académicos, por cualquier medio o procedimiento, incluyendo la cita bibliográfica del documento

Agradecimientos

En esta memoria quiero agradecer principalmente a mi familia, mi madre y mi hermana que me acompañaron a lo largo de este proceso, que supieron apoyarme y darme las facilidades para poder terminarla, me entendieron. También quiero agradecer en gran parte a mi profesor guía Carlos Medina por su comprensión, su ayuda y su forma de resolver los problemas que fueron surgiendo a lo largo de este trabajo.

Quiero agradecer además a los amigos que hice a lo largo de la carrera, a Benjamín García, Haidar Gutiérrez, Juan Pablo Hernández, Valentina Gutiérrez y Agustín Cabezón, las personas que me ayudaron a cursar los distintos cursos de la carrera, que sin nuestras juntas de estudio hubiese sido mucho más difícil.

Resumen

Este estudio presenta el diseño y análisis de un ala flexible con capacidad de cambiar su geometría, pensada para ser impresa en 3D. El proyecto, basado en un perfil NACA 2412 y un mecanismo tipo fishBAC inspirado en las espinas de peces, busca reemplazar flaps tradicionales con una superficie más prolija, reduciendo el arrastre y mejorando la eficiencia aerodinámica. Las simulaciones CFD y de movimiento muestran su viabilidad técnica para aplicaciones en aeronaves pequeñas y su potencial para optimizar peso, complejidad mecánica y consumo energético.

Palabras clave: ala flexible, impresión 3D, eficiencia aerodinámica, morphing wing, fishBAC.

Abstract

This study presents the design and analysis of a flexible wing with the ability to change its geometry, designed to be 3D printed. The project, based on a NACA 2412 profile and a fishBAC-type mechanism inspired by fish bones, seeks to replace traditional flaps with a cleaner surface, reducing drag and improving aerodynamic efficiency. The CFD and motion simulations show the technical feasibility for applications in small aircraft and its potential to optimize weight, mechanical complexity and energy consumption.

Keywords: flexible wing, 3D printing, aerodynamic efficiency, morphing wing, fishBAC.

Tabla de Contenidos

Tabla de Contenidos.....	vi
Lista de Figuras	viii
1 CAPÍTULO 1: Acercamiento a las alas con cambio de forma	1
1.1 Contexto.....	1
1.2 Objetivos.....	2
1.2.1 Objetivo general.....	2
1.2.2 Objetivos específicos	2
1.3 Consideraciones de diseño.....	2
1.4 Metodología.....	3
2 CAPÍTULO 2: Marco Teórico	4
2.1 Funcionamiento de un ala.....	4
2.2 Elementos de hiper sustentación.....	5
3 CAPÍTULO 3: Estado del Arte	7
3.1 Tipos de alas deformables	7
3.2 Tipos de cambio de curvatura.....	7
3.3 Materiales utilizados en alas deformables.....	10
4 CAPÍTULO 4: Diseño y configuración simulación.....	13
4.1 Selección de perfil	13
4.2 Selección mecanismo	14
4.3 Diseño computacional	14
4.3.1 Diseño mecanismo	15
4.4 Simulación Movimiento	18
4.4.1 Simulación	20
4.5 Simulación CFD	25
4.5.1 Mallado	27
4.5.2 Simulación	29
Capítulo 5: Análisis de resultados.....	35
4.6 FEM.....	35
4.7 CFD	35
Capítulo 6: Conclusiones	36
5 Referencias	37

Lista de Figuras

Figura 1. Partes de un perfil alar.	4
Figura 2. Distribución de presión en un NACA 2412 con un ángulo de ataque de 8°.[3].....	5
Figura 3. Ejemplos de Flaps[5]	6
Figura 4. Ala flexible de elastómero dieléctrico.	8
Figura 5. Mecanismo ala.	8
Figura 6. Funcionamiento ala adaptativa.	9
Figura 7. Mecanismo ala A320.	9
Figura 8. Estructura y funcionamiento fishBAC.....	10
Figura 9. Estructura interna ala de Heeb.	10
Figura 10. Actuador TPU.	11
Figura 11. Funcionamiento y voltaje pinzas.	11
Figura 12. NACA 2412 de Airfoiltools.....	14
Figura 13. Configuración Airfoiltools.....	15
Figura 14. Archivo Excel para importar los puntos a Inventor.	15
Figura 15. Ala fishBAC	16
Figura 16. Piel superior NACA 2412.....	16
Figura 17. Piel inferior NACA 2412.....	17
Figura 18. NACA 2412 con costilla tipo fishBAC.	17
Figura 19. Ubicación de la carga.....	19
Figura 20. Zonas bloqueadas.....	20
Figura 21. Deformación 20°.....	20
Figura 22. Esfuerzo Equivalente Von Misses.	20
Figura 23. Esfuerzo Cortante	21
Figura 24. Esfuerzo Equivalente Von Misses.	21
Figura 25. Esfuerzo Cortante.	21
Figura 26. Esfuerzo Equivalente Von Misses.	22
Figura 27. Esfuerzo Cortante.	22
Figura 28. Deformación 30 grados.....	22
Figura 29. Esfuerzo Equivalente.	23
Figura 30. Esfuerzo Cortante.	23
Figura 31. Esfuerzo Equivalente Von Misses.	23
Figura 32. Esfuerzo Cortante.	24
Figura 33. Esfuerzo Equivalente Von Misses.	24
Figura 34. Esfuerzo Cortante.	24
Figura 35. Proyecto en Ansys.	26
Figura 36. Volumen de control vista lateral.....	26
Figura 37. Volumen de control vista isométrica	27
Figura 38. Configuración mallado superficial.....	27
Figura 39. Configuración capas límite	28

Figura 40. Configuración mallado volumétrico	28
Figura 41. Calculo grosor capa límite.	28
Figura 42. Vista lateral mallado	29
Figura 43. Zoom mallado	29
Figura 44. Configuración modelo de viscosidad.....	30
Figura 45. Configuración método	30
Figura 46.CI NACA 2412.	31
Figura 47.CD NACA 2412.....	31
Figura 48.Capa límite 2412.....	31
Figura 49.CI plain flap.	32
Figura 50. Cd plain flap.....	32
Figura 51. Capa límite plain flap.....	33
Figura 52. CI fishBAC.	33
Figura 53.Cd fishBAC.....	33
Figura 54.Capa límite fishBAC.....	34
Figura 55.Capa límite plain flap.....	34
Figura 56.Capa límite fishBAC.....	34

CAPÍTULO 1: Acercamiento a las alas con cambio de forma

1.1 Contexto

Dentro de las aeronaves, una de las partes esenciales para su poder volar corresponden a las alas, componentes con un diseño capaz de distribuir el flujo de aire de manera distinta para así lograr la fuerza necesaria para el vuelo de la aeronave, siendo esta su principal característica, también se tiene su resistencia y flexibilidad las cuales resultan relevantes frente a las distintas fuerzas aerodinámicas presentes durante el trayecto a realizar.

El primer avión desarrollado por los hermanos Wright, constaba con alas hechas de tela y madera, que mediante cables podrían torcerse de distintas maneras para dar control y una mayor sustentación a el avión, este sistema se conoce como “*wing warping*”, sin embargo, con el pasar de los años Gleen Curtis, un ingeniero estadounidense fabricó alas con partes móviles en sus bordes para generar mayor sustentación y control, dando paso a los flaps[1].

En la actualidad, todos los aviones cuentan con un sistema de control de vuelo y componentes de hipersustentación móviles, tales como los “*spoilers*”, elementos situados en al borde de fuga del aeronave, responsables del control de la dirección del avión, por otro lado se tienen los “*slats*”, elementos presentes en el borde de ataque los cuales cambian momentáneamente la geometría del ala para dar mayor sustentación de manera momentánea, otro componente con este propósito corresponde a los “*flaps*” que fueron mencionados en el párrafo anterior, éstas piezas corresponden a una extensión del ala en su borde de fuga, además cuentan con la capacidad de cambiar la inclinación, cambiando además de la longitud de la cuerda del ala, la geometría del perfil, dando mayor sustentación para los momentos críticos.

Como se describió en el párrafo anterior, las alas cuentan con partes móviles las cuales ayudan a lograr el vuelo de manera satisfactoria, sin embargo, desde hace algunos años se ha vuelto a la idea de original de los hermanos Wright, utilizar alas las cuales en sí mismas sean flexibles, capaces de deformarse respecto a su forma original en momentos específicos, para prescindir de los elementos móviles descritos anteriormente. Esto, sumado a las nuevas tecnologías en materiales, tales como materiales compuestos, el mejor aprovechamiento de los polímeros, la impresión 3D, abren paso a la capacidad de formar alas flexibles y resistentes de manera más automatizada.

1.2 Objetivos

1.2.1 Objetivo general

- Diseñar un prototipo de ala flexible que sea capaz de cambiar su geometría.

1.2.2 Objetivos específicos

- Diseñar ala con capacidad de cambio de forma que sea capaz de fabricarse mediante impresión 3D.
- Simular la flexión del ala con elementos finitos.
- Caracterizar aerodinámicamente el ala diseñada mediante el uso de softwares con análisis CFD.

1.3 Consideraciones de diseño

Respecto a las restricciones de diseño, se tiene que el ala sea capaz de imprimirse en 3D mediante el proceso FDM, para esto se tienen materiales tales como nylon, PLA, TPU, entre otros, siendo estos últimos 2 los más fáciles de trabajar para estos casos.

El ala está pensada para el túnel de viento del laboratorio de termofluidos de la Universidad de Concepción, teniendo como envergadura máxima 150mm y 200mm de cuerda, estos valores pueden variar a lo largo del trabajo ya que se realizará todo de manera computacional.

1.4 Metodología

Se realizó una revisión bibliográfica profunda de la literatura actual sobre las alas con capacidad de cambio de forma, considerando sus materiales y mecanismos de funcionamiento, además de los perfiles a utilizar, de tal forma de generar una base de datos para desarrollar el problema, respecto a los perfiles se optó por el perfil NACA 2412 debido a su versatilidad y amplio uso en el ámbito aeronáutico, también se tuvieron como opciones perfiles como el NACA 23012 y el 0015, mientras que para los materiales se tomó la opción de TPU para las zonas flexibles y PLA para las piezas rígidas.

Con la base de datos ya desarrollada se procede a la se procede con la simulación de elementos finitos (FEM), donde se evalúan los esfuerzos tanto de la estructura interna como de las pieles en el ala para sus distintos grados de flexión, mostrando el comportamiento del ala durante su funcionamiento, luego se procede con la simulación CFD, donde se analiza aerodinámicamente el ala mostrando una mejoría respecto a las alas convencionales.

CAPÍTULO 2: Marco Teórico

2.1 Funcionamiento de un ala.

Dentro de los componentes más importantes de una aeronave, corresponde a las alas, éstas son las encargadas de generar la sustentación, fuerza vertical que produce el vuelo. Estas estructuras tienen geometrías predefinidas para poder lograr su cometido, donde juega su rol la envergadura alar (distancia entre una punta del ala y la otra), el ángulo de ataque, y el perfil alar, siendo este último el más relevante debido a sus condiciones aerodinámicas [2], en la Figura 1 se muestran las medidas que definen la geometría del perfil.

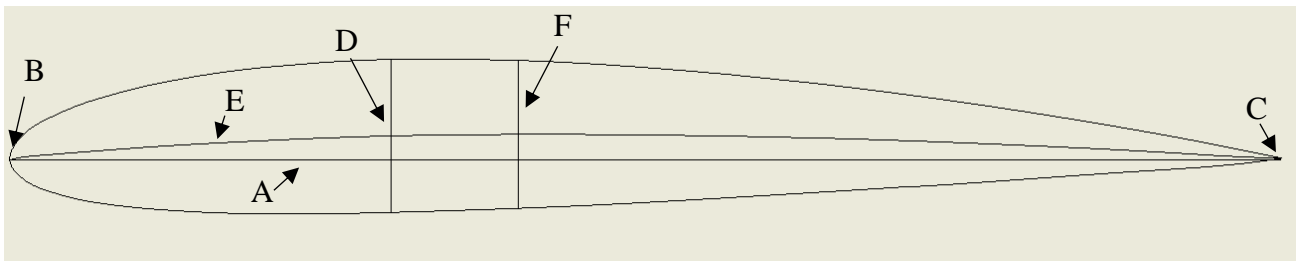


Figura 1. Partes de un perfil alar.

En la imagen se puede ver la cuerda (A), que corresponde a la distancia en el eje horizontal entre el borde de ataque (B) y el borde de fuga (C), el espesor máximo (D) correspondiente a la distancia máxima entre la superficie superior y la inferior, y la curvatura media (E), y el lugar de curvatura máxima (F) todos estos elementos dan nombre al ala en la nomenclatura NACA la cual se divide en 4, 5 y 6 dígitos, siendo la primera la más utilizada, tomemos por ejemplo el perfil NACA 2415, su primer dígito indica que tiene una curvatura del 2%, el número 4 hace referencia al porcentaje de cuerda en donde se encuentra dicha curvatura, en este caso al 40%, mientras el número 15 del final define el espesor máximo, en este caso 15% de la cuerda[2].

Con los componentes que describen la geometría del perfil ya definidos, se debe explicar el funcionamiento del perfil para generar la sustentación, el aire al chocar con el perfil alar se produce un punto de remanso donde la presión es máxima, desde este punto el flujo se divide en 2 para pasar sobre y debajo del perfil, la geometría descrita por el perfil, produce una aceleración del flujo en la parte superior respecto a la inferior, que según la ecuación de continuidad genera una sub presión en la cara superior y una sobre presión en la inferior, logrando así una fuerza vertical llamada sustentación [2]. Adicionalmente hay otro factor que influye en la sustentación llamado ángulo de ataque, el cual corresponde a la inclinación de la dirección del viento respecto a la cuerda alar, lo cual tiene una gran influencia en la producción de dicha fuerza. En la Figura 2 se muestra la distribución de presión a través de un perfil NACA 2412 a un ángulo de ataque de 8° .

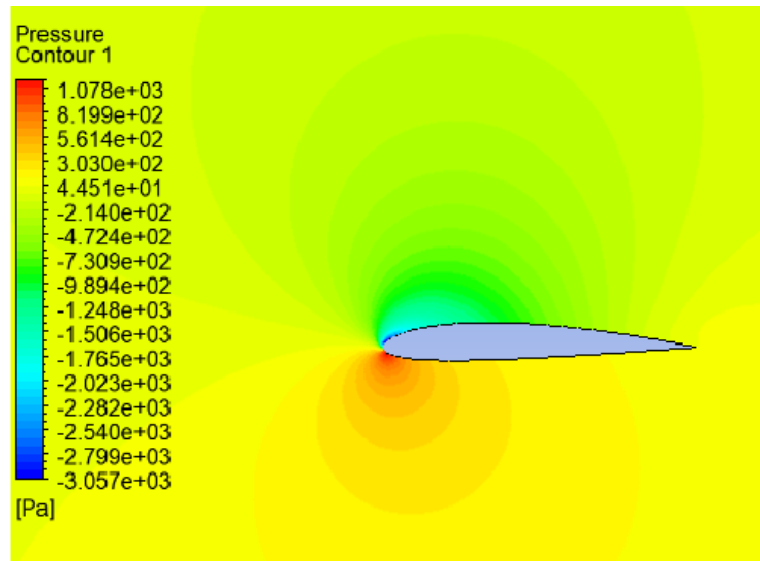


Figura 2. Distribución de presión en un NACA 2412 con un ángulo de ataque de 8° . [3]

Tanto el espesor como la curvatura son elementos cruciales al momento de generar la sustentación, variaciones de estos parámetros resultan en una mayor velocidad del flujo superior y un menor desprendimiento de la capa límite, sin embargo, incrementa también el arrastre, por lo tanto se debe intentar optimizar estos puntos para que el aeronave tenga un buen desempeño durante el vuelo en promedio, en particular en el crucero ya que es la fase de vuelo más extensa, sin embargo al optimizar esta parte, el perfil resulta menos eficiente para despegue y aterrizaje que son las fases críticas del vuelo.

2.2 Elementos de hiper sustentación.

Como se mencionó en el punto anterior, las alas se centran en el momento más extenso del vuelo, la fase de crucero, donde el vuelo es recto y nivelado, con velocidad constante, por lo tanto son alas que intentan disminuir el arrastre con una sustentación moderada, sin embargo el vuelo tiene 2 momentos críticos principales, el despegue y el aterrizaje, momentos donde se necesita una gran sustentación a una velocidad relativamente baja, aquí entran los componentes de hiper sustentación, elementos que cambian momentáneamente la geometría del ala para incrementar aún más el paso del aire sobre el ala, sacrificando un poco el arrastre producido por el aeronave.

Los elementos de hipersustentación son principalmente 2, los slats, ubicados en el borde de ataque cambian la forma en que el aire choca con el perfil en primera instancia, privilegiando el flujo sobre el ala, además de aumentar la superficie alar dependiendo del tipo de slat. Por otro lado, se tiene los flaps, elementos ubicados en la parte final del ala, capaces de deflectarse, aumentando la curvatura efectiva del ala, que termina en un menor desprendimiento de la capa límite [4]. Dentro de los flaps, se tienen distintos tipos, con algunas diferencias de rendimiento, en la Figura 3 se puede observar los distintos tipos de flaps.

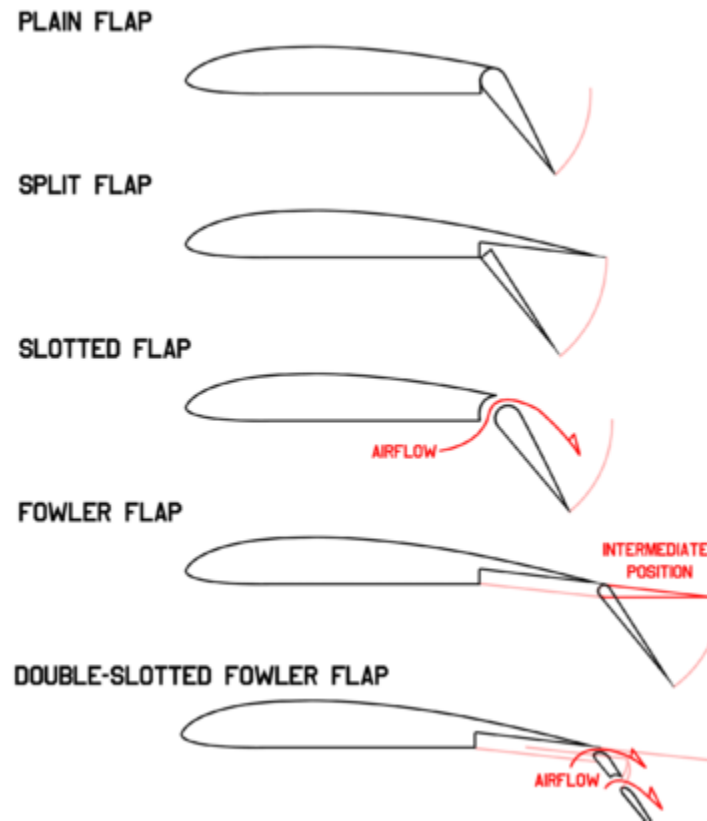


Figura 3. Ejemplos de Flaps[5]

Como se ve en la Figura 3, hay flaps que se encuentran totalmente junto al ala, como otros en los cuales el aire pasa desde la cara inferior hacia la superior del ala creando una nueva capa límite, por lo tanto, disminuyendo el arrastre [6]. Sin embargo, el funcionamiento de los flaps no es fácilmente aplicable desde un punto de vista mecánico, además de obtener una superficie no uniforme lo que facilita el desprendimiento de capa límite.

CAPÍTULO 3: Estado del Arte

A modo de respuesta de las limitaciones aerodinámicas de la superficie de los flaps, así como su adaptabilidad, nacen las alas con capacidad de cambio de forma o “*morphing wings*”, las cuales cambian su geometría por sí mismas, aumentando o disminuyendo el espesor del perfil, así como también flectando algunos de partes [7], lo que lograría prescindir del uso de flaps u otros elementos de hiper sustentación, haciendo más simple lograr estas características, en general el uso de alas deformables presenta mejoras en la eficiencia aerodinámica así como también en la reducción del peso del aeronave, lo que resulta en una disminución en la contaminación del aeronave.

La idea de alas con capacidad de cambio de forma, o a rangos más generales aeronaves (morphing aircraft) existe en la mente de los ingenieros desde hace ya unos años [8], teniendo distintos avances principalmente en el ámbito de los materiales, sobre todo en el área de los actuadores, en las publicaciones a continuación se muestran algunos trabajos realizados sobre estos tópicos.

3.1 Tipos de alas deformables

Dentro de las *morphing wings* existen distintos tipos, borde de ataque adaptativo, cambio de curvatura, cambio de envergadura alar, cambio de grosor entre otros, siendo el más común el correspondiente a la curvatura del borde de fuga, para así cambiar los tradicionales flaps. Majid et al. [7] hace una review sobre estos tipos de ala centrándose en los de cambio de curvatura y los mecanismos para lograr esto, tópico que se tratará también a lo largo de este documento.

3.2 Tipos de cambio de curvatura

Dentro de los cambios de curvatura se tienen distintos mecanismos para lograrlo, ya sea a través de actuadores, pieles flexibles, materiales inteligentes etc. Li et al [9], desarrolló un ala con una piel hecha con un elastómero dieléctrico en su piel, esta se estiraba al aplicarse voltaje como se puede ver en la Figura 4, esto sumado a una costilla hecha mediante distintas bisagras logra un ala flexible con cambios considerables en su curvatura, cabe mencionar además que el ala se encontraba impresa en 3D en su estructura, mientras que el elastómero dieléctrico era una mezcla entre un electrodo preparado (ELASTOSIL 3162/AB) y cinta 3M VHB 4905.

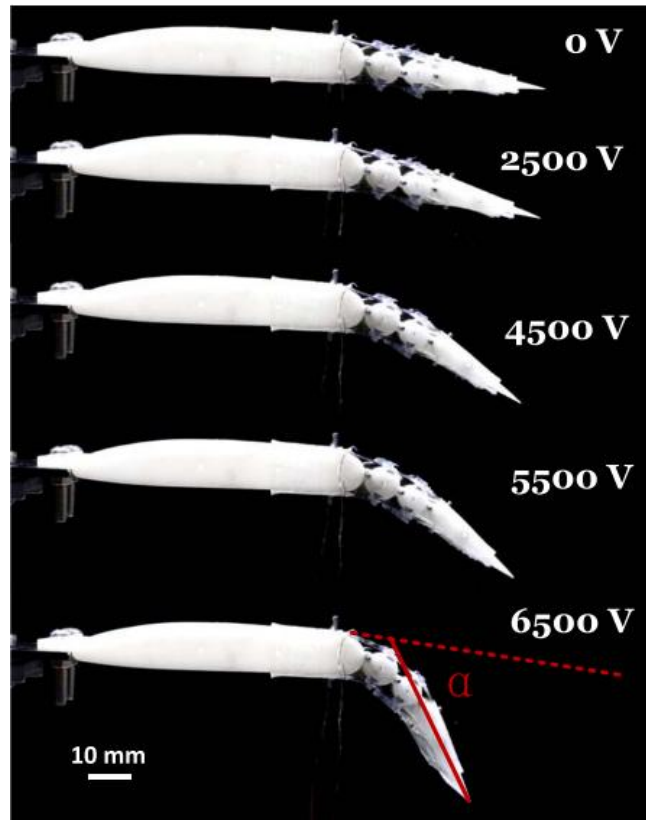


Figura 4. Ala flexible de elastómero dieléctrico.

Otro de los proyectos a mencionar es el de Schorsch et al.[10], quien en el proyecto SARISTU fabricó piel flexible basada en polímeros para un ala deformable, mediante una mezcla entre espuma en las uniones junto con una capa de elastómero en su exterior, que sumado a un mecanismo de engranajes y brazos logra formar un ala con borde de fuga adaptativo, cambiando hacia ambos lados la curvatura de este, el prototipo se fabricó además a escala real para probar su mecanismo, en la Figura 5 y Figura 6 se puede ver la fabricación y funcionamiento del ala.

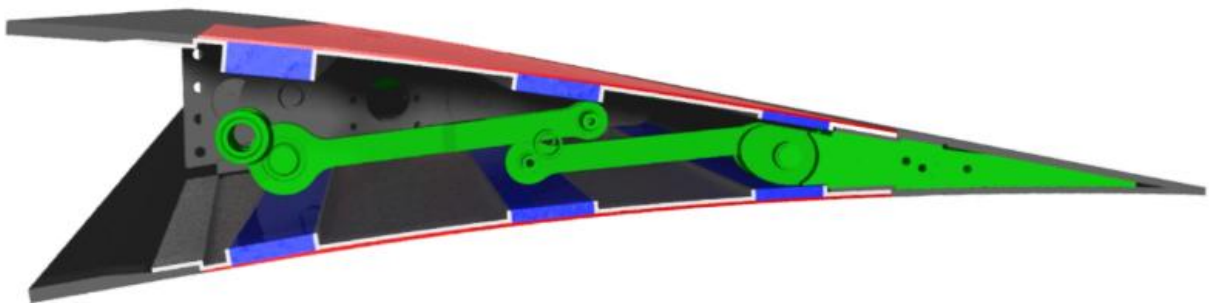


Figura 5. Mecanismo ala.

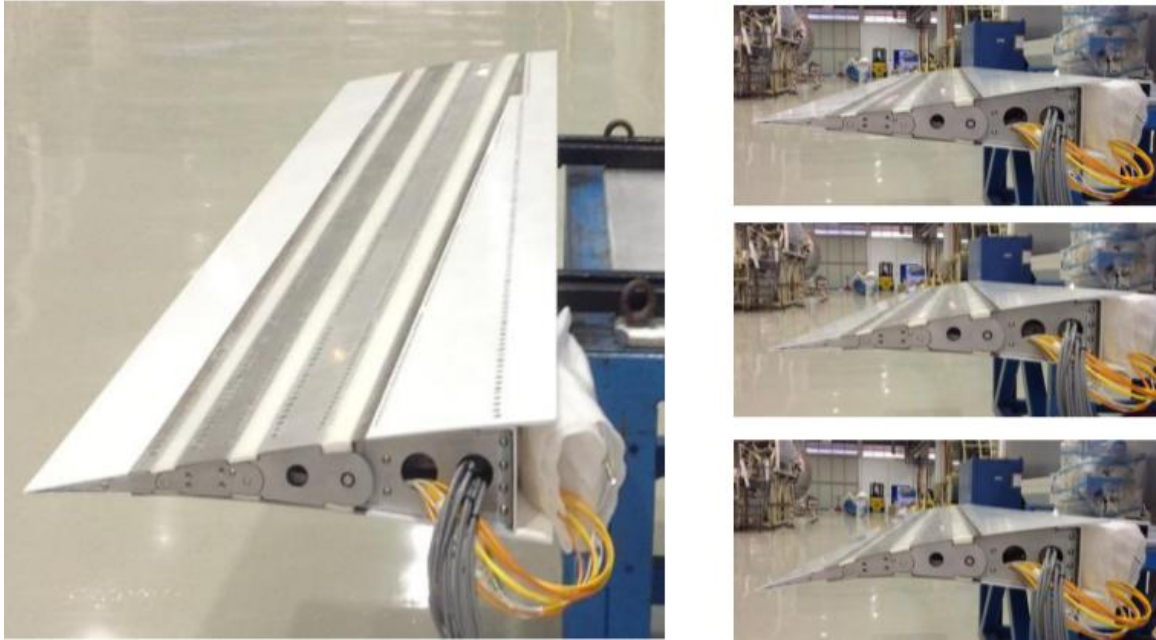


Figura 6. Funcionamiento ala adaptativa.

Uno de los mayores proyectos encontrados fue el de Jodin et al. [11] quien en el 2023 diseñó y simuló un ala a escala real para una aeronave Airbus A 320, mediante el mecanismo mostrado en la y actuadores eléctricos logra crear un ala totalmente funcional para un aeronave de gran tamaño.

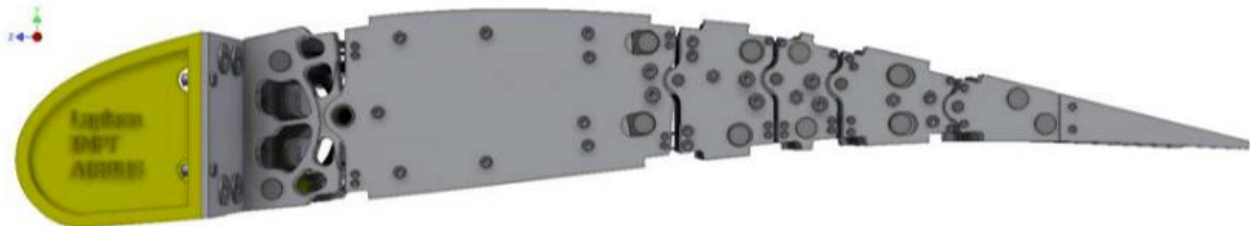


Figura 7. Mecanismo ala A320.

Como se ha visto en los trabajos mencionados, los mecanismos en su mayoría se centran en distintos engranajes o bisagras que mediante un actuador son capaces de generar la flexión deseada, sin embargo, también existen alas con costillas flexibles tal como la mostrada por Beaverstock et al. [12], quien implementó un ala que en su interior emula la forma de los huesos de un pez para que mediante actuadores pueda lograr la flexión, a este tipo de mecanismo lo llamo fishBAC o “*fishbone active camber*”, en la Figura 8 se puede ver la estructura diseñada así como su funcionamiento.

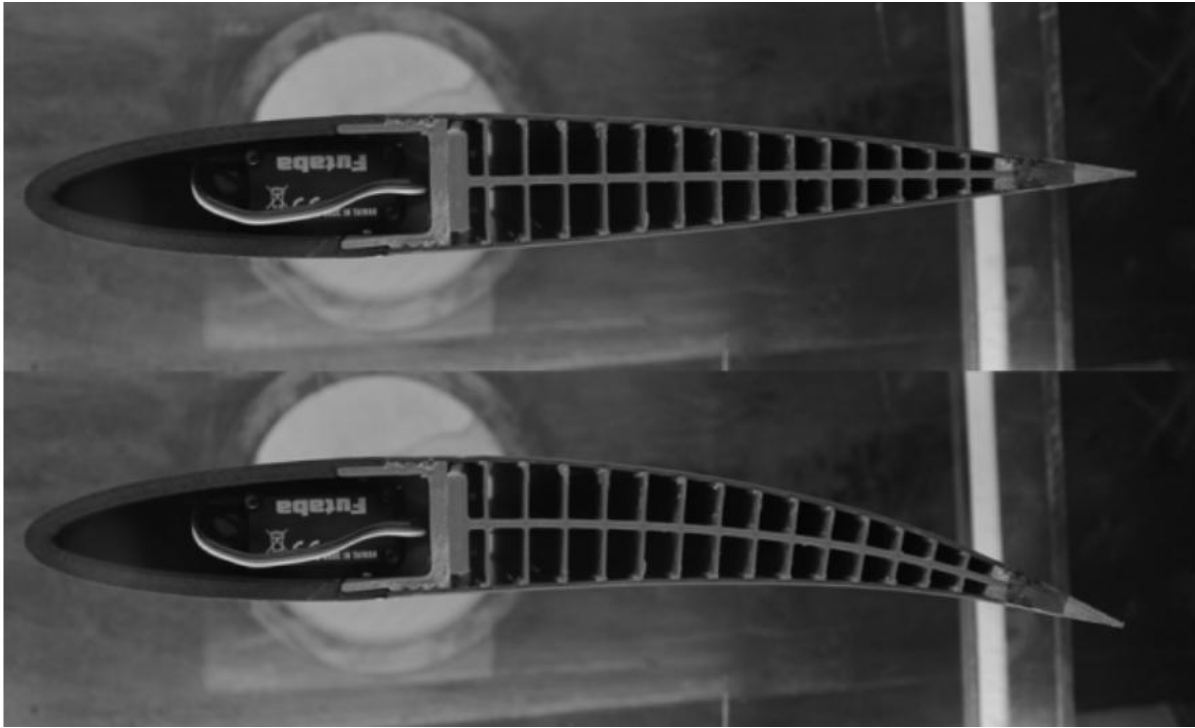


Figura 8. Estructura y funcionamiento fishBAC.

3.3 Materiales utilizados en alas deformables.

Además de los tipos de estructuras para desarrollar alas deformables, la selección de los materiales a utilizar también forma parte importante de estos, ya que son los responsables de actuadores o la elasticidad del ala en cuestión, dentro de este tema se puede mencionar el trabajo de Heeb et al,[13] quien desarrolló un ala flexible, esta vez sin mecanismos si no que solamente se centró en diseñar un ala capaz de deformarse y volver a su forma original, esto lo hizo a través de un diseño con un coeficiente de Poisson igual a 0, fabricado mediante TPU NINJAFLEX impreso en 3D según la geometría mostrada en la Figura 9.

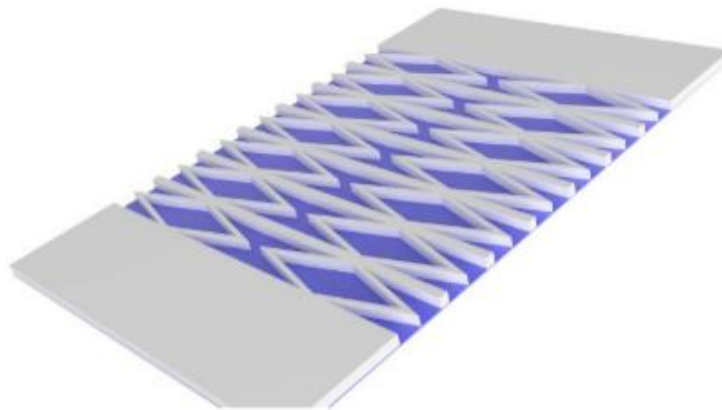


Figura 9. Estructura interna ala de Heeb.

Ya refiriéndose netamente a materiales, como actuadores se tiene principalmente el TPU, debido a ser un material altamente flexible, capaz de imprimirse en 3D que es una de las limitantes para este proyecto, como ejemplo se tiene el trabajo de González et al[14], quien realizó una caracterización electromecánica de TPU Diabase X60 ultra flexible, el autor desarrolló un actuador con este material impreso junto con grasa de carbón conductora logrando una deformación de entre un 5 y 10 % dependiendo de las características de las placas diseñadas, en la se puede ver el resultado de dicho actuador Figura 10.

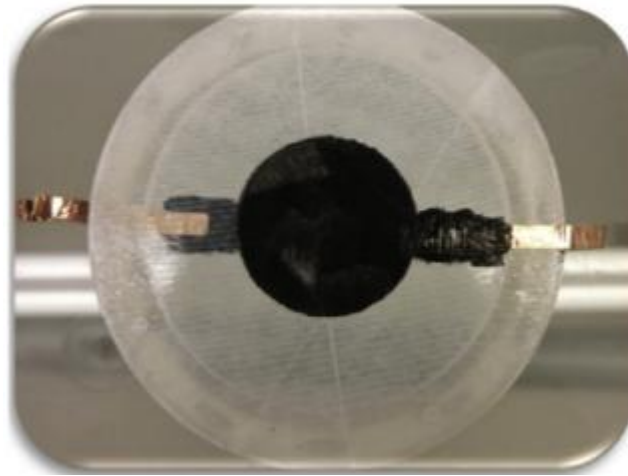


Figura 10. Actuador TPU.

Siguiendo con los materiales, nuevamente se menciona el trabajo de Raguz et al.[15] quien desarrolló unas pinzas impresas en 3D mediante TPU Ninjaflex de Ninjatek y un filamento conductor Eel del mismo productor, las cuales fueron hechas mediante una estructura tipo sándwich con capas del conductor en las caras externas y el TPU en su interior, el cual al aplicarle voltaje se lograron pinzas capaces de levantar elementos livianos. En la Figura 11 se puede ver el funcionamiento de la estructura impresa en 3D.

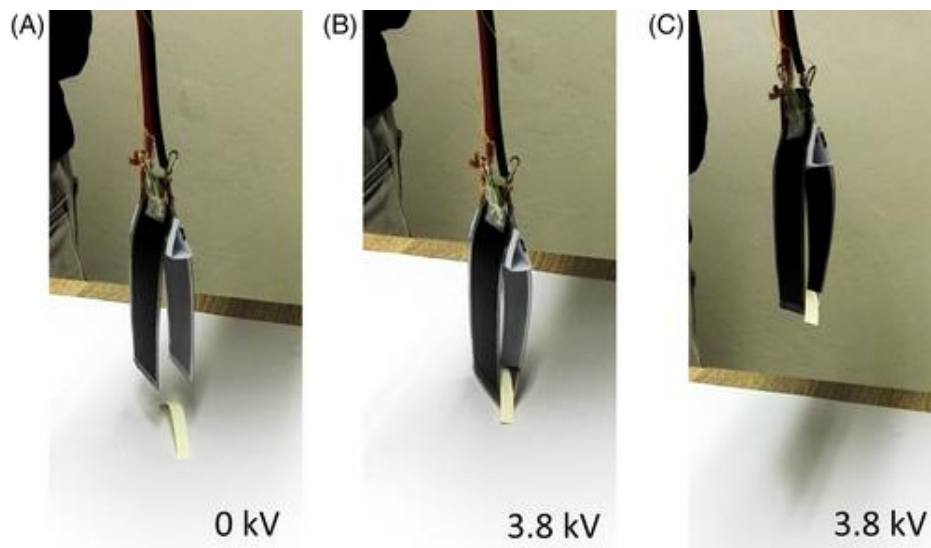


Figura 11. Funcionamiento y voltaje pinzas.

En este capítulo se mostraron algunos trabajos relevantes para este proyecto, mostrando distintas alas flexibles así como también sus materiales, en lo particular en esta memoria se tratará este tema diseñando un ala mezclando las distintas opciones de mecanismos mostrados, implementando la impresión 3D como uno de los objetivos en la fabricación.

CAPÍTULO 4: Diseño y configuración simulación

Se decide diseñar un ala con capacidad de cambio de forma o *morphing wing*, que cambie su geometría en la zona del borde de fuga, eliminando así el uso de los clásicos flaps por una superficie más prolija y uniforme, lo que trae consigo un menor desprendimiento de capa límite y por ende una mayor sustentación y menor arrastre. Para esto el primer paso a seguir es la selección del perfil a utilizar lo que se ve en el punto a continuación.

4.1 Selección de perfil

El ala está pensada para eventualmente ser impresa en 3D, por esta razón se toma como referencia aeronaves más pequeñas tales como las de aeromodelismo, sin embargo, para seleccionar la geometría base de la estructura se tomarán los perfiles más usados en la industria aeronáutica actual, de donde se elegirá uno dentro de los posibles candidatos.

Luego de investigar en diversas fuentes[3], [16], [17], [18], [19], se llega a la siguiente base de datos resumida en la Tabla 1.

Tabla 1. Perfiles más utilizados

Modelo	Usos
NACA 2412	Aeronaves pequeñas
NACA 23012	Aeronaves pequeñas y militares
NACA 0015	Superficies de control
NACA 4415	Planeadores
NACA 0012	Superficies de control

Dentro de estos perfiles, el que llama más la atención es el modelo NACA 2412, debido a su gran uso a lo largo de los años en la industria de la aviación, además de ser un perfil casi simétrico respecto a la cuerda, sin embargo, presenta su borde inferior relativamente plano lo que ayuda a un mayor control de la geometría resultante al momento de la flexión.

4.2 Selección mecanismo

En el estado del arte mostrado al inicio de este documento, se mostraron distintos mecanismos para alas con capacidad de cambio de forma, algunos netamente conceptuales y otros prácticos, dentro de estos los más sencillos aparentemente para realizar son los mostrados por Li et al.[9] y Beaverstock et al. [12], donde en el primero se muestra un ala con una costilla compuesta por bisagras por lo tanto su piel era lo que sostiene el ala, esta misma se estiraba al aplicarle corriente logrando una flexión controlada por el voltaje dado, mientras que el segundo nos muestra un ala con una costilla tipo fishBAC, emulando las espinas de un pez, lo que da una estructura flexible debido al grosor de esta misma, además el cambio de la silueta del ala está controlada debido a las “espinas” presentes, el movimiento de este mecanismo está dado por un servo motor y correas.

De las 2 opciones se toma la decisión de simular el segundo caso, debido a la simplicidad del diseño, así como por el funcionamiento de este.

4.3 Diseño computacional

Las geometrías de perfiles aerodinámicos son difíciles de dibujar, por esta razón se hace uso de la página web Airfoiltools, donde se pueden buscar los distintos perfiles y te entrega una geometría dibujada como se ve en la Figura 12, además se pueden extraer los puntos que la describen con las dimensiones que uno desee, en este caso se utilizará una cuerda de longitud de 200mm, en la Figura 13 se muestra la configuración que se hace para exportar los puntos.

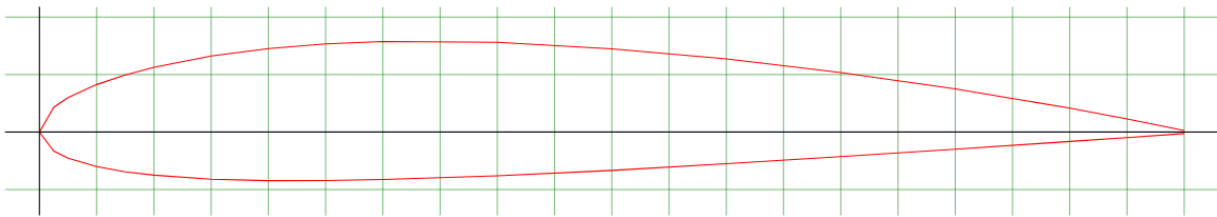


Figura 12. NACA 2412 de Airfoiltools.

Figura 13. Configuración Airfoiltools.

Una vez obtenidos los puntos, estos se exportan a través de una herramienta de la página, los cuales posteriormente son importados a mediante un archivo Excel como se ve en la Figura 14, una vez ya en el programa Inventor se dibuja una Spline siguiendo los puntos dando como resultado un dibujo de la geometría.

	A	B	C
1	m		
2	x	y	
3	200	0,26	
4	190	2,28	
5	180	4,16	
6	160	7,5	
7	140	10,36	
8	120	12,72	
9	100	14,48	
10	80	15,6	
11	60	15,76	
12	50	15,34	
13	40	14,52	
14	30	13,22	
15	20	11,26	
16	15	9,92	
17	10	8,26	

Figura 14. Archivo Excel para importar los puntos a Inventor.

Con la Spline creada se procede al diseño del mecanismo en el programa.

4.3.1 Diseño mecanismo

Como se dijo en el 4.2, se utilizará una costilla tipo fishBAC, se diseña desde una distancia de 0.6 cuerdas desde el borde de ataque, dando una longitud de inicio de 120mm como se ve en la Figura 15, además se tomará una longitud de 40mm para esta, añadido a esto, cada “espina” de la costilla tendrá

un grosor de 3 mm y su altura irá disminuyendo un milímetro a la vez partiendo desde los 17mm, quedando así una sección final de 40mm para el borde de fuga.

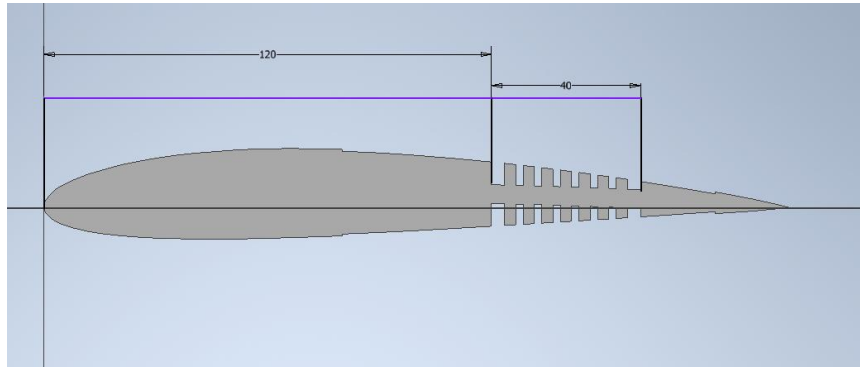


Figura 15. Ala fishBAC

Añadido a lo anterior, se ve en la Figura 15 una cavidad en el sector inferior y superior del ala, esto es para agregar la piel del ala, la cual también será flexible y tendrá un grosor de 0.5mm, lo que es la medida de dicha cavidad, ambas pieles se muestran en la Figura 16 y la Figura 17.

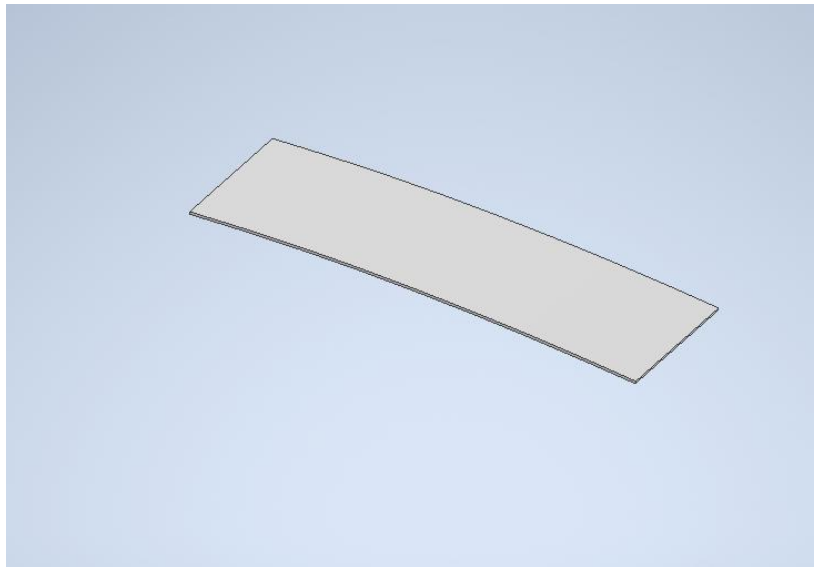


Figura 16. Piel superior NACA 2412

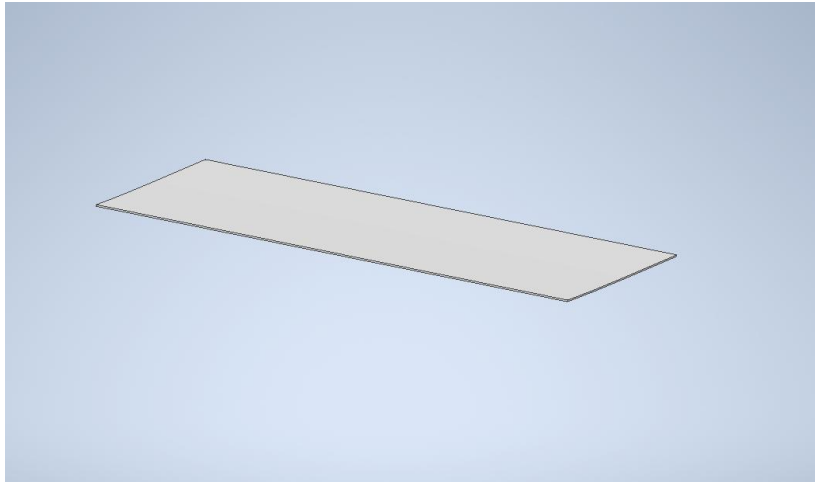


Figura 17. Piel inferior NACA 2412

Posterior al diseño de cada zona del ala, se procede a la extrusión para formar un sólido, la cual tendrá una dimensión de 500 mm, para tener una razón de aspecto similar a las de las aeronaves de aeromodelismo igual a 6, el ala resultante se muestra en la Figura 18.

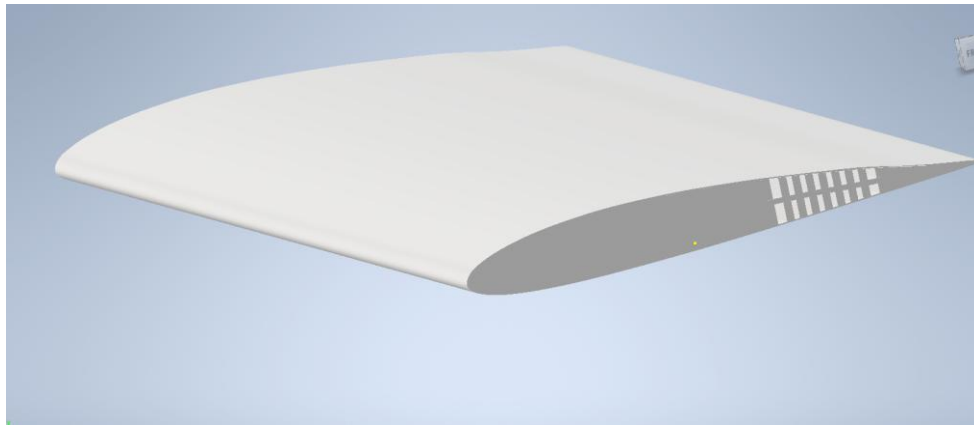


Figura 18. NACA 2412 con costilla tipo fishBAC.

En la Tabla 2 se muestra un resumen de las dimensiones del ala.

Tabla 2. Dimensiones NACA 2412

Cuerda	200mm
Semi envergadura	500mm
Grosor zona flexible	2.5mm
Largo FishBAC	40mm
Largo Borde de Fuga	40mm
Grosor piel	0.5 mm

4.4 Simulación Movimiento

Para simular el movimiento del ala se hará un análisis de elementos finitos en el software ANSYS, esta se hará para distintos grados de flexión para comparar así la fuerza necesaria para lograrla así también como los esfuerzos en la piel y la zona que se flexa.

Para calcular la fuerza necesaria tenemos las variables mostradas en la Tabla 3

Tabla 3. Variables cálculo de flexión en la costilla.

E	Módulo elástico
I	Momento de inercia
θ	Ángulo de flexión
L	Largo costilla
b	Ancho costilla
h	Grosor costilla

El momento flector de la costilla M viene dado por la ecuación (1).

$$M = EI \cdot \frac{\theta}{L} \quad (1)$$

El momento de inercia I al ser una sección rectangular se calcula de la forma mostrada en la ecuación (2).

$$I_{costilla} = \frac{b \cdot h^3}{12} \quad (2)$$

Reemplazando queda la ecuación (3).

$$M_{costilla} = \left(E \cdot \frac{b \cdot h^3}{12} \right) \cdot \frac{\theta}{L} \quad (3)$$

Para el caso de la piel, se calcula doble debido a la acción de la placa inferior y superior llegando a la ecuación (4).

$$I_{piel} = 2 \cdot \left(\frac{b \cdot t^3}{12} \right) \quad (4)$$

Siguiendo con el cálculo el momento flector de la piel se tiene (5).

$$M_{piel} = \frac{E \cdot b \cdot t^3 \cdot \theta}{6 \cdot L} \quad (5)$$

Con ambos momentos flectores calculados se prosigue con la suma de estos para llegar al momento flector total (6).

$$M = M_{piel} + M_{costilla} \quad (6)$$

Con el valor de momento flector total, se puede hacer la selección de materiales escogiendo el material más conveniente para el diseño del ala, para esto se tienen los datos mostrados en la Tabla 4.

Tabla 4. Valores modulo elástico PLA y TPU Ninjaflex

E_{PLA}	2700MPa[20]
E_{TPU}	33.7MPa[21]

Al ver la diferencia en ordenes de magnitud de ambos materiales, se decide utilizar el TPU para la fabricación tanto de las pieles como de la costilla, el ala se analizará a 20°,30° y para abarcar las distintas fases de vuelo, a continuación se muestra la fuerza necesaria para lograr la flexión requerida, además la fuerza como se ve en la se aplicará a 0.4m de la zona donde comienza el área flexible, por lo tanto se divide por 0.4 el valor del momento llegando a la fuerza mostrada en la Tabla 5.

Tabla 5. Valores Cargas.

Grados de flexión [°]	Fuerza Requerida[N]
20	1150
30	1630

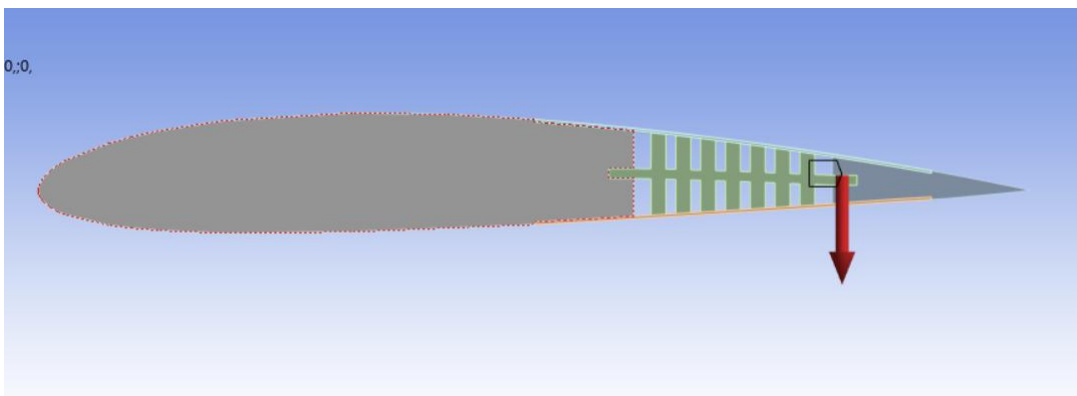


Figura 19. Ubicación de la carga.

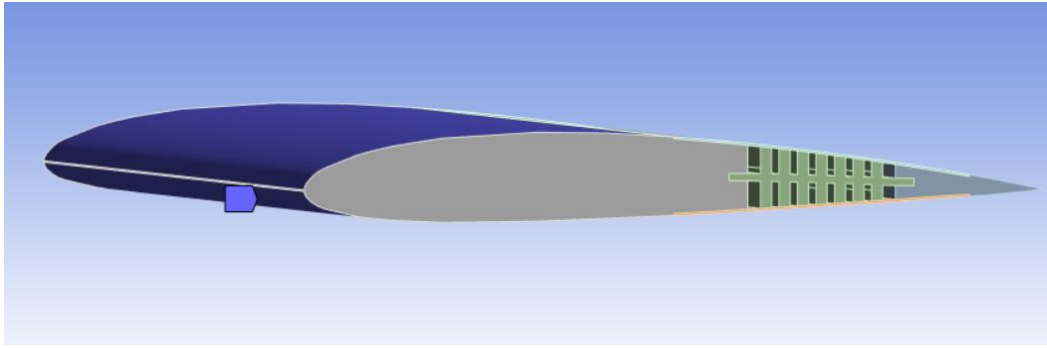


Figura 20. Zonas bloqueadas.

4.4.1 Simulación

- 20 grados

Para lograr los 20° de flexión o 0.0276m de desplazamiento fue necesario utilizar una fuerza de -1150N en el eje Y, logrando lo que se ve en la Figura 21.

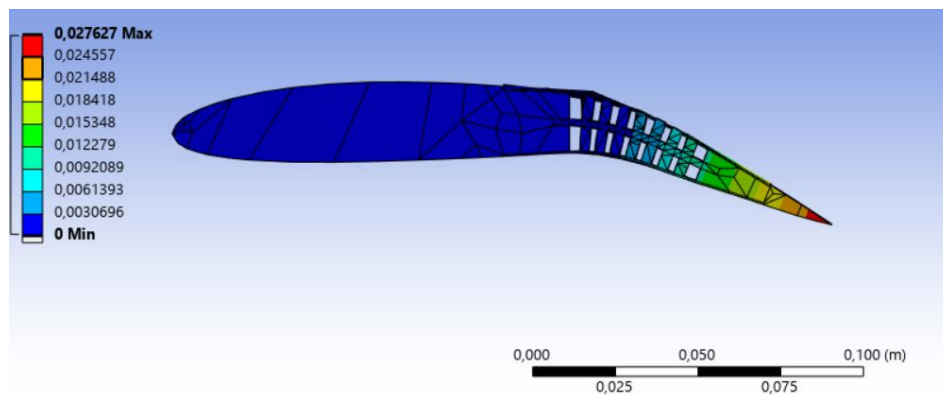


Figura 21. Deformación 20°.

Respecto a la piel se tiene un esfuerzo máximo de 8.4MPa y 4.5 Mpa como esfuerzo cortante máximo como se ve en las Figura 22 y Figura 23.

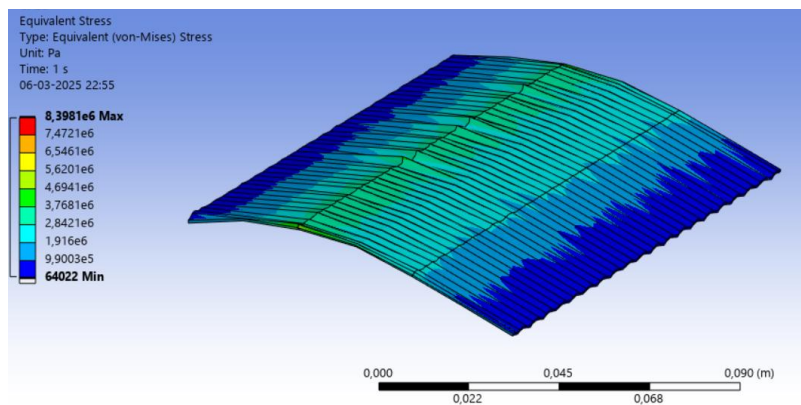


Figura 22. Esfuerzo Equivalente Von Mises.

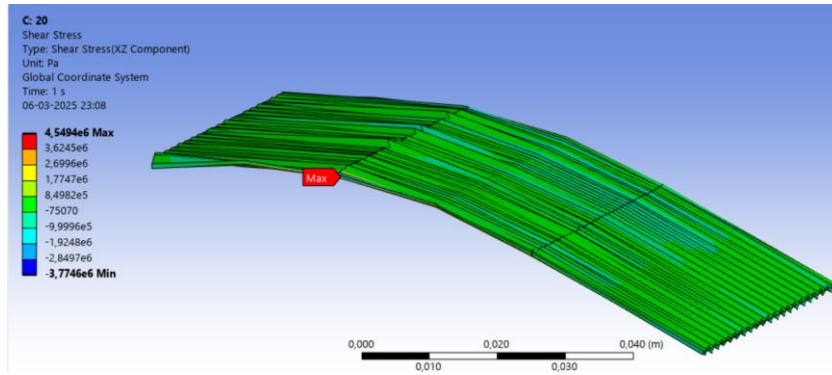


Figura 23. Esfuerzo Cortante

Mientras que para la zona con forma de pez se tiene un esfuerzo equivalente máximo de 7.98 Mpa y como esfuerzo máximo cortante se tiene 1.25 MPa como se ve en las Figura 24 y Figura 25.

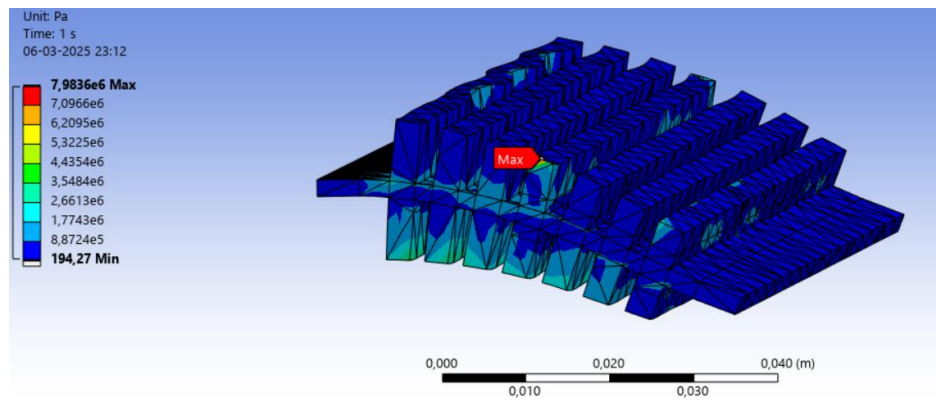


Figura 24. Esfuerzo Equivalente Von Misses.

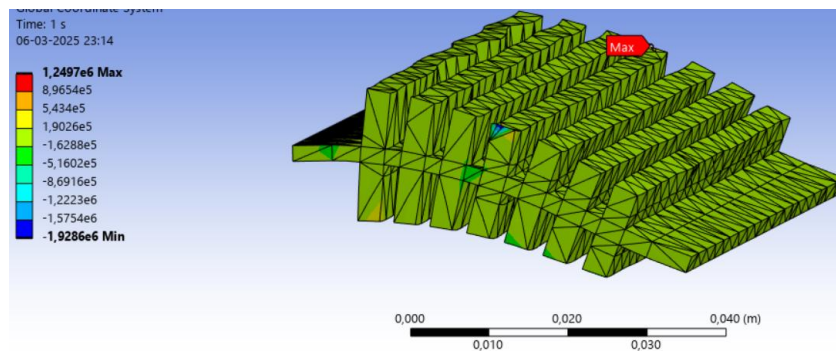


Figura 25. Esfuerzo Cortante.

En el caso de la piel inferior se tiene un esfuerzo equivalente máximo de 4.77Mpa y 0.2MPa como se ve en las Figura 26 y Figura 27.

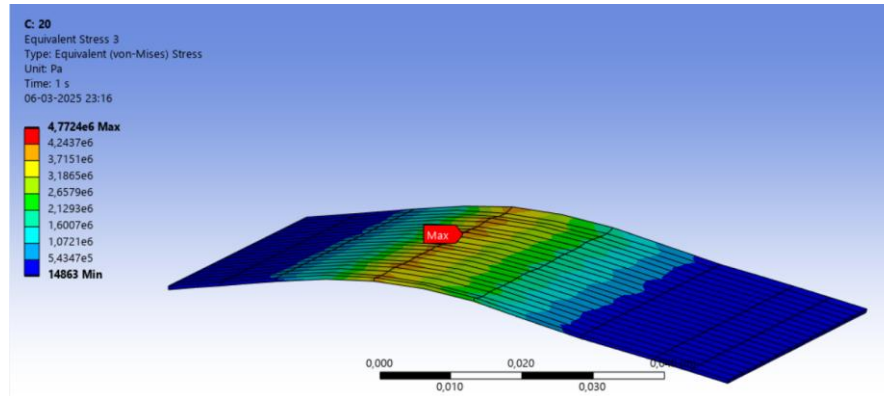


Figura 26. Esfuerzo Equivalente Von Mises.

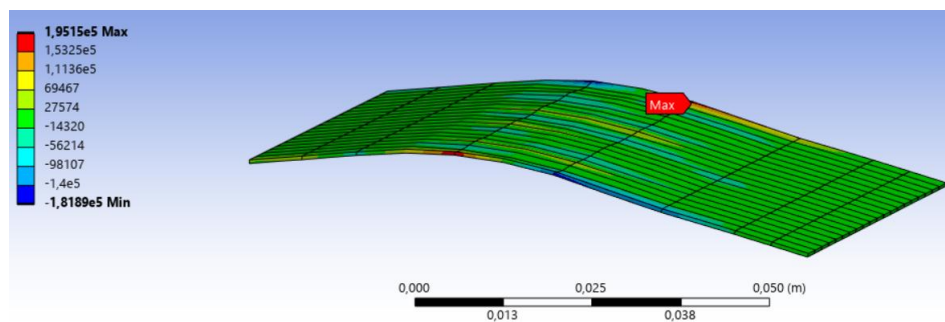


Figura 27. Esfuerzo Cortante.

- **30 Grados**

Para lograr una flexión de 30 grados o un desplazamiento de 0.039m se ejerció una fuerza de -1630N en el eje logrando lo que se ve en la Figura 28.

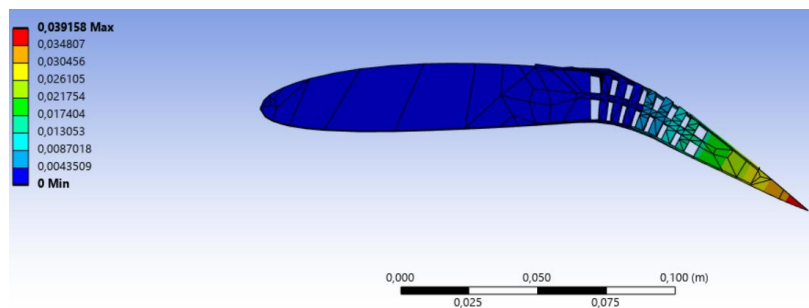


Figura 28. Deformación 30 grados.

Para el caso de las pieles se tiene un esfuerzo equivalente máximo para la piel superior de 11.9Mpa y un cortante máximo de 6.44MPa mostrados en las Figura 29 y Figura 30.

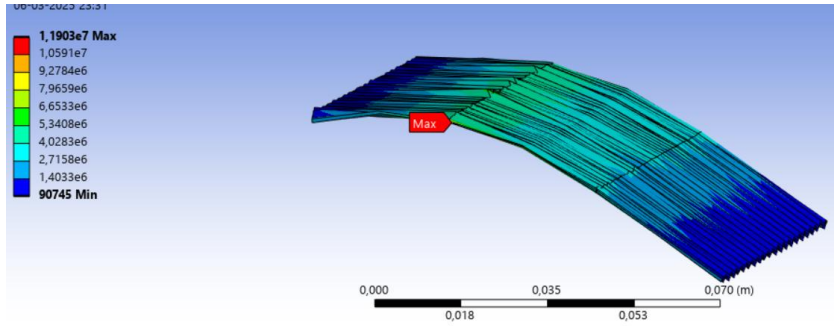


Figura 29.Esfuerzo Equivalente.

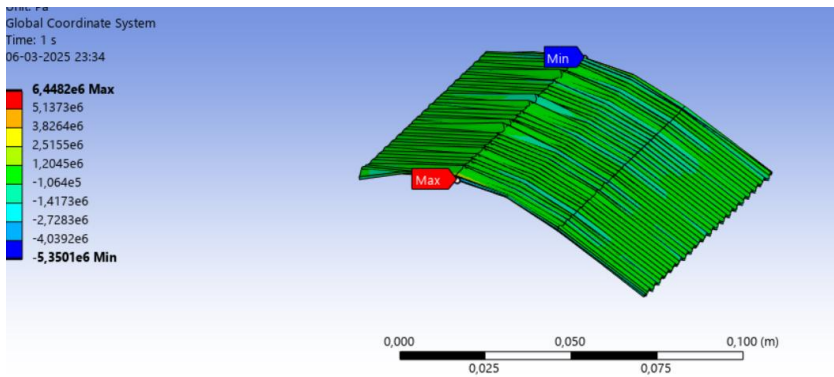


Figura 30.Esfuerzo Cortante.

Mientras que para la zona central se tiene 11.32Mpa como esfuerzo equivalente y 1.77Mpa como esfuerzo cortante máximo, esto se muestra en las Figura 31 y Figura 32.

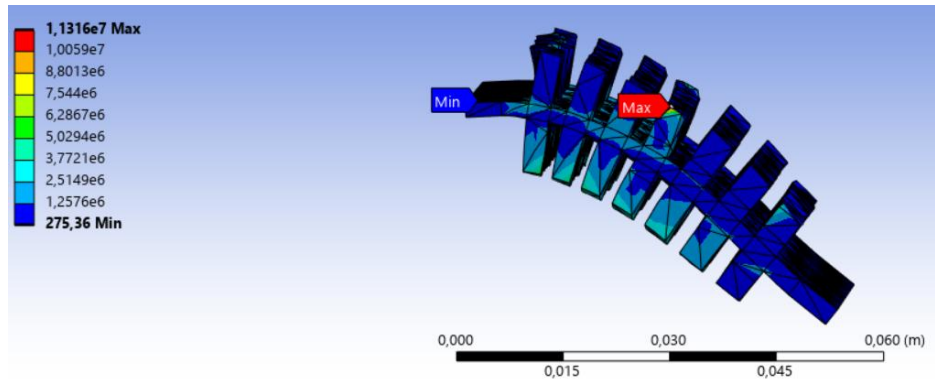


Figura 31.Esfuerzo Equivalente Von Misses.

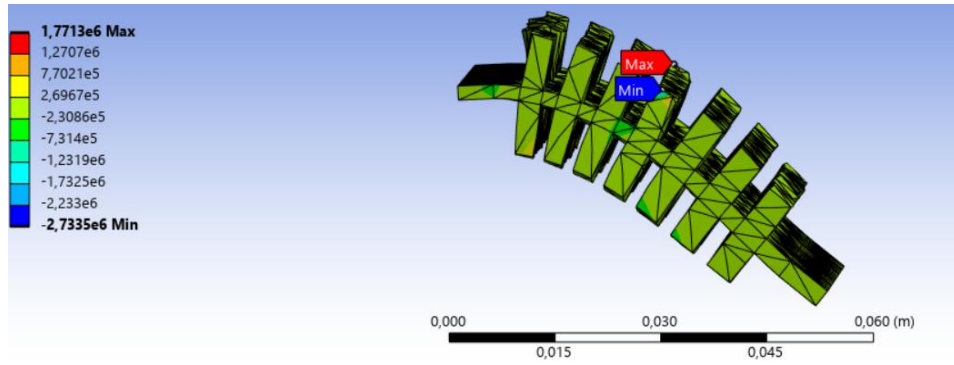


Figura 32.Esfuerzo Cortante.

Finalmente para la piel inferior se tiene 6.76MPa como esfuerzo equivalente máximo y 0.277 Mpa como esfuerzo cortante máximo mostrados en las Figura 33 y Figura 34.

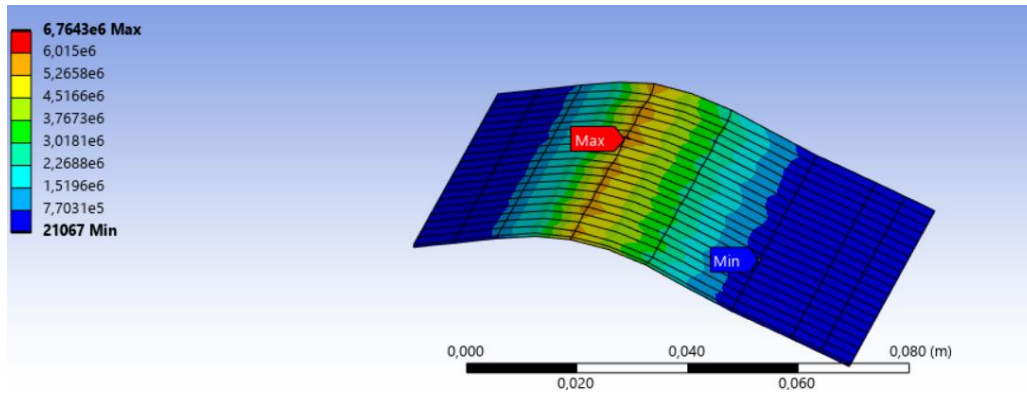


Figura 33.Esfuerzo Equivalente Von Misses.

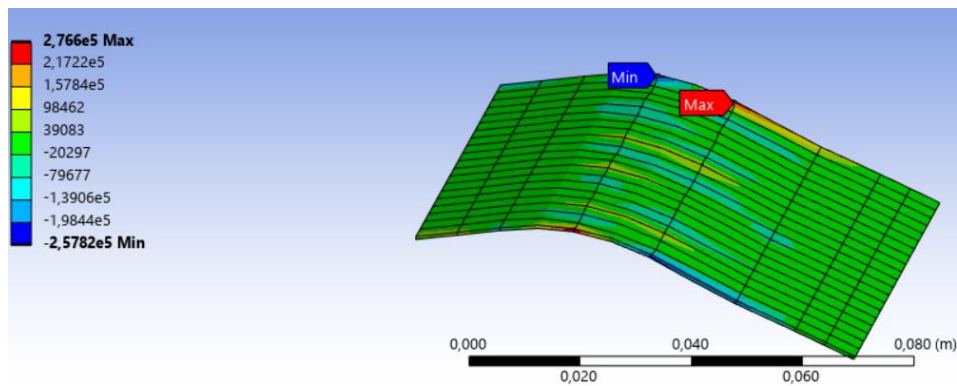


Figura 34.Esfuerzo Cortante.

- **Resumen**

En las siguientes Tabla 6, Tabla 7, Tabla 8 y Tabla 9 se muestran todos los resultados simulados de manera resumida.

Tabla 6. Valores Deformación.

Grado de flexión [°]	Fuerza Aplicada [N]	Deformación [m]
20	-1150	0.0276
30	-1630	0.039

Tabla 7. Esfuerzos Piel Superior.

Grado de flexión [°]	Esfuerzo Equivalente máx [MPa]	Esfuerzo Cortante máx [MPa]
20	8.4	4.5
30	11.9	6.44

Tabla 8. Esfuerzos zona central.

Grado de flexión [°]	Esfuerzo Equivalente máx [MPa]	Esfuerzo Cortante máx [MPa]
20	7.98	1.25
30	11.32	1.77

Tabla 9. Esfuerzos piel inferior.

Grado de flexión [°]	Esfuerzo Equivalente máx [MPa]	Esfuerzo Cortante máx [MPa]
20	4.77	0.2
30	6.76	0.277

4.5 Simulación CFD

Siguiendo con el estudio del ala, es necesario caracterizarla aerodinámicamente mediante algún software, para esto se utilizará *ANSYS FLUENT*, el cual permite simular de manera precisa el comportamiento que tendría el ala al momento del vuelo.

En primer lugar, se debe crear el proyecto donde se trabajará, para esto se selecciona el módulo de *geometry* y el de *fluent (with fluent meshing)* como se ve en la Figura 35.

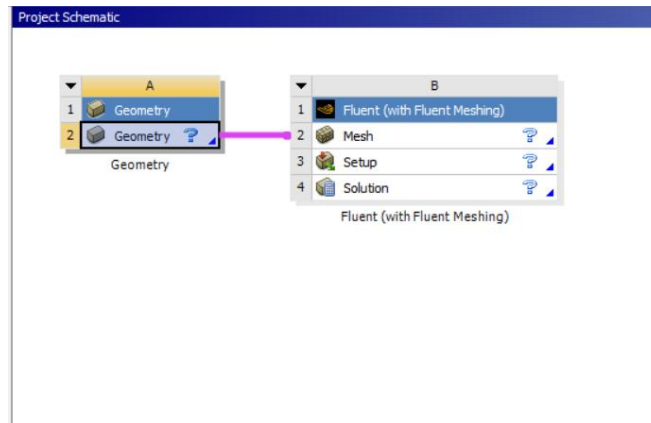


Figura 35. Proyecto en Ansys.

Posteriormente se debe importar la pieza del ala flectada al módulo “*geometry*”, una vez hecho esto se debe configurar el volumen de control a utilizar, para esto se selecciona la opción de editar geometría con alguno de las herramientas que nos presenta, en este caso se usará Spaceclaim,

Dentro de spaceclaim en la ventana “*prepare*” se selecciona el módulo *enclosure*, el que encapsula la pieza formando un prisma con las dimensiones respecto a la estructura según la preferencia del usuario, en este caso se tomó como referencia el trabajo hecho por Samuel et al. [23] el cual tiene un volumen de control de 20 cuerdas hacia adelante y atrás de la figura, 10 cuerdas hacia arriba y abajo, dando como resultado el siguiente volumen de control mostrados en las Figura 36 y Figura 37.

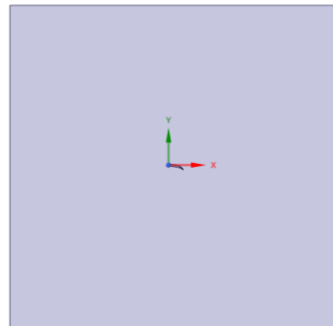


Figura 36. Volumen de control vista lateral

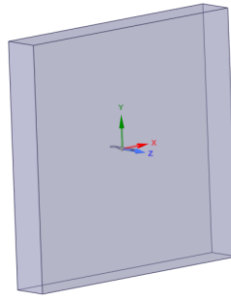


Figura 37. Volumen de control vista isométrica

Respecto a la Figura 37, es notorio como el volumen de control es relativamente delgado, esto es debido a un ahorro de coste computacional, se utiliza solo la mitad del ala por simetría, además el volumen hacia los lados no aporta información relevante frente al estudio por lo que se decide dejar solo a 100mm del final de la pieza.

Finalmente se definen mediante la creación de grupos las zonas de inlet (donde entra el fluido), outlet (salida del fluido) y wall (muralla donde choca el fluido), en este caso el primero corresponde a la zona del volumen de control más cercano al borde de ataque, el segundo al más cercano al borde de ataque y se define como muralla el ala flectada para luego estudiar su comportamiento aerodinámico.

4.5.1 Mallado

Con el volumen de control y todas sus zonas definidas se procede al mallado mediante *fluent meshing* donde se debe importar la geometría y posteriormente se configura el mallado según las Figura 38, Figura 39 y Figura 40.

Generate the Surface Mesh	
Use Custom Size Field/Control Files?	No
Minimum Size [m]	2.5e-05
Maximum Size [m]	0.05
Growth Rate	1.2
Size Functions	Curvature & Proximity
Curvature Normal Angle [deg]	18
Cells Per Gap	1
Scope Proximity To	edges
<input checked="" type="checkbox"/> Draw Size Boxes	
Separate Out Boundary Zones by Angle?	No
<input type="checkbox"/> Advanced Options	

Figura 38. Configuración mallado superficial

Add Boundary Layers

Add Boundary Layers?

Name

Offset Method Type

Number of Layers

Growth Rate

First Height [m]

Add in

Grow on

Advanced Options

Figura 39. Configuración capas límite

Generate the Volume Mesh

Solver

Fill With

Buffer Layers

Peel Layers

Min Cell Length [m]

Max Cell Length [m]

Enable Parallel Meshing

Advanced Options

Global Boundary Layer Settings

Figura 40. Configuración mallado volumétrico

La configuración de la capa límite se debe al cálculo de Y^+ que nos indica la calidad de la malla, el cual viene dado por la velocidad de flujo, el grosor de la capa límite y el modelo de viscosidad a utilizar, en este caso se estima una velocidad de despegue para aeromodelismo 10 m/s, se utilizará el modelo k-omega SST que será explicado más adelante, este modelo necesita un Y^+ igual o menor a uno, por lo que se recurre a una calculadora de este parámetro para configurar el grosor de la capa límite como se ve en la Figura 41, con esto se decide utilizar un valor de capa límite igual a $2.5 \cdot 10^{-5}m$.

U_{∞} : Δs :

freestream velocity (m/s) wall spacing (m)

ρ : Re_x :

freestream density (kg/m³) Reynolds number

μ : Note: -1 indicates an input error

dynamic viscosity (kg/m s)

L:

reference length (m)

y^+ :

Figura 41. Calculo grosor capa límite.

Con todas las configuraciones ya mostradas, el mallado resultante se puede ver en la Figura 42 y Figura 43.

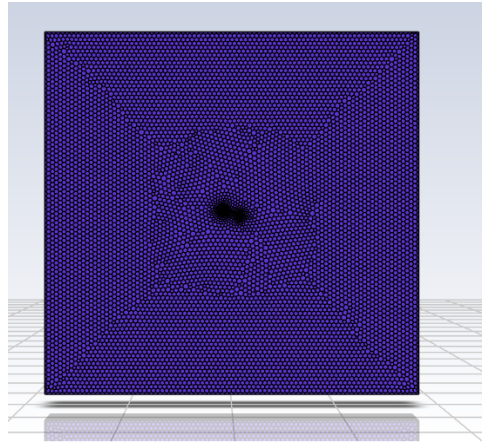


Figura 42. Vista lateral mallado

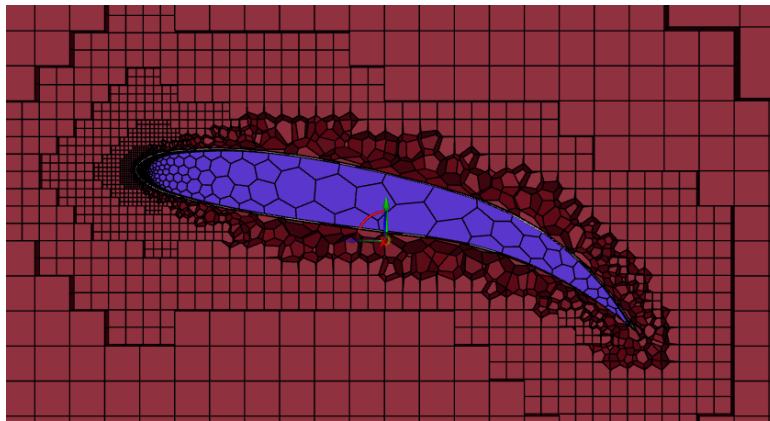


Figura 43. Zoom mallado

4.5.2 Simulación

Con el mallado preparado con sus respectivas restricciones se procede a hacer la simulación, siguiendo el ejemplo de Samuel et al.[23], se utiliza el modelo k-omega con los valores predeterminados y la corrección de bajo número de Reynolds que ofrece el programa *Fluent* mostrado en la Figura 44.

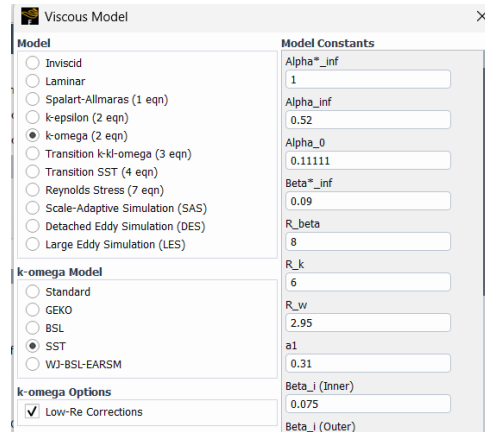


Figura 44. Configuración modelo de viscosidad

Luego en el módulo de Solutions se debe escoger el método, en este caso SIMPLE como se ve en la Figura 45, en el cual también se configuran otras variables las cuales se dejan como de primer orden y estándar.

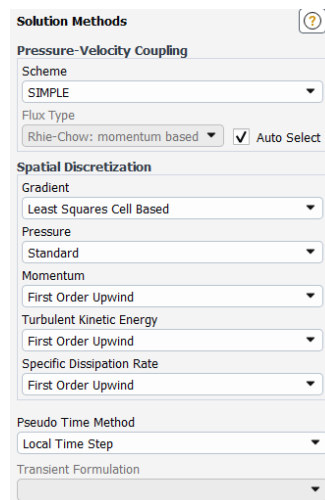


Figura 45. Configuración método

Además, en este módulo se definen los reportes que se desean estudiar, en este caso es el coeficiente de sustentación y de arrastre de la muralla (ala), con todo esto se procede a la simulación, donde se escogen 1000 iteraciones para asegurar una buena convergencia.

El ala se comparará con un plain flap clásico a diferentes grados de flexión, a continuación se muestran los resultados de las simulaciones.

- Ala sin flectar

En primer lugar se analiza el ala en su estado normal dando los siguientes resultados mostrados en las **¡Error! No se encuentra el origen de la referencia.**, Figura 46, Figura 47 y Figura 48.

Adicionalmente en la se muestra una tabla resumen con los resultados

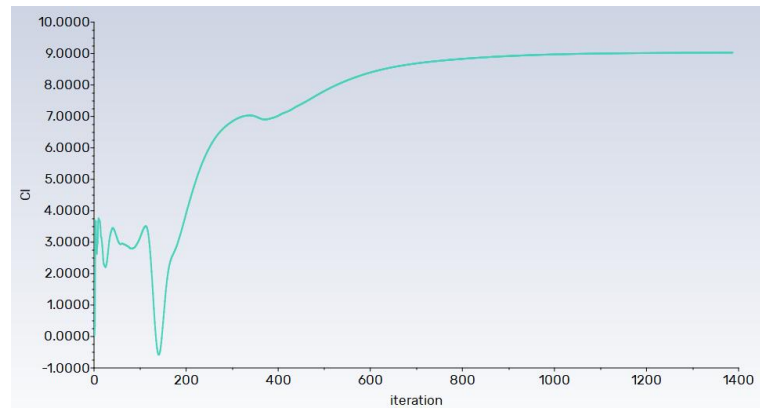


Figura 46. C_l NACA 2412.

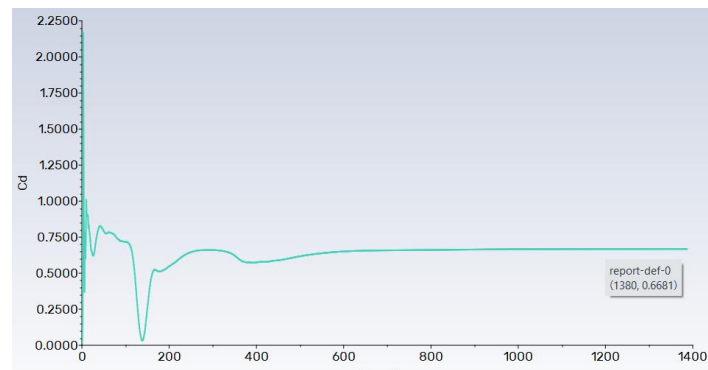


Figura 47. C_d NACA 2412

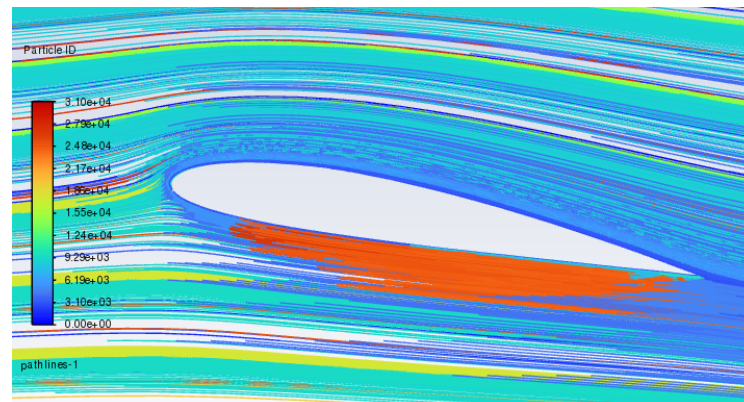


Figura 48. Capa límite 2412.

Parámetro	Resultado máximo
C_l [-]	9
C_d [-]	0.7

Estos son los valores de referencia iniciales para los demás cálculos, se procede de manera análoga con los demás casos de ala con flap convencional y el ala fishBAC.

- 20 grados

Para el caso de los 20 grados se tienen los resultados mostrados en la Tabla 10 donde se resumen los valores obtenidos de las simulaciones mostradas en las Figura 49, Figura 50, Figura 51, Figura 52, Figura 53 y Figura 54.

Tabla 10. Valores a 20 grados.

Ala	Cl	Cd
Plain flap	18.2	3.24
FishBAC	20.9	3.54

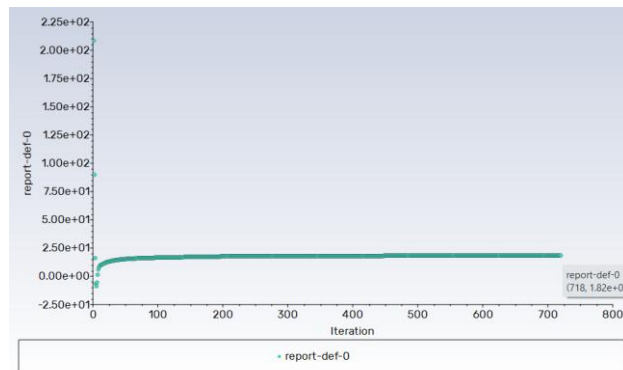


Figura 49. Cl plain flap.

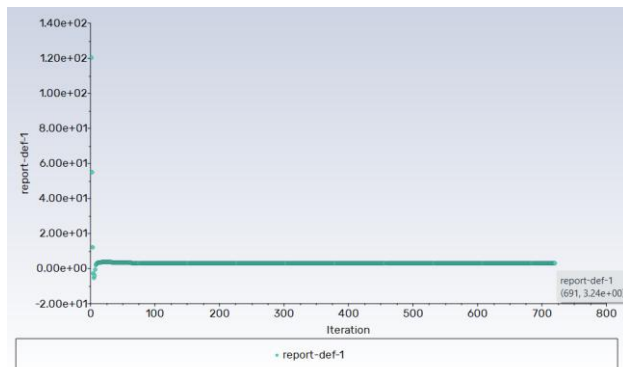


Figura 50. Cd plain flap

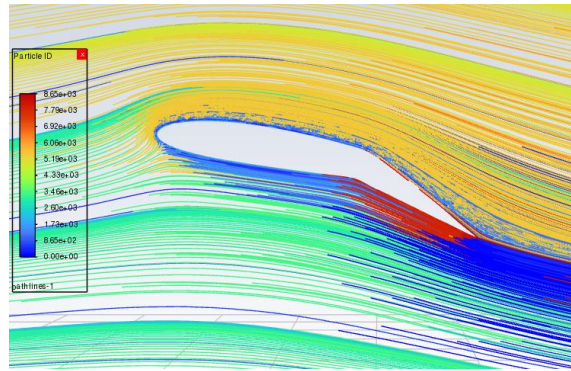


Figura 51. Capa límite plain flap.

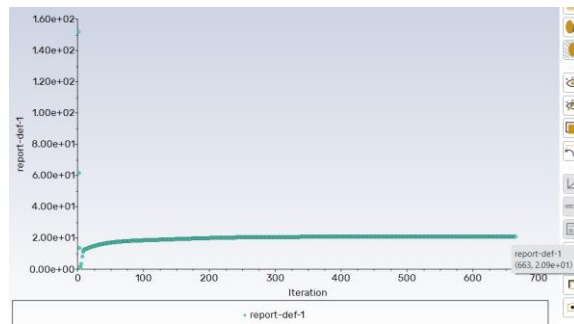


Figura 52. C_l fishBAC.

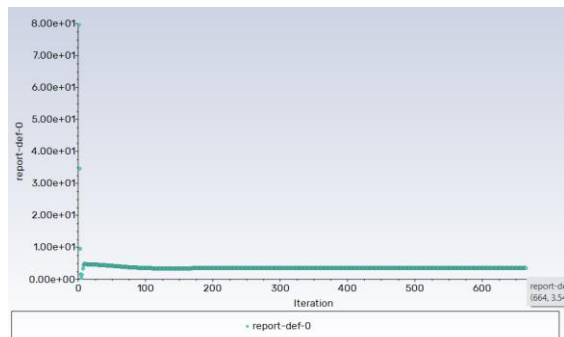


Figura 53. C_d fishBAC

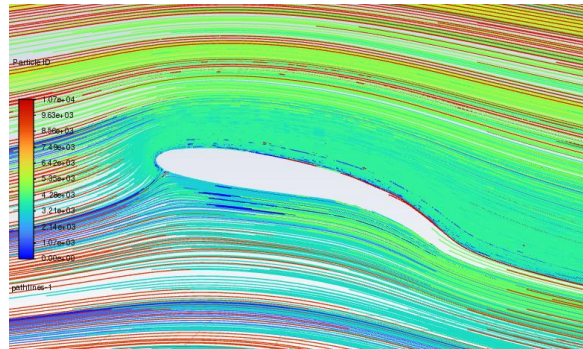


Figura 54. Capa límite fishBAC.

- 30 grados

Se sigue de igual forma con el caso de 30 grados de flexión, no se agregan las imágenes de los gráficos si no solo la que muestra la capa límite mostrado en la Tabla 11. Valores a 30 grados Tabla 11, en la se muestra el resumen de los datos obtenidos, mientras que en las Figura 55 y Figura 56 se muestra la capa límite.

Tabla 11. Valores a 30 grados

Ala	Cl	Cd
Plain flap	15.8	2.73
FishBAC	23.8	7

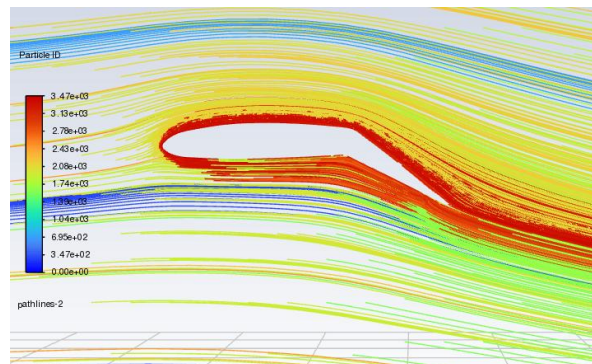


Figura 55. Capa límite plain flap.

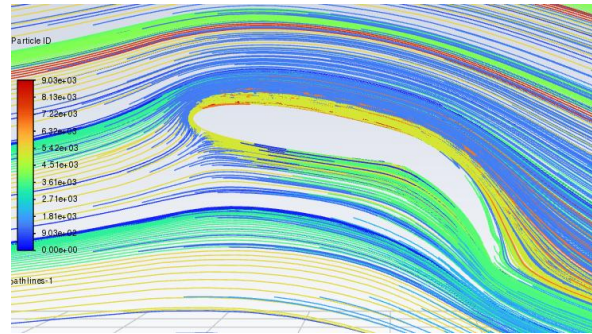


Figura 56. Capa límite fishBAC.

Capítulo 5: Análisis de resultados

4.6 FEM

En el análisis de elementos finitos, se observa que las zonas más exigidas de la estructura del ala corresponden al fishBAC, en particular la zona más cercana a la raíz del ala. La raíz del ala es el punto donde se experimentan los mayores momentos flectores, generando altos esfuerzos de tracción en la parte superior y esfuerzos de compresión en la parte inferior. Esta zona es la principal responsable de la flexión así como también la que transfiere la carga al fuselaje por lo que los esfuerzos elevados son un tema relevante a tomar en consideración.

Respecto a las pieles no tienen esfuerzos significativos, sin embargo tienen esfuerzos tanto de compresión como de tracción, llegando incluso a pandearse en ciertas zonas lo que afecta la aerodinámica del perfil.

Hablando de la seguridad estructural, los esfuerzos están cercanos al límite de fluencia por lo que podrían observarse pequeñas deformaciones plásticas o no lineales.

4.7 CFD

Respecto al análisis aerodinámico, se puede ver como el ala diseñada supera en C_l en ambas configuraciones, sin embargo, genera un mayor arrastre, sin embargo en el global al calcular la eficiencia aerodinámica es mayor para el ala flexible, por lo tanto es una buena opción para las alas en el futuro.

En el ámbito de la capa límite, se ve como hay un menor desprendimiento en el ala flexible al tener una superficie más uniforme.

Capítulo 6: Conclusiones

Se diseñó un sistema basado en el mecanismo fishBAC (fish bone active camber), el cual emula la estructura de las espinas de los peces, permitiendo una flexión controlada del ala. Este diseño ofrece una solución para modificar la geometría del borde de fuga sin necesidad de elementos móviles como los flaps convencionales. El mecanismo planteado muestra un funcionamiento más simple en comparación con los sistemas tradicionales, reduciendo la complejidad mecánica y los costos de operación.

Se seleccionaron materiales compatibles con la tecnología de impresión aditiva, particularmente el TPU, por su flexibilidad y resistencia. La impresión 3D permite fabricar piezas con geometrías complejas, como las costillas tipo fishBAC y las pieles flexibles del ala, con una precisión adecuada.

La simulación de la flexión del ala utilizando análisis de elementos finitos validó su diseño estructural, a través de herramientas computacionales como ANSYS, se evaluaron las tensiones, deformaciones y comportamientos mecánicos del ala bajo diversas condiciones de carga. Los resultados mostraron que el ala podía deformarse según los parámetros establecidos, logrando ángulos de flexión de 30° .

La caracterización aerodinámica del ala mediante simulaciones CFD confirmó su desempeño superior frente a alas convencionales con flaps. Los análisis mostraron que el ala flexible tiene un coeficiente de sustentación significativamente mayor, aunque el coeficiente de arrastre fue ligeramente mayor, este efecto fue compensado por la mayor eficiencia aerodinámica. Las simulaciones realizadas demuestran la factibilidad del diseño así como también una mejora respecto a las alas convencionales.

Referencias

- [1] One Air, “Los Hermanos Wright: Cómo Cambiaron el Mundo con el Primer Avión de la Historia”. Accedido: 27 de agosto de 2024. [En línea]. Disponible en: <https://www.oneair.es/hermanos-wright-primer-avion-historia/>
- [2] I. H. Abbott y A. E. Von Doenhoff, *THEORY OF WING SECTIONS Including a Summary of Airfoil Data*. 1959.
- [3] P. Saha y H. Kaberwal, “Numerical Analysis of Aerodynamic Performance Characteristics of NACA 2312 and NACA 2412”, *Int J Innov Sci Res Technol*, vol. 5, pp. 420–428, mar. 2020, doi: 10.38124/IJISRT20MAR229.
- [4] W. Phillips, *Mechanics of Flight*. Hoboken, New Jersey: John Wiley & Sons, Inc., 2004.
- [5] Skybrary, “Flaps”. Accedido: 27 de agosto de 2024. [En línea]. Disponible en: <https://skybrary.aero/articles/flaps>
- [6] S. Dieter, “High Lift Systems and Maximum Lift Coefficients”, en *Aircraft Design. Lecture Notes*, 2015, 8.
- [7] T. Majid y B. W. Jo, “Status and Challenges on Design and Implementation of Camber Morphing Mechanisms”, 2021, *Hindawi Limited*. doi: 10.1155/2021/6399937.
- [8] S. Özgen *et al.*, “Morphing Air Vehicle Concepts”, 2003. [En línea]. Disponible en: <https://www.researchgate.net/publication/228889328>
- [9] B. Li, Y. Cai, L. Jiang, L. Liu, Z. Zhao, y G. Chen, “A flexible morphing wing by soft wing skin actuation utilizing dielectric elastomer: Experiments and electro-aerodynamic model”, *Smart Mater Struct*, vol. 29, n° 1, 2020, doi: 10.1088/1361-665X/ab5ad8.
- [10] O. Schorsch, A. Lühring, C. Nagel, R. Pecora, y I. Dimino, “POLYMER BASED MORPHING SKIN FOR ADAPTIVE WINGS”, 2015.
- [11] G. Jodin, “Hybrid electroactive morphing at real scale-application to Airbus A320”, 2023. [En línea]. Disponible en: <https://theses.hal.science/tel-04228420>
- [12] C. Beaverstock, B. Woods, J. Fincham, y M. Friswell, “Performance Comparison between Optimised Camber and Span for a Morphing Wing”, *Aerospace*, vol. 2, pp. 524–554, sep. 2015, doi: 10.3390/aerospace2030524.
- [13] R. M. Heeb, M. Dicker, y B. K. S. Woods, “Manufacturing and characterisation of 3D printed thermoplastic morphing skins”, *Smart Mater Struct*, vol. 31, n° 8, ago. 2022, doi: 10.1088/1361-665X/ac71ed.

- [14] D. Gonzalez, J. Garcia, y B. Newell, “Electromechanical characterization of a 3D printed dielectric material for dielectric electroactive polymer actuators”, *Sens Actuators A Phys*, vol. 297, oct. 2019, doi: 10.1016/j.sna.2019.111565.
- [15] I. Raguž *et al.*, “Soft dielectric actuator produced by multi-material fused filament fabrication 3D printing”, *Polym Adv Technol*, vol. 34, n° 6, pp. 1967–1978, jun. 2023, doi: <https://doi.org/10.1002/pat.6024>.
- [16] CFD Support, “Airfoil Aerodynamics Tutorial - NACA 0012”, <https://www.cfdsupport.com/airfoil-aerodynamics-tutorial-naca-0012.html>.
- [17] R. I. Rubel y M. Rokunuzzaman, “Comparison of Aerodynamics Characteristics of NACA 0015 & NACA 4415 Aerofoil Blade”, *International Journal of Research - GRANTHAALAYAH*, vol. 5, pp. 187–197, nov. 2017, doi: 10.5281/zenodo.1095406.
- [18] Peter Garrison, “Airfoils: A Short History”, Flying.
- [19] I. N. Wani *et al.*, “Design & analysis of NACA 0012 airfoil with circular dent of 30 mm depth on upper surface”, *Mater Today Proc*, 2023, doi: <https://doi.org/10.1016/j.matpr.2023.05.013>.
- [20] Mexpolimeros, “PLA (Acido Poliláctico) - poliácido-L-láctico (PLLA)”.
- [21] Top3D, “NinjaFlex®”.
- [22] R. Paccieri, “Todo lo que necesitas saber sobre los Flaps”, Fénix aeronáutica.
- [23] M. S. G. Samuel, P. Rajendran, y S. Khan, “CFD Simulation of NACA 2412 airfoil with new cavity shapes”, *Adv Aircr Spacecr Sci*, vol. 9, pp. 131–148, mar. 2022, doi: 10.12989/aas.2022.9.2.131.

