



**Modelación computacional del comportamiento mecánico del perfil alar de la aeronave A-29B
Súper Tucano en operaciones de vuelo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana**

Muñoz Anda, Paúl Andrés

Departamento de Ciencias de la Energía y Mecánica

Carrera de Ingeniería Mecánica

Trabajo de titulación, previo a la obtención del título de Ingeniero Mecánico

Sánchez Sánchez, Xavier Rolando, PhD.

16 de Agosto del 2023



Plagiarism report

MUÑOZ_PAUL_TESIS_PLAGIO3.pdf

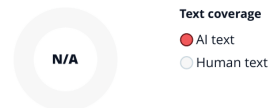
Scan details

Scan time: August 27th, 2023 at 12:13 UTC Total Pages: 33 Total Words: 8088

Plagiarism Detection



AI Content Detection



🔍 Plagiarism Results: (8)

<p> teor-a-y-analisis-de-respuestas-ppa.pdf 1.1%</p> <p>http://www.anac.gov.ar/anac/web/uploads/pers_aeron/exam...</p> <p>ANAC ANAC DIRECCIÓN NACIONAL DE SEGURIDAD OPERACIONAL DIRECCIÓN LICENCIAS AL PERSONAL DTO. CONTROL EDUCATIVO PILOTO PRIVADO AVIÓ...</p>
<p> ¿Cuáles son las opciones esperadas para integrar dr... 1%</p> <p>https://ts2.space/es/cuales-son-las-opciones-esperadas-para...</p> <p>Saltar al contenido LIM Center, Aleje Jerozolimskie 65/79, 00-697 Warsaw, Poland +48 (22) 364 58 00 ...</p>
<p> LUIS_DANIEL_MENDOZA_PEREZ.pdf 0.9%</p> <p>https://oa.upm.es/39335/1/luis_daniel_mendoza_perez.pdf</p> <p>Luis Daniel Mendoza E.T.S. DE INGENIEROS INDUSTRIALES UNIVERSIDAD POLITÉCNICA DE MADRID C/ José Gutiérrez Abascal, 2 28006 MADRID DEPARTAMENTO DE INGENIERÍ...</p>



About this report
help.copyleaks.com



.....
Sánchez Sánchez, Xavier Rolando, PhD.

C. C.: 1712575826



Departamento de Ciencias de la Energía y Mecánica

Carrera de Ingeniería Mecánica

Certificación

Certifico que el trabajo de titulación: **Modelación computacional del comportamiento mecánico del perfil alar de la aeronave A-29B Súper Tucano en operaciones de vuelo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana** fue realizado por el señor Muñoz Anda, Paúl Andrés el mismo que cumple con los requisitos legales, teóricos, científicos, técnicos y metodológicos establecidos por la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, además fue revisado y analizado en su totalidad por la herramienta de prevención y/o verificación de similitud de contenidos; razón por la cual me permito acreditar y autorizar para que se lo sustente públicamente.

Sangolquí, 16 de agosto del 2023

.....

Sánchez Sánchez, Xavier Rolando, PhD.

C. C.: 1712575826



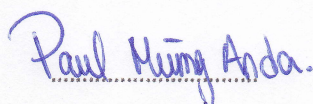
Departamento de Ciencias de la Energía y Mecánica

Carrera de Ingeniería Mecánica

Responsabilidad de Autoría

Yo Muñoz Anda, Paúl Andrés, con cédula n° 1720205945, declaro que el contenido, ideas y criterios del trabajo de titulación: **Modelación computacional del comportamiento mecánico del perfil alar de la aeronave A-29B Súper Tucano en operaciones de vuelo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana** es de mi autoría y responsabilidad, cumpliendo con los requisitos legales, teóricos, científicos, técnicos, y metodológicos establecidos por la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, respetando los derechos intelectuales de terceros y referenciando las citas bibliográficas.

Sangolquí, 16 de agosto del 2023



Muñoz Anda, Paúl Andrés

C. C.: 1720205945



Departamento de Ciencias de la Energía y Mecánica

Carrera de Ingeniería Mecánica

Autorización de Publicación

Yo Muñoz Anda, Paúl Andrés, con cédula n° 1720205945, autorizo a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE publicar el trabajo de titulación: **Modelación computacional del comportamiento mecánico del perfil alar de la aeronave A-29B Súper Tucano en operaciones de vuelo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana** en el Repositorio Institucional, cuyo contenido, ideas y criterios son de mi responsabilidad.

Sangolquí, 16 de agosto del 2023

Paul Muñoz Anda.

Muñoz Anda, Paúl Andrés

C. C.: 1720205945

Dedicatoria

A mi madre Celina, a mi abuelito Vicente, a mis tíos Male, Danilo y Juan, que con su amor, sacrificio y ejemplo, me ayudaron a llegar a la meta propuesta en mi vida profesional, que desde pequeño me han inculcado valores. Jamás tendría suficiente tiempo en mi vida para expresar mi gratitud por todo lo que han hecho por mí. Los amo profundamente.

Agradecimientos

Primero que nada, expreso mi gratitud a Dios por bendecirme con una familia y la oportunidad de educarme, ya que cada día me ha otorgado la determinación necesaria para perseverar y no sucumbir ante los desafíos.

Quiero agradecer a mi tutor, el ingeniero Xavier Sánchez PhD, por dedicarme su tiempo, paciencia y compartir su valiosa experiencia conmigo.

A todas las personas que colaboraron para la realización del presente trabajo, particularmente a aquellos que me abieron las puertas y compartieron sus conocimientos.

Índice de Contenidos

Resumen	16
Abstract	17
Capítulo I: Generalidades	18
Introducción	18
Antecedentes.....	19
Objetivos.....	21
<i>Objetivo General</i>	21
<i>Objetivos Específicos</i>	21
Alcance del proyecto	22
Justificación del proyecto	22
Capítulo II: Investigación	23
Conceptos básicos de la aerodinámica	23
Perfil aerodinámico	24
Perfiles aerodinámicos de 4 dígitos (NACA MPXX).....	25
Origen de las cargas aerodinámicas	26
Origen de las cargas aerodinámicas sobre perfiles.....	27
Fuerzas, momentos y coeficientes aerodinámicos.....	28
Número de reynolds	31
Pérdida aerodinámica	31
Métodos de modelamiento de turbulencia para el análisis aerodinámico.....	32
DNS: Simulación numérica directa (Direct Numerical Simulation).....	32
LES: Simulación de grandes vórtices(Large Eddy Simulation.....	33
RANS: Ecuaciones de Navier-Stokes promediadas por Reynolds(Reynolds Averaged Na- vier Stokes)	33
Spalart-Allmaras.....	34

$k - \epsilon$	35
$k - \omega$	35
Modelo $k - \omega$ SST: Shear-Stress-Transport	35
Capa límite	35
<i>Capa límite de flujo laminar</i>	36
<i>Capa límite de flujo turbulento</i>	36
Características y propiedades geométricas de una malla computacional	37
<i>Selección de malla</i>	38
<i>Calidad de malla</i>	38
Relación de aspecto	38
Oblicuidad	39
Ortogonalidad	39
Capítulo III: Metodología	41
CFD (Computational Fluid Dynamics)	41
Software utilizado	42
Diseño alar	43
Modelo del perfil NACA del ala	43
<i>Modelo geométrico</i>	44
<i>Dominio computacional</i>	44
<i>Condiciones de frontera</i>	45
Malla	46
<i>Análisis de convergencia</i>	47
<i>Calidad de la malla</i>	48
Modelamiento matemático	49
Implementación numérica	50
<i>Construcción del modelo computacional</i>	50
Análisis tensional	52
<i>Selección del material</i>	53

	10
<i>Mallado</i>	54
Capítulo IV: Análisis de resultados	56
Simulaciones del comportamiento aerodinámico del perfil alar en operaciones de despegue .	56
<i>Presión</i>	56
<i>Velocidad</i>	57
<i>Fuerza y coeficientes de resistencia</i>	58
<i>Fuerza y coeficiente de sustentación</i>	59
<i>Validación de resultados</i>	61
Simulaciones del comportamiento aerodinámico del perfil alar en operaciones de aterrizaje .	63
<i>Presión</i>	63
<i>Velocidad</i>	64
<i>Fuerza y coeficientes de resistencia</i>	65
<i>Fuerza y coeficiente de sustentación</i>	66
<i>Validación de resultados</i>	67
Simulaciones del comportamiento aerodinámico del perfil alar en operaciones de vuelo recto- nivelado.....	69
<i>Presión</i>	69
<i>Velocidad</i>	70
<i>Fuerza y coeficientes de resistencia</i>	71
<i>Fuerza y coeficiente de sustentación</i>	72
<i>Validación de resultados</i>	73
Simulación mecánica del ala	76
<i>Fuerza de resistencia</i>	76
<i>Fuerza de sustentación</i>	76
<i>Máximo peso de despegue</i>	77
<i>Empuje</i>	77
<i>Cargas que se somete el ala</i>	78
<i>Deformación total</i>	79

	11
<i>Esfuerzo equivalente en el ala</i>	80
<i>Factor de carga (seguridad)</i>	81
Capítulo V: Conclusiones y recomendaciones	83
Conclusiones	83
Recomendaciones	84
Referencias	85
Referencias	85
Apéndices	88

Índice de Tablas

Tabla 1	Rango de valores de oblicuidad	39
Tabla 2	Rango de valores de ortogonalidad	40
Tabla 3	Convergencia de las mallas	47
Tabla 4	Propiedades mecánicas del material compuesto del componente reparado	53
Tabla 5	Parámetros de vuelo en condiciones de despegue	56
Tabla 6	Validación de la simulación en operaciones de despegue	62
Tabla 7	Parámetros de vuelo en condiciones de aterrizaje	63
Tabla 8	Validación de la simulación en operaciones de aterrizaje	69
Tabla 9	Parámetros de vuelo en condiciones de vuelo recto-nivelado	69
Tabla 10	Validación de la simulación en operaciones de vuelo recto-nivelado	76
Tabla 11	Cargas a las que se somete el ala	78

Índice de Figuras

Figura 1	Avión A-29B Super Tucano	18
Figura 2	Contorno de velocidades de un perfil NACA 4415	19
Figura 3	Perfil alar del Super Tucano obtenido a partir del modelo CAD	21
Figura 4	Principales fuerzas que actúan en el ala de un avión	23
Figura 5	Partes del perfil aerodinámico	24
Figura 6	Ángulo de ataque	25
Figura 7	Perfil aerodinámico NACA 2412	26
Figura 8	Distribución de presión neta y esfuerzo viscoso	26
Figura 9	Líneas de corriente y distribución de presión alrededor de un perfil simétrico. (a) ángulo de ataque. $\alpha=0^\circ$. (b) ángulo de ataque, $\alpha=5^\circ$	27
Figura 10	Presión y esfuerzo cortante en una superficie aerodinámica	28
Figura 11	Fuerza aerodinámica resultante y momento en el cuerpo	29
Figura 12	Fuerza aerodinámica resultante y las componentes en que se divide	29
Figura 13	Capa límite y ángulo de ataque	32
Figura 14	Zonas de la capa límite de velocidad	36
Figura 15	Tipos de mallas	37
Figura 16	Tipos de celdas/elementos que componen la malla	38
Figura 17	Vectores de Ortogonalidad	39
Figura 18	Método de volúmenes de control	42
Figura 19	Modelo CAD del ala del Super Tucano	43
Figura 20	Geometría en Ansys Fluent del perfil alar NACA 2412	44
Figura 21	Volumen de control para la simulación aerodinámica	45
Figura 22	Condiciones de frontera	45
Figura 23	Mallado no estructurado	46
Figura 24	Mallado estructurado de 200000 elementos	48
Figura 25	Malla alrededor del perfil NACA 2412	48
Figura 26	Oblicuidad	49

Figura 27	Ortogonalidad	49
Figura 28	Método de solución numérica	51
Figura 29	Criterios de convergencia	51
Figura 30	Convergencia de la simulación	52
Figura 31	Cargas en vuelo	53
Figura 32	Propiedades de nuevo material	54
Figura 33	Mallado	55
Figura 34	Campo de presiones a 7.5 grados	57
Figura 35	Campo de velocidades a 7.5 grados	58
Figura 36	Coefficiente de resistencia a 7.5 grados	59
Figura 37	Fuerza de resistencia a 7.5 grados	59
Figura 38	Coefficiente de sustentación a 7.5 grados	60
Figura 39	Fuerza de sustentación a 7.5 grados	60
Figura 40	Residuos a 7.5 grados	61
Figura 41	Coefficiente de sustentación vs ángulo de ataque a 7.5 grados en túnel de viento	62
Figura 42	Campo de presiones a -3 grados	64
Figura 43	Campo de velocidades a -3 grados	64
Figura 44	Coefficiente de resistencia a -3 grados	65
Figura 45	Fuerza de resistencia a -3 grados	65
Figura 46	Coefficiente de sustentación a -3 grados	66
Figura 47	Fuerza de sustentación a -3 grados	66
Figura 48	Residuos a -3 grados	67
Figura 49	Coefficiente de sustentación vs ángulo de ataque a -3 grados en túnel de viento	68
Figura 50	Campo de presiones a 0 grados	70
Figura 51	Campo de velocidades a 0 grados	70
Figura 52	Coefficiente de resistencia a 0 grados	71
Figura 53	Fuerza de resistencia a 0 grados	72
Figura 54	Coefficiente de sustentación a 0 grados	73
Figura 55	Fuerza de sustentación a 0 grados	73

Figura 56	Residuos a 0 grados	74
Figura 57	Coeficiente de sustentación vs ángulo de ataque a 0 grados en túnel de viento .	75
Figura 58	Empuje	78
Figura 59	configuración del modelo	79
Figura 60	Deformación total	80
Figura 61	Esfuerzos equivalentes en la superficie del ala	81
Figura 62	Factor de seguridad del ala	82

Resumen

El presente trabajo consiste en realizar la modelación computacional del comportamiento aerodinámico y mecánico del perfil alar de la aeronave A-29B Super Tucano de la Fuerza Aérea Ecuatoriana en operaciones de vuelo como despegue, aterrizaje y vuelo nivelado.

Para lograr lo anterior, se realizó en primer lugar una investigación sobre los conceptos básicos de aerodinámica aplicados a perfiles alares como fuerzas, momentos y coeficientes aerodinámicos. Se identificó que el ala del Super Tucano posee un perfil NACA 2412.

Luego se diseñó un modelo CAD del ala y se obtuvo la geometría del perfil NACA 2412. Con esto se construyó un dominio de simulación en Ansys Fluent, definiendo las condiciones de frontera y una malla de alta calidad.

Se implementaron los modelos matemáticos RANS SST k-omega en Fluent para simular el comportamiento aerodinámico en despegue, aterrizaje y vuelo nivelado. Esto permitió analizar parámetros como presión, velocidad, fuerza y coeficientes.

Finalmente, se implementó una simulación mecánica con Inventor-Nastran para determinar las cargas máximas que soporta el ala, la deformación, esfuerzos, factor de seguridad y verificar su resistencia.

Los resultados muestran el comportamiento aerodinámico y resistencia mecánica del ala en distintas operaciones de vuelo, logrando el objetivo de modelar computacionalmente tanto su aerodinámica como su comportamiento estructural.

Palabras clave: comportamiento aerodinámico, operaciones de vuelo, NACA 2412, dominio de simulación, cargas máximas.

Abstract

The present work consists of the computational modeling of the aerodynamic and mechanical behavior of the airfoil of the A-29B Super Tucano aircraft. the aerodynamic and mechanical behavior of the airfoil of the A-29B Super Tucano aircraft of the Ecuadorian Air Force in flight operations such as take off, landing and level flight.

In order to achieve the above, we first conducted a research on the basic concepts of aerodynamics as applied to the of aerodynamics applied to airfoils such as forces, moments and aerodynamic coefficients. It was identified that the Super Tucano wing has a NACA 2412 airfoil.

Then a CAD model of the wing was designed and the geometry of the NACA 2412 airfoil was obtained. With a simulation domain was built in Ansys Fluent, defining the boundary conditions and a high quality mesh. a high quality mesh.

The RANS SST k-omega mathematical models were implemented in Fluent to simulate the aerodynamic behavior in take off, landing and level flight. This allowed to analyze parameters such as pressure, velocity parameters such as pressure, velocity, force and coefficients were analyzed.

Finally, a mechanical simulation was implemented with Inventor-Nastran to determine the maximum loads supported by the wing. the maximum loads supported by the wing, deformation, stresses, safety factor and to verify its resistance.

The results show the aerodynamic behavior and mechanical resistance of the wing in different flight operations. different flight operations, achieving the objective of computationally modeling both its aerodynamic and structural behavior.

Keywords: aerodynamic behavior, flight operations, NACA 2412, simulation domain, maximum loads. simulation domain, maximum loads.

Capítulo I: Generalidades

Introducción

El avión Super Tucano de las Fuerzas Aéreas Ecuatorianas se introdujo en 2010 como parte de un acuerdo de cooperación militar entre Brasil y Ecuador. El Super Tucano reemplazó a los aviones A-37B Dragonfly como la aeronave principal de ataque ligero de la Fuerza Aérea Ecuatoriana. Desde su inicio, el Super Tucano ha sido utilizado en misiones de vigilancia y control del espacio aéreo, así como en operaciones de seguridad interna y lucha contra el narcotráfico (Roberto, 2022).

Figura 1

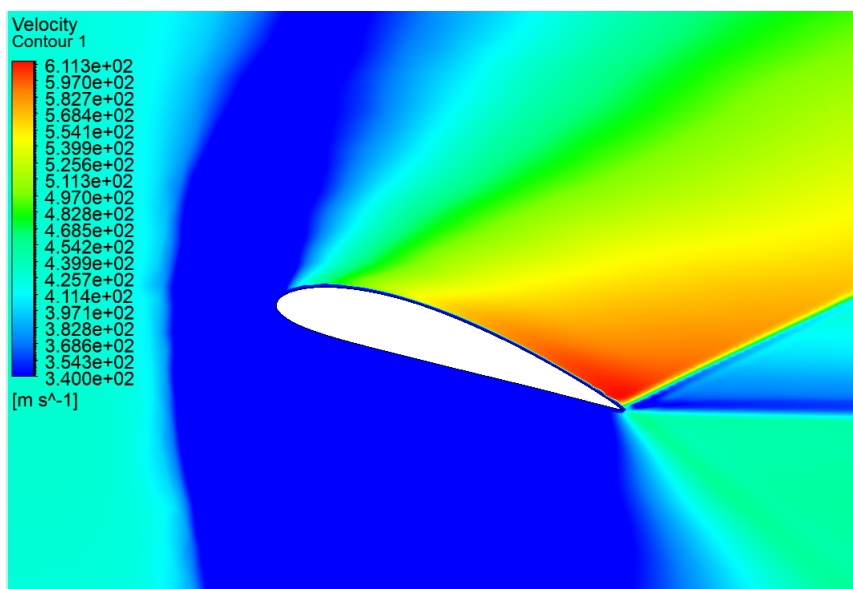
Avión A-29B Super Tucano



La Dinámica de Fluidos Computacional CFD, es una herramienta importante en el área de la aeronáutica para analizar y diseñar aerodinámica de aeronaves. CFD se utiliza para simular y predecir el flujo de aire alrededor de las superficies de las aeronaves y para analizar su comportamiento en diferentes condiciones como: velocidad, presión, altitud en diferentes ángulos de ataque (Sanchez-Ocampo et al., 2020).

Figura 2

Contorno de velocidades de un perfil NACA 4415



Los resultados de las simulaciones CFD son utilizados para mejorar el diseño de las aeronaves, optimizar su rendimiento y mejorar su eficiencia energética. Además, CFD también se utiliza para el diseño de motores, sistemas de ventilación y sistemas de refrigeración en aeronaves (Aguilar et al., 2020).

El método de elementos finitos FEA, se utiliza en el área de la aeronáutica para analizar el comportamiento mecánico de estructuras aeronáuticas, como alas, fuselajes, turbinas y piezas de motores. El método se utiliza para predecir el rendimiento y la resistencia de las estructuras bajo diferentes condiciones de carga y para optimizar su diseño. También se utiliza para simular el flujo de aire alrededor de un avión y para analizar el rendimiento aerodinámico (Rodríguez, 2014).

El presente proyecto propone la modelación computacional del perfil alar A-29B, desarrollado el CAD, la simulación en CFD en operaciones de despegue, aterrizaje y vuelo recto-nivelado, para obtener los resultados de las fuerzas, coeficientes aerodinámicos, los esfuerzos y el comportamiento del ala.

Antecedentes

(Luis, 2011), observó que al simular un perfil alar de geometría trapezoidal para un avión comercial denominado Phenom 100 de Embraer mediante ANSYS, se obtiene una fuerza resultante aerodinámica de las componentes de levantamiento o sustentación y resistencia al avance que se ven afectadas al

variar el ángulo de ataque, es decir, que el ala a cero grados de ángulo de ataque la presión se desplaza hacia el borde salida lo cual indica que existe una mayor resistencia al avance, comparado con un ángulo de ataque a 17 grados, en donde la presión se encuentra en zona de succión del ala, también llamada extradós que es la superficie superior del ala.

(Puerta y Sánchez, 2012), proponen la obtención de un modelo matemático y simulación para vehículos aéreos miniatura como MAV (Micro Aerial Vehicle) y aplicarlos con una configuración de tipo ala voladora, generada por coeficientes aerodinámicos, de modo que la geometría del ala influye totalmente en la trayectoria del vehículo, además el tipo ala voladora es estable cuando se generan cambios bruscos del ángulo de ataque indicando una estructura firme.

(De et al., 2016), determinó cómo el diseño estructural mediante elementos finitos de un ala en condiciones de vuelo se vería afectado por los pesos del ala. Al comparar los modelos fabricados en aluminio y los fabricados en materiales compuestos (fibra de carbono), se encontró que las tensiones aumentaban cuando se reducía el espesor del aluminio, mientras que los materiales compuestos fabricados bajo las mismas condiciones de trabajo y espesores resultaron ser más efectivos. Cuando se trabaja con materiales compuestos, no siempre es solo importante el espesor sino también es importante tener en cuenta la dirección de las fibras. En conclusión, la fibra de carbono ofrece una estructura más liviana y duradera que el aluminio 7178-T6 a expensas de un precio más alto.

El estudio de (del Carmen Salazar Hernández y Nacional, 2016), describe que al comparar dos materiales, aluminio y fibra de Kevlar con resina epóxica mediante una simulación en la estructura de un perfil alar, los resultados fueron excelentes para el ala de fibra de Kevlar, ya que mejoró a la integridad estructural y el factor de seguridad disminuyendo el peso con materiales compuestos, siendo más altos los esfuerzos de fluencia que las aleaciones de aluminio. Un ala construida únicamente con materiales compuestos resulta más elevado el costo, sin embargo, compensará una carga útil mayor en la aeronave.

A través del análisis aerodinámico mediante CFD de (Sanchez-Ocampo et al., 2020), realizaron simulaciones de la aeronave a distintos ángulos de ataque con el fin de ampliar el análisis aerodinámico con las mismas condiciones de operación y de frontera de la simulación principal. El ángulo de pérdida de la aeronave volando a una altura y condiciones atmosféricas establecidas es de 10 grados, por consiguiente, el ángulo perfecto es de 3.5 grados, la cual representa una eficiencia aerodinámica, lo que

incide en que la aeronave debe volar con esa inclinación cuando está en la etapa de crucero.

(Wilfrido y Palacios, 2021), realizaron un modelamiento y construcción del componente Wing Tip para la FAE. Mediante un escáner 3D define que el super Tucano tiene un perfil aerodinámico NACA 2412, el cual contribuye valores útiles para recrear el comportamiento del ala, así mismo se obtiene las especificaciones y ciertas medidas utilizando un software CAD.

Figura 3

Perfil alar del Super Tucano obtenido a partir del modelo CAD



Simulaciones elaboradas con un ángulo de ataque de 0° , 5° y 10° , indicaron que a 10° la velocidad es mayor, pero con respecto a la presión aumentaba considerablemente, lo que genera una disminución en la sustentabilidad del ala. Para el ángulo de ataque en el rango de 0° a 5° la velocidad es menor, sin embargo, la sustentabilidad aumenta. Por teoría está correcto, ya que un ángulo de ataque muy alto puede generar una pérdida de sustentación y causar que el avión se estrelle (Diego, 2021).

Objetivos

Objetivo General

- Realizar la modelación computacional del comportamiento mecánico del perfil alar de la aeronave A-29B Super Tucano en operaciones de vuelo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana.

Objetivos Específicos

- Analizar mediante simulación numérica CFD el comportamiento aerodinámico del perfil alar del A-29B Super Tucano en distintas condiciones de vuelo.
- Validar los resultados obtenidos de las simulaciones CFD mediante datos experimentales.
- Realizar un análisis estructural del perfil alar sometido a las cargas aerodinámicas calculadas para comprobar su resistencia mecánica.

Alcance del proyecto

El alcance del presente proyecto radicará únicamente en el estudio y simulación computacional del perfil alar de la aeronave A-29B Super Tucano, sin considerar otros componentes de la misma.

Se analizarán las condiciones en diferentes operaciones de vuelo tal como: despegue, aterrizaje y vuelo recto-nivelado. un análisis de un modelo matemático, validación del modelo matemático por medio de los resultados de las fuerzas, coeficientes aerodinámicos, los esfuerzos y el comportamiento de los componentes.

No se incluirán análisis de fatiga ni de elementos de unión del ala con el resto de la aeronave. Los datos de entrada tanto para las simulaciones CFD como los análisis estructurales se obtendrán de información disponible en planos y manuales técnicos del Super Tucano.

Por otra parte, los archivos que correspondientes al estudio computacional realizado no puede ser divulgados debido al convenio realizado con la entidad co-participante.

Justificación del proyecto

El desarrollo del presente proyecto radicará directamente con los objetivos del proyecto de investigación “Analizar mediante simulación numérica CFD el comportamiento aerodinámico del perfil alar del A-29B Super Tucano en distintas condiciones de vuelo.”; ejecutando de forma conjunta por la Fuerza Aérea Ecuatoriana y el Departamento de Ciencias de la Energía y Mecánica de la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE; como parte de los proyectos militares en apoyo a la defensa.

En este contexto la realización de este estudio adquiere relevancia, debido a que las herramientas avanzadas de CFD son necesarias para capturar el comportamiento no lineal de la aerodinámica. Con el uso de estos elementos es posible resolver problemas de manera virtual, especificando los daños en el ala de un avión y las posibles soluciones, otorgando mayor seguridad y rentabilidad para la puesta en ejecución en los hangares de mantenimiento (Sanchez-Ocampo et al., 2020).

En los últimos tiempos, el diseño asistido por computadora ha logrado grandes avances, especialmente en el diseño y modelado de objetos tridimensionales que se pueden imprimir o fabricar. Estos avances representan un cambio de paradigma en la fabricación, reparación y mantenimiento de aeronaves, por lo que demuestran la importancia de realizar esta investigación para contribuir al desarrollo teórico y práctico de la disciplina, lo que redundará en mejores resultados en el campo (Lugo, 2020).

Capítulo II: Investigación

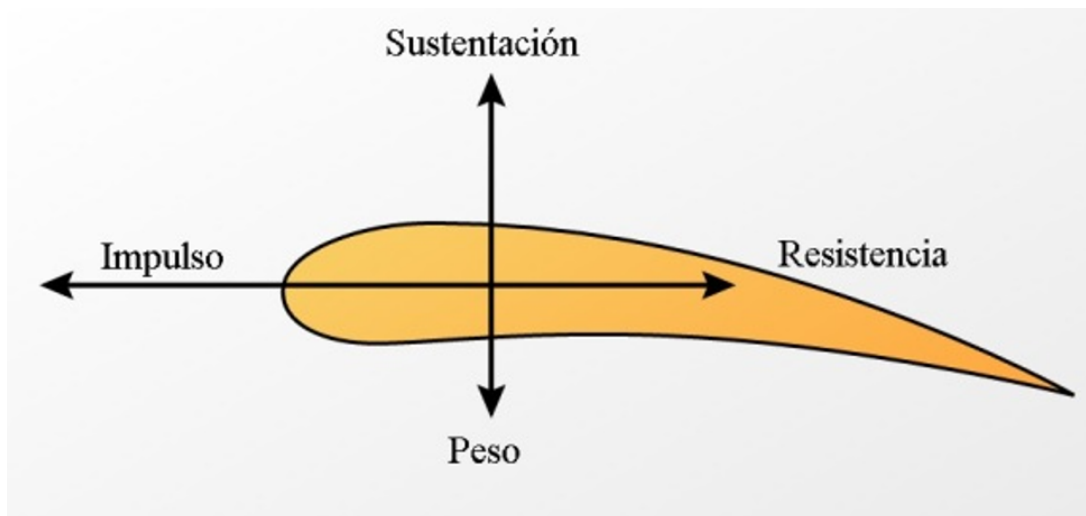
Conceptos básicos de la aerodinámica

Es un campo de la ciencia que investiga cómo los objetos que se mueven por el aire afectan el medio ambiente que los rodea. El objetivo principal es examinar cómo se comporta el aire alrededor de los objetos que se mueven en su interior. Esto permite conocer la información necesaria, como velocidad, presión, densidad, temperatura, etc. Los modelos para describir el movimiento de los fluidos se pueden obtener utilizando las ecuaciones de Navier-Stokes, que forman la base de esta ciencia (Franchini y J, 2012).

Es esencial comprender las fuerzas que actúan sobre los aviones en el aire. Estas fuerzas constan de cuatro componentes: dos horizontales en dirección opuesta y dos verticales también en dirección opuesta. La propulsión del avión, generada por el motor, lo impulsa hacia adelante, pero encuentra resistencia del aire. Además, la fuerza de gravedad del avión lo empuja hacia abajo, pero la fuerza de sustentación contrarresta esta fuerza y levanta la aeronave (Bejerano, 2016).

Figura 4

Principales fuerzas que actúan en el ala de un avión



Perfil aerodinámico

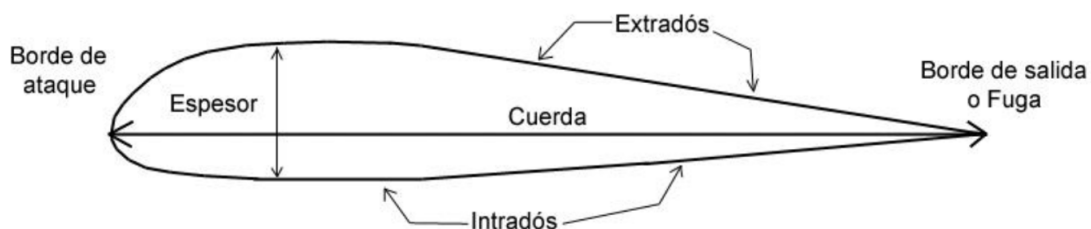
En la aeronáutica, se conoce como perfil aerodinámico o perfil alar a una forma bien definida que tiene la capacidad de generar sustentación de manera autónoma mientras se desplaza en el aire. El comportamiento del aire varía según la presión y velocidad a la que está expuesto. Al analizar un perfil típico, como la sección transversal de un ala, se pueden identificar algunas regiones importantes evidentes de diseño, como se observa en la figura 5 (Redacción, 2019).

(Aeronáutico, 2017), describió las principales partes de un perfil aerodinámico son:

- **Borde de ataque (Leading Edge):** Es la parte delantera del perfil, en donde incide la corriente de aire.
- **Borde de salida o borde de fuga (Trailing Edge):** Es la parte trasera del perfil, en donde la corriente de aire abandona el perfil.
- **Extradós:** Es la zona superior del perfil que comprende el borde de ataque y salida, además en esta parte la presión del aire es menor.
- **Intradós:** Es la zona inferior del perfil que comprende el borde de ataque y borde de salida, además la presión en esta zona es mayor.
- **Cuerda aerodinámica (Aerodynamic Chord):** Es una línea recta imaginaria que comprende el borde de ataque y el borde de salida del perfil alar.
- **Espesor:** Es un punto en el cual la distancia entre el extradós y el intradós es máxima.

Figura 5

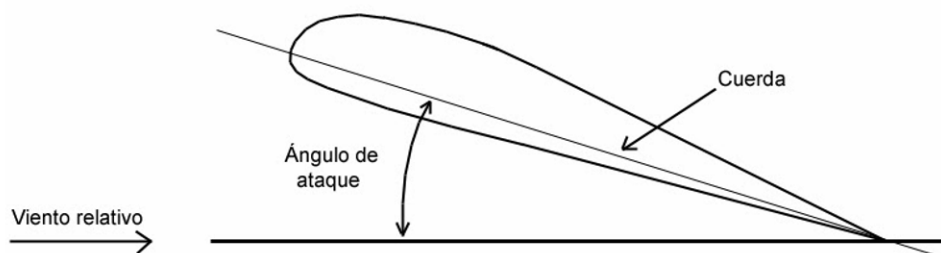
Partes del perfil aerodinámico



Un factor geométrico clave es el ángulo de ataque, α , que se define como el ángulo entre la dirección del viento relativo que incide en el perfil y la línea de la cuerda, como se observa en la figura 6.

Figura 6

Ángulo de ataque



Perfiles aerodinámicos de 4 dígitos (NACA MPXX)

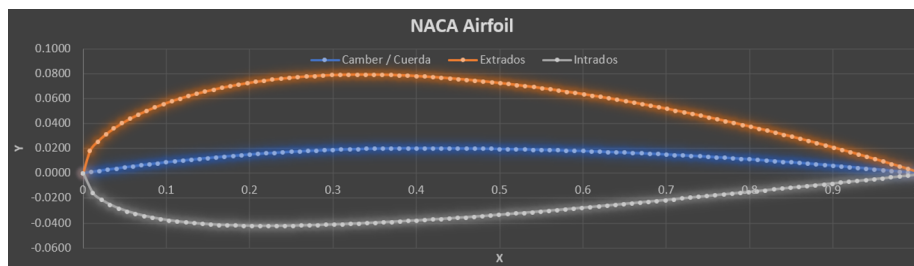
Los perfiles aerodinámicos NACA son diseños de alas para aeronaves desarrollados por el Comité Asesor Nacional para Aeronáutica (NACA), que se describen mediante una serie de números que siguen a la sigla "NACA". Estos números se utilizan en ecuaciones para generar con exactitud la forma transversal del perfil aerodinámico y calcular sus características. Es posible ingresar los parámetros numéricos en las ecuaciones correspondientes para obtener una representación precisa del perfil aerodinámico (Wiki, 2018).

En particular, estos perfiles se controlan por 4 dígitos, los cuales designan la curvatura, posición de la curvatura máxima y su grosor, así que, como ejemplo tenemos al perfil aerodinámico NACA 2412:

- M es el punto de curvatura máxima, siendo el 0,02 o el 2 % de la cuerda aerodinámica.
- P es la posición de la curvatura máxima, siendo el 0,04 o el 4 % de la cuerda aerodinámica.
- XX es el grosor, siendo el 0,12 o el 12 % de la cuerda aerodinámica.

Figura 7

Perfil aerodinámico NACA 2412

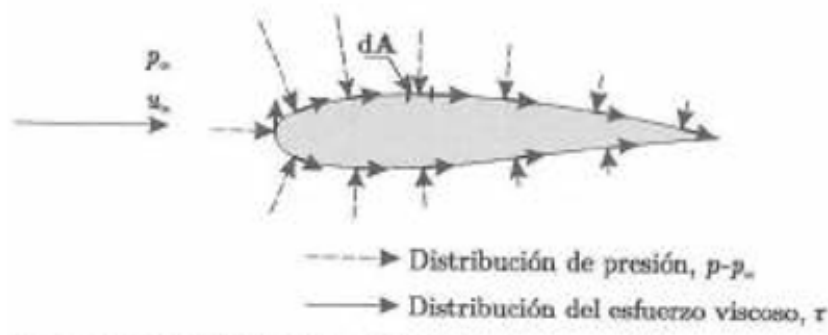


Origen de las cargas aerodinámicas

Independientemente de la complejidad del flujo de aire alrededor del cuerpo que se estudia, las fuerzas y los momentos de origen aerodinámico percibidos por el cuerpo se deben enteramente a dos causas: por un lado, la distribución de la presión sobre la superficie del cuerpo, p , o más estrictamente, la diferencia entre la presión p y alguna presión de referencia P_∞ (P_∞ se toma como el valor de la presión ambiental alrededor del cuerpo), por otro lado es la distribución de la tensión viscosa en la superficie del cuerpo, τ . La presión actúa en una dirección perpendicular a la superficie del objeto, mientras que la tensión viscosa actúa en la dirección tangencial, como se observa en la figura 8 (Franchini y J, 2012).

Figura 8

Distribución de presión neta y esfuerzo viscoso



Nota. Adaptado de *Introducción a la Ingeniería Aeroespacial* (p. 103), (Franchini y J, 2012).

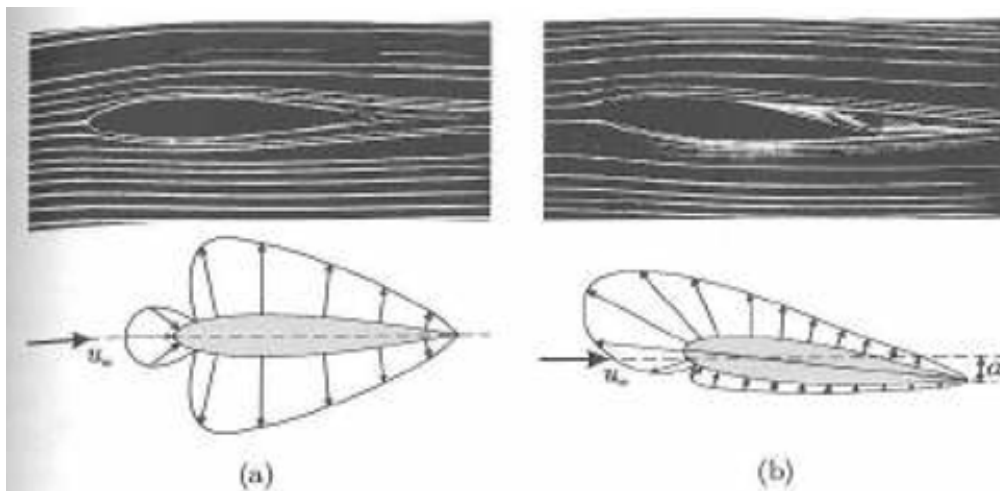
Origen de las cargas aerodinámicas sobre perfiles

Al igual que ocurre en un cilindro, cuando un perfil aerodinámico se expone a un flujo de un fluido, éste fuerza al aire a cambiar de dirección siguiendo líneas de corriente, como se puede apreciar en la figura , que muestra un perfil simétrico (sin curvatura) inmerso en un flujo uniforme.

Las líneas de flujo y la presión mostradas en la figura 9a corresponden a un perfil simétrico con un ángulo de ataque de cero grados, $\alpha=0^\circ$. Estas presentan un patrón simétrico en relación a la cuerda, lo que indica que la distribución de presión también es simétrica. Por lo tanto, la integral de la distribución de presión resulta en una fuerza de sustentación igual a cero (Franchini y J, 2012).

Figura 9

Líneas de corriente y distribución de presión alrededor de un perfil simétrico. (a) ángulo de ataque. $\alpha=0^\circ$. (b) ángulo de ataque, $\alpha=5^\circ$.



Nota. Adaptado de *Introducción a la Ingeniería Aeroespacial* (p. 119), (Franchini y J, 2012).

Si se ajusta la orientación del perfil en relación a la corriente, de manera que el ángulo de ataque no sea cero, $\alpha \neq 0$, la distribución de presión ya no es simétrica, lo que indica que el perfil no es simétrico y presenta curvatura. Esto resulta en una distribución de presión asimétrica, incluso cuando $\alpha = 0$, lo que a su vez genera cargas aerodinámicas distintas de cero a este ángulo de ataque (Franchini y J, 2012).

Fuerzas, momentos y coeficientes aerodinámicos

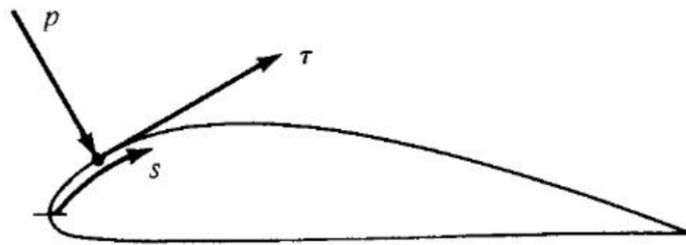
Las fuerzas y momentos aerodinámicos en el cuerpo son generados exclusivamente por dos fuentes fundamentales.

- Distribución de la presión sobre la superficie del cuerpo.
- Distribución del esfuerzo cortante sobre la superficie del cuerpo.

Más allá de la forma que tenga el cuerpo, las fuerzas y momentos aerodinámicos que experimenta se originan exclusivamente a partir de las dos fuentes básicas mencionadas anteriormente. La única manera en que la naturaleza puede transmitir una fuerza a un cuerpo en movimiento a través de un fluido son las distribuciones de presión y esfuerzo cortante en la superficie del cuerpo, representadas por la presión p y el esfuerzo cortante τ en la figura 10 (Anderson, 2017).

Figura 10

Presión y esfuerzo cortante en una superficie aerodinámica

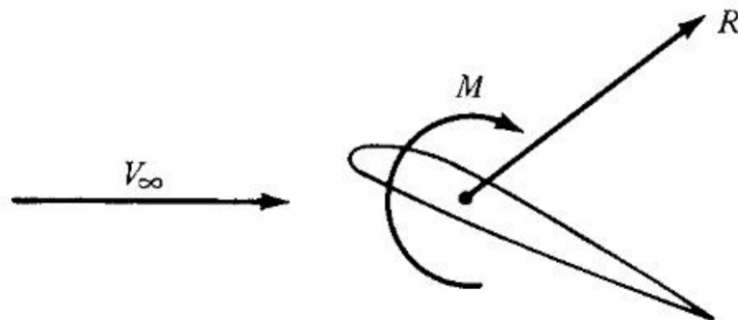


Nota. Adaptado de *Fundamentals of aerodynamics* (p. 19), (Anderson, 2017).

El resultado global de la integración de las distribuciones de presión p y esfuerzo cortante τ en toda la superficie del cuerpo es una fuerza aerodinámica resultante R y un momento M en el cuerpo.

Figura 11

Fuerza aerodinámica resultante y momento en el cuerpo

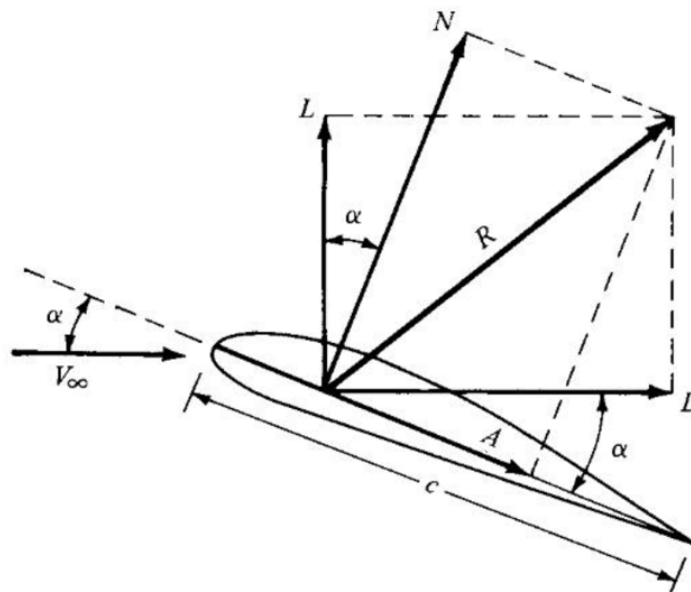


Nota. Adaptado de *Fundamentals of aerodynamics* (p. 20), (Anderson, 2017).

La fuerza resultante R puede ser descompuesta en componentes, dos de los cuales forman conjuntos de fuerzas sucesivos, como se observa en la figura 12.

Figura 12

Fuerza aerodinámica resultante y las componentes en que se divide



Nota. Adaptado de *Fundamentals of aerodynamics* (p. 20), (Anderson, 2017).

La fuerza de sustentación L (conocida como Lift en inglés) o F_L , es la fuerza que se genera en un

cuerpo que se mueve a través de un fluido, con una dirección perpendicular a la velocidad del flujo incidente. La fuerza de sustentación se calcula mediante:

$$F_L = \frac{1}{2} \rho v_\infty^2 S C_L \quad (1)$$

La fuerza de arrastre D (conocida como Drag en inglés) o F_D , es la resistencia que experimenta un cuerpo sólido al moverse a través de un fluido (líquido o gas), con una dirección paralela a la velocidad del flujo incidente. La fuerza de arrastre se calcula mediante:

$$F_D = \frac{1}{2} \rho v_\infty^2 S C_D \quad (2)$$

El momento aerodinámico de cabeceo (también conocido como pitching moment en inglés), es generado por las fuerzas aerodinámicas en un perfil o superficie, con un punto de aplicación en el centro aerodinámico, que se encuentra a un cuarto de la cuerda. El modelo matemático del momento aerodinámico es:

$$M = \frac{1}{2} \rho v_\infty^2 S C_M L \quad (3)$$

Donde, F_L es la fuerza de sustentación, F_D es la fuerza de arrastre, M es el momento, ρ es la densidad, v_∞ es la velocidad en flujo libre, S es la superficie aerodinámica y L es la Longitud de referencia del perfil. Despejando los coeficientes aerodinámicos, se tiene:

El coeficiente de Sustentación C_L , el cual establece la relación entre la fuerza de sustentación, la forma del cuerpo y las propiedades del fluido. Se expresa como:

$$C_L = \frac{2F_L}{\rho v_\infty^2 S} \quad (4)$$

El coeficiente de Arrastre C_D , el cual establece la relación entre la fuerza de arrastre, la forma del ala y las propiedades del fluido. Se expresa como:

$$C_D = \frac{2F_D}{\rho v_\infty^2 S} \quad (5)$$

El coeficiente de momento C_M , es el responsable de relacionar el momento de giro de un cuerpo con respecto a un punto específico. En el campo de la aeronáutica, este punto se selecciona comúnmente a una distancia de 1/4 de la cuerda medida desde el borde de ataque. La fórmula para el coeficiente de momento es:

$$C_M = \frac{2M}{\rho v_\infty^2 SL} \quad (6)$$

Número de reynolds

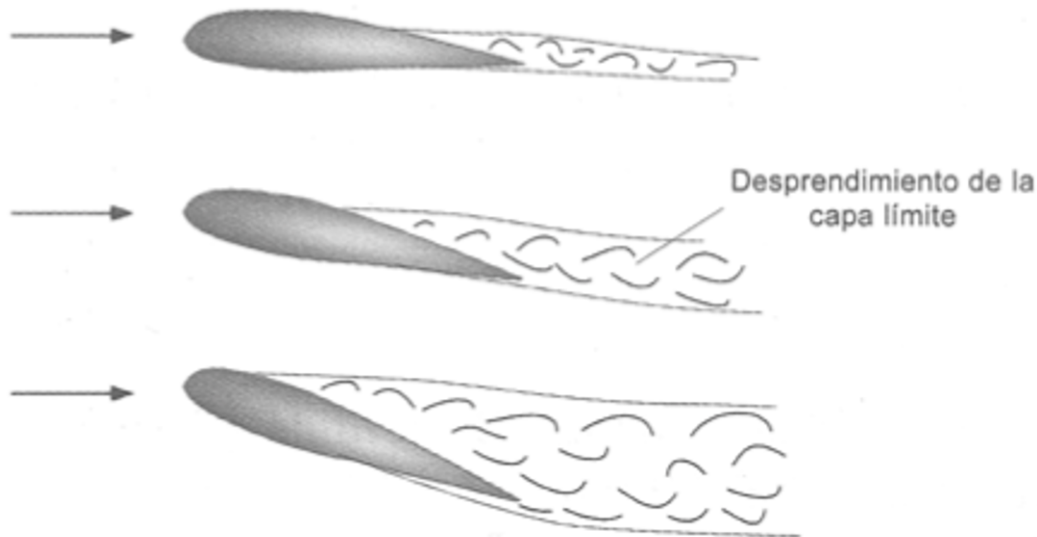
El número de Reynolds (Re) es un parámetro que permite identificar a priori cuando un flujo es laminar o turbulento, este también relaciona las fuerzas de inercia con las fuerzas viscosas en un flujo de fluido. Se define como:

$$Re = \frac{\rho V D}{\mu} \quad (7)$$

Donde: ρ es la densidad del fluido, V es la velocidad característica del flujo, D es la longitud característica del sistema y μ es la viscosidad dinámica del fluido. Si el valor de Re es inferior al umbral crítico, el flujo es laminar con las capas fluidas paralelas y ordenadas. En contraste, al sobrepasar ese valor límite, el flujo deviene turbulento y las capas de fluido se entremezclan de manera caótica. (White, 2004).

Pérdida aerodinámica

Se puede definir la pérdida aerodinámica, como la brusca caída de la sustentación cuando el ángulo de ataque alcanza cierto valor determinado. Es en este punto donde interviene la capa límite, ya que le resulta mucho más complejo permanecer pegada a la superficie superior del perfil a medida que el ángulo de ataque aumenta. (Daniel, 2013).

Figura 13*Capa límite y ángulo de ataque*

Métodos de modelamiento de turbulencia para el análisis aerodinámico

Existen diversos enfoques para modelar las fluctuaciones presentes en los flujos turbulentos al realizar un análisis mediante simulaciones CFD. Estos métodos difieren en términos de su costo computacional y, por lo tanto, en su aplicabilidad en la ciencia o la industria.

DNS: Simulación numérica directa (Direct Numerical Simulation)

Es una solución exhaustiva de las ecuaciones de Navier-Stokes obtenida directamente, sin utilizar promedios, lo que la convierte en la opción más precisa en términos de la precisión de los resultados que proporciona. El gasto computacional del DNS es demasiado elevado, incluso con números de Reynolds bajos. Para aplicaciones industriales comunes, los recursos necesarios para llevar a cabo un DNS superarían la capacidad de las computadoras más potentes disponibles en la actualidad. No obstante, la simulación numérica directa es una herramienta valiosa en la investigación fundamental de la turbulencia. Mediante el uso del DNS, es posible realizar experimentos numéricos, que proporcionan información difícil o imposible de obtener en el laboratorio, lo que permite una comprensión más profunda de la física de la turbulencia (Capote et al., 2008).

Características:

- Con esta técnica es posible resolver todas las escalas de fluctuaciones en el flujo.
- La malla debe ser muy fina y la escala de tiempo muy pequeña con el fin de capturar todas las escalas existentes en el flujo.
- La demanda de recursos computacionales se incrementa por el número de Reynolds.
- Esta herramienta es viable con número de Reynolds bajos y teniendo supercomputadoras disponibles.

LES: Simulación de grandes vórtices(Large Eddy Simulation)

Los modelos LES utilizan un enfoque de filtrado espacial en las ecuaciones que controlan el flujo, lo que implica que se resuelven las grandes escalas (la turbulencia generada por grandes remolinos), mientras que para las escalas más pequeñas se aplica un modelo que estima su efecto en los parámetros generales del flujo. El objetivo principal del LES es disminuir el gasto computacional al no tener en cuenta las escalas de longitud más pequeñas, que son más difíciles de resolver desde el punto de vista computacional, mediante el uso de un filtrado de paso bajo en las ecuaciones de Navier-Stokes (Capote et al., 2008).

Características:

- En términos de demanda computacional LES se posiciona entre DNS y RANS.
- Una simulación tridimensional es realizada sobre varios escalones de tiempo.
- La malla debe ser más gruesa, y los escalones de tiempo más largo, que en DNS, porque los movimientos del fluido más pequeños son representados por una escala de sub-malla.
- Son utilizados para aplicaciones científicas específicas debido a su alto costo computacional.

RANS: Ecuaciones de Navier-Stokes promediadas por Reynolds(Reynolds Averaged Navier Stokes)

Reynolds propuso el modelo RANS en 1895, el cual consiste en descomponer las variables de interés (velocidad, presión, etc.) en un valor medio y un componente fluctuante. La aplicabilidad de este enfoque depende de la estabilidad de los valores promedio obtenidos. Así, las ecuaciones originales de

Navier-Stokes son reformuladas en términos de las variables promedio, generando un nuevo conjunto de ecuaciones conocidas como ecuaciones promediadas de Reynolds. Estas ecuaciones son similares al conjunto original, pero incluyen una variable adicional, lo cual requiere la incorporación de un modelo adicional para cerrar el modelo RANS (Pedrozo-Acuña y Torres-Freyermuth, 2011).

Características:

- Principalmente se utiliza esta herramienta en aplicaciones de desarrollo tecnológico.
- Se resuelven las ecuaciones con el comportamiento del flujo promediado en el tiempo y las magnitudes de las fluctuaciones turbulentas.

El campo instantáneo, que se define como la suma de la componente promedio y la fluctuante, proporcionada por:

$$p = \bar{p} + p' \quad u_i = \bar{u}_i + u_i' \quad (8)$$

donde p es la presión, \bar{p} es la presión promedio, p' es la fluctuación de la presión, u_i es la velocidad, \bar{u}_i es la velocidad promedio, u_i' es la fluctuación de la velocidad.

Las ecuaciones RANS se obtienen al calcular el promedio de las ecuaciones de Navier-Stokes,

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \bar{u}_i)}{\partial x_i} = 0 \quad (9)$$

$$\frac{\partial(\rho \bar{u}_i)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \bar{u}_i \bar{u}_j)}{\partial x_j} = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial \bar{u}_l}{\partial x_l} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial x_j} (-\rho \overline{u_i' u_j'}) \quad (10)$$

El término final de la ecuación 9 corresponde a la derivada del tensor de Reynolds, el cual se modela incorporando una viscosidad turbulenta (Pedrozo-Acuña y Torres-Freyermuth, 2011).

En la siguiente sección se describen de manera breve algunos de los modelos RANS más populares, enfocándonos en el modelo de turbulencia $k-\omega$ SST que mejor se adapta a nuestras condiciones de flujo.

Spalart-Allmaras. Es un modelo originalmente diseñado para aplicaciones aerodinámicas, como el flujo alrededor de perfiles aerodinámicos. Sin embargo, se ha observado que no simula adecuadamente la separación del flujo, pero es estable y converge de manera efectiva. Este modelo depende de la distancia a la pared más cercana, por lo que se incluye una ecuación para calcular dicha distancia (Gustavo

y Navarro, 2019).

$k - \epsilon$. Este modelo de turbulencia es ampliamente utilizado en aplicaciones industriales debido a su robustez y a su bajo costo computacional. Sin embargo, no es efectivo en situaciones con gradientes de presión adversa. Se basa en la solución de dos ecuaciones adicionales: una para el transporte de energía cinética turbulenta " k ", que determina la cantidad de energía presente en la turbulencia, y otra para la tasa de disipación de energía cinética turbulenta " ϵ ", que determina la escala de la turbulencia (Gustavo y Navarro, 2019).

$k - \omega$. Es un modelo que comparte similitudes con el $k - \epsilon$, pero en este caso se resuelve para ω , que es la tasa específica de disipación de energía cinética. Este modelo es apropiado para flujos con bajo número de Reynolds y puede combinarse con funciones de pared. Aunque este modelo es menos robusto, suele proporcionar resultados más precisos y es especialmente adecuado en regiones con recirculación, cerca de paredes sólidas, en flujos internos, flujos con alta curvatura, separación de flujo y chorros (Gustavo y Navarro, 2019).

Modelo $k - \omega$ SST: Shear-Stress-Transport. Es un modelo que fusiona la robustez del $k - \epsilon$ con la precisión del modelo $k - \omega$, lo que lo hace adecuado para una amplia variedad de flujos. Utiliza $k - \epsilon$ en las zonas de corriente libre y $k - \omega$ en las regiones cercanas a las paredes, eliminando algunas de las limitaciones de estos dos modelos. Sin embargo, también depende de la distancia a la pared más cercana, por lo que se incluye una ecuación para calcular dicha distancia (Gustavo y Navarro, 2019).

Este modelo se usa para simulaciones aerodinámicas, ya que capta el desprendimiento de la capa límite.

Capa límite

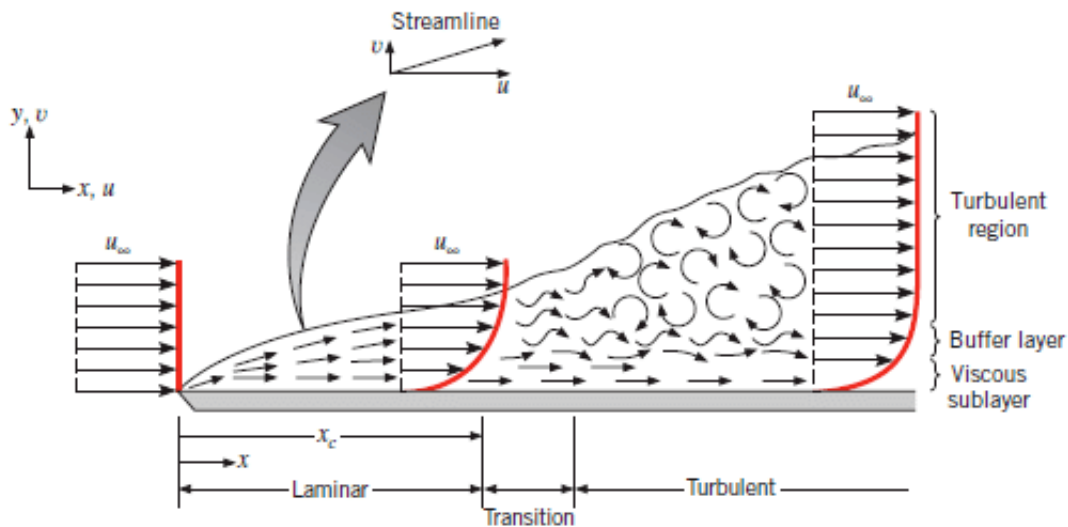
En la capa límite aerodinámica, la velocidad del aire disminuye desde su valor libre en la corriente incidente hasta la superficie de la superficie sólida, y la viscosidad del aire tiene un efecto importante en la transferencia de cantidad de movimiento y calor (Hibbeler, 2015).

Se refiere a la presencia de pequeñas irregularidades o asperezas en la superficie, las cuales generan turbulencia y afectan la transferencia de momentum y energía en el flujo. Se realizó 3 mediciones de la rugosidad en el Laboratorio de Materiales las cuales se encuentran en ANEXOS, a estas se saco el promedio y se introdujo en las simulaciones aerodinámicas.

La capa límite se divide en dos tipos diferentes de flujos: laminar y turbulento (Redacción, 2020).

Figura 14

Zonas de la capa límite de velocidad



Nota. Adaptado de *Boundary-Layer Theory of Fluid Flow past a Flat-Plate* (p.1), (Ehab y Mamdouh, 2018).

Capa límite de flujo laminar

Una capa límite laminar es un flujo muy uniforme, mientras que una capa límite turbulenta contiene remolinos o "bucles". El flujo laminar produce menos resistencia por fricción que el flujo turbulento, pero es menos estable. El flujo de la capa límite sobre la superficie aerodinámica comienza como un flujo laminar uniforme. A medida que el flujo de aire continúa desde el borde de ataque hasta la cola, la capa límite laminar se espesa" (Redacción, 2020).

Capa límite de flujo turbulento

A cierta distancia del borde de ataque, el flujo laminar suave se interrumpe y se produce una transición a flujo turbulento. Desde el punto de vista de la resistencia aerodinámica, es deseable tener la transición de flujo laminar a turbulento lo más lejos posible en el ala, o tener una gran cantidad de superficie alar dentro de la parte laminar de la capa límite" (Redacción, 2020).

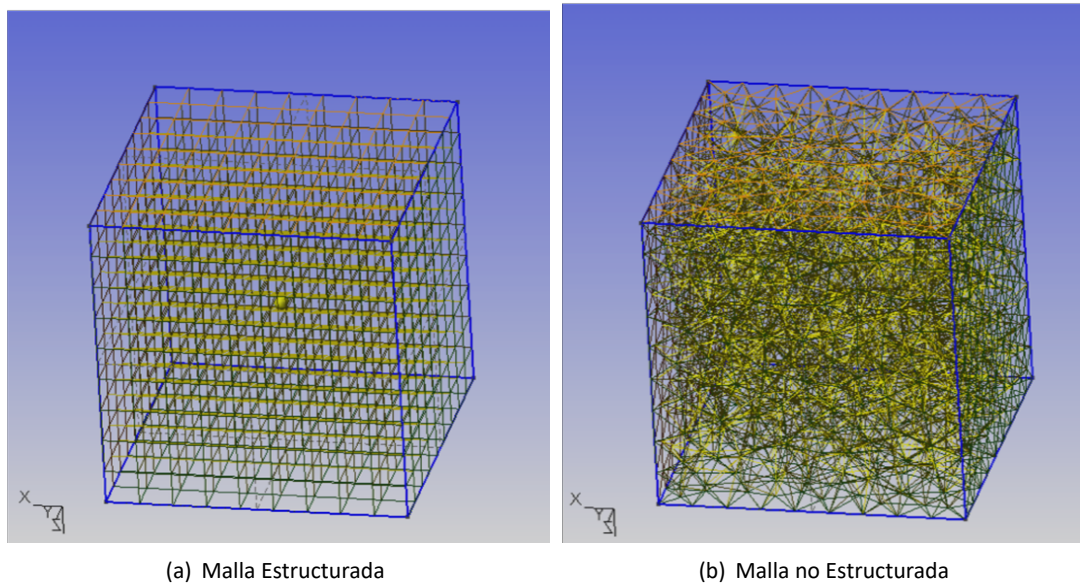
Características y propiedades geométricas de una malla computacional

Una malla es una representación discreta de un modelo de investigación. Consiste en un conjunto de nodos y aristas que en conjunto forman superficies que se colocan sobre nuestro modelo hasta encerrarlo por completo. La unión de todas estas superficies generadas se denomina malla superficial. Estas superficies pueden ser triangulares, cuadriláteras o una mezcla de ambas (Maria y Sarrazin, 2016).

Dentro del ámbito de mallas, se pueden identificar dos categorías: las mallas estructuradas y las mallas no estructuradas. Las mallas estructuradas se caracterizan por tener formas regulares con celdas de tamaño y patrón uniforme, lo que las convierte en rectángulos para un dominio bidimensional o hexaedros para un dominio tridimensional. Por otro lado, las mallas no estructuradas están compuestas por geometrías irregulares, donde no hay uniformidad en el tamaño ni un patrón de crecimiento similar. Estos elementos pueden adoptar formas como triángulos no equiláteros para un dominio bidimensional o tetraedros para un dominio tridimensional.

Figura 15

Tipos de mallas

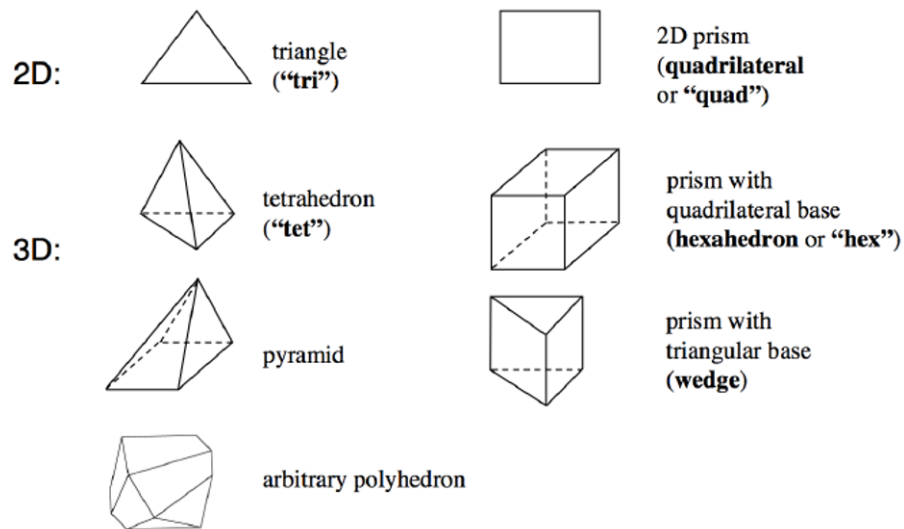


Selección de malla

La selección de malla se refiere al tipo de malla que se utilizará, el cual está determinado por las diferentes geometrías que puede adoptar. Estas geometrías formarán mallas de volumen compuestas por tetraedros, hexaedros y pirámides.

Figura 16

Tipos de celdas/elementos que componen la malla



Para asegurar la construcción de una malla computacional de alta calidad, se deben considerar ciertas propiedades geométricas para tener una buena convergencia en la solución numérica. Estas nuevas superficies formarán mallas de volumen compuestas por tetraedros, hexaedros y pirámides. Las propiedades físicas del fluido se calcularán en cada nodo de la malla y sus valores se interpolarán en los bordes que conectan los dos nodos. Es importante señalar que en algún momento la mejora en los resultados aumenta tan poco que no vale la pena seguir refinando la malla.

Calidad de malla

La precisión y estabilidad del cálculo numérico se ven fuertemente influenciadas por la calidad de la malla. Para obtener un mallado óptimo, es necesario tener en cuenta varios aspectos importantes, como la oblicuidad, la ortogonalidad y la relación de aspecto.

Relación de aspecto. La relación dimensional, comúnmente conocida como la relación de aspecto

de la imagen, es la relación entre el ancho y el alto de la imagen. En el control de volumen de una malla, la relación de aspecto se define como la relación entre los lados que forman el volumen.

Oblicuidad. Es una métrica para determinar qué tan similar es una cara o celda a un volumen de control ideal (ANSYS, 2010).

Tabla 1

Rango de valores de oblicuidad

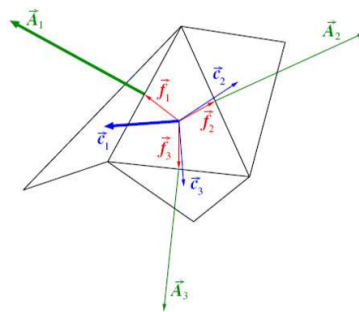
Valor de oblicuidad	Calidad de la celda
0.95 - 1	Inaceptable
0.95 - 0.97	Mala
0.80 - 0.94	Aceptable
0.50 - 0.80	Buena
0.25 - 0.5	Muy buena
0 - 0.25	Excelente
0	Ideal

Nota. Adaptado de *Meshing User's Guide Release 13* (p. 115), por ANSYS, 2013, ANSYS Inc.

Ortogonalidad. Métrica que nos permite verificar la calidad ortogonal de las dos caras del volumen de control. En la Figura 17, puede ver cuatro celdas, tres de las cuales están adyacentes a la celda central. donde \vec{A}_i es el vector normal de la región de la celda, \vec{f}_i es el vector del centroide de la celda al centroide de la región y \vec{c}_i es el vector del centroide de la celda al centroide de la celda adyacente (ANSYS, 2010).

Figura 17

Vectores de Ortogonalidad



Nota. Adaptado de *Meshing User's Guide Release 13* (p. 117), por ANSYS, 2013, ANSYS Inc.

$$\frac{\vec{A}_i \cdot \vec{f}_i}{|\vec{A}_i| |\vec{f}_i|} \quad (11)$$

$$\frac{\vec{A}_i \cdot \vec{c}_i}{|\vec{A}_i| |\vec{c}_i|} \quad (12)$$

Una ortogonalidad de 1 es ideal mientras que una ortogonalidad de 0 es inaceptable. La calidad de la ortogonalidad debería siempre ser mayor a 0.01 y es altamente recomendado mantenerla por encima de 0.1 (ANSYS, 2010).

Tabla 2

Rango de valores de ortogonalidad

Valor de ortogonalidad	Calidad de la celda
0 - 0.001	Inaceptable
0.001 - 0.14	Mala
0.15 - 0.20	Aceptable
0.20 - 0.69	Buena
0.70 - 0.95	Muy buena
0.95 - 1	Excelente
1	Ideal

Nota. Adaptado de *Meshing User's Guide Release 13* (p. 114), por ANSYS, 2013, ANSYS Inc.

Capítulo III: Metodología

En este capítulo se llevan a cabo simulaciones numéricas de un perfil alar mediante el uso de ANSYS FLUENT. Dichas simulaciones se realizan en condiciones de velocidad de pérdida, despegue y de crucero, con el objetivo de analizar, comparar y validar tanto información teórica como numérica.

La velocidad de pérdida es aquella en la que un cuerpo aerodinámico experimenta una disminución en la sustentación a un determinado ángulo de ataque debido a la separación del flujo de aire. Por otro lado, la velocidad de despegue se refiere a la velocidad mínima que el flujo de aire debe alcanzar sobre las alas de una aeronave para generar sustentación suficiente para igualar o superar el peso de la aeronave. Esta sustentación surge de la diferencia de presión entre la parte superior e inferior del ala, vinculada directamente con la velocidad del flujo de aire sobre las alas, lo que permite el ascenso de la aeronave durante el despegue.

Asimismo, la velocidad de crucero, también conocida como velocidad media, se define como la velocidad constante y uniforme a la que una aeronave puede permanecer en condiciones normales de presión y temperatura durante gran parte de su trayecto.

Adicionalmente, se llevará a cabo el análisis tensional en el ala mediante una herramienta de Inventor-Nastran, evaluando el comportamiento mecánico estructural del ala y las fuerzas que actúan sobre la misma.

CFD (Computational Fluid Dynamics)

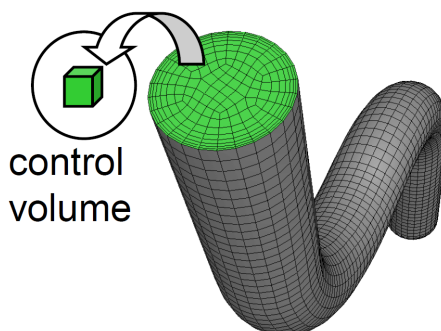
La dinámica de fluidos computacional (CFD), utiliza simulaciones numéricas para estudiar fluidos, transferencia de calor y otros fenómenos relacionados.

El análisis CFD integra conocimientos de mecánica de fluidos y computación numérica. Las ecuaciones aplicadas dependen de factores como la densidad, la presión, la temperatura y el caudal. Entre los métodos discretos más utilizados se encuentran: diferencia finita, elemento finito y masa finita, siendo esta última la más utilizada en los CFD. Estos métodos permiten la transición de un continuo dominio a un discreto, en donde un conjunto de celdas representa el dominio original. Este enfoque resuelve las ecuaciones de cada modelo calculando para cada celda, creando así un sistema de ecuaciones que se puede resolver numéricamente mediante software. De esta forma, los problemas de fluidos se pueden

solucionar de forma rápida y precisa (Bakker, 2008).

Figura 18

Método de volúmenes de control



El número de volúmenes de control que se empleará para el análisis será definido por medio del estudio de convergencia de malla, es decir, se analiza el mismo caso con refinamientos diferentes de mallas y se comparan los resultados. Cuando el resultado entre dos refinamientos de malla no sufre una gran alteración (o cambia muy poco), se dice que se ha alcanzado la convergencia de malla (Bakker, 2008).

Software utilizado

Para realizar el modelamiento geométrico CAD de los componentes en estudio, se utiliza el software Autodesk Inventor 2023, paquete informático que brinda herramientas de diseño mecánico 3D, con la capacidad de producir formas complejas de sólidos y superficies. Por otro lado, para modificar las geometrías e introducirlas a la simulación de CFD y FEA, se lo hace mediante el complemento ANSYS FLUENT e Inventor Nastran.

Uno de los softwares para la simulación de elementos finitos en ingeniería es Inventor Nastran, ya que ofrece herramientas de análisis de elementos finitos (FEA) para ingenieros y analistas. Permite optimizar y predecir el comportamiento de sus diseños y/o productos de una manera rápida, precisa y flexible antes de fabricarlos. La simulación cubre múltiples tipos de análisis, como tensión lineal y no lineal, dinámica y transferencia de calor.

El software elegido para la simulación de dinámica de fluidos computacional es ANSYS FLUENT, ya que proporciona herramientas de simulación de flujo de fluido térmico rápidas, precisas y flexibles para

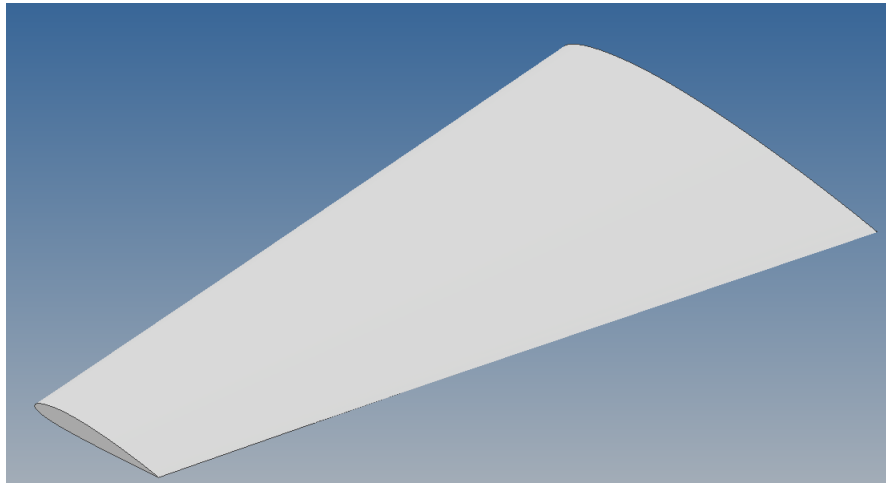
predecir el rendimiento del producto, optimizar el equipo. Diseñar y validar el comportamiento previo a la construcción, reducir la dependencia de costosos prototipos físicos y acelerar. aumentar el tiempo de comercialización de productos innovadores. algunos productos.

Diseño alar

Una vez realizado el modelo en CAD del ala que utiliza el super Tucano, con medidas reales obtenidas del manual del A-29 facilitado por el CICTE (Anexos). Basándonos en los parámetros fundamentales, como la envergadura de la aeronave de 11,14 m, el ancho de cabina de 1,37 m y la superficie alar de $19,4 \text{ m}^2$, se observa que la cuerda aerodinámica varía a lo largo del ala. En el fuselaje, la cuerda tiene una medida de 2696,8 mm, mientras que en la punta del ala alcanza los 1062,22 mm. La longitud total del ala es de 4750 mm. El modelo desarrollado puede ser validado utilizando un software de diseño para calcular la superficie que abarca dicho modelo, y es importante mencionar que la superficie del ala del Super Tucano es de $19,4 \text{ m}^2$.

Figura 19

Modelo CAD del ala del Super Tucano



Modelo del perfil NACA del ala

Para determinar los dos últimos dígitos del perfil NACA, necesitamos de 2 medidas las cuales son la cuerda aerodinámica y el grosor. Lo forma que se realiza es que el porcentaje es igual al grosor sobre la cuerda aerodinámica, ya que lo interesa es determinar el valor del porcentaje. Conociendo el valor de

la cuerda aerodinámica de 1062,22 mm y el grosor de 132,67 mm, entonces se tiene que:

$$\% = \frac{132,67mm}{1062,22mm} \quad (13)$$

$$\% = 0,12 \quad (14)$$

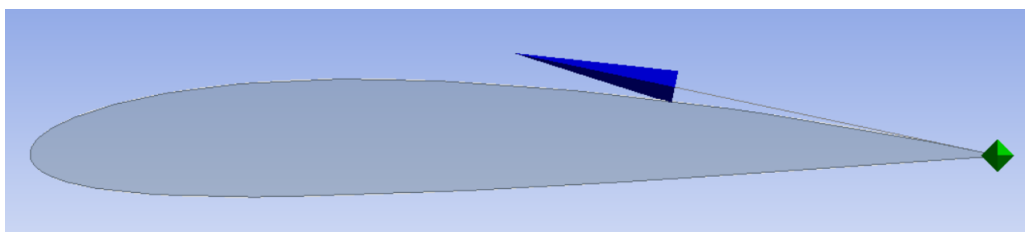
Sabiendo que los dos ultimo dígitos del perfil son 12, por consiguiente, el perfil NACA 2412 cumple con esa condición.

Modelo geométrico

La simulación del ala se la realiza en ANSYS FLUENT, en la cual se debe importar la geometría en puntos previamente obtenidos de la plataforma Airfoil Tools (Tools, 2023), con el fin de obtener datos de interés que lleven a un diseño aerodinámico validado, vale aclarar que la geometría es en 2D para evitar gastos computacionales altos y demoras en la simulación.

Figura 20

Geometría en Ansys Fluent del perfil alar NACA 2412

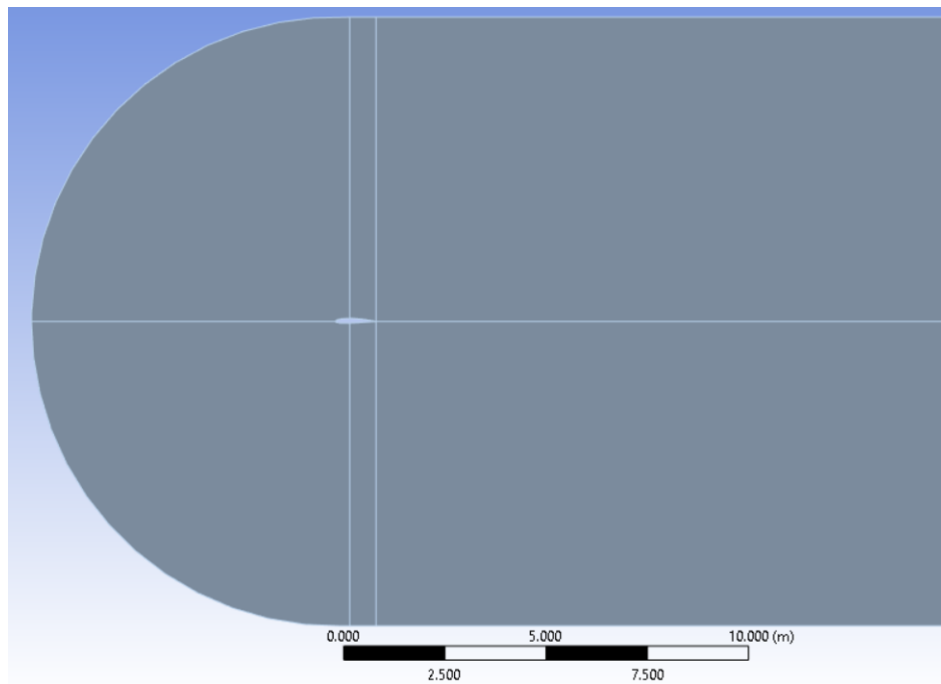


Dominio computacional

Se creó un cuerpo de influencia denominado “volumen de control”, este es el lugar en donde se desarrolla el flujo, y en donde se aplica las condiciones de frontera. Se realiza una línea que pasa por el borde de ataque con el fin de que el mallado y las soluciones sean más precisas. Se usó el modelo de malla tipo “C”, en la cual se define una distancia de 7.5 metros de radio y 15 metros de largo, ya que, mientras más se adapte a la forma de la geometría, mejor será el mallado.

Figura 21

Volumen de control para la simulación aerodinámica

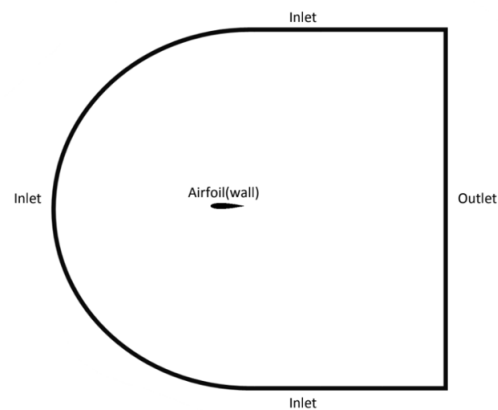


Condiciones de frontera

Este apartado es de vital importancia para que la simulación sea exitosa, para lograr la resolución de las ecuaciones de conservación dentro del dominio computacional, las condiciones de frontera se observan en la figura 22 y se detallan a continuación.

Figura 22

Condiciones de frontera



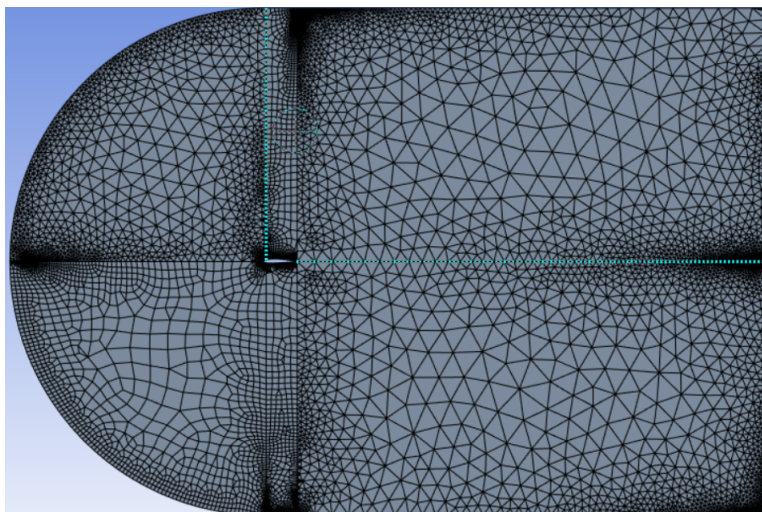
Entrada o Inlet. En este apartado se debe ingresar la velocidad de entrada, ya sea en crucero donde el ángulo de ataque es 0 grados, o cuando el ángulo de ataque tiene alguna inclinación, de manera que es necesario descomponer en 2 componentes para el eje X y el eje Y. **Salida u Outlet.** En este apartado se debe tener claro que la presión de salida sea 0, lo que indica que la presión de entrada como de salida sean iguales, con el fin de mantener una presión constante en todo el volumen de control. **Superficie de ala o Wall.** En este apartado se ajusta a tipo pared con una substracción booleana, en donde la velocidad en toda esa superficie es cero.

Malla

Para obtener buenos resultados en este análisis, se debe generar un mallado estructurado controlando la calidad de la misma, el software genera una malla por default de baja calidad, el cual arroja datos con un margen de error que salen de lo aceptable como se muestra en la figura 23.

Figura 23

Mallado no estructurado



Los pasos para generar una malla organizada y estructurada, comienza aplicando un control mapeado de caras y el método de cuadriláteros en toda la superficie del volumen de control, luego se dimensionó los bordes con un número de divisiones, con un comportamiento de sesgo tipo "Bias: ---", el cual se encarga de acumular la división de líneas en el punto más cercano en donde requiero mejor solución.

Análisis de convergencia

El análisis de convergencia se realizó para el vuelo recto-nivelado, es decir, para un ángulo de ataque de 0 grados y a partir de este análisis se decide el tamaño de malla para las demás operaciones de vuelo.

Se realizó 4 tipos de mallas, y comparó verificando los coeficientes de resistencia y sustentación, como se puede observar en la tabla 3.

Tabla 3

Convergencia de las mallas

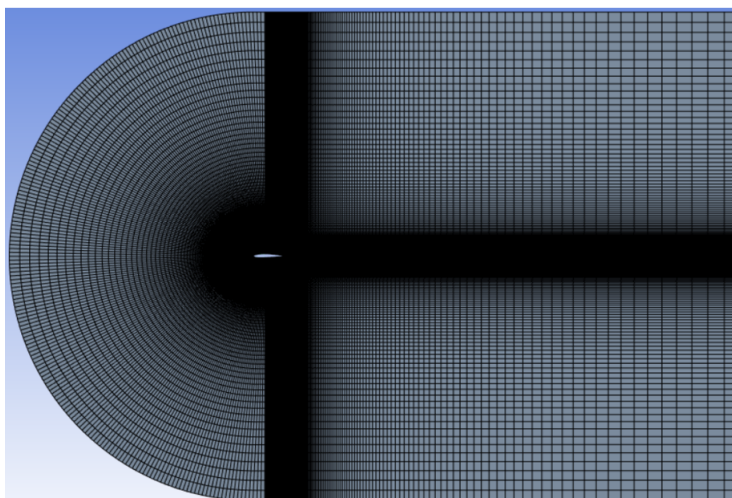
Malla	Número de elementos	Coefficiente de sustentación [C_L]	Coefficiente de resistencia [C_D]
Malla 1	100182	0.22446576	0.0078873634
Malla 2	151800	0.22372849	0.0078875711
Malla 3	182400	0.22331452	0.0078911537
Malla 4	200000	0.22316514	0.0078954376

En base al análisis de convergencia realizado, la malla utilizada para todas las operaciones de vuelo será la malla 4 de 200000 elementos, ya que no existe mucha variación en los coeficientes calculados y también por ser más fina en el contorno del perfil alar.

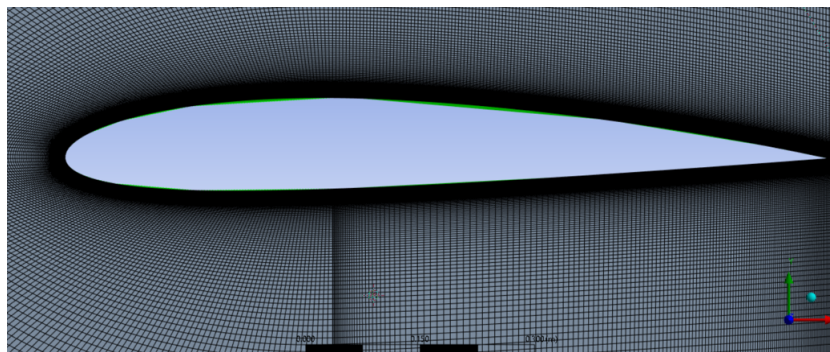
Así que como resultado, se obtiene una malla de alta calidad la cual está organizada y estructurada, la idea es que los elementos cerca de la capa límite del perfil aerodinámico sean muy pequeños, ya que requiere de un mayor análisis de datos y mejores resultados, también para capturar adecuadamente los gradientes de presión y de velocidad del flujo, siendo la transferencia de datos más rápida, el mallado final se observa en las figuras 24 y 25 respectivamente.

Figura 24

Mallado estructurado de 200000 elementos

**Figura 25**

Malla alrededor del perfil NACA 2412



Calidad de la malla

ANSYS tiene una sección llamada Mesh Metric, que permite comprobar la calidad de la malla generada. En esta sección se seleccionan las opciones Oblicua y Ortogonal, mostrando histogramas y datos numéricos relacionados con la calidad de la malla generada. De esta manera puede comprobar métricas como la ortogonalidad o regularidad de las celdas. Como se puede observar en las figuras 26 y 27, se consigue en oblicuidad un valor de 0.08 y en ortogonalidad un valor de 0.96, lo que incide en que se tiene una malla de excelente calidad de acuerdo a la verificación en las tablas 1 y 2 del capítulo II.

Figura 26

Oblicuidad

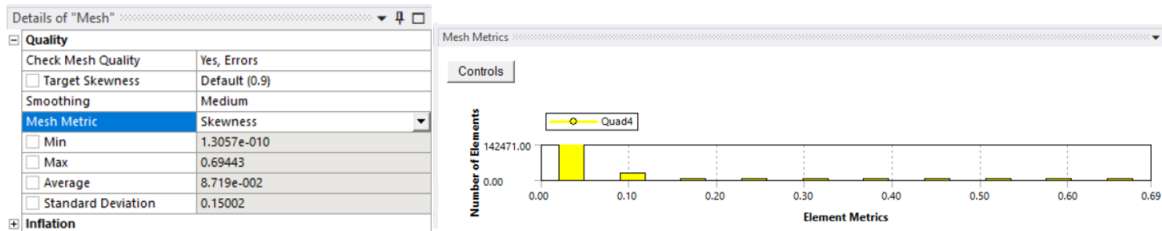
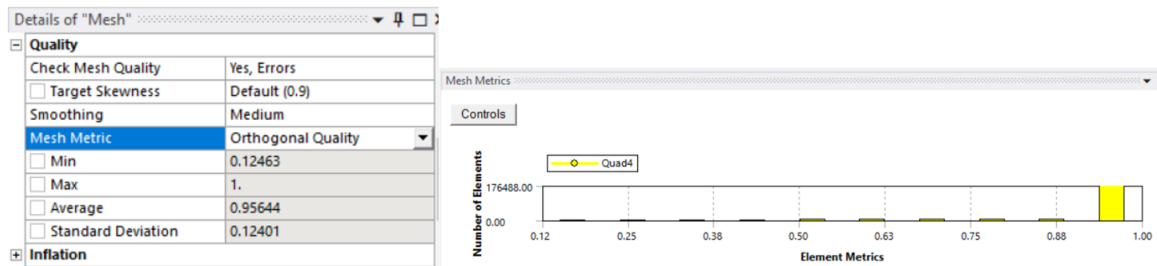


Figura 27

Ortogonalidad



Modelamiento matemático

El flujo se rige por la ecuación de continuidad y Navier-Stokes, que representa la conservación del impulso. Sin embargo, al considerar la naturaleza turbulenta del flujo, se utilizó el modelo RANS SST $K - \omega$ para simular la aerodinámica porque podía registrar la separación de la capa límite.

Las ecuaciones de continuidad y cantidad de movimiento están numeradas en el capítulo dos como 9 y 10, respectivamente, y se encuentran acopladas con las ecuaciones de turbulencia para la energía cinética turbulenta (k) y la tasa de disipación específica (ω), que están numeradas como 15 y 16 respectivamente.

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k - Y_k + S_k \quad (15)$$

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \omega u_j)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + G_\omega - Y_\omega + S_\omega \quad (16)$$

Donde G_k es la producción de energía cinética turbulenta, G_ω es la generación de ω , Γ_k y Γ_ω

representan la difusividad efectiva de k y w , Y_k y Y_w representan la de k y w debido a la turbulencia, por último S_k y S_w son términos fuentes.

Implementación numérica

Para resolver las ecuaciones mencionadas en el segundo capítulo, se empleó el método de volumen finito utilizando ANSYS Fluent. Este método permite discretizar y resolver numéricamente ecuaciones diferenciales en mallas complejas. En términos generales, el procedimiento consiste en integrar las ecuaciones diferenciales parciales en volúmenes de control, lo que lleva a la discretización de los términos convectivos, difusivos, de presión y de fuente presentes en dichas ecuaciones. Esto da lugar a un sistema de ecuaciones algebraicas lineales, el cual se resuelve mediante la inversión de matrices.

Construcción del modelo computacional

El método de solución utilizado para las ecuaciones de Navier-Stokes es el enfoque basado en la presión (Pressure Based), diseñado para flujos incompresibles, asumiendo una condición de vuelo estacionario. El método de solución de Presión-Velocidad Acoplado (Pressure-Velocity Coupling) se configuró según se muestra en la figura 28. La discretización espacial, se realiza mediante mínimos cuadrados (basada en celdas de últimos cuadrados) y discretización de orden, dos se utilizan para la ecuación de corrección de vacío.

Los términos de convección se han discretizado utilizando un diagrama cuadrático de dirección del viento. Además, se ha activado la opción Segunda Dirección del Viento para separar los términos de impulso, energía cinética turbulenta y tasas de disipación específicas. Esto permite resolver numéricamente las ecuaciones de flujo utilizando un método iterativo que vincula la velocidad y la presión hasta alcanzar la convergencia.

Figura 28

Método de solución numérica

Solution Methods ?

Pressure-Velocity Coupling

Scheme: Coupled

Flux Type: Rhie-Chow: momentum based Auto Select

Spatial Discretization

Gradient: Least Squares Cell Based

Pressure: Second Order

Momentum: Second Order Upwind

Turbulent Kinetic Energy: Second Order Upwind

Specific Dissipation Rate: Second Order Upwind

Para determinar la convergencia de los residuos, se utilizó monitores de los residuales y se estableció un factor de 0.000001 para mejores resultados.

Figura 29

Crterios de convergencia

Residual	Monitor	Check Convergence	Absolute Criteria
continuity	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	1e-06
x-velocity	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	1e-06
y-velocity	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	1e-06
k	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	1e-06
omega	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	1e-06

Para validar la solución numérica se monitorearon: el coeficiente y la fuerza de sustentación, el coeficiente y la fuerza de arrastre, y los valores residuales; cada uno con diferentes ángulos de ataque.

Una vez configurado todos los pasos anteriores, se debe inicializa el programa en Run calculation, en este caso se realizó 1000 iteraciones por cada simulación, se puede hacer más, pero el gasto compu-

tacional aumenta. Las soluciones en la mayoría de casos converge en la iteración 388.

Figura 30

Convergencia de la simulación

iter	continuity	x-velocity	y-velocity	k	omega	sustentaci	arrastre_c	time/iter	
386	7.8465e-11	6.7903e-13	4.1003e-14	1.1204e-07	1.0154e-06	2.2340e-01	7.8456e-03	0:09:07 614	
387	7.7987e-11	6.7724e-13	4.0872e-14	1.1207e-07	1.0035e-06	2.2340e-01	7.8456e-03	0:09:19 613	
388	7.7473e-11	6.7549e-13	4.0699e-14	1.1210e-07	9.9180e-07	2.2340e-01	7.8456e-03	0:07:27 612	
388	solution is converged								

Después de completar la simulación en Ansys Fluent, se obtienen múltiples resultados, incluyendo presiones, velocidades, coeficientes y fuerzas de arrastre y sustentación, junto con las respectivas fuerzas ejercidas por el fluido sobre el perfil aerodinámico investigado que se presenta los resultados obtenidos en el capítulo IV.

Análisis tensional

El proceso de simulación computacional sigue los mismos pasos explicados anteriormente. La diferencia en esta ocasión es que se emplea el complemento de Inventor denominado "NASTRAN", el cual se encarga de analizar el comportamiento mecánico estructural de un cuerpo y las fuerzas que actúan sobre él.

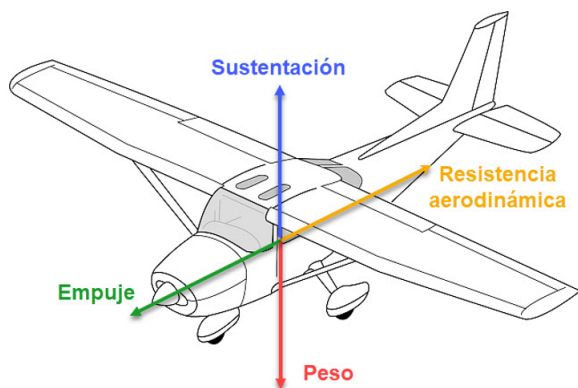
Las alas están conectadas al fuselaje y están sometidas a diversas fuerzas durante el vuelo. Para comprender estas cargas, la figura 31 muestra:

Un vector vertical que apunta hacia arriba y representa la sustentación generada por la distribución de presión cuando el aire interactúa con el ala. El peso de la aeronave, representado por el vector descendente. Empuje, resultado de activar el motor e impulsar la aeronave hacia adelante.

Así, esta figura ilustra las diferentes fuerzas a las que está sometida el ala durante el vuelo, por lo que es necesario analizar su comportamiento mecánico.

Figura 31

Cargas en vuelo



Selección del material

La selección del material es importante para el análisis estático, los resultados obtenidos en (Avila y Vasquez, 2023) de la tabla 4, se consideran para caracterizar el material ortotrópico de la superficie en la simulación.

Tabla 4

Propiedades mecánicas del material compuesto del componente reparado

Propiedad	Valor
Módulo de elasticidad longitudinal (E_l)	$2,36 \times 10^4 [MPa]$
Módulo de elasticidad transversal (E_t)	$2,36 \times 10^4 [MPa]$
Coefficiente de Poisson (ν)	0,26
Módulo de Cizallamiento (G_{lt})	$3,945 \times 10^3 [MPa]$
Resistencia a la tracción (S)	$320 [MPa]$
Resistencia a la tracción en dirección transversal (Y_t)	$47,081 [MPa]$
Resistencia a la compresión en dirección transversal (Y_c)	$294,4 [MPa]$

Nota. Adaptado de REPARACIÓN DE LOS DAÑOS EN LOS COMPONENTES WING TIP LEADING EDGE Y WING CENTER LEADING EDGE DE LA AERONAVE A- 29B SÚPER TUCANO APLICANDO EL MÉTODO DE LAMINACIÓN DE MATERIALES COMPUESTOS, (Avila y Vasquez, 2023)

Estas propiedades han sido ingresados en NASTRAN como datos a un nuevo material, como se muestra en la figura 32.

Figura 32

Propiedades de nuevo material

Material

Select Material

Name: material compuest

ID: 3

Type: Orthotropic 2D

Sub Type: Neo-Hookean

Idealizations: Solid 1

Save New Material

Analysis Specific Data

Nonlinear

Fatigue

PPFA

General

ρ 1.8125

G_E

T_{REF}

Structural

E_1 2.36e+10

E_2 2.36e+10

G_{12} 3.945e+9

G_{22}

G_{12}

ν_{12} 0.26

α_1

α_2

Allowables

X_T

X_c

Y_T 4.7081e+7

Y_c 2.944e+8

S 3.2e+8

Rigid

Coordinate System: Part 1

Mass (kg):

I_{xx}

I_{yy}

I_{zz}

I_{xy}

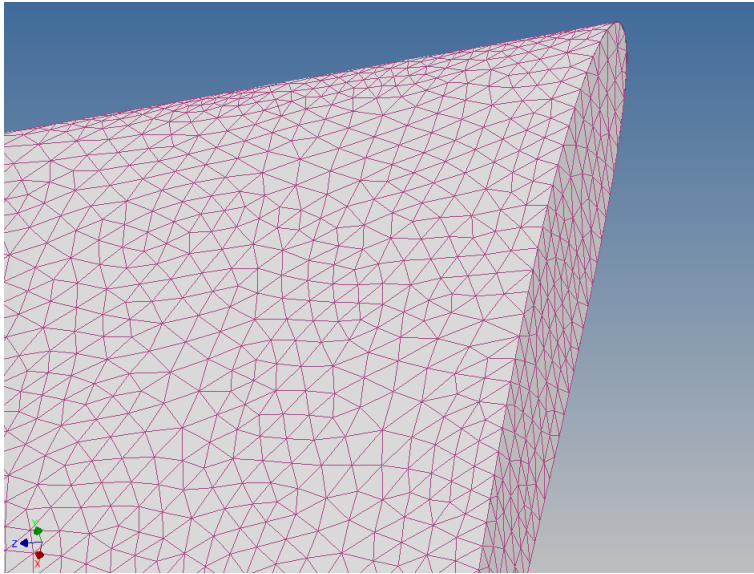
I_{xz}

I_{yz}

Mallado

La geometría que se utiliza es la de la figura 19, que es introducida en Inventor-NASTRAN para el respectivo análisis.

Para tener un buen mallado y evitar un excesivo gasto computacional, se realiza un tamaño de elemento de 50mm con el cual se obtiene 68587 elementos, como se observa en la figura 33.

Figura 33*Mallado*

Después de completar la simulación en Nastran, se obtienen múltiples resultados, incluyendo esfuerzos y deformaciones sobre el ala que se presentan los resultados obtenidos en el capítulo IV.

Capítulo IV: Análisis de resultados

Las simulaciones se llevaron a cabo con el objetivo de confirmar los coeficientes y fuerzas aerodinámicas asociadas al ala del avión Super Tucano. Mediante el uso de simulaciones CFD (Dinámica de Fluidos Computacional), además de validar los cálculos analíticos, se pudo estudiar con mayor detalle las particularidades del flujo en diversas condiciones de vuelo. Estas simulaciones ofrecen la posibilidad de realizar futuras mejoras en el rendimiento aerodinámico de la aeronave.

Simulaciones del comportamiento aerodinámico del perfil alar en operaciones de despegue

“Los parámetros de ingreso para la simulación CFD en condiciones de despegue fueron tomados del Manual de Fase para el avión A-29B, aprobado por la JEEOPA en mayo 2019, en su capítulo 6, literal E, “Operaciones en vuelo - ascenso”. Cuya velocidad establecida para el ascenso es de 160 KCAS (Knots Indicated Air Speed) en un ángulo de 7.5°. Adicional se consideraron los factores de una atmósfera internacional estándar para los datos ambientales a nivel del mar, los mismos que son mostrados en la tabla 5”.

Tabla 5

Parámetros de vuelo en condiciones de despegue

Parámetros	Valor	Unidad
Velocidad	82,31	[m/s]
Ángulo de ataque	7,5	[°]
Temperatura	288,15	[K]
Densidad	1,225	[kg/m ³]
Presión	101325	[Pa]
Viscosidad cinemática	1,470e-5	[m ² /s]
Viscosidad dinámica	1,802e-5	[kg/m * s]
Número de reynolds	5.5954e9	-
Rugosidad	5.94e-7	[m]

Presión

Los resultados de la simulación muestran la distribución de la presión. Como ángulo de ataque positivo, la mayor presión se localiza debajo del ala para crear sustentación. En este caso la presión máxima es de 4091 pascales en dirección positiva.

De manera similar, en el gráfico de presión de la figura 34, se puede observar que los contornos de presión son más altos en la parte inferior del ala (parte inferior, lo que es consistente con que se requiere mayor presión en esta zona para levantar el avión).

Esta distribución de presión reacciona al ángulo de ataque impuesto y nos permite visualizar cómo se genera la sustentación a partir de la diferencia de presión entre las partes superior e inferior del ala.

Figura 34

Campo de presiones a 7.5 grados



Velocidad

El análisis de las curvas de velocidad a través de los resultados tiene como objetivo confirmar los principios físicos de la mecánica de fluidos y la aerodinámica.

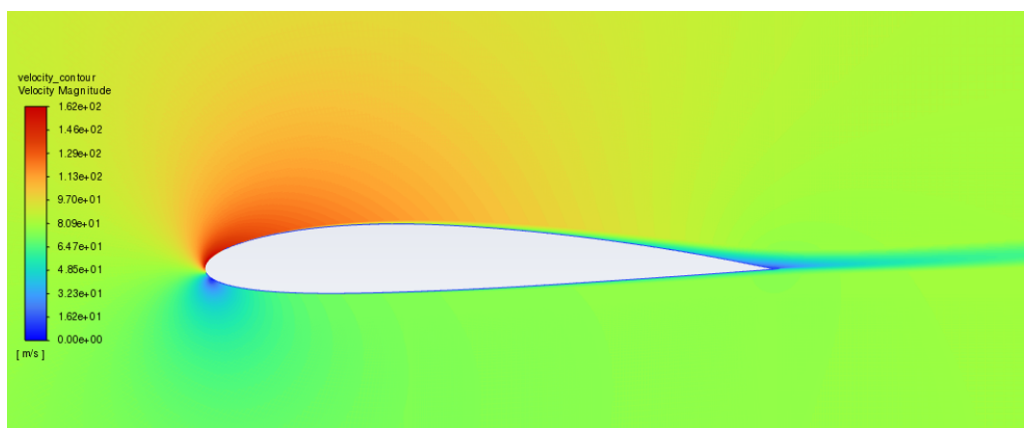
Observando la figura 35, vemos que cerca del punto de contacto de la sección del ala con el aire, la velocidad es cero en todos los puntos, mientras que la velocidad máxima alcanza los 162 m/s.

Además, está claro que la velocidad en la parte inferior del ala es menor que la velocidad en la parte superior, lo cual es consistente debido a la diferencia de velocidad entre las partículas del flujo.

Como resultado, la sustentación requerida se genera por una presión desigual entre las partes superior e inferior del ala.

Figura 35

Campo de velocidades a 7.5 grados

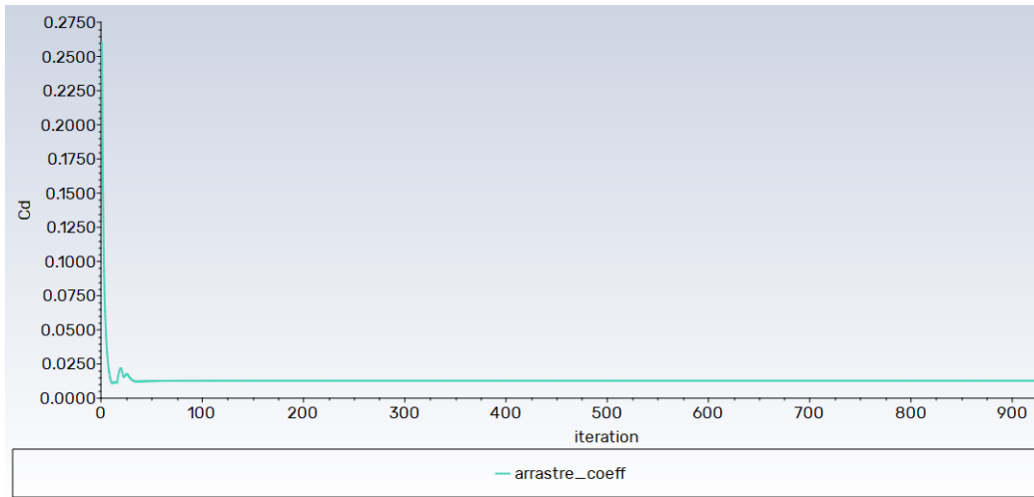
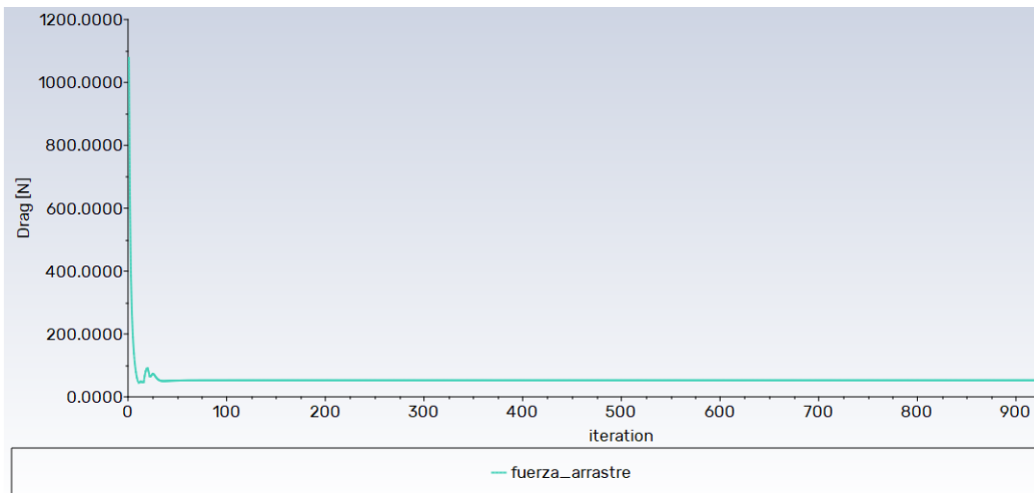


Fuerza y coeficiente de resistencia

El coeficiente de resistencia es un valor adimensional relacionado con el grado de resistencia creado por el fluido que pasa a través de la hélice. El cálculo mostrado aquí corresponde a un ángulo de incidencia de $7,5^\circ$. El resultado obtenido para el factor de resistencia es 0,012705582.

Como se observa en las figuras 36 y 37, la resistencia correspondiente a este factor es 52,723696 N.

El coeficiente de resistencia permite describir cuantitativamente la capacidad de un objeto que genera resistencia para avanzar en un fluido, de manera adimensional y comparable en diferentes configuraciones. El cálculo por simulación así como la determinación de la resistencia ayudan a confirmar los resultados numéricos.

Figura 36*Coefficiente de resistencia a 7.5 grados***Figura 37***Fuerza de resistencia a 7.5 grados****Fuerza y coeficiente de sustentación***

La sustentación actúa perpendicular a la dirección relativa del flujo, hacia el área de menor presión estática, es decir, la superficie superior. Cuanto mayor sea el área del ala, mayor será la sustentación. Del mismo modo, a medida que disminuye la densidad o la velocidad del flujo, también disminuye la elevación.

Los cálculos se presentan para un ángulo de incidencia de $7,5^\circ$. El coeficiente de sustentación obtenido es 1,0120112. La elevación correspondiente a este valor, como se observa en las figuras 38 y 39 respectivamente.

Los coeficientes y valores de sustentación ayudan a confirmar los resultados de la simulación numérica al cuantificar esta cantidad importante para las propiedades aerodinámicas del perfil. Su variación con el ángulo de incidencia y otros parámetros confirma el principio de generación de sustentación.

Figura 38

Coefficiente de sustentación a 7.5 grados

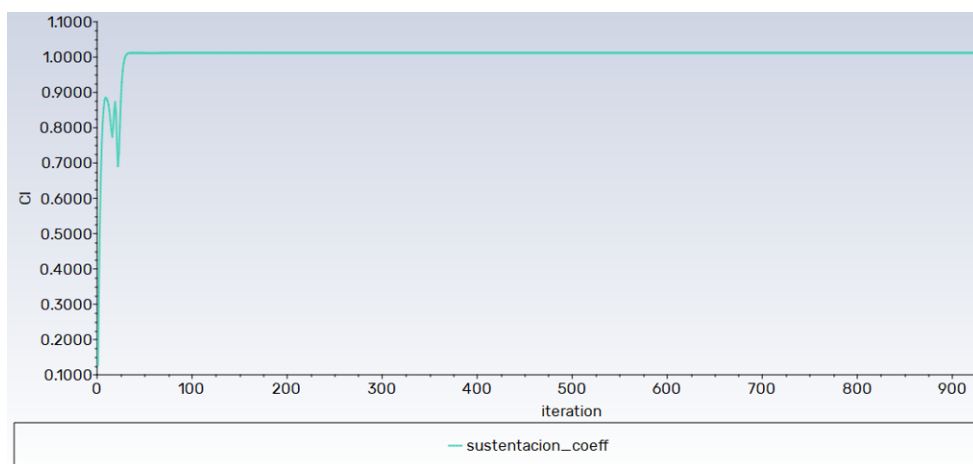
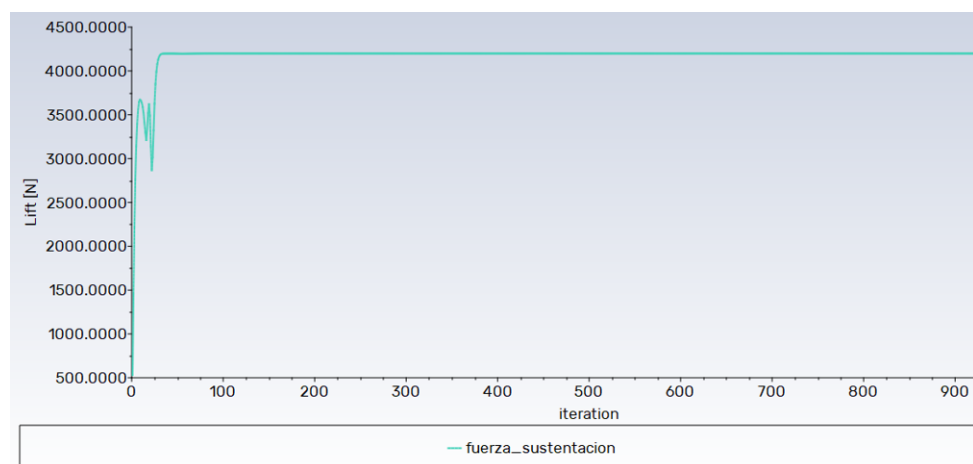


Figura 39

Fuerza de sustentación a 7.5 grados



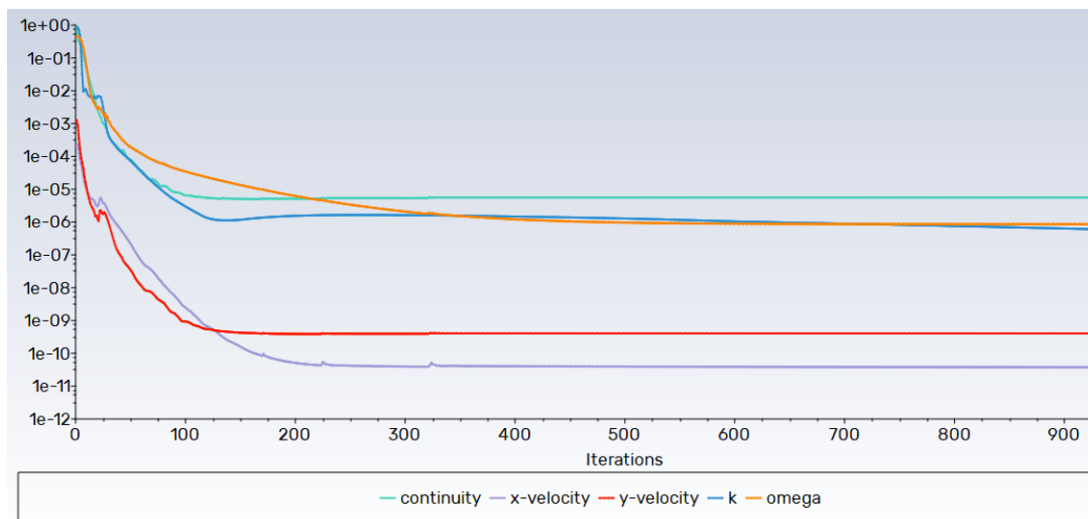
Validación de resultados

Como se esperaba en el texto, los resultados de la simulación cumplen con los siguientes criterios de convergencia: Se utilizó una grilla con un nivel de confianza de 95. El modelo se repite hasta que se alcanza la convergencia, con residuos de magnitud 10^{-6} o partes por millón. La figura 40, muestra un gráfico de residuos versus iteraciones, lo que demuestra la estabilidad y convergencia de la solución.

Cuando se respetan los criterios de confiabilidad en la grilla, residuos mínimos y estabilidad del gráfico, se confirma que la simulación ha alcanzado la convergencia de la solución, arrojando resultados precisos y consistentes.

Figura 40

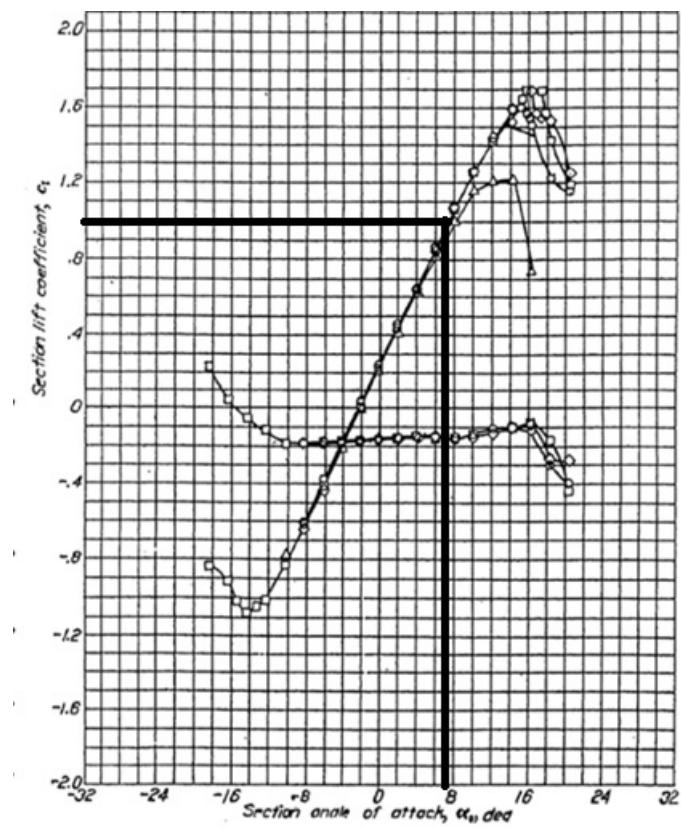
Residuos a 7.5 grados



Los resultados de la simulación han sido confirmados por experimentos aerodinámicos en el túnel de viento, especialmente en condiciones operativas de despegue. Estas pruebas estiman el coeficiente de sustentación en función del ángulo de incidencia. La figura 41, muestra que el coeficiente de sustentación obtenido experimentalmente coincide con el coeficiente de sustentación predicho numéricamente en la simulación. Esta validación experimental confirma que los resultados numéricos capturan completamente las características aerodinámicas del perfil aerodinámico en dicho modo de operación, respaldando la precisión del modelo y las simulaciones CFD realizadas para predecir.

Figura 41

Coeficiente de sustentación vs ángulo de ataque a 7.5 grados en túnel de viento



Nota. Adaptado de *Wind Tunnel Aerodynamic test for Aerodynamics and Aircraft Performance, 3rd Edition* (p. 2), (Marchman, 2021).

Comparando los resultados de la simulación, se obtienen valores válidos, siendo una simulación aceptable, como se observa en la tabla 6.

Tabla 6

Validación de la simulación en operaciones de despegue

Operación	Resultado experimental [C_L]	Resultado de simulación [C_L]	Error [%]
Despegue	1	1.0120112	1.19

Simulaciones del comportamiento aerodinámico del perfil alar en operaciones de aterrizaje

“Los parámetros de ingreso para la simulación CFD en condiciones de aterrizaje fueron tomados del Manual de Fase para el avión A-29B, aprobado por la JEEFA en mayo 2019, en su capítulo 6, literal K, “Operaciones en vuelo - aterrizaje”. Cuya velocidad establecida para el efecto es de 110 KCAS (Knots Indicated Air Speed) en un ángulo de -3.0° . Adicional se consideraron los factores de una atmósfera internacional estándar para los datos ambientales a nivel del mar, los mismos que son mostrados en la tabla 7”.

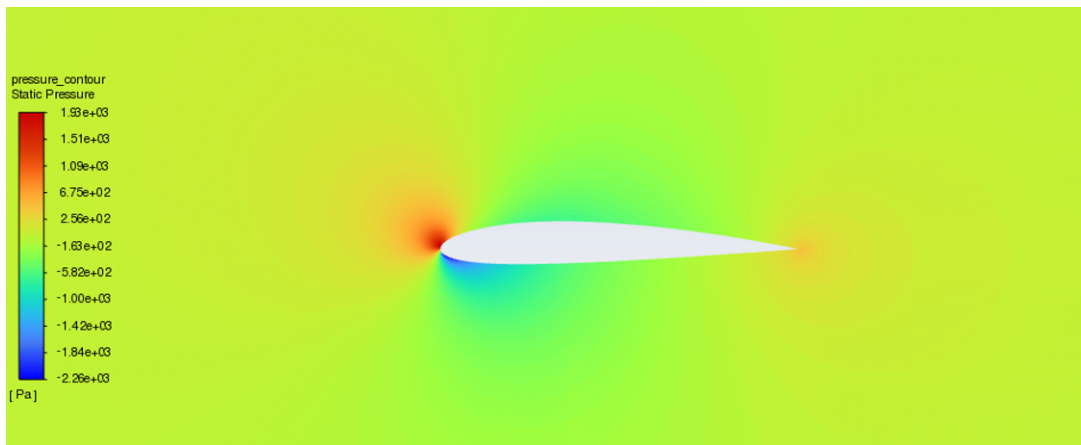
Tabla 7

Parámetros de vuelo en condiciones de aterrizaje

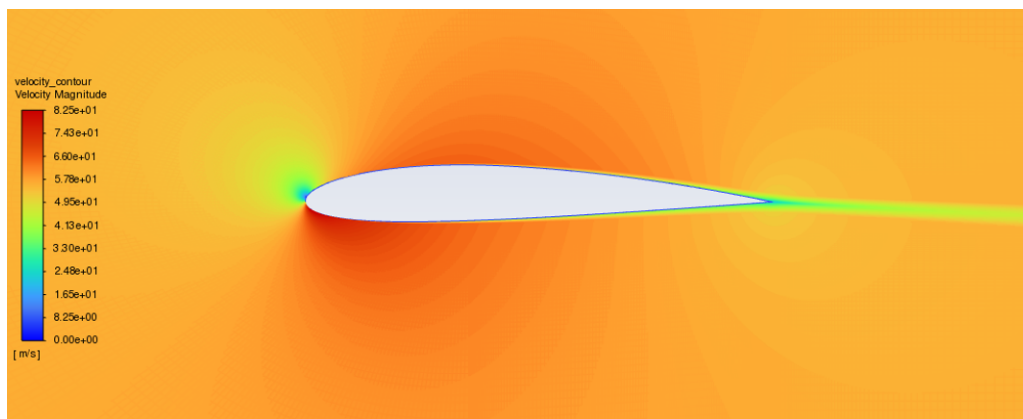
Parámetros	Valor	Unidad
Velocidad	56.59	$[m/s]$
Ángulo de ataque	-3	$[^\circ]$
Temperatura	288,15	$[K]$
Densidad	1,225	$[kg/m^3]$
Presión	101325	$[Pa]$
Viscosidad cinemática	1,470e-5	$[m^2/s]$
Viscosidad dinámica	1,802e-5	$[kg/m * s]$
Número de reynolds	3.847e9	-
Rugosidad	5.94e-7	$[m]$

Presión

En los resultados de la simulación, se presenta una distribución de presiones. Dado que se trata de un ángulo de ataque negativo, la mayor presión se encuentra encima del borde de ataque, esto se debe a la inclinación del ala y en este caso, la presión máxima es de 1931 pascales. Asimismo, en el perfil de presiones de la figura 42, se pueden observar los contornos de presión que son más elevados en la parte superior del ala (extradós).

Figura 42*Campo de presiones a -3 grados***Velocidad**

El análisis de los resultados de los perfiles de velocidad tiene el propósito de confirmar los principios físicos de la mecánica de fluidos y aerodinámica. En primer lugar, al observar la figura 43, se puede notar que cerca del contacto del perfil alar con el aire, la velocidad es nula en todos los puntos. La velocidad máxima es de 82.53 m/s y se evidencia que la velocidad en la parte superior del ala es mayor, lo que puede llevar a una separación del flujo en el borde de ataque, esta separación implica que el aire ya no sigue el contorno del ala de manera adherida, reduciendo la sustentación generada y aumentando la resistencia.

Figura 43*Campo de velocidades a -3 grados*

Fuerza y coeficiente de resistencia

El coeficiente de resistencia es un valor adimensional, el cual está relacionado con el grado de resistencia generado por el fluido al pasar por el perfil aerodinámico, el cálculo esta realizado para un ángulo de ataque de -3° . El resultado del coeficiente de resistencia es de 0.0090161849 y la fuerza de resistencia es de 17.684307 N como se observa en las figuras 44 y 45 respectivamente.

Figura 44

Coefficiente de resistencia a -3 grados

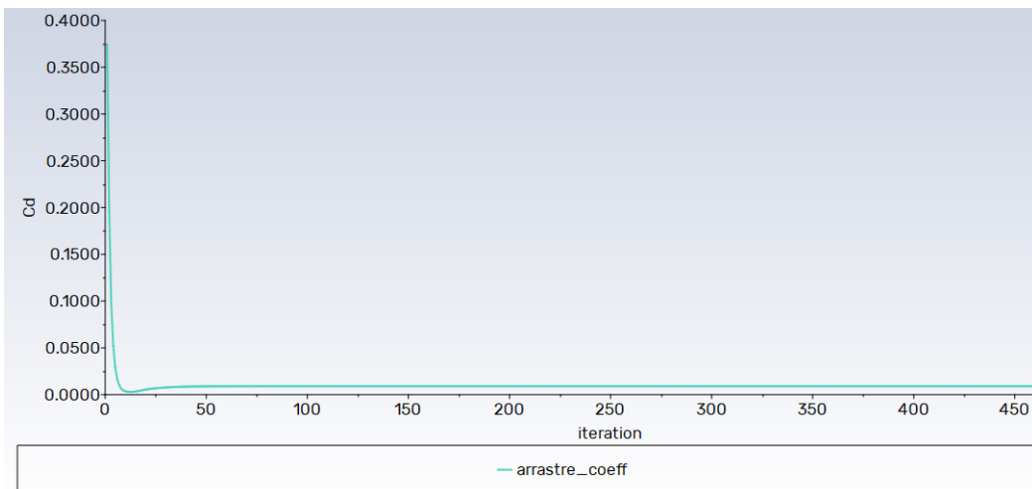
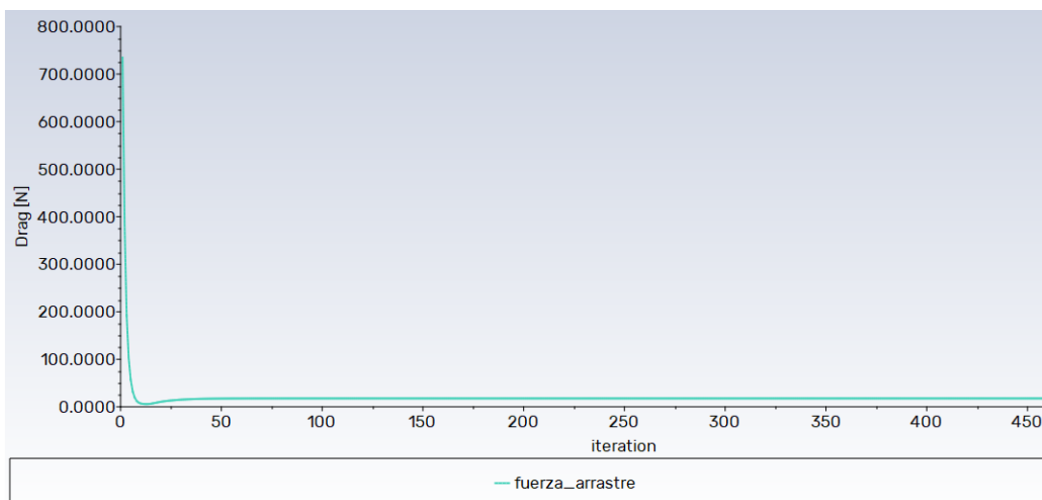


Figura 45

Fuerza de resistencia a -3 grados



Fuerza y coeficiente de sustentación

En esta configuración, la parte superior del ala experimentará una disminución en la presión, lo que a su vez disminuirá la sustentación, el cálculo esta realizado para un ángulo de ataque de -3° . El resultado del coeficiente de sustentación es de -0.10412964 y la fuerza de sustentación es -204.24833 N como se observa en las figuras 46 y 47 respectivamente.

Figura 46

Coefficiente de sustentación a -3 grados

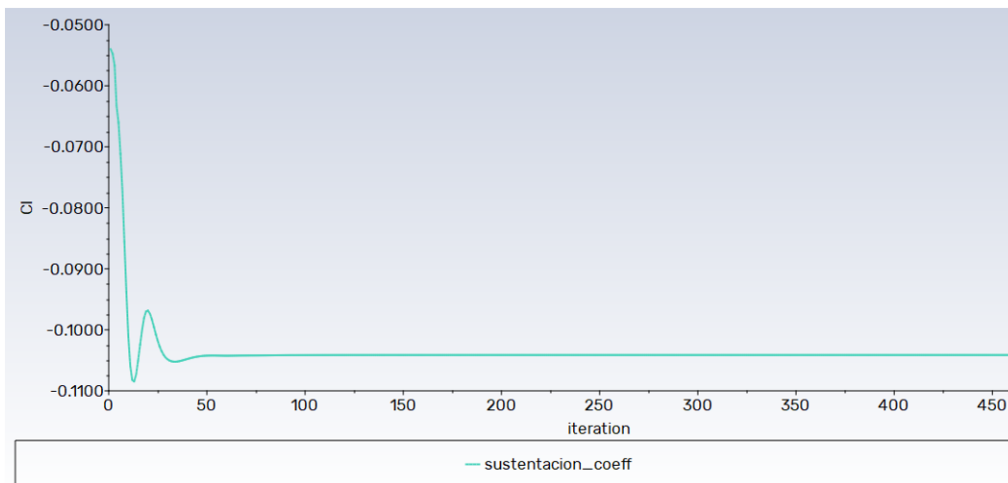
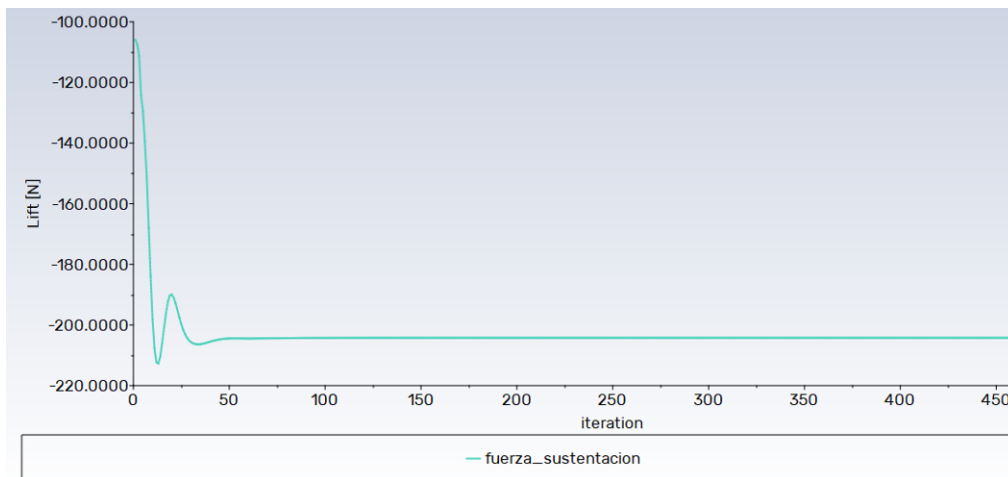


Figura 47

Fuerza de sustentación a -3 grados

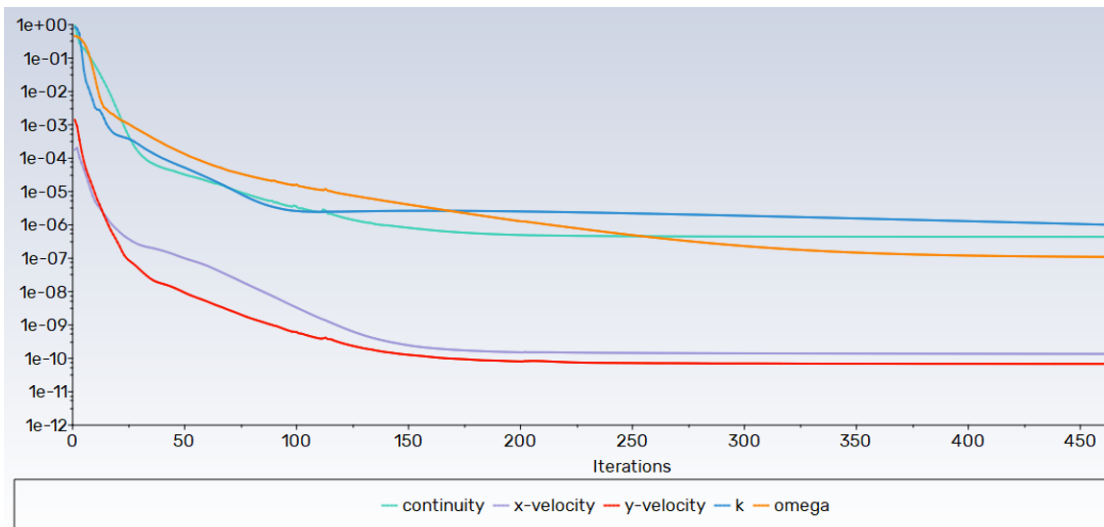


Validación de resultados

Se tiene una malla del 95 % de confianza, se ha iterado el modelo hasta alcanzar la convergencia con un factor residual en el grado de una millonésima y teniendo una gráfica muy estable como se observa en la figura 48.

Figura 48

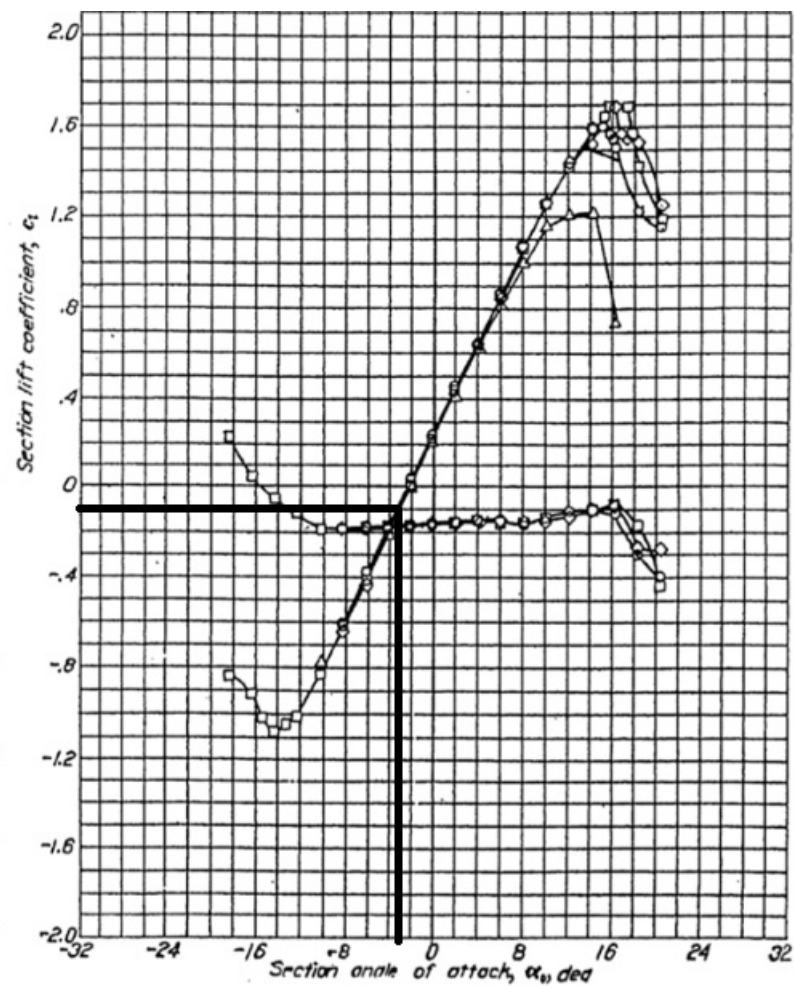
Residuos a -3 grados



Se validan los resultados de la simulación en operaciones de despegue con experimentaciones en el túnel de viento aerodinámico, en el cual se estima un coeficiente de sustentación de -0.10 a -3 grados de ángulo de ataque como se indica en la figura 49.

Figura 49

Coeficiente de sustentación vs ángulo de ataque a -3 grados en túnel de viento



Nota. Adaptado de *Wind Tunnel Aerodynamic test for Aerodynamics and Aircraft Performance, 3rd Edition* (p. 2), (Marchman, 2021).

Comparando los resultados de la simulación, se obtienen valores válidos, siendo una simulación aceptable, como se observa en la tabla 8.

Tabla 8

Validación de la simulación en operaciones de aterrizaje

Operación	Resultado experimental [C_L]	Resultado de simulación [C_L]	Error [%]
Aterrizaje	-0.10	-0.10412964	3.97

Simulaciones del comportamiento aerodinámico del perfil alar en operaciones de vuelo recto-nivelado

“Para el análisis aerodinámico en el régimen de vuelo recto y nivelado se ha considerado como parámetros de ingreso para la simulación CFD al Manual de Vuelo de la aeronave A-29B TO 1A-29B(STD)-1, en su capítulo 5.2, “Speed limitations”. Cuya velocidad máxima estructural con almacenamiento externo está establecida en 280 KCAS (Knots Indicated Air Speed) a 5000 pies de altura. Adicional se consideraron los factores de una atmósfera internacional estándar para los datos ambientales a nivel del mar, los mismos que son mostrados en la tabla 9”.

Tabla 9

Parámetros de vuelo en condiciones de vuelo recto-nivelado

Parámetros	Valor	Unidad
Velocidad	144	[m/s]
Ángulo de ataque	0	[$^{\circ}$]
Temperatura	278,25	[K]
Densidad	1,05598	[kg/m^3]
Presión	84307	[Pa]
Viscosidad dinámica	1,74128e-5	[$kg/m * s$]
Número de reynolds	8.733e11	-
Rugosidad	5.94e-7	[m]

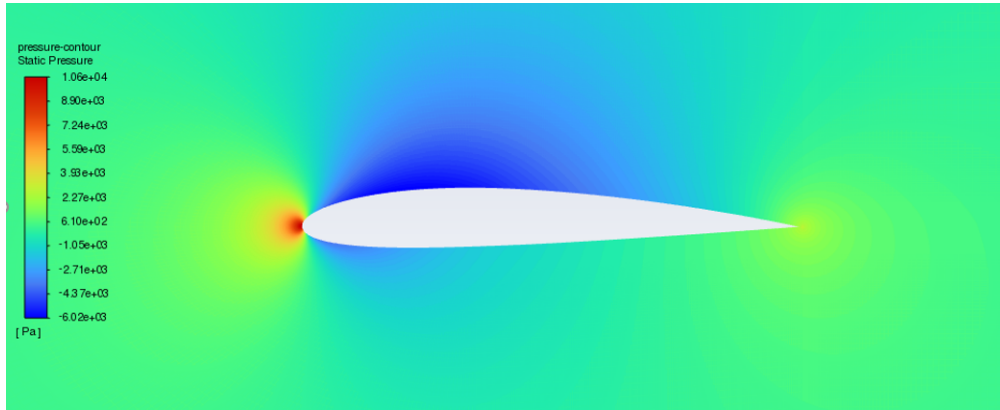
Presión

En los resultados de la simulación, se presenta una distribución de presiones. Dado que se trata de un ángulo de ataque neutro, presión es simétrica, con flujo uniforme y en este caso, la presión máxima es de 10561 pascale. Asimismo, en el perfil de presiones de la figura 50, se pueden observar el contorno de presión uniforme, no está generando sustentación, es decir, que la distribución de presiones no crea

una fuerza neta hacia arriba o hacia abajo.

Figura 50

Campo de presiones a 0 grados

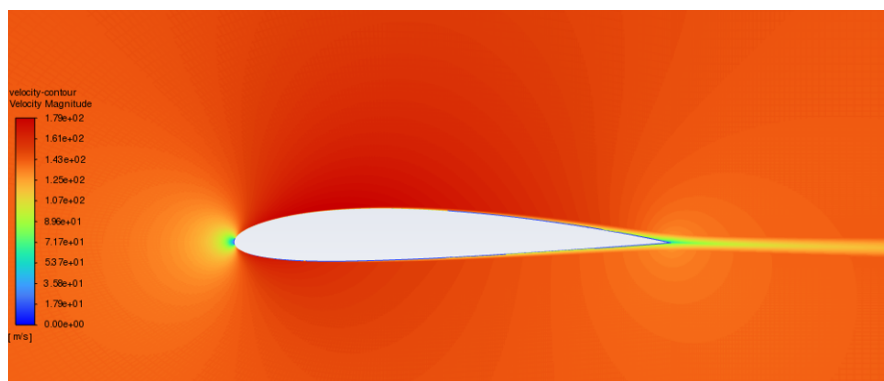


Velocidad

El análisis de los resultados de los perfiles de velocidad tiene el propósito de confirmar los principios físicos de la mecánica de fluidos y aerodinámica. En primer lugar, al observar la figura 51, se puede notar que cerca del contacto del perfil alar con el aire, la velocidad es nula en todos los puntos. La velocidad máxima es de 179 m/s y se evidencia que la velocidad tiene un flujo uniforme y bien adherido, sin cambios significativos en su velocidad, lo que significa que no hay cambios notables de presión en la parte superior e inferior del ala, y, por lo tanto, no se genera sustentación.

Figura 51

Campo de velocidades a 0 grados



Fuerza y coeficiente de resistencia

El coeficiente de resistencia es un valor adimensional, y en este caso, el perfil alar no genera resistencia, el cálculo esta realizado para un ángulo de ataque de 0° . El resultado del coeficiente de resistencia es de 0.0078954247 y la fuerza de resistencia es de 86.442273 N como se observa en las figuras 52 y 53 respectivamente.

Figura 52

Coefficiente de resistencia a 0 grados

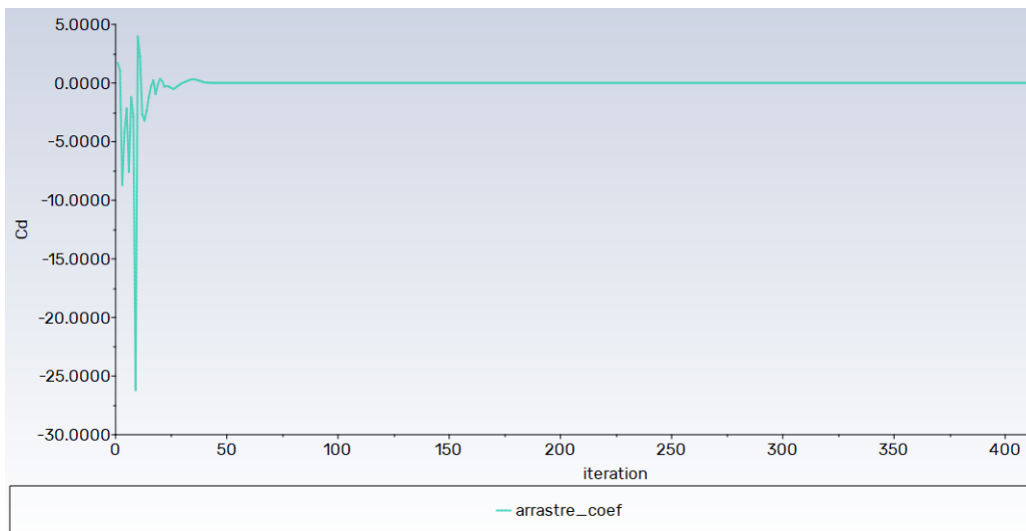
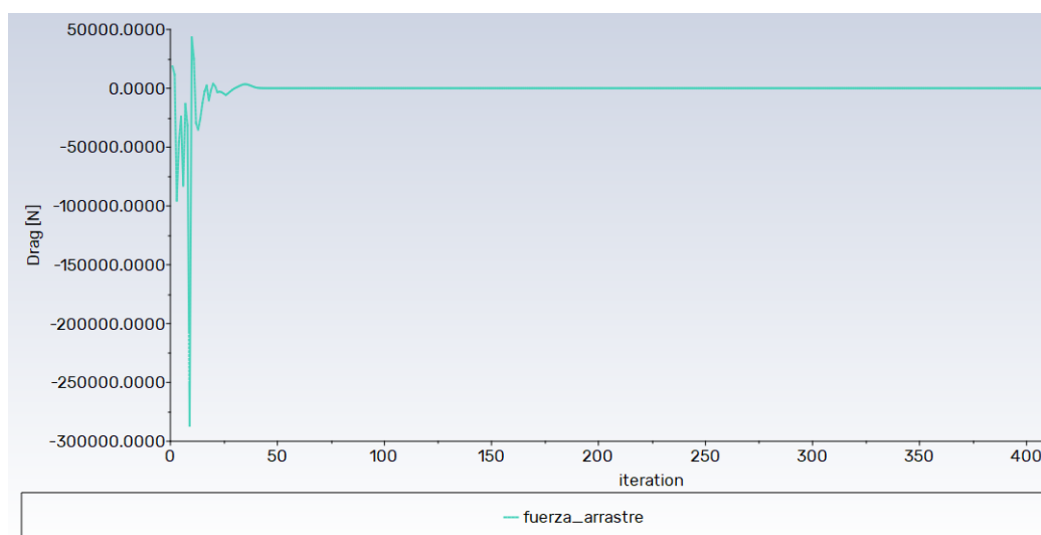


Figura 53

Fuerza de resistencia a 0 grados

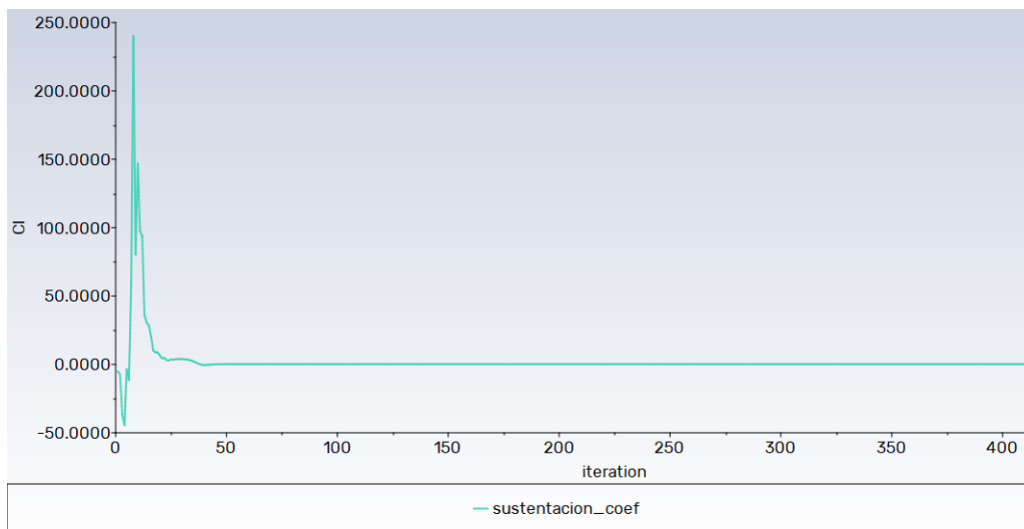


Fuerza y coeficiente de sustentación

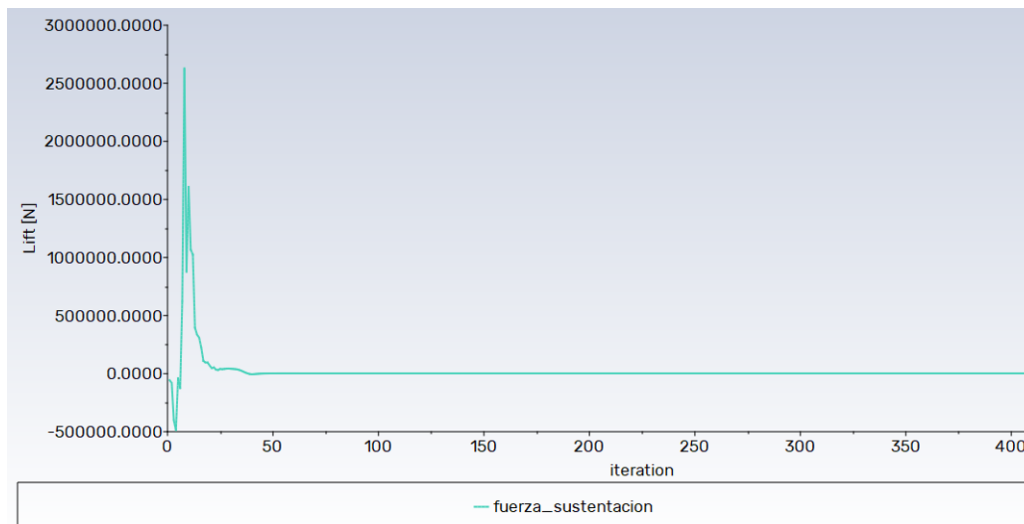
En esta configuración, el perfil alar no genera sustentación significativa, ya que no hay diferencias notables de presión, el cálculo esta realizado para un ángulo de ataque de 0° . El resultado del coeficiente de sustentación es de 0.22316514 y la fuerza de sustentación es 2443.3013 N como se observa en las figuras 54 y 55 respectivamente.

Figura 54

Coeficiente de sustentación a 0 grados

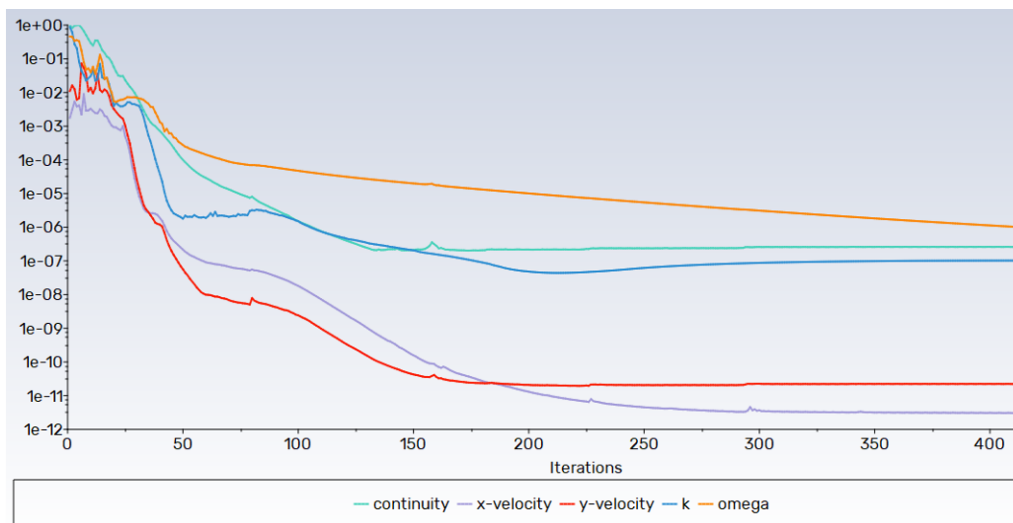
**Figura 55**

Fuerza de sustentación a 0 grados



Validación de resultados

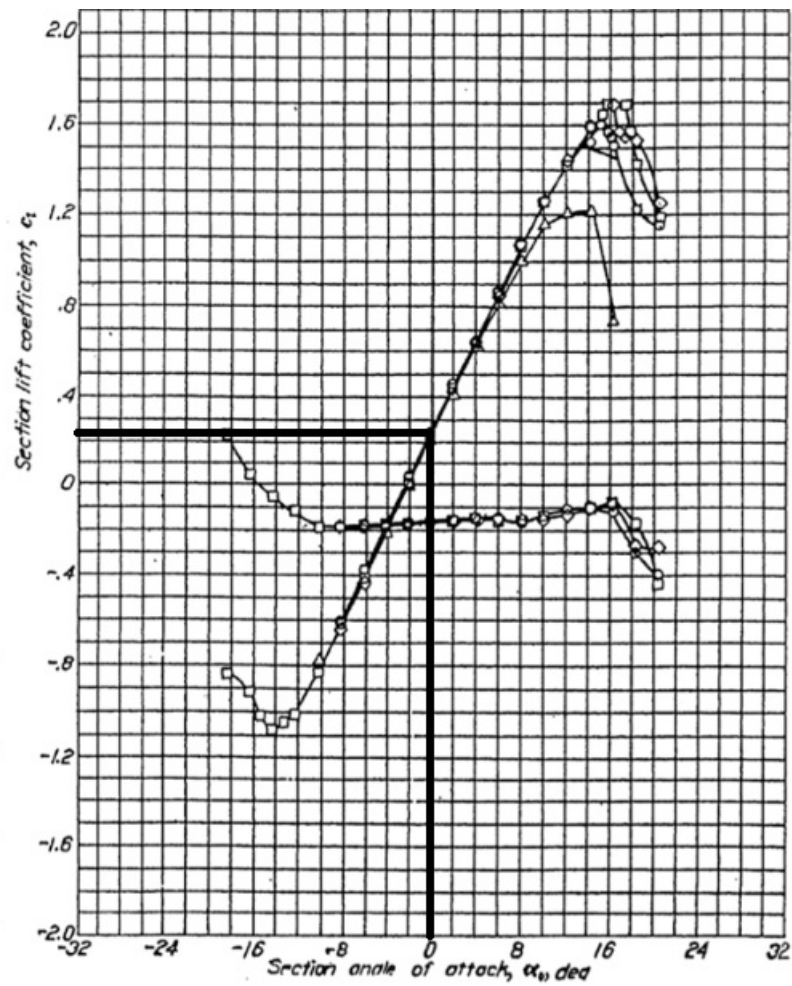
Se tiene una malla del 95 % de confianza, se ha iterado el modelo hasta alcanzar la convergencia con un factor residual en el grado de una millonésima y teniendo una gráfica muy estable como se observa en la figura 56.

Figura 56*Residuos a 0 grados*

Se validan los resultados de la simulación en operaciones de despegue con experimentaciones en el túnel de viento aerodinámico, en el cual se estima un coeficiente de sustentación de 0.22 a 0 grados de ángulo de ataque como se indica en la figura 57.

Figura 57

Coeficiente de sustentación vs ángulo de ataque a 0 grados en túnel de viento



Nota. Adaptado de *Wind Tunnel Aerodynamic test for Aerodynamics and Aircraft Performance, 3rd Edition* (p. 2), (Marchman, 2021).

Comparando los resultados de la simulación, se obtienen valores válidos, siendo una simulación aceptable, como se observa en la tabla 11.

Tabla 10*Validación de la simulación en operaciones de vuelo recto-nivelado*

Operación	Resultado experimental [C_L]	Resultado de simulación [C_L]	Error [%]
Recto-nivelado	0.22	0.22316514	1.42

Simulación del comportamiento mecánico del ala

Para llevar a cabo el análisis de tensiones que ocurre en el ala de la aeronave A-29B, se determinan los niveles de las fuerzas que actúan sobre la aeronave durante situaciones de vuelo críticas. A partir de esto, se genera una simulación computacional utilizando NASTRAN, donde el modelo geométrico del ala se expone a estas cargas. El objetivo es calcular los esfuerzos que surgen debido a esta interacción y medir la deformación experimentada tanto por el ala como por sus componentes.

Fuerza de resistencia

$$F_D = \frac{1}{2} \rho v_{\infty}^2 S C_D \quad (17)$$

$$F_D = \frac{1}{2} * 1,05598 \frac{kg}{m^3} * 144^2 \frac{m^2}{s^2} * 19,4m^2 * 0,0078954247 \quad (18)$$

$$F_D = 1676,98N \quad (19)$$

La fuerza de resistencia debe ser aumentada mediante la aplicación de un factor de seguridad de 1.5, conforme a lo indicado en la normativa FAR 25.303. Como consecuencia, se obtiene una fuerza de resistencia:

$$F_D = 2515,47N \quad (20)$$

Fuerza sustentación

$$F_L = \frac{1}{2} \rho v_{\infty}^2 S C_L \quad (21)$$

$$F_L = \frac{1}{2} * 1,05598 \frac{kg}{m^3} * 144^2 \frac{m^2}{s^2} * 19,4m^2 * 0,22316514 \quad (22)$$

$$F_L = 47400,05N \quad (23)$$

La fuerza de sustentación debe ser aumentada mediante la aplicación de un factor de seguridad de 1.5, conforme a lo indicado en la normativa FAR 25.303. Como consecuencia, se obtiene una fuerza de sustentación:

$$F_L = 71100,08N \quad (24)$$

Máximo peso de despegue

El Manual del operador de aeronaves A-29B enumera el MTOW como 3.020 kg. Como esta carga total se reparte equitativamente entre los dos planos alares, podemos deducir lo siguiente: Si el peso máximo al despegue es de 3020 kg y se distribuye uniformemente entre las dos alas, cada ala debe transportar la mitad de la carga útil total. Al realizar el cálculo, cada ala tiene capacidad para 1510 kg, que es la cantidad permitida por ala según las especificaciones de ese modelo de avión.

$$MTOW = \frac{1}{2} * 3020kg * 9,81m/s^2 \quad (25)$$

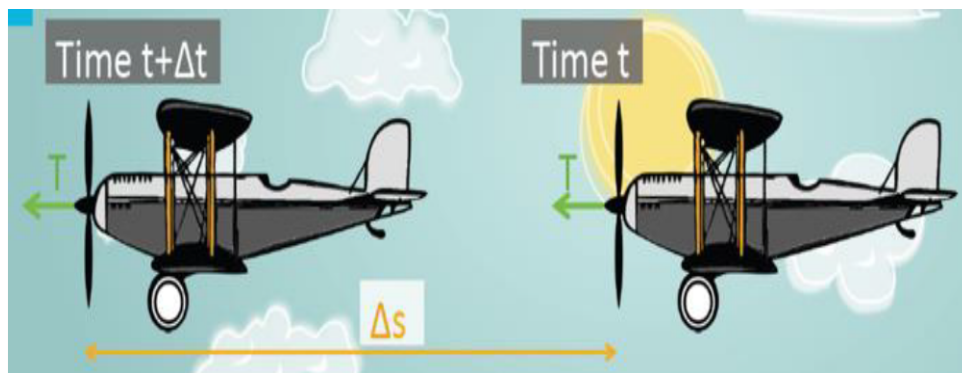
$$MTOW = 14813,1N \quad (26)$$

Empuje

El empuje se refiere a la acción ejercida por el motor para impulsar el avance de la aeronave en su dirección longitudinal. Esta fuerza debe exceder la resistencia para lograr una aceleración, o igualarla para mantener una velocidad constante durante el vuelo normal. Para calcularla, se considera la potencia máxima continua especificada en el manual de mantenimiento del avión A-29B, que asciende a 1193 kW. Dado que esta potencia representa el trabajo realizado en un período de tiempo determinado figura 58, es posible estimar la magnitud de la propulsión generada bajo estas circunstancias.

Figura 58

Empuje



Para calcular el empuje se tiene que:

$$T = \frac{P}{V} \quad (27)$$

$$T = \frac{1193000 \text{ kg} \cdot \text{m}^2 / \text{s}^2}{144 \text{ m/s}} \quad (28)$$

$$F_L = 8284,72 \text{ N} \quad (29)$$

Cargas que se somete el ala

En el proceso de análisis estructural, se tienen en cuenta las cuatro fuerzas que afectan el ala de la aeronave durante situaciones críticas. El ala funciona de manera similar a una viga en voladizo, conectada rígidamente al fuselaje y expuesta a cargas en diversos ejes de coordenadas, tal como se explica a continuación:

Tabla 11

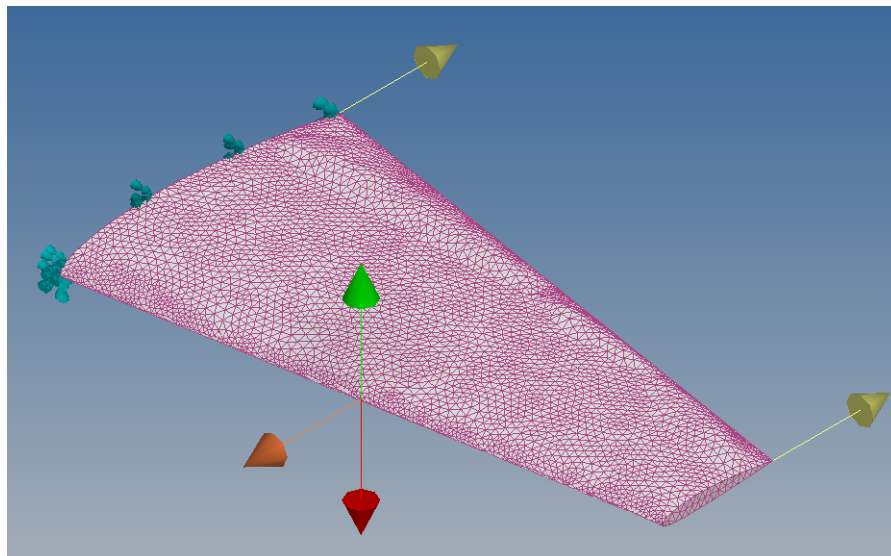
Cargas a las que se somete el ala

Fuerza	Eje de aplicación	Valor (N)
Fuerza de sustentación	F_y	71100.08
Fuerza de resistencia	F_x	2515.47
Peso	$-F_y$	14813.1
Empuje	$-F_x$	14813.1

El modelo está compuesto por la forma geométrica del ala del avión A-29B, la cual está anclada en su punto de unión principal, imitando su sujeción al fuselaje. Además, se consideran todas las fuerzas que influyen en el vuelo. En resumen, la simulación consiste en someter al ala a cuatro fuerzas en distintas direcciones y un soporte fijo de empotramiento, como se ilustra en la figura 59.

Figura 59

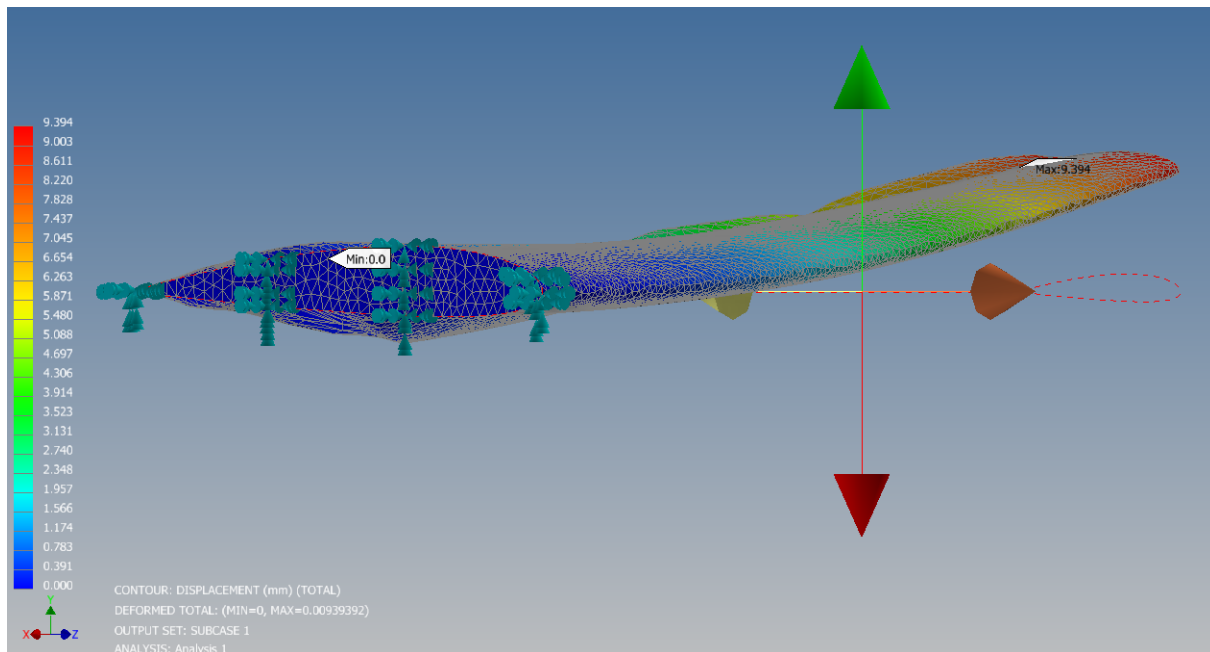
configuración del modelo



Deformación total

La deformación global del ala de un avión se deriva del movimiento producido por las diversas fuerzas que actúan sobre ella. Los resultados muestran una deflexión máxima de 9324 mm en el extremo más alejado del plano, que se comporta de manera similar a una viga en voladizo, con una deflexión máxima hacia arriba en el extremo del plano de fulcro. Esto es consistente con el hecho de que cuanto mayor sea la sustentación aplicada a otras cargas, más fleja el ala hacia arriba, lo que ilustra la situación más severa que se muestra en la Figura 60. Es decir, cuanto mayor sea la tensión, mayor será el desplazamiento. situado en el fuselaje donde se une a éste y apunta hacia arriba debido a la sustentación predominante.

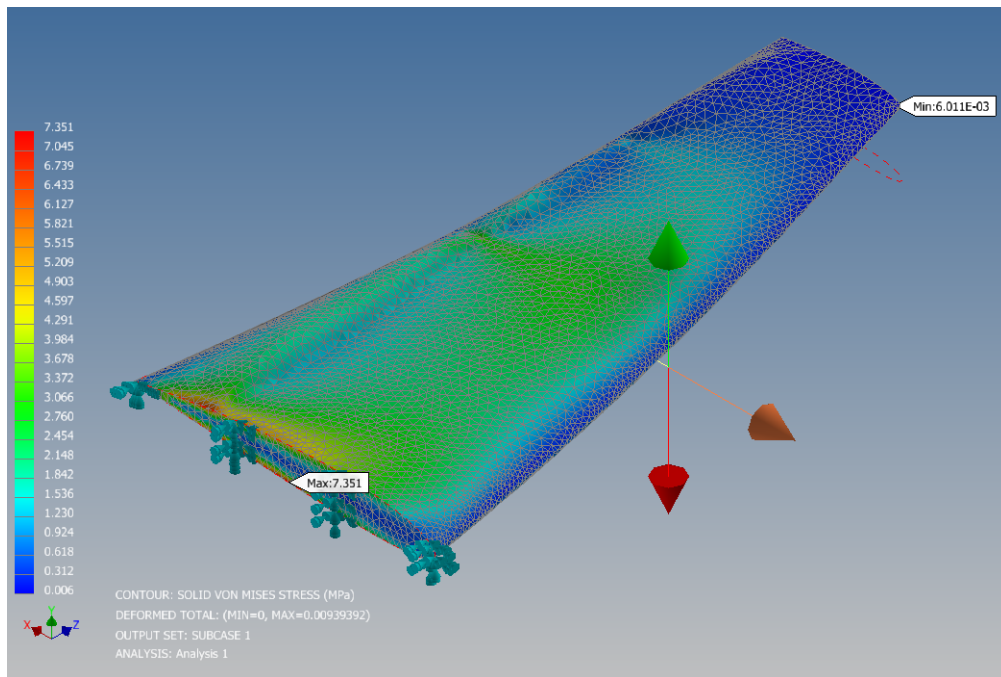
Figura 60

Deformación total*Esfuerzo equivalente en el ala*

En la Figura 61, se observa una distribución de los esfuerzos equivalentes a lo largo de todo el perfil del ala, con un valor máximo de 7.351 megapascales. Este valor representa la magnitud de esfuerzo que los atributos mecánicos del material deben resistir para evitar cualquier impacto negativo durante el vuelo.

Figura 61

Esfuerzos equivalentes en la superficie del ala

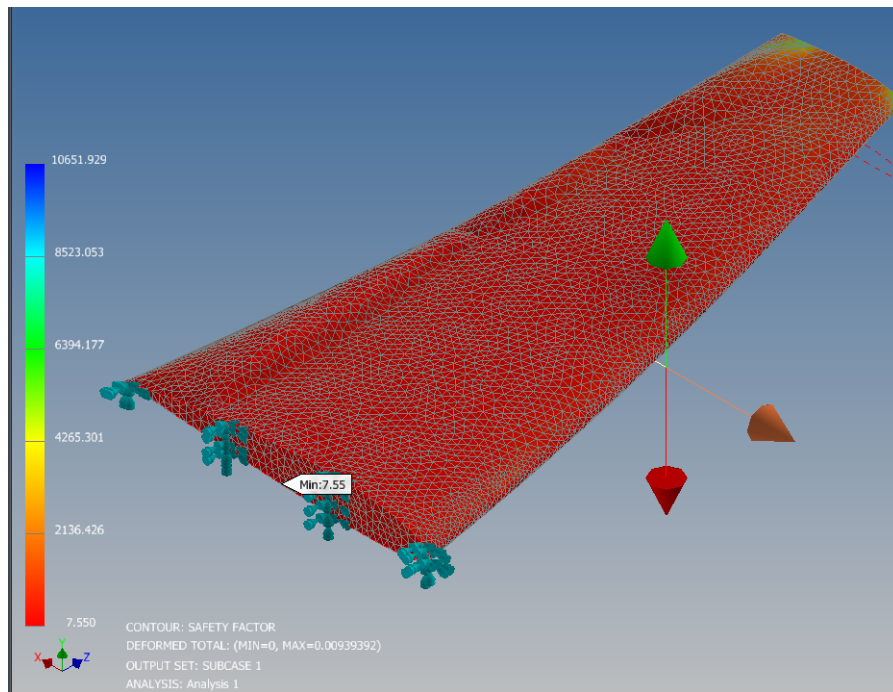


Factor de carga (seguridad)

La estructura de la aeronave debe poder soportar diversas cargas durante su uso. En el caso de una aeronave acrobática bajo análisis, la Agencia Europea de Seguridad Aérea (EASA) determinó que la aeronave debería tener un factor de carga límite de 6. Esto es para garantizar que la estructura sea capaz de soportar los requisitos normales de las acrobacias aéreas, garantizando así la seguridad de la aeronave.

Figura 62

Factor de seguridad del ala



La Figura 62, muestra un factor de seguridad de 7.55, lo cual indica que el material está muy bien seleccionado con los requisitos necesarios en cuanto a la fabricación de este elemento.

Capítulo V: Conclusiones y recomendaciones

Conclusiones

Se logró modelar con éxito el perfil aerodinámico NACA 2412 que tiene el ala del Super Tucano y realizar simulaciones aerodinámicas estacionarias en Ansys Fluent para condiciones de despegue, aterrizaje y vuelo recto-nivelado.

Mediante el análisis de los coeficientes aerodinámicos en función del ángulo de ataque se construyeron las curvas de sustentación y arrastre.

En las simulaciones de despegue, el coeficiente de sustentación aumentó a 1.012 y el coeficiente de resistencia disminuyó a 0.012 con el incremento del ángulo de ataque, tal como era de esperarse. Se observaron mayores presiones en la superficie inferior del ala y una mayor velocidad en la superficie superior del ala.

Durante el aterrizaje, se notaron tendencias inversas para los coeficientes y presiones, ya que con una disminución de presión también disminuirá la sustentación a -0.1041 y un coeficiente de resistencia a 0.009.

Para vuelo recto-nivelado, los coeficientes de sustentación de 0.223 y resistencia de 0.007. Los patrones de flujo como líneas de corriente y contornos de presión son simétricos y concordaron con la teoría aerodinámica.

Los coeficientes de sustentación en todas las condiciones de vuelo coincidieron con los datos de referencia del túnel de viento para un perfil NACA 2412, validando el análisis.

Los coeficientes de resistencia son relativamente pequeños, esto nos indica que al ser una aeronave pequeña y también su envergadura, no genera mayor resistencia aerodinámica.

El análisis de tensiones del ala bajo las cargas operacionales mostró máximos esfuerzos de von Mises de 7.351 MPa dentro del límite de fluencia del material compuesto.

Las pruebas mecánicas arrojaron que el material compuesto escogido cumple con los requerimientos estructurales para soportar las cargas máximas de vuelo.

El factor de seguridad de la simulación fue de 7.55, lo cual fue ampliamente superior al valor mínimo requerido de 6 según la Agencia Europea de Seguridad Aérea (EASA), indicando la adecuación estructural del diseño.

Recomendaciones

El modelo computacional desarrollado permitió visualizar fenómenos complejos de mecánica de fluidos y de sólidos tridimensionales en el ala. Puede ser afinado aún más para futuros análisis de optimización, trabajos de mejoramiento aerodinámico y estructural.

Realizar simulaciones transitorias para analizar el comportamiento aerodinámico del ala durante maniobras dinámicas de vuelo como giros, picados, etc. Esto permitirá caracterizar mejor las cargas.

Contrastar los resultados con pruebas experimentales en túnel de viento para validar las predicciones numéricas.

Referencias

- Aeronáutico, M. (2017). *(291) perfil aerodinámico - aerodinámica - youtube*. Descargado de <https://www.youtube.com/watch?v=LCo1F2uLucc&t=196s>
- Aguilar, M. E. C., Jaramillo, A. A. A., y Castillo, J. L. D. (2020). *Simulación del comportamiento aerodinámico de 3 perfiles naca mediante el uso de dinámica de fluidos computacional (cfd) | ciencia digital*.
- Anderson, J. J. D. (2017). *Fundamentals of aerodynamics*.
- ANSYS. (2010). Meshing user's guide release 13. ANSYS Inc.
- Avila, K., y Vasquez, J. (2023). *Reparación de los daños en los componentes wing tip leading edge y wing center leading edge de la aeronave a-29b súper tucano aplicando el método de laminación de materiales compuestos*.
- Bakker, A. (2008). *Lectures on applied*. Descargado de www.bakker.org.
- Bejerano, P. G. (2016). *Los principios que hacen volar a un avión*. Descargado de <https://blogthinkbig.com/los-principios-que-hacen-volar-a-un-avion>
- Capote, J., Alvear, D., Abreu, O., Lázaro, M., y Espina, P. (2008). *(pdf) influencia del modelo de turbulencia y del refinamiento de la discretización espacial en la exactitud de las simulaciones computacionales de incendios*. Descargado de https://www.researchgate.net/publication/277073149_Influencia_del_modelo_de_turbulencia_y_del_refinamiento_de_la_discretizacion_espacial_en_la_exactitud_de_las_simulaciones_computacionales_de_incendios
- Daniel, P. (2013). *Volar, el sueño del hombre: Aerodinámica i*. Descargado de <http://pdctdrilasallebonanova.blogspot.com/p/aerodinamica-i.html?m=1>
- De, D., De, M., Continuos, M., Teoría, Y., Estructuras, D. E., Juste, A., ... Guerrero, A. (2016, 7). *Diseño de un ala de avión mediante técnicas numéricas (fem)*. Descargado de <https://e-archivo.uc3m.es/handle/10016/24758>
- del Carmen Salazar Hernández, P. I. L. L. A. H. J. R. D. M., y Nacional, I. P. (2016). *Optimización y análisis de la estructura de un ala con materiales compuestos tesis para la obtención del grado de ingeniero en aeronáutica*.

- Diego, O. O. J. (2021). Diseño y simulación de un prototipo de un vehículo aéreo no tripulado de despegue vertical y vuelo horizontal.
- Ehab, B., y Mamdouh, E. H. A. (2018). *(pdf) boundary-layer theory of fluid flow past a flat-plate: Numerical solution using matlab*. Descargado de https://www.researchgate.net/publication/323218834_Boundary-Layer_Theory_of_Fluid_Flow_past_a_Flat-Plate_Numerical_Solution_using_MATLAB
- Franchini, S., y J, L. G. (2012). *Introducción a la ingeniería aeroespacial*.
- Gustavo, P., y Navarro, R. (2019). *Modelos de turbulencia introductorio*.
- Hibbeler, R. C. (2015). *Fluid mechanics*.
- Lugo, J. J. (2020). *Diseño asistido por computador (cad) para el diseño industrial*. Descargado de <https://ideasdi.com/recursos/disenio-asistido-por-computador/>
- Luis, C. G. J. (2011). Simulación conceptual de cargas aerodinámicas sobre un ala, empleando ansys 13.1.
- Marchman, I. J. F. (2021, 8). *Appendix a: Airfoil data*. James F. Marchman III in association with the University Libraries at Virginia Tech.
- Maria, J., y Sarrazin, V. (2016). *Mallado de geometrías complejas mediante cfd*.
- Pedrozo-Acuña, A., y Torres-Freyermuth, A. (2011). Sobre el uso de las ecuaciones de navier -stokes con el promedio de reynolds en el campo de la ingeniería de costas.
- Puerta, D. O., y Sánchez, C. M. V. (2012). Una aproximación al modelado matemático y simulación de un mav tipo ala voladora. Descargado de <http://repository.eafit.edu.co/handle/10784/4597>
- Redacción. (2019). *Diseño de un perfil aerodinámico - asoc. pasión por volar*. Descargado de <https://www.pasionporvolar.com/disenio-de-un-perfil-aerodinamico/>
- Redacción. (2020). *La capa límite del ala de un avión - asoc. pasión por volar*. Descargado de <https://www.pasionporvolar.com/la-capa-limite-del-ala-de-un-avion/>
- Roberto, C. (2022). *La flota mundial de aviones a-29 super tucano alcanza las 500.000 horas de vuelo*. Descargado de <https://www.infodefensa.com/texto-diario/mostrar/3534712/flota-mundial-aviones-29-super-tucano-alcanza-500000-horas-vuelo>
- Rodríguez, A. (2014). *Análisis técnico – análisis de elementos finitos – fea | albrodpulf1*. Des-

cargado de <https://albropulfi.wordpress.com/2014/03/09/analisis-analisis-de-elementos-finitos-fea/>

- Sanchez-Ocampo, J. G., Tamayo-Andrade, J. F., Lopez-Aragon, S. A., Cerpa-Bernal, R. M., Sanchez-Ocampo, J. G., Tamayo-Andrade, J. F., ... Cerpa-Bernal, R. M. (2020, 5). Análisis aerodinámico de la aeronave usb aero mediante dinámica de fluidos computacional. *Tecciencia, 15*, 51-65. Descargado de http://www.scielo.org.co/scielo.php?script=sci_arttext&pid=S1909-36672020000100051&lng=en&nrm=iso&tlng=eshttp://www.scielo.org.co/scielo.php?script=sci_abstract&pid=S1909-36672020000100051&lng=en&nrm=iso&tlng=es doi: 10.18180/TECCIENCIA.28.5
- Tools, A. (2023). *Naca 4 digit airfoil generator (naca 2412 airfoil)*. Descargado de <http://airfoiltools.com/airfoil/naca4digit>
- White, F. M. (2004). *Fluid mechanics*. Descargado de www.elsolucionario.net
- Wiki, N. (2018). *Perfil aerodinámico naca | wiki de la administración nacional de aeronáutica y del espacio | fandom*. Descargado de https://nasa.fandom.com/wiki/NACA_airfoil
- Wilfrido, H., y Palacios, P. (2021). *Universidad técnica de ambato facultad de ingeniería civil y mecánica carrera de ingeniería mecánica proyecto técnico previo a la obtención del título de ingeniero mecánico construcción del componente wing tip-fairing assy aplicando técnicas de ingeniería inversa y utilizando materiales alternativos para la flota de aeronaves de las fuerzas armadas."*

Apéndices