
Análisis Aerodinámico Computacional de dispositivos de punta de ala en la aeronave Vultur

Presentado por

Deisy Janeth Rojas Olaya

Dina Vanessa Torres Suárez



LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Fundación Universitaria Los Libertadores
Facultad de Ingeniería y Ciencias Básicas
Programa de Ingeniería Aeronáutica
Bogotá D.C, Colombia
2019

Análisis Aerodinámico Computacional de dispositivos de punta de ala en la aeronave Vultur

Presentado por

Deisy Janeth Rojas Olaya

Dina Vanessa Torres Suárez

En cumplimiento parcial de los requerimientos para optar por el

Título de

Ingeniero Aeronáutico

Dirigida por

John Jairo Vaca Ríos

Codirector

Pedro David Bravo Mosquera

LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Presentada a

Programa de Ingeniería Aeronáutica
Fundación Universitaria Los Libertadores
Bogotá D.C, Colombia.

Notas de aceptación



Firma del presidente del jurado

Firma del jurado

LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Firma del jurado

Bogotá DC, 12 de diciembre de 2019.



LOS LIBERTADORES

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Las directivas de la Fundación Universitaria Los Libertadores, los jurados calificadores y el cuerpo docente no son responsables por los criterios e ideas expuestas en el presente documento. Estos corresponden únicamente a los autores y a los resultados de su trabajo.

Dedicatoria

Este proyecto ha sido uno de los retos más grandes a lo largo de mi vida, no solo porque enmarca el final de un largo camino del pregrado con grandes obstáculos y tropiezos que a su vez generaron alegrías en mi vida, sino porque abrió las puertas a nuevos retos y a nuevos propósitos, permitiéndome demostrarme a mí misma de las cosas que soy capaz de lograr. Este trabajo lo dedico especialmente a:

DIOS quien me ha dado la oportunidad de llegar hasta este punto, quien me da la oportunidad de vivir y enfrentar nuevos retos cada día.

A mi padre, **Carlos Arturo Torres Rodríguez**, quien siempre me ha dado su apoyo incondicional y nunca ha dudado de mis capacidades, quien cada día me impulsa a ser mejor ser humano y a desarrollar todas y cada una de mis capacidades, él que siempre con amor y disciplina me ha llevado por el camino correcto brindándome la oportunidad de ser la persona que soy hoy en día, agradezco sus consejos, sus sabias palabras, su compañía y su guía.

A mi hijo **Andres Philippe Salazar Torres** y a mi esposo **Fabián Andres Salazar Molina**, quienes tal vez llegaron antes de lo que lo tenía planeado, pero desde el inicio han estado acompañándome y apoyándome en esta aventura de terminar mi pregrado, a ellos que han entendido los sacrificios para lograr mis objetivos y cumplir mis metas, quienes con amor y paciencia están a mi lado día a día.

A mi madre **Esperanza Suarez Sarmiento**, por darme la vida, por su amor y por enseñarme a ser cada día más fuerte y enfrentar cada tropiezo con la mejor actitud y salir siempre triunfante.

A mi **Familia**, por su apoyo, su paciencia, por grandes momentos de felicidad y por saber que aun en las dificultades nos hacemos más fuertes para enfrentar lo que la vida tenga para nosotros.

Por ultimo pero no menos importante dedico este proyecto a mi abuelita materna **HERMINIA SARMIENTO VDA DE SUAREZ** (Diciembre 31 de 1922- Julio 28 de 2019) QEPD "Mi mamábuelita o mi güelita" como le dije por muchos años con amor y respeto, para quien siempre me vio con amor, me lleno de enseñanzas, alegrías, sonrisas y abrazos, mi guerrera hecha de roble fuerte, partiste antes de que me pudieras ver graduada pero sé que desde donde estas me acompañaras en todo momento, agradezco infinitamente tu amor, tu apoyo y tus consejos.

DINA VANESSA TORRES SUAREZ

Este proyecto ha sido uno de los logros más grandes a lo largo de mi carrera de formación como ingeniera, la realización de éste me llena de orgullo y de felicidad al saber que pronto se acerca el momento de recibir ese título el cual he luchado por conseguir y demostrarme a mí misma las cosas que soy capaz de hacer sin importar las circunstancias con la fe siempre puesta en DIOS. Quiero dedicar este trabajo a:

DIOS quien me ha dado la vida, a quien debo lo que soy, lo que sé y lo que tengo, llevándome siempre de su mano ayudándome a superar cada obstáculo, llenándome de fuerza, fortaleza y fe en él. Él quien ha estado conmigo en las buenas y malas, quien me ha dado mis mayores bendiciones y hecho de mi cada día una mejor persona.

Mis padres, **Rodrigo Rojas y María Teresa Olaya** quienes han hecho toda su vida sus mayores esfuerzos por sacarnos a adelante a mis hermanos y a mí, quienes con su amor, cariño, sabiduría, paciencia, corrección y dedicación han hecho de mí el ser humano que soy hoy en día. Gracias amores de mi vida por ser siempre ese apoyo incondicional para mí, por sus palabras, su incansable trabajo como padres, me siento orgullosa de tener los padres que tengo y sé que son la mayor bendición que Dios me ha dado en mi vida, quiero que sepan que son el motivo por el cual hago todo y por el que quiero ser una mejor persona, llenarlos de orgullo porque cada logro, cada reto cumplido, cada esfuerzo y cada sacrificio lo hago por ustedes, los amo mucho motores de mi vida.

Mis hermanos, **Ximena Rojas, Cristian Rojas y Elkin Rojas** quienes me ha compartido su conocimiento, sus experiencias, quienes me han ayudado en el cumplimiento de mis metas. A ustedes gracias por ser las personas que son, gracias por su amor, su corrección, su ayuda y su apoyo incondicional.

Mis sobrinos **Santiago Cárdenas, Samara Rojas, Jerónimo Cárdenas y Josué Rojas** quienes con su ternura y amor han llenado mi vida de hermosas experiencias y me han enseñado las cosas más simples de la vida, gracias mis tres príncipes y mi hermosa princesa por sus abrazos, sus palabras y sus besos.

Mis cuñados **Nelson Cárdenas y Angy Betancourt** por su apoyo, su respaldo y las enseñanzas que me han brindado.

William Díaz por tu amor incondicional, por tu apoyo, tu paciencia, tu comprensión, gracias, amor mío por las experiencias compartidas y vividas, gracias por estos 5 años llenos de las cosas más hermosas de la vida. Te amo.

Mis chinas feas, **Diznarda Bagüi y Diana Astros** quienes me han apoyado siempre estando ahí conmigo en los momentos malos y buenos, con quienes he reído, llorado y vivido experiencias maravillosas, gracias muchachonas por su amistad.

Con el más grande e infinito amor, **DEISY JANETH ROJAS OLAYA**

Agradecimientos

Las autoras de este proyecto queremos agradecer profundamente al **MEng. John Jairo Vaca Ríos**, tutor y director de este proyecto, profesor y excelente ser humano, que creyó en nosotras y en nuestras capacidades, quien nos enseñó, orientó, apoyo y motivo para que este proyecto se hiciera realidad transmitiendo su conocimiento y experiencia como docente, como estudiante que alguna vez fue y como ser humano, incentivando en nosotras un espíritu guerrero y de compañerismo que permitió hoy finalizar esta nueva meta fijada por nosotras.

Damos las gracias al **Ing. Pedro David Bravo Mosquera**, codirector del proyecto quien nos guio de manera clara y especifica compartiendo sus conocimientos y experiencias, por su apoyo, su motivación y liderazgo.

Un agradecimiento muy especial a la **FUERZA AEREA COLOMBIANA** por la invitación a participar en el concurso de conmemoración al centenario de la **FAC**, por incentivar el espíritu investigativo y fomentar la practicidad de la ingeniería y el uso de herramientas tecnológicas.

Gracias a la **FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES** por permitirnos ser partícipes del concurso realizado por la **FAC** y representarla allí, adicionalmente agradecemos a los docentes que han aportado y compartido sus conocimientos a lo largo de nuestra carrera de pregrado.

Agradecemos también al **MEng. Juan Carlos Gamba** quien nos ha apoyado y motivado con la elaboración de este proyecto a lo largo de su desarrollo.

Por último, agradecemos a nuestros compañeros de equipo, quienes con su arduo trabajo aportaron su conocimiento y esfuerzo por la finalización del proyecto del diseño conceptual y preliminar de la aeronave Vultur, quienes nos dieron voz de aliento para culminar este proyecto.

Resumen

Este proyecto contiene el procedimiento paso a paso del análisis y la comparación de resultados mediante el uso de la Dinámica de Fluidos Computacional (CFD del inglés Computational Fluid Dynamics) cuyo principal propósito es determinar cuál de las tres configuraciones diseñadas (wing clean, wing winglet, wing tip-tank) para la aeronave Vultur permite obtener un mayor rendimiento y eficiencia teniendo en cuenta las necesidades bajo las cuales fue diseñada con base en los requerimientos establecidos por FAC (Fuerza Aérea Colombiana).

Se mostrará a su vez los fundamentos teóricos del CFD de manera general usados como base fundamental en el desarrollo del proyecto, adicionalmente se observarán las características de diseño determinadas para los prototipos y su elaboración en escala 1:10 que permitirán una guía más clara de los objetos de estudio del proyecto a lo largo de su desarrollo.

En este informe se proporcionarán tablas y figuras que muestran el proceso del análisis en cada etapa, los cuales fueron fundamentales para determinar cuál de las tres configuraciones brindó un mejor rendimiento y eficiencia de la aeronave Vultur, de los cuales se estableció que el wing winglet proporciona un mejor aporte a la aeronave en términos de los parámetros de estudio. Finalmente, se presentarán las conclusiones obtenidas al finalizar este proyecto y recomendaciones para futuros proyectos de investigación basados en el diseño y análisis aerodinámico de dispositivos de punta de ala o mejoramiento de los resultados obtenidos.

Palabras claves: Aeronave Vultur; Aerodinámica; Análisis; Validación, CFD

Abstract

This project contains the step-by-step procedure of the analysis and comparison of results through the use of Computational Fluid Dynamics (CFD) whose main purpose is to determine which of the three configurations designed (wing clean, wing winglet, wing tip-tank) for the Vultur aircraft allows to obtain greater performance and efficiency taking into account the needs under which it was designed based on the requirements established by FAC (Fuerza Aérea Colombiana).

In turn, the theoretical foundations of the CFD will be shown in general, used as a fundamental basis in the development of the project, in addition the design characteristics determined for the prototypes and their elaboration in 1:10 scale will be observed that will allow a clearer guide to the objects of study of the project throughout its development.

This report will provide tables and figures that show the analysis process at each stage, which were essential to determine which of the three configurations provided better performance and efficiency of the Vultur aircraft, from which it was established that the wing winglet provides a better contribution to the aircraft in terms of the study parameters. Finally, the conclusions obtained at the end of this project and recommendations for future research projects based on the design and aerodynamic analysis of wingtip devices or improvement of the results obtained will be presented.

Keywords: *Vultur aircraft; Aerodynamics; Analysis; Validation, CFD.*

Contenido

Resumen	ix
Abstract.....	x
Índice de Figuras	xiv
Índice de Símbolos y Acrónimos	xvii
1. Introducción.....	13
2. Planteamiento del Problema.....	15
2.1 Objetivos	16
2.1.1 Objetivo General	16
2.1.2 Objetivos Específicos.....	16
2.2 Justificación.....	17
3. Marco Teórico y Ecuaciones Gobernantes	18
3.1 Modelo de Fluido.....	18
1.1.1 Aproximación al Volumen de Control Finito	18
3.1.2 Aproximación al Elemento de Fluido Infinitesimal	19
3.1.3 Aproximación Molecular	20
3.2 Ecuaciones Gobernantes	20
3.2.1 Ecuación de Continuidad	20
3.2.2 Ecuación de Momentum	20
3.2.3 Ecuaciones de Navier Stokes.....	21
3.3 Modelo de Turbulencia.....	21
3.4 Condiciones de Frontera	23
3.5 Mallado.....	24
4. Metodología aplicada.....	26
4.1 Geometrías del ala	26
4.2 Dominio Computacional	27
4.3 Condiciones de Frontera	28
4.4 Independencia de Malla	30
5. Resultados y Análisis	35
5.1 Curvas Aerodinámicas	35

5.1.1 Pruebas Experimentales	37
5.1.2 Comparación Numérica vs Experimental	39
5.2 Análisis Cualitativo	44
5.2.1 Criterio Q y contornos de vorticidad	44
5.2.2 Contornos de presión	45
6. Conclusiones	48
Recomendaciones.....	49
Bibliografía.....	50
Apéndice	52

Índice de Figuras

Fig. 1 Aproximación al volumen de control finito [4]	19
Fig. 2 Elemento de fluido infinitesimal.[4]	19
Fig. 3 Configuraciones del ala, (a)Wing-clean, (b)Wing-tip-tank, (c)Wing-winglet.....	27
Fig. 4 MAC método grafico.....	27
Fig. 5 Dimensiones del dominio computacional	28
Fig. 6 Condiciones de Frontera Aplicadas.....	29
Fig. 7 Análisis de convergencia – Wing clean (a) Cl vs N° Elementos (b) Cd vs N° Elementos	31
Fig. 8 Ubicación de la línea usada para la independencia de malla a) vista lateral b) vista superior	31
Fig. 9 Wing_clean. (a)Distribución de presión, (b) Perfil de velocidad. Independencia de malla.....	33
Fig. 10 C_L vs AoA. Resultados numéricos para las 3 configuraciones. Curva de sustentación	36
Fig. 11 C_D vs AoA. Resultados numéricos para las 3 configuraciones. Curva de arrastre.	36
Fig. 12 C_M vs AoA. Resultados numéricos para las tres configuraciones. Curva de momento a $c/4$	37
Fig. 13 (a)Wing-clean, (b)Wing-tip-tank,(c)Wing-winglet. Geometrías ancladas al túnel de viento.....	38
Fig. 14 Resultados experimentales para las 3 configuraciones. (a) Cd vs AoA[deg]. (b) Cl vs AoA[deg].	38
Fig. 15 C_L vs AoA. Comparación numérica vs experimental para Wing-Winglet. Curva de sustentación.	39
Fig. 16 C_D vs AoA. Comparación numérica vs experimental para Wing-Winglet. Curva de arrastre.....	40
Fig. 17 Comparación numérica vs experimental para el wing clean de la eficiencia aerodinámica.....	41
Fig. 18 Comparación numérica vs experimental de C_L para Wing Clean.....	42
Fig. 19 Comparación numérica vs experimental de C_L para Wing Tip Tank.	42
Fig. 20 Comparación numérica vs experimental de C_D para Wing Clean.	43
Fig. 21 Comparación numérica vs experimental de C_D para Wing Tip-Tank.....	43
Fig. 22 (a) Iso-superficies de criterio Q. (b) Contornos de vorticidad en $x/c=0$, $x/c=0.7$, $x/c=1.4$, $x/c=2.1$	44
Fig. 23 Contornos de presión AoA 16° - (a) Wing-Clean (b) Wing-Tip-tank (c) Wing-Winglet	45
Fig. 24 Análisis de convergencia Wing Tip-Tank.	57
Fig. 25 Análisis de convergencia Wing Winglet.....	58
Fig. 26 (a) Distribución de presión, (b) Perfil de velocidad. Independencia de malla Wing Tip Tank.	59

Fig. 27 (a) Distribución de presión, (b) Perfil de velocidad. Independencia de malla Wing
Winglet. 60

Índice de Tablas

Tabla 1 Parámetros de diseño – Prototipo a escala.....	26
Tabla 2 Condiciones de Frontera	29
Tabla 3 Mallas para la configuración Wing Clean	52
Tabla 4 Mallas para la configuración Wing Tip-Tank	52
Tabla 5 Mallas para la configuración Wing Winglet.....	53
Tabla 6 Propiedades aerodinámicas para el Wing Clean a diferentes AoA.	53
Tabla 7 Propiedades aerodinámicas para el Wing Tip Tank a diferente AoA	54
Tabla 8 Propiedades aerodinámicas para el Wing Winglet a diferentes AoA.....	54
Tabla 9 Comparación numérica vs experimental de Wing Clean.....	55
Tabla 10 Comparación numérica vs experimental de Wing Tip-Tank.	56
Tabla 11 Comparación numérica vs experimental de Wing Winglet.	56

Índice de Símbolos y Acrónimos

Símbolos

Símbolo	Término
$\bar{\rho}$	Densidad Media
\tilde{u}	Velocidad unitaria en dirección x
\tilde{v}	Velocidad unitaria en dirección y
\tilde{w}	Velocidad unitaria en dirección z
ω	Tasa de disipación específica
K	Energía Cinética Turbulenta
ρ	Densidad
μ	Viscosidad
τ	Fuerza cortante
σ	Constante del modelo k-w
β	Constante del modelo k-w
S	Superficie de control
v	Volumen de control
δ	Constante del modelo k-w
CL	Coeficiente de Lift
CD	Coeficiente de Drag
CM	Coeficiente de momento
CP	Coeficiente de Presión
L	Lift
D	Drag
M	Momento
T	Temperatura
P	Presión
V	Velocidad

Acrónimo

Acrónimo	Término
CFD	Computational Fluid Dynamics
FAC	Fuerza Aérea Colombiana
MAC	Mean Aerodynamic Chord
SST	Shear Stress Transport
STOL	Short take-off and landing
msl	Medium sea level
m/s	Metros por segundo
RPM	Revoluciones por minuto

1. Introducción

En el mundo de la ingeniería aeronáutica es fundamental realizar estudios previos que permiten conocer el flujo sobre las superficies aerodinámicas de la aeronave, facilitando así la comprensión del comportamiento del fluido sobre la misma en diferentes condiciones de operación, así mismo el análisis de todos los aspectos de diseño y ambientales relacionados a la eficiencia, rendimiento, sustentación y arrastre los cuales son vitales a la hora de realizar una propuesta de diseño o llevar a cabo un proceso de manufactura.

La aerodinámica es una de las ramas de la aeronáutica que se basa en el estudio del flujo del aire sobre las superficies mediante experimentación o simulación, en la actualidad la industria cuenta con diferentes software que permiten estudiar cada uno de los aspectos aerodinámicos de diferentes geometrías y por medio de distintos métodos, con el fin de mejorar las características del objeto de estudio y prever defectos de diseño que posiblemente no se contemplaron en el planteamiento conceptual y preliminar que puedan llevar a pérdidas en términos de tiempo y costos de manufactura, adicionalmente la implementación de estos software permite determinar las posibles fallas que se puedan presentar ya sea por aspectos del medio de operación o materiales de fabricación antes de llevar a cabo pruebas físico-mecánicas o de vuelo generando gastos innecesarios.

De acuerdo con [1] el análisis aerodinámico de aeronaves está enfocado en los estudios de efectos particulares como la interferencia ala-fuselaje y la contribución de sustentación de la góndola y sus efectos en la carga de ala, estos son esenciales para la validación de la estimación preliminar de la estabilidad y control de la aeronave. Para llevar a cabo este tipo de análisis se usan software que permiten mediante la discretización del problema y las condiciones preestablecidas de la aeronave estudiar las características de los efectos que influyen en el comportamiento de la misma. El CFD es una de las técnicas que permite analizar los problemas acerca del flujo de fluidos a través de una aproximación por métodos numéricos.

Teniendo en cuenta que el presente proyecto se realizó en el marco de la participación de un equipo de estudiantes del programa de Ingeniería Aeronáutica en el concurso realizado por la FAC en conmemoración del centenario contemplando los requerimientos de diseño exigidos por ésta, con base a las observaciones realizadas por los jurados del concurso se llevó a cabo un análisis que permitió establecer la configuración de la terminación del plano de la aeronave Vultur teniendo en cuenta aspectos de diseño importantes tales como el aumento de peso, el arrastre inducido y el uso de superficies hipersustentadoras tomando como referencia las especificaciones de uso de la misma y características geográficas del territorio colombiano. En adición a esto

y gracias a los conocimientos adquiridos a lo largo de la carrera se estableció que el rendimiento y la eficiencia son parámetros que están directamente relacionados con el tipo de motor y de la configuración del plano de la aeronave, por lo cual se llevó a cabo un análisis aerodinámico computacional por medio del software ANSYS- Fluent; el cual se describe a lo largo de este proyecto.

El presente documento se realizó con el fin de establecer cual configuración de la terminación del plano permite obtener un mayor rendimiento y una mejor eficiencia de la aeronave, simulando y comparando los resultados obtenidos para cada una de las geometrías estudiadas a través de la aplicación de los conceptos básicos adquiridos en el estudio teórico realizado y por medio del análisis de gráficos que permitieron estudiar las tendencias de las curvas aerodinámicas, cabe resaltar que el plano estudiado posee en la raíz un perfil optimizado según lo descrito por (Espejo D., Rodriguez J. (2019)) con la finalidad de contribuir a los parámetros mencionados anteriormente.

2. Planteamiento del Problema

En el marco del concurso del centenario de la Fuerza Aérea Colombiana se elaboró un diseño conceptual de la aeronave Vultur cuyas características físicas generales constaban de un empenaje cruciforme, plano alto con tip-tank y dos motores turbo-prop, el cual fue presentado en la primera fecha establecida por la FAC en donde se obtuvo por parte de los jurados una sugerencia acerca de la eficiencia del uso de tip-tank, con base a esto se concluyó por parte del grupo llevar a cabo un análisis aerodinámico de los planos y contemplar otras dos configuraciones en este proceso.

Los efectos aerodinámicos generados sobre la punta del plano de la aeronave Vultur debido al flujo del aire sobre esta y la contribución a la eficiencia de la misma es la problemática a tratar en este proyecto, debido a que las corrientes de aire generan vórtices en el borde de salida y sobre la superficie del plano que aumentan el arrastre inducido en la aeronave y disminuyen la sustentación de la misma ocasionando un bajo rendimiento aerodinámico, es decir, un mayor consumo de combustible y una menor eficiencia de la aeronave en general, dado que la configuración del plano influye directamente en este factor se realizará un análisis computacional CFD con el fin de determinar cuál es la óptima para esta aeronave con base los requerimientos de diseño exigidos por la FAC. Lo anterior conduce a la siguiente pregunta de investigación **¿QUÉ CONFIGURACIÓN DEL PLANO DE LA AERONAVE PERMITE OBTENER EL MAYOR RENDIMIENTO Y EFICIENCIA DE LA AERONAVE VULTUR?**

2.1 Objetivos

2.1.1 Objetivo General

Analizar el comportamiento aerodinámico de tres configuraciones alares de la aeronave Vultur para determinar la de mayor rendimiento y eficiencia

2.1.2 Objetivos Específicos

- Determinar el comportamiento y los efectos de las fuerzas aerodinámicas sobre cada una de las configuraciones.
- Analizar el rendimiento y la eficiencia que cada configuración le brinda a la aeronave Vultur.
- Comparar los resultados numéricos con los reportes de experimentos en túnel de viento.

2.2 Justificación

Por medio de este proyecto se buscó determinar mediante análisis computacional de fluidos CFD cuál de las tres configuraciones diseñadas (wing-clean, wing-winglet, wing tip-tank) permite a la aeronave Vultur ser óptima en términos de rendimiento y eficiencia, teniendo en cuenta los requerimientos establecidos por la Fuerza Aérea Colombiana en el marco del concurso de conmemoración del centenario y las condiciones ambientales en las cuales se realizó el análisis experimental para las configuraciones mencionadas anteriormente, esto con el fin de validar y comparar con el análisis numérico, tomando como base que la validación es un proceso de comparación entre las salidas del modelo computacional y los resultados experimentales; si la diferencia entre los resultados es mínima se considera validado el modelo computacional.[2]

Actualmente, la aerodinámica es una de las ramas de la mecánica de fluidos más estudiada para el diseño y fabricación en la industria aeronáutica y demás industrias debido a que permite analizar el comportamiento de los fluidos sobre y a través de diferentes dispositivos o elementos que son caso continuo de estudio como bicicletas, cascos, edificios, tuberías, aeronaves, etc.; el estudio aerodinámico de este último permite determinar los efectos del fluido sobre su superficie y componentes analizando parámetros como rendimiento, eficiencia, disposición de planos y empenaje, análisis estructural, entre otros, factores que permiten establecer el comportamiento de ésta a diferentes condiciones de operación mediante una mejora continua por medio de un análisis computacional de fluidos reduciendo así costos y tiempo de manufactura.

Este proyecto permite demostrar la aplicación de los conocimientos adquiridos a lo largo de la carrera, utilizando los diferentes métodos de investigación y manejo de software, mediante el desarrollo de habilidades y capacidades que permiten al ingeniero aeronáutico estar a la vanguardia de la implementación tecnológica y científica en los diversos procesos que en la actualidad enfrenta la industria siendo capaz de generar soluciones a las necesidades que se presentan a diario en el entorno aeronáutico y sus diferentes campos.

3. Marco Teórico y Ecuaciones Gobernantes

Este capítulo contiene la fundamentación teórica contemplada como necesaria para la realización del presente documento, adicionalmente incluye las ecuaciones desarrolladas para la obtención de los resultados que permitieron establecer la mejor configuración para la aeronave Vultur. Primeramente, se describen los principios en los cuales se basa el estudio del flujo de fluidos, los modelos de fluidos existentes, las ecuaciones gobernantes solucionadas por el software y posteriormente, los modelos de turbulencia recomendados por algunos autores y el escogido en el desarrollo del presente trabajo.

3.1 Modelo de Fluido

La aerodinámica como rama de la mecánica de fluidos se encarga del estudio del comportamiento del flujo sobre el cuerpo y el movimiento relativo existente entre el objeto de estudio y el flujo gaseoso que lo rodea, es decir, la interacción entre estos dos. El sistema de ecuaciones que describen un análisis aerodinámico contiene como base esencial los tres principios físicos fundamentales, los cuales son:

- La conservación de la energía que enuncia que la energía en un sistema permanece constante, aunque se transforme en otro tipo de energía.
- La segunda Ley de Newton por la cual se tiene que la fuerza es igual a la multiplicación de la masa por la aceleración de esta.
- La conservación de la masa de Lavoisier describe que la masa no se crea, ni se destruye sino se transforma.

Antes del desarrollo computacional es necesario determinar el modelo de fluido a usar en el análisis aerodinámico a realizar, para ello se contemplan los tres modelos que a lo largo de la evolución de la aerodinámica se han usado satisfactoriamente.[3]

1.1.1 Aproximación al Volumen de Control Finito

Se considera un campo de flujo representado por las líneas de flujo como se muestra en la Fig. 1 dentro del cual existe un volumen cerrado en una región finita del flujo. Este volumen se denomina volumen de control y su superficie se establece como

superficie de control cerrada debido a que limita dicho volumen. Este volumen puede encontrarse fijo en el espacio con el fluido moviéndose a través de él o en movimiento con el fluido con las mismas partículas de fluido dentro de él, como se observa al lado izquierdo y derecho de la Fig. 1 respectivamente. Los principios físicos fundamentales son aplicados al fluido contenido en el volumen de control o al fluido que atraviesa el volumen, si este es fijo en el espacio.

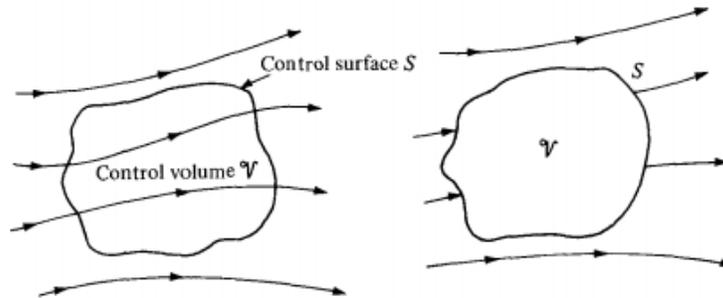


Fig. 1 Aproximación al volumen de control finito [4]

3.1.2 Aproximación al Elemento de Fluido Infinitesimal

En un campo de flujo como el representado por las líneas de flujo en la Fig. 2 en el cual se considera un pequeño elemento infinitesimal de fluido con un diferencial de volumen dV . El elemento infinitesimal se puede encontrar fijo en el espacio con fluido moviéndose a través de él como se observa a la izquierda de la Fig. 2 o en movimiento a lo largo de las líneas de flujo con una velocidad igual a la velocidad del fluido en cada punto como se aprecia a la derecha en la Fig. 2 respectivamente. Adicionalmente, los principios físicos fundamentales sólo son aplicables al fluido contenido en este.

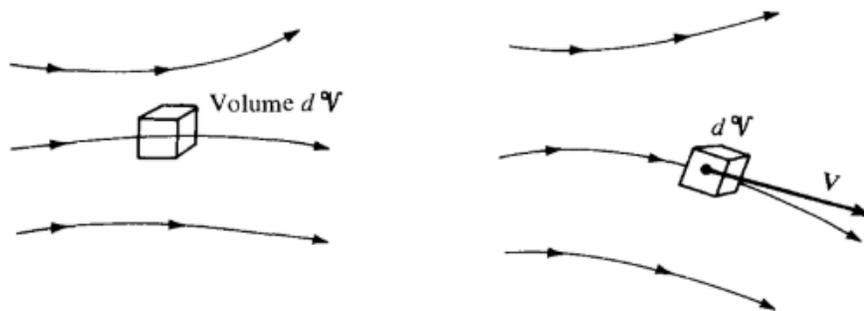


Fig. 2 Elemento de fluido infinitesimal.[4]

3.1.3 Aproximación Molecular

Este tercer modelo de fluido es una aproximación microscópica donde se aplican las leyes de la naturaleza directamente a los átomos y moléculas, utilizando aproximaciones estadísticas para definir las propiedades del fluido resultantes.

Con base en lo anterior, se realizó una aproximación al volumen de control finito para el desarrollo del análisis, donde se establece que éste es fijo en el espacio y los principios físicos se aplicaron directamente al fluido que se movía a lo largo de este.

3.2 Ecuaciones Gobernantes

Las ecuaciones gobernantes del flujo de fluidos son la de continuidad, la de momentum y energía, las cuales como se mencionó anteriormente contienen los tres principios físicos fundamentales.

3.2.1 Ecuación de Continuidad

La ecuación de continuidad se origina al aplicar el principio físico fundamental de la conservación de la masa enunciado anteriormente, conocida también como ecuación de la conservación de la masa la cual describe el flujo neto de masa saliendo del volumen de control a través de la superficie de control[5]. Expresada de forma diferencial según [4]:

$$\frac{D\rho}{Dt} + \rho \nabla \cdot \mathbf{V} = 0 \quad (1)$$

3.2.2 Ecuación de Momentum

La ecuación de momentum o conservación de la cantidad de movimiento representa matemáticamente la segunda Ley de Newton, estableciendo que el momento lineal de salida del volumen de control más el incremento de este dentro del volumen de control es igual a la suma de fuerzas que actúan sobre dicho volumen. Las fuerzas actuantes sobre este son las fuerzas de cuerpo y las fuerzas superficiales, siendo las másicas o de cuerpo las que actúan directamente sobre la masa volumétrica como la fuerza gravitacional, la fuerza eléctrica, magnética y las superficiales las que se ejercen sobre la superficie de control del volumen, estas son la presión y las fuerzas viscosas[5]. La representación de la conservación de la cantidad de movimiento con

lleva al desarrollo de tres ecuaciones para cada dirección del sistema de coordenadas cartesianas (x, y, z). De forma diferencial:

$$\rho \frac{Du}{Dt} = \frac{\partial(-p + \tau_{xx})}{\partial x} + \frac{\partial\tau_{yx}}{\partial y} + \frac{\partial\tau_{zx}}{\partial z} + S_{Mx}; \text{ Momentum en dirección } x \quad (2.a)$$

$$\rho \frac{Dv}{Dt} = \frac{\partial\tau_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial(-p + \tau_{yy})}{\partial y} + \frac{\partial\tau_{zy}}{\partial z} + S_{My}; \text{ Momentum en dirección } y \quad (2.b)$$

$$\rho \frac{Dw}{Dt} = \frac{\partial\tau_{xz}}{\partial x} + \frac{\partial\tau_{yz}}{\partial y} + \frac{\partial(-p + \tau_{zz})}{\partial z} + S_{Mz}; \text{ Momentum en dirección } z \quad (2.c)$$

Tomado de [4]

3.2.3 Ecuaciones de Navier Stokes

Las ecuaciones de Navier Stokes son un compendio de las mostradas anteriormente en la ecuación (1), (2.a), (2.b) y (2.c), el enfoque del proyecto permite establecer que para el análisis no es necesario tomar en cuenta el principio físico de la conservación de la energía ya que los parámetros a estudiar no requieren de la magnitud de esta variable, es decir, las ecuaciones desarrolladas por medio del software son las ecuaciones de continuidad la cual contiene intrínsecamente el principio de conservación de la masa y de momentum que expresan la segunda Ley de Newton en cada una de las direcciones o coordenadas cartesianas 'x', 'y' y 'z', de manera estacionaria dado que se estableció que no hay variación de esta respecto al tiempo.

3.3 Modelo de Turbulencia

La turbulencia es un fenómeno disipador de energía, el cual describe un movimiento en tres dimensiones lleno de torbellinos. Esto sucede por inestabilidades en el flujo debido a variaciones de velocidades, de manera que el movimiento de los torbellinos da lugar a unos más pequeños y la energía se disipa en forma de calor, además la viscosidad del fluido empieza jugar un papel importante. En los estudios aerodinámicos se hace uso de los modelos de turbulencia mediante los cuales se busca estudiar la vorticidad generada en las puntas de las alas y sobre la estructura como tal, estos se pueden agrupar en tres grupos como lo describe[6]:

- ✓ **RANS- Reynolds Averaged Navier Stokes:** se centra en los efectos de la turbulencia en las propiedades medias de flujo.

- ✓ **LES- Large Eddy Simulation:** Se realiza un seguimiento del comportamiento de los remolinos más grandes.
- ✓ **DNS- Simulación Numérica Directa:** Calcula todas las variables sin que sea necesario promediar y/o tratar con las fluctuaciones.

Las ecuaciones de RANS se solucionaron por medio del software **FLUENT** con el fin de conocer el comportamiento de los residuales, al igual que el modelo de turbulencia usado para el análisis final, el cual se describirá en los capítulos siguientes.

- **Continuidad:**

$$\text{div}(\bar{\rho}\tilde{\mathbf{U}}) = 0 \quad (3)$$

Tomado de [4]

- **Ecuaciones de Navier Stokes Promediadas:**

$$\text{div}(\bar{\rho}\tilde{\mathbf{U}}\tilde{\mathbf{U}}) = -\frac{\partial \bar{P}}{\partial x} + \text{div}(\mu \text{grad } \tilde{U}) + \left[-\frac{\partial(\bar{\rho}u'^2)}{\partial x} + \frac{\partial(\bar{\rho}u'v')}{\partial y} + \frac{\partial(\bar{\rho}u'w')}{\partial z} \right] + S_{Mx} \quad (4.a)$$

$$\text{div}(\bar{\rho}\tilde{V}\tilde{\mathbf{U}}) = -\frac{\partial \bar{P}}{\partial y} + \text{div}(\mu \text{grad } \tilde{V}) + \left[-\frac{\partial(\bar{\rho}u'v')}{\partial x} + \frac{\partial(\bar{\rho}v'^2)}{\partial y} + \frac{\partial(\bar{\rho}v'w')}{\partial z} \right] + S_{My} \quad (4.b)$$

$$\text{div}(\bar{\rho}\tilde{W}\tilde{\mathbf{U}}) = -\frac{\partial \bar{P}}{\partial z} + \text{div}(\mu \text{grad } \tilde{W}) + \left[-\frac{\partial(\bar{\rho}u'w')}{\partial x} + \frac{\partial(\bar{\rho}v'w')}{\partial y} + \frac{\partial(\bar{\rho}w'^2)}{\partial z} \right] + S_{Mz} \quad (4.c)$$

Tomado de [4]

Además de estas ecuaciones, existen planteamientos adicionales para analizar en el flujo turbulento parámetros específicos como la energía cinética turbulenta la tasa de disipación específica por unidad de tiempo mediante el uso del planteamiento de Menter el cual se muestra en las ecuaciones 7.a y 7.b.

○ **Modelo SST κ - ω**

$$\text{div}(\rho\kappa\mathbf{U}) = \text{div}\left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\kappa}\right) \text{grad}(\kappa)\right] + P_\kappa - \beta * \rho\kappa\omega \rightarrow \text{Ecuación para } \kappa \quad (7.a)$$

$$\begin{aligned} \text{div}(\rho\omega\mathbf{U}) = \text{div}\left[\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_{\omega,1}} \text{grad } \omega\right] + \gamma_2 \left(2\rho S_{ij} \cdot S_{ij} - \frac{2}{3}\rho\omega \frac{\partial U_i}{\partial x_j} \delta_{ij}\right) - \beta_2\rho\omega^2 \\ + 2\frac{\rho}{\sigma_{\omega,2}\omega} \frac{\partial \kappa}{\partial x_\kappa} \frac{\partial \omega}{\partial x_\kappa} \rightarrow \text{Ecuación para } \omega \end{aligned} \quad (7.b)$$

El modelo “SST $k - \omega$ Model” establece mejoras con respecto a los otros, tal como lo define [7]

- ✓ El modelo “ $k - \varepsilon$ ” y el modelo “ $k - \omega$ ” son ambos multiplicados por una función matemática que sirve para unirlos. Esta función de combinación está diseñada para activar el “ $k - \omega$ ” cerca de las paredes y el “ $k - \varepsilon$ ” cuando se aleja de la capa límite y las superficies.
- ✓ Este modelo incorpora una derivativa amortiguada de difusión-cruzada en la Ecuación de “ ω ”.
- ✓ La definición de viscosidad turbulenta se modifica para tener en cuenta el transporte del esfuerzo cortante turbulento.
- ✓ Las constantes modeladoras son diferentes.

El modelo de turbulencia usado para captar el flujo turbulento viscoso durante el análisis fue el modelo **SST κ - ω** discretizado espacialmente en segundo orden, el cual es un híbrido que plantea el uso del modelo **κ - ε** dentro del modelo **κ - ω** en zonas cercanas a la pared y utiliza el modelo **κ - ε** en regiones completamente turbulentas alejadas de la pared. Este es uno de los más usados debido a su gran 3 en gradientes de presión iguales a cero y capas límite con gradientes de presión adversos.

3.4 Condiciones de Frontera

Todos los análisis de fluidos computacional dependen de las condiciones iniciales y condiciones de frontera, cada problema planteado en CFD tiene su grado de dificultad o complejidad y con lleva al uso de las condiciones de frontera que más se ajusten al problema real, para así desarrollarlo y dar solución. Las condiciones de frontera más usadas según la guía de Ansys[8] son nombradas a continuación:

- Entrada (*inlet*): Las condiciones de frontera usadas en la zona de entrada del flujo son las siguientes:

- *Velocity Inlet*: Usada para definir la velocidad y las propiedades escalares del flujo en la frontera de entrada.
 - *Pressure Inlet*: Usada para definir la presión total y otras cantidades escalares a la entrada del flujo.
 - *Mass Flow Inlet*: Usada en flujos compresibles para prescribir la rata de flujo de masa a la entrada.
- Salida (*outlet*): La condición de frontera más comúnmente usada en la zona de salida es el *Pressure Outlet* la cual es usada para definir la presión estática como variable de salida del flujo.
 - Simetría (*symmetry*): Es usada cuando la geometría física de interés y el patrón esperado de la solución del flujo o térmica tienen un espejo de simetría
 - Pared (*Wall*): Usado para unir regiones de fluido y sólidas. En flujos viscosos, la condición de límite antideslizante se impone en las paredes de forma predeterminada, pero puede especificar una componente de velocidad tangencial en términos del movimiento de traslación o rotación del límite de la pared, o modelar una pared de "deslizamiento" especificando el corte.

3.5 Mallado

Definir el tipo de malla a usar en el análisis computacional es vital, debido a que por las características del objeto de estudio se debe determinar la correcta a fin de obtener datos veraces. Existen dos tipos de mallas comúnmente usadas como se describe a continuación:

- **Malla Estructurada:** Es aquella cuyos elementos son estrictamente iguales, su distribución es más homogénea y se establece con el fin de analizar geometrías cuya forma no es compleja, normalmente en 2D.
- **Malla No Estructurada:** Se elabora normalmente para geometrías complejas de analizar generalmente en 3D, esta malla se caracteriza por estar compuesta de elementos estructuralmente dispares.
- **Malla Mixta:** Es la combinación de la malla estructurada y la no estructurada encontrando en esta dos tipos de elementos, normalmente cuando existe refinamiento de los elementos sobre el objeto de estudio.

4. Metodología aplicada

Con el fin de determinar la configuración del plano de la aeronave que más contribuye al rendimiento de ésta se llevó a cabo el análisis aerodinámico de los tres modelos propuestos para su diseño, el primer modelo del ala es denominado Wing-clean o ala sola, el segundo es un modelo del ala con tanque de punta denominado wing-tip-tank y finalmente el modelo del ala con el dispositivo winglet denominado wing-winglet; los tres modelos se analizaron mediante una simulación de flujo computacional y una prueba en túnel de viento con el objetivo de comparar los resultados obtenidos y establecer la configuración adecuada para la aeronave con base en los requisitos de diseño establecidos por la FAC mencionados anteriormente. El análisis computacional se realizó mediante el software ANSYS-Fluent el cual está basado en el método de volúmenes finitos; las simulaciones realizadas se configuraron de modo que se obtuvieran aproximaciones más reales con base en parámetros de rendimiento, eficiencia, sustentación y arrastre para cada una de las geometrías.

Esta sección presenta una breve descripción de la metodología usada como base para la realización del presente trabajo, así mismo se detalla cada una de las geometrías a analizar, posteriormente el dominio usado para su análisis, adicionalmente las condiciones iniciales y de frontera configuradas en cada una de las simulaciones y finalmente el proceso de independencia de malla realizado y los resultados obtenidos.

4.1 Geometrías del ala

Parámetros	Valor
Perfil en la raíz	Vultur (Optimizado)
Perfil en la punta	Naca 23018
½ Envergadura [m]	1.037
Cuerda de Raíz[m]	0.3271
Cuerda de Punta [m]	0.1337

Tabla 1 Parámetros de diseño – Prototipo a escala

Se elaboraron tres geometrías del plano de la aeronave Vultur las cuales se muestran en la Fig. 3 en escala 1:10 y cuyas características se describen en la Tabla 1., con el objetivo de definir la configuración del ala cuya contribución se vea reflejada en la eficiencia y rendimiento de la aeronave:

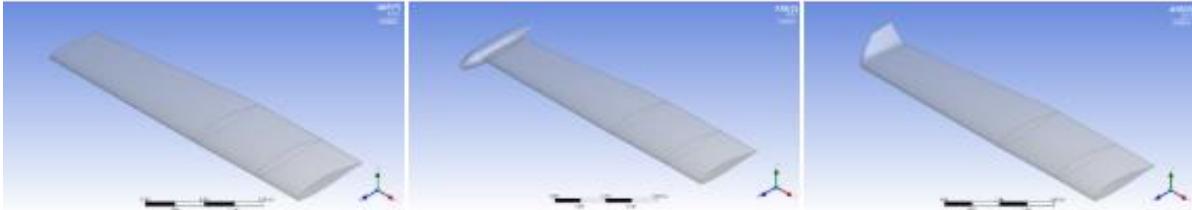


Fig. 3 Configuraciones del ala, (a)Wing-clean, (b)Wing-tip-tank, (c)Wing-winglet

La primera configuración mostrada en la Fig. 3 (a) es el plano de la aeronave sin ningún dispositivo de punta, el segundo modelo observado en la Fig. 3 (b) a diferencia del primero cuenta con un dispositivo de punta denominado 'tip-tank' planteado de tal forma que se pudiese aumentar la capacidad de combustible de la aeronave, finalmente la configuración presentada en la Fig. 3 (c) cuya terminación cuenta con la implementación de la superficie hipersustentadora conocida como Winglet.

4.2 Dominio Computacional

Se desarrolló un dominio computacional en forma de caja con base a las dimensiones del túnel de viento soplador de la Universidad de Sao Carlos, Brasil donde se realizaron las pruebas experimentales con el fin de validar los resultados obtenidos mediante las simulaciones. En la Fig. 4 se presenta el método de obtención de la Cuerda Media Aerodinámica (MAC por sus siglas en inglés Mean Aerodynamic Chord), la cual se determinó por el método gráfico como se observa en la figura, donde se ubica una línea en la punta del plano cuya dimensión es igual a la cuerda de raíz, así mismo se realiza el posicionamiento para la raíz con una dimensión igual a la cuerda de punta, posteriormente se unen dichas líneas diagonalmente y se toma como punto de ubicación de la cuerda media la coordenada donde se intersecan, finalmente se realiza la medición mediante una línea paralela a la raíz en la coordenada anteriormente obtenida cuya longitud es el valor de la MAC, en este caso 0.1568 m.

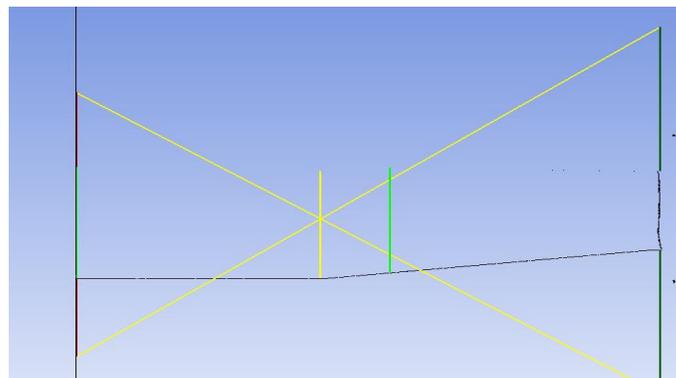


Fig. 4 MAC método gráfico

El dominio computacional consiste en la elaboración de una caja con las dimensiones descritas en la Fig. 5 en términos de la MAC, posteriormente se procede a importar la geometría del ala con el fin de realizar el dominio computacional final, seguido de esto se realizó una operación Booleana o de extracción, es decir, a la caja creada al inicio se le sustrajo la geometría del ala.

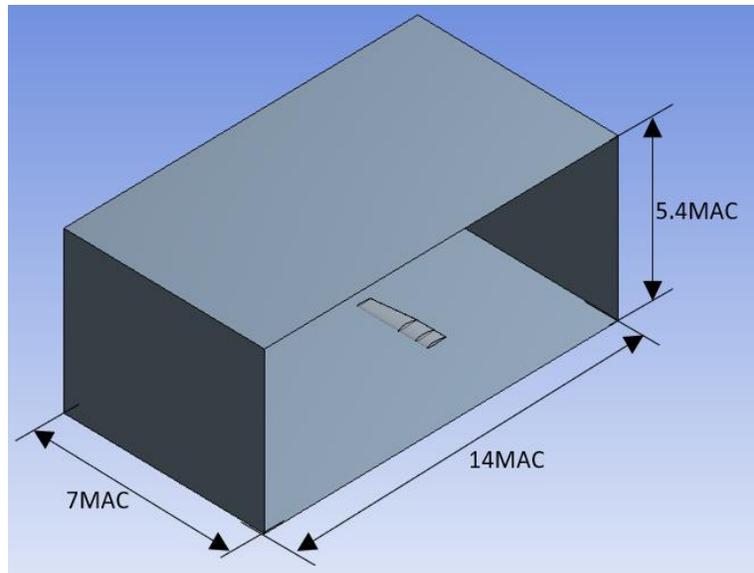


Fig. 5 Dimensiones del dominio computacional

4.3 Condiciones de Frontera

Las condiciones de frontera establecidas para la ejecución de las simulaciones fueron seleccionadas basadas en la teoría, el fenómeno de estudio y las condiciones atmosféricas de la ciudad de Sao Carlos, Brasil donde se realizaron las pruebas experimentales para los tres modelos o geometrías del ala en flujo laminar y con ángulo de ataque igual a 0° , las condiciones atmosféricas fueron determinadas mediante las tablas de atmósfera estándar a una altitud equivalente a los 856 msl (medium sea level), donde se determinaron los siguientes valores:

- ✓ Temperatura: 282.568 K
- ✓ Presión: 91454.88 Pa
- ✓ Densidad: 1.127 kg/m³

En la tabla 2 se muestran las condiciones de frontera usadas para definir los parámetros del flujo en régimen turbulento, la aplicación de estas se evidencia en la Fig. 6:

FRONTERA	TIPO DE FRONTERA	VARIABLE	FORMA MATEMÁTICA
Symmetry	Symmetry	-----	$\frac{\partial \vec{u}}{\partial n} = 0$
Wall	Wall- Specified shear	Components x, y, z = 0	$\vec{u} \cdot n = 0$
Inlet	Velocity inlet	Velocity mag= 25 m/s	$\vec{u} = 25 \text{ m/s}$
Outlet	Pressure outlet	Pressure gauge= 0 Pa	$\nabla P = 0$
Wing	Wall – No Slip	-----	$\vec{u} = V_{\infty}$

Tabla 2 Condiciones de Frontera

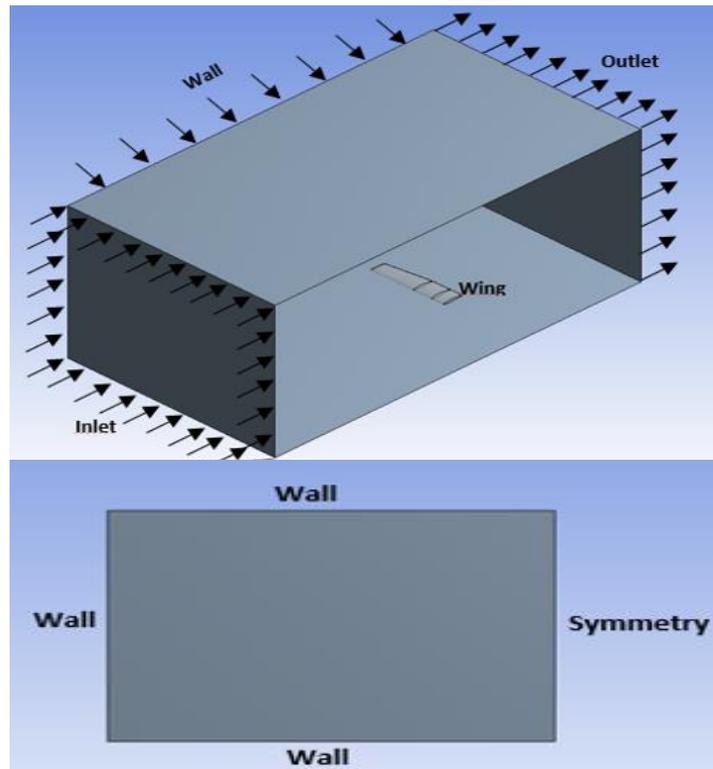


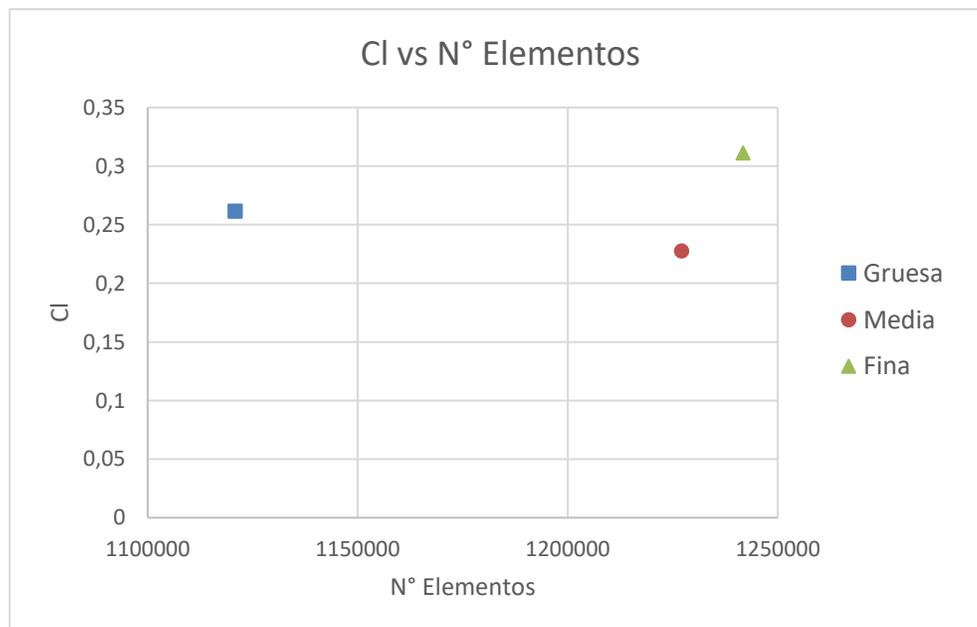
Fig. 6 Condiciones de Frontera Aplicadas

4.4 Independencia de Malla

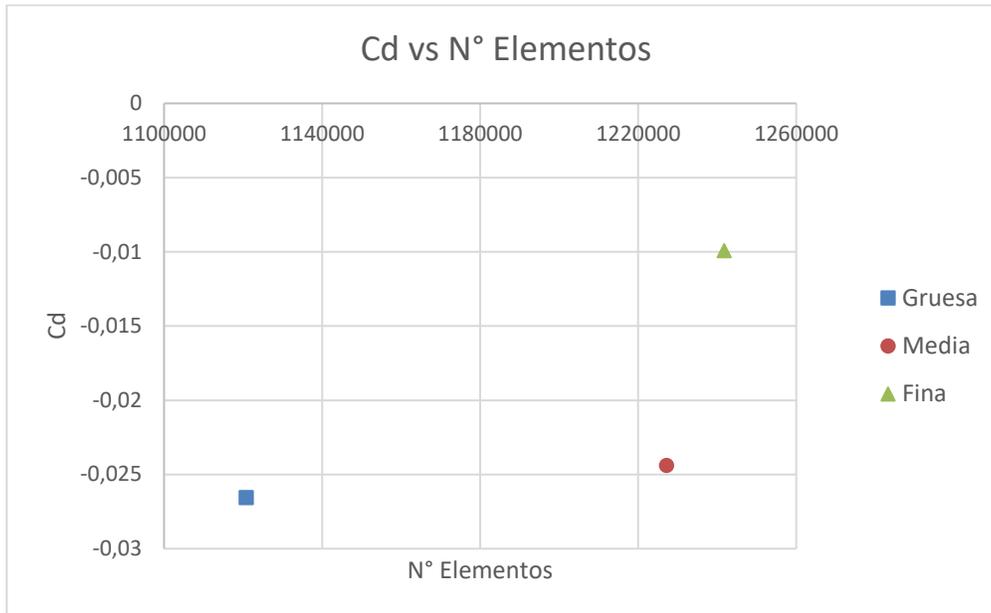
El proceso de independencia de malla se realizó con el propósito de escoger el tamaño adecuado de la malla bajo las condiciones atmosféricas y de frontera mostradas en el ítem anterior. Para ello se elaboraron 13 mallas con diferentes características para cada configuración, de las cuales se escogieron tres basadas en parámetros de calidad, este se midió a través de los métodos de calidad Skewness y Orthogonal los cuales se encuentran en el Apéndice I. Las mallas escogidas para cada una de las configuraciones se nombraron acorde a la cantidad de elementos que las componen, la malla gruesa es aquella cuya cantidad de elementos es menor, la malla fina es la que está compuesta por la mayor cantidad de elementos y la malla media, aquella cuya cantidad de elementos se encuentra entre los de la malla fina y gruesa.

Una vez definido lo anterior, se procedió a simular cada configuración con sus respectivas mallas a fin de determinar cuál será la malla indicada para realizar las simulaciones finales, para ello se estableció que el comportamiento del flujo es laminar con un Re igual 208482,33 y los parámetros físicos a conocer son los coeficientes de sustentación, arrastre y el perfil de velocidades cerca del borde de fuga del ala.

Con los datos obtenidos, se realizó un análisis de convergencia a fin de complementar el proceso de independencia de malla como se muestran en la Fig. 7.



(a)



(b)
Fig. 7 Análisis de convergencia – Wing clean (a) C_l vs N° Elementos (b) C_d vs N° Elementos

Al observar los datos obtenidos, se determinó que el coeficiente de sustentación captado con la malla fina es mayor que el obtenido a través de las otras, al contrario que el valor del coeficiente de arrastre es menor para esa malla en comparación con los obtenidos por medio de las otras mallas. Basado en lo anterior, se estableció que la malla fina es la indicada para realizar las simulaciones en flujo turbulento. Adicionalmente, se realizaron gráficos de distribución de presiones sobre el perfil y perfil de velocidades, por medio de un plano que interseca al perfil a 0.253 m de la raíz y mediante una línea ubicada a 0.65 m del borde de fuga y cuya longitud es de aproximadamente dos veces la cuerda de raíz, como se muestra en la Fig 8.

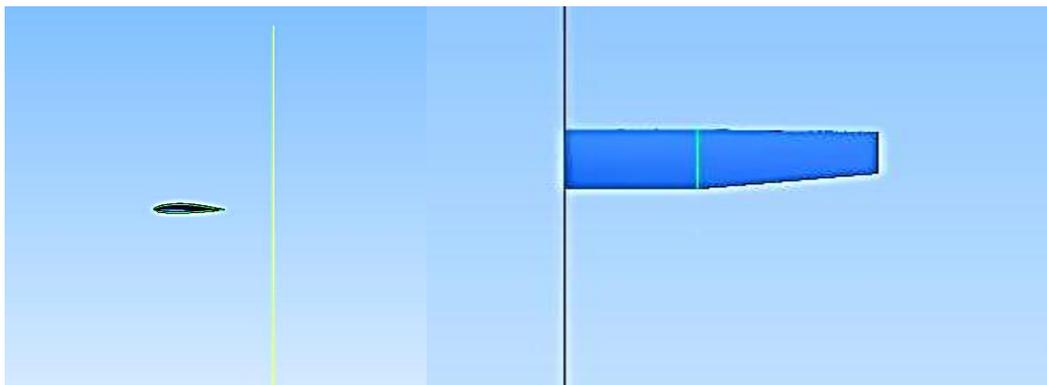
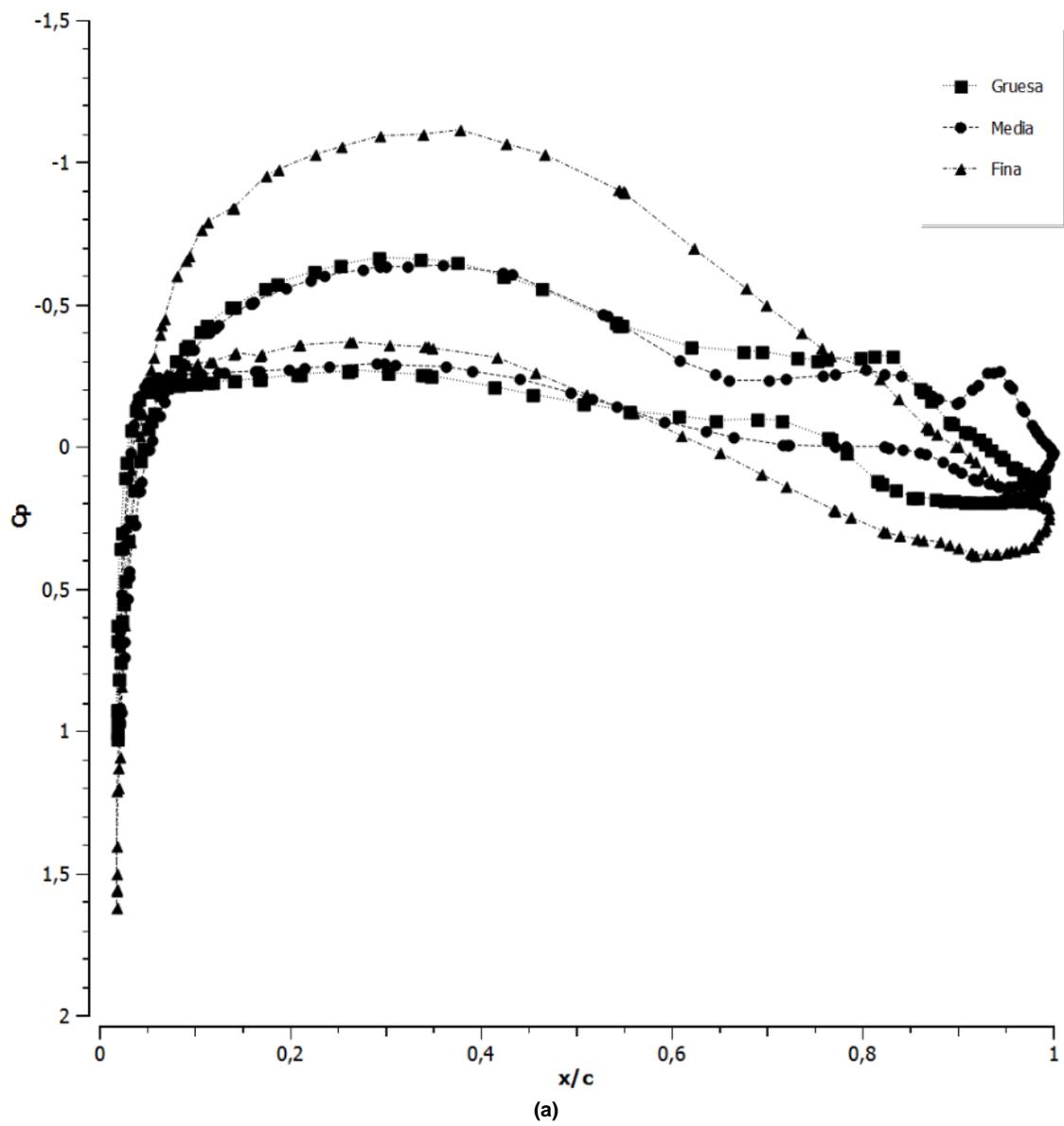


Fig. 8 Ubicación de la línea usada para la independencia de malla a) vista lateral b) vista superior



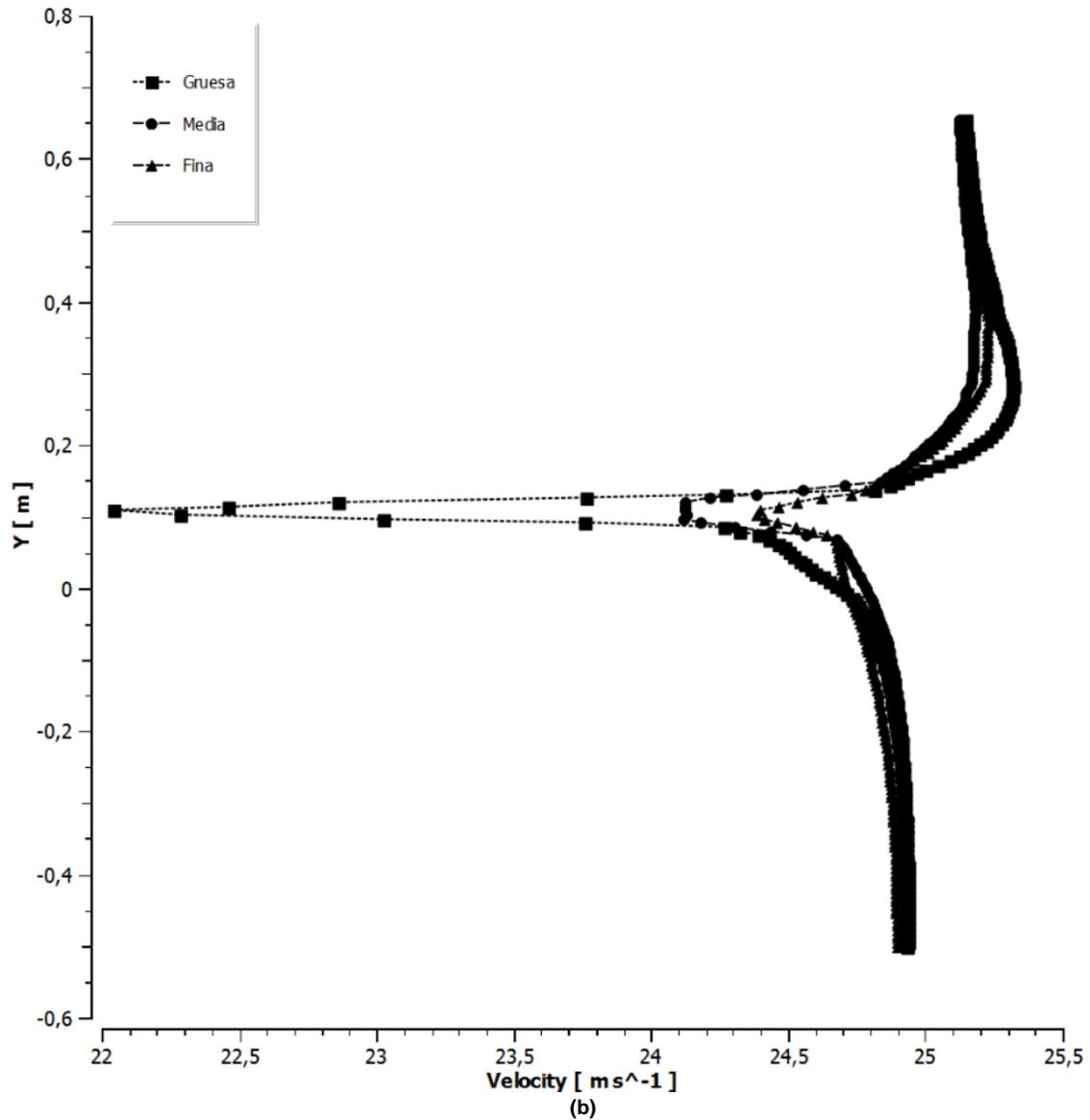


Fig. 9 Wing_clean. (a) Distribución de presión, (b) Perfil de velocidad. Independencia de malla.

Con la Fig. 9 se corroboró lo establecido en el análisis de convergencia, debido a que la distribución de presión captada con la malla fina es más acertada ya que la presión obtenida sobre el perfil describe el comportamiento adecuado de la distribución en el intrados y extrados de este al igual que el perfil de velocidad en el borde de fuga debido a que la tendencia de las curvas son las adecuadas puesto que los elementos que conforman la malla están distribuidos de la forma correcta. El mismo procedimiento se realizó para las otras configuraciones, las figuras obtenidas se muestran en el Apéndice II del presente documento.

Las mallas definidas para las configuraciones Wing-tip-tank y Wing-winglet fueron la malla fina y la malla gruesa respectivamente, ya que al igual que la escogida para el Wing-clean son la que permiten captar la mejor distribución de presiones y el perfil de velocidades al borde de salida de las configuraciones.

5. Resultados y Análisis

Para dar finalidad al proyecto y definir cuál de las tres configuraciones es la idónea para la aeronave Vultur se realizó un análisis numérico en CFD el cual será comparado con los resultados del análisis experimental en túnel de viento soplador los cuales fueron desarrollados por compañeros del grupo del concurso para la FAC y compartidos con el proyecto **Análisis Aerodinámico Computacional de dispositivos de punta de ala de la aeronave Vultur** con el fin de poder validar los resultados numéricos y dar claridad al análisis, así mismo a la elección de la geometría.

El análisis de resultados fue realizado con base a lo descrito por los autores [1][9][10][11] a fin de aprovechar la experticia de estos en este tipo de proyectos y con el fin de realizar un análisis adecuado de los datos obtenidos, a lo largo de este capítulo se describen los resultados obtenidos de forma numérica y experimental para posteriormente llevar a cabo un comparación entre ambos, finalmente se analizará el comportamiento del fluido de forma cualitativa mediante iso-superficies, planos de vorticidad y líneas de corriente.

5.1 Curvas Aerodinámicas

Con el fin de obtener datos aproximados a experimentales se realizaron simulaciones para cada configuración variando el ángulo de ataque cada 4° en un rango de -4° a 20° utilizando un modelo de turbulencia SST κ - ω el cual es una combinación de los modelos κ - ω y κ - ϵ que permite simular y captar el flujo en la subcapa viscosa adecuadamente y predecir el comportamiento del flujo en regiones alejadas de la pared respectivamente, esto mediante una discretización espacial de segundo orden a una densidad de 1.127kg/m^3 y velocidad de 25 m/s para un Reynolds de $248193,25$ utilizando un solucionador basado en la densidad, lo anterior con el objetivo de captar mejor la separación de la capa límite sobre la superficie del plano para cada configuración y escoger cuál de las geometrías permite obtener un mejor rendimiento y eficiencia aerodinámica para la aeronave, teniendo en cuenta los requerimientos solicitados para el diseño de una aeronave STOL en el marco del concurso del centenario de la FAC.

Posteriormente, con base a la información recolectada anteriormente se realizó la Fig. 10 donde se evidencia el comportamiento de las tres configuraciones a los mismos ángulos de ataque con respecto al coeficiente de sustentación que presentaron respectivamente.

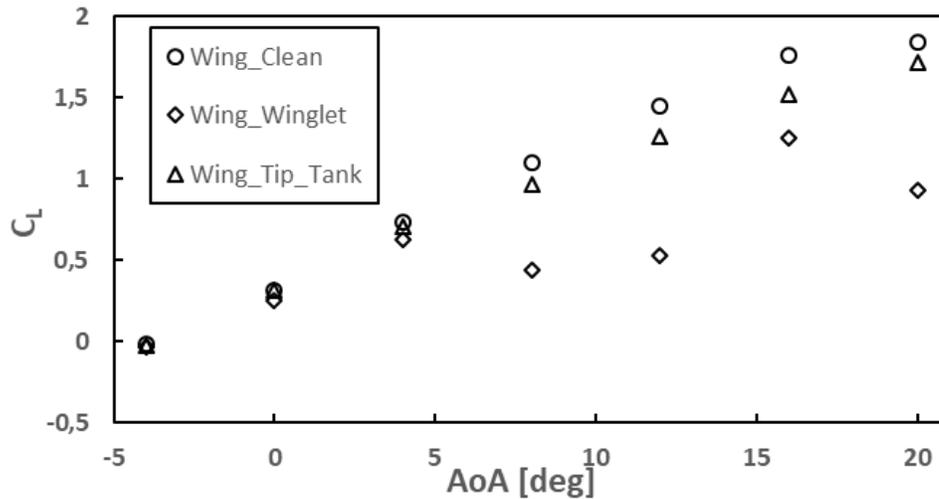


Fig. 10 C_L vs AoA. Resultados numéricos para las 3 configuraciones. Curva de sustentación

En el análisis para determinar cuál de las geometrías brinda una mejor sustentación se puede observar que la configuración de Wing-Clean presentaba mejores índices y una mejor curva de sustentación lo cual se asume que es al tener un perfil limpio sin ningún tipo de dispositivo de punta. Por otro lado, se tiene la configuración Wing-Winglet que en la curva es la que tiene un menor índice de sustentación aun presentando un pico en $C_L = 1$ y un ángulo de 16° pero el cual vuelve a tener una pérdida sustancial; la configuración de Wing Tip-Tank presenta un comportamiento muy similar a la del Wing-Clean por lo cual se tendrán en cuenta otros factores importantes como el arrastre y la curva de momento la cual se determina con el fin de contribuir al informe la cual permitirán un análisis más detallado para cada configuración.

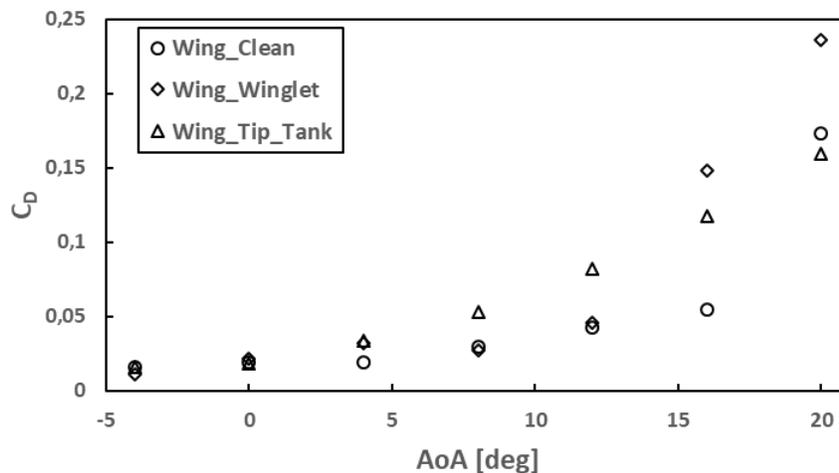


Fig. 11 C_D vs AoA. Resultados numéricos para las 3 configuraciones. Curva de arrastre.

En el comportamiento de las tres geometrías se puede determinar que su coeficiente de arrastre es bajo entre $0 \leq C_D \leq 0.25$ lo cual permitiría un mejor aprovechamiento del

combustible generando un ahorro de este.

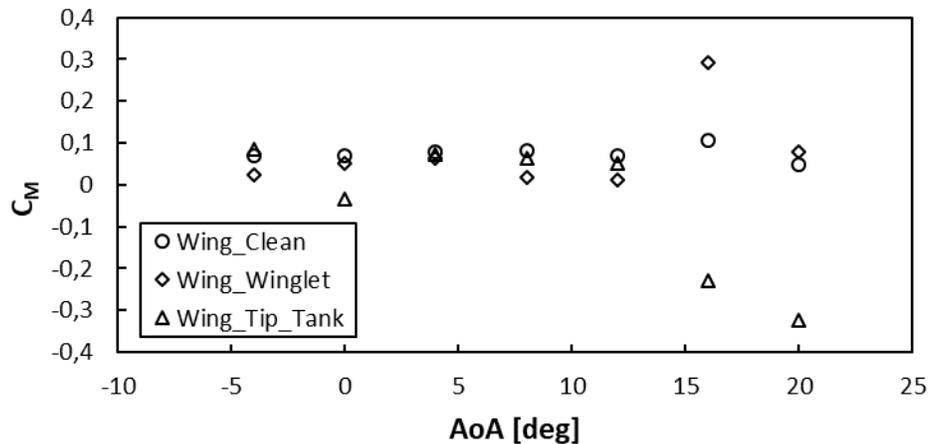


Fig. 12 C_M vs AoA. Resultados numéricos para las tres configuraciones. Curva de momento a $c/4$

La Fig.12 permite establecer que la contribución brindada por el plano es negativa y por ende se define que se debe tener en cuenta este parámetro en el diseño final de la aeronave Vultur elaborado en el marco del concurso de FAC, debido a que genera inestabilidad en la aeronave la cual debe ser compensada con las superficies primarias y secundarias.

5.1.1 Pruebas Experimentales

Con el fin de determinar de manera más precisa la configuración que permite obtener mayor eficiencia y rendimiento de la aeronave, se realizaron comparaciones entre los resultados obtenidos mediante el análisis de CFD y en túnel de viento soplador, este último realizado por (Amaya M. y Díaz A.) (2019) [13] como se describe a continuación:

Primeramente, se realizó la escala de las tres geometrías en el programa Solid Works con el fin de llevar a cabo el proceso de impresión en 3D de las mismas como se observa en la Fig. 13, una vez impresas, se efectuó el recubrimiento de las configuraciones del ala con papel contac negro, posteriormente se midieron las condiciones atmosféricas mediante el uso de una estación meteorológica y la calibración de la balanza, la cual se encuentra conectada al computador donde se observaron las lecturas de las mediciones arrojadas por el túnel.



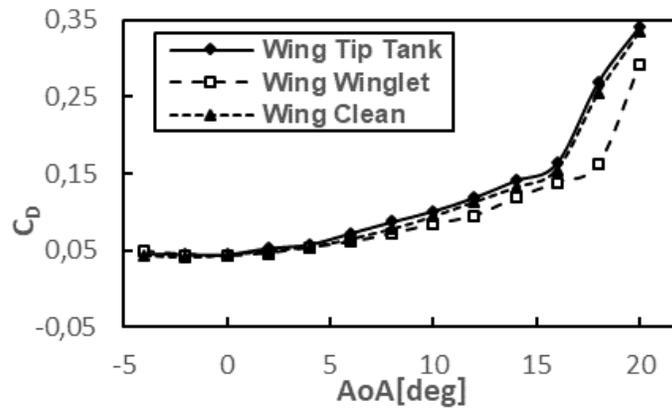
(a)

(b)

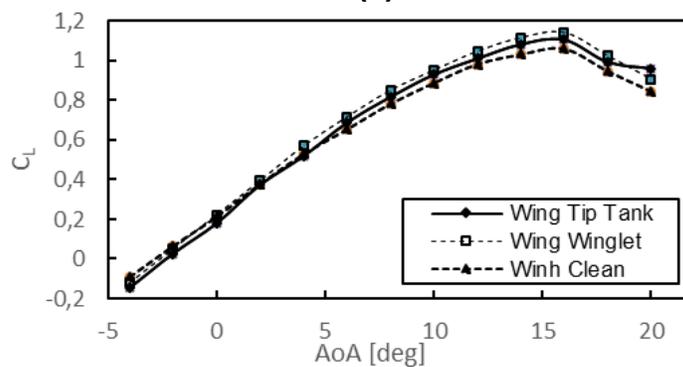
(c)

Fig. 13 (a)Wing-clean, (b)Wing-tip-tank, (c)Wing-winglet. Geometrías ancladas al túnel de viento. Fuente (Amaya M., Díaz A.) (2019).

Seguido de esto se procedió a realizar la misma toma de datos anterior variando cada dos grados el ángulo de ataque del ala entre -4° y 20° , con los valores obtenidos se calculó la sustentación, arrastre, momento y su respectivo coeficiente. Con el fin de corroborar que los valores eran los correctos se graficaron los valores de coeficiente de arrastre y coeficiente de sustentación versus ángulo de ataque los cuales se aprecian en la Fig. 14(a) y Fig. 14(b) respectivamente.



(a)



(b)

Fig. 14 Resultados experimentales para las 3 configuraciones. (a) Cd vs AoA[deg]. (b) Cl vs AoA[deg].

5.1.2 Comparación Numérica vs Experimental

Con base en la información obtenida se realizó la Fig. 15 utilizando una comparación entre las tres configuraciones del ala nombradas con anterioridad, determinando que la mejor configuración para la aeronave Vultur es la geometría con el dispositivo Winglet ya que las curvas obtenidas para esta configuración evidencian una similitud mayor con los resultados experimentales a diferencia de las otras dos configuraciones.

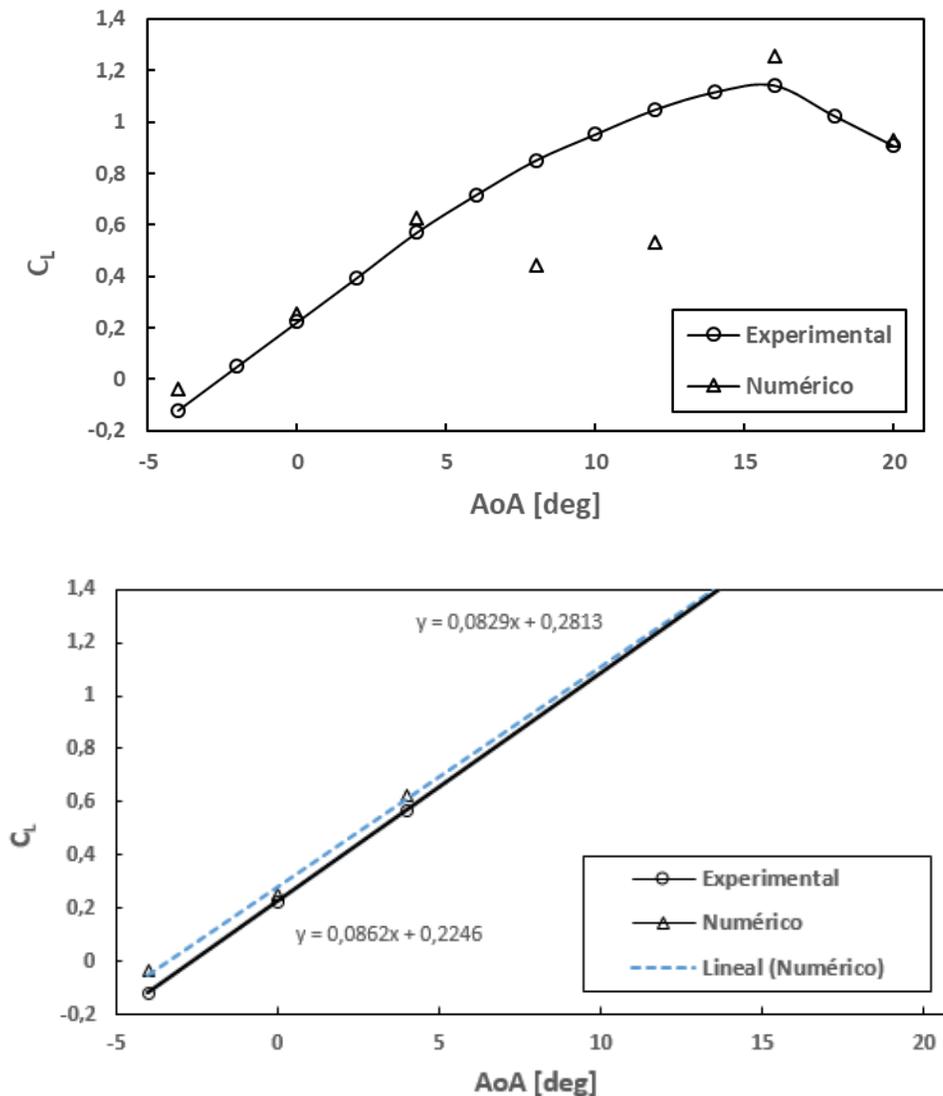


Fig. 15 C_L vs AoA. Comparación numérica vs experimental para Wing-Winglet. Curva de sustentación.

En la Fig. 15(a) se observa que el comportamiento para Wing-Winglet del coeficiente de lift es bastante aproximado entre los dos métodos, con un porcentaje de variación entre 4,9% y

7,8% los cuales se consideran permisibles en las estimaciones comparativas. Adicionalmente, se evidencia un incremento de la sustentación y comportamiento lineal desde 0° hasta 4°, sin embargo, al aumentar el ángulo de ataque de 16° a 20° la variación del comportamiento es evidente debido a que se percibe la entrada en pérdida del perfil, cabe resaltar que el valor máximo del coeficiente de sustentación es de 1,22 para un ángulo de ataque de 16°.

En la Fig. 15(b) se puede apreciar la pendiente que se genera con los resultados experimentales y numéricos para ángulos de -4° a 4° donde se tiene una similitud del 96% de los numéricos con respecto a los experimentales.

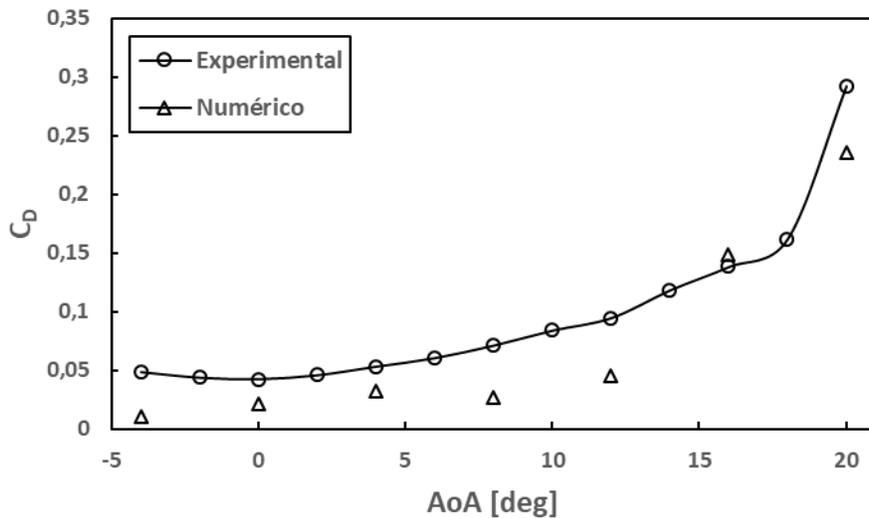


Fig. 16 C_D vs AoA. Comparación numérica vs experimental para Wing-Winglet. Curva de arrastre.

La configuración Wing-Winglet que se observa en la Fig. 16, presenta un menor coeficiente de arrastre en el análisis numérico en comparación de los resultados experimentales a medida que se aumenta el ángulo de ataque. En los ángulos de ataque de 16° al 20° se observa un aumento significativo del coeficiente de arrastre lo cual puede ser resultado del aumento de la separación del flujo que ocurre sobre la superficie. Sin embargo, se aprecia que a ángulos iguales o menores a 12° el coeficiente de arrastre es inferior a 0,05.

La curva del análisis experimental en comparación con la numérica tiene un comportamiento similar, las variaciones presentadas son asociadas al material de recubrimiento usado en las pruebas de túnel de viento del cual no se tuvo conocimiento sólo hasta el momento de comparar los datos.

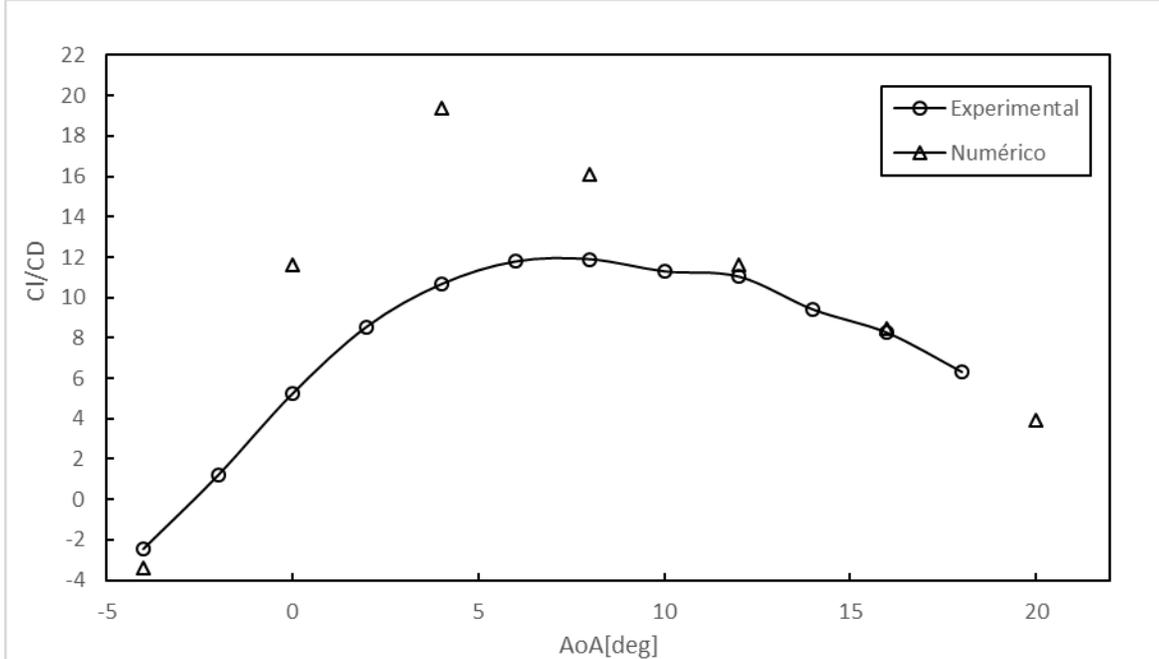


Fig. 17 Comparación numérica vs experimental para el wing clean de la eficiencia aerodinámica

Otro factor importante por analizar fue la eficiencia aerodinámica (C_L/C_D) con respecto al ángulo de ataque como se observa en la Fig. 17, en la cual se aprecia que la curva numérica logra tener un comportamiento superior o igual al obtenido experimentalmente esto se comprueba en los ángulos 0° y 4° cuya eficiencia aerodinámica determinada numéricamente es de aproximadamente un 45% y 55% respectivamente mayor a la experimental.

A continuación, las Fig. 18, Fig. 19, muestran la comparación numérica vs experimental de las configuraciones Wing Clean y Fig. 20 y Fig. 21 Wing Tip-Tank con las cuales se completa el análisis de resultados que permitió establecer y determinar que la geometría más eficiente para la aeronave Vultur es Wing Winglet

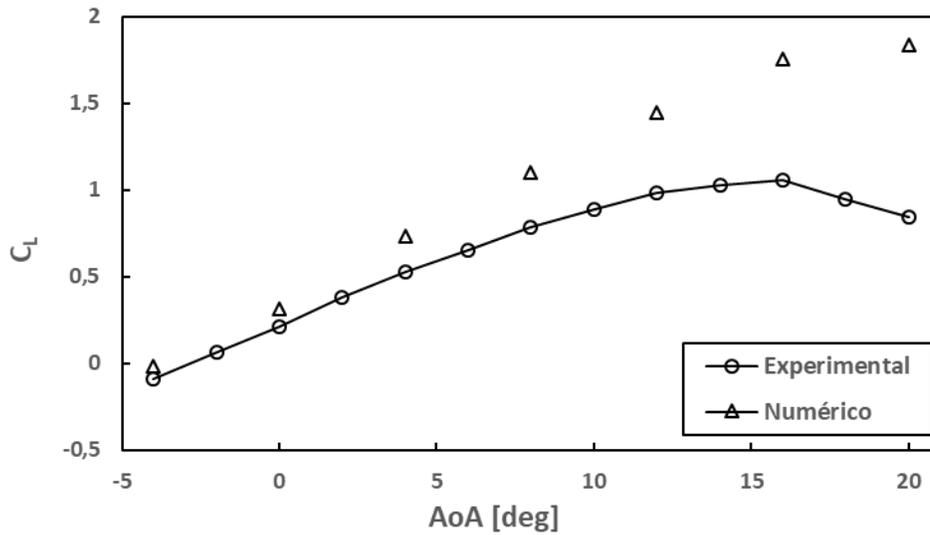


Fig. 18 Comparación numérica vs experimental de C_L para Wing Clean.

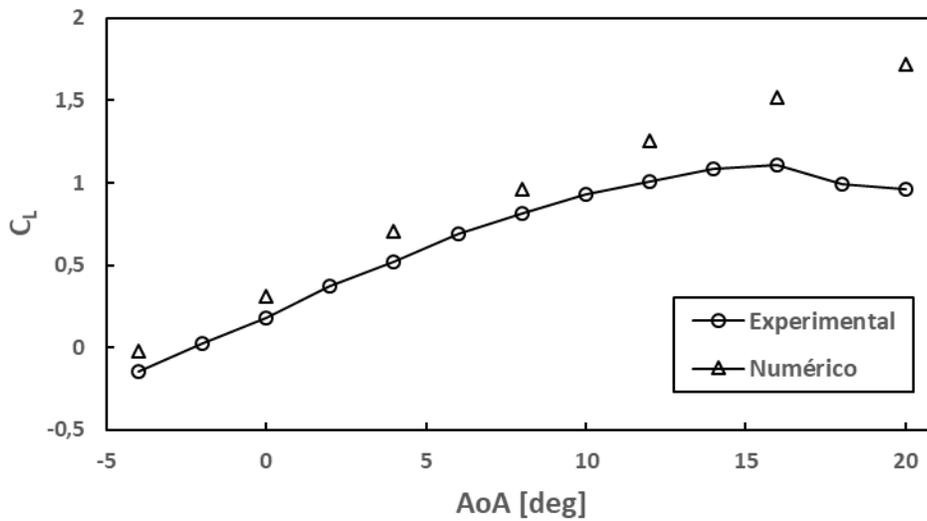


Fig. 19 Comparación numérica vs experimental de C_L para Wing Tip Tank.

Al analizar las Fig. 18 y Fig. 19 se evidencia que las configuraciones Wing-Clean y Wing-Tip-Tank muestran una tendencia leve del incremento en la sustentación, pero este no tiene una tendencia lineal de crecimiento tan notorio como lo es la configuración del dispositivo Wing-Winglet. Adicionalmente, a un ángulo de ataque 16° las dos configuraciones muestran la entrada en pérdida en los resultados experimentales, caso contrario ocurre con los resultados numéricos donde no se presenta tal comportamiento.

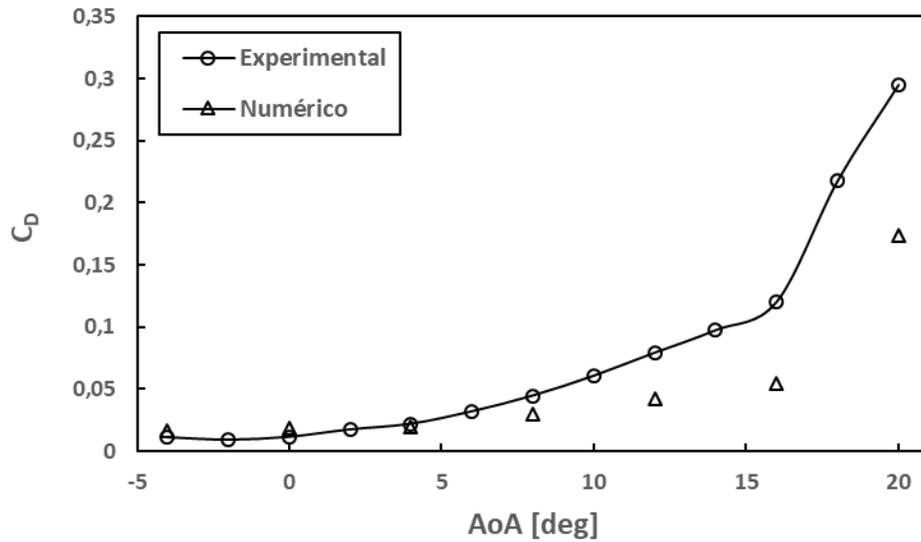


Fig. 20 Comparación numérica vs experimental de C_D para Wing Clean.

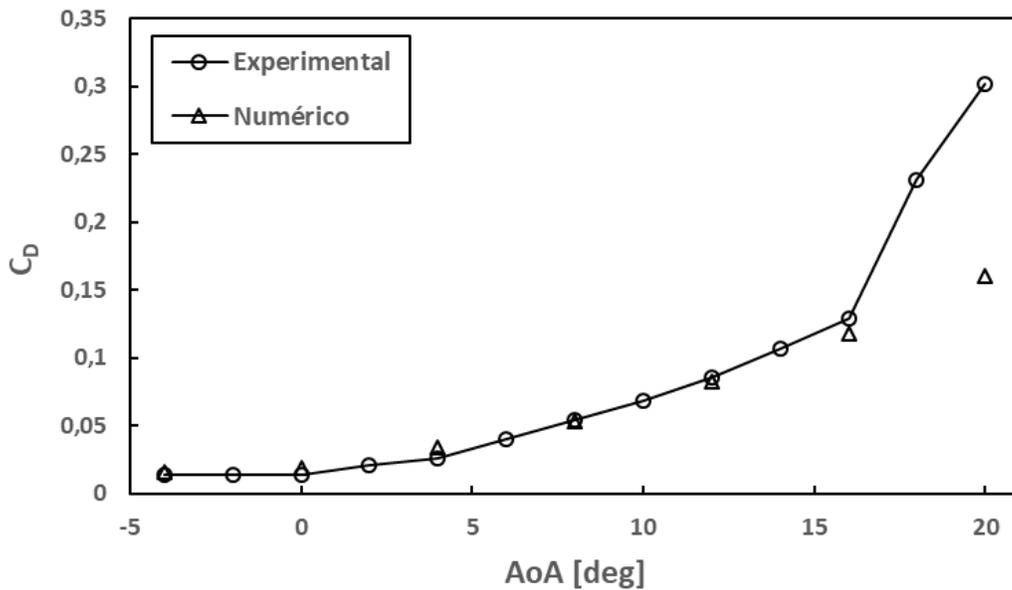


Fig. 21 Comparación numérica vs experimental de C_D para Wing Tip-Tank.

Las Fig. 20 y 21 en comparación con la Fig. 16 presentan un comportamiento semejante respecto a la tendencia de las curvas obtenidas de forma numérica, es decir, el coeficiente de arrastre para las tres configuraciones es directamente proporcional al ángulo de ataque. Es necesario destacar que los resultados obtenidos en el análisis computacional son una aproximación del comportamiento esperado del flujo sobre el plano.

5.2 Análisis Cualitativo

5.2.1 Criterio Q y contornos de vorticidad

Con el fin de determinar cuál de las configuraciones permite a la aeronave Vultur alcanzar un rendimiento óptimo, se realizó un análisis de iso-superficies del criterio Q y contornos de vorticidad que permiten apreciar de forma cualitativa el comportamiento del fluido alrededor del plano en sus diferentes configuraciones, donde se establece que estas estructuras vorticosas se pueden ver en la punta del ala de cada configuración y si su intensidad aumenta se afirma que la fuerza de sustentación del ala en esas zonas disminuye y el arrastre inducido aumenta [11].

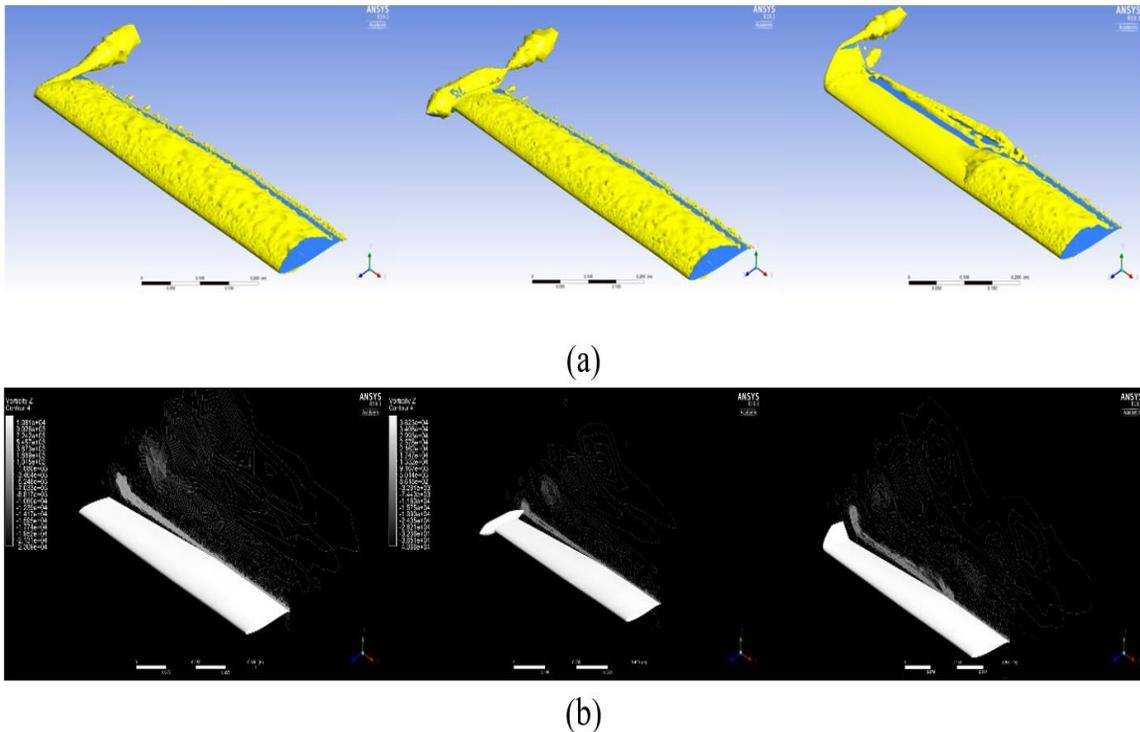


Fig. 22 (a) Iso-superficies de criterio Q. (b) Contornos de vorticidad en $x/c=0$, $x/c=0.7$, $x/c=1.4$, $x/c=2.1$

Con base en este análisis de la Fig. 22 se determinó que el comportamiento del Winglet en el plano hace que este contribuya al rendimiento de la aeronave, puesto que los vórtices generados son menores y el comportamiento del flujo sobre el plano es más suave o “limpio” debido a que el desprendimiento del fluido se da en el borde salida y no antes como sucede en las otras configuraciones.

5.2.2 Contornos de presión

En la Fig. 23 se realizó un análisis de contornos de presión en la zona cercana a la pared de tal forma que, la presión generada por el fluido en la punta del plano pudiera observarse, así mismo se graficaron contornos de presión sobre el ala con el fin de observar el comportamiento del flujo sobre el plano como se aprecia en la Fig 24.

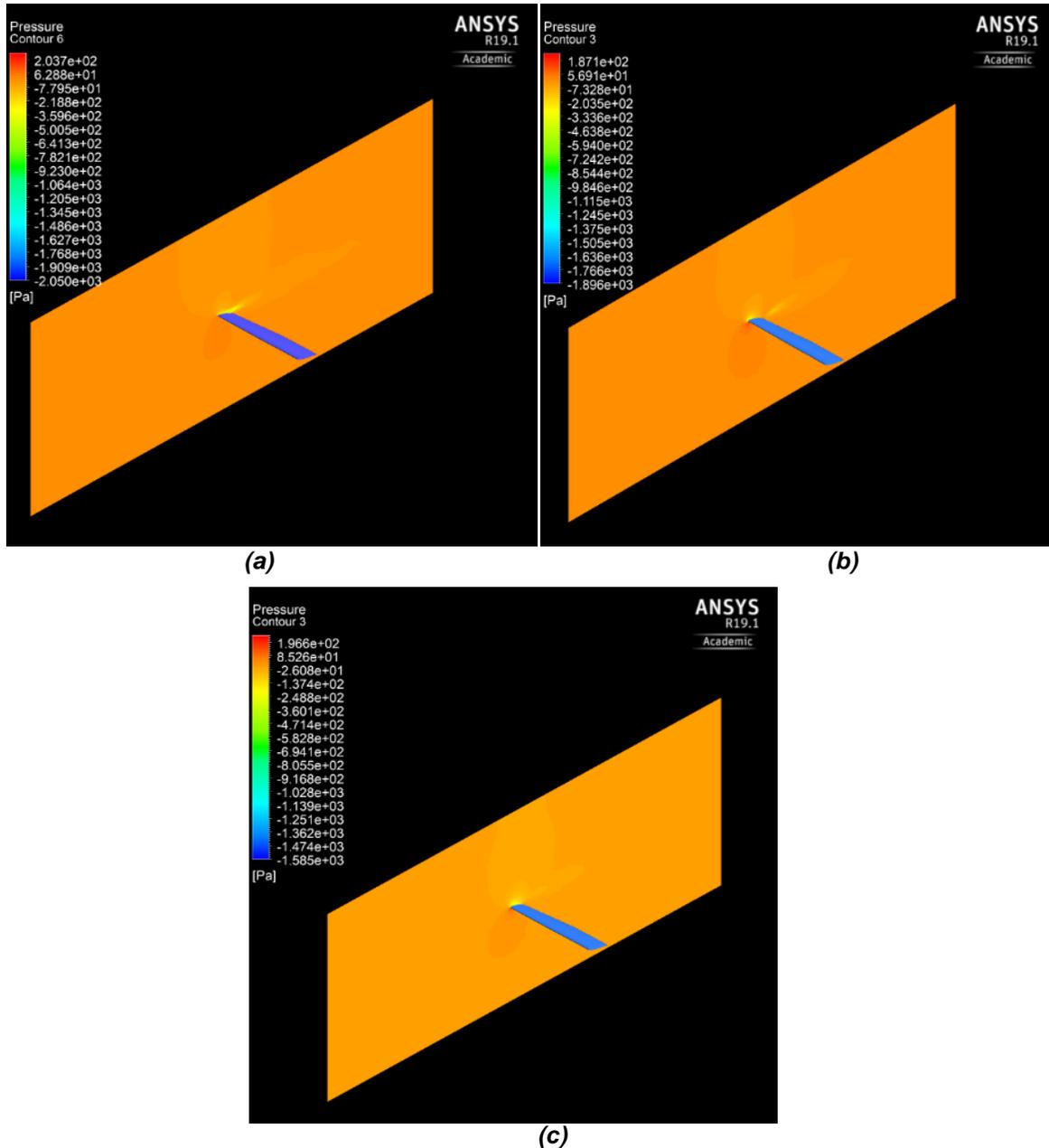


Fig. 23 Contornos de presión en la punta del plano AoA 16° - (a) Wing-Clean (b) Wing-Tip-tank (c) Wing-Winglet

Con base en la Fig. 23 se pudo determinar que la presión sufrida sobre el flujo en la zona de desprendimiento es menor debido a la reducción de la estela turbulenta en el caso del Winglet, adicionalmente se observa que la presión sufrida bajo el dispositivo Tip-tank es mayor que la observada para el winglet. Así mismo, se graficaron contornos de presión sobre las tres configuraciones con la finalidad de observar la influencia de los dispositivos en las diferentes geometrías como se observa en la Fig. 24:

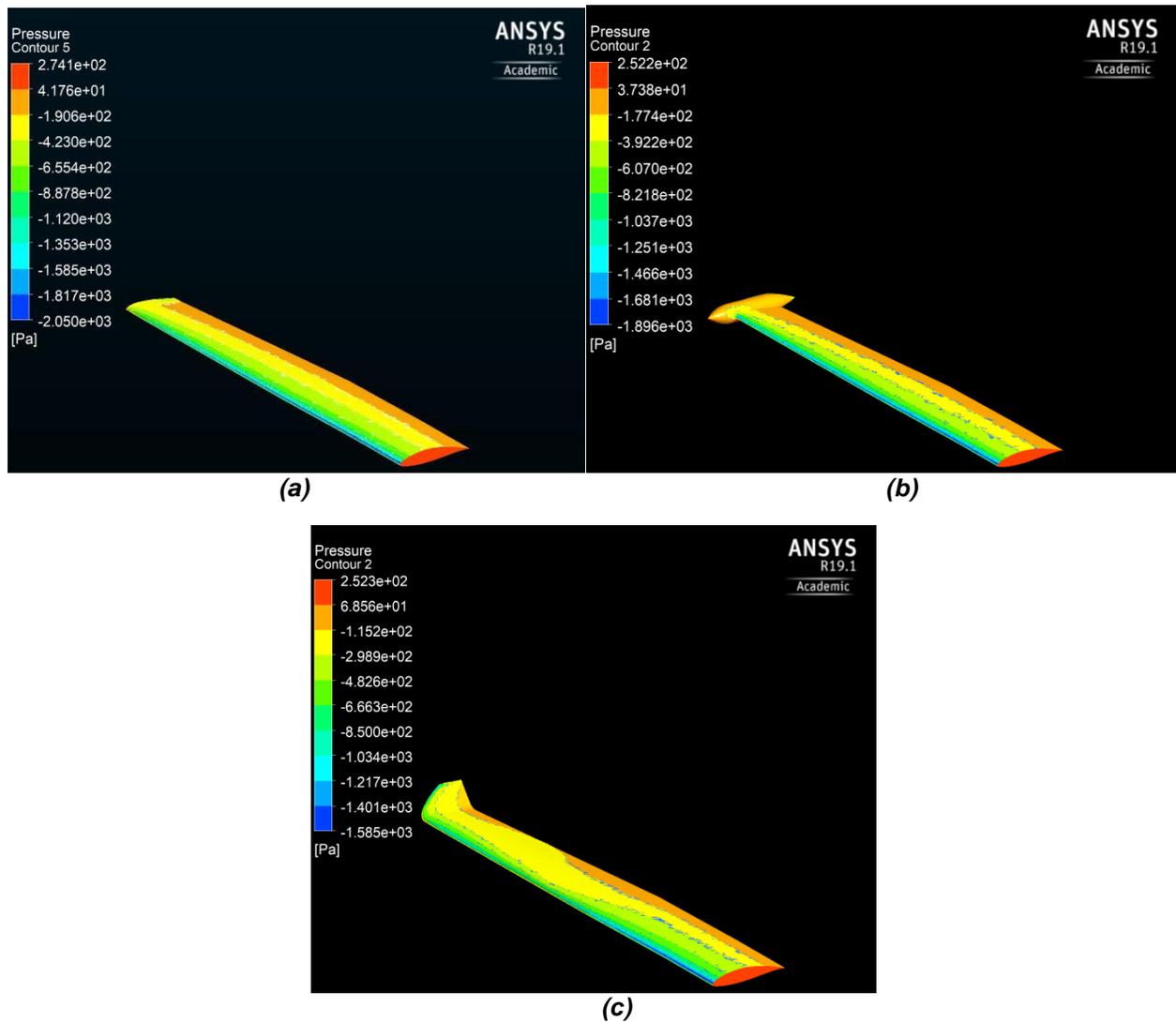


Fig. 24 Contornos de presión sobre el perfil (a) Wing Clean, (b) Wing Tip-tank (c) Wing Winglet

Finalmente se llevó a cabo un procedimiento de creación de contornos de presión sobre las tres configuraciones al mismo ángulo de ataque como se presenta en la Fig. 24 en la cual una vez más se determina que la configuración que más favorece a la aeronave es el Wing winglet debido a que tiene una mejor distribución de presiones sobre en comparación a las demás geometrías.

6. Conclusiones

- El análisis mediante CFD permite tener resultados más aproximados a los esperados ya que es utilizado como programa para generar una estimación mediante los modelos matemáticos que posee a fin de estudiar las diferentes variables.
- Realizar análisis experimentales y numéricos genera una garantía de que el proceso de diseño es viable y genera seguridad y confianza a la hora de construir ya que es una forma de validar los procesos previos a la manufactura.
- Con base en el análisis cualitativo se determinó que la configuración cuyo comportamiento del flujo sobre el tiende a generar menor vorticidad es el Wing-winglet debido a su forma presenta mejor distribución de este sobre el plano.
- El rendimiento y la eficiencia de la aeronave fue analizado de forma cuantitativa y cualitativa con el fin de establecer la configuración que hace de esta una aeronave optima basada en los requerimientos exigidos por FAC, por medio del análisis se estableció que el wing winglet tiene un comportamiento superior a las otras dos configuraciones.
- Algunas variaciones presentes en la comparación de los resultados se deben al uso de un material de recubrimiento de las geometrías en el túnel de viento el cual no se tuvo en cuenta a la hora de programar las simulaciones, otro factor importante fue la implementación de un trip (nylon sujetado desde la punta del perfil hasta la raíz) en las pruebas experimentales en una de las geometrías.

Recomendaciones

- Para futuros análisis se recomienda utilizar exactamente los mismos materiales y condiciones en las pruebas experimentales y en los análisis computacionales, ya que con leves variaciones se ven afectados los resultados en el momento de hacer comparaciones.
- Para futuros trabajos es recomendable ampliar las licencias del software ya que de cierta forma limita los procesos generando retrasos en el análisis de los resultados debido a que solo se puede usar la licencia completa en 5 equipos de manera simultánea.
- En el análisis computacional debe ser primordial utilizar variación de datos y rangos atmosféricos en la programación para determinar en todas las condiciones cuales son los mejores resultados aun trabajando en condiciones poco ideales.
- Para mejores resultados y futuros trabajos se recomienda hacer iteraciones a partir de las ya realizadas en la simulación y/o realizar varias simulaciones de un mismo proceso para determinar si hay variación en la obtención de datos y a su vez tener una base de información más amplia con la cual se pueda obtener promedios y mejores resultados
- Un factor importante al realizar el proceso de independencia de malla es el “ y^+ ” el cual permite distinguir las diferentes regiones cercanas a la pared o dentro de la región viscosa, ‘ y^+ ’ es una distancia desde la pared adimensional en términos de longitud viscosa con el fin de llevar a cabo un proceso de independencia de malla adecuado, tal como lo describe [2].

Bibliografía

- [1] F. Nicolosi, P. Della Vecchia, and S. Corcione, "Design and aerodynamic analysis of a twin-engine commuter aircraft," *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 40, pp. 1–16, 2015.
- [2] H. K. Versteeg and W. Malalasekera, *Computational Fluid Dynamics: The Finite Volume Method*, vol. M. 2007.
- [3] J. D. Anderson, *Fundamentals of Aerodynamics (Mcgraw Hill Series in Aeronautical and Aerospace Engineering)*. 2009.
- [4] J. P. Holman, J. R. Lloyd, and J. D. Anderson, *COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS McGraw-Hill Series in Mechanical Engineering Consulting Editors McGraw-Hill Series in Aeronautical and Aerospace Engineering Consulting Editor*. 1995.
- [5] N. Alejandra, R. Muñoz, and D. De Ingeniería, "ESTUDIO NUMÉRICO DE LA TRANSFERENCIA DE CALOR CON FLUJO TURBULENTO EN UNA CAVIDAD ALARGADA CON VENTILACIÓN Maestro en Ciencias de la Ingeniería PRESENTA: UNIVERSIDAD DE SONORA," 2009.
- [6] J. Jairo and V. Rios, "Caracterización del Rendimiento Aerodinámico y la Respuesta Acústica del Chorro a Través de un Ducto Convergente en Condiciones de Flujo Subsónico Compresible," 2017.
- [7] G. Adolfo, F. Lopez, and R. Guzman Bohorquez, "ANÁLISIS Y VALIDACIÓN AERODINÁMICA PARA EL VEHÍCULO MONOPLAZA DE COMPETICIÓN ELÉCTRICO DE LA ESCUDERÍA DCM PARA LA FÓRMULA SENA 2014," 2016.
- [8] "4-2 Defining Boundary Conditions," 2006.
- [9] P. D. Bravo-Mosquera, H. D. Cerón-Muñoz, G. Díaz-Vázquez, and F. Martini Catalano, "Conceptual design and CFD analysis of a new prototype of agricultural aircraft," *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 80, pp. 156–176, Sep. 2018.
- [10] P. D. Bravo-Mosquera, L. Botero-Bolivar, D. Acevedo-Giraldo, and H. D. Cerón-Muñoz, "Aerodynamic design analysis of a UAV for superficial research of volcanic environments," *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 70, pp. 600–614, Nov. 2017.
- [11] S. Piedra, E. Martinez, C. A. Escalante-Velazquez, and S. M. A. Jimenez, "Computational aerodynamics analysis of a light sport aircraft: Compliance study for stall speed and longitudinal stability certification requirements," *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 82–83, pp. 234–242, Nov. 2018.
- [12] Espejo D. ,Rodriguez J "Optimizacion de un Perfil Aerodinamico para una aeronave Categoria Commuter Tipo STOL utilizando Tecnicas no Trasicionales" 2019
- [13] Amaya M., Diaz A. "Analisis experimental del efecto aerodinamico de dispositivos e punta de ala en una aeronave commuter tipo STOL".

Apéndice

Apéndice I

# Malla	Defaults				sizing					inflation					statistics		Quality			
	physics preference	solver preference	element order	element size	use adaptive sizing	growth rate	max size	mesh defeaturing	defeaturing size	capture curvature	capture proximity	use automatic inflation	inflation option	number layers	growth rate	maximum thickness	nodes	# elements	skewness	Orthogonal
1	CFD	Fluent	linear	0.012	No	Default	Default	yes	Default	No	No	program controlled	total thickness	10	1.2	0.012	1311672	6579790	0.97546	0.043463
2	CFD	Fluent	linear	0.05	No	Default	Default	yes	Default	No	No	program controlled	total thickness	10	1.2	0.012	38541	198316	0.98964	0.004022
3	CFD	Fluent	linear	0.07	No	Default	Default	yes	Default	No	No	program controlled	total thickness	10	1.2	0.012	17733	88682	0.99261	0.0053573
4	CFD	Fluent	linear	0.07	No	Default	Default	yes	Default	yes (Min size Default)(Normal Angle 18°)	No	program controlled	total thickness	10	1.2	0.012	150680	488425	0.97764	0.023366
5	CFD	Fluent	linear	0.07	No	Default	Default	yes	Default	yes (Min size Default)(Normal Angle 18°)	yes (Min size default)(Num Cells Default)	program controlled	total thickness	10	1.2	0.012	350907	1105912	0.87547	0.12453
6	CFD	Fluent	linear	0.07	No	Default	Default	yes	Default	yes (Min size Default)(Normal Angle 24°)	No	program controlled	total thickness	10	1.2	0.012	150680	488425	0.97857	0.021433
7	CFD	Fluent	linear	0.07	No	Default	Default	yes	Default	yes (Min size Default)(Normal Angle 24°)	yes (Min size default)(Num Cells Default)	program controlled	total thickness	10	1.2	0.012	335094	1066534	0.86247	0.13753
8	CFD	Fluent	linear	0.07	No	Default	Default	yes	Default	No	yes (Min size default)(Num Cells Default)	program controlled	total thickness	10	1.2	0.012	212708	708929	0.98162	0.01362
9	CFD	Fluent	linear	0.07	No	Default	Default	yes	Default	yes (Min size Default)(Normal Angle 18°)	yes (Min size default)(Num Cells 5)	program controlled	total thickness	10	1.2	0.012	356527	1120781	0.86478	0.13522
10	CFD	Fluent	linear	0.07	No	Default	Default	yes	Default	yes (Min size Default)(Normal Angle 18°)	yes (Min size default)(Num Cells 5)	program controlled	total thickness	14	1.2	0.012	445656	1284015	0.87492	0.12508
11	CFD	Fluent	linear	0.07	No	Default	Default	yes	Default	yes (Min size Default)(Normal Angle 18°)	yes (Min size default)(Num Cells 5)	program controlled	total thickness	14	1	0.012	436169	1227109	0.99648	2.05E-04
12	CFD	Fluent	linear	0.07	No	Default	Default	yes	Default	yes (Min size Default)(Normal Angle 18°)	yes (Min size default)(Num Cells 5)	program controlled	total thickness	14	1	1	442828	1267465	0.96341	0.034593
13	CFD	Fluent	linear	0.07	No	Default	Default	yes	Default	yes (Min size Default)(Normal Angle 18°)	yes (Min size default)(Num Cells 5)	program controlled	smooth transition	14	1	NA	222040	1241746	0.84972	0.15028

Tabla 3 Mallas para la configuración Wing Clean

Skewness mesh metrics spectrum:



Orthogonal Quality mesh metrics spectrum:



# Malla	Defaults				sizing					inflation					statistics		Quality			
	physics preference	solver preference	element order	element size	use adaptive sizing	growth rate	max size	mesh defeaturing	defeaturing size	capture curvature	capture proximity	use automatic inflation	inflation option	number layers	growth rate	maximum thickness	nodes	# elements	skewness	Orthogonal
1	CFD	Fluent	linear	0.012	No	Default	Default	yes	Default	No	No	program controlled	total thickness	10	1.2	0.012	2634644	8757133	0.99823	0.001757
2	CFD	Fluent	linear	0.05	No	Default	Default	yes	Default	No	No	program controlled	total thickness	10	1.2	0.012	127994	366374	1	0.000000026897
3	CFD	Fluent	linear	0.07	No	Default	Default	yes	Default	No	No	program controlled	total thickness	10	1.2	0.012	62617	174630	1	0.000000016174
4	CFD	Fluent	linear	0.07	No	Default	Default	yes	Default	yes (Min size Default)(Normal Angle 18°)	No	program controlled	total thickness	10	1.2	0.012	244170	711427	0.95027	4.97E-02
5	CFD	Fluent	linear	0.07	No	Default	Default	yes	Default	yes (Min size Default)(Normal Angle 18°)	yes (Min size default)(Num Cells Default)	program controlled	total thickness	10	1.2	0.012	434876	1284910	0.84469	0.15531
6	CFD	Fluent	linear	0.07	No	Default	Default	yes	Default	yes (Min size Default)(Normal Angle 24°)	No	program controlled	total thickness	10	1.2	0.012	218376	645297	0.95464	4.54E-02
7	CFD	Fluent	linear	0.07	No	Default	Default	yes	Default	yes (Min size Default)(Normal Angle 24°)	yes (Min size default)(Num Cells Default)	program controlled	total thickness	10	1.2	0.012	412818	1230919	0.83829	0.16171
8	CFD	Fluent	linear	0.07	No	Default	Default	yes	Default	No	yes (Min size default)(Num Cells Default)	program controlled	total thickness	10	1.2	0.012	143410	798451	0.84794	0.15206
9	CFD	Fluent	linear	0.07	No	Default	Default	yes	Default	yes (Min size Default)(Normal Angle 18°)	yes (Min size default)(Num Cells 5)	program controlled	total thickness	10	1.2	0.012	460135	1320554	0.93369	0.018311
10	CFD	Fluent	linear	0.07	No	Default	Default	yes	Default	yes (Min size Default)(Normal Angle 18°)	yes (Min size default)(Num Cells 5)	program controlled	total thickness	14	1.2	0.012	574049	1551788	0.91749	0.022536
11	CFD	Fluent	linear	0.07	No	Default	Default	yes	Default	yes (Min size Default)(Normal Angle 18°)	yes (Min size default)(Num Cells 5)	program controlled	total thickness	14	1	0.012	564939	1497482	0.99215	7.85E-03
12	CFD	Fluent	linear	0.07	No	Default	Default	yes	Default	yes (Min size Default)(Normal Angle 18°)	yes (Min size default)(Num Cells 5)	program controlled	total thickness	14	1	1	625267	1857868	0.98316	1.18E-02
13	CFD	Fluent	linear	0.07	No	Default	Default	yes	Default	yes (Min size Default)(Normal Angle 18°)	yes (Min size default)(Num Cells 5)	program controlled	smooth transition	14	1	NA	238072	1327621	0.84811	0.15189

Tabla 4 Mallas para la configuración Wing Tip-Tank

Skewness mesh metrics spectrum:



Orthogonal Quality mesh metrics spectrum:



# Malla	Defaults					sliding		mesh defeaturing		capture curvature		capture proximity		use automatic inflation		inflation				statistics		Quality	
	physics preference	solver preference	element order	element size	use adaptive sizing	growth rate	max size	mesh defeaturing	defeaturing size	capture curvature	capture proximity	use automatic inflation	inflation option	number layers	growth rate	maximum thickness	nodes	# elements	skewness	Orthogonal			
1	CFD	Fluent	linear	0.02	No	Default	Default	Yes	Default	No	No	All Faces in Chosen Named Selection	Winglet	10	1.2	0.012	73096	407955	0.98033	3.83E-04			
2	CFD	Fluent	linear	0.05	No	Default	Default	Yes	Default	No	No	All Faces in Chosen Named Selection	Winglet	10	1.2	0.012	104393	285794	1	7.19E-04			
3	CFD	Fluent	linear	0.07	No	Default	Default	Yes	Default	No	No	All Faces in Chosen Named Selection	Winglet	10	1.2	0.012	50818	131484	1	6.23E-04			
4	CFD	Fluent	linear	0.07	No	Default	Default	Yes	Default	Yes (Min size Default)(Normal Angle 15°)	No	All Faces in Chosen Named Selection	Winglet	10	1.2	0.012	238289	696581	0.97747	1.73E-04			
5	CFD	Fluent	linear	0.07	No	Default	Default	Yes	Default	Yes (Min size Default)(Normal Angle 15°)	Yes (Min size default)(Num Cells Default)	All Faces in Chosen Named Selection	Winglet	10	1.2	0.012	504779	1711518	0.84886	1.13E-04			
6	CFD	Fluent	linear	0.07	No	Default	Default	Yes	Default	Yes (Min size Default)(Normal Angle 24°)	No	All Faces in Chosen Named Selection	Winglet	10	1.2	0.012	189989	619283	0.97747	1.73E-04			
7	CFD	Fluent	linear	0.07	No	Default	Default	Yes	Default	Yes (Min size Default)(Normal Angle 24°)	Yes (Min size default)(Num Cells Default)	All Faces in Chosen Named Selection	Winglet	10	1.2	0.012	504779	1711518	0.84886	1.13E-04			
8	CFD	Fluent	linear	0.07	No	Default	Default	Yes	Default	No	Yes (Min size default)(Num Cells Default)	All Faces in Chosen Named Selection	Winglet	10	1.2	0.012	308187	1054146	1	3.64E-04			
9	CFD	Fluent	linear	0.07	No	Default	Default	Yes	Default	Yes (Min size Default)(Normal Angle 15°)	Yes (Min size default)(Num Cells 5)	All Faces in Chosen Named Selection	Winglet	10	1.2	0.012	504748	1711043	0.83915	1.04E-04			
10	CFD	Fluent	linear	0.07	No	Default	Default	Yes	Default	Yes (Min size Default)(Normal Angle 15°)	Yes (Min size default)(Num Cells 5)	All Faces in Chosen Named Selection	Winglet	14	1.2	0.012	396958	1422578	0.83104	4.83E-04			
11	CFD	Fluent	linear	0.07	No	Default	Default	Yes	Default	Yes (Min size Default)(Normal Angle 15°)	Yes (Min size default)(Num Cells 5)	All Faces in Chosen Named Selection	Winglet	14	1	0.012	563535	157270	0.85907	3.39E-04			
12	CFD	Fluent	linear	0.07	No	Default	Default	Yes	Default	Yes (Min size Default)(Normal Angle 15°)	Yes (Min size default)(Num Cells 5)	All Faces in Chosen Named Selection	Winglet	14	1	1	504141	1219647	0.89906	7.33E-04			
13	CFD	Fluent	linear	0.07	No	Default	Default	Yes	Default	Yes (Min size Default)(Normal Angle 15°)	Yes (Min size default)(Num Cells 5)	All Faces in Chosen Named Selection	Winglet	14	1	0.012	380101	1321792	0.89999	6.79E-04			

Tabla 5 Mallas para la configuración Wing Winglet

Skewness mesh metrics spectrum:



Orthogonal Quality mesh metrics spectrum:



Wing_clean			Cl	Cd	L (N)	D (N)	M (N.m)
AoA[deg]	# elementos	#nodes					
-4	1227976	219750	-0.01362	0.016052	-0.2982	0.35146	0,069376
0	1241746	222040	0.33170	0.019114	7.2625	0.41849	0,070579
4	1238150	221597	0.73511	0.019498	16.106	0.42719	0,079919
8	1235185	220952	1.1005	0.029991	24.112	0.65711	0,081414
12	1232585	220528	1.4468	0.042287	31.699	0.92650	0,071029
16	1235602	220907	1.7579	0.054975	38.515	1.2045	0,10626
20	1228771	219823	1.8380	0.17322	38.42	0.12045	0,04936

Tabla 6 Propiedades aerodinámicas para el Wing Clean a diferentes AoA.

Wing_tip-tank			Cl	Cd	L (N)	D (N)	M (N.m)
AoA[deg]	# elementos	#nodes					
-4	1319278	236713	-0.022607	0.016132	-0.54480	0.38875	0,083737
0	1327621	238072	0.31257	0.018615	7.5324	0.44859	-0,03528
4	1325700	237893	0.70337	0.033596	16.950	0.80960	0,071521
8	1324544	237643	0.96428	1.2730	23.237	1.2730	0,064181
12	1319178	236681	1.2587	0.08221	30.332	1.9812	0,051769
16	1320322	236874	1.5170	0.11802	36.5057	2.8441	-0,23009
20	1315554	236088	1.7202	0.16132	41.454	3.8876	-0,32347

Tabla 7 Propiedades aerodinámicas para el Wing Tip Tank a diferente AoA

Wing_winglet			Cl	Cd	L (N)	D(N)	M (N.m)
AoA[deg]	# elementos	#nodes					
-4	1314294	302859	-0.03652	0.010843	- 0.8417	0,74496	0,02453
0	1321792	380101	0.25391	0.021847	5.8514	0.50409	0,052297
4	1310634	302816	0.62653	0.032326	14.439	0.74496	0,063137
8	1317165	304940	0.42278	0.027527	10.204	0.63436	0,017508
12	1311068	303152	0.53031	0.045546	12.221	10.496	0,012927
16	1316777	304006	1.2483	0.14712	28.768	33.507	0,29311
20	1311694	303266	0.92696	0.23593	21.362	5.4370	0,0795

Tabla 8 Propiedades aerodinámicas para el Wing Winglet a diferentes AoA.

AoA[deg]	CL		CL ²		CD		C-Momento		CL/CD	
	Experimental	Numérico	Experimental	Numérico	Experimental	Numérico	Experimental	Numérico	Experimental	Numérico
-4	-0,089245208	-0,013653	0,007964707	0,000186404	0,011168026	0,01631	-0,085044416	0,069376	-7,991135691	-0,83709381
-2	0,066979321		0,004486229		0,009111854		-0,051085297		7,350789657	
0	0,213686848	0,3170	0,045662069	0,100489	0,011498198	0,019114	-0,019871217	0,070579	18,58437763	4,49142096
2	0,378574697		0,143318801		0,017451145		0,016657028		21,69340196	
4	0,528779154	0,73511	0,279607394	0,540386712	0,022036059	0,019498	0,04783006	0,079919	23,99608546	9,19818817
6	0,653245675		0,426729912		0,032043641		0,073735278		20,38612508	
8	0,781499409	1,1005	0,610741327	1,21110025	0,044784745	0,029991	0,101853752	0,081414	17,45012529	13,5173312
10	0,886674441		0,786191564		0,060761038		0,128477476		14,5928126	
12	0,981206593	1,4468	0,962766378	2,09323024	0,079325644	0,042287	0,142514464	0,071029	12,36934919	20,369145
14	1,030529369		1,06199078		0,097473308		0,162902203		10,57242629	
16	1,059390572	1,7579	1,122308384	3,09021241	0,12040867	0,054975	0,170516656	0,10626	8,79829144	16,5433842
18	0,947793669		0,898312838		0,217770855		0,097102517		4,352252131	
20	0,845938856	1,838	0,715612548	3,378244	0,29520889	0,17322	0,054568947	0,04936	2,865560235	37,2373833

Tabla 9 Comparación numérica vs experimental de Wing Clean.

AoA[deg]	CL		CL ²		CD		C-Momento		CL/CD	
	Experimental	Numérico	Experimental	Numérico	Experimental	Numérico	Experimental	Numérico	Experimental	Numérico
-4	-0,147636924	-0,022607	0,021796661	0,000511076	0,014182857	0,016132	0,103482307	0,083737	-10,40953366	-1,40137615
-2	0,026074064		0,000679857		0,013644036		-0,066981137		1,911022869	
0	0,179136985	0,31257	0,032090059	0,097700005	0,013635839	0,018615	-0,031352557	-0,035275	13,13721727	16,7912973
2	0,372911207		0,139062768		0,021401346		0,009923469		17,42466153	
4	0,517741023	0,70336	0,268055767	0,49471529	0,025844129	0,033598	0,04395536	0,071521	20,03321587	20,9345794
6	0,687128804		0,472145993		0,040270087		0,075048896		17,06300777	
8	0,817318933	0,96428	0,668010239	0,929835918	0,054598891	0,052825	0,106558207	0,064181	14,96951542	18,2542357
10	0,930287416		0,865434676		0,068110697		0,136946987		13,65846271	
12	1,011171222	1,2587	1,022467239	1,58432569	0,08535582	0,082214	0,156481585	0,051769	11,84654101	15,3100445

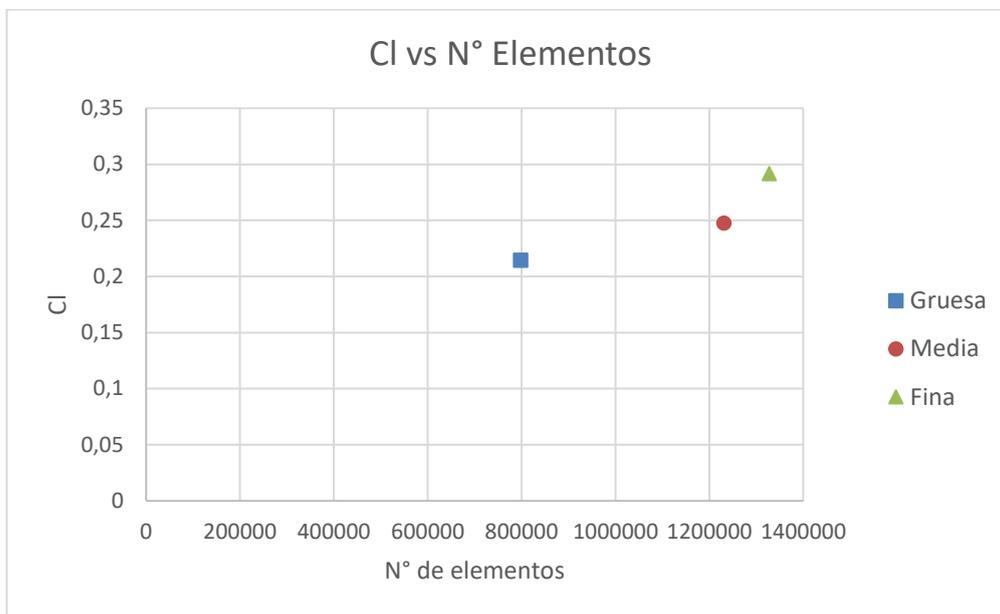
14	1,083485411		1,173940635		0,106787902		0,172136767		10,14614381	
16	1,107451434	1,517	1,226448679	2,301289	0,128700533	0,11802	0,179373538	-0,23009	8,604870635	12,8537536
18	0,99489936		0,989824737		0,23118544		0,103195218		4,303468942	
20	0,961570494	1,7202	0,924617814	2,95908804	0,301339255	0,16	0,080836106	-0,32347	3,190989816	10,75125

Tabla 10 Comparación numérica vs experimental de Wing Tip-Tank.

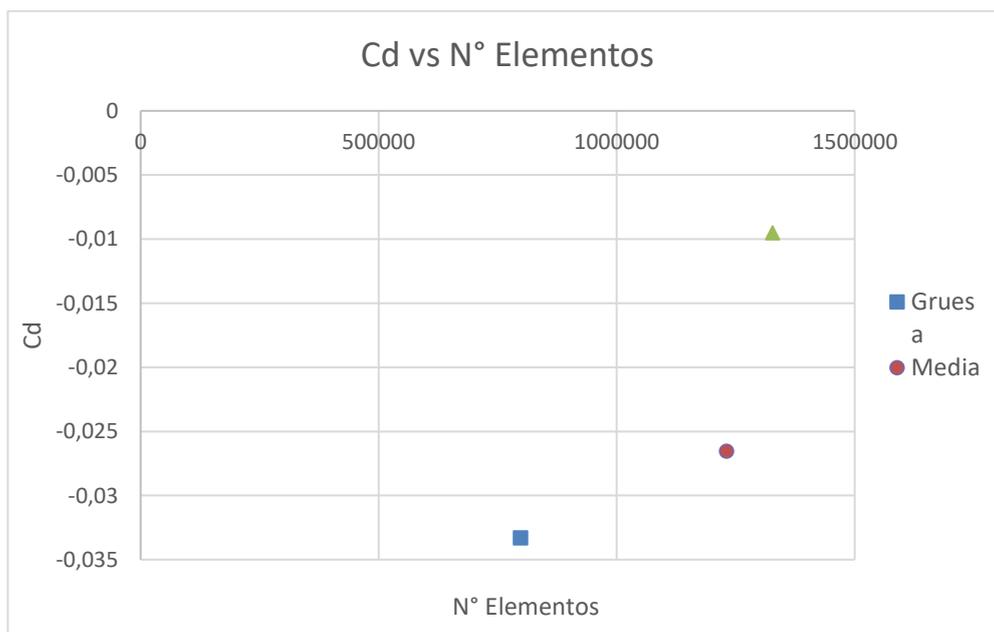
AoA[deg]	CL		CL ²		CD		C-Momento		CL/CD	
	Experimental	Numérico	Experimental	Numérico	Experimental	Numérico	Experimental	Numérico	Experimental	Numérico
-4	-0,119678955	-0,03652	0,014323052	0,00133371	0,048838781	0,010843	-0,098233087	0,024530	-2,450490219	-3,36807157
-2	0,052072833		0,00271158		0,044096416		-0,06286072		1,180885829	
0	0,223298274	0,25391	0,049862119	0,064470288	0,042750565	0,021847	-0,026735189	0,052297	5,223282365	11,6221907
2	0,395003213		0,156027538		0,046187742		0,015650879		8,552122089	
4	0,570044767	0,62653	0,324951036	0,392539841	0,053491665	0,032324	0,046839816	0,063137	10,65670263	19,3828115
6	0,716642714		0,51357678		0,060795588		0,076736685		11,78774222	
8	0,850728328	0,44278	0,723738687	0,196054128	0,071502109	0,027527	0,10678202	0,017508	11,89794741	16,0852981
10	0,951949229		0,906207335		0,084255123		0,131541575		11,29841366	
12	1,047830683	0,53031	1,097949141	0,281228696	0,094939216	0,045546	0,15517261	0,012927	11,03685842	11,6433935
14	1,115852672		1,245127186		0,118630081		0,16768933		9,406152794	
16	1,142420746	1,2562	1,305125161	1,57803844	0,138551267	0,14844	0,170569485	0,29311	8,245473119	8,46267852
18	1,025177694		1,050989304		0,162309256		0,068300239		6,316199804	
20	0,907934641	0,92696	0,824345312	0,859254842	0,292684621	0,23593	0,064736304	0,07950	3,102092065	3,92896198

Tabla 11 Comparación numérica vs experimental de Wing Winglet.

Apéndice II

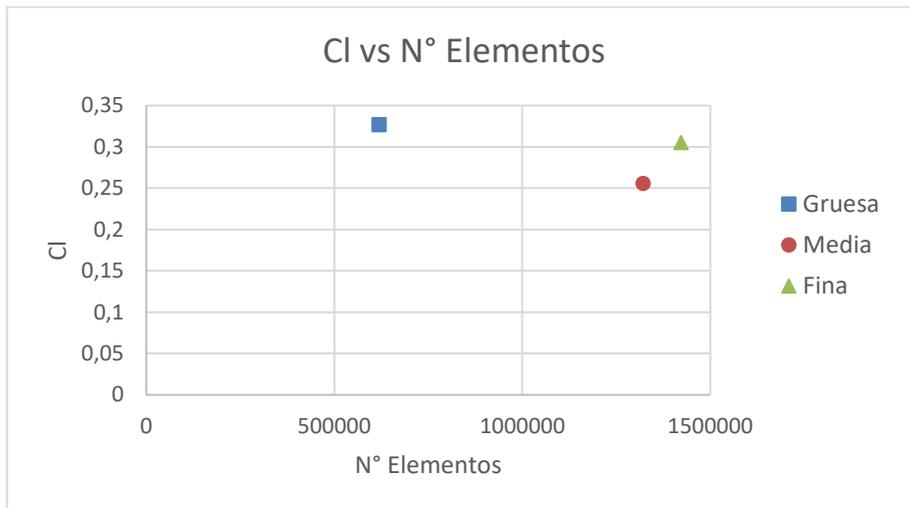


(a)

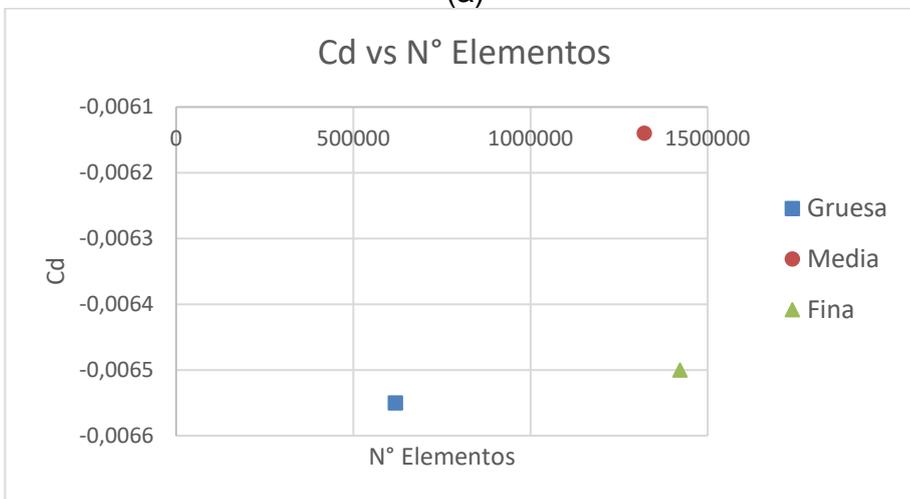


(b)

**Fig. 25 Análisis de convergencia Wing Tip-Tank.
(a) CI vs N° Elementos (b) Cd vs N° Elementos**



(a)



(b)

Fig. 26 Análisis de convergencia Wing Winglet
(a) Cl vs N° Elementos. (b) Cd vs N° Elementos

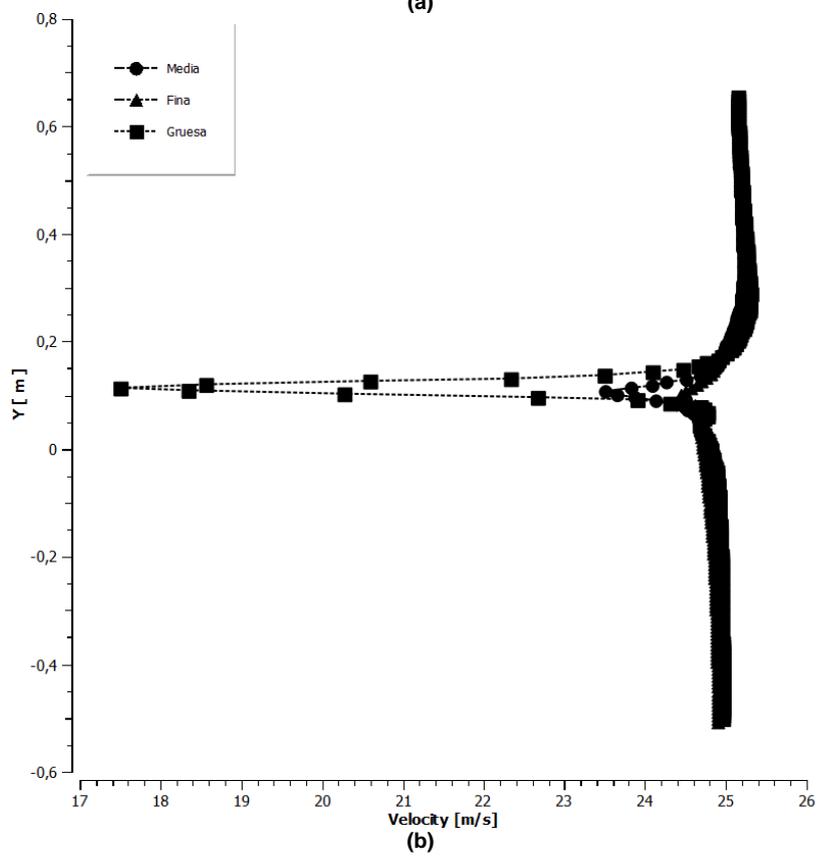
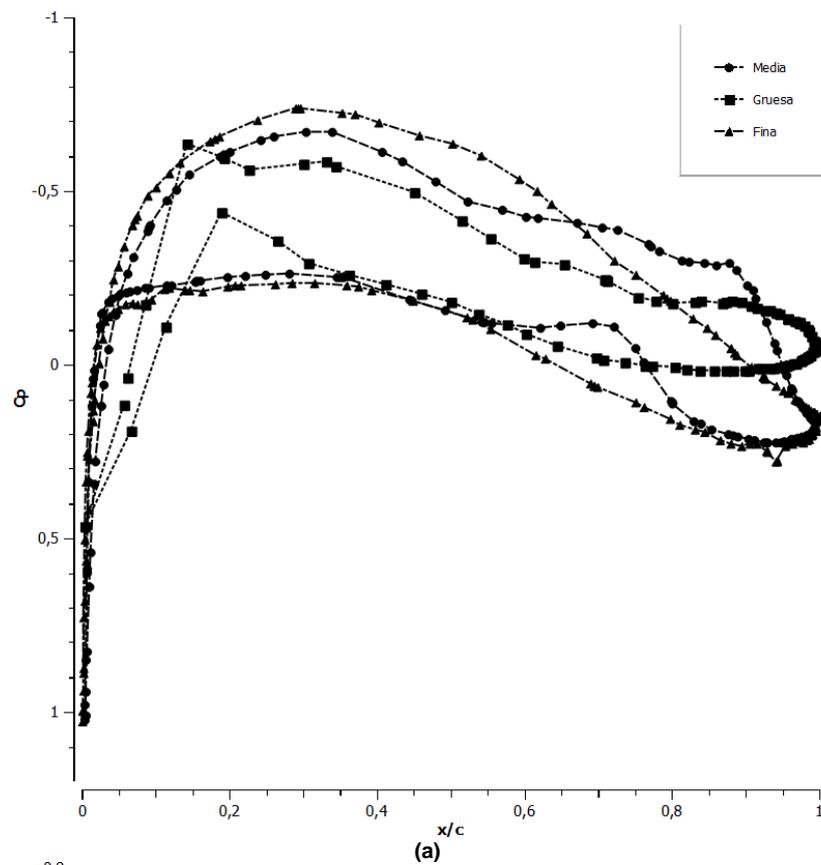


Fig. 27 (a) Distribución de presión, (b) Perfil de velocidad. Independencia de malla Wing Tip Tank.

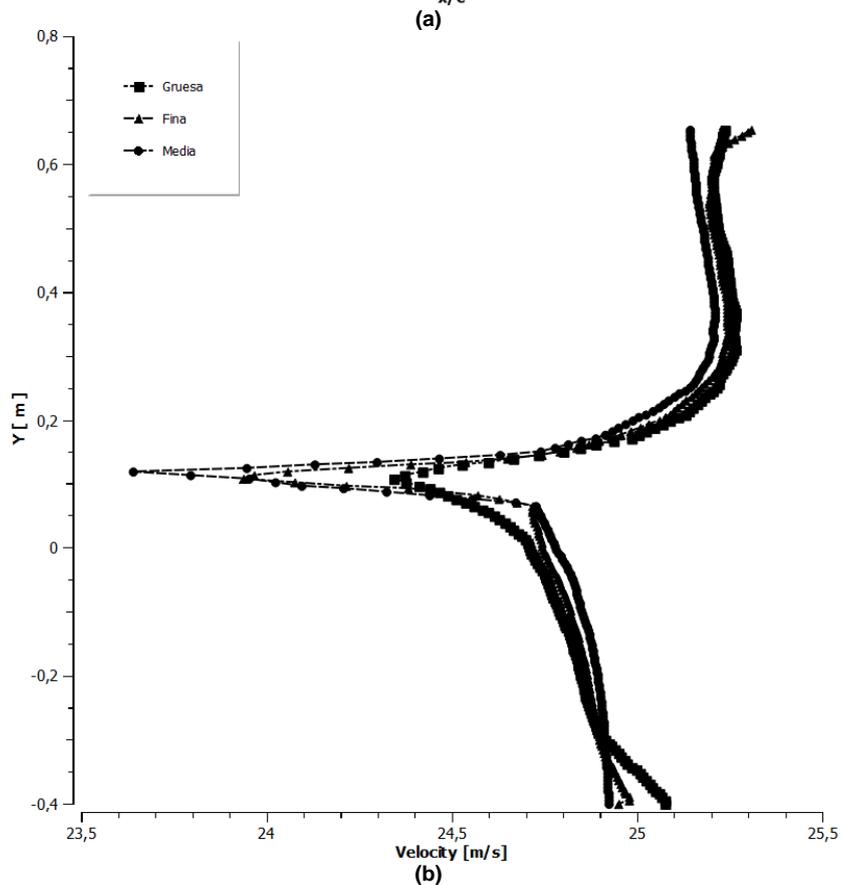
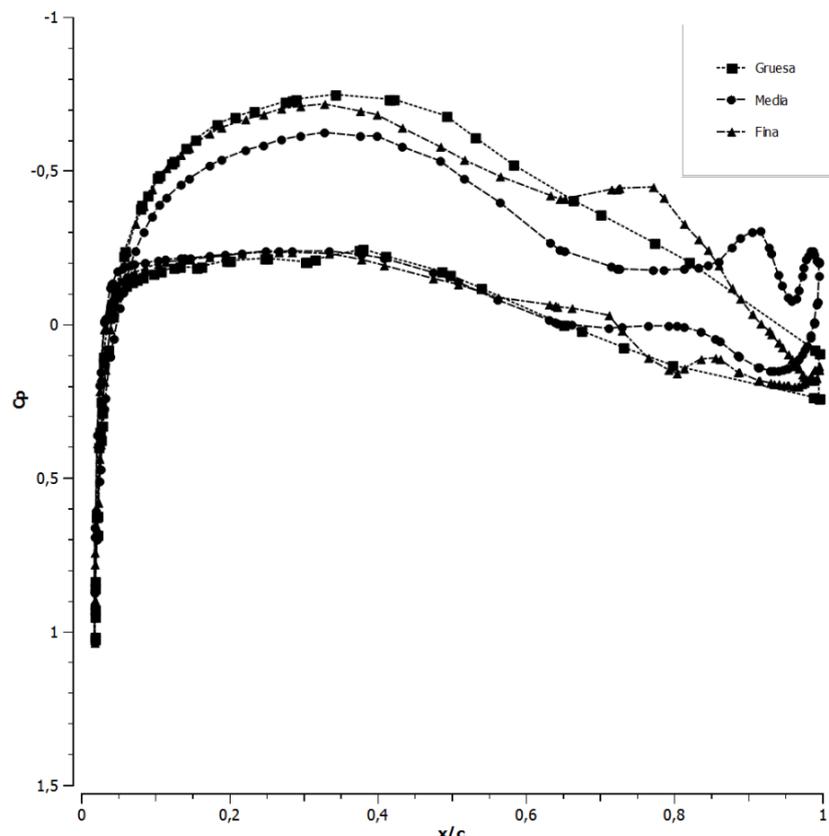


Fig. 28 (a) Distribución de presión, (b) Perfil de velocidad. Independencia de malla Wing Winglet.