
ANÁLISIS AERODINÁMICO DE GENERADORES DE VÓRTICE
INSTALADOS EN EL CARENADO DE LAS RUEDAS DEL ULTRALIVIANO
TIPO TRIKE AERONATION BODY CLIPPER 912 HJ-103

Presentado por

LUIS EDUARDO MENESES ORTIZ
MARÍA CAMILA TREJOS CARBONÓ



LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Fundación Universitaria Los Libertadores

Facultad de Ingeniería y Ciencias Básicas Programa

de Ingeniería Aeronáutica

Bogotá D.C, Colombia

2018

Página dejada en blanco intencionalmente.

ANÁLISIS AERODINÁMICO DE GENERADORES DE VÓRTICE
INSTALADOS EN EL CARENADO DE LAS RUEDAS DEL
ULTRALIVIANO TIPO TRIKE AERONATION BODY CLIPPER 912 HJ-

103

Presentado por

LUIS EDUARDO MENESES ORTIZ

MARÍA CAMILA TREJOS CARBONÓ

LOS LIBERTADORES

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

título de

Ingeniero Aeronáutico

Dirigida por

JOHN JAIRO VACA RIOS

Codirector

JORGE LUIS NISPERUZA TOLEDO

Presentada a

Programa de Ingeniería Aeronáutica

Fundación Universitaria Los Libertadores

Bogotá D.C, Colombia.

2018

Página dejada en blanco intencionalmente.

Notas de aceptación



LOS LIBERTADORES

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Firma del presidente del jurado

Firma del jurado

Firma del jurado

Bogotá DC, Diciembre de 2018.

Página dejada en blanco intencionalmente.



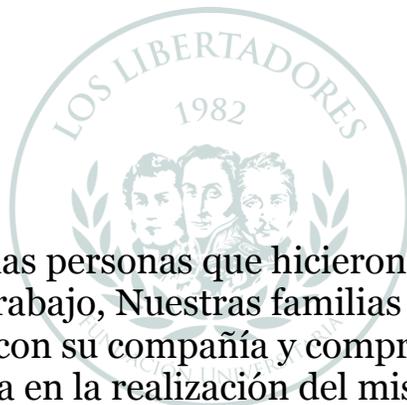
LOS LIBERTADORES

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.

Página dejada en blanco intencionalmente.

Dedicatoria



A todas aquellas personas que hicieron posible la realización del presente trabajo, Nuestras familias amigos compañeros y docentes que con su compañía y comprensión aportaron un grano de arena en la realización del mismo.

LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Página dejada en blanco intencionalmente.

Agradecimientos

Un reconocimiento muy especial al personal docente que con su esfuerzo permitió que el conocimiento adquirido se pudiera plasmar en el presente trabajo en especial al Ingeniero John Vaca por su liderazgo, de manera especial al Dr. Diego Fernando Ortiz por su gran colaboración en la realización de los vuelos para las pruebas de campo.

LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Índice general

1	Introducción	16
2	Planteamiento del Problema	17
2.1	Objetivos.....	18
2.1.1	Objetivo General.....	18
2.1.2	Objetivos Específicos.....	18
2.2	Justificación.....	18
3	Marco Teórico	19
3.1	Aerodinamica.....	19
3.2	Arrastre.....	19
3.3	Generadores de vortice.....	23
3.4	Características ULTRALIVIANO TIPO TRIKE AERONATION BODY CLIPPER 912 HJ-103.....	26
4	Metodología aplicada	28
4.1	Selección de la geometría.....	28
4.2	Experimentación numérica.....	30
4.2.1	Parametros Ansys.....	30
4.3	Pruebas de campo.....	33
5	Análisis y Resultados	35
5.1	Datos CFD.....	35
5.2	Pruebas de campo.....	38
6	Conclusiones y Recomendaciones	41
	Apéndice A Matriz de experimento.....	44
	Apéndice B Independencia de Mallas.....	46
	Apéndice C Graficas Flujo Turbulento.....	47
	Apéndice D Configuración final Mallas.....	48

Indice de figuras

Figura 1. Capa Limite.....	20
Figura 2. Desarrollo de la turbulencia en la capa límite.....	20
Figura 3. Separación capa límite	24
Figura 4. Tipos de generadores de vórtice	25
Figura 5. Carenado tipo winglet	26
Figura 6. Carenado tipo cono	27
Figura 7. Carenado tipo simetrico	27
Figura 8. Dimensiones Genereador de vortice rectangular.....	28
Figura 9. Comparación generadores de vortice	30
Figura 10. Comparación comportamiento generadores de vórtice.....	30
Figura 11. Carenado con y sin GV	31
Figura 12. Dimensiones Volumen de Control.....	32
Figura 13. Instalacion laminillas lana mercerizada	34
Figura 14. Instalacion generadores de vortice	35
Figura 15. CP vs Distancia.....	36
Figura 16. CP vrs Numero de elementos por malla	37
Figura 17. CP Comparativo con y sin GV-Flujo Turbulento	37
Figura 18. Velocity u Comparativo con y sin GV-Flujo Turbulento	38
Figura 19. Perfil de velocidad Linea 5 Flujo Turbulento.....	39
Figura 20. Vuelo #1 imagen carenados	40
Figura 21. Vuelo # 2 Comportamiento capa limite con GV instalados	40

Abreviaturas

3D	Tres dimensiones
Á	Área
B	Ángulo
CFD	Computational Fluid Dynamics
D	Arrastre
GV	Generadores de Vortice
h	Largo
L	Longitud
Lift	Sustentación
FL	Flujo Laminar
P	Presión
Re	Número de Reynolds
S	Distancia del tramo
u	Velocidad del fluido
Z	Distancia entre vórtices
p	Densidad
α	Ángulo de ataque
μ	Viscosidad del fluido

ANALISIS AERODINÁMICO DE GENERADORES DE VÓRTICE INSTALADOS EN EL CARENADO DE LAS RUEDAS DEL ULTRALIVIANO TIPO TRIKE AERONATION BODY CLIPPER 912 HJ-103

Abstract

The present paper work was created under the concern of being able to apply the analytical knowledge acquired from the different subjects and courses taken throughout the career. We had the opportunity to make an aerodynamic analysis in the fairing of the ultralight wheel TYPE TRIKE AERONATION BODY CLIPPER 912 HJ-103, first doing a simulation in the ANSYS program obtaining a graphic and numerical information of the air flow and drag coefficients as well as pressures exerted on the fairing and later the field tests were carried out making flights with the fairing without vortex generators and after that installing vortex generators chosen verifying the resulting behavior visually, finally the comparison of the information results captured was made in this document.

Resumen

El presente trabajo de grado nace en la inquietud de poder aplicar los conocimientos analíticos adquiridos de las diferentes materias y cursos tomados a lo largo de la carrera. Se conto con la oportunidad de hacer un análisis aerodinámico en el carenado de la rueda del ultraliviano TIPO TRIKE AERONATION BODY CLIPPER 912 HJ-103, primero haciendo una simulación en el programa ANSYS obteniendo una información gráfica y numérica del flujo del aire y coeficientes de arrastre así como presiones ejercidas sobre el carenado y posteriormente se realizaron las pruebas de campo haciendo vuelos con el carenado sin generadores de vórtice y posterior a esto instalando generadores de vórtice escogidos verificando de manera visual el comportamiento resultante, finalmente se realizó la comparación de la información sus resultados están plasmados en el presente documento.

Palabras claves: Aerodinámica, Arrastre, Capa límite, Densidad, Fluido, Generadores de vórtice, Número de Reynolds, Presión, Principio de Bernoulli, Separación de capa límite, sustentación, Viscosidad cinemática, Viscosidad dinámica.

Capítulo 1

Introducción

Los ultralivianos son unos aerodinos livianos de bajo consumo que nacieron en los años 70 como resultado del deseo de los amantes de la aviación de obtener un avión económico en su operación y en su costo de adquisición. Varias empresas a nivel mundial empezaron a captar este Mercado ofreciendo diferentes modelos hechos en estructuras tubulares livianas, inicialmente fueron conocidos como ultraligeros y posteriormente se les dio el título de ultralivianos, a lo largo de los años se les fue añadiendo más tecnología en su estructura y navegación haciendo los vuelos más seguros y su vez más confortables. Uno de los tipos de ultraliviano más versátil es el tipo Trike que consta de un ala delta en la parte superior para la sustentación y una canasta tipo Caliper como fuselaje. Cuenta con un motor de impulso en su mayoría marca Rotax 912 o 914 de 80 y 100 HP respectivamente. Este ultraliviano tipo Trike a pesar de mantener una aerodinámica sencilla y de poco arrastre, se encuentra limitado en su velocidad, algunos fabricantes han colocado superficies más aerodinámicas en la canastilla y han cubierto las ruedas con un carenado especial para disminuir el arrastre, este carenado es el eje de análisis del presente trabajo en el cual se verificará su aerodinámica con la inclusión de generadores de vórtices con el fin de ver cuál es el comportamiento de la capa límite a través de la superficie del carenado de la rueda y poder determinar si hay o no una mejora en el performance.

Capítulo 2

2. Planteamiento del problema

La implementación de generadores de vórtice en la superficie del carenado de la rueda del TRIKE AERONATION BODY CLIPPER 912 HJ-103, modifica el área superficial haciendo participe el principio del arrastre de forma debido a las variaciones de las velocidades y presiones locales. la incógnita principal es saber si se dan o no beneficios aerodinámicos al instalar generadores de Vórtice en el carenado de la rueda?

2.1. Objetivos

2.1.1. Objetivo general

Analizar aerodinámicamente el efecto de los generadores de vórtice en el carenado de las ruedas del ultraliviano tipo TRIKE AERONATION BODY CLIPPER 912 HJ-103 y su impacto en el performance del mismo.

2.1.2. Objetivos específicos

- Seleccionar una configuración geométrica que sea óptima para desarrollar los vórtices que disminuirán el coeficiente de arrastre del TRIKE AERONATION BODY CLIPPER 912 HJ-103.
- Experimentar de manera numérica el flujo de aire sobre la superficie del carenado con y sin generadores de vórtice.
- Someter el ultraliviano tipo TRIKE AERONATION BODY CLIPPER 912 HJ-103 a pruebas de campo con el fin de obtener el comportamiento real del fluido sobre el carenado con y sin generadores de vórtice.

2.2. Justificación

Un atractivo de la aviación deportiva a parte de su simpleza y fácil maniobra son los costos relacionados con su práctica, la adquisición de un equipo de vuelo ultraliviano es significativamente menor a la de una aeronave común. Sin embargo, existen aún aspectos a mejorar como los costos de operación y rendimiento que harían aún más atractiva esta práctica. El presente trabajo permite no solo poner en práctica los conocimientos adquiridos en el desarrollo de la carrera, si no de igual manera poder plantear una posible solución aerodinámica que permita reducir los costos por rendimiento y dar una mejora aerodinámica económica al TRIKE AERONATION BODY CLIPPER 912 HJ-103.

Capítulo 3

Marco Teórico

3.1. Aerodinámica

Es la parte de la física que estudia las reacciones del aire sobre los Cuerpos que se mueven en él. Es fundamental para el diseño de una aeronave al determinar la estabilidad y maniobrabilidad en sus velocidades de operación.

Con las geometrías establecidas y el análisis aerodinámico respectivo se calculan los coeficientes, que son la base para posteriores informes como los de mecánica de vuelo, cargas operacionales, elasticidad, aeroelasticidad hasta el análisis estructural.

La optimización aerodinámica siempre busca el más alto coeficiente de sustentación con el más bajo coeficiente de arrastre. Este análisis se busca a través de métodos numéricos, ensayos experimentales a escala real, pruebas en túneles de viento de modelos escalados o en CFD (Computational Fluid Dynamics) (Anderson, 2001)

3.2. Arrastre (Drag)

El desplazamiento de un fluido sobre una superficie de contacto genera una fuerza paralela a la velocidad en sentido opuesto conocida como DRAG. Para las aplicaciones requeridas en el presente documento, se busca relacionar las contribuciones del arrastre en una esfera que es la geometría cercana a la de la figura de análisis, estas se dividen en dos así:

Arrastre de piel: También conocido como arrastre de fricción de piel, es el tipo de arrastre que se presenta en el roce aerodinámico con la superficie por ende siempre estará presente en cualquier superficie que experimente presencia de fluidos ya que estos tienen una cierta viscosidad.

Arrastre de forma: Este tipo de arrastre depende de la forma del sólido con el que el fluido experimenta interacción. Genera una determinada distribución de las presiones debido a las velocidades locales. El arrastre de forma puede tender a disminuirse si se varía la forma del sólido. (Queralt, 2017)

$$FD = 0.5AC_D\rho U^2 \text{ [N]} \quad \text{Ecuación 1}$$

Donde:

A: Área del vehículo proyectada en los ejes vertical y horizontal [m²]

C_D=Coeficiente de arrastre

ρ: Densidad del fluido [kg/mⁿ]

U: Velocidad el fluido [m/s]

Aumentando la densidad, velocidad o área del objeto se aumenta la Fuerza, de igual manera el arrastre de fricción es la división de la tensión tangencial del fluido y el objeto.

Dentro de las diferentes caracterizaciones para el arrastre se encuentran algunos índices de fenómenos del fluido que fueron manejados de alguna manera en el desarrollo del trabajo dentro de los más significativos están:

La capa límite: esta permite el manejo de las ecuaciones de movimiento de un fluido sobre una superficie, de igual manera las ecuaciones de Navier-Stokes son usadas para estudiar las diferentes velocidades a lo largo del cuerpo por el que se desplaza.

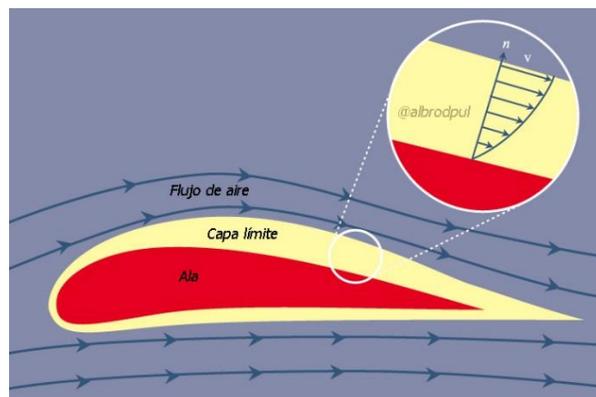


Figura 1. Capa límite

(Fuente: <https://albrodpul1.wordpress.com/2014/07/23/analisis-tecnico-drag/>)

La viscosidad da vida a la capa límite, el cambio en las velocidades supone un cambio en las presiones como lo indica Bernoulli en su teorema de los fluidos, y a su vez crea efectos como las fuerzas de sustentación y de resistencia aerodinámica.

Otro fenómeno que ocurre es la separación de la capa límite, cuando un fluido se desplaza por una superficie curva tiene mayores dificultades para mantener una carrera constante sobre dicha superficie, y si la velocidad es más alta, más difícil es mantener dicho trayecto. Por tanto, se inicia un proceso de separación del trayecto, una región de baja presión se crea en dicha separación del fluido y el cuerpo; así mismo, en la zona posterior a la separación se forman grandes torbellinos conocidos como vórtices. (Queralt, 2017)

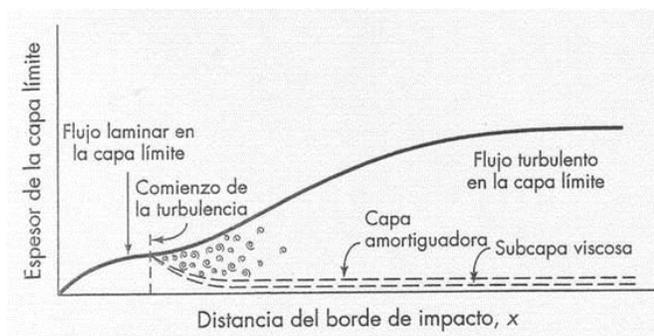


Figura 2. Desarrollo de la turbulencia en la capa límite.

(Fuente: McCabe et al., 2002, pp. 65)

La capa límite y su distribución está directamente relacionada con el Número de Reynolds, y su separación es determinada por factores del cuerpo como la velocidad a la que se desplaza, área expuesta, forma del objeto, ángulo de ataque, fluido del contorno (densidad, viscosidad).

Es importante tener en cuenta el grosor de la capa límite en un flujo turbulento, que es el que va a dar la guía para la generación de los generadores de vórtice más adelante, este grosor se calcula con la siguiente fórmula: (Anderson, Fundamentals of Aerodynamics 3rd ed, 2001)

$$\delta = (0,37x) / (Re_x^{1/5}) \quad \text{Ecuación 2}$$

Otra de las propiedades del fluido ampliamente aplicado en el documento es La Densidad, esta es una de las propiedades más importantes de los fluidos es la densidad, que se define como la cantidad de masa que tiene un cuerpo dependiendo de su volumen. Siendo esta relación ambiental determinante y directamente proporcional a la sustentación.

Siendo así que, teniendo un volumen definido, la masa puede ser mayor o menor aumentando o disminuyendo la densidad. En la aerodinámica esto se entiende como a menor densidad menor resistencia al avance, sin embargo, también existirá menor sustentación, razón por la cual se determina por diseño la mejor relación sustentación arrastre con el fin de determinar la altitud de mejor eficiencia.

La densidad determina valores como la altitud por densidad, en la cual se puede aproximar con gran exactitud la altitud de cuerpo en la atmósfera sabiendo la densidad de su entorno o viceversa, esto de acuerdo con la atmósfera estándar. La temperatura juega un papel crítico, ya que es inversamente proporcional a la densidad relacionándose a su vez con la presión atmosférica. Esta última determina una relación directa entre mayor presión, mayor densidad.

Ejemplo de lo anterior está en el despegue de las aeronaves con el Máximo Peso de Despegue, para lo cual se establece que desde aeródromos con gran elevación (baja densidad por baja presión), se realice a muy tempranas horas del día (madrugada) donde la temperatura sea menor y la densidad aumente, con esto aumenta a su vez la sustentación.

Entendiendo que los principios del vuelo se basan en diferencias de presiones, se entiende previo a esto que la Presión es la magnitud entre la Fuerza que se ejerce sobre una unidad de superficie. Al aumentar la altitud disminuye la presión atmosférica, y al tener el mismo volumen de control la densidad y reducir la fuerza que mantienen más partículas juntas, la densidad baja, por esta razón a mayor altitud menor presión y menor densidad, visto esto reflejado en menor sustentación, la cual es compensada con el aumento de la velocidad. Prueba de esto es que los aviones buscan mayor altitud a fin de tener menor resistencia al avance y al ser tan baja la presión y por consiguiente la diferencia de presiones (sustentación) se compensa con mayor velocidad. (Queralt, 2017)

Seguido de los conceptos anteriores está el Número de Reynolds, es la relación entre las fuerzas convectivas y las fuerzas viscosas de un fluido, analizada por la ecuación.

$$R_e = \frac{\rho u L}{\mu} \quad \text{Ecuación 3}$$

Donde:

ρ : densidad del fluido [kg/m³]

L: longitud característica del cuerpo [m]

u: velocidad del fluido [m/s]

μ : viscosidad dinámica del fluido [kg/m·s]

El número Re se define para un objeto esférico de diámetro D

El flujo laminar es liso y continuo, el turbulento es errático y discontinuo, la capa límite es laminar o turbulenta dependiendo de la geometría de cada sólido.

Si bien se pensaría que un flujo laminar puede ser más conveniente para una superficie plana, en realidad ocurre lo contrario el flujo laminar va perdiendo adherencia y finalmente se desprende más fácil su capa límite, al ser más complejo para el fluido mantener la trayectoria plana.

El principio de Bernoulli también tratado a lo largo de la experimentación numérica y experimental es la que gobierna la aerodinámica, dice que la velocidad a la que se mueve un fluido es inversamente proporcional a la presión que ejerce.

$$K = P + u \quad \text{Ecuación 4}$$

Donde:

P: Presión [Pa]

u: Velocidad [m/s]

Esta también la sustentación o Lift que es la fuerza perpendicular de la velocidad de del fluido. Es el resultado de las diferencias de presiones. La ecuación para la fuerza de Lift y el coeficiente de sustentación se muestra en la siguiente ecuación:

$$FL = 0.5 A C_L \rho U^2 \text{ [N]} \quad \text{Ecuación 5}$$

Donde:

A: Área del vehículo proyectada en los ejes horizontal y vertical [m²]

C_L =Coeficiente de sustentación

ρ : Densidad del fluido [kg/m³]

u: velocidad del fluido [m/s]

Finalmente están las viscosidades como la viscosidad cinemática que relaciona la viscosidad dinámica con la densidad del líquido. Teniendo el valor de la viscosidad dinámica se puede calcular la viscosidad cinemática de un fluido con la siguiente fórmula:

$$\nu = \frac{\mu}{\rho} \quad \text{Ecuación 6}$$

Donde:

ν : Viscosidad cinemática

μ : Viscosidad dinámica

ρ : Densidad

La viscosidad dinámica, también llamada viscosidad absoluta, es la resistencia interna entre las moléculas de un fluido en movimiento y determina las fuerzas que lo mueven y deforman. (Queralt, 2017)

Isaac Newton (1643-1727) observa este comportamiento de los líquidos al situarlo entre dos placas paralelas. La placa base estática y la superior con un movimiento constante de un centímetro por segundo. De esta manera, llega a la Ley de Newton de la viscosidad representada en la siguiente fórmula:

$$Ft = \mu \frac{sv}{y} \quad \text{Ecuación 7}$$

Donde:

Ft: fuerza tangencial

μ : viscosidad dinámica

s: superficie

v: velocidad de una placa respecto a la otra.

y: espesor de la lámina líquida

3.3. Generadores de vórtice:

La fuerza que se genera en oposición al avance es la fuerza que siempre se desea disminuir cuando la capa límite se separa, su grosor de desplazamiento aumenta bruscamente, esto modifica el flujo potencial exterior y el campo de la presión; es por ello que es necesario disminuir el área de la región de la estela, esto se podría conseguir provocando que el fluido permanezca más junto y reducido en la zona de baja presión en la zona posterior.. Un dispositivo que puede reducirlo eficazmente sería aquel que crea turbulencias en la capa límite de modo que el flujo presente más energía. En la separación del flujo, el arrastre de presión es el responsable de la mayoría de la fuerza de arrastre. A fin de reducir el arrastre del objeto, la región de la estela detrás del mismo debe reducirse. Esto se puede llevar a cabo aerodinamizando la forma del objeto o usando otros dispositivos mecánicos: veletas, descargando fluido de velocidad alta, succión, generadores de vórtices. (Queralt, 2017)

Los generadores de vórtices son rampas o cuñas que se colocan justo en la zona anterior al punto de separación de la capa límite. Los generadores de vórtices son pequeñas piezas que pueden ser de diferente geometría que se extienden perpendicularmente sobre la superficie en la que se encuentran. Se pueden colocar múltiples generadores y son típicamente de la altura de la capa límite. Son los responsables de transportar momento del flujo de corriente libre hacia la capa límite. Esta mezcla de la capa límite y fluido de corriente libre puede retrasar la separación y disminuir la región de la estela detrás del objeto. Los generadores de vórtices realmente añaden una pequeña cantidad de arrastre debido al arrastre de presión visto en el propio generador del vórtice, sin embargo el arrastre total del sólido se ve disminuido, en gran parte por el efecto de una separación más tardía de la capa límite. Al introducir los VG, se creará flujo inverso que actuará contra el flujo principal, como se puede observar en el punto C de la figura 3. El punto B es el punto de separación donde el punto de baja presión y el momento de la capa límite se equilibra. Con la adición de los generadores de vórtices, el momento es mezclado de la región superior a la región inferior de la capa límite y entonces el punto de separación se mueve para abajo.

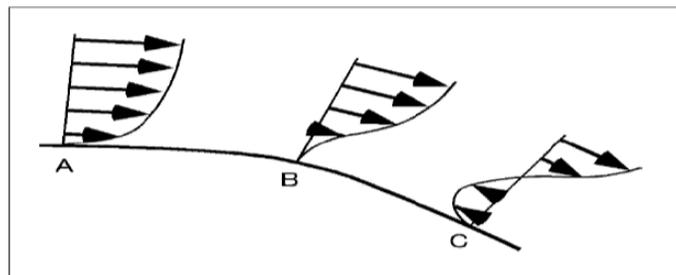


Figura 3. Separación capa límite

Fuente: Diseño de un generador de vórtices, Marcos de Pouplana Queralt., 2017, pp. 25

Los generadores de vórtices son dispositivos de control de la capa límite. El flujo laminar está bien porque no crea mucho arrastre de fricción, sin embargo no ayuda que no lleve mucha fuerza, y por lo tanto se separará. El flujo turbulento produce más arrastre de fricción, pero lleva más resistencia a la separación del flujo. Cada generador de vórtices crea un muy delgado hilado de vórtices en la punta superior que lleva mayor energía e ímpetu a la capa límite. Esta energía por su parte crea la turbulencia que retrasa la separación.

Son varias las formas y diseños que se pueden usar a fin de generar vórtices para mejorar las condiciones de la capa límite. No existe un único diseño, en cada caso particular se pueden implementar diferentes geometrías del VG, no obstante es importante escoger bien el tipo de generador para que su función sea más eficiente. En la siguiente figura se puede observar diferentes modelos de VG. (Queralt, 2017)

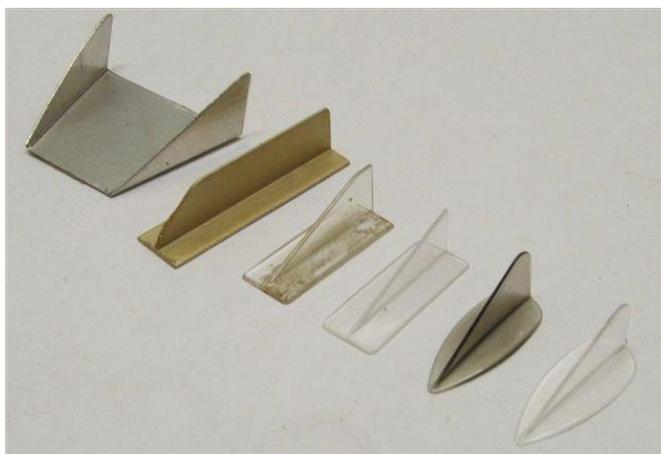


Figura 4. Tipos de generadores de vórtice

Fuente: Diferentes tipos de VG. Referencia:

http://www.stolspeed.com/uploads/images/All_VGs_2.jpg

Lo generadores de vórtice más utilizados son los siguientes:

Airtab, Un Airtab es un generador de vórtices de tipo espoleta, se diseña especialmente para disminuir el arrastre aerodinámico de los remolques del tractor. Los Airtabs se fabrican de modo que el dispositivo se extiende fuera de la capa límite sin ningún borde puntiagudo. Son aproximadamente unos 25mm de alto, 100mm de largo, y 125mm de ancho

Aleta, el generador de vórtices tipo aleta son aquellos que la parte que se levanta forma exactamente 90 grados con la superficie plana. Un dispositivo de vórtices tipo aleta como bien su nombre indica tiene una forma que recuerda a una aleta de tiburón.

El siguiente tipo de generador de vórtices son los llamados delta. Este tipo de generador provoca que se pueda extender la capa límite sin crear demasiado arrastre ya que carece de mucha superficie para ello. La punta del extremo es todo lo que necesita prácticamente para generar el remolino o vórtice. Es relativamente grueso en comparación con los similares a este tipo (5mm), pero sigue la misma regla que el generador de vórtices anterior donde la longitud es dos veces la altura. Estos generadores de vórtices son fáciles de fabricar y proporcionan un vórtice sustancial en la punta.

Finalmente el Rectangular que fue el escogido para ser instalado El generador de vórtices rectangular es simplemente una placa plana en la cual la zona perpendicular se puede montar en la dirección paralela al fluido o con una cierta orientación. Si hay un ángulo, los generadores de vórtices pueden compartir el mismo ángulo, o cada pareja de generadores se pueden montar en un ángulo igual pero opuesto que generalmente es de 20 grados. Este tipo de generador de vórtices se utiliza sobre todo si la referencia que se tiene es el grosor de la capa límite que es el presente caso de estudio. Son eficaces en el control de la separación usando un flujo localizado en una corta distancia, además generan una pequeña cantidad de arrastre debido a su talla. su Altura es la altura de la capa límite, su largo es dos veces la altura y unos 2mm de grueso. (Velte, (2009))

3.4. Características ULTRALIVIANO TIPO TRIKE AERONATION BODY CLIPPER 912 HJ-103:

El ultraliviano TRIKE AERONATION BODY CLIPPER 912 HJ-103 es de fabricación Francesa por parte de la compañía Aircreation que fundada desde 1982 y a la fecha a producido y vendido más de 5500 ultralivianos a lo largo de todo el mundo, lo mas atractivo de este tipo de modelo de ultraliviano es su bajo costo, peso y versatilidad de operación sus características de vuelo son las siguientes:

Trike	Clipper 912
MTOW	450 kg
Empty weight	219 kg
Stall speed	62 km/h
Minimum speed	65 km/h
VNE	165 km/h
Climb rate	4.2 m/s
Max L/D ratio	8.5

Tabla 1. Características generales Clipper 912

Fuente: POH Clipper 912 GDMUIX13-2G Versión 0020

Como el ultraliviano está conformado por dos partes principales que son el Ala delta que produce la mayor sustentación del equipo y la canastilla, que posee diferentes geometrías de igual manera los cobertores de las ruedas varían dependiendo los modelos. Diferentes operadores se han enfocado en la geometría de estos carenados para poder reducir el drag producido, dentro de las opciones más comunes se encuentran las siguientes configuraciones. (AirCréation, 2010)

Este tipo de carenado tipo winglet posee unas buenas características aerodinámicas, sin embargo su costo y peso son altos haciendolo poco atractivo.

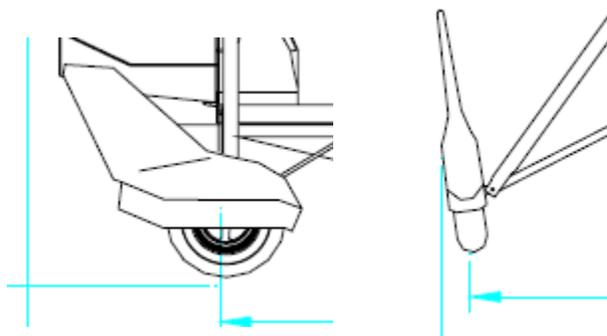


Figura 5. Carenado tipo winglet

Fuente: Instructions and Maintenance handbook clipper 912

Carenado alargado o tipo cono, la desventaja de este tipo de carenado es sufragilidad ya que para poder hacer el alargamiento en la parte de atrás se requiere omitir soportes internos para no tener adición de peso.



Figura 6. Carenado tipo cono

Fuente: <http://www.aeroexpo.online/prod/euro-fly/product-181954-18293.html>

El más común carenado usado por su peso, facilidad de instalación y precio es el simétrico y es el sometido a estudio en el presente trabajo debido a que la mayor desventaja es que su geometría si bien presenta buena aerodinámica aun puede ser mejorado en el caso del presente trabajo proponiendo la utilización de generadores de vortice, las opciones anteriores restan en peso y valor una opción viable.



Figura 7. Carenado tipo simétrico

Fuente: Autores

Algunos operadores optan de igual manera en no colocarle los carenados a las ruedas, sin embargo está comprobado que la estructura misma en conjunto con la rueda genera muchísimo más drag disminuyendo el performance del equipo significativamente, la estructura tubular a ambos lados de la canastilla también tiene unas protecciones y superficies aerodinámicas adicionales que restan la resistencia al avance. (AirCréation, 2010)

Capítulo 4

Metodología Aplicada

4.1. SELECCIÓN DE LA GEOMETRÍA:

De acuerdo al Objetivo 1. Seleccionar una configuración geométrica que sea óptima para desarrollar los vórtices que disminuirán el coeficiente de arrastre del Trike, fue necesario tener en cuenta varios aspectos. Primero la bibliografía y antecedentes disponibles de los diferentes tipos de Generadores de Vórtices utilizados en superficies aerodinámicas que existen. Primero que todo el tipo de generador de vórtice seleccionado fue el rectangular en razón a que su geometría está basada de acuerdo a los cálculos de la altura de la capa límite.

Teniendo en cuenta los datos de análisis así y aplicando la Ecuación No 2 de espesor de capa límite para flujo turbulento:

Longitud carenado (L): 0.498 m

Velocidad del aire (u) : 28.27 m/s

Densidad (ρ) : 1.191170551 kg/m³

Viscosidad dinámica (μ) : 0.000018441212 Ns/m² E-5

$$R_{ex} = \frac{\rho u L}{\mu}$$

Reynolds longitudinal: 909367.9393

Grosor Capa límite:

$$\delta = (0,37x) / (Rex^{1/5})$$

Longitud carenado (L): 0.498 m

Reynolds longitudinal (Rex): 909367.9393

$\delta = 11.84$ mm (este numero fue aproximado a 12mm para efectos de fabricación en 3D)

El motivo por el cual se realizan estos cálculos iniciales, es sustentado bajo la base que la altura del generador de vórtice debe ser la misma altura de la capa límite para que sus efectos aerodinámicos generen la mayor adherencia de la misma sobre la superficie de instalación y es nuestro punto de partida para la fabricación del mismo.

CONDICIONES DE FRONTERA PARA EL CFD Y GEOMETRIA GV		
Tempertura	23,9	°c
Presión	101500	Pa
Velocidad del aire	28.27	m/s
Densidad	1.19	kg/m ³
viscosidad dinamica	1.82.x10 ⁻⁵	Ns/m ²
Diametro transversal carenado	0.14	metros
Diametro longitudinal carenado	0.49	metros
Mitad del diámetro longitudinal del carrnado	0.24	metros
Reynolds Transversal	257471.64	N/A
Mitad del Reynolds transversal	455460.03	N/A
Reynolds logitudinal	909367.93	N/A
Mitad del Reynolds longitudinal	455460.03	N/A
Espesor de capa limite (Ecuacion 2)	11.84	mm

Tabla 2. CONDICIONES DE FRONTERA PARA EL CFD Y GEOMETRIA GV
Fuente: Datos tomados en el área de pruebas-Autores

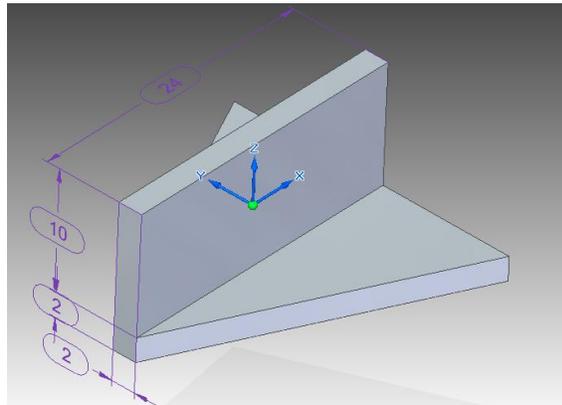


Figura 8. Dimensiones Genereador de vortice rectangular
Fuente: Autores

Una vez definida la geometría correcta para el generador de vórtice se procedió a la impresión respectiva en 3D utilizando una empresa privada con equipo de impresión 3D SR-20 el material usado para el generador de vórtice fue PLA en razón a su bajo peso y buena resistencia, estas características apropiadas para realizar las pruebas de campo y que soportara las velocidades a las cuales se harían las pruebas.

Finalmente, la orientación de los generadores de vórtice fue tomada de acuerdo a estudios anteriores en donde pruebas realizadas en geometrías similares dentro de túneles de viento daba que un ángulo de orientación No superior a 20 grados daba una mejora en la relación de CD/CL por lo cual para el análisis se tomó una orientación intercalada de 20 grados respecto al eje del carenado.

Los estudios preliminares de la utilización de generadores de vórtice en túneles de viento aplicados para diferentes perfiles han demostrado que los mejores resultados se han obtenido utilizando dicho ángulo de orientación de 20 grados en la colocación de los generadores de vórtice.

Dichos análisis puede ser analizados a profundidad en el documento de la NASA, W. Gyatt, Development and Testing of Vortex Generators for Small Horizontal, NASA CR-179514, 1986.

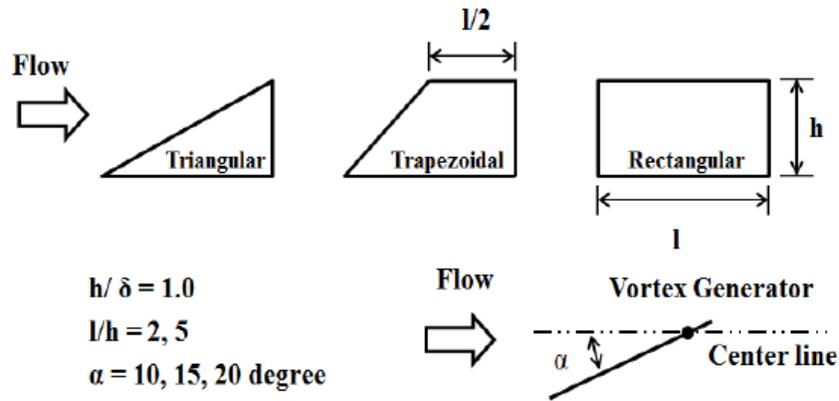


Figura 9. Comparación generadores de vortice
 Fuente: HoJoon Shim, Spain – April 6 – 8, 2017

De igual manera como se aprecia en la figura No. 9 el generador de vórtice rectangular genera mayor picos de vorticidad aumentando la rotación de las partículas fluidas siendo el mejor para ser aplicado en el proyecto.

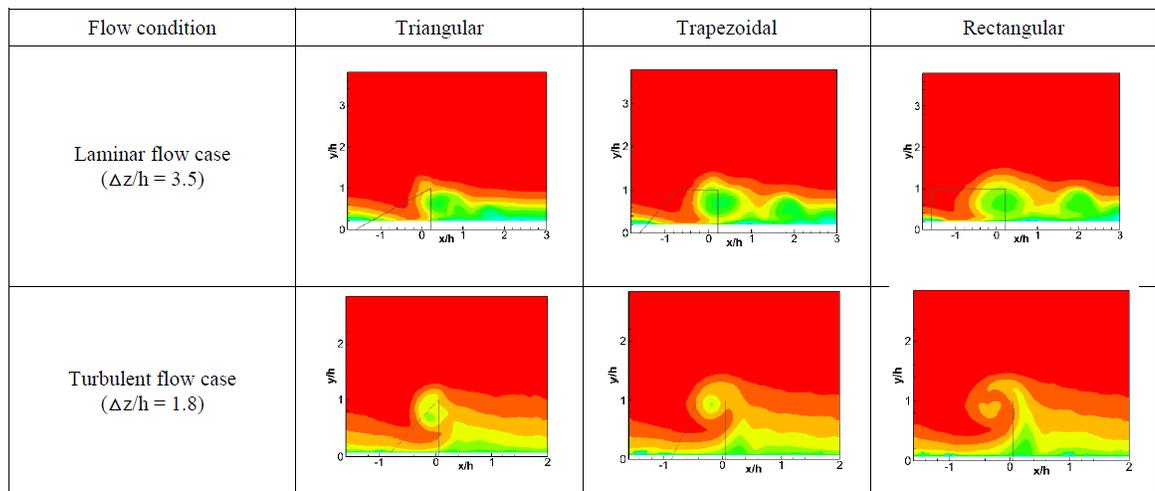


Figura 10. Comparación comportamiento generadores de vórtice
 Fuente: HoJoon Shim, Spain – April 6 – 8, 2017

4.2. EXPERIMENTACION NUMERICA:

De acuerdo al Objetivo 2. Experimentar de manera numérica el flujo de aire sobre la superficie del carenado con y sin generadores de vórtice, el siguiente paso es la descripción del proceso realizado. Se tomaron los datos necesarios para la realización del CAD representativo mediante la utilización de los manuales disponibles del Trike, así como la toma directa de las medidas que fueran requeridas. Luego de tener los datos recolectados en los manuales y bibliografía disponible se procedió a experimentar de manera numérica el flujo de aire sobre la superficie del carenado con y sin generadores de vórtice. Lo primero mencionado anteriormente fue el modelado de la geometría, el desarrollo del modelo asistido por computadora (CAD) del carenado de la ruedas del Trike, se generó por medio del Software Solid Edge ST6, a partir de los planos y especificaciones de la aeronave.

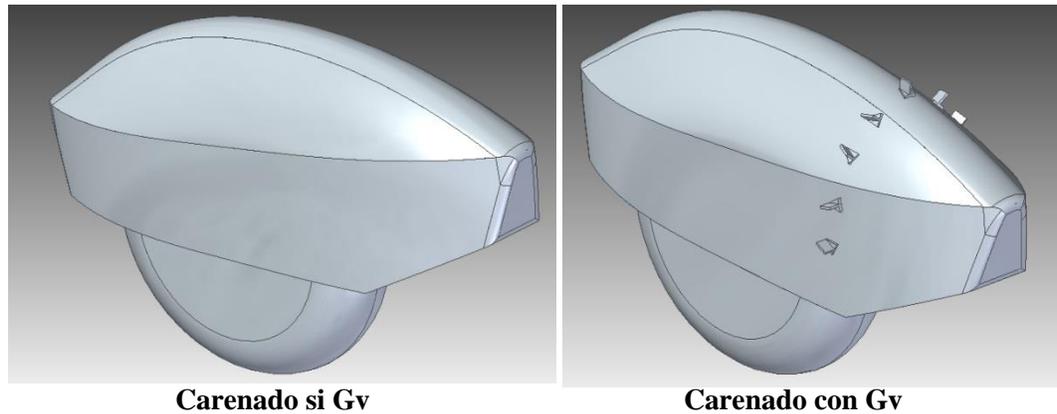


Figura 11. Carenado con y sin GV
Fuente: Autores

Una vez obtenido el sólido de experimentación se procede a realizar la configuración en el programa que se va a usar que es Ansys® versión 19.1, con el paquete Fluent® de CFD. (ANSYS, 2011)

4.2.1 PARAMETROS ANSYS:

Se debieron seguir todos los pasos con detalle con el fin de poder hacer las diferentes simulaciones en Ansys, cada parámetro es muy importante con el fin de poder lograr unos datos confiables para cada simulación.

Volumen de Control: El proceso inicia con la caracterización del volumen de control o el dominio, para este paso se debió tener en cuenta las distancias hacia las fronteras con el fin de que cada una de estas medidas no fuese a afectar directamente las lecturas de las propiedades del fluido en su simulación, de igual manera fue necesario tomar como guía estudios preliminares de sistemas de aterrizaje. (S. Redonnet, 2017)

El punto clave de referencia es el diámetro total de la figura en el caso del presente trabajo es el carenado y particularmente la rueda del equipo, este debió quedar a 6 diámetros de la pared frontal y hacia cada uno de los lados y en la parte posterior 14 veces el diámetro con esto se logra que ninguna fuerza aplicada afecte las lecturas sobre el sólido.

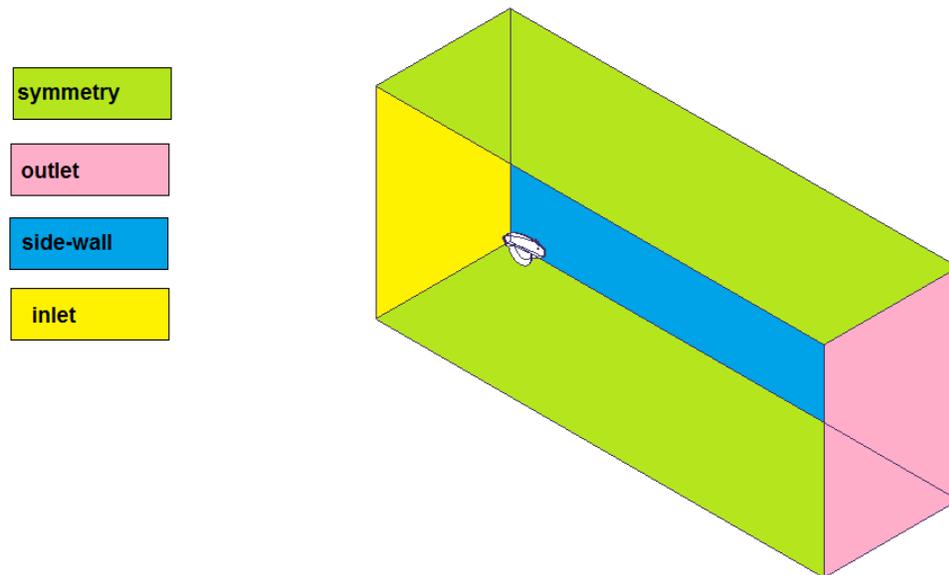


Figura 12. Dimensiones Volumen de Control
Fuente: Autores

Un punto importante referente a los análisis a realizar es que se dividió el volumen de control a la mitad teniendo en cuenta la simetría del objeto, con esto se logró disminuir la carga sobre el proceso ya que entre más grande el volumen mayor el requerimiento de hardware para correr las simulaciones.

Malla: Se realizaron diferentes mallas para cada caso, teniendo en cuenta que se deben hacer dos simulaciones, una con un sólido sin generadores de vórtice y la otra con los generadores de vórtice instalados la referencia principal era lograr la mejor discretización de la malla teniendo en cuenta los diferentes parámetros disponibles y variando en cada escenario para lograr el punto máximo de calidad. El programa posee varias opciones para la calidad de la malla, Skewness, este parámetro tiene en cuenta la desviación que tiene la malla con la figura geométrica que representa la malla, fijándose en los ángulos de los vértices. Cuanto menor sea el parámetro, mejor será la malla. También se ha utilizado el parámetro Orthogonal Quality, como mayor sea este parámetro mayor calidad presentará el mallado. Es importante tener en cuenta que variando cada variable el número de elementos de la malla va aumentando o disminuyendo, entre mayor sea el número de elementos más cercanos serán los resultados, pero de igual manera teniendo en cuenta que es un método numérico la base de los cálculos tener un número alto de elementos aumentará de igual manera el tiempo de computación, entonces la limitante será la capacidad de hardware disponible en los equipos de cómputo. Se utilizó de igual manera la herramienta de inflación para crear

capas alrededor del sólido esto permite un análisis más refinado sobre la capa límite. En el Apéndice B se pueden identificar las diferentes mallas generadas.

Nombrado de superficies: Luego de la configuración de las diferentes mallas se procedió a nombrar cada una de las superficies del volumen de control y de igual manera del sólido, una de las características del sólido del carenado es que posee diferentes caras hacia el exterior y fue necesario seccionar estas caras y nombrarlas por separado para poder proceder al análisis.

Condiciones de frontera: Las condiciones propias de la simulación están dadas por las condiciones de prueba en el área donde se hicieron las pruebas de campo por lo cual fue necesario conseguir la información local para poder definir de igual manera dichas condiciones, densidad, temperatura, velocidad del equipo para simulaciones y pruebas de campo y la definición de los modelos de resolución, se decidió utilizar el modelo viscoso de tipo K-Epsilon. Siendo este un modelo clásico ampliamente usado y validado tomando en cuenta la energía Kinetica turbulenta y la tasa de disipación de la energía, este modelo se enfoca en los mecanismos que afectan precisamente la energía Kinetica turbulenta. Teniendo en cuenta que los generadores de vortice generan un flujo turbulento para la adherencia de la capa límite es apropiado manejar este modelo. (Malalasekera, 1995)

Para cada una de las superficies nombradas se definieron los parámetros para poder iniciar la simulación. Cabe aclarar que fue necesario hacer una simulación inicial con flujo laminar con el fin de poder obtener una gráfica de referencia para poder compararla con los datos teóricos disponibles en la literatura sobre análisis en superficies o geometrías parecidas, ya que no se contaba con datos de prueba anteriores o pruebas en túnel de viento con carenados.

Definición de Malla: A pesar de que ya se tenían las mallas definidas luego de realizar la comparación con los gráficos arrojados del análisis preliminar con flujo laminar se escogió una sola malla con la mayor cantidad de elementos para hacer las dos simulaciones con flujo turbulento con el fin de ver el comportamiento de las presiones y velocidades sobre el sólido con y sin generadores de vórtice y definir como la variación presentada en el CD afectaría teóricamente el rendimiento y tener un punto de partida para seguir con las pruebas de campo.

Simulación: Con las mallas escogidas, las condiciones de frontera definidas se procedieron a demarcar líneas simétricas sobre la superficie del carenado con el fin de poder configurar el sistema y poder obtener en el post proceso la información requerida de las fuerzas sobre el sólido.

Ya se había seleccionado el método de resolución con K-Epsilon mencionado anteriormente ideal para casos de capa límite, en el Apéndice D se adjunta la tabla con las diferentes configuraciones realizadas para poder obtener las gráficas comparativas confiables. Inicialmente se habían tomado 10 mil iteraciones como punto de partida sin embargo teniendo en cuenta la normalización de los datos a partir de 2000 iteraciones en adelante se decidió optar por dejarlo en 4 mil iteraciones para la solución.

Post Proceso: luego de correr la simulación con las mallas escogidas y las condiciones finales establecidas se procedió a generar sobre la superficie del carenado 6 líneas de referencia para la toma de datos y ver el comportamiento de las variables de análisis en cada punto. Como la idea principal es compararla con lo que se realizaría en la prueba de campo esto mismo se hizo en uno de los carenados. Se grafico cada una de las variables obtenidas en el punto donde se colocó cada línea. De igual manera se fueron variando las características de estas líneas de referencia ya que inicialmente se habían tomado líneas rectas a partir de la superficie con un tamaño significativo, pero las gráficas resultantes no mostraban datos confiables así fue entonces como finalmente se evidencio que colocando las líneas perpendiculares y a la altura promedio de la capa limite los resultados se normalizaban y las gráficas se podían analizar ya que daban datos reales de comportamiento y tendencia aplicables.

4.3. PRUEBAS DE CAMPO:

De acuerdo con el Objetivo 3. Someter el ultraliviano tipo TRIKE AERONATION BODY CLIPPER 912 HJ-103 a pruebas de campo con el fin de obtener una imagen visual del comportamiento del fluido sobre el carenado con y sin generadores de vórtice

Se planifico con anticipación una matriz de experimentos Apéndice A para la realización de las pruebas de campo. Lo primero fue el desplazamiento al municipio de Roldanillo-Valle. Finca Arcoíris vía la Unión Valle del Cauca con el equipo de trabajo.

Alistamientos iniciales: Con el fin de realizar las pruebas de campo inicialmente se verificaron los equipos de video y fotografía que estuvieran funcionando debidamente. Posterior a esto se evidencio físicamente en el TRIKE AERONATION BODY CLIPPER 912 HJ-103 los puntos de sujeción para las cámaras, los ángulos de video del operario de cámara durante los vuelos.

Alistamiento carenado para vuelo inicial: Con el fin de poder evidenciar el desplazamiento del fluido sobre la superficie (Capa limite) se colocó sobre el carenado izquierdo seis cintas con laminillas de lana mercerizada espaciadas entre si desde la punta frontal del carenado hasta su parte posterior, coincidiendo con las líneas de referencia trazadas en la simulación con Ansys.

En el carenado del lado derecho se colocaron solamente dos cintas en la parte posterior y borde de salida, la idea principal era evidenciar si el grosor de la cinta utilizada variaba el comportamiento de la capa limite.



Figura 13. Instalacion laminillas lana mercerizada
Fuente: Autores

Vuelo inicial: A las 7:00 am del día de las pruebas y luego de preparar el Trike para su vuelo verificando con detalle en conjunto con el piloto y pasajero, la seguridad del equipo se realizó el briefing indicando como seria el desarrollo del mismo, durante la etapa de despegue, posterior ascenso y luego vuelo recto y nivelado para hacer la toma de los registros videográficos y fotográficos. Se procedió al alistamiento final y la realización del vuelo, la meta principal del vuelo inicial era identificar el punto donde se desprendía la capa límite con el fin de instalar los generadores de vórtice en dicho punto.

El vuelo se realizó a la perfección y posterior del aterrizaje se verificaron en los equipos de video el punto para la instalación de los generadores de vórtice; teniendo en cuenta la premura de hacer los vuelos en las mismas condiciones se procedió a la instalación de los generadores de vórtice directamente en la cabecera de la pista teniendo especial cuidado de colocarlos en los ángulos adecuados en ambos carenados y en la distancia evidenciada visualmente.



Figura 14. Instalacion generadores de vortice
Fuente: Autores

Vuelo con Generadores de Vórtice: Una vez instalados los generadores en el carenado se procedió a realizar el vuelo numero dos con la confirmación del piloto de realizarlo a la misma altura y misma velocidad para mantener la homogeneidad en la muestra, al final del segundo vuelo se verificaron las tomas en los equipos de video y fotográficos para proseguir con el análisis de la información tomada.

Capítulo 5

5 Análisis y Resultados

5.1. DATOS CFD

Uno de los primeros resultados obtenidos fueron las gráficas de CP – distancia en el sólido con y sin generadores de vórtice, en ambas graficas se evidencia el comportamiento del CP a lo largo del solido en la imagen de la izquierda (sin Generadores de vórtice) se evidencia el punto de ubicación de la perdida de capa limite en la ubicación 0,35m aproximadamente, debido a que en este punto evidenciado en la gráfica el CP empieza a aumentar de manera significativa suponiendo el desprendimiento de la capa limite. En la imagen de la derecha (con Generadores de vórtice) se ve e cambio brusco en la ubicación del generador y así mismo el comportamiento turbulento pero homogéneos después del generador.

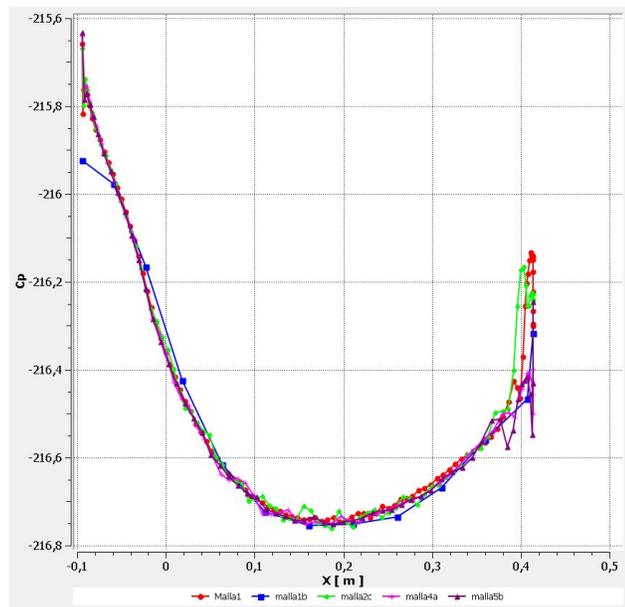


Figura 15. Cp vs Distancia

Fuente: Autores

A pesar de obtener valiosa información en estas graficas fue necesario tomar los datos generados en las simulaciones de cada malla para CD y número de elementos con el fin de mirar el comportamiento del CD y verificar si había alguna tendencia de normalización para poder definir la malla adecuada para realizar los análisis posteriores, de acuerdo a la información obtenida en el siguiente grafico entre más alto el número de elementos más normalizado está el CD por lo tanto se escogió la malla con más elementos en nuestro caso la malla No 2c. para proseguir con la simulación de flujo turbulento.

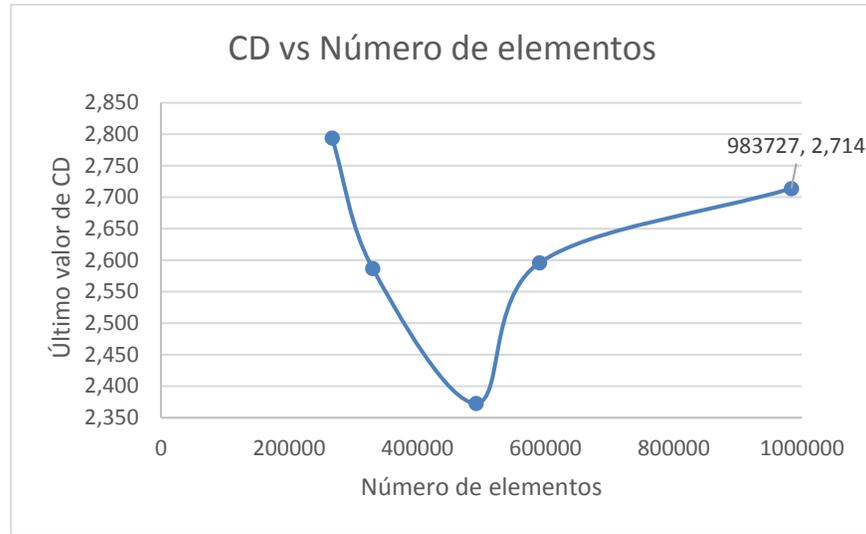


Figura 16. CD vrs Numero de elementos por malla

Fuente: Autores

Análisis de resultados simulación con malla escogida: la Malla escogida fue la Malla 2c del Apéndice B, la cual contenía 985.000 elementos, para proceder a realizar la simulación con y sin generadores de vórtice para flujo turbulento. Inicialmente se configuraron las condiciones de frontera y parámetros de simulación iguales que para el flujo laminar sin embargo las gráficas iniciales obtenidas no mostraban datos coherentes para analizar por lo tanto se empezaron a ajustar los parámetros para poder normalizar los resultados y poder generar unas graficas de comparación para análisis.

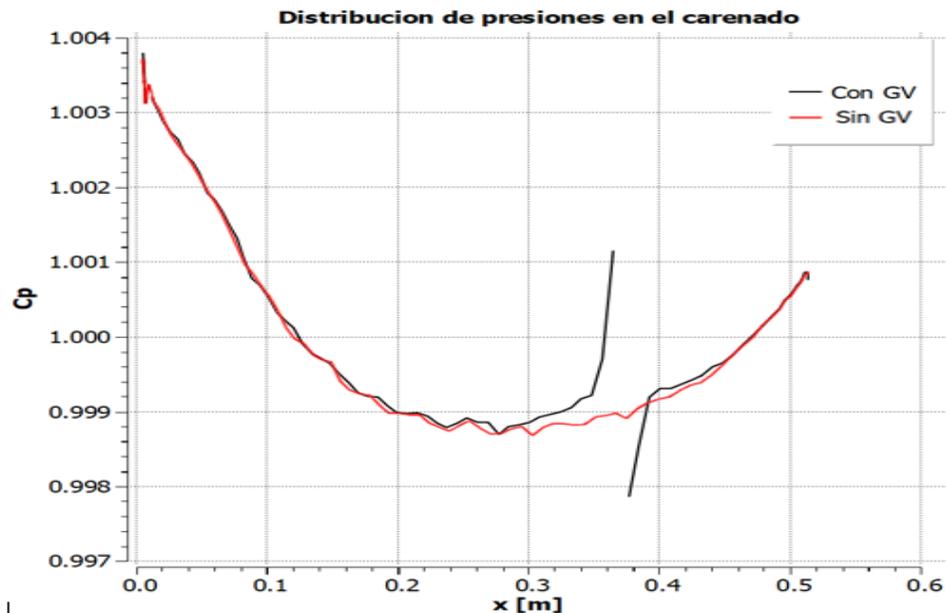


Figura 17. CP Comparativo con y sin GV-Flujo Turbulento

(Serie 1 sin GV-Serie 2 Con GV)

Fuente: Autores

Con la gráfica anterior se puede evidenciar que el coeficiente de presión para el sólido con generador de vórtice instalado es mayor en el punto de colocación de generador y su distancia posterior con lo cual se deduce una disminución en su índice de CD.

Con el fin de poder tener una mejor visualización del comportamiento del fluido a lo largo del carenado se hicieron las líneas de referencia en el postproceso mencionado anteriormente. Las gráficas encontradas en cada punto están referenciadas en el Apéndice C. Con las gráficas obtenidas se identifica que la velocidad del fluido después del generador de vórtice aumenta suponiendo una mayor turbulencia y así mismo una pérdida de la capa límite más lenta al final de la superficie

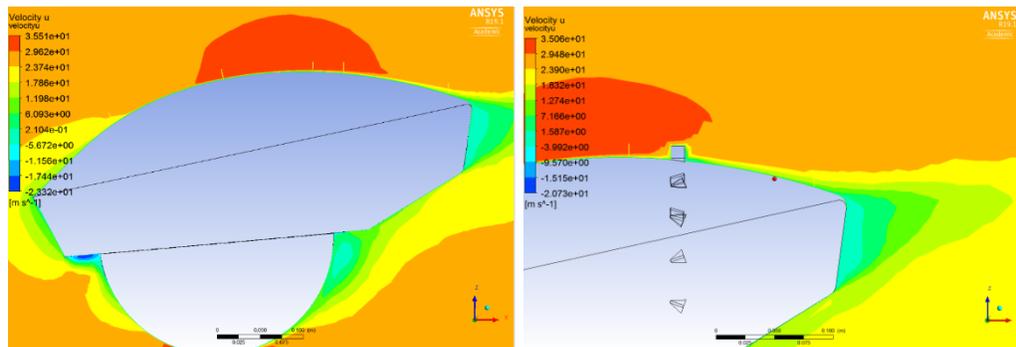


Figura 18. Velocity u Comparativo con y sin GV-Flujo Turbulento
Fuente: Autores

Apéndice C: En este se observan el comportamiento de la velocidad del aire a lo largo de la superficie del carenado, observado en cada punto seleccionado para la colocación de las 6 líneas por lo tanto cada grafica presenta Velocidad vs. distancia. Para la línea No. 1 se observa como la velocidad se comporta de manera similar en ambos casos ya que tienen las mismas condiciones y características al inicio del carenado. Las líneas No. 2, 3 y 4 tienen una tendencia homogénea donde la velocidad al final alcanza la velocidad del aire en el experimento 28.27 m/s y en su desplazamiento va aumentando la velocidad hasta que la altura supera la capa límite. La línea No. 5 es donde están colocados los generadores de vórtice por lo tanto la velocidad en este punto para el caso con generadores instalados aumenta de manera estable en el mismo punto demorando su desprendimiento de capa límite, finalmente en la línea No. 6 es más observable como en el caso con el generador de vórtice instalado la capa límite se mantiene más tiempo sobre la superficie del sólido y ya al final los dos casos vuelven a ser homogéneos.

Como se aprecia en la Figura 18 que corresponde a la línea 5 sobre el carenado, y teniendo en cuenta lo mencionado por (Anderson, Introduction to Flight, 2000) el perfil de velocidades en la capa límite va variando desde la superficie hasta el límite de la capa donde este es mayor y luego de su desprendimiento es igual a la velocidad del fluido. La pendiente de la grafica del carenado con generadores de vortices es mayor manteniendo el flujo turbulento después del generador y retardando la pérdida de la capa límite.

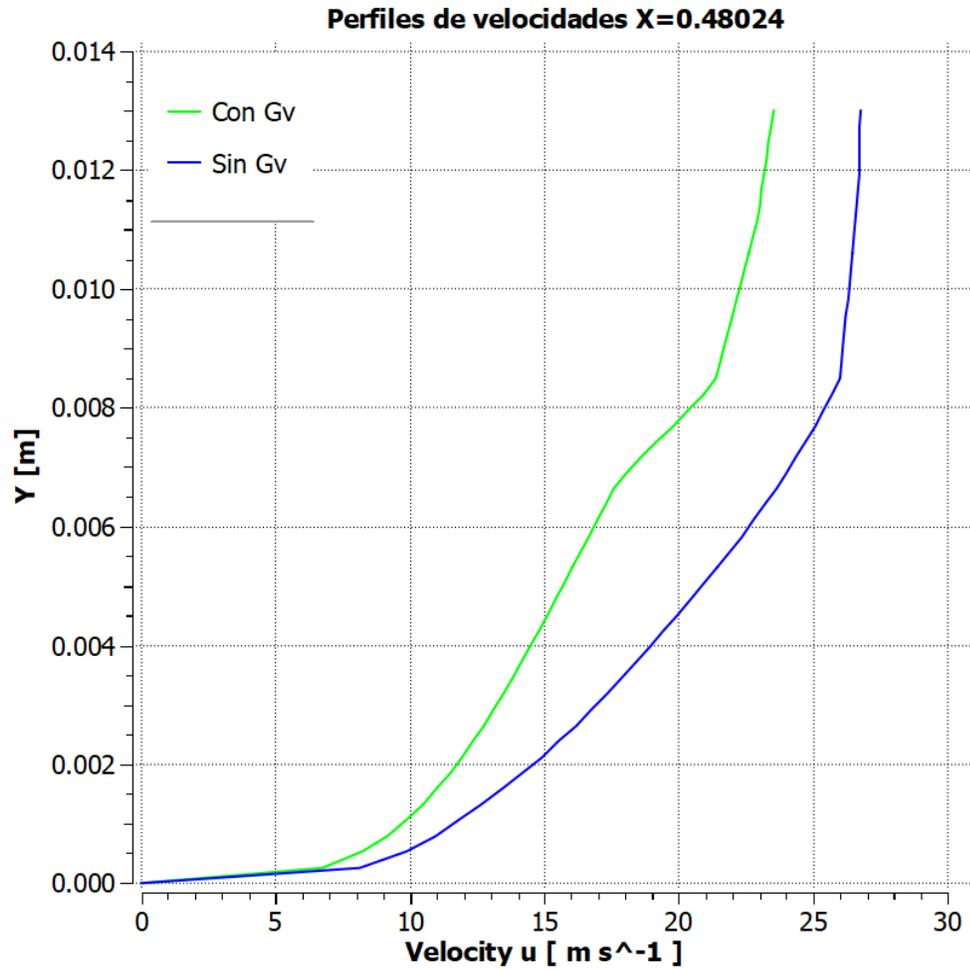


Figura 19. Perfil de velocidad Línea 5 Flujo Turbulento
Fuente: Autores

De igual manera se realizaron las comparaciones de presión sobre el carenado en las diferentes líneas de referencia identificando una disminución en la presión justo después donde se instalaron los generadores de vórtice para la simulación con flujo turbulento.

5.2. PRUEBA DE CAMPO

Durante el primer vuelo y luego de analizar lo videos se pudo identificar el área donde se desprendía la capa limite, fue una prueba muy positiva y luego del aterrizaje se procedió a la instalación de los generadores de vórtice. Comparando la información dada en las gráficas anteriores se puede ver que tanto en CFD como en la prueba de campo se pudo identificar claramente la ubicación de perdida de la capa limite y la mejor ubicación para la instalación de los generadores de vórtice.

Es importante entender que debido a la premura en la realización de las pruebas de campo para poder mantener las mismas condiciones de los vuelos la instalación de los generadores de vórtice pudieron haber quedado un poco corridos hacia atrás o delante del punto de referencia, pero finalmente el ejercicio se cumplió de buena manera y se logro evidenciar físicamente el comportamiento debido de la capa limite.



Figura 20. Vuelo #1 imagen carenados
Fuente: Autores

Con los generadores de vórtice ya instalados adicional de los ajustes necesarios a los equipos de grabación se procedió a la realización del siguiente vuelo con el fin de evidenciar cual sería el comportamiento de la capa limite a lo largo de la superficie del carenado, se pudo evidenciar que el comportamiento del fluido después de los generadores de vórtice observando las láminas de lana mercerizada, donde se observo un comportamiento mucho más homogéneo y recto en el movimiento de las laminillas suponiendo un flujo turbulento pero firme considerando una fijación más firme de la capa limite sobre la superficie del carenado hasta el final de la misma.



Figura 21. Vuelo # 2 Comportamiento Capa limite con GV instalados
Fuente: Autores

Es importante aclarar que se tenían dos tipos de lana mercerizada una de características mas delgada y que inicialmente se pensaría podría ofrecer una mejor visión del comportamiento de la capa limite ya que ofrecería menos rigidez a la hora del paso del aire sobre ella, sin embargo ya una vez realizando las pruebas se pudo comprobar que la lana mercerizada de mayor calibre es mucho mejor, la presión debida que ejerce el aire sobre la lana más gruesa facilita la observación, adicionalmente debido a la turbulencia las laminillas tienden a enredarse por lo que una lana más firme disminuye esa variable.

Conclusiones y Recomendaciones

- La geometría del sólido en análisis juega un papel muy importante, durante su caracterización en Solid Edge se identificaron los diferentes ángulos, caras y demás características propias del sólido que deben ser discretizadas lo mejor posible con el fin de facilitar su manipulación durante las simulaciones para el CFD, de igual manera lograr la simetría en su volumen para facilitar a la hora de los cálculos la división para el volumen de control.
- La definición del volumen de control fue el adecuado ninguno de los datos obtenidos en las simulaciones se vio afectado por las fronteras trazadas ya que el fluido se desplazó libremente afectando solamente al sólido y logrando una lectura adecuada de los resultados.
- Teniendo en cuenta que Ansys es un software para la resolución de fenómenos como el presentado, se debe tener en cuenta que la obtención de la malla es un procedimiento más complejo de lo que parece. No se puede mallar de cualquier manera y todas las geometrías de igual forma. La calidad de la malla ayuda a un mejor procesado de la geometría y a la obtención más realista de la solución del problema, por lo que es interesante conocer los parámetros que afectan a su calidad y tratar en lo posible realizar los ajustes necesarios de estos parámetros disponibles para obtener la solución más adecuada.
- Se sugeriría para análisis posteriores a este trabajo tratar de discretizar el mallado con un número mayor de elementos, para eso se debe tener en cuenta que el hardware de los equipos de cómputo a utilizar deben tener un mayor performance para que los tiempos de simulación no sean muy altos.
- Tanto en el CFD como en la prueba de campo se evidenció el punto de pérdida de la capa límite facilitando la ubicación de los generadores de vórtice, sería interesante poder llevar el experimento a un modelo a escala en el túnel de viento para poder corroborar numéricamente con el CFD para poder validar los resultados numéricos de este trabajo de grado.
- Se pudo evidenciar tanto en el CFD como en las pruebas de campo mediante las laminillas de lana mercerizada que los generadores de vórtice mejoran la aerodinámica del carenado retrasando la pérdida de la capa límite de la superficie aumentando en cierta medida la turbulencia del flujo de aire posterior a los generadores y fijando la capa límite hasta el final de la misma. Debido a lo sugerido para análisis de capa límite en documentos de referencia se utilizaron generadores rectangulares, sería interesante probar otras geometrías en los generadores en análisis posteriores y verificar si el comportamiento es similar.

Bibliografía

1. Velte, C. M., Hansen, M. O. L., George, W. K., & Meyer, K. E. (2009). Characterization of Vortex Generator Induced Flow. Kgs. Lyngby, Denmark: Technical University of Denmark (DTU). (DCAMM Special Report).2009
2. Pouplana Queralt (2017). Diseño de un generador de vórtices. Escola Tècnica Superior d'Enginyeria Industrial de Barcelona. España 2017
3. S. Redonnet , S.BenKhelil,J.Bulté,G.Cunha (2017) Numerical characterization of landing gear aeroacoustics using advanced simulation and analysis techniques. ONERA, The French Aerospace Lab, Châtillon F-92322, France 2017
4. Taro Imamura a,b,*, Tohru Hirai c, Kazuhisa Amemiya. (2010) Aerodynamic and Aeroacoustic Simulations The University of Tokyo, 7-3-1, Bunkyo-ku Hongo, Tokyo, 113-8656, JAPAN 2010
5. John D. Anderson Jr., Aircraft Performance and Design, WCB/McGraw-Hill, 1999.
6. John D. Anderson Jr., Fundamentals of Aerodynamics, 3rd ed., McGraw-Hill, 2001.
7. ANSYS Inc. ANSYS Help Manual, Release 14.0, 2011.
8. AirCréation always an ultralight ahead. aircreation.fr. Retrieved September 5, 2010.
9. Malalasekera, H. V. (1995). An Introduction to computational Fluid Dynamics . New York: Longman Scientific & Technical 1995
10. W. Gyatt, Development and Testing of Vortex Generators for Small Horizontal, NASA CR-179514, 1986
11. HoJoon Shim, JongSung Lee, Hoon Chae, Seung-O Park. Wake Characteristics of Vane-Type Vortex Generator. Proceedings of the 2nd World Congress on Momentum, Heat and Mass Transfer Barcelona, Spain – April 6 – 8, 2017

Página dejada en blanco intencionalmente.

Apéndice A

Matriz de experimento

1. Llegar a lugar predestinado Roldanillo-Valle pista de aterrizaje el colibrí 4°24'49"N 76°09'17".
 2. Evaluar las condiciones ambientales, verificar que no haya vientos fuertes y corroborar que existan bajas probabilidades de lluvia.
 3. Alistamiento de Trike para vuelos.
 4. Instalación de equipos de grabación
 5. Instalación de las fibras de algodón mercerizado.
 - a. Distribuir 15 fibras de 12 cm de largo, a lo ancho del carenado.
 6. Realización del vuelo sin Gv
 7. Finalización del vuelo sin GV
 8. Instalación de los gv en los carenados de las ruedas del ultraliviano tipo TRIKE
 9. Alistamiento de Trike para vuelos con Gv.
 - a. distribuir los Gv a lo ancho del carenado, manteniendo la distancia de separación de 6 mm entre dos pares de Gv, con un ángulo de 20° para cada uno.
 10. Realización del vuelo con Gv
 11. Finalización vuelo con Gv.
 12. Desmonte de equipos.
 13. Análisis de la información.
- Fin de la actividad

Toma de Datos Sin Generadores de Vórtices.		
Fecha: 14/10/2018		Hora: 6:46 am
Vuelo	1	
Ascenso	4500 ft	
Velocidad equivalente.	50-54	
Altitud crucero	4500 ft	
Combustible inicial	30 lt	
Temperatura ambiente (OAT)	28.27	
RPM		
combustible final	5 lt	
Toma de Datos Con Generadores de Vórtices.		
Fecha: 14/10/2018		Hora: 7:17 am
Vuelo	1	2
Ascenso	4500 ft	4500 ft
Velocidad equivalente	50-54	50-54
Altitud crucero	4500 ft	4500 ft
Combustible inicial	30 lt	
Temperatura ambiente (OAT)	28.06	28.06
RPM		
combustible final	5 lt	5 lt

Apéndice B

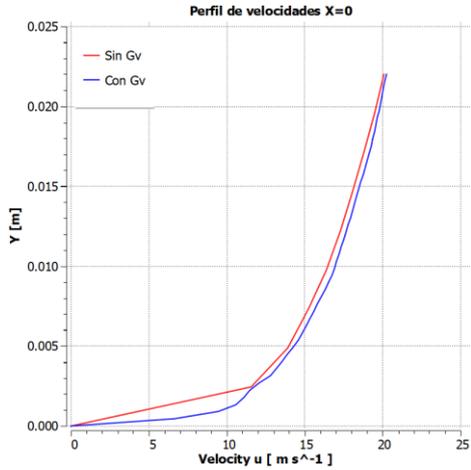
Independencia de Mallas

		QUALITY (MESH METRIC)				CURVATURE NORMAL	MAXIMUM LAYER OF	STATISTICS		ELEMENT SIZE	SIZE FUNCTION
		MESH METRIC	MIN	MAX	AVERAGE	ANGLE	INFLATION	Nodes	Elements		
MALLA 1	a	Orthogonal quality	0,17235	0,99312	0,76622	10°	10	86214	330346	0,08	curvature
		skewness	6,36E-04	0,82765	0,23236	10°	10	86214	330346	0,08	curvature
	b	Orthogonal quality	1,69E-03	0,99488	0,76719	10°	10	93620	491689	0,05	curvature
		skewness	1,54E-04	0,99831	0,23127	10°	10	93620	491689	0,05	curvature
	c	Orthogonal quality	5,37E-02	0,99515	0,76751	10°	10	159563	843779	0,04	curvature
		skewness	9,47E-05	0,94634	0,23107	10°	10	159563	843779	0,04	curvature
MALLA 2	a	Orthogonal quality	0,16457	0,99275	0,76217	12°	12	79506	302593	0,08	curvature
		skewness	5,56E-04	0,82937	0,23597	12°	12	79506	302593	0,08	curvature
	b	Orthogonal quality	1,63E-01	0,9934	0,76712	12°	12	141468	635274	0,05	curvature
		skewness	9,41E-05	0,82903	0,23123	12°	12	141468	635274	0,05	curvature
	c	Orthogonal quality	1,53E-01	0,99648	0,76738	12°	12	206061	983727	0,04	curvature
		skewness	3,11E-04	0,84728	0,2311	12°	12	206061	983727	0,04	curvature
MALLA 3	a	Orthogonal quality	5,98E-02	0,9916	0,75839	14°	14	74376	283203	0,08	curvature
		skewness	6,26E-04	0,83263	0,2389	14°	14	74376	283203	0,08	curvature
	b	Orthogonal quality	1,25E-01	0,99453	0,76502	14°	14	136636	617113	0,05	curvature
		skewness	5,90E-04	0,84658	0,23294	14°	14	136636	617113	0,05	curvature
	c	Orthogonal quality	1,23E-01	0,99437	0,76605	14°	14	200865	964158	0,04	curvature
		skewness	2,92E-04	0,8396	0,23218	14°	14	200865	964158	0,04	curvature
MALLA 4	a	Orthogonal quality	4,52E-02	0,99214	0,7547	16°	16	69812	266987	0,08	curvature
		skewness	5,30E-04	0,83913	0,24098	16°	16	69812	266987	0,08	curvature
	b	Orthogonal quality	0,04515	0,99442	0,76315	16°	16	132240	601324	0,05	curvature
		skewness	0,00009	0,83674	0,23412	16°	16	132240	601324	0,05	curvature
	c	Orthogonal quality	4,39E-02	0,9952	0,76481	16°	16	196598	948697	0,04	curvature
		skewness	3,12E-04	0,84921	0,23301	16°	16	196598	948697	0,04	curvature
MALLA 5	a	Orthogonal quality	3,18E-02	0,99076	0,75049	18°	18	67378	257109	0,08	curvature
		skewness	3,39E-04	0,84757	0,243	18°	18	67378	257109	0,08	curvature
	b	Orthogonal quality	3,18E-02	0,99392	0,76294	18°	18	129637	590588	0,05	curvature
		skewness	1,79E-04	0,83936	0,23341	18°	18	129637	590588	0,05	curvature
	c	Orthogonal quality	3,14E-02	0,99474	0,76494	18°	18	193709	936795	0,04	curvature
		skewness	2,74E-04	0,84318	0,23227	18°	18	193709	936795	0,04	curvature

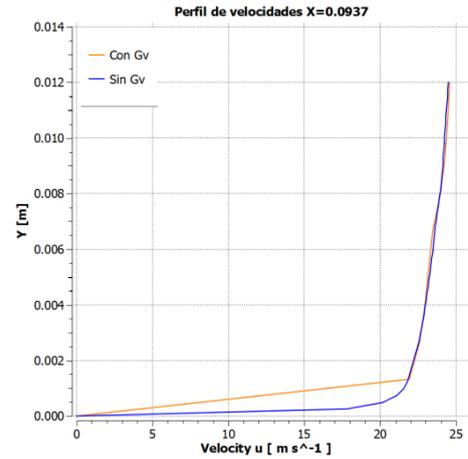
Apéndice C

Graficas Simulación turbulenta

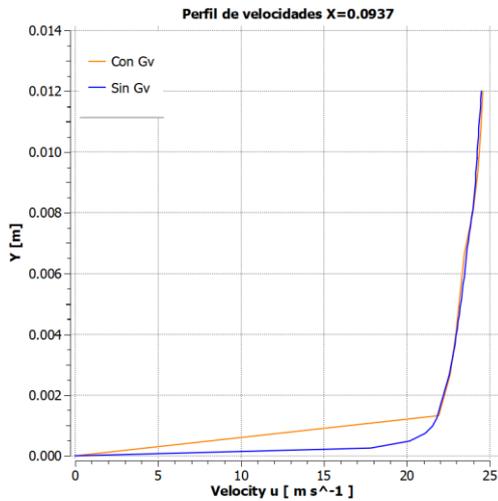
Línea 1



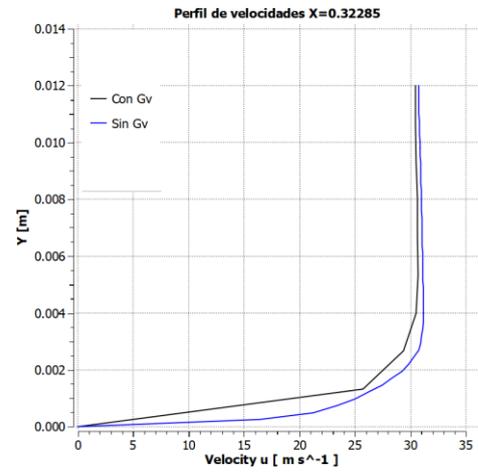
Línea 2



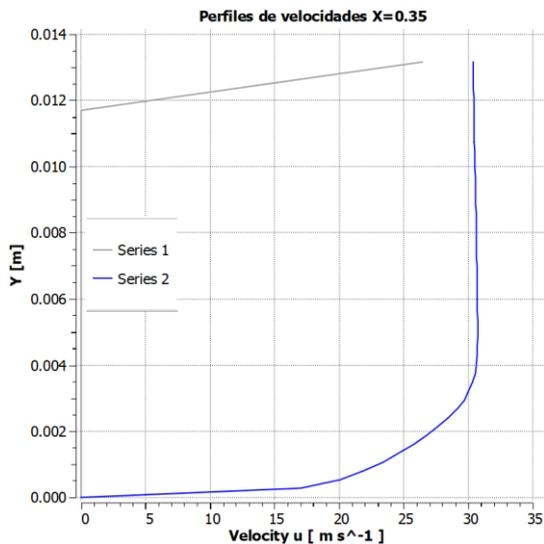
Línea 3



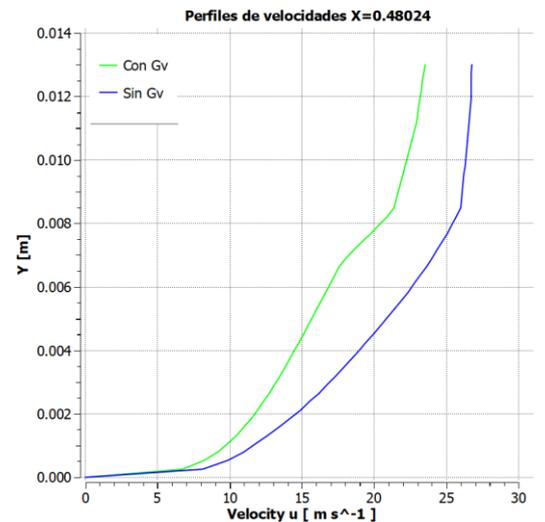
Línea 4



Línea 5



Línea 6



Configuración final Mallas

MALLAS		BOUNDARY CONDITIONS										Discretización				Observaciones	
simulación	simulación	arriba	casco	tapa	rueda	inlet	outlet	side-wall	simmetry	operating conditions	Discretización	inicialización	iteraciones	Residuales	Observaciones		
1	1a	1	1	1	1	velocity inlet-28,06 (m/s)	pressure outlet-0	simmetry	simmetry	101500 (pa)	Default	Hybrid	1000	1.00E-04			
	1b	1	1	1	1	velocity inlet-28,06 (m/s)	pressure outlet-0	simmetry	simmetry	101500 (pa)	Default	Hybrid	1000	1.00E-04			
	1c	1	1	1	1	velocity inlet-28,06 (m/s)	pressure outlet-0	simmetry	simmetry	101500 (pa)	Default	Hybrid	1000	1.00E-04			
2	2a	1	1	1	1	velocity inlet-28,06 (m/s)	pressure outlet-0	simmetry	simmetry	101500 (pa)	Default	Hybrid	1000	1.00E-04			
	2b	1	1	1	1	velocity inlet-28,06 (m/s)	pressure outlet-0	simmetry	simmetry	101500 (pa)	Default	Hybrid	1000	1.00E-04			
	2c	1	1	1	1	velocity inlet-28,06 (m/s)	pressure outlet-0	simmetry	simmetry	101500 (pa)	Default	Hybrid	1000	1.00E-04			
3	3a	1	1	1	1	velocity inlet-28,06 (m/s)	pressure outlet-0	simmetry	simmetry	101500 (pa)	Default	Hybrid	1000	1.00E-04			
	3b	1	1	1	1	velocity inlet-28,06 (m/s)	pressure outlet-0	simmetry	simmetry	101500 (pa)	Default	Hybrid	1000	1.00E-04			
	3c	1	1	1	1	velocity inlet-28,06 (m/s)	pressure outlet-0	simmetry	simmetry	101500 (pa)	Default	Hybrid	1000	1.00E-04			
4	4a	1	1	1	1	velocity inlet-28,06 (m/s)	pressure outlet-0	simmetry	simmetry	101500 (pa)	Default	Hybrid	1000	1.00E-04			
	4b	1	1	1	1	velocity inlet-28,06 (m/s)	pressure outlet-0	simmetry	simmetry	101500 (pa)	Default	Hybrid	1000	1.00E-04			
	4c	1	1	1	1	velocity inlet-28,06 (m/s)	pressure outlet-0	simmetry	simmetry	101500 (pa)	Default	Hybrid	1000	1.00E-04			
5	5a	1	1	1	1	velocity inlet-28,06 (m/s)	pressure outlet-0	simmetry	simmetry	101500 (pa)	Default	Hybrid	1000	1.00E-04			
	5b	1	1	1	1	velocity inlet-28,06 (m/s)	pressure outlet-0	simmetry	simmetry	101500 (pa)	Default	Hybrid	1000	1.00E-04			
	5c	1	1	1	1	velocity inlet-28,06 (m/s)	pressure outlet-0	simmetry	simmetry	101500 (pa)	Default	Hybrid	1000	1.00E-04			
TURBULENTO																	
MALLAS	simulación	Fluido	arriba	casco	tapa	rueda	inlet	outlet	side-wall	simmetry	operating conditions	Discretización	inicialización	iteraciones	Residuales	Solver	Observaciones
2 c	1	turbulento ; k-epsilon	1	1	1	1	velocity inlet-28,06 (m/s)	101500 (pa)	simmetry	simmetry	0	Default	Hybrid	3843	1.00E-04	2.22E+00	Basado en presión y velocidad