

RAE

1. **TIPO DE DOCUMENTO:** Trabajo de grado para optar por el título de INGENIERO AERONÁUTICO
2. **TÍTULO:** ANÁLISIS AERODINÁMICO DEL NAVIGATOR X-2 EN CFD
3. **AUTORES:** Walter Buitrago López, Andrés Mauricio Giraldo Portilla.
4. **LUGARES:** Bogotá, D.C.
5. **FECHA:** Junio 2012.
6. **PALABRAS CLAVE:** CFD, aerodinámica, Navigator X-2, volúmenes finitos, FLUENT, ICEM, CATIA.
7. **DESCRIPCIÓN DEL TRABAJO:** Anterior a la expansión de los computadores como alternativa de trabajo, las soluciones a los métodos numéricos eran realizadas a mano. A pesar de que la capacidad computacional sigue siendo una limitación, hoy es posible utilizar métodos numéricos más complejos y precisos que recrean los fenómenos físicos del flujo de fluidos; este tipo de aplicaciones es conocida como la dinámica computacional de fluidos por sus siglas en inglés (CFD). Con la implementación de estas herramientas los diferentes tipos de industrias logran un ahorro de tiempo y dinero, además que se facilitan los cambios en los diseños con gran flexibilidad y facilidad.
8. **LÍNEAS DE INVESTIGACIÓN:** Tecnología e innovación. Sub línea de Facultad de Ingeniería: Energía y vehículos. Campo temático del Programa: Diseño de vehículos aéreos.
9. **FUENTES CONSULTADAS:** Diseño y Construcción de un Vehículo Aéreo no Tripulado (UAV) Navigator X-02, Dousdebes Lloreda Camilo *et al*, Computational Fluid Dynamics, T.J Chung, Método de los elementos finitos: introducción a ANSYS, Andrés Sáez Pérez, Pilar Ariza Moreno, 16th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference, 23-26 Junio 2003, Orlando, Florida, Thirty Years Of Development and Application of CFD at Boeing Commercial Airplanes, Forrester T. Johnson, Edward N. Tinoco y N. Jong Yu.
10. **CONTENIDOS:** Se ha realizado el análisis aerodinámico del Navigator X-2 en CFD utilizando una serie de programas que parten del modelamiento de la aeronave en un programa CAD, pasando por el enmallado del dominio computacional en ICEM CFD posteriormente se realizan unas simulaciones en FLUENT la primer parte de las simulaciones comprende el análisis de sensibilidad de malla en la cual se buscó optimizar los recursos computacionales disponibles, a continuación se llevan a cabo simulaciones a diferentes ángulos de ataque para encontrar la condición de L/D máximo y CI máximo, finalmente se evalúan estos resultados utilizando el post-procesamiento de FLUENT y el programa CFD-Post, a través de contornos de coeficientes de presión, Y^+ , líneas de velocidad etc.
11. **METODOLOGÍA:** Modelamiento en CAD de la aeronave, enmallado y análisis numérico del dominio computacional.
12. **CONCLUSIONES:** Para encontrar el ángulo de ataque para la condición de coeficiente de sustentación máximo, se realizaron cinco simulaciones a diferentes ángulos de ataque. El ángulo de ataque y coeficiente de sustentación máxima obtenidos en la simulación numérica es de 16° y 1.6 respectivamente el coeficiente de sustentación máxima estimado por el análisis numérico es 10.68% más alto que el de diseño y 12.32% más alto que el calculado a partir de la información registrada por el piloto automático en los vuelos de prueba, el reporte de la variación neta de la tasa de cambio del flujo másico a través del dominio fue inferior a un 1% respecto a la tasa más pequeña en cualquiera de las zonas del volumen de control, los resultados obtenidos se consideran físicamente factibles por medio de los contornos de presión y líneas de velocidad, encontrando que tanto la diferencia de presiones como de velocidades entre el extradós e intradós se comporta como se espera de un perfil aerodinámico.

ANÁLISIS AERODINÁMICO DEL NAVIGATOR X-2 EN CFD

WALTER BUITRAGO LÓPEZ.

ANDRÉS MAURICIO GIRALDO PORTILLA.

UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA

FACULTAD INGENIERÍA

PROGRAMA INGENIERÍA AERONÁUTICA

BOGOTÁ D.C.

2012

ANÁLISIS AERODINÁMICO DEL NAVIGATOR X-2 EN CFD

WALTER BUITRAGO LÓPEZ.

ANDRÉS MAURICIO GIRALDO PORTILLA.

Trabajo de investigación para optar al título de Ingeniero Aeronáutico

Director:

JAIME ALBERTO ESCOBAR, MEng

UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA

FACULTAD INGENIERÍA

PROGRAMA INGENIERÍA AERONÁUTICA

BOGOTÁ D.C.

2012

Notas de Aceptación

Presidente del Jurado

Jurado

Jurado

Asesor Metodológico

Bogotá D.C

Agradezco a mis padres por apoyarme

Durante toda mi carrera

ANDRÉS MAURICIO GIRALDO PORTILLA

Agradezco principalmente a mis padres que
siempre me han brindado un gran
apoyo y confianza en todas las metas
que me he propuesto y siempre me han
hecho saber que puedo contar con ellos.

Agradezco a mi hermano por el apoyo a lo largo de la carrera.

WALTER BUITRAGO LÓPEZ

AGRADECIMIENTOS

Los autores de este proyecto desean expresar su más profundo agradecimiento al MEng, Ing Jaime Alberto Escobar y al MSc, Ing Santiago Ramírez, por su tiempo, dedicación y su disposición para compartir sus conocimientos.

Agradecemos también a la Universidad de San Buenaventura Bogotá por formarnos profesionalmente.

TABLA CONTENIDOS

	Pág.
NOMENCLATURA.....	14
INTRODUCCIÓN.....	15
1. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA.....	16
1.1. ESTADO DEL ARTE Y ANTECEDENTES.....	16
1.2. DESCRIPCIÓN DEL PROBLEMA DE INVESTIGACIÓN.....	20
1.3. JUSTIFICACIÓN.....	21
1.4. OBJETIVOS DE LA INVESTIGACIÓN.....	23
1.4.1. OBJETIVO GENERAL.....	23
1.4.2. OBJETIVOS ESPECÍFICOS.....	23
1.5. ALCANCES Y LIMITACIONES.....	23
2. MARCO DE TEÓRICO.....	25
2.1. CATIA.....	25
2.2. CFD.....	26
2.3. ICEM CFD:.....	31
2.4. PILOTO AUTOMÁTICO.....	34
2.5. MÉTODO DE VOLÚMENES FINITOS (FVM).....	35
2.6. MÉTODO DE DIFERENCIAS FINITAS (FDM).....	35
2.7. MÉTODO DE ELEMENTOS FINITOS (FEM).....	36
2.8. CREACIÓN DE MALLAS.....	37
2.9. MODELOS DE TURBULENCIA.....	38
3. METODOLOGÍA.....	41

3.1. ENFOQUE DE LA INVESTIGACIÓN:.....	42
3.2. LÍNEA DE INVESTIGACIÓN DE USB: Tecnología e innovación.	42
3.3. TÉCNICAS DE RECOLECCIÓN DE INFORMACIÓN	42
4. DESARROLLO DE INGENIERÍA.....	43
5. ANÁLISIS DE RESULTADOS	76
5.1. Simulación para encontrar el punto de L/D máximo:	76
5.2. Simulación para encontrar el punto de L/D máximo:	80
6. CONCLUSIONES	94
7. RECOMENDACIONES.....	97
8. REFERENCIAS	98
GLOSARIO	103

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 Secciones del fuselaje. Fuente: Diseño y Construcción de un Vehículo Aéreo no Tripulado (UAV) Navigator X-02, DOUSDEBES, Camilo et al.....	44
Figura 2 Navigator X-2. Fuente: Diseño y Construcción de un Vehículo Aéreo no Tripulado (UAV) Navigator X-02, DOUSDEBES, Camilo et al.	45
Figura 3 Superficie del fuselaje en Catia	46
Figura 4 Unión Fuselaje ala en Catia.....	47
Figura 5 Unión ala empenaje en Catia.....	48
Figura 6 Modelo final en Catia	49
Figura 7 Volumen de control en Catia.....	50
Figura 8 Volumen de control en Icem	51
Figura 9 Avión en Icem	51
Figura 10 Enmallado de las superficies	53
Figura 11 Corte transversal del enmallado	54
Figura 12 Corte transversal del enmallado frontal	54
Figura 13 Corte transversal enmallado con prismas.....	56
Figura 14 Corte transversal enmallado con prismas divididos.....	58
Figura 15 Condiciones de frontera en Icem	59
Figura 16 Tiempo Vs Altitud vuelo realizado el 15 de junio de 2010.....	62
Figura 17 Circuito Vuelo realizado el 15 de junio de 2010.....	62
Figura 18 Tiempo Vs Altitud vuelo realizado el 26 de julio de 2010.....	63
Figura 19 Circuito vuelo realizado el 26 de julio de 2010.....	64
Figura 20 Variación de parámetros Vs Tiempo.....	66
Figura 21 Componentes ángulo de planeo	67
Figura 22 Coeficiente de sustentación vs cantidad de elementos	74
Figura 23 Coeficiente de arrastre vs cantidad de elementos	75
Figura 24 L/D Vs Ángulo de ataque	77

Figura 25 Contornos de coeficiente de presión estática L/D máx. 4°	78
Figura 26 Y^+ L/D máximo 4°	79
Figura 27 Líneas de velocidad L/D máximo 4°	80
Figura 28 Coeficiente de sustentación Vs Ángulo de ataque.....	81
Figura 29 Contornos de coeficiente de presión estática Cl máx. 16°	82
Figura 30 Y^+ Cl máximo 16°	83
Figura 31 Líneas de velocidad Cl máximo 16°	84
Figura 32 Líneas de velocidad 19°	85
Figura 33 Líneas de velocidad 19°	85
Figura 34 Contorno de coeficiente de presión estática Cl máx. 19°	86
Figura 35 Líneas de corriente coloreadas por velocidad en el área del winglet a L/D máx.4	87
Figura 36. Líneas de corriente coloreadas por velocidad en el área del winglet para máximo CL.....	88

LISTA DE TABLAS

	Pág.
Tabla 1 Datos del descenso del vuelo realizado el 15 de Junio de 2010.....	65
Tabla 2 Datos del descenso del vuelo realizado el 26 de julio de 2010.....	65
Tabla 3 Condiciones establecidas para la simulación.....	69
Tabla 4 Mallas y resultados	72
Tabla 5 Mallas y diferencia de L/D, Cl y Cd en porcentaje	73
Tabla 6 L/D a diferentes ángulos de ataque	76
Tabla 7 Cl a diferentes ángulos de ataque	81
Tabla 8 Comparación de resultados	90
Tabla 9 Coeficientes de arrastre parásito	91
Tabla 10 Diferencia porcentual de coeficientes de arrastre parásito	91
Tabla 11 Variación Cl y Cd respecto a la densidad	93

LISTA DE ECUACIONES

	Pág.
Ecuación 1 Spalart-Allmaras.....	39
Ecuación 2 Número Reynolds.....	56
Ecuación 3 Coeficiente de fricción	57
Ecuación 4 Esfuerzo Cortante	57
Ecuación 5 Velocidad de Fricción	57
Ecuación 6 Altura de la primera capa de elementos.....	57
Ecuación 7 Sustentación	68
Ecuación 8 Arrastre	68
Ecuación 9 Coeficiente de sustentación	68
Ecuación 10 Coeficiente de arrastre	68
Ecuación 11 Número Mach.....	70
Ecuación 12 Coeficiente de arrastre parasito	91

NOMENCLATURA

RE: Número de Reynolds.

ρ : Densidad.

C_f : Coeficiente de fricción.

t_w : Esfuerzo cortante.

U_∞ : Velocidad en el infinito.

U_t : Velocidad de fricción.

y : Altura de celdas.

Y^+ : Medida adimensional en las superficies del enmallado.

μ : Viscosidad dinámica.

L: Sustentación.

D: Arrastre.

γ : Ángulo de planeo.

α : Ángulo de ataque.

C_l : Coeficiente de sustentación.

C_d : Coeficiente de arrastre.

V: Velocidad.

S: Superficie alar.

l : Cuerda media aerodinámica.

$C_{l_{max}}$: Coeficiente de sustentación máximo.

INTRODUCCIÓN

Anterior a la expansión de los computadores como alternativa de trabajo, las soluciones a los métodos numéricos eran realizadas a mano. A pesar de que la capacidad computacional sigue siendo una limitación, hoy es posible utilizar métodos numéricos más complejos y precisos que recrean los fenómenos físicos del flujo de fluidos; este tipo de aplicaciones es conocida como la dinámica computacional de fluidos por sus siglas en inglés (CFD). Con la implementación de estas herramientas los diferentes tipos de industrias logran un ahorro de tiempo y dinero, además que se facilitan los cambios en los diseños con gran flexibilidad y facilidad.

Con la ayuda de diferentes programas que tienen como base la dinámica computacional de fluidos es posible realizar un análisis del flujo de aire alrededor del Navigator X-2 en condiciones establecidas.

A través del análisis de los resultados obtenidos en la simulación se podrá ampliar el conocimiento que se tiene en este campo y sentar bases para futuros estudios que incluyan CFD.

1. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

1.1. ESTADO DEL ARTE Y ANTECEDENTES

El Navigator X-2 es una aeronave diseñada y construida en la Universidad de San Buenaventura, como proyecto de grado, por un grupo de estudiantes interesados en sistemas aéreos no tripulados. En el trabajo de grado se realizaron todos los cálculos estructurales, de rendimiento, aerodinámica y dinámica de vuelo necesarios para su construcción; sin embargo, no se efectuó un análisis formal en CFD de la aerodinámica del diseño.

El uso de CFD permite que a través de un análisis teórico del comportamiento físico de un cuerpo sumergido en un fluido se establezcan cualidades determinantes para lograr el diseño óptimo de una aeronave. Este proceso se realiza en etapas previas a la construcción y a las pruebas en modelos reales porque permite probar una variedad de opciones con costos más bajos en tiempo y recursos económicos. Las ventajas en reducción de tiempo y costo del proceso de diseño, sumadas al crecimiento en las capacidades computacionales de equipos comerciales, confiabilidad, eficiencia y variedad de software de CFD hacen que cada vez sea mayor el número de empresas alrededor del mundo que empleen esta herramienta en sus procesos.

Las herramientas de CFD son también de gran utilidad en proyectos de investigación y de diseño aeroespacial publicados por universidades, empresas y centros de investigación como el caso del trabajo titulado *Evaluation of Nacelle Arrastre Using Computational Fluid Dynamics* desarrollado por Trapp y Argentieri¹

¹ Journal of Aerospace Technology and Management, Volumen 2, páginas 145-153, Año 2010, Evaluation of Nacelle Arrastre Using Computational Fluid Dynamics, TRAPP, Luis Gustavo y ARGENTIER, Henrique Gustavo.

con la empresa Embraer en el que se evalúa el arrastre producido por la góndola DLR-F6 con la ayuda de una simulación de CFD en dos dimensiones, usando una malla hexaédrica alrededor de la geometría con 48,969 nodos y 49,489 elementos. Adicionalmente, Forrester, Tinoco y Yu en *Thirty years of development and application of CFD at Boeing Commercial Airplanes, Seattle*², hacen una descripción de la evolución de las herramientas de CFD para el diseño de los aviones Boeing 707, Boeing 737, Boeing 747, Boeing 777 y los Boeing 737 NextGeneration y su impacto en el desarrollo de la compañía. El uso de este tipo de herramientas por parte de Boeing se ha incrementado a medida que estas han permitido reducir la inversión necesaria para el desarrollo de sus aeronaves. Asimismo Chung, Choo, Reehorst, Potapczuk y Slater realizaron un estudio sobre los efectos en la sustentación y arrastre que produce la formación de hielo en el ala en un avión propulsado por motores turbo eje; los resultados de la investigación fueron publicados en el memorando técnico *Navier-Stokes Analysis Of The Flow Field Characteristics Of An Ice Contaminated Aircraft Wing*³.

Dentro del campo académico internacional se encuentran varias investigaciones en diferentes universidades. La facultad de ingeniería de la Universidad de Malasia, por ejemplo, diseñó un ala para velocidades subsónicas utilizando CFD⁴. La simulación se realizó en dos dimensiones y se usó un perfil con una malla de 35,019 nodos, 344,787 caras y 165,256 celdas. La universidad de Tohoku con el departamento de ingeniería aeroespacial en Japón realizó la simulación del flujo

² 16th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference, 23-26 Junio 2003, Orlando, Florida, Thirty Years Of Development and Application of CFD at Boeing Commercial Airplanes, Forrester T. Johnson; Edward N. Tinoco y N. Jong Yu.

³ Technical Memorandum, Año 1999, National Aeronautics and Space Administration, Navier-Stokes Analysis of the Flowfield Characteristics of an ice Contaminated Aircraft Wing, J. Chung, Y. Choo; A. Reehorst, M. Potapczuk y J. Slater.

⁴ Journal of World Scientific and Engineering Academy and Society, Volumen 3, Año 2008, The Application of Computational Fluid Dynamic (CFD) on the Design of High Subsonic Wing, Prasetyo Edi, Nukman Yusoff y Aznijar Ahmad Yazid.

alrededor de una aeronave con las góndolas de los motores ubicadas en la parte superior del ala⁵.

En Colombia; la Universidad de Los Andes de Bogotá realizó la simulación del flujo alrededor de un perfil NACA 4415 con un *flap* tipo Gurney. Para la malla sin el *flap* se usaron 20,000 celdas, con 41,000 caras y 20,604 nodos y para el caso del perfil con *flap* usaron 39,956 celdas, 81,504 caras y 41,052 nodos⁶. La universidad EAFIT en Medellín ha contribuido por medio del Diseño de un ala para un vehículo aéreo no tripulado usando CFD; para el enmallado utilizaron ICEM CFD 10. Se realizó una simulación del flujo en tres dimensiones con aproximadamente 430,000 elementos con un número de Reynolds de 600,000 y un ángulo de ataque de 4 grados⁷.

En la Universidad De San Buenaventura se han realizado múltiples proyectos de pre-grado utilizando la herramienta de CFD. En su proyecto de grado Estudio Aerodinámico del Modelo de Avión X-001 FAC por Medio de Programa de Computador⁸, Gómez y Zúñiga realizaron un estudio en 2D de los perfiles alares 64₂-212 y 63₃-218 con un enmallado estructurado y no estructurado, así como la simulación del flujo alrededor de la aeronave completa con una malla no estructurada tipo tetraedro. Bejarano y Moreno utilizaron una geometría en dos dimensiones y una malla no estructurada para simular el sistema de refrigeración

⁵ International Congress of the Aeronautical Sciences, 27th, Año 2010, Over The Wing Nacelle Mount Configuration For Noise Reduction, DAISUKE, Sasaki; RYOTA, Yoneta y Kazuhiro Nakahashi.

⁶ Asociación Argentina de Mecánica Computacional, Mecánica Computacional Volumen 29, páginas 5021-5042, Año 2010, Simulación del Flujo Alrededor de un Perfil Alar NACA 4415 con un Flap Tipo GURNEY, PUERTO, Diego y LÓPEZ, Omar.

⁷ Congreso Latinoamericano en Aeronáutica: Experiencias en Desarrollo e Innovación Tecnológica, Año 2008, Diseño de un Ala para un Vehículo Aéreo no Tripulado Usando CFD, SANTIAGO, Orrego; BERNAL, Andrés y GARCÍA, Manuel.

⁸ Proyecto de grado Universidad de San Buenaventura, Año 2008, Estudio Aerodinámico Del Modelo De Avión X-001 FAC Por Medio De Programa De Computador, Andrés Roberto Gómez Prieto y Andrés Mauricio Zúñiga Chavez.

de una cámara de combustión a volumen constante en el trabajo de grado Diseño de un Sistema de Refrigeración de una Cámara de Combustión a Volumen Constante mediante FLUENT CFD⁹. Los estudiantes Aguilar, Jiménez y Pérez realizaron un análisis aerodinámico con FLUENT de la aeronave USB-001 Agro; llevaron a cabo el enmallado y simulación de diferentes perfiles y posteriormente del ala en tres dimensiones en el proyecto de grado Mejora Aerodinámica del Proyecto Institucional Aeronave USB -001 Agro por Medio de CFD¹⁰. Los estudiantes Cerpa y Murcia realizaron una simulación del flujo del gas en una cámara de combustión con la ayuda de FLUENT en el proyecto de grado Modelamiento del Flujo de Gas en la Cámara de Combustión del Motor Turbo Eje PT6T de la Firma Pratt and Whitney Canadá utilizando FLUENT¹¹. Los estudiantes Augusto Lobo, Pedraza y Rodríguez realizaron una simulación del flujo de aire en un ala con flechamiento negativo utilizando 2,600,000 nodos en el proyecto de grado Análisis de las Características Aerodinámicas en un Ala Progresiva a 30 grados a Bajo Número de Reynolds¹².

⁹ Proyecto de grado Universidad de San Buenaventura, Año 2010, Diseño de un Sistema de Refrigeración de una Cámara de Combustión a Volumen Constante Mediante FLUENT CFD, Carlos Andrés Linares Bejarano y Pablo Andrés Moreno Buitrago.

¹⁰ Proyecto de grado Universidad de San Buenaventura, Año 2010, Mejora Aerodinámica del Proyecto Institucional Aeronave USB.001 Agro por Medio de CFD, Jorge Alberto Aguilar Espinosa, Marco Alexis Jiménez Ochoa y Fabián Steve Pérez Aguiler.

¹¹ Proyecto de grado Universidad de San Buenaventura, Año 2006, Modelamiento del flujo de gas en la Cámara de Combustión del Motor Turbo Eje PT6T de la Firma Pratt & Whitney Canadá Utilizando FLUENT, Rafael Cerpa y Harold Murcia.

¹² Proyecto de grado Universidad de San Buenaventura, Año 2008, Análisis de las Características Aerodinámicas en un Ala Progresiva a 30 Grados a Bajo Número REYNOLDS.

1.2. DESCRIPCIÓN DEL PROBLEMA DE INVESTIGACIÓN

El grupo de investigación AeroTech, que continua trabajando en el proyecto Navigator X-2, requiere de un estudio más avanzado de la aerodinámica del prototipo en condiciones específicas de vuelo para visualizar el comportamiento del flujo alrededor de sus componentes principales, obtener fuerzas aerodinámicas más precisas, comparar los resultados numéricos con información de vuelo almacenada por el piloto automático y tener herramientas más completas y precisas para futuros diseños como el de la versión mejorada Navigator X2.1.

Actualmente se desconoce el comportamiento aerodinámico del Navigator X-2, esto ocasiona que no se detecte los puntos críticos que afectan el rendimiento aerodinámico. Por otro lado, existe una incertidumbre acerca de la exactitud de las simulaciones llevadas a cabo debido a la ausencia de un referente empírico para realizar comparaciones. Determinar la precisión de los resultados es de vital importancia, pues a partir de los mismos se analizarán los puntos críticos que afectan el rendimiento aerodinámico.

Para la realización de este trabajo y teniendo en cuenta las inquietudes anteriormente mencionadas se formula la siguiente pregunta para ser respondida a lo largo del trabajo de grado:

¿Cómo se comporta el flujo de aire alrededor del Navigator X-2?

1.3. JUSTIFICACIÓN

Gracias a la tecnología es posible reducir gastos en el diseño de una aeronave, pues el software especializado permite realizar simulaciones en condiciones específicas y predecir con buena precisión cómo será el comportamiento de la máquina antes de que esta sea construida y volada, tanto de forma estructural como de forma aerodinámica, sin necesidad de realizar todas las pruebas con prototipos muy costosos.

En la actualidad las grandes empresas diseñadoras de aeronaves utilizan las simulaciones en CFD y las pruebas en los túneles de viento para el diseño de sus aeronaves. La implementación de este software es relativamente económica en comparación con la construcción, operación y mantenimiento de túneles de viento y prototipos, además de ofrecer la ventaja de realizar simulaciones en corto tiempo y facilitar la corrección de errores en etapas iniciales del proyecto sin mayores consecuencias económicas.

Estos programas se han convertido en una gran ayuda por sus considerables beneficios, por este motivo es muy importante conocer la validez de los datos obtenidos mediante el software y los obtenidos mediante experimentación con la ayuda de sistemas de adquisición de datos.

El grupo de investigación AeroTech, ha adquirido una importante experiencia y conocimiento en el diseño de aeronaves no tripuladas con el desarrollo del proyecto Navigator X-2 y el reconocimiento de la comunidad académica y científica en el país y la región por los logros alcanzados. Es de interés del grupo y

de la Facultad continuar desarrollando este tipo de aeronaves para ampliar el portafolio de conocimiento y ofrecer servicios a la industria a través del centro de transferencia del conocimiento ITER. Para mejorar los tiempos y costos de desarrollo y confianza en el resultado del producto final, es necesario hacer mayor uso de las herramientas computacionales de simulación, especialmente en aerodinámica ante la ausencia de un túnel de viento adecuado para evaluar las características aerodinámicas en números Reynolds superiores a 100,000. La apuesta por alcanzar un grado de experticia de reconocimiento mundial se debe enfocar en dos aspectos: uso adecuado de las herramientas de simulación de acuerdo con el caso de análisis, complejidad del sistema y recursos computacionales disponibles con completa confianza en la independencia de los resultados sobre el dominio computacional y la malla; validez de los resultados por cuanto la aeronave se comporta como es esperado y porque los resultados numéricos son comparables con los datos obtenidos por el sistema de adquisición de datos (piloto automático) en vuelos de prueba realizados para tal fin. Como el prototipo Navigator X-2 ha demostrado plenamente sus capacidades de vuelo e incorpora un piloto automático que almacena datos de vuelo, se convierte en un excelente candidato para realizar estudios de CFD que pueden ser comparados con datos reales. Los resultados de este estudio permitirán sentar bases importantes para el uso de CFD en desarrollo de futuros vehículos aéreos y fortalece el portafolio de servicios del grupo de investigación en esta materia.

1.4. OBJETIVOS DE LA INVESTIGACIÓN

1.4.1. OBJETIVO GENERAL

Analizar el comportamiento del flujo alrededor del Navigator X-2 a través de simulaciones en CFD.

1.4.2. OBJETIVOS ESPECÍFICOS

- Realizar el estudio de convergencia y sensibilidad de malla.
- Analizar el comportamiento del flujo alrededor del Navigator X-2 en condiciones de vuelo para la máxima eficiencia aerodinámica (L/D_{max}) y coeficiente de sustentación máximo.
- Comparar los datos obtenidos por el piloto automático con los resultados dados por la simulación bajo las condiciones establecidas.

1.5. ALCANCES Y LIMITACIONES

El proyecto aborda el análisis aerodinámico del Navigator X-2 en condiciones de vuelo para la máxima eficiencia aerodinámica (L/D_{max}) y coeficiente de sustentación máximo.

Para modelar el Navigator X-2 se realizará una simplificación de la geometría, despreciando el efecto producido por el tren de aterrizaje y los motores.

Los datos de vuelo serán los obtenidos directamente por el piloto automático; no se realizará ningún análisis estadístico sobre los mismos ni es responsabilidad de este proyecto el diseño experimental de las pruebas para la obtención de datos.

Los resultados obtenidos en las simulaciones no serán validados con datos experimentales obtenidos en pruebas de túnel de viento y se limitará a un análisis de sensibilidad de malla.

El análisis de sensibilidad de malla se realizará hasta que los recursos computacionales disponibles en los laboratorios de la Universidad lo permitan; con la capacidad actual el número máximo teórico de celdas es 2,000,000.

La simulación será en tres dimensiones.

2. MARCO DE TEÓRICO

2.1. CATIA

Software que brinda herramientas digitales de diseño de aplicación en todos los campos de la ingeniería pero con una aceptación mucho más pronunciada en la industria aeroespacial y automotriz debido a que facilita la creación de geometrías y sistemas complejos en ambientes colaborativos. Cuando Dassault creó este programa estaba destinado especialmente para asistir a los ingenieros en el diseño de sus aeronaves; pero hoy en día el software de uso comercial tiene aplicaciones en diferentes industrias como de maquinaria industrial, sistemas eléctricos, alta tecnología, bienes de consumo, etc. CATIA, que por sus siglas en inglés significan *Computer Aided Three Dimensional Interactive Application*, ofrece un completo paquete de módulos que incluyen todos los aspectos del diseño productivo: el diseño asistido por computador (CAD), la ingeniería asistida por computador (CAE) y la fabricación asistida por computador (CAM).

CATIA cuenta con una serie de módulos destinados a diferentes aplicaciones tales como *Mechanical Design, Shape, Infrastructure, Maching, Equipment and System* entre otros y a su vez, cada módulo cuenta con paquetes de herramientas específicos para operaciones de creación de superficies complejas, partes, ensambles, tuberías, cableado, análisis estructural por elementos finitos, ergonomía, procesos industriales, mecanizados, generación de *renders*, etc. Para la creación de la geometría del presente proyecto se utilizó el módulo de *Mechanical Design* que cuenta con los paquetes de herramientas *Part Design* utilizado en el diseño de sólidos, *Assembly Design* utilizado para ensamblar las distintas partes que constituyen un conjunto, *Sketcher* utilizado para el diseño en

dos dimensiones, *Drafting* utilizado para crear la documentación gráfica (i.e. planos) de los proyectos y *Wireframe & Surface Design* utilizado para la creación de superficies tridimensionales.

En el desarrollo de la geometría es posible combinar estos módulos según las necesidades que se van creando en el transcurso de la generación de la geometría. Para la creación de la geometría del Navigator X2 se utilizó principalmente el módulo de *Wireframe & Surface Design* debido a que permite realizar las superficies de la aeronave con gran facilidad. Con el módulo de *Wireframe & Surface Design* se puede fácilmente crear puntos por medio de coordenadas, líneas, planos, etc., y además se tiene la facilidad de editar la geometría utilizando las superficies ya construidas.

2.2. CFD

La dinámica computacional de fluidos es el análisis del comportamiento de fluidos en movimiento, transferencia de calor, reacciones químicas etc., a través de métodos numéricos. Tres fundamentos físicos son la base de estos fenómenos: la conservación de la masa, segunda ley de Newton y la conservación de la energía¹³. Los tres principios físicos se modelan matemáticamente con ecuaciones diferenciales parciales que pueden ser clasificadas en hiperbólicas, las cuales aplican en un flujo estable no viscoso y supersónico y para un flujo inestable no viscoso; parabólicas, destinadas para flujo estable en capas límite, conducción térmica inestable y en condiciones en donde la capa límite no es delgada y todo el dominio es viscoso; elípticas, para flujos estables subsónicos, no viscosos y flujos

¹³ WENDT, John, Computational Fluid Dynamics an introduction, p. 6

incompresibles no viscosos¹⁴. La solución analítica o cerrada de estas ecuaciones para un dominio da como resultado el comportamiento del fluido dentro de cualquier punto de este dominio pero esta solución es matemáticamente compleja y hasta ahora parcialmente resuelta mediante la simplificación de las condiciones del flujo; los métodos numéricos de CFD se encargan de discretizar el medio continuo y resolver mediante ecuaciones algebraicas las propiedades del fluido en diferentes puntos del dominio; el análisis de los valores numéricos permite conocer el comportamiento aproximado del fenómeno estudiado.

Para resolver estos problemas matemáticos existen códigos propietarios y comerciales entre estos últimos se encuentra Ansys FLUENT. Este es un software escrito en lenguaje de programación C que se utiliza para resolver en forma numérica las ecuaciones de conservación de masa, momento, energía y especies en flujos multifásicos en dos y tres dimensiones¹⁵; con él se puede analizar el comportamiento de fluidos en movimiento, transferencia de calor, reacciones químicas y turbulencia en geometrías complejas como alas, plataformas petroleras, plantas de tratamiento de agua, ductos de ventilación, entre muchas otras; el software utiliza el método de volúmenes finitos el cual discretiza las ecuaciones diferenciales parciales que modelan los fenómenos físicos en un sistema algebraico de ecuaciones que posteriormente se resuelven con métodos numéricos para encontrar la solución, FLUENT utiliza las ecuaciones de transporte para resolver la masa, energía, especies, momentum etc., cuya forma general es¹⁶:

¹⁴ ANDERSON, John D, Computational Fluid Dynamics the Basics with Applications, p 106, McGraw-Hill.

¹⁵ Ansys, Customer Training Material FLUENT, Lecture 2.

¹⁶ Ansys. Op. cit., Lecture 3

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V \rho \phi dV + \oint_A \rho \phi V \cdot dA = \oint_A \Gamma_\phi \nabla \phi \cdot dA + \int_V S_\phi dV$$

El primer término de la ecuación corresponde al cambio de la propiedad del fluido con respecto al tiempo debido a la inestabilidad, el segundo es el cambio con respecto a la posición, el tercero indica la difusión de una propiedad y el último corresponde a la generación.

Las variables como la velocidad se calculan en el centro de cada celda, pero es necesario conocer el comportamiento del flujo en todo el dominio por lo que se interpolan estos valores para obtener resultados en cada una de las caras de las celdas. Existen diferentes esquemas de interpolación que se pueden aplicar en FLUENT dentro de los cuales se encuentran: *First Order Upwind* el cual converge fácilmente pero con un grado de precisión de primer orden lo que podría no ser apropiado en todas las aplicaciones; *Power Law* es más preciso que el primer orden pero solo para números de Reynolds muy bajos; *Second Order Upwind* es un esquema de segundo grado esencial cuando se tienen mallas tri/tet o cuando el flujo no se encuentra alineado con la malla pero tiene la desventaja de que su convergencia es lenta comparada con los esquemas anteriores; *Quadratic Upwind Interpolation* su aplicación se encuentra en las mallas *quad/hex* y mallas híbridas especialmente cuando se tienen flujos rotacionales¹⁷.

Para evaluar las derivadas de velocidad, difusividad y cuando se utilizan esquemas de discretización de alto orden es necesario conocer los gradientes de las variables de solución; para determinarlos se tienen tres acercamientos diferentes: el primero *Green-Gauss Cell-Based* tienen el menor costo

¹⁷ Ibid., Lecture 3.

computacional pero su solución puede tener difusión errónea; el segundo, *Green-Gauss Node-Based*, es mucho más preciso pero más costoso computacionalmente, además minimiza la difusión errónea y se recomienda principalmente para mallas no estructuradas; por último el *Least-Squares Cell-Based* el cual tienen el mismo nivel de precisión que el Node-Based y es computacionalmente más económico¹⁸.

El procedimiento general en el desarrollo de un problema por medio de Ansys FLUENT comienza en el Pre-Procesamiento que consiste en identificar un dominio el cual deberá ser modelado utilizando un programa CAD especializado u otra herramienta que incorpore herramientas de modelado como ICEM; posteriormente se debe construir una malla la cual será importada al procesador (i.e. FLUENT). Una vez la malla es cargada en el procesador o solucionador se configuran los modelos físicos como turbulencia, efectos de compresibilidad, radiación, las propiedades del material, propiedades del dominio, las condiciones de frontera; también se definen los esquemas numéricos, controles de convergencia, etc. La simulación puede ser simplificada por medio de simetrías y periodicidad (según sean las características de flujo) permitiendo modelar solo una parte del dominio. Una vez configurado el caso se inicia el proceso iterativo para resolver el sistema de ecuaciones hasta el punto en que la solución converge según los criterios establecidos para el tipo de análisis. Los resultados se cargan en el Post-Procesador para examinar los resultados y se puede determinar, según sea el caso, si los resultados en principio son físicamente razonables, si es necesario cambiar parámetros en la simulación o si los resultados adquiridos son los esperados según el grado de precisión que se quiere lograr y el tiempo necesario que requiera este proceso.

¹⁸ Ansys, Op. cit., Lecture 5.

Existen también algoritmos para corregir la presión algunos de estos se encuentran disponibles en Ansys FLUENT, dependiendo del análisis que se realice cada algoritmo tiene una aplicación específica, dentro de estos se encuentran:

- SIMPLE (*Semi-Implicit Method for Pressure-Linked Equations*) es el algoritmo más sencillo y funciona para diferentes procedimientos en la dinámica de fluidos computacional. SIMPLE da un método para calcular la presión y la velocidad mediante una forma iterativa; por otro lado este algoritmo permite tener un ahorro en el costo computacional. En este método la corrección de la velocidad es satisfactoria pero la corrección de la presión no es tan precisa¹⁹.
- El algoritmo SIMPLER (*SIMPLE Revised*) es una versión mejorada del algoritmo SIMPLE. En SIMPLER la aplicación del campo de velocidad corregido resulta en el campo de presión corregida obteniendo una alta eficiencia. Esto da ventajas cuando se resuelven las ecuaciones de momentum pero esto aumenta en un 30% los cálculos que en el algoritmo SIMPLE²⁰.
- El algoritmo SIMPLEC (*SIMPLE Consistent*) sigue los mismos pasos que el algoritmo SIMPLE, con la diferencia que las ecuaciones de momentum también son manipuladas con el algoritmo SIMPLER²¹.
- El algoritmo PISO (*Pressure Implicit with Splitting of Operators*) calcula la velocidad y la presión involucrando un paso predictor y dos pasos

¹⁹ H K VERSTEEG, W MALALASEKERA, Introduction To Computational Fluid Dynamics, Longman Scientific & Technical, p 142.

²⁰ Ibid., p 146.

²¹ Ibid., p 148.

correctores que podrían ser vistos como una extensión de SIMPLE con un paso corrector mejorado²².

SIMPLEC Y PISO han demostrado ser tan eficientes como SIMPLER. El rendimiento de cada algoritmo depende de las condiciones del flujo, la unión entre las ecuaciones de momento y ecuaciones escalar. PISO otorga un comportamiento de convergencia robusto de la misma forma que SIMPLER y SIMPLEC pero con el beneficio de un costo computacional menor²³.

2.3. ICEM CFD:

Es un software que permite generar y reparar geometrías que pueden ser creadas en el programa a través de múltiples herramientas dispuestas para esto tales como creación de puntos, líneas y superficies; adicionalmente el programa tiene la capacidad de importar geometrías almacenadas en varios formatos que fueron construidas en otros programas CAD. El programa además puede reparar las geometrías buscando defectos en la topología tales como agujeros entre superficies, líneas y superficies duplicadas y elementos desconectados. Una vez se obtiene un modelo adecuado se procede a construir la malla con la ayuda de los diferentes métodos dispuestos por el software. Dependiendo del tipo y complejidad de la geometría, el software permite generar mallas con elementos triangulares y cuadrangulares para superficies o tetraedros, hexaedros y pentaedros para volúmenes.

²² Ibid., p 150.

²³ Ibid., p 154.

Para la creación de mallas se pueden emplear métodos de bloques que permiten la generación de mallas estructuradas y no estructuradas con hexaedros, tetraedros o la combinación de la última con prismas triangulares para la elaboración de mallas híbridas en las que por la complejidad de la geometría se emplean elementos tetraédricos pero que requieren una buena resolución en la región de la capa límite, cerca de las paredes. Adicionalmente para la creación de volúmenes se pueden utilizar varios métodos por ejemplo el “*Octree*” que no requiere de una malla en la superficie ya que genera la malla del volumen que ocupa el fluido teniendo en cuenta los parámetros establecidos en las curvas generando automáticamente una malla densa en las zonas de contacto con la geometría interna y gradualmente se vuelve gruesa hacia las fronteras externas del volumen de control; por otra parte está el método “*Quick, Delaunay*” el cual sí requiere una malla en la superficie de la geometría y en caso de no existir este método la genera según los parámetros de las superficies previamente definidas.

El software también cuenta con utilidades para el suavizado y corrección de errores como elementos duplicados, elementos penetrantes, vértices desconectados, elementos faltantes, orientaciones de la superficie y del volumen etc. La calidad de la malla podrá ser mejorada por medio de diferentes criterios según el tipo de elementos que la componen; si se tienen elementos tipo “*tri*” el criterio está basado en la tasa de cambio de la altura respecto a la base; si son elementos tipo “*tetra*” la calidad se evalúa según la relación de aspecto de cada elemento; los de tipo “*Quad*” se calculan a partir de la relación entre el determinante más pequeño de la matriz Jacobiana dividido por el elemento más grande de la matriz Jacobiana, en este caso un determinante igual a 1 indica un elemento perfecto, si es igual a 0 es un elemento deforme en alguno de sus bordes y valores negativos indican elementos invertidos. Si la malla contiene pentaedros la calidad se evalúa por el determinante y la deformación a la que se le asigna un factor entre 0 y 1, siendo 0 el que representa ángulos de 90° entre caras

adyacentes y 1 el que representa ángulos de 0° ²⁴. Otros criterios para el suavizado son relación de aspecto, ortogonalidad, *skewness* etc. Por último las condiciones de frontera pueden ser previamente establecidas en este programa y adicionalmente se crean archivos especiales dependiendo del solucionador que se escoja.

Para determinar la altura que existe entre las paredes de la geometría y la capa límite existe un parámetro adimensional llamado Y^+ que determina este espacio en paredes en las que se tiene en cuenta la viscosidad. Los siguientes son ejemplos de valores de Y^+ que indican la resolución que debe tener la malla cerca de las superficies del ala de la configuración *NASA Trap Wing Model* utilizada en el *AIAA–NASA High-Lift Prediction Workshop* para capturar los detalles del flujo en la capa límite²⁵:

Gruesa $y^+ \sim 1.0$

Mediana $y^+ \sim \frac{2}{3}$

Fina $y^+ \sim \frac{4}{9}$

Extra Fina $y^+ \sim \frac{8}{27}$

²⁴ Ansys, Documentation for ANSYS ICEM CFD 13.0.

²⁵ <http://hiliftpw.larc.nasa.gov/Workshop1/GriddingGuidelinesHiLiftPW1-11JUN09.pdf>

2.4. PILOTO AUTOMÁTICO

El piloto automático MP 2028 fabricado por la firma Canadiense MicroPilot, tiene la capacidad de volar el UAV (Unmanned Air Vehicle) de manera autónoma de acuerdo con el plan de vuelo cargado en la memoria del sistema. Gracias al piloto automático es posible mantener una altura y velocidad permanente, navegación entre puntos georeferenciados, orbitar alrededor de un punto y controlar la cámara abordo para mantener el punto de referencia en foco, despegar y aterrizar automáticamente; además, el sistema puede recibir información de un conjunto compacto de sensores y enviar la información a la estación en tierra para su procesamiento, controlar hasta 24 servos y relés para accionar superficies de control y otros sistemas abordo.

Los dispositivos del micro piloto automático MP2028 son un MP2028-CORE que incluye los sensores de presión, un MP2028-AGL Sensor de la altura sobre el nivel del suelo, un MP-SERVO, y un MP-ANT que es la antena del GPS.

El piloto automático muestra diferentes parámetros de la aeronave, algunos de estos son la velocidad de rotación, velocidad de crucero, velocidad de ascenso, porcentajes de aceleración en diferentes maniobras, altitud, ángulos, información sobre los servos, información de los sensores, información del GPS, nivel de las baterías, puntos de referencia para la navegación y rumbo; las lecturas son tomadas cuatro veces por segundo, transmitidas a la estación en tierra y almacenadas en la memoria interna.

2.5. MÉTODO DE VOLÚMENES FINITOS (FVM)

Si se considera la discretización del espacio del fluido, en torno a cada punto de la malla se crea un volumen de control y el volumen total del dominio computacional es la suma de los volúmenes de control. La idea básica del FVM es obtener un sistema de ecuaciones algebraicas para la discretización de la forma integral de las ecuaciones diferenciales parciales de volúmenes de control y superficies de control alcanzando una solución que satisfaga las ecuaciones de conservación independientemente del tamaño de la malla²⁶.

El FVM es rentable porque el cálculo del flujo en la superficie del volumen de control adjunto necesita ser realizado una sola vez ya que la expresión es la misma para los dos volúmenes de control. Esto reduce el costo y simplifica los algoritmos.

El método de volúmenes finitos trata de combinar lo mejor del método de los elementos finitos con su flexibilidad en las geometrías y el método de diferencias finitas y su flexibilidad en definir el campo de flujo discreto.

2.6. MÉTODO DE DIFERENCIAS FINITAS (FDM)

El método de diferencias finitas tiene como fundamento que las derivadas de las ecuaciones diferenciales se escriben en términos de cantidades discretas de variables dependientes e independientes, lo que resulta en múltiples ecuaciones

²⁶ WENDT, John F, Computational Fluid Dynamics an Introduction Third Edition, SPRINGER, p 275.

algebraicas que se pueden resolver para las variables del dominio en puntos discretos de la malla.²⁷

En la dinámica de fluidos se encuentran varios fenómenos que afectan la forma correcta de realizar un análisis, estos incluyen los efectos producidos por la compresibilidad, viscosidad, fluidos rotacionales, flujo laminar o turbulento, régimen de velocidad etc.; las ecuaciones para el método de diferencias finitas deberán ser escritas de forma tal que tomen en cuenta estos diferentes fenómenos.

2.7. MÉTODO DE ELEMENTOS FINITOS (FEM)

El método de elementos finitos es una forma numérica de resolver ecuaciones parciales diferenciales; se caracteriza por tener una división de un campo continuo o dominio el cual se divide en celdas para conformar una malla; este método se identifica por su flexibilidad para manejar geometrías complejas sobre las cuales se pueden crear mallas no estructuradas opuesto a el método de diferencias finitas el cual requiere una malla estructurada, por otra parte los resultados alcanzados por esta técnica estarán fuertemente relacionados por la representación geométrica del dominio²⁸.

Para alcanzar una solución el método de elementos finitos resuelve la integral de la ecuación parcial diferencial, esta forma integral de la ecuación se obtiene a través de un método que permite incorporar fácilmente condiciones de frontera de tipo diferencial. Otro aspecto importante es la forma como se obtiene la

²⁷ T.J Chung, Computational Fluid Dynamics, Cambridge University Press, p.45

²⁸ Ibid., p 243.

discretización la cual parte de la contribución de cada elemento hasta alcanzar un ensamble completo.

2.8. CREACIÓN DE MALLAS

El dominio que se desea simular puede ser discretizado con una malla estructurada o no estructurada. Una malla estructurada se caracteriza por tener todas las líneas de las celdas orientadas en forma regular en dos o tres direcciones. Este tipo de mallas se generan de dos formas: Los métodos algebraicos que consisten en utilizar los valores especificados en las fronteras de la geometría para interpolar funciones en las curvas y generar el interior de un dominio; esto se realiza mediante interpolaciones unidireccionales por medio de polinomios de Lagrange y polinomios de Hermes para posteriormente realizar interpolaciones multidireccionales que emplean el método de domino de vértices y el método de interpolación transfinita²⁹. Los métodos de mapeado con ecuaciones diferenciales parciales se emplean también para generar mallas estructuradas; las ecuaciones diferenciales se resuelven con las variables dependientes siendo estas las coordenadas del dominio físico y las variables independientes que son las coordenadas del dominio computacional; como se mencionó anteriormente las ecuaciones diferenciales pueden ser elípticas, hiperbólicas o parabólicas³⁰. La ventaja de este método es que puede generar mallas de mejor calidad en términos de transición entre discontinuidades además de tener la capacidad de mantener la ortogonalidad en estos puntos, pero su mayor desventaja sobre los métodos algebraicos se debe a que su complejidad contribuye a tiempos computacionales altos.

²⁹ Ibid., p. 543.

³⁰ Ibid., p. 561.

Las mallas no estructuradas no tienen una orientación específica en las líneas de las celdas esto es mucho más simple pero conlleva un costo computacional mayor; este tipo de malla se emplea más en geometrías irregulares y complejas en las que una malla estructurada es muy difícil de implementar. En este caso una transformación del dominio físico no es necesaria; elementos finitos y volúmenes finitos pueden utilizar esta malla debido a que sus ecuaciones están escritas en forma integral y una integración numérica puede ser realizada directamente en un dominio no estructurado³¹. Para esto existen varios métodos: el Delaunay-Voronoi que consiste en la triangulación a través de la unión de tres puntos contenidos en un círculo y luego el círculo se divide en mayor cantidad de triángulos formando así la malla que representa la superficie; para construir la superficie con este método se utilizan algoritmos como el de Watson, Cavendish y Bowyer³². Otro método conocido como Octree construye una malla del dominio según los puntos de su contorno; este se compone de tetraedros que son divididos hasta obtener un dominio aproximado al modelo³³.

2.9. MODELOS DE TURBULENCIA

Un flujo turbulento puede ser calculado con el sistema de ecuaciones de Navier-Stokes promediado sobre un periodo de tiempo; cuando este promedio se realiza las ecuaciones contienen el producto de la fluctuación de la velocidad y por lo tanto hay mayor cantidad de incógnitas que de ecuaciones disponibles; para obtener una solución cerrada del ecuaciones se utilizan modelos de turbulencia³⁴.

³¹ Ibid., p. 591.

³² Ibid., p. 592

³³ Ibid., p. 614.

³⁴ Ibid., p. 690.

Para que la implementación de los modelos de turbulencia sean aplicados de manera eficiente en los programas de CFD y se puedan resolver una gran variedad de problemas, es necesario que el código sea preciso, simple y con el costo computacional más bajo posible; para lograr esto se tienen varias opciones entre estas se encuentran: modelos algebraicos o modelos de cero-ecuaciones, el cual asume que existe una analogía entre la acción del esfuerzo viscoso y el esfuerzo Reynolds, también se caracteriza por evitar la adición de nuevas ecuaciones diferenciales parciales; dentro de este tipo de modelos están el de Prandtl's Mixing Length, Cebeci-Smith y Baldwin-Lomax³⁵. El modelo de una ecuación consiste en agregar una ecuación al sistema de Navier-Stokes para encontrar la solución simultánea; esta adición tiene en cuenta la viscosidad Eddy y una ecuación de transporte para la energía cinética por la turbulencia,³⁶ dentro de este campo se encuentra el modelo Spalart-Allmaras el cual tiene como variable de transporte " \hat{v} " y su ecuación es:

$$\frac{\partial \hat{v}}{\partial t} + u_j \frac{\partial \hat{v}}{\partial x_j} = c_{b1}(1 - f_{t2})\hat{S}\hat{v} - \left[c_{w1}f_w - \frac{c_{b1}}{k^2}f_{t2} \right] \left(\frac{\hat{v}}{d} \right)^2 + \frac{1}{\sigma} \left[\frac{\partial}{\partial x_j} \left((v + \hat{v}) \frac{\partial \hat{v}}{\partial x_j} \right) + c_{b2} \frac{\partial \hat{v}}{\partial x_i} \frac{\partial \hat{v}}{\partial x_i} \right]^{37}$$

Ecuación 1 Spalart-Allmaras

Teniendo que:

$$c_{b1} = 0.1355, \sigma = \frac{2}{3}, c_{b2} = 0.622, k = 0.41, C_{t3} = 1.2, f_{t2} = C_{t3}^{-c_{t4}X^2}, \hat{S} = \Omega + \frac{\hat{v}}{k^2 d^2} f_{v2},$$

$$\Omega = \sqrt{2W_{ij}W_{ij}} \text{ siendo esta la magnitud de la vorticidad, } c_{w1} = \frac{c_{b1}}{k^2} + \frac{1 + c_{b2}}{\sigma},$$

³⁵ Ibid., p. 693.

³⁶ Ibid., p. 696.

³⁷ <http://turbmodels.larc.nasa.gov/spalart.html>

$$W_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial X_j} - \frac{\partial u_j}{\partial X_i} \right), d = \text{distancia de un punto del fluido a la pared más cercana}$$

Dentro de los modelos de dos ecuaciones se encuentran el K- ϵ , utilizado principalmente para flujos incompresibles a baja velocidad con turbulencia isotrópica y el de K- ω el cual asocia la turbulencia con la viscosidad siendo proporcional al cuadrado de la energía cinética turbulenta dividida en la longitud característica³⁸.

³⁸T.J, Chung. Op., cit., p. 696.

3. METODOLOGÍA

Para alcanzar los objetivos planteados fue necesario llevar a cabo un modelamiento del Navigator X-2 en un programa CAD. La geometría en tres dimensiones tiene las simplificaciones requeridas para lograr la mejor representación del modelo real con los recursos computacionales disponibles. Posteriormente se creó el dominio computacional y diferentes tipos de malla en el preprocesador ICEM; las diferentes mallas fueron evaluadas en Ansys FLUENT bajo una condición de vuelo para verificar la independencia de la malla a través de un análisis de sensibilidad básico comparado con otras investigaciones publicadas como por ejemplo “*Best Practices for Aero-Database CFD Simulations of Ares V Ascent*”³⁹. Posteriormente se realizaron las simulaciones del flujo alrededor de la aeronave con la malla seleccionada para las condiciones de vuelo preestablecidas. Los resultados son presentados en forma gráfica con ayuda del pos procesador de Ansys.

Paralelamente se recopila la información almacenada por el piloto automático de los vuelos de prueba realizados con el Navigator X-2. Se coordinará con el grupo de investigación AeroTech para incluir dentro del programa de vuelos de prueba el procedimiento para tomar información que permita calcular los coeficientes de sustentación y arrastre en las condiciones de vuelo propuestas con mayor precisión. Los datos de vuelo tomados durante las pruebas son procesados y comparados con los resultados obtenidos en las simulaciones de CFD.

39 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Enero. 4-7, 2011, Orlando, FL, Best Practices for Aero-Database CFD Simulations of Ares V Ascent, Cetin Kiris et al.

3.1. ENFOQUE DE LA INVESTIGACIÓN:

El proyecto estará centrado en un enfoque empírico analítico, debido a que se realizará una experimentación empírica mediante el uso de CFD y se analizarán los resultados con los obtenidos por el piloto automático.

3.2. LÍNEA DE INVESTIGACIÓN DE USB: Tecnología e innovación.

SUB-LÍNEA DE FACULTAD: Energía y vehículos.

CAMPO TEMÁTICO DEL PROGRAMA: Diseño de vehículos aéreos.

3.3. TÉCNICAS DE RECOLECCIÓN DE INFORMACIÓN

Para la recolección de datos se utilizará un método de observación directa, que se ocupa de todos los medios en los que es posible observar las variables directamente en su contexto natural.

En este caso se utilizarán instrumentos de medición en un vuelo de prueba a condiciones determinadas con anterioridad.

El piloto automático proporcionará los datos necesarios para realizar la comparación con CFD.

4. DESARROLLO DE INGENIERÍA

El proyecto se dividió en tres partes y en cada una de ellas se utilizó un software con una misión diferente. El primer programa CATIA V5 R21 se usó para construir la geometría del Navigator X-2; posteriormente ICEM CFD permitió crear el enmallado de la geometría construida anteriormente y por último Ansys FLUENT para realizar la simulación aerodinámica del Navigator X-2.

Debido a que el Navigator X-2 es una aeronave simétrica en el plano vertical y a que el análisis aerodinámico se limita a evaluar el comportamiento del flujo en varios ángulos de ataque pero sin ángulo de derrape, se decidió realizar la simulación de la mitad del avión ya que de esta manera se puede obtener una malla con una mayor densidad aprovechando los recursos computacionales disponibles. Al mismo tiempo se decidió realizar una geometría simplificada omitiendo las antenas, el tren de aterrizaje, los mecanismos de control, la cabeza de los motores y los tubos pitot debido a que estos elementos dificultan la creación de la malla necesaria para la simulación y adicionalmente se invertiría gran cantidad de elementos para capturar las características físicas del flujo alrededor de estos elementos haciendo que la aeronave tenga una densidad de malla que puede fácilmente superar las capacidades de los recursos computacionales disponibles o que se sacrifique resolución de malla en áreas de mayor interés por incluir estos elementos que probablemente no representan una contribución significativa sobre las fuerzas aerodinámicas globales.

Con la ayuda del trabajo de grado “Diseño Y Construcción de un Vehículo Aéreo No Tripulado (UAV) Navigator X-2”⁴⁰ se conocieron algunos datos sobre las dimensiones de componentes de la aeronave tales como las cuadernas del fuselaje, las cuadernas del *tail boom*, los perfiles aerodinámicos utilizados en la raíz y la punta del ala, los perfiles aerodinámicos utilizados en el estabilizador horizontal y las dimensiones del *winglet*. Adicionalmente se verificaron algunas medidas para corroborarlas con el prototipo construido por el grupo de investigación AeroTech, bien sea porque no fueron especificadas en los planos anexos a las memorias del proyecto o porque las medidas no coincidían. En la Figura 1 se muestra el plano que contiene la geometría del fuselaje, la forma de las cuadernas y su posición; como se puede apreciar, las piezas no tienen dimensiones ni información que permita reconstruir la silueta en un programa CAD.

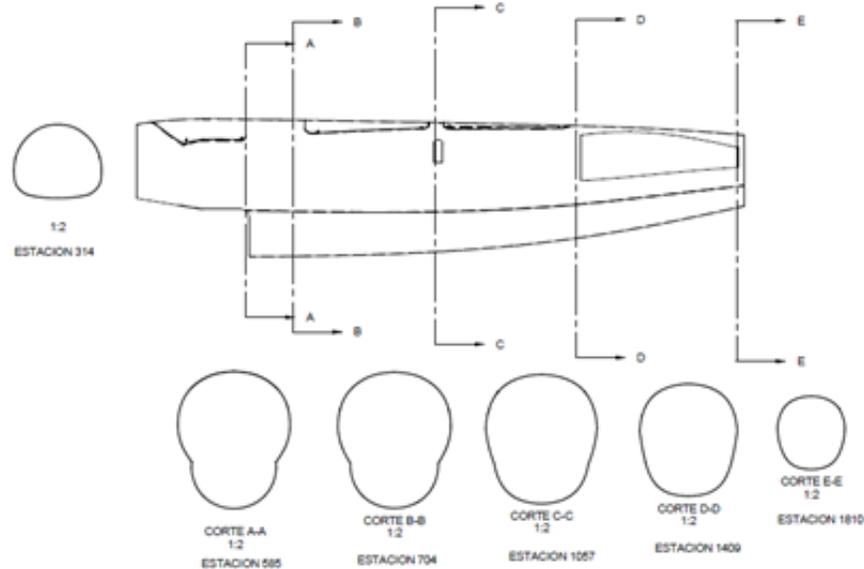


Figura 1 Secciones del fuselaje. Fuente: Diseño y Construcción de un Vehículo Aéreo no Tripulado (UAV) Navigator X-02, DOUSDEBES, Camilo et al.

⁴⁰ Diseño y Construcción de un Vehículo Aéreo no Tripulado (UAV) Navigator X-02, DOUSDEBES, Camilo et al.

Para crear la geometría tridimensional del fuselaje fue necesario emplear el plano como plantilla para trazar sobre ella las curvas de las secciones transversales. Las dimensiones fueron verificadas con medidas tomadas sobre el prototipo como se muestra en la Figura 2.



Figura 2 Navigator X-2. Fuente: Diseño y Construcción de un Vehículo Aéreo no Tripulado (UAV) Navigator X-02, DOUSDEBES, Camilo et al.

Teniendo los datos de las dimensiones del Navigator X-2 se procedió a construir la geometría del UAV en el software CATIA V5 R21 mediante el módulo *Mechanical Design* y el grupo de herramientas *Wireframe And Surface Design* debido a la facilidad que ofrece para crear las superficies complejas que dan forma a la geometría externa. La construcción se realizó en una sola pieza y se inició con el fuselaje, luego el ala junto con el *winglet* continuando con el *tail boom* y por último el empenaje.

Para realizar el fuselaje inicialmente se dibujó la mitad de cada cuaderna mediante Sketch y se localizaron a las distancias medidas en el prototipo para luego realizar un *Multi-Section Surface*; el resultado se muestra en la Figura 3,

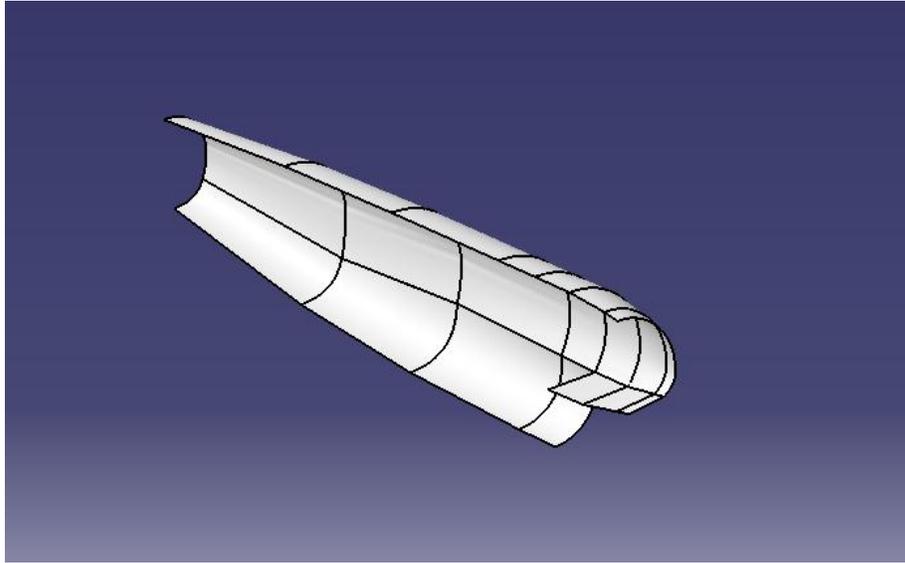


Figura 3 Superficie del fuselaje en Catia

Luego de tener el fuselaje se procedió a realizar el ala en la misma geometría teniendo en cuenta los perfiles aerodinámicos de la raíz y de la punta del ala, así como el ángulo de incidencia con respecto a la línea de referencia del fuselaje y los *tailbooms* que unen el ala con el empenaje. Adicionalmente se tomaron las medidas de los ángulos de flechamiento en el borde de ataque y fuga del *winglet*, así como cuerda en la raíz y altura debido a que se encontraron diferencias con respecto a los publicados en las memorias de diseño originales. Con la ayuda del *Multi-Section Surface* se construyó el ala y posteriormente se dibujó el *winglet* obteniendo la geometría presentada en la Figura 4.

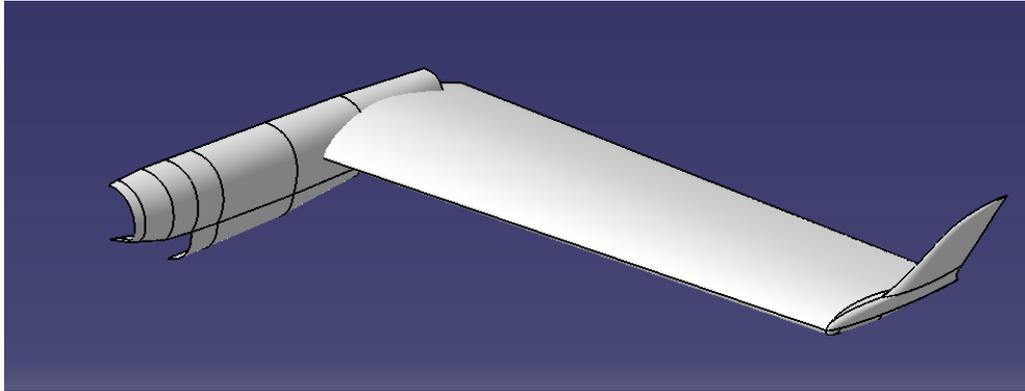


Figura 4 Unión Fuselaje ala en Catia

Con la unión del fuselaje y el ala se realizó el *tail boom* de la misma manera que se hizo el fuselaje mediante *Sketch* usando como plantillas las cuadernas del *tail boom* a distancias determinadas.

Para realizar el suavizado que tiene actualmente la aeronave entre el ala y el fuselaje fue necesario tomar medidas y aproximar algunas dimensiones debido a que no se contaba con centros, radios de curvatura ni algún tipo de dimensión que permitiera reproducir la geometría con exactitud.

Para el desarrollo del empenaje se debieron corroborar las medidas principales debido a que la aeronave ha tenido varios cambios respecto al documento inicial. Con estas dimensiones y conociendo los perfiles aerodinámicos utilizados se agregó el empenaje a los demás componentes de la aeronave. El resultado hasta ese momento se visualiza en la Figura 5.

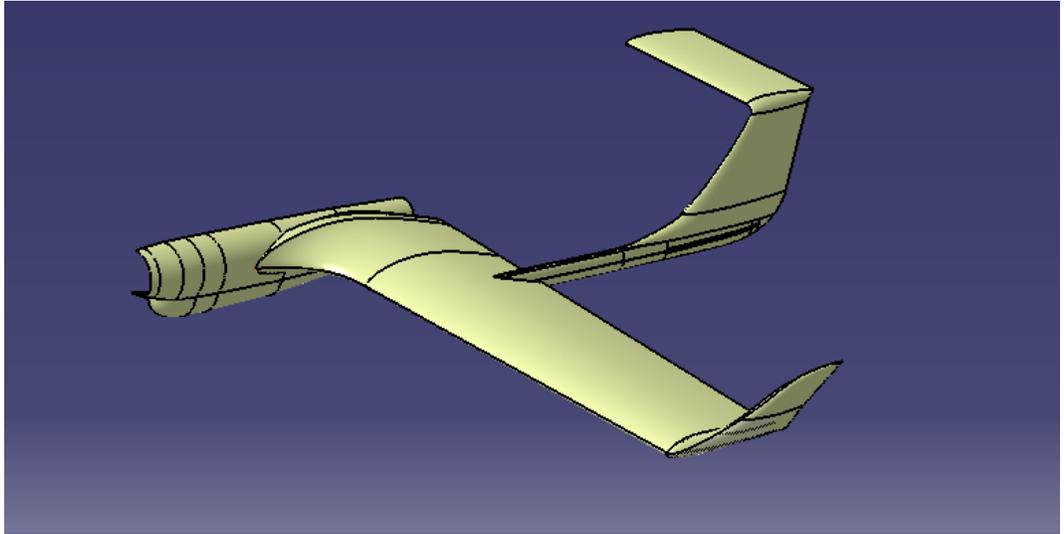


Figura 5 Unión ala empenaje en Catia

Por último se realizó la forma del *Spinner* del motor en la nariz del avión y con el comando *Split* se realizó el corte de las intersecciones de los componentes principales del avión (i.e. fuselaje, alas y empenaje) para finalmente utilizar el comando *Join* y unir todas las partes como una sola pieza; esta acción es importante para evitar problemas durante el proceso de creación del dominio computacional y la malla ya que es importante que no queden superficies sobrepuestas u orificios en las uniones. La geometría completa del Navigator X-2 presentada en la Figura 6, se guarda en formato *.igs* que es compatible con el software ICEM CFD.

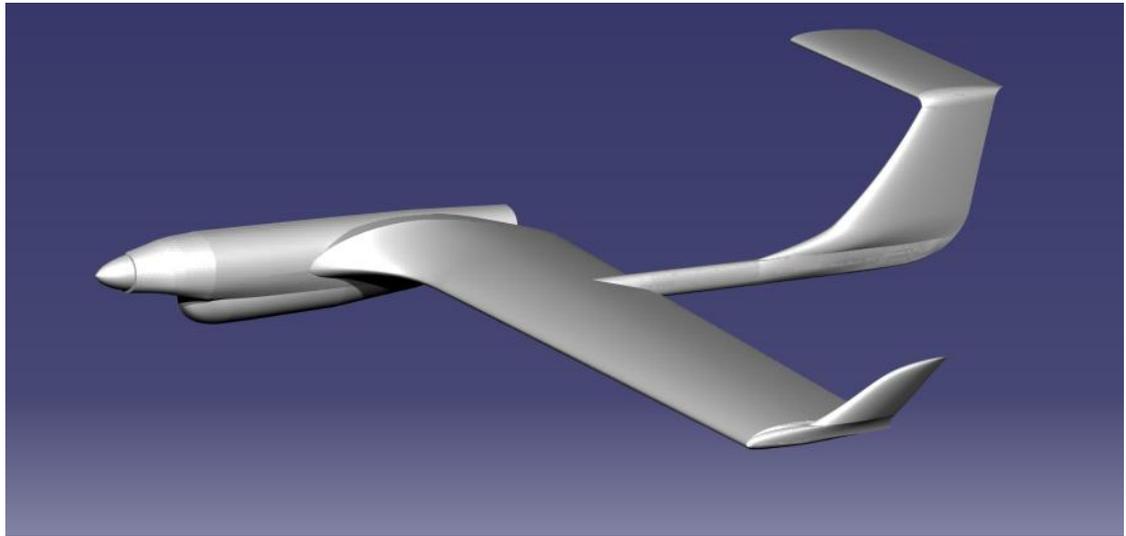


Figura 6 Modelo final en Catia

Para realizar el enmallado fue necesario crear un volumen de control adecuado para la simulación, con dimensiones equivalentes a 10 veces media envergadura en todas las direcciones tomándose como referencia la parte más delantera de la aeronave; para construirlo se crean cuatro superficies que se unen en una sección aparte del avión con el fin de que al importarlo a ICEM CFD se tengan superficies divididas y facilite el proceso de enmallado como se muestra en la Figura 7. Estas superficies fueron unidas bajo el comando *Join*, obteniendo finalmente un modelo compuesto en dos secciones la primera es la unión de todas las superficies de la aeronave y la segunda conformada por todas las caras del volumen de control

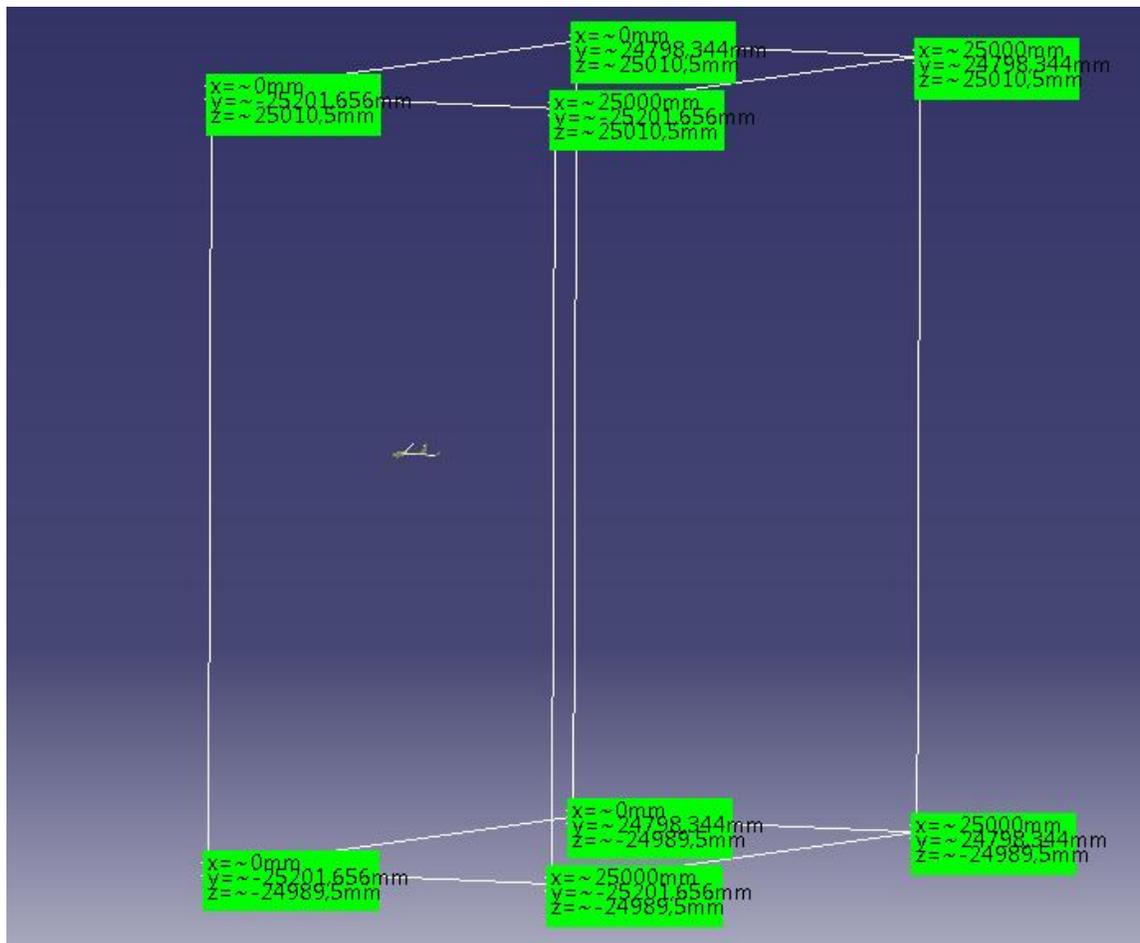


Figura 7 Volumen de control en Catia

Posteriormente se importó la geometría completa y se dividió el avión en diferentes secciones con el fin de variar las características de la malla en las zonas que lo requieran sin afectar todo el modelo (Figura 9); adicionalmente fue necesario especificar los límites del fluido y para lograrlo en ICEM se creó un cuerpo utilizando un punto ubicado en el cubo y otro ubicado en el fuselaje como se aprecia en la Figura 8.

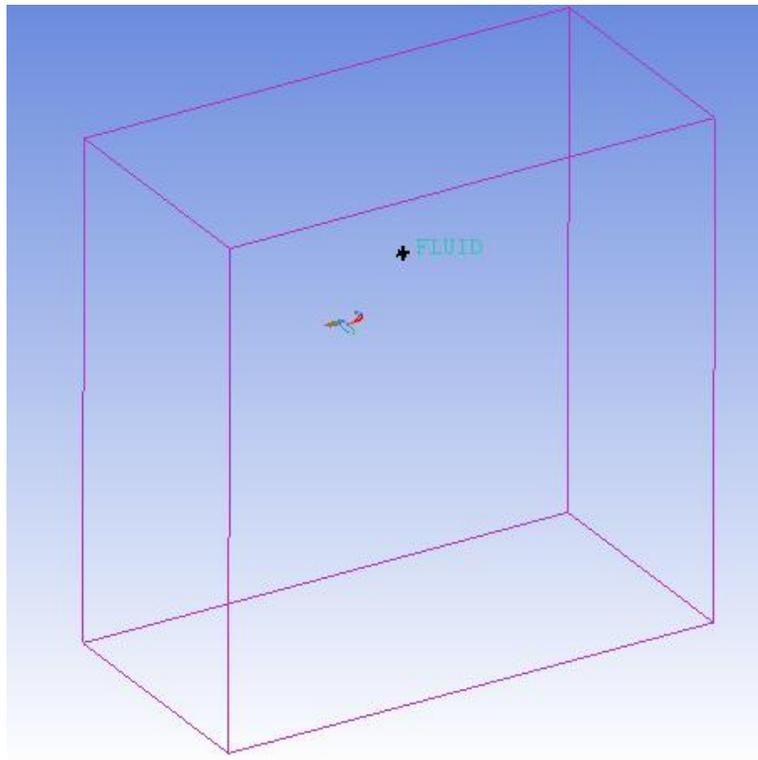


Figura 8 Volumen de control en Icem

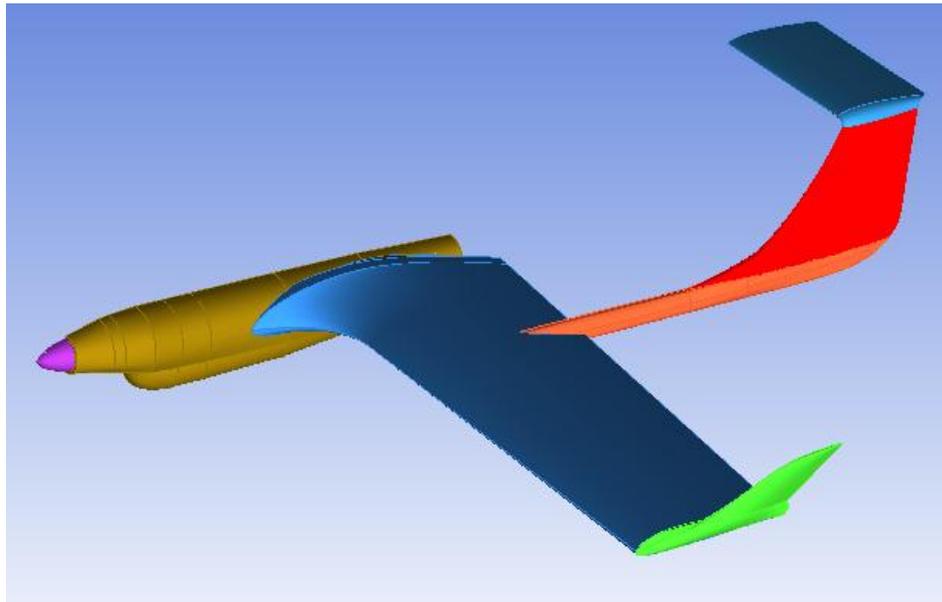


Figura 9 Avión en Icem

La malla se realizó con tetraedros y primas ya que ICEM CFD dispone de herramientas para la generación automática de estos elementos, se evita la construcción de una malla multibloque lo que en este caso se dificulta por la complejidad de la geometría y los prismas se crean para definir apropiadamente la capa límite.

Para la creación de la malla primero se determinaron tamaños preliminares para las celdas en cada una de las superficies de la geometría y para el fluido de tal manera que se ajustaran apropiadamente al avión. Para mejorar la calidad de la malla se variaron dos parámetros: uno que genera un refinamiento en los elementos que se encuentran sobre las superficies cercanas a una curva lo que permite obtener, por ejemplo, bordes de ataque bien definidos; el otro parámetro controla la precisión del enmallado cuando se acerca a aristas que forman dos superficies adyacentes con ángulos muy agudos, como es el caso del borde de fuga de las alas y los estabilizadores. Una vez asignado los valores preliminares se creó la primera malla utilizando el método Octree, el cual construye mallas tanto para las superficies como para el volumen, y a través de un proceso iterativo se refinó la malla hasta alcanzar un punto en el cual se obtuvo la cantidad de elementos deseados. Terminado este proceso se revisó la malla para detectar errores tales como elementos dentro del volumen que ocuparía el avión y elementos fuera del volumen de control. Si como resultado se obtienen elementos por fuera del volumen de control definido, significaría entonces que el modelo no está cerrado o la densidad de elementos asignada es muy pequeña para la tolerancia respecto a los agujeros y saltos entre superficies adyacentes. Finalmente se realizó un primer proceso de suavizado como preparación para el siguiente paso que consistió en mejorar la malla por medio de los criterios calidad y *skew*. Después de realizar varios ensayos en los que se verificaba la calidad de la malla con base en los criterios anteriores, los investigadores encontraron que para lograr los resultados esperados, la cantidad de iteraciones en cada proceso

debía ser de 5 y aplicándose una sola vez, una cantidad diferentes de iteraciones podría deformar los elementos y no mejora significativamente el enmallado. El resultado del proceso de mejoramiento de la malla se muestra en la Figura 10 y en las Figura 11 y Figura 12 se aprecian los elementos que se encuentran en un corte horizontal y transversal respectivamente en el fluido que rodea a la aeronave.

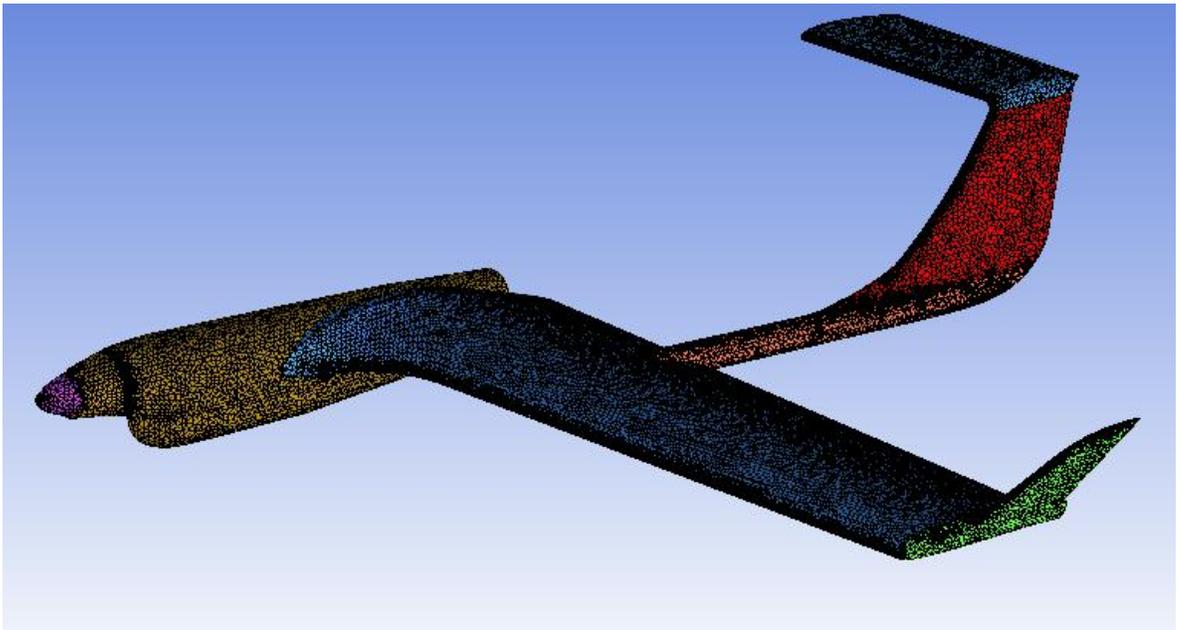


Figura 10 Enmallado de las superficies

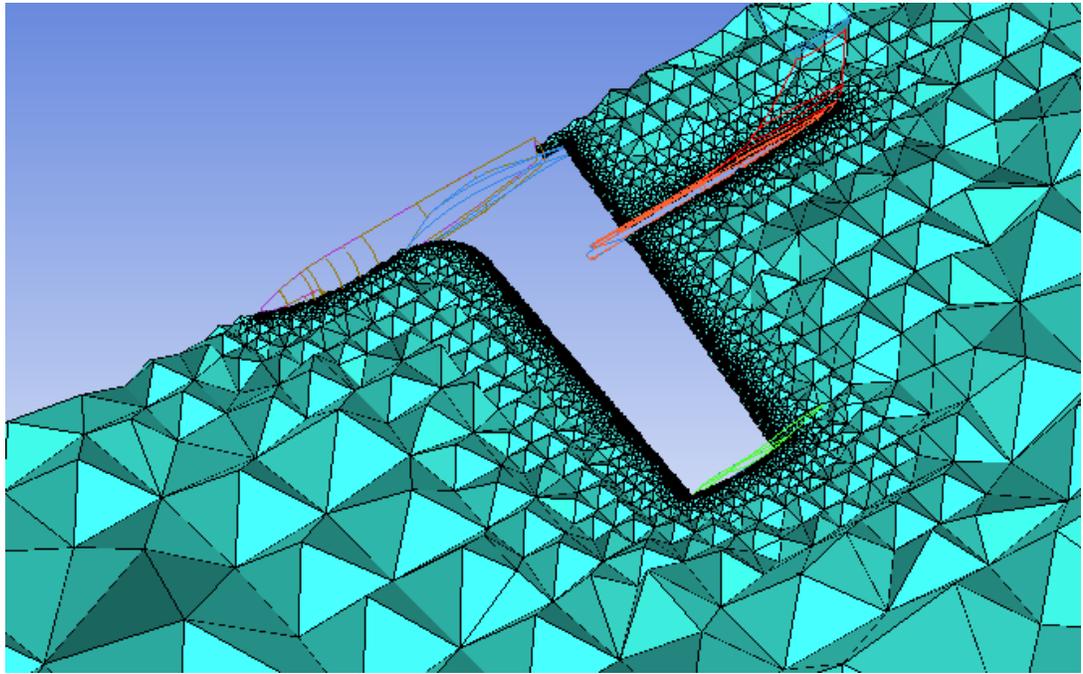


Figura 11 Corte transversal del enmallado

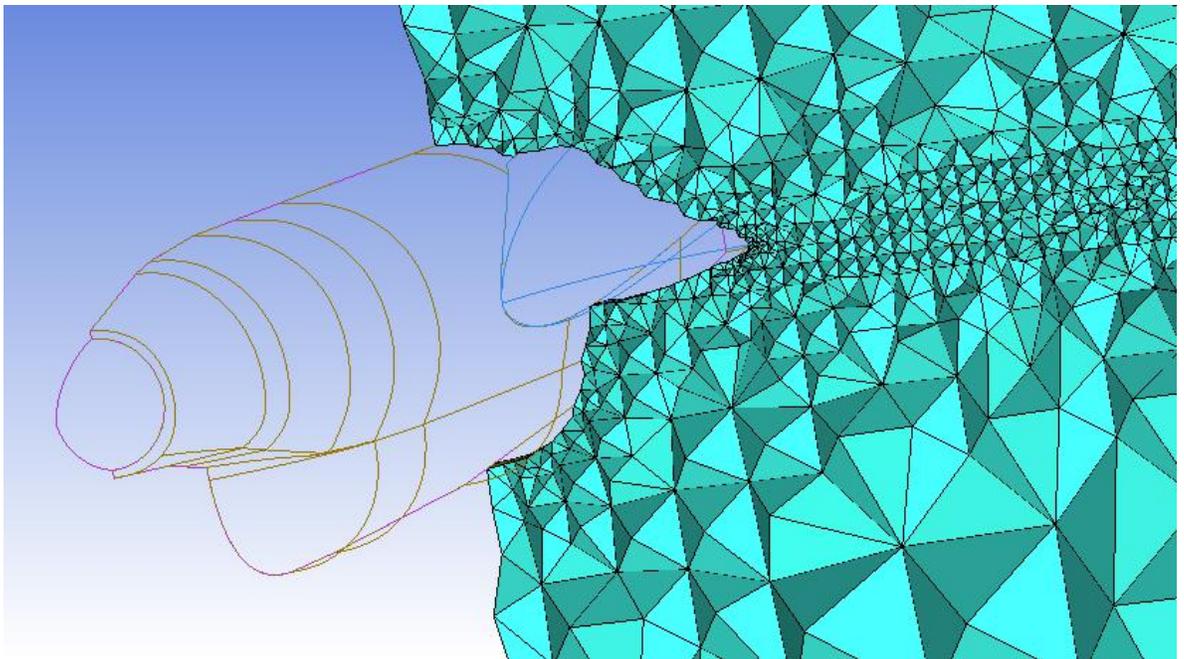
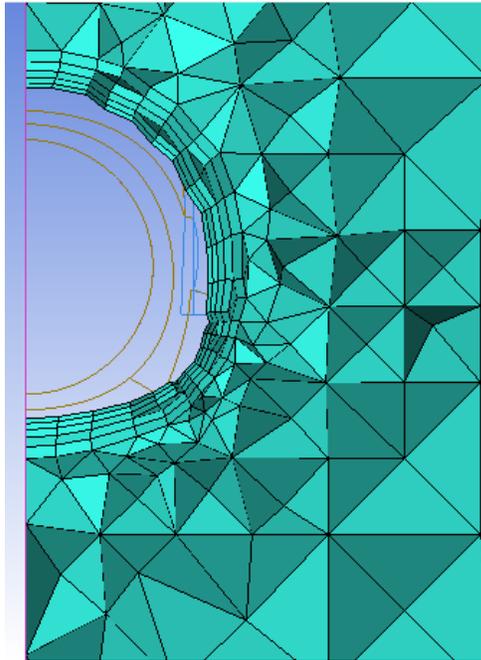


Figura 12 Corte transversal del enmallado frontal

Para obtener una mejor resolución de la malla cerca de las superficies y capturar los fenómenos físicos de la capa límite se generaron prismas en todas las superficies de la aeronave y se logró una malla uniforme en estas zonas; esto permite al solucionador predecir los gradientes de presión y velocidad con mayor precisión.

Al asignar las superficies a partir de las cuales se deben generar los primas, ICFM CFD utiliza la malla existente para modificarla y generar los nuevos elementos. Para iniciar el proceso se selecciona una altura inicial igual a 0 que permite al programa calcular automáticamente la altura correspondiente de la primera capa, se asigna una tasa de crecimiento de 1.25^{41} y un número de cinco capas de prismas. El resultado se ilustra en la Figura 13.



⁴¹ AIAA–NASA High-Lift Prediction Workshop.

Figura 13 Corte transversal enmallado con prismas

Para el análisis de sensibilidad se crearon tres mallas utilizando dos criterios fundamentales: el primero es la cantidad de elementos y el segundo la altura de la primera fila de elementos con respecto a crecimiento de la capa límite medida a través del Y^+ . El último criterio se escogió de $\approx 4/9$ para tener una capa límite fina; además, debido a que el modelo de turbulencia utilizado es Spalart-Allmaras, se requiere un Y^+ menor a 1 para capturar correctamente los fenómenos físicos representativos en esta zona⁴². Desafortunadamente ICEM CFD no posee una herramienta para controlar de manera directa el valor de Y^+ , pero se puede calcular la altura geométrica de la primera capa de prismas que cumpla esta condición para ingresarla como parámetro en el proceso de refinamiento. Para obtener el valor de la altura se calculó el número Reynolds con base a la densidad que corresponde a la altura de vuelo, la cuerda media aerodinámica y la velocidad de operación (Ecuación 2), el coeficiente de fricción (Ecuación 3) valido únicamente para Reynolds entre 10^5 y 10^7 , el esfuerzo cortante (Ecuación 4), la velocidad de fricción (Ecuación 5) y finalmente la altura para el valor de Y^+ deseado (Ecuación 6⁴³).

$$Re = \frac{\rho v l}{\mu}$$

Ecuación 2

⁴² ANSYS 13, Help

⁴³ [http://www.cfd-online.com/Wiki/Dimensionless_wall_distance_\(y_plus\)](http://www.cfd-online.com/Wiki/Dimensionless_wall_distance_(y_plus))

$$C_f = 0.058Re^{-0.2}$$

Ecuación 3

$$t_w = \frac{1}{2}C_f\rho U_\infty^2$$

Ecuación 4

$$U_t = \sqrt{\frac{t_w}{\rho}}$$

Ecuación 5

$$y = \frac{Y^+\mu}{U_t\rho}$$

Ecuación 6

Una vez obtenida la altura (y) se dividieron las primeras tres capas de las cinco creadas y se indicó esta altura como restricción para la primera capa; de esta forma se obtuvo el Y^+ deseado. Al finalizar este procedimiento se realizó nuevamente una revisión de la malla y se corrigieron errores producidos por la modificación de la misma. En la Figura 14 se aprecian las capas de prismas obtenidas alrededor de la pared del fuselaje después de realizar el procedimiento descrito. Por último se realizaron nuevamente dos operaciones de suavizado con 10 iteraciones cada una pero aplicando el criterio de ortogonalidad, esto se realizó ya que cuando se importó la malla inicial en FLUENT se reportaba una baja calidad ortogonal lo que podría eventualmente generar problemas en la precisión de los resultados y dificultad en la convergencia.

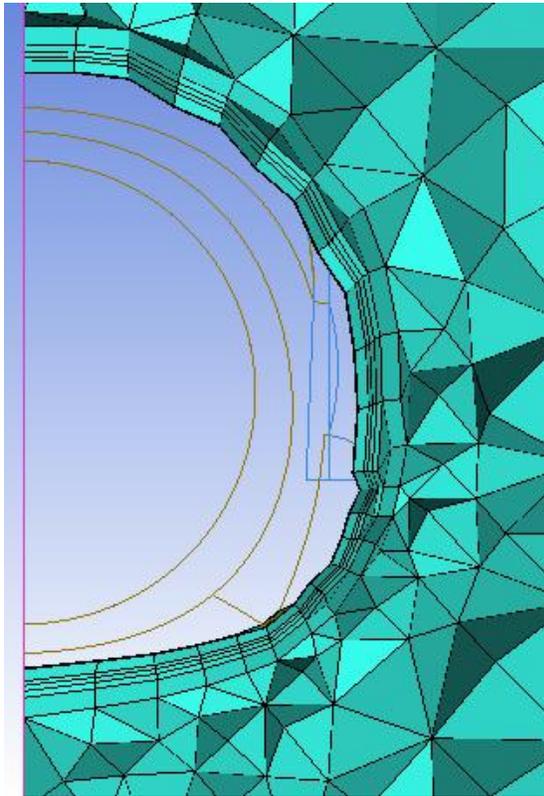


Figura 14 Corte transversal enmallado con prismas divididos

Como paso final en ICEM CFD se indicaron las condiciones de frontera de todas las superficies y del volumen. Las condiciones de frontera se escogieron teniendo en cuenta que el flujo es subsónico incompresible, sin transferencia de calor y simétrico con respecto al plano vertical. Se especificaron dos fronteras con *Velocity Inlet*, una para la parte inferior y otra para la cara frontal del dominio y dos fronteras con *Pressure Outlet*, una en la parte superior y otro en la zona posterior del dominio; el volumen enmallado se indicó como fluido y todas las superficies de la aeronave como *Wall* (Figura 15).

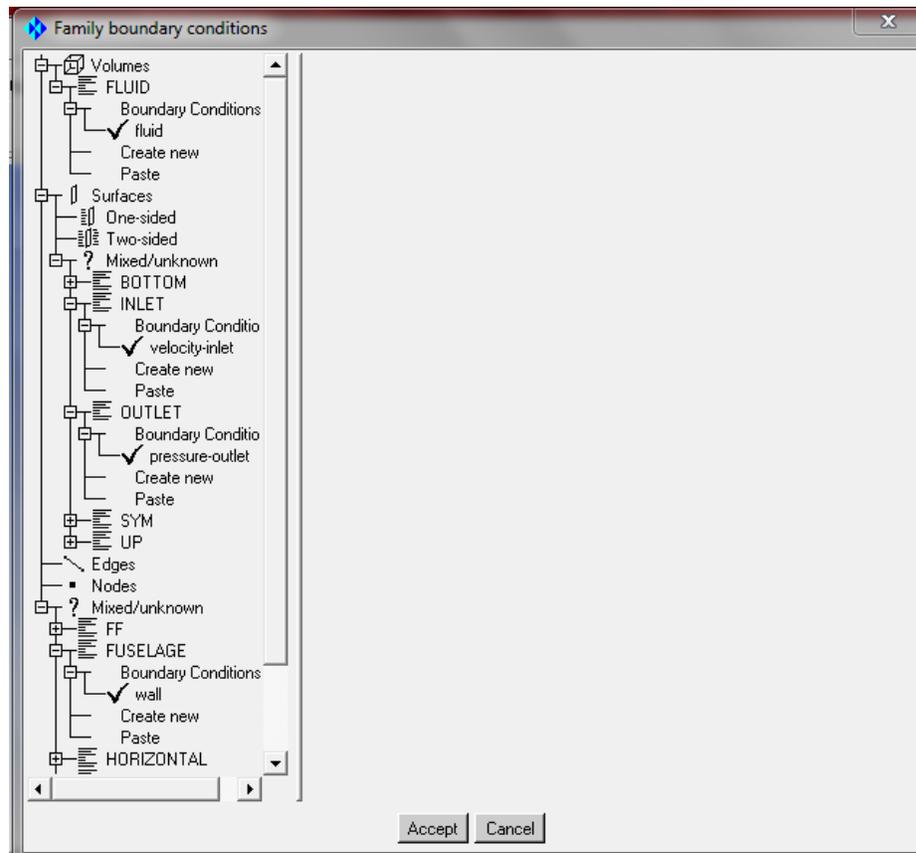


Figura 15 Condiciones de frontera en Icem

El Piloto automático del Navigator X-2 almacena información del vuelo como velocidad del aire, altura, actitud, posición geográfica y posición de los actuadores de las superficies de control cada 0.25 segundos. Con estos datos, y con la realización de vuelos dedicados a este propósito, es posible determinar los coeficientes de sustentación y de arrastre del avión y realizar un estudio del comportamiento del avión en las diferentes etapas del vuelo.

Para llevar a cabo la comparación de los resultados obtenidos a través de las simulaciones en FLUENT con los datos registrados por el piloto automático, es necesario realizar vuelos de prueba programados de tal manera que permitan

calcular las fuerzas aerodinámicas de forma precisa; para ello el avión debe estar en una condición estable de planeo en la cual el motor se encuentre apagado o en condición de mínima potencia (si la primera condición no es aplicable) y los *flaps* se fijan en una posición que reduzca en lo posible el arrastre (avión limpio)⁴⁴. Los efectos producidos por el tren de aterrizaje y la hélice no pueden ser eliminados en este vuelo de prueba ya que son fijos para el UAV y su condición no puede ser modificada en vuelo.

Debido a que el Navigator X-2 no ha volado en los últimos dos años, no fue posible realizar por lo menos un vuelo de prueba destinado exclusivamente a recopilar la información requerida para obtener datos que permitan calcular con buena precisión el L/D máximo y el coeficiente de sustentación máximo. Por esta razón se emplearon los datos de vuelos realizados los años 2009 y 2010 para extraer información que permita estimar estos valores

El piloto automático cuenta con el programa *Flight Log Viewer* que muestra una tabla de resultados con las condiciones del avión en cada momento del vuelo y realiza gráficas donde es posible comparar las condiciones del vuelo contra el tiempo; además, el programa nos permite visualizar el tráfico que realiza el avión durante el vuelo, muestra cuando la aeronave se encuentra en una trayectoria recta y cuando está realizando un viraje.

Con la ayuda del programa se analizaron todos los vuelos registrados por el piloto automático en los años anteriores en búsqueda de segmentos o etapas de vuelo con descensos por períodos lo suficientemente largos como para considerarlos estables (velocidad y tasa de descenso constantes) y con condiciones cercanas a

⁴⁴ KIMBERLIN, Ralph, Flight Testing of Fixed-Wing Aircraft, AIAA Education Series, p. 164

las de máximo coeficiente de sustentación, como ocurre en las maniobras de aterrizaje y pérdidas inducidas por el piloto; sin embargo, esta última condición, aunque presente en por lo menos dos de los vuelos, se alcanzó a través de una maniobra en la que el piloto corta la potencia de los motores y mantiene el avión nivelado (por lo menos desde su punto de observación) hasta que “mete la nariz”, pero la velocidad desciende rápidamente y es difícil concluir con precisión cuál es la velocidad precisa en el que el avión entra en pérdida. Con el análisis se evidenció que la aeronave en todos los vuelos estuvo en constante cambio de altura debido a que fue operada manualmente (no por el piloto automático) pues resulta difícil para el piloto juzgar con precisión la dirección y la velocidad del avión debido que se encuentra a varios cientos de metros del avión.

Finalmente se seleccionaron dos vuelos que cumplieron con los siguientes criterios: que el vuelo tuviera un descenso lo más estable posible, que la potencia del motor fuera mínima, que descendiera prolongadamente y por un tiempo lo suficientemente largo como para considerarlo estable. Con estos criterios se escogieron dos vuelos: el primero realizado el 15 de junio de 2010 y el segundo realizado el 26 de julio del 2010.

Para seleccionar el vuelo más conveniente se compararon las gráficas de los dos vuelos seleccionados y se evidenciaron algunas diferencias. En las figuras 16 y 17 se observa el comportamiento de la aeronave en el primer vuelo (vuelo del 15 de junio del 2010) y en las figuras 18 y 19 se visualiza el comportamiento del segundo vuelo (vuelo del 26 de julio del 2010).

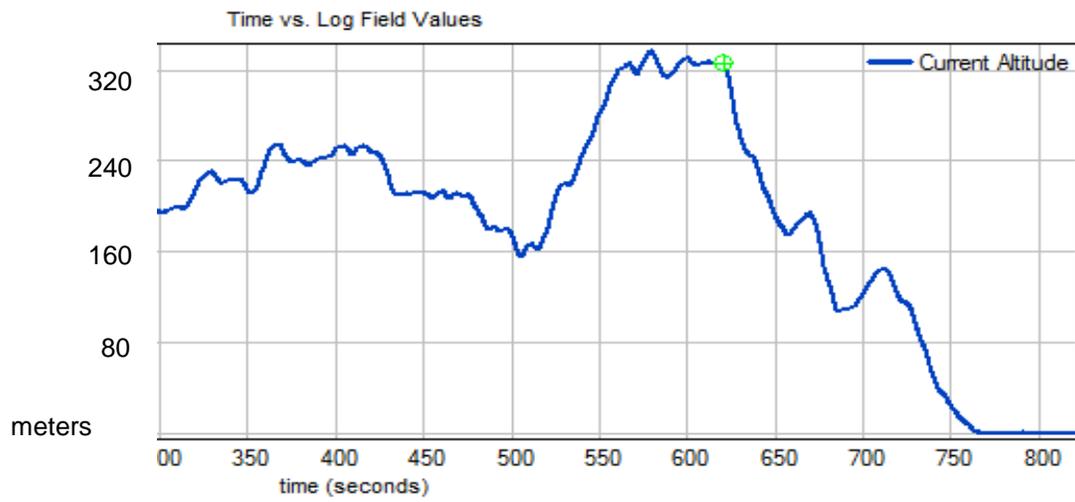


Figura 16 Tiempo Vs Altitud vuelo realizado el 15 de junio de 2010

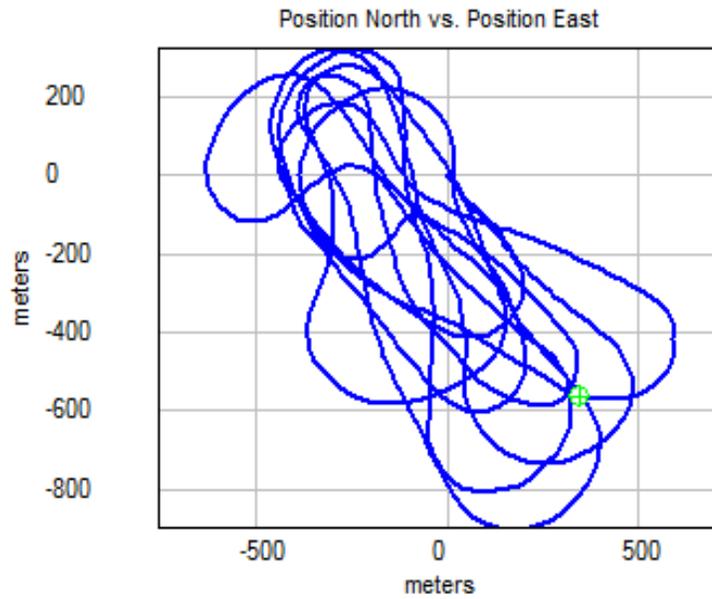


Figura 17 Circuito Vuelo realizado el 15 de junio de 2010

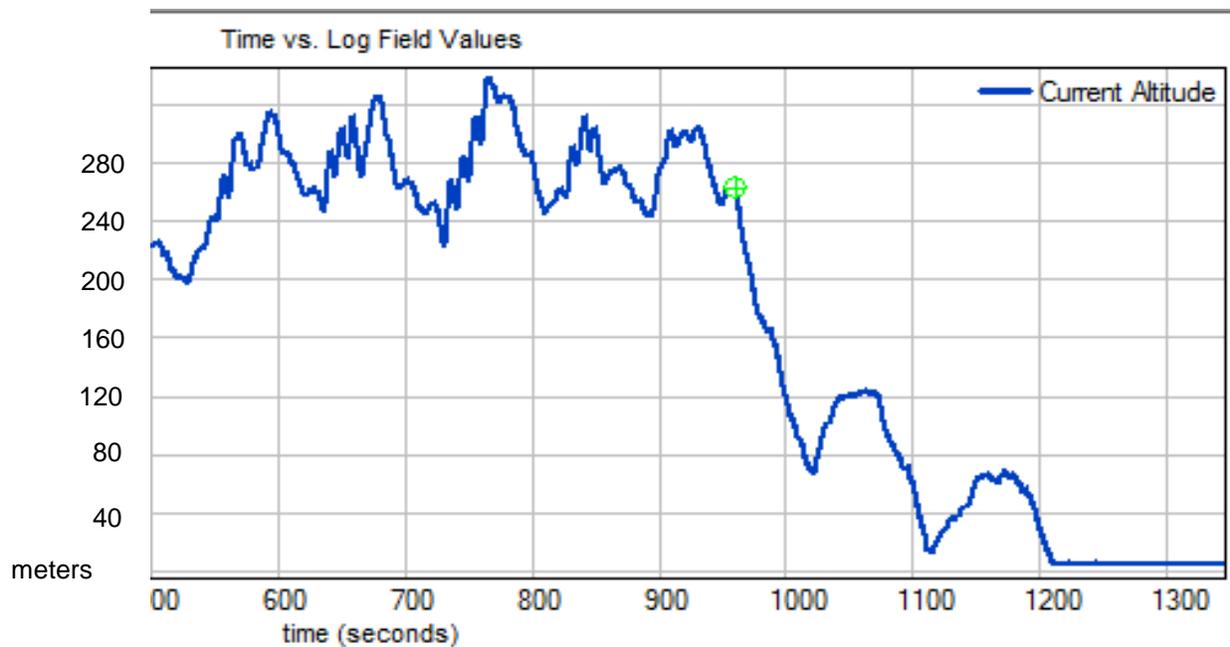


Figura 18 Tiempo Vs Altitud vuelo realizado el 26 de julio de 2010

La Figura 16 representa el cambio de altitud de la aeronave a través del tiempo, con un rango de tiempo de 300 segundos hasta 820 segundos. Se puede visualizar que la aeronave está constantemente ganando y perdiendo altura pero en el segundo 623 la aeronave realiza un descenso prolongado hasta el segundo 659. En la Figura 17 se observa el tráfico que realizó la aeronave en el primer vuelo y que forma un patrón típico de la operación de una aeronave radio controlada.

Igualmente en la Figura 18 se visualiza el cambio de altura de la aeronave en el segundo vuelo. En el punto verde marca el momento en el que la aeronave comienza el descenso finalizando en el segundo 1010. En la Figura 19 se observa el tráfico que se realizó en el segundo vuelo.

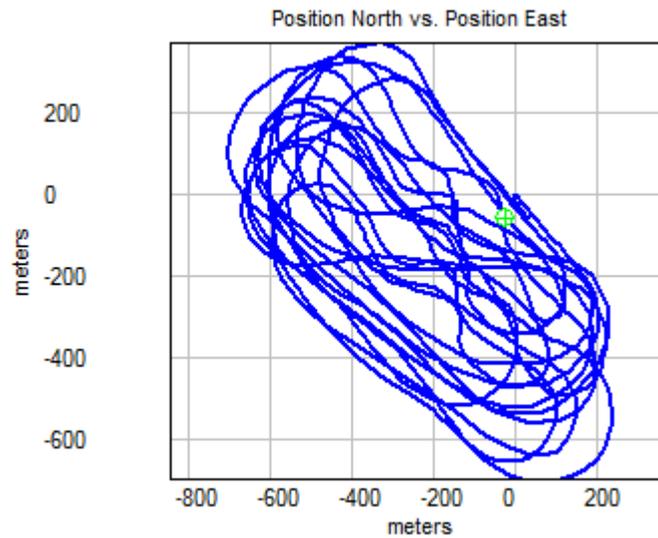


Figura 19 Circuito vuelo realizado el 26 de julio de 2010

Comparando las figuras y teniendo en cuenta que el circuito que se quería en estos dos vuelos era un ovalo, se puede observar que los tráficos del vuelo realizado el 26 de julio son más uniformes y que tuvo una duración mayor a 1300 segundos. Para seleccionar con mayor claridad el vuelo más conveniente se realizaron las tablas 1 y 2 con información adicional entregada por el programa del piloto automático

	15-Jun-10			UNIDADES
	Punto Inicial	Punto Final	Diferencia	
Tiempo	10:20,596	10:56,670	00:36,074	minutos
Altitud	328,84	175,64	153,20	m
Altitud GPS	285	151	134,00	m
Body Pitch	-1,71	5,5	7,21	Grados/s
Current pitch	-11,02	1,57	9,45	Grados
Velocidad	24,99	30,18	5,19	m/s
X aceleración	-0,2	-1,08	0,88	m/s ²
Y aceleración	-0,39	-0,49	0,10	m/s ²

Tabla 1 Datos del descenso del vuelo realizado el 15 de Junio de 2010

	26-Jul-10			UNIDADES
	Punto Inicial	Punto Final	Diferencia	
Tiempo	16:01,024	17:02,809	01:01,785	minutos
Altitud	261,21	67,07	194,14	m
Altitud GPS	851,99	685,99	166,00	m
Body Pitch	-3,88	4,39	8,27	Grados/s
Current pitch	-9,68	9,68	19,36	Grados
Velocidad	26,52	34,96	8,54	m/s
X aceleración	-0,39	0,86	2,25	m/s ²
Y aceleración	-0,49	-0,2	0,29	m/s ²

Tabla 2 Datos del descenso del vuelo realizado el 26 de julio de 2010

Con estos resultados se escogió el vuelo del 26 de julio del 2010 debido a que el descenso tuvo mayor longitud (194,14 metros), mayor duración (1 minuto y 1.78 segundos) y buena estabilidad (descenso relativamente constante con el tiempo).

Escogida la etapa del vuelo se analizaron las diferentes variables que da el piloto automático. La Figura 20 enfoca el descenso que se visualiza en el punto verde de de la Figura 18 mostrando desde el segundo 930 al 1060. Al mismo tiempo se observa el comportamiento de las variables más representativas en la maniobra de descenso seleccionada.

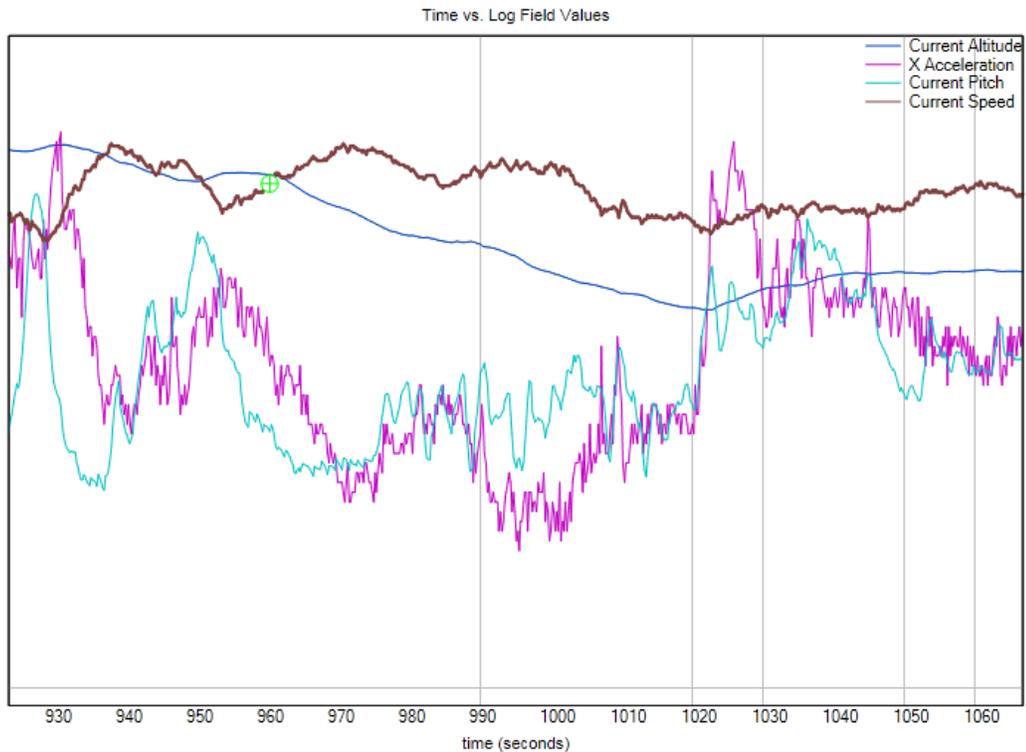


Figura 20 Variación de parámetros Vs Tiempo

El punto verde en la Figura 20 marca el inicio del tramo de descenso más estable y constante; la línea azul oscura indica el cambio de altitud; la línea azul claro indica el ángulo de cabeceo; la línea morada indica la aceleración en el eje x y la línea café indica la velocidad de vuelo.

En el punto inicial se evidencia que la aeronave baja el ángulo de pitch y disminuye la aceleración, de esta manera comienza a perder altura y cambia la velocidad en un valor muy pequeño. Cuando la aeronave se acerca al final del descenso aumenta el ángulo de Pitch y aumenta la aceleración lo que hace que no pierda más altura y sigue teniendo un valor de velocidad sin grandes variaciones. Estas indicaciones son consistentes con el procedimiento que realiza el piloto para realizar el descenso: corta la potencia del motor de tal manera que el avión pierde velocidad y en consecuencia fuerza de sustentación; el avión comienza a descender y se acelera hasta alcanzar la velocidad de equilibrio con la que continúa la maniobra; para finalizar el descenso el piloto pone potencia en los motores y estos aceleran el avión de tal manera que aumenta la fuerza de sustentación; finalmente, con un poco de elevador el piloto retorna la aeronave a su condición de vuelo recto y nivelado.

Como se muestra en la Figura 21 Componentes ángulo de planeo, el ángulo de planeo depende de la velocidad que tiene la aeronave y el cambio de altura con respecto al tiempo. Aunque la tasa de descenso no es almacenada directamente por el piloto automático, es posible determinar la magnitud de la misma a partir de la altura registrada en cada instante de tiempo.

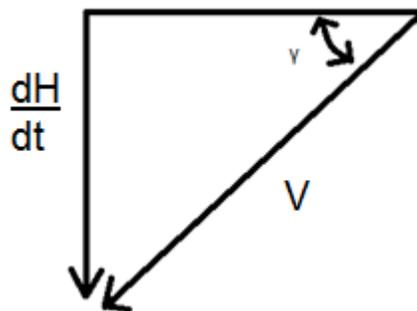


Figura 21 Componentes ángulo de planeo

Con las ecuaciones Ecuación 7 y Ecuación 8 se obtuvieron los valores de sustentación y de arrastre para cada intervalo de tiempo en la etapa de descenso de la aeronave. Con estos resultados se hallaron los coeficientes de sustentación y coeficientes de arrastre utilizando las ecuaciones Ecuación 9 y Ecuación 10 tomando como referencia las densidades y velocidades registradas por el piloto automático.⁴⁵

$$L = W \cos \gamma$$

Ecuación 7 Sustentación

$$D = -W \sin \gamma$$

Ecuación 8 Arrastre

$$Cl = \frac{2L}{\rho V^2 S}$$

Ecuación 9 Coeficiente de sustentación

$$Cd = \frac{2D}{\rho V^2 S}$$

Ecuación 10 Coeficiente de arrastre

Para determinar las condiciones que fueron simuladas se tomaron datos de la tesis “Diseño y Construcción de un Vehículo Aéreo no Tripulado (UAV) Navigator X-02”⁴⁶ tales como los ángulos de ataque en los cuales se genera el coeficiente de sustentación máximo y el L/D máximo.

$$\left[\frac{L}{D} \right]_{m\acute{a}x} = 12.9$$

$$\alpha_{\left(\frac{L}{D} \right)_{m\acute{a}x}} = 3.5^\circ$$

⁴⁵ KIMBERLIN, Ralph, Flight Testing of Fixed-Wing Aircraft, AIAA Education Series, p. 164

⁴⁶ Diseño y Construcción de un Vehículo Aéreo no Tripulado (UAV) Navigator X-02, DOUSDEBES, Camilo et al.

$$Cl_{m\acute{a}x} = 1.4425$$

$$\alpha_{Clm\acute{a}x} = 13^\circ$$

Los datos obtenidos del vuelo fueron comparados con los estimados en el dise\u00f1o del Navigator X-2 y se identificaron aquellos que fueran m\u00e1s cercanos. Los valores del coeficiente de sustentaci\u00f3n m\u00e1ximo y relaci\u00f3n sustentaci\u00f3n resistencia m\u00e1ximo m\u00e1s cercanos a los estimados en la tesis junto con las velocidades, altitud y coeficientes se presenta en la. Tabla 3 Condiciones establecidas para la simulaci\u00f3n.

	<i>Pitch</i>	Altitud	Velocidad	Densidad	Cl	Cd	L/D
L/D m\u00e1x.	3.64	254.05	23.47	0.873	0.5571	0.0428	13.001
Cl m\u00e1x.	13.09	9.33	16.76	0.902	1.42131	0.1636	8.683

Tabla 3 Condiciones establecidas para la simulaci\u00f3n

El an\u00e1lisis de sensibilidad const\u00f3 de tres mallas diferentes creadas con el procedimiento descrito anteriormente: una malla gruesa con 1,800,000 elementos, una malla media con 2,350,000 elementos y una malla fina con 3,000,000 elementos. El Y^+ para cada una de las mallas es igual a ≈ 0.5 como se indic\u00f3 anteriormente para obtener un enmallado fino en la capa l\u00edmite y para que el modelo de turbulencia escogido pueda entregar resultados correctos; adem\u00e1s, las simulaciones se realizaron para \u00e1ngulos de ataque de 2° y 6° y la velocidad del flujo para las simulaciones es de 25 m/s que corresponde a la velocidad de crucero.

Las simulaciones que se realizaron en FLUENT fueron configuradas de forma apropiada para obtener resultados confiables y una convergencia de la solución en un tiempo aceptable. Se escogió el solucionador tipo *Pressure Based*, indicado para casos con fluidos a baja velocidad e incompresibles⁴⁷, según el número de mach calculado con la Ecuación 11:

$$M = \frac{V}{C}$$

Ecuación 11

Donde V es la velocidad de la aeronave en este caso 25 m/s y C es la velocidad del sonido a 2600 m de altura sobre el nivel del mar la cual es de 330 m/s, con esto se obtiene un número mach de 0.075.

Un modelo de turbulencia apropiado debe ser seleccionado ya que este influirá en gran parte en la precisión de los resultados y el tiempo requerido para la convergencia; el modelo Spalart-Allmaras se escogió por su bajo costo computacional, por ser modelo de una ecuación y principalmente porque fue desarrollado especialmente para aplicaciones de aerodinámica externa como el flujo sobre perfiles y alas⁴⁸.

Continuando con la configuración del caso se seleccionó el aire como material para el fluido con densidad constante y viscosidad dinámica estándar por tratarse de un régimen subsónico incompresible; las condiciones de frontera *Velocity Inlet* fueron modificadas para incluir la magnitud de la velocidad y dependiendo del ángulo de ataque deseado se ingresaron las componentes del flujo.

⁴⁷ Ansys, Customer Training Material, FLUENT, Solver settings Lecture 5.

⁴⁸ Ansys, Fluent 13.0 Help.

Posteriormente se seleccionó el algoritmo para que utilice una combinación de la ecuación de la continuidad y momentum para derivar una ecuación que como resultado entregue la presión. El algoritmo utilizado fue SIMPLEC porque permite alcanzar el punto de convergencia mucho más rápido en problemas simples⁴⁹, la interpolación para los gradientes en las celdas fue Least-Squares Cell-Based debido a su buen nivel de precisión y bajo costo comparado con los otros dos métodos⁵⁰ y la interpolación para los valores de la presión en las caras de las celdas se realizó utilizando el método de *Second Order Upwind*.

Ya que FLUENT funciona de forma iterativa es necesario estimar las variables del flujo en cada una de las celdas del dominio computacional antes de comenzar las primeras iteraciones a través del proceso de inicialización; para este caso se inicializó el flujo a partir de la información en la frontera *Velocity Inlet*, que corresponde a la superficie del volumen de control delantera, y para ayudar a reducir la cantidad de iteraciones necesarias para la convergencia, se utiliza la inicialización Full MultiGrid (FMG). La inicialización FMG consiste en resolver el flujo potencial en el dominio computacional para obtener información de las variables en las celdas como si se tratara de un flujo no viscoso; el proceso también es iterativo, aunque mucho más rápido, porque soluciona el flujo mediante el escalamiento parcial en una serie de mallas gruesas antes de transmitir los resultados a la malla real⁵¹.

Esta configuración se aplicó para todos los casos tanto en el análisis de sensibilidad de malla como en las simulaciones de las condiciones establecidas en los objetivos. Para identificar el punto de convergencia se tienen tres criterios: el primero consiste en la diferencia en el coeficiente de sustentación y de resistencia

⁴⁹ Ansys, Training Material Fluent, Solver Settings Lecture 5.

⁵⁰ Ibid., p 9.

⁵¹ Op., cit., p. 13.

no sea superior a un 1%⁵² entre cada iteración durante mínimo 400 iteraciones; el segundo que la tasa neta de cambio del flujo másico a través del dominio sea inferior al 1% de la tasa más pequeña en cualquiera de las zonas del volumen de control y por último que los residuos obtenidos se reduzcan en un orden de tres magnitudes con respecto a su punto inicial. Los coeficientes de sustentación y resistencia que se obtuvieron para el análisis de sensibilidad de malla se presentan en la Tabla 4.

Malla	Cl	Cd	L/D
Malla fina Alfa 2°	0.5274	0.0371	14.215
Malla Fina Alfa 6°	0.9031	0.0619	14.589
Malla media Alfa 2°	0.5271	0.0374	14.093
Malla media Alfa 6°	0.9014	0.0620	14.538
Malla gruesa Alfa 2°	0.5260	0.0378	13.915
Malla gruesa Alfa 6°	0.9008	0.0631	14.275

Tabla 4 Mallas y resultados

En la Tabla 5 se muestran las diferencias porcentuales de los parámetros obtenidos a en las simulaciones de cada una de las mallas.

⁵² 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Enero. 4-7, 2011, Orlando, Fl, Best Practices for Aero-Database CFD Simulations of Ares V Ascent, Cetin Kiris, Jeffrey Housman, Marshall Gusman, Daniel Schauerhamer, Karen Deere, Alaa Elmiligui, Khaled Abdol-Hamid, Ed Parlette, Mark Andrews, John Blevins.

Malla	Diferencia L/D %	Diferencia CL %	Diferencia Cd %
Fina Vs Media 2°	0.858	0.056	0.802
Fina Vs Gruesa 2°	2.112	0.265	1.851
Media Vs Gruesa 2°	1.264	0.208	1.058
Fina Vs Media 6°	0.349	0.188	0.161
Fina Vs Gruesa 6°	2.151	0.254	1.901
Media Vs Gruesa 6°	1.808	0.066	1.743

Tabla 5 Mallas y diferencia de L/D, Cl y Cd en porcentaje

Bajo la restricción establecida solo las diferencias entre la malla fina y media cumplen en las dos condiciones simuladas, se determinó entonces que para tener una solución lo más independiente de la malla posible mientras se aprovecha al máximo el uso de los recursos computacionales la malla media es la más apropiada para la simulación de los casos, teniendo en cuenta los criterios establecidos anteriormente los cuales establecen que la diferencia entre los resultados entre una malla y la otra no sean superior a un 1%. En las Figuras 22 y 23 se puede observar la variación del coeficiente de sustentación y el coeficiente de arrastre en cada malla.

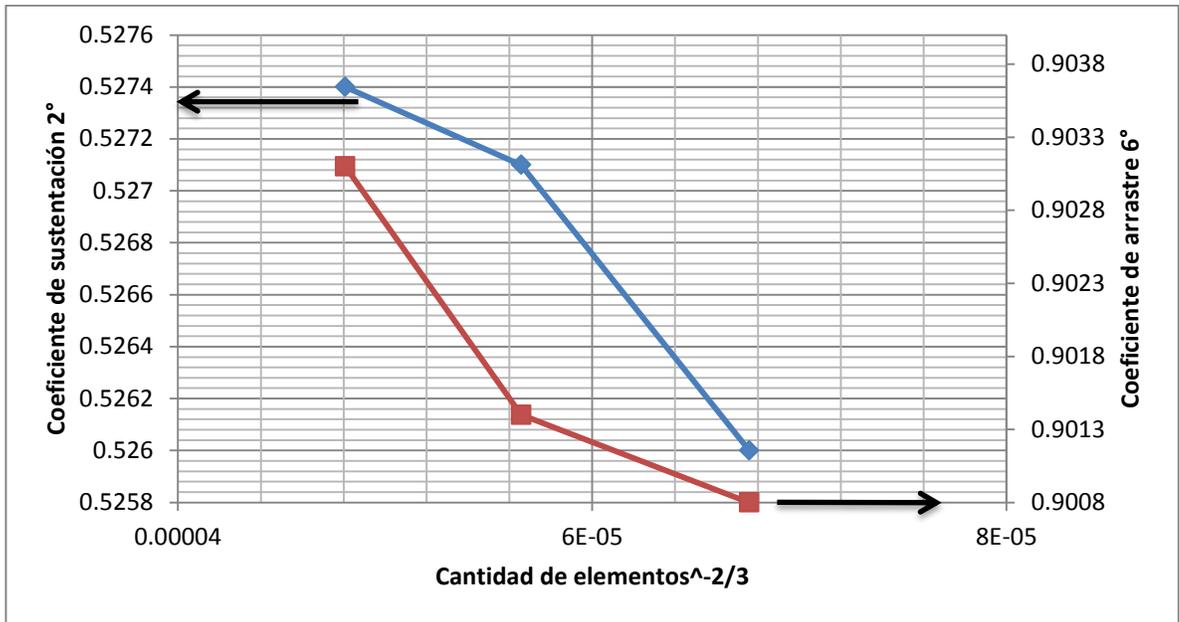


Figura 22 Coeficiente de sustentación vs cantidad de elementos

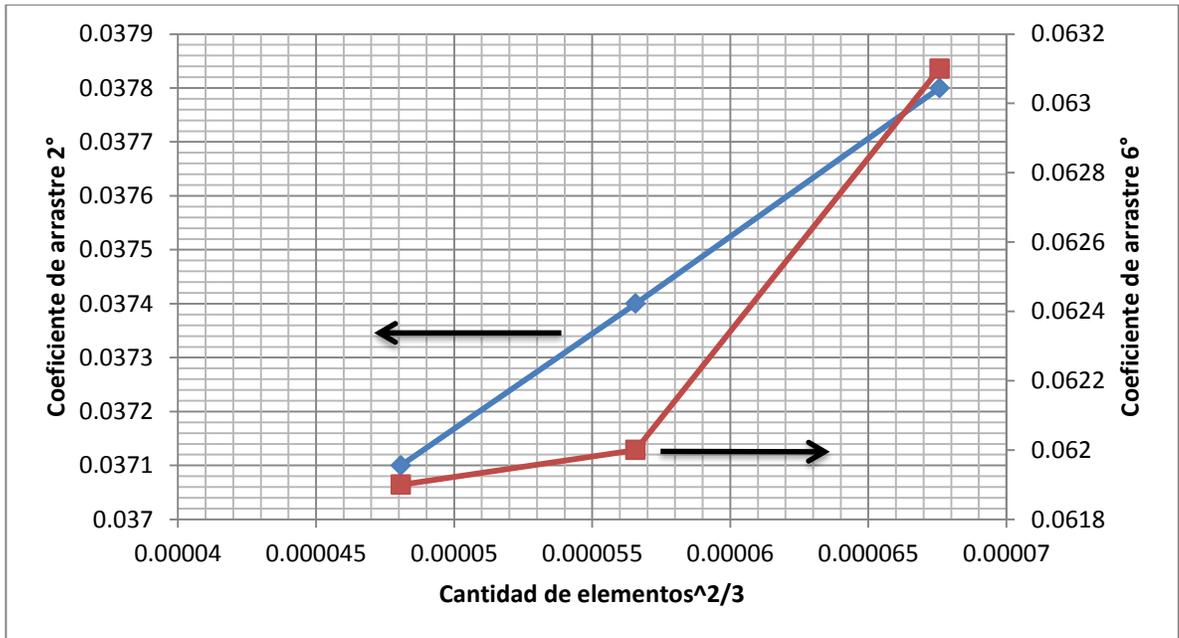


Figura 23 Coeficiente de arrastre vs cantidad de elementos

El caso en FLUENT para las condiciones de coeficiente de sustentación máximo y L/D máximo utilizando el enmallado escogido se configura de forma igual al caso utilizado en el análisis de sensibilidad de malla, variando únicamente la velocidad y los ángulos del flujo. Para definir los valores de densidad, presión y viscosidad dinámica que dan similitud aerodinámica a la simulación, se calcula el número Reynolds con la Ecuación 2 bajo las condiciones de operación de los datos entregados por el piloto automático para el vuelo seleccionado; luego se calcula la velocidad que corresponde al mismo número Reynolds pero para condiciones atmosféricas estándar al nivel del mar. La densidad, viscosidad y presión en la simulación corresponden a las estándar para el aire y la magnitud de la velocidad en las condiciones de frontera es la calculada para el número Reynolds de operación del UAV. Los criterios de convergencia en estas simulaciones fueron los mismos que se utilizaron en el análisis de sensibilidad de malla.

5. ANÁLISIS DE RESULTADOS

5.1. Simulación para encontrar el punto de L/D máximo:

Para determinar el valor máximo de la relación sustentación resistencia se simuló el caso configurado con el ángulo de ataque y número Reynolds obtenidos de los datos del piloto automático; sin embargo, para confirmar que efectivamente el valor obtenido en la simulación corresponde al máximo, se evaluaron casos con ángulos de ataque por encima y por debajo del inicial. Los ángulos de ataque de los casos simulados y los resultados obtenidos se presentan en la Tabla 6 L/D a diferentes ángulos de ataque y en la Figura 24 L/D Vs Ángulo de ataque.

Cl	Cd	L/D máx.	Ángulo de ataque
0.4318	0.0336	12.851	1
0.7172	0.048	14.941	4
0.8108	0.0546	14.849	5
0.9943	0.0705	14.103	7

Tabla 6 L/D a diferentes ángulos de ataque

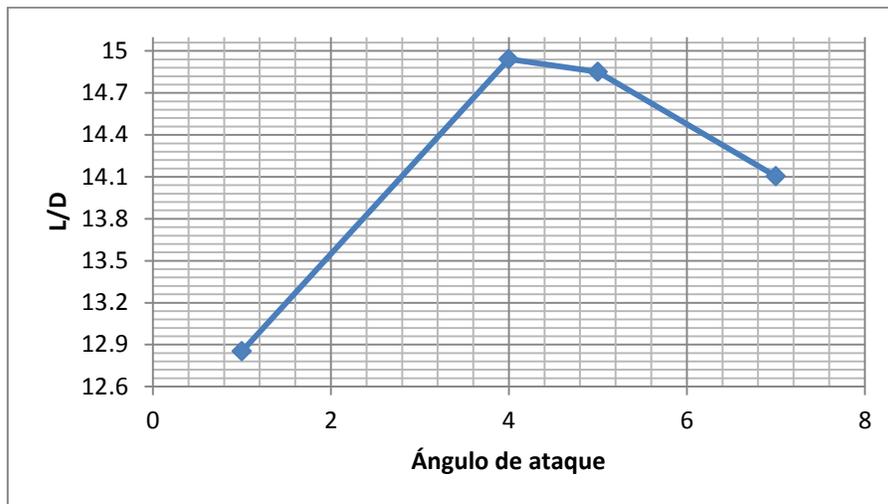


Figura 24 L/D Vs Ángulo de ataque

En la Figura 25 se observan los contornos de coeficiente presión para el ángulo de ataque con mayor L/D en la que se aprecia un estancamiento en el borde de ataque del ala además de una zona de presión negativa sobre el ala, cerca al borde de ataque; también, se observa una región de baja presión en la parte interna del *winglet* lo que sugiere que allí se genera una fuerza aerodinámica hacia adentro, en dirección del fuselaje. Un análisis más profundo en el que se simule la aeronave sin y con *winglet* bajo las mismas condiciones de máxima relación sustentación resistencia permitiría establecer con certeza si hay un aumento en la eficiencia aerodinámica, si se justifica el incremento en peso y complejidad de la estructura para lograr la ganancia en la eficiencia aerodinámica y si fue correctamente diseñado; sin embargo, este análisis se encuentra fuera de los alcances de este proyecto pero se sugiere para futuros trabajos de investigación.

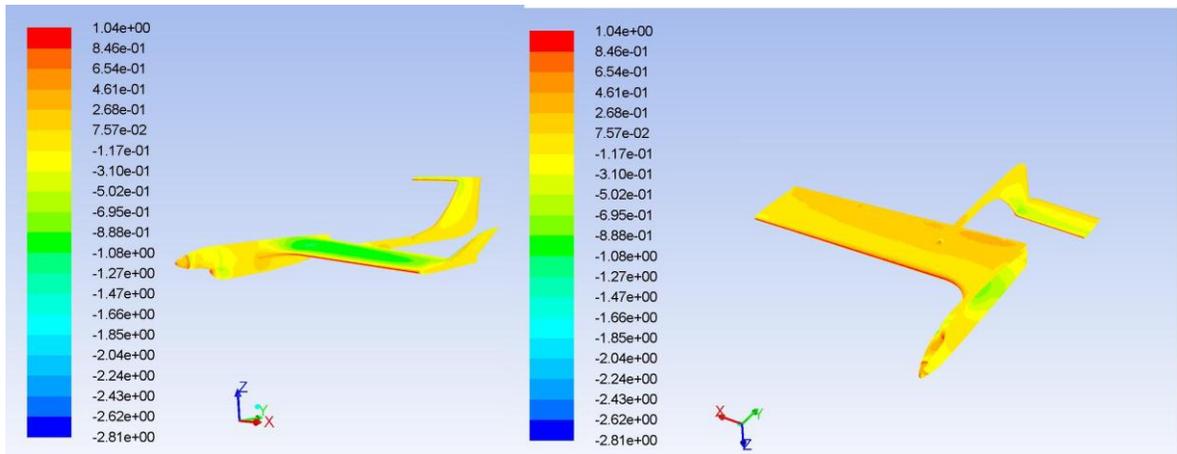


Figura 25 Contornos de coeficiente de presión estática L/D máx. 4°

Para esta condición de vuelo se verificó el Y^+ obtenido en la simulación con el fin de comprobar que se encontraba dentro del rango deseado. En la que se observa en la mayor parte de la aeronave se consigue un Y^+ de 0.1489 pero en los bordes de salida del ala, estabilizador horizontal, estabilizador vertical y en la parte trasera del fuselaje se encuentran sectores con Y^+ igual a 12 debido probablemente al crecimiento de la capa límite hacia el final de las superficies o elementos en esa región que no tienen una altura lo suficientemente pequeña para capturar los detalles del flujo dentro de la misma. Igualmente es probable que estos elementos con un alto valor de Y^+ no sean significativos ya que solo un 5.17% de elementos se encuentran por encima de un valor de $Y^+ \approx 0.5$.

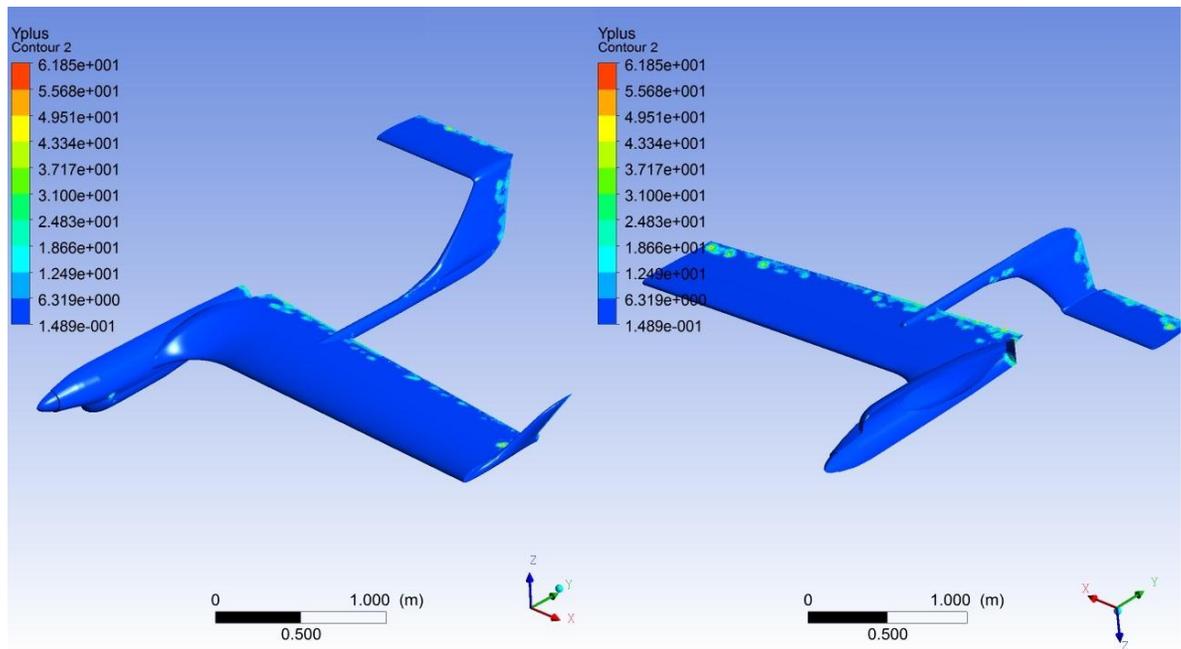


Figura 26 Y^+ L/D máximo 4°

En la Figura 27 Líneas de velocidad L/D máximo 4° se muestran las líneas de corriente sobre planos verticales localizados en tres puntos de la envergadura. Se observa que ninguna de las superficies de la aeronave ha entrado en pérdida, pero en los bordes de salida hay un ligero desprendimiento de la capa límite corroborando lo visto en la Figura 26 Y^+ L/D máximo 4°. Adicionalmente se evidencia que la estela de flujo que sale del ala no afecta el estabilizador horizontal ni el flujo en toda la superficie del estabilizador vertical.

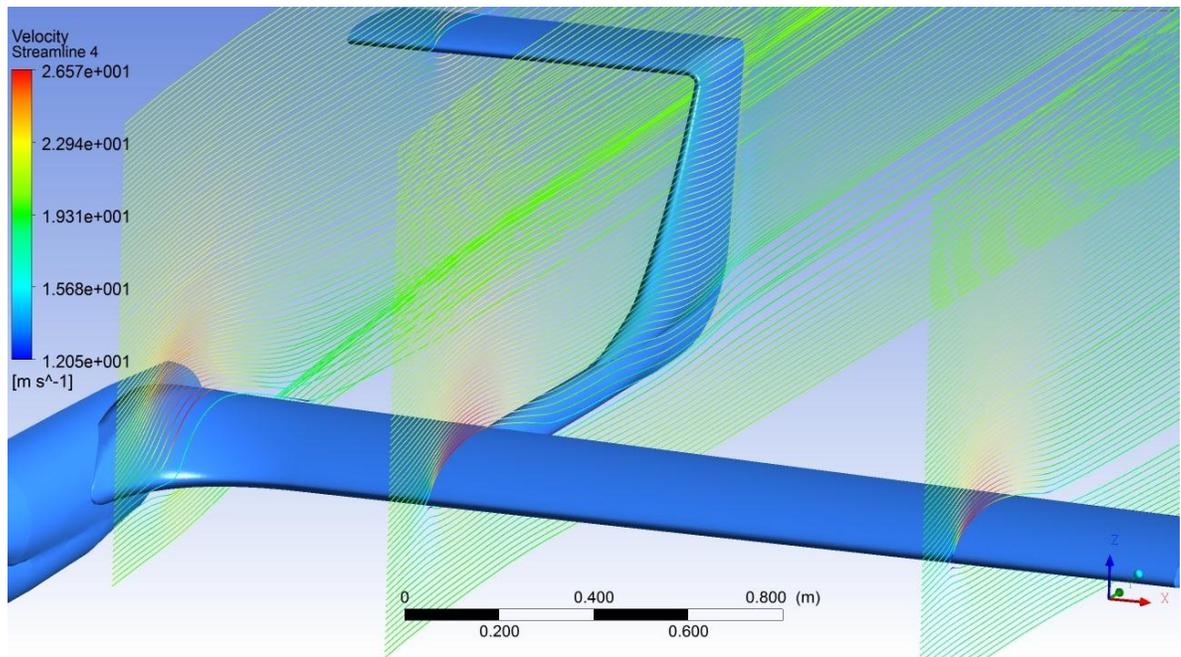


Figura 27 Líneas de velocidad L/D máximo 4°

5.2. Simulación para encontrar el punto de L/D máximo:

De la misma manera que se realizó para obtener la máxima relación sustentación resistencia a partir de las simulaciones numéricas, para encontrar el coeficiente de sustentación máximo se evaluó inicialmente el ángulo de ataque máximo registrado por el piloto automático justo antes de que la aeronave entrara en pérdida durante los vuelos de prueba. Luego se evaluaron ángulos de ataque mayores para verificar que en este efectivamente se generaba la máxima sustentación o en caso contrario, para determinar el valor máximo y el ángulo al cual ocurre. Los ángulos de ataque evaluados y los resultados obtenidos se presentan en la Tabla 7 CI a diferentes ángulos de ataque y en la Figura 28 Coeficiente de sustentación Vs Ángulo de ataque.

Cl	Cd	Ángulo de ataque
1,492	0.2413	13
1,578	0.1748	15
1.596	0.1942	16
1,556	0.2589	17
1.559	0.3109	19

Tabla 7 Cl a diferentes ángulos de ataque

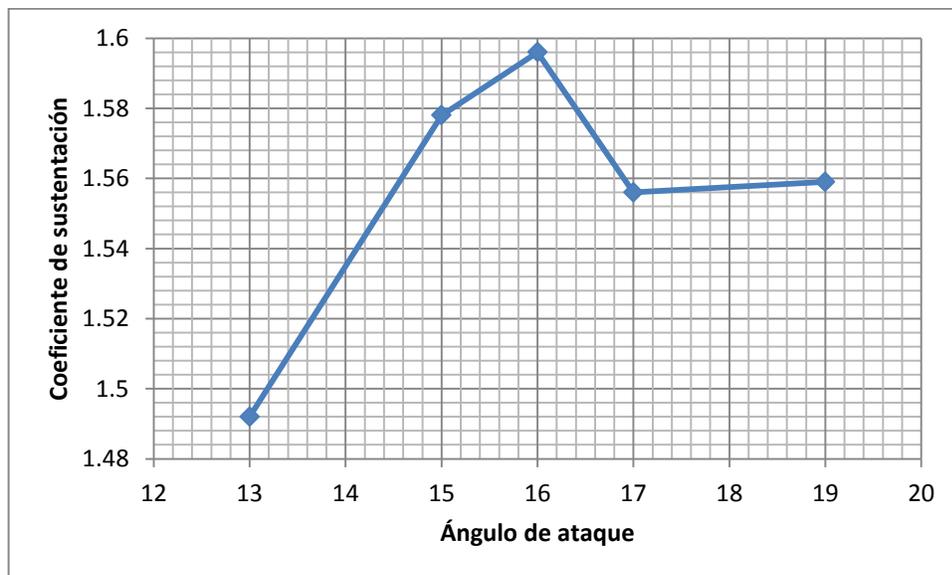


Figura 28 Coeficiente de sustentación Vs Ángulo de ataque

La Figura 28 Coeficiente de sustentación Vs Ángulo de ataque muestra que a pesar de que el avión entra en pérdida a los 16 grados una vez llega a los 19 grados se recupera parcialmente, esto muestra buenas características aerodinámicas de la aeronave ya que su pérdida es gradual.

En la Figura 29 se muestra la distribución del coeficiente de presión para el coeficiente máximo de sustentación. Se observa una diferencia muy pronunciada entre la presión del extradós e intradós del ala y se muestra también un estancamiento de la presión en la cúpula del fuselaje, en la unión ala fuselaje, en el borde de ataque del estabilizador vertical y en el borde de ataque del estabilizador horizontal.

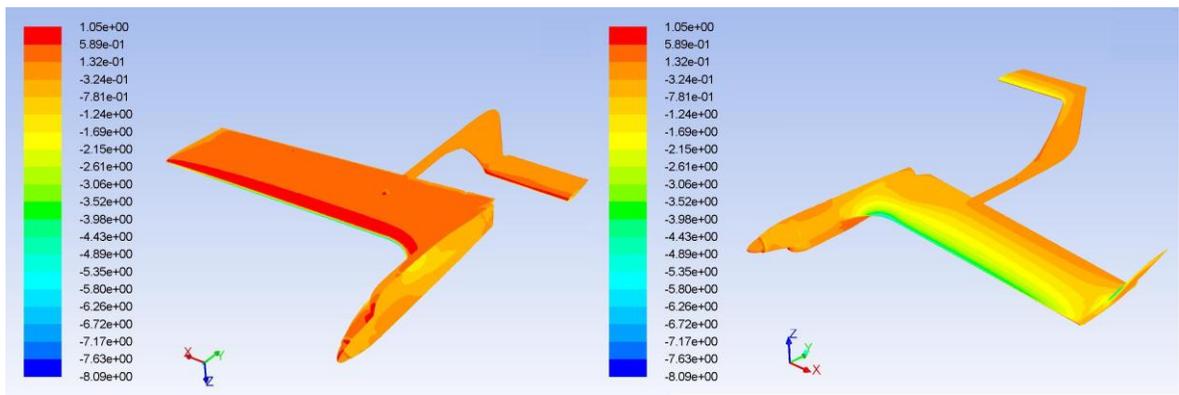


Figura 29 Contornos de coeficiente de presión estática C_p máx. 16°

A pesar de que todos los casos fueron simulados con la misma malla, la Figura 30 Y^+ C_l máximo 16° muestra un cambio en el Y^+ respecto al de la Figura 26 Y^+ L/D máximo 4° , donde las zonas cercanas a los bordes de salida muestran un Y^+ superior al promedio de la aeronave, a pesar de que el ángulo de ataque es alto y está generando un cambio considerable en la subcapa este promedio se mantiene dentro de los límites buscados para este parámetro, teniendo para este caso que el 7% de los elementos se encuentran por encima de un valor de $Y^+ \approx 0.5$

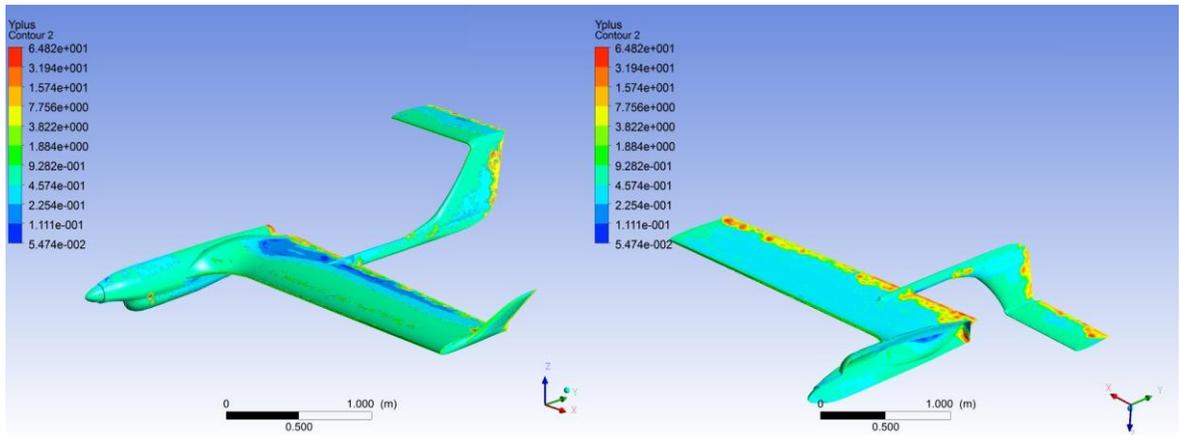


Figura 30 Y+ CI máximo 16°

En la Figura 31 Líneas de velocidad CI máximo 16° se evidencia el desprendimiento de la capa límite en el ala, particularmente en la sección cercana a la raíz. La estela de flujo generada por el ala en esta condición no alcanza a afectar al estabilizador horizontal que se encuentra muy por encima del ala, aunque si induce un ligero ángulo en el flujo de aire que recibe. Esta condición demuestra que el elevador puede mantener su efectividad aun cuando la aeronave vuela con el coeficiente de sustentación máximo.

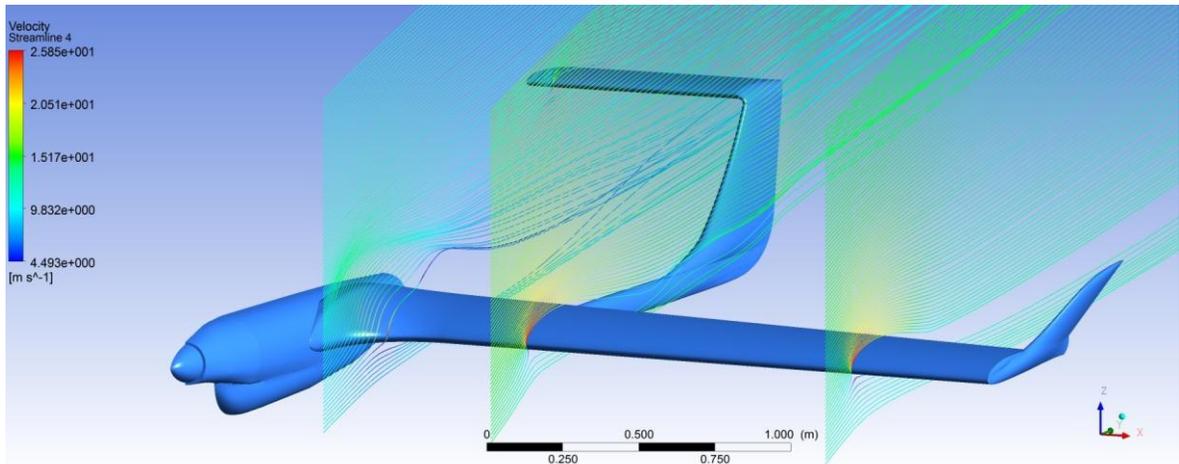


Figura 31 Líneas de velocidad C_l máximo 16°

En la Figura 32 Líneas de velocidad 19° se muestra un ángulo de ataque de 19° para la condición de coeficiente de sustentación máximo. A pesar de que los resultados vistos en la Tabla 7 C_l a diferentes ángulos de ataque y en la Figura 28 Coeficiente de sustentación Vs Ángulo de ataque indican para este punto una ligera nivelación en la pérdida, es evidente que el desprendimiento de la capa límite es superior a las condiciones vistas en las figuras Figura 27 Líneas de velocidad L/D máximo 4° y Figura 31 Líneas de velocidad C_l máximo 16° adicionalmente, se puede deducir que el desprendimiento de la capa límite inicia en la sección central del ala y se desplaza hacia las puntas, como lo evidencia la zona de mayor presión sobre el ala, cerca del fuselaje en las Figuras Figura 29 y Figura 34. Esta apreciación coincide con el patrón de pérdida de alas rectangulares o con muy poco taperado, como es el caso del ala del Navigator X2.

Aunque las líneas de corriente de la Figura 32 Líneas de velocidad 19° y en la Figura 33 muestran una separación masiva del flujo especialmente acentuada en la parte central del ala, el estabilizador horizontal continúa recibiendo el flujo relativamente limpio, lo que indica el elevador continuaría siendo efectivo y que el

piloto podría recuperar la aeronave si empuja la palanca del elevador hacia delante. También puede apreciarse que una buena parte del estabilizador vertical se encuentra dentro de la estela del ala, pero la parte inferior recibe el flujo “limpio” que pasó por debajo del ala y esto permitiría tener control direccional de la aeronave bajo estas condiciones.

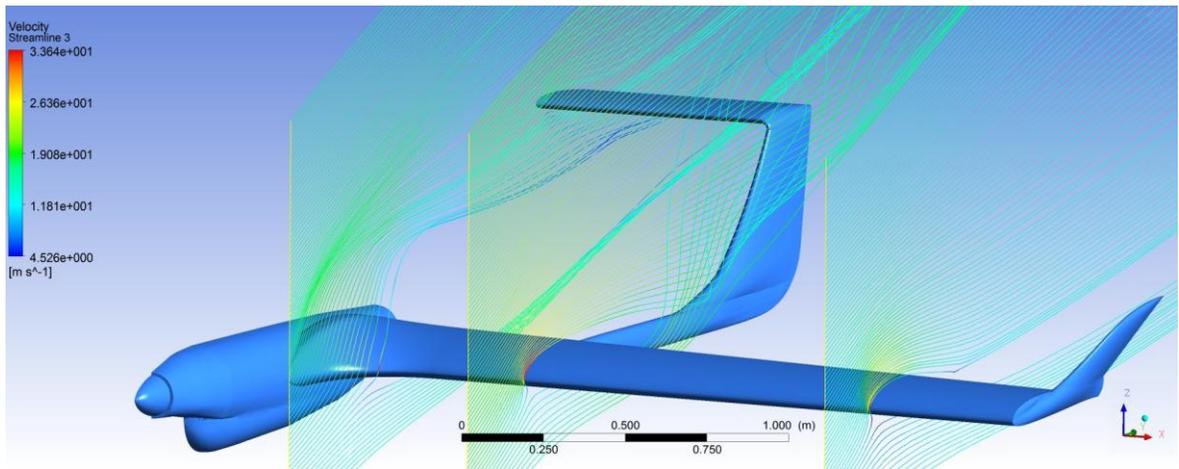


Figura 32 Líneas de velocidad 19°

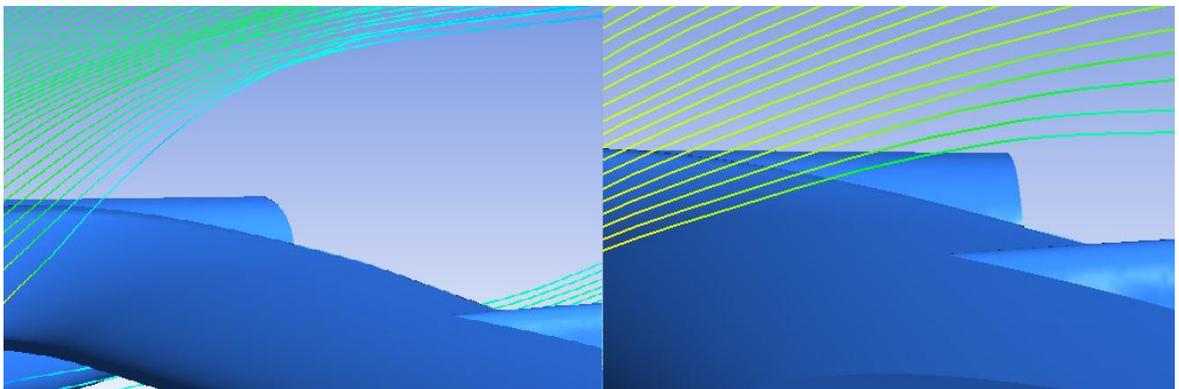


Figura 33 Líneas de velocidad 19°

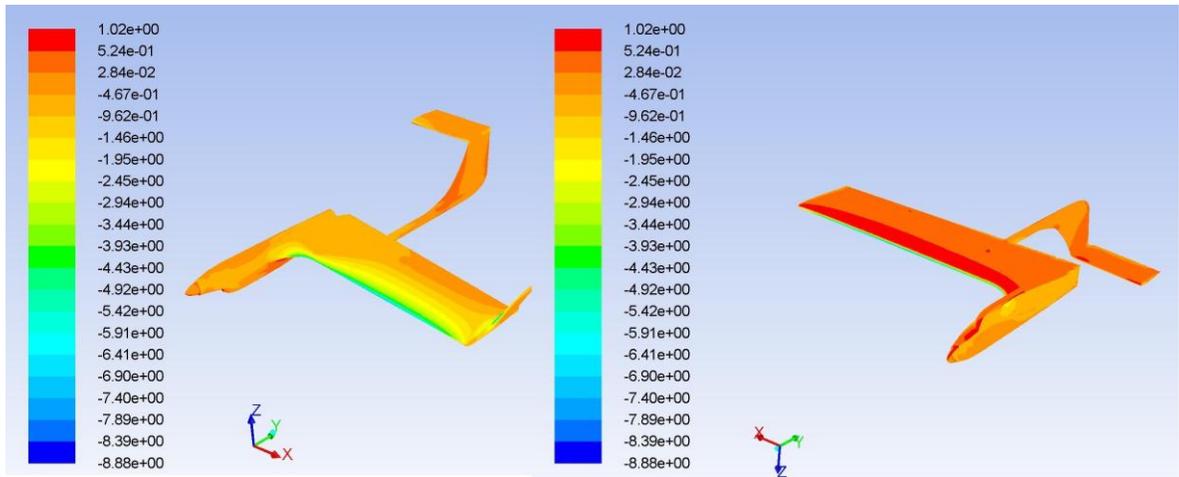


Figura 34 Contorno de coeficiente de presión estática $C_{p \text{ máx.}}$ 19°

En la Figura 35 se observa el comportamiento del *winglet* en la condición de L/D máximo a 4°. Las líneas de corriente muestran que el flujo sobre la superficie del ala tiene una ligera inclinación hacia la raíz, si las alas no contaran con *winglets* entonces la componente lateral de la velocidad que desvía el flujo hacia el centro del avión es el resultado del campo inducido por los vórtices de punta de ala; sin embargo, en este caso los *winglets* ofrecen un obstáculo al flujo que trata de colarse alrededor de la punta en su intento de pasar de la región de alta presión en el intradós a la de baja presión en el extradós. El fenómeno en el caso evaluado puede en principio explicarse por dos causas: la primera es la influencia producida en el campo de flujo del *winglet* sobre el del ala debido a que el *winglet* es un “ala pequeña” que produce una fuerza aerodinámica (como lo revelan los contornos de presión) y una alteración en el flujo equivalente al *upwash* y *downwash* en un ala; el primero, que ocurre por delante del borde de ataque, empuja el aire sobre el ala hacia adentro alterando las líneas de corriente. La segunda causa puede deberse a que no todo el flujo que circula alrededor del borde de ataque es “detenido” por el *winglet* sin que esto signifique necesariamente un error en el diseño, debido a que este aprovecha el flujo

rotacional que viene del extradós para generar una fuerza aerodinámica con una componente perpendicular al flujo en el infinito y una en la dirección de desplazamiento de la aeronave que contribuye al empuje del motor. En la punta del *winglet* se observa un pequeño vórtice comparado con el de la Figura 35 que evidencia la diferencia de presiones entre las dos superficies del mismo pero que seguramente es mucho menos intenso que el que se produciría en la punta del ala sin la presencia del *winglet*.

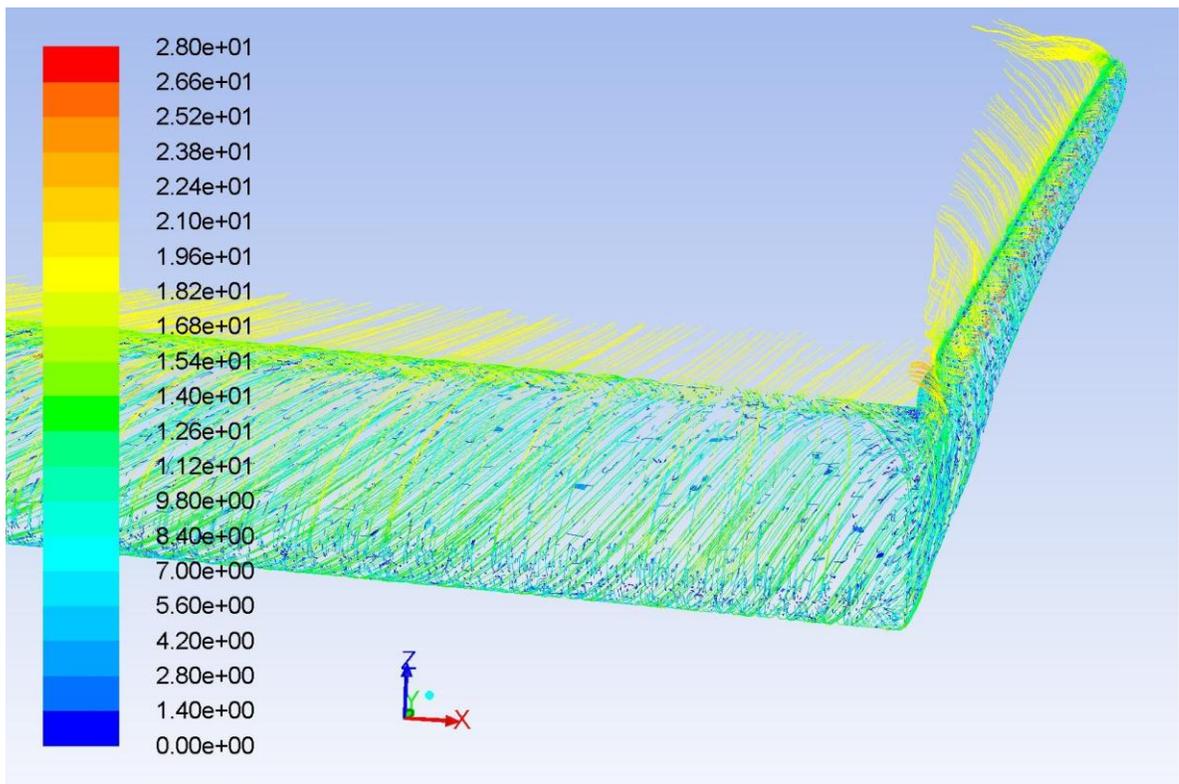


Figura 35 Líneas de corriente coloreadas por velocidad en el área del *winglet* a L/D máx.4

En la Figura 36 se aprecia que por efecto de la alta diferencia de presiones entre el intradós y el extradós en condiciones de máximo coeficiente de sustentación el

flujo tiende a circular con mayor intensidad alrededor de la punta del ala. Aunque el *winglet* fue diseñado para reducir la vorticidad y las pérdidas en las puntas de las alas en condiciones de crucero, se puede observar que también ofrece un obstáculo para el flujo que trata de colarse alrededor de la punta del ala en condiciones de alta sustentación. También puede apreciarse el desprendimiento más pronunciado de la capa límite hacia la raíz del ala lo que permite tener mayor control lateral sobre la aeronave y alguna efectividad en los alerones que se encuentran en la sección externa del ala cuando el UAV está entrando en pérdida. Estas cualidades son de gran ventaja durante las maniobras de aproximación y aterrizaje porque ofrece al piloto un margen de maniobra más amplio cuando se acerca a la velocidad de pérdida y en el instante en el que la aeronave hace contacto con la pista, finalmente el aterrizaje es una pérdida inducida y controlada sobre la pista.

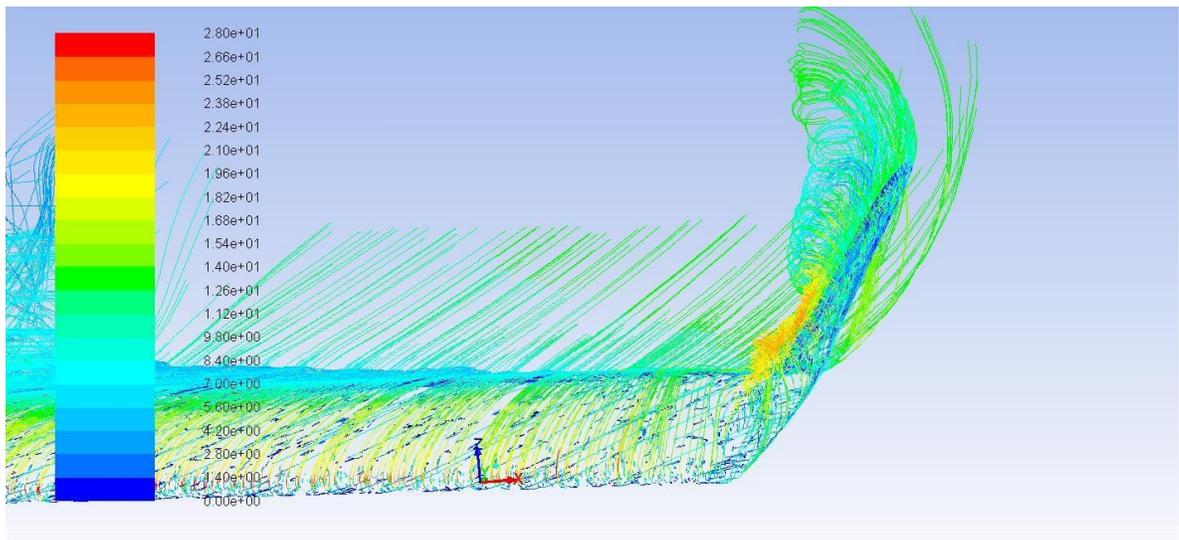


Figura 36. Líneas de corriente coloreadas por velocidad en el área del winglet para máximo CL

Una vez obtenido todos los resultados de la simulación se realizó una comparación entre los datos del trabajo de grado “Diseño y Construcción de un

Vehículo Aéreo no Tripulado (UAV) Navigator X-2”,⁵³ los resultados obtenidos por el piloto automático y los resultados de las simulaciones en FLUENT. En la Tabla 8 Comparación de resultados se observan estas comparaciones y el porcentaje de diferencia que existen entre estas:

⁵³ Diseño y Construcción de un Vehículo Aéreo no Tripulado (UAV) Navigator X-02, DOUSDEBES, Camilo et al.

		TRABAJO DE GRADO	PILOTO AUTOMATICO	FLUENT	TRABAJO GRADO VS PILOTO %	TRABAJO GRADO VS FLUENT %	PILOTO VS FLUENT %
L/D máx.	CL	0.593	0.5571	0.717	6.05	20.91	28.70
	CD	0.046	0.0428	0.048	6.89	4.42	12.15
	α°	3.5	3.64	4	4.00	14.29	9.89
	L/D	12.9	13.016	14.9375	0.90	15.79	14.76
CL máx.	CL	1.442	1.421	1.596	1.46	10.68	12.32
	CD	0.1768	0.1636	0.194	7.47	9.73	18.58
	α°	13	13.09	16	0.69	23.08	22.23
	L/D	8.156	8.686	8.227	6.49	0.87	5.28

Tabla 8 Comparación de resultados

Bajo las condiciones entregadas por el piloto automático, los resultados encontrados varían en gran medida entre los resultados de FLUENT y los experimentales tanto para la condición de L/D máximo como para CL máximo. En la Tabla 8 Comparación de resultados se muestran las diferencias porcentuales entre los resultados encontrándose una diferencia del 7.47% entre los resultados del piloto automático y el trabajo de grado Diseño y Construcción de un Vehículo Aéreo no Tripulado (UAV) Navigator X-02, de 23.08 entre el trabajo de grado y FLUENT y una diferencia máxima entre FLUENT y los datos del piloto automático de 28.70%

Con los datos de la Tabla 8 se halló el valor del coeficiente de arrastre parásito de acuerdo a la Ecuación 12 11 teniendo un valor de K igual a 0.07067⁵⁴; se obtuvieron los resultados observados en la Tabla 9 y en la Tabla 10 se evidencian las diferencias porcentuales entre estos resultados.

⁵⁴ Diseño y Construcción de un Vehículo Aéreo no Tripulado (UAV) Navigator X-02, DOUSDEBES, Camilo et al.

$$Cd_o = Cd - KCl^2$$

Ecuación 12

	Cdo
Trabajo De Grado	0.02092
Piloto Automático	0.02087
FLUENT	0.01167

Tabla 9 Coeficientes de arrastre parásito

TRABAJO VS PILOTO	0.254 %
TRABAJO VS FLUENT	44.219 %
PILOTO VS FLUENT	44.077 %

Tabla 10 Diferencia porcentual de coeficientes de arrastre parásito

Las diferencias en los resultados observados en las tablas Tabla 8, Tabla 9 y Tabla 10 se debe probablemente a errores inducidos por factores tales como la diferencia entre el ángulo de instalación del piloto automático con el ángulo de incidencia de la cuerda media aerodinámica, aunque para este caso se observa que existe una diferencia no sólo en el ángulo al cual se alcanzan los puntos máximos sino también en su valor numérico lo que indica que este factor no es un gran contribuyente a la diferencia entre los datos.

Adicionalmente el desconocimiento del peso real de la aeronave para el vuelo seleccionado, genera incertidumbre en el cálculo de los coeficientes de arrastre y sustentación.

Por otra parte aunque el tubo Pitot se encuentre ubicado a media envergadura, es probable que la turbulencia generada por la hélice afecte las mediciones tomadas

por este. Existen dos formas de verificar esta condición: la primera es ubicar sensores en el avión para determinar los valores de la presión estática y total en diferentes puntos y determinar cuál es la más adecuada para la instalación del tubo Pitot; la segunda es realizar una simulación de la aeronave pero teniendo en cuenta el *propwash* de la hélice para diferentes ángulos de ataque y derrape, pero ambos casos salen de los alcances de este trabajo y también se sugieren como temas para futuros proyectos de investigación.

Dentro de los elementos contribuyentes a que los resultados obtenidos a través de FLUENT no sean exactos se debe a que la solución alcanzada con este software es numérica, este tipo de soluciones a diferencia de una respuesta cerrada o analítica a pesar de ser la solución más viable disponible no es precisa.

Otro factor influyente en la variación de los datos registrado por el piloto automático es el cambio de las condiciones atmosféricas que se ven representadas por la densidad. En la Tabla 11 se muestran las diferencias de los coeficientes de sustentación y de arrastre para las densidades calculadas a partir de temperatura y presión registrada por el piloto automático cada cuarto de segundo durante todo el vuelo. Como se observa, la densidad cambia de 0.865 kg/m³ a 0.905 kg/m³ en un vuelo de 30 minutos sobre la misma posición geográfica y por lo tanto, para un mismo peso, el cambio en los coeficientes aerodinámicos durante el vuelo es de 1×10^{-2} a 2×10^{-2} para el coeficiente de sustentación y 1×10^{-3} para el coeficiente de arrastre.

Densidad Kg/m ³	Cl	Cd
0.865	0.2501	0.0253
0.87	0.2487	0.0252
0.875	0.2472	0.0252
0.88	0.2458	0.0251
0.885	0.2444	0.0251
0.89	0.2431	0.0250
0.895	0.2417	0.0250
0.9	0.2404	0.0250
0.905	0.239	0.0249
0.91	0.2377	0.0249
0.915	0.2364	0.0248
0.92	0.2352	0.0248

Tabla 11 Variación Cl y Cd respecto a la densidad

Adicionalmente el cambio brusco de la velocidad del viento también afecta la toma de datos del piloto automático. En realidad el vuelo está sometido a que cambian permanente y esto afecta la forma en que se realiza el análisis del comportamiento del avión impidiendo que haya realmente un vuelo estable y aumentando el error en los resultados.

Por otra parte la simplificación de la geometría produjo resultados opuestos a lo esperado ya que al no tener en cuenta el efecto producido por el tren de aterrizaje, motores, antenas de comunicación y los mecanismos de accionamiento de las superficies de control, se espera obtener un arrastre menor.

Para medir las fuerzas aerodinámicas durante el vuelo con mayor precisión se podrían seguir los lineamientos dados por la FAA y la ASTM para pruebas de aeronaves de categoría LSA, obteniendo así resultados más confiables y posiblemente una similitud mayor en los resultados de la simulación y los calculados con los datos del piloto automático.

6. CONCLUSIONES

- El análisis de sensibilidad demostró que la variación en los coeficientes de fuerzas aerodinámicas entre las mallas de 2,350,000 y 3,000,000 millones de elementos no supera el 1% y por lo tanto, para emplear más eficientemente los recursos computacionales disponibles, las simulaciones de los casos podían realizarse con la malla de 2,350,000 celdas sin errores significativos en la solución numérica. Todas las mallas evaluadas en el análisis de sensibilidad se crearon bajo los mismos criterios y manteniendo el Y^+ dentro del rango de 0.2 a 0.6.
- Se realizaron cuatro simulaciones para encontrar el punto de L/D máximo utilizando la malla escogida, variando las componentes de la velocidad dependiendo del ángulo de ataque. La máxima relación sustentación resistencia encontrada a partir de la simulación numérica fue de 14.94, 15.79% más alta que la estimada en el diseño del Navigator y 14.76% más alta que la estimada a partir de la información obtenida por el piloto automático en vuelos de prueba.
- Para encontrar el ángulo de ataque para la condición de coeficiente de sustentación máximo, se realizaron cinco simulaciones a diferentes ángulos de ataque. El ángulo de ataque y coeficiente de sustentación máxima obtenidos en la simulación numérica es de 16° y 1.6 respectivamente.
- El coeficiente de sustentación máxima estimado por el análisis numérico es 10.68% más alto que el de diseño y 12.32% más alto que el calculado a

partir de la información registrada por el piloto automático en los vuelos de prueba.

- El reporte de la variación neta de la tasa de cambio del flujo másico a través del dominio fue inferior a un 1% respecto a la tasa más pequeña en cualquiera de las zonas del volumen de control.
- Los resultados obtenidos se consideran físicamente factibles por medio de los contornos de presión y líneas de velocidad, encontrando que tanto la diferencia de presiones como de velocidades entre el extradós e intradós se comporta como se espera de un perfil aerodinámico.
- El desprendimiento de la capa límite se produce en la raíz y se desplaza gradualmente hacia la punta del ala, a medida que el ángulo de ataque aumenta y el avión entra en pérdida.
- La pérdida de la aeronave es suave ya que a pesar de que se tiene una caída del coeficiente de sustentación entre 16° y 17° , este se recupera parcialmente a los 19° .
- En los ángulos de ataque evaluados la estela producida por el ala no afecta dramáticamente el flujo alrededor del estabilizador horizontal.
- La información empleada para la estimación de los coeficientes de fuerzas aerodinámicas en vuelo se extrajo de los registros del piloto automático para etapas de vuelo en el que las maniobras fueran lo más estable posible, debido a que la aeronave aún no se encuentra en condiciones de aeronavegabilidad y no fue posible realizar vuelos de prueba destinados a exclusivamente a la medición de estos parámetros.

- Teniendo en cuenta que las simulaciones se hicieron con una geometría simplificada del Navigator X2, los resultados de los coeficientes de arrastre obtenidos en las simulaciones no fueron los esperados ya que sus valores fueron mayores a los registrados en el trabajo de grado “Diseño y Construcción de un Vehículo Aéreo no Tripulado (UAV) Navigator X-02” y en el piloto automático.
- Los coeficientes de las fuerzas aerodinámicas obtenidas con la simulación son diferentes a los calculados con base en la información registrada por el piloto automático durante dos vuelos realizados en el 2010 con el Navigator X-2. La diferencia porcentual máxima fue del 28%, debido a las diferencias en los ángulos de ataque para los cuales se obtuvieron los coeficientes (4 y 6 grados) y los indicados en vuelo (3,64° y 13,09°).

7. RECOMENDACIONES

- Un dominio con elementos orientados en la dirección del flujo reduciría el tiempo y la cantidad de iteraciones para alcanzar la convergencia y aumentando la precisión de los resultados.
- Se debe establecer el ángulo de instalación del piloto automático respecto a la cuerda media aerodinámica, para obtener el ángulo de ataque verdadero de la aeronave.
- Un vuelo preparado para estas condiciones permitirá obtener mejores resultados de los parámetros otorgados por el piloto automático, este vuelo deberá ser en una senda de planeo con un ángulo constante, cortando la potencia de los motores y lo más estable posible.
- Para mejorar los resultados experimentales obtenidos con el piloto automático los investigadores proponen el desarrollo de un proyecto de grado orientado a realizar experimentaciones con la aeronave, de forma tal que se puedan desarrollar métodos para la medición de las fuerzas aerodinámicas del avión.

8. REFERENCIAS

- Diseño y Construcción de un Vehículo Aéreo no Tripulado (UAV) Navigator X-02, Dousdebes Lloreda Camilo, Galindo Median Daniel Andrés, Giraldo Quiceno Andrés Felipe, Pedro Luis Jiménez Soler, Negrete Guitiérrez Jabib Elías, Ramírez Sánchez Nicolás, Rodríguez Alvarez Correa Wilson, Rojas Carrillo Juan Javier, Zerrato Gamboa Cesar.
- Computational Fluid Dynamics, T.J Chung, Cambridge University Press.
- Método de los elementos finitos: introducción a ANSYS, Andrés Sáez Pérez, Pilar Ariza Moreno, Universidad de Sevilla
- Journal of Aerospace Technology and Management, Volumen 2, páginas 145-153, Año 2010, Evaluation of Nacelle Arrastre Using Computational Fluid Dynamics, Luis Gustavo Trapp y Henrique Gustavo Argentier.
- 16th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference, 23-26 Junio 2003, Orlando, Florida, Thirty Years Of Development and Application of CFD at Boeing Commercial Airplanes, Forrester T. Johnson, Edward N. Tinoco y N. Jong Yu.
- Technical Memorandum, Año 1999, National Aeronautics and Space Administration, Navier-Stokes Analysis of the Flowfield Characteristics of an ice Contaminated Aircraft Wing, J. Chung, Y. Choo, A. Reehorst, M. Potapczuk y J. Slater.

- Journal of World Scientific and Engineering Academy and Society, Volumen 3, Año 2008, The Application of Computational Fluid Dynamic (CFD) on the Design of High Subsonic Wing, Prasetyo Edi, Nukman Yusoff y Aznijar Ahmad Yazid.
- International Congress of the Aeronautical Sciences, 27th, Año 2010, Over the Wing Nacelle Mount Configuration for Noise Reduction, Daisuke Sasaki, Ryota Yoneta y Kazuhiro Nakahashi.
- Asociación Argentina de Mecánica Computacional, Mecánica Computacional Volumen 29, páginas 5021-5042, Año 2010, Simulación del Flujo Alrededor de un Perfil Alar NACA 4415 con un Flap Tipo GURNEY, Diego A. Puerto y Omar D. López.
- Congreso Latinoamericano en Aeronáutica: Experiencias en Desarrollo e Innovación Tecnológica, Año 2008, Diseño de un Ala para un Vehículo Aéreo no Tripulado Usando CFD, Santiago Orrego, Andrés Bernal y Manuel J. García
- Proyecto de grado Universidad de San Buenaventura, Año 2008, Estudio Aerodinámico Del Modelo De Avión X-001 FAC Por Medio De Programa De Computador, Andrés Roberto Gómez Prieto y Andrés Mauricio Zúñiga Chávez.
- Proyecto de grado Universidad de San Buenaventura, Año 2010, Diseño de un Sistema de Refrigeración de una Cámara de Combustión a Volumen Constante Mediante FLUENT CFD, Carlos Andrés Linares Bejarano y Pablo Andrés Moreno Buitrago.

- Proyecto de grado Universidad de San Buenaventura, Año 2010, Mejora Aerodinámica del Proyecto Institucional Aeronave USB.001 Agro por Medio de CFD, Jorge Alberto Aguilar Espinosa, Marco Alexis Jiménez Ochoa y Fabián Steve Pérez Aguiler.
- Proyecto de grado Universidad de San Buenaventura, Año 2006, Modelamiento del flujo de gas en la Cámara de Combustión del Motor Turbo Eje PT6T de la Firma Pratt & Whitney Canadá Utilizando FLUENT, Rafael Cerpa y Harold Murcia.
- Proyecto de grado Universidad de San Buenaventura, Año 2008, Análisis de las Características Aerodinámicas en un Ala Progresiva a 30 Grados a Bajo Número REYNOLDS.
- ANSYS ICEM CFD 12.0 Tutorial Manual.
- ANSYS ICEM CFD 13.0 Tutorial Manual.
- <http://www.ansys.com/Products/Workflow+Technology/ANSYS+Workbench+Platform/ANSYS+Meshing/Features>. Abril 18-2012
- Computational Fluid Dynamics, J.F Wendt, 3 Edición, Springer-Verlag Berlin Heidelberg
- Catia, http://www.3ds.com/es/products/catia/portfolio/catia-v5/all-products/domain/Mechanical_Design/?cHash=82d8280bb03bb4684368c48a51db74f3. Enero 20-2012

- El Libro De Catia V5, Modulos Part Design, Wireframe & Surface Design Assembly Design y Drafting. M. G. del Rio, M. E. Martinez, J. Martinez, S. Perez. Ed Tebar. 2007.
- Micro Pilot Inc, Stony Mountain, Manitoba Canada, ROC 3A0.
- 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Enero. 4-7, 2011, Orlando, Fl, Best Practices for Aero-Database CFD Simulations of Ares V Ascent, Cetin Kiris, Jeffrey Housman, Marshall Gusman, Daniel Schauerhamer, Karen Deere, Alaa Elmiligui, Khaled Abdol-Hamid, Ed Parlette, Mark Andrews, John Blevins.
- Introduction to Computational Fluid Dynamics, H.K. Versteeg, W Malasekera, Longman Scientific & Technical.
- Computational Fluid Dynamics The basics with applications, John D. Anderson, Jr., McGraw-Gill.
- Computational Fluid Dynamics A Practical Approach, Jiyuan Tu, Guan Heng Yeoh, Chaoqun Liu, ELSEVIER.
- <http://hiliftpw.larc.nasa.gov/Workshop1/GriddingGuidelinesHiLiftPW1-11JUN09.pdf>. Marzo-2-2012
- Fluent User's Guide Contents, Turbulence models, Spalart-Allmaras.
- <http://turbmodels.larc.nasa.gov/spalart.html>. Febrero-8-2012
- Customer Training Material, Ansys Fluent 13.0, Lecture 3 Solver Basics

- Flight Testing of Fixed Wing Aircraft, Ralph D. Kimberlin, AIAA Education Series.

GLOSARIO

AIAA: *American Institute of Aeronautics and Astronautics.*

ASTM: *American Society for Testing and Materials.*

CAD: *Computer Aided Design.*

CAE: *Computer Aided Engineering.*

CAM: *Computer Aided Manufacturing.*

CFD: *Computational Fluid Dynamics.*

FAA: *Federal Aviation Administration.*

FAC: *Fuerza Aérea Colombiana.*

FDM: *Método de Diferencias Finitas.*

FEM: *Método de Elementos Finitos.*

FMG: *Full Multi Grid.*

FVM: *Método de Elementos Finitos.*

GPS: *Global Positioning System.*

LSA: *Light Sport Aircraft.*

NASA: *National Aeronautics and Space Administration.*

PISO: *Pressure Implicit with Splitting of Operators.*

SIMPLE: *Semi-Implicit Method for Pressure-Linked Equations.*

SIMPLEC: *Semi-Implicit Method for Pressure-Linked Equations Consistent.*

SIMPLER: *Semi-Implicit Method for Pressure-Linked Equations Revised.*

UAV: *Unmanned Aerial Vehicle*.

Algoritmo: Es un conjunto de ecuaciones que muestran un procedimiento para resolver un problema.

Capa Límite: Capa de fluido inmediatamente adjunta a una superficie.

CATIA: Software para el diseño asistido por computadora.

Dominio: Espacio el cual incluye el modelo para la simulación.

Extradós: Curva exterior de un perfil aerodinámico.

FLUENT: Es un software que simula el comportamiento de fluidos.

ICEM CFD: Es un software utilizado para crear enmallados

Intradós: Curva interior de un perfil aerodinámico.

Malla Estructurada: Son las mallas en las que las líneas de sus celdas están orientadas a una o dos direcciones.

Malla no estructurada: Son las mallas que no tiene una orientación específica en las líneas de las celdas.

Numero de Reynolds: Es un numero adimensional que permite caracterizar la naturaleza del flujo, es decir si es laminar o turbulento.

Piloto Automático: Es un sistema mecánico y eléctrico que es capaz de controlar una aeronave de acuerdo a datos cargados con anterioridad.

Spalart-Allmaras: Es un modelo de turbulencia utilizado por FLUENT.

Viscosidad: Propiedad de los fluidos que caracteriza su resistencia a fluir, debida al rozamiento entre sus moléculas.

Volumen de Control: Es el espacio en el cual se estudia el comportamiento de un flujo.

Vorticidad: Medida de la rotación local del fluido

Winglet: Extensiones verticales en la punta de las alas utilizados para mejorar la eficiencia del combustible y el rango de crucero.