

# **ESCUELA POLITÉCNICA NACIONAL**

**FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA**

**ESTUDIO DE ÁNGULOS DE ATAQUE MEDIANTE OPENFOAM PARA  
EL VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO EVENT E386**

**TRABAJO DE INTEGRACIÓN CURRICULAR PRESENTADO COMO REQUISITO  
PARA LA OBTENCIÓN DEL TÍTULO DE INGENIERO MECANICO**

**ANTHONY ARIEL CHELA YAZUMA**

**anthony.chela@epn.edu.ec**

**DIRECTOR: ING. ESTEBAN ALEJANDRO VALENCIA TORRES, Ph.D.**

**esteban.valencia@epn.edu.ec**

**DMQ, agosto 2022**

## CERTIFICACIONES

Yo, ANTHONY ARIEL CHELA YAZUMA declaro que el trabajo de integración curricular aquí descrito es de mi autoría; que no ha sido previamente presentado para ningún grado o calificación profesional; y, que he consultado las referencias bibliográficas que se incluyen en este documento.



---

**ANTHONY ARIEL CHELA YAZUMA**

Certifico que el presente trabajo de integración curricular fue desarrollado por ANTHONY ARIEL CHELA YAZUMA, bajo mi supervisión.



---

**ING. ESTEBAN ALEJANDRO VALENCIA TORRES**  
**DIRECTOR**

## DECLARACIÓN DE AUTORÍA

A través de la presente declaración, afirmamos que el trabajo de integración curricular aquí descrito, así como el (los) producto(s) resultante(s) del mismo, son públicos y estarán a disposición de la comunidad a través del repositorio institucional de la Escuela Politécnica Nacional; sin embargo, la titularidad de los derechos patrimoniales nos corresponde a los autores que hemos contribuido en el desarrollo del presente trabajo; observando para el efecto las disposiciones establecidas por el órgano competente en propiedad intelectual, la normativa interna y demás normas.



ANTHONY ARIEL CHELA YAZUMA



ING. ESTEBAN ALEJANDRO VALENCIA TORRES

## DEDICATORIA

*A Dios, por apoyarme, escucharme y ayudarme en situaciones adversas, por guiar mi camino de gente interesante de la cual aprender.*

*A mis queridos padres, Nancy y Ángel por ser ejemplo de fortaleza, superación y motivo para superarme día tras día.*

*Por el apoyo, consejos y buenos momentos compartidos con todos, por la fortaleza en afrontar la vida, por el cariño brindado y la falta que nos haces, dedicado a ti tío William con mucha nostalgia.*

## AGRADECIMIENTO

*A Dios por brindarme la oportunidad de tener una gran familia, por conocer amigos y profesores de gran calidad, por tener salud y metas por cumplir.*

*A mi familia por el apoyo incondicional y consejos brindados a lo largo de los años, por acercarnos a nuestras raíces.*

*A mis queridos padres, Nancy y Ángel por apoyarme y guiarme en todas las decisiones planificadas, e invertir en la educación como mejor plan de vida.*

*A mis hermanos Ángel, Danna, Kelly y Stalin por mantenernos unidos en la adversidad.*

*Un agradecimiento especial a mi tutor, Esteban Valencia por guiarme en el desarrollo de este trabajo, por inspirarme a lo largo de la carrera, en mejorar como ser humano y aportar en mi crecimiento personal y profesional.*

# ÍNDICE DE CONTENIDO

CERTIFICACIÓN .....	i
DECLARACIÓN .....	ii
DEDICATORIA .....	iii
AGRADECIMIENTO .....	iv
ÍNDICE DE FIGURAS .....	viii
ÍNDICE DE TABLAS .....	ix
Glosario de términos .....	x
RESUMEN .....	xi
ABSTRACT .....	xii
INTRODUCCIÓN .....	1
Objetivo general .....	1
Objetivos específicos .....	1
1    MARCO TEÓRICO .....	2
1.1    Antecedentes .....	2
1.2    Ángulos de Ataque .....	2
1.2.1    Angulo de ataque critico .....	3
1.3    Vehículo Aéreo No Tripulado Event 386 .....	4
1.4    Simulación Numérica Mediante CFD .....	5
1.4.1    Discretización del espacio .....	5
1.4.2    Modelos de turbulencia .....	5
2    METODOLOGÍA .....	7
2.1    Condiciones de Vuelo .....	8
2.1.1    Velocidad de Vuelo .....	8
2.1.2    Propiedades Atmosféricas del Aire .....	8
2.2    Domino computacional .....	9
2.2.1    Estructura de la Malla .....	9
2.2.2    Dimensionamiento del dominio computacional .....	9
2.2.3    Construcción de la malla .....	9

2.3	Módulo CFD.....	10
2.3.1	Preselección del Caso de Estudio.....	10
2.3.2	Condiciones de borde.....	11
2.3.3	Modelo de turbulencia.....	11
2.3.4	Validación del Modelo.....	12
2.4	Módulo 2D .....	13
2.4.1	Geometría para el caso de estudio .....	13
2.4.2	Construcción de la malla.....	14
2.4.3	Simulación mediante OpenFOAM.....	15
2.4.4	Post procesamiento .....	15
3	Análisis de Resultados .....	16
3.1	Validación del dominio de estudio.....	16
3.1.1	Construcción de la malla.....	16
3.2	Evaluación aerodinámica 2D .....	18
3.2.1	Construcción de la Malla.....	18
3.2.2	Resultados de la Evaluación Aerodinámica .....	19
4	CONCLUSIONES.....	21
4.1	Conclusiones .....	21
4.2	RECOMENDACIONES.....	21
5	BIBLIOGRAFIA .....	22
	Anexos.....	25
	Anexo I Características Operacionales y geométricas del UAV Event E386 .....	25
	Anexo II Coordenadas del perfil Aerodinámico Naca 0012 .....	27
	Anexo III Coeficiente Aerodinámicos experimentales del Perfil Naca 0012 .....	28
	Anexo IV Código Generación de Malla Estructurada de forma Tipo C en BlockMesh .....	30
	Anexo V Código Acoplamiento Geometría-Malla estructurada en SnappyHexMesh .....	33
	Anexo VI Archivos Carpeta 0.orig .....	35
	Anexo VII Verificación de Residuales en la Validación del Naca 0012.....	39
	Anexo VIII Velocidad y Presiones promedios obtenidos en CFD .....	41

Anexo IX Esquema Completo del UAV Event E386 .....	42
Anexo X Verificación de Residuales en la Validación del Event E368.....	43
Anexo XI Distribución de Presión y Velocidad obtenidos mediante CFD para Event E368 .	45

## ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1.1 Fuerza resultante aerodinámica y sus componentes ubicados en un punto arbitrario.....	3
Figura 1.2 Angulo Critico en $C_l$ vs AOA .....	4
Figura 1.3 Malla Estructurada y Malla no Estructurada en un Perfil Aerodinámico.....	5
Figura 1.4 Modelos de turbulencia .....	6
Figura 2.1 Metodología General de Estudio .....	8
Figura 2.2 Dimensionamiento y zonas de Mallado .....	10
Figura 2.3 Nomenclatura para interpolación lineal de Datos. ....	12
Figura 2.4 Geometría Completa del Event 386 .....	13
Figura 2.5 Geometría para el caso de estudio .....	13
Figura 2.6 Bosquejo de la construcción 3D de Malla en BlockMesh.....	14
Figura 2.7 Configuración del Caso_Base 2D en OpenFOAM.....	15
Figura 3.1 Malla estructurada tipo C para Validación de dominio de Estudio. ....	16
Figura 3.2 Coeficientes Aerodinámicos del Naca 0012. a) $C_l$ vs $\alpha$ y b) $C_d$ vs $C_l$ .....	18
Figura 3.3 Construcción de la Malla para el perfil Event E386 .....	19
Figura 3.4 Coeficientes Aerodinámicos del Naca 0012. a) $C_l$ vs $\alpha$ y b) $C_d$ vs $\alpha$ .....	20
Figura 3.5 Coeficiente de Arrastre [ $C_d$ ] vs Coeficiente de sustentación [ $C_l$ ] .....	20
Figura 0.1 UAV Evento E386 Completo .....	42

## ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1.1 Características Operacionales del Event E386.....	4
Tabla 2.1 Propiedades Atmosféricas a 3960 [m] de altura. ....	8
Tabla 2.2 Condiciones de Borde .....	11
Tabla 2.3 Condiciones Iniciales (InitialConditions) en OpenFOAM.....	15
Tabla 3.1 Comparación de Coeficientes aerodinámicos mediante CFD y experimentales. .	17
Tabla 3.2 Coeficientes Aerodinámicos del Event E386 por CFD.....	19

## Glosario de términos

$\alpha$	Ángulo de ataque
P	Densidad del aire
$\mu$	Viscosidad dinámica del aire
$C_D - C_d$	Coefficiente de arrastre
$C_L - C_l$	Coefficiente de sustentación
$C_p$	Coefficiente de presión
C	Cuerda aerodinámica
Re	Numero de Reynolds
$U_\infty$	Velocidad del Viento
Ma	Número de Mach
L	Fuerza de Sustentación
D	Fuerza de Arrastre
R	Fuerza Resultante entre L y D

### Acrónimos

AUV	Vehículo aéreo no tripulado
AoA	Ángulo de ataque
CFD	Dinámica de fluidos computacional
CAD	Diseño asistido por computadora
RANS	Ecuaciones de Navier Stokes con Reynolds promedio
SA	Spalart-Allmaras

## RESUMEN

El presente proyecto tiene como objetivo realizar un estudio numérico sobre el rango de ángulos de ataques (AOA) para vehículos aéreos no tripulados (UAV), en específico el estudio se realiza para el modelo UAV E386; la simulación numérica se realiza en el software de código abierto, OpenFOAM, además del análisis aerodinámico utilizando diferentes valores de AOA.

En el capítulo 1 se realiza el estudio del Angulo de ataque, las características operacionales y geométricas correspondientes al Event E386 y los distintos modelos de turbulencia que existe en OpenFOAM como el modelo Spalart-Allmaras o SST usados comúnmente en la industria aeronáutica por la facilidad de aplicación.

En el capítulo 2 se describe la metodología necesaria para el desarrollo del proyecto, en este capítulo, se escoge un caso de estudio para validar el dominio computacional necesario para simular el perfil alar del Event E386, se define la construcción de la malla, las condiciones de vuelo, las condiciones de borde y la configuración para el Software OpenFOAM.

Por otro lado, en el capítulo 3 se presentan los análisis de resultados de las simulaciones previamente definidas, en este caso se analiza los coeficientes de sustentación, arrastre en el ala Fija del UAV Event E386 para diferentes AOA. Se obtiene el AOA crítico antes de la pérdida de sustentación, además las gráficas que describen el comportamiento aerodinámico en función de sus coeficientes aerodinámicos

Finalmente, en el capítulo 4 se presentan las conclusiones y recomendaciones obtenidas del proyecto.

**Palabras claves:** UAV Event 386, Coeficiente de sustentación, Coeficiente de arrastre, OpenFOAM.

## ABSTRACT

The present project aims to perform a numerical study on the range of angles of attack (AOA) for unmanned aerial vehicles (UAV), specifically the study is performed for the UAV model E386; the numerical simulation is performed in the open source software, OpenFOAM, in addition to the aerodynamic analysis using different values of AOA.

In chapter 1 the study of the Angle of Attack, the operational and geometrical characteristics corresponding to the Event E386 and the different turbulence models that exist in OpenFOAM such as the Spalart-Allmaras or SST model commonly used in the aeronautical industry due to the ease of application is carried out.

Chapter 2 describes the methodology necessary for the development of the project, in this chapter, a case study is chosen to validate the computational domain necessary to simulate the wing profile of the Event E386, the construction of the mesh, the flight conditions, the boundary conditions and the configuration for the OpenFOAM software are defined.

On the other hand, chapter 3 presents the analysis of the results of the previously defined simulations, in this case the lift and drag coefficients in the fixed wing of the UAV Event E386 are analyzed for different AOA. The critical AOA before the loss of lift is obtained, as well as the graphs that describe the aerodynamic behavior as a function of its aerodynamic coefficients.

Finally, Chapter 4 presents the conclusions and recommendations obtained from the project.

**Keywords:** UAV Event 386, Lift and, Drag coefficient, OpenFOAM.

# ESTUDIO DE ÁNGULOS DE ATAQUE MEDIANTE OPENFOAM PARA EL VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO EVENT E386

## INTRODUCCIÓN

En los últimos años el estudio y uso de vehículos aéreos no tripulados (Uvas) ha aumentado por las aplicaciones donde se necesita la recolección de información en zonas remotas de difícil acceso, los UAVs al estar en condiciones ambientales adversas pueden llegar a tener problemas como la pérdida de sustentación, fenómenos de barrena o desplomes.

Al depender las variables fundamentales aerodinámicas como la fuerza de sustentación y las pérdidas con respecto al AOA, su estudio y análisis solventa los problemas anteriormente señalados y además mejora aspectos en el UAV como la autonomía de vuelo.

En este proyecto se plantea estudiar los Ángulos De Ataque (AOA) del UAV Event E386 para minimizar o evitar las pérdidas de sustentación cuando el UAV realice exploración o mapeo de zonas remotas a través de la simulación de Fluidos Dinámicos Computacionales (CFD).

## Objetivo general

Estudiar los Ángulos De Ataque mediante OpenFOAM para el Vehículo Aéreo No Tripulado Event E386.

## Objetivos específicos

- Realizar una recopilación bibliográfica del estado del arte sobre el estudio de diversos ángulos de ataque en vehículos aéreos no tripulados.
- Validar el dominio computacional para el perfil del Event E386.
- Realizar la simulación numérica de elementos finitos para el UAV Event E386 en el software OpenFOAM.
- Identificar el AOA crítico admisible del UAV Event E386 antes de la caída de sustentación.
- Analizar el estado aerodinámico del vehículo no tripulado Event E386 para diferentes AOA.

# CAPITULO I

## 1 MARCO TEÓRICO

### 1.1 Antecedentes

Los datos de investigación existentes en el mercado son recopilaciones hechas a través de los años para la industria aerocomercial que en su mayoría no existe datos para AOA mayores a  $32^\circ$  por irrelevancia en el medio. Sin embargo, en investigaciones hechas por Bjarke [1] en perfiles aerodinámicos como el X-29 A donde estudia el flujo en el cuerpo delantero de un avión se obtiene comportamientos aerodinámicos con AOA hasta  $66^\circ$ .

Klimas [2] en "Aerodynamic Characteristics of Seven Symmetrical Airfoil Sections Through 180-Degree Angle of Attack for Use in Aerodynamic Analysis of Vertical Axis Wind Turbines" habla sobre los efectos de los ángulos de ataque hasta perfiles con AOA de  $180^\circ$ , a medida que aumenta el AOA, la fuerza de sustentación producida por el ala inicialmente también aumentara, y de forma proporcional también lo hará la fuerza de la punta del ala, hasta llegar a su AOA crítico donde la sustentación cae cerca de un AOA igual a  $15^\circ$  para elevarse nuevamente hasta un AOA de  $40^\circ$  y caer precipitadamente hasta cero.

Korkmaz en "Aerodynamic Analyses Of Naca 63-215" estudio el rendimiento de las aeronaves cuando cambian con respecto al Angulo de ataque, concluye que cuando el ángulo de ataque incrementa la separación de la capa limite en la superficie superior e inferior del ala también aumenta, y se produce esta separación en el medio del perfil aerodinámico a un ángulo de  $17^\circ$  AoA [3].

Mccroskey [4] & Ladson [5] mediante la NTRS (Nasa Technical Reports Server) realizan y cuentan con estudios experimentales donde se analiza el comportamiento aerodinámico en perfiles aerodinámicos con AOA 15, concluyendo de mientras aumente los AOA la sustentación aumentara directamente y cuando la sustentación para valores positivos aumente de igual forma lo hace el arrastre en dichos perfiles.

En este estudio se evalúa el comportamiento aerodinámico de un UAV Event E386 tipo BWB al variar el ángulo de ataque utilizando la simulación numérica mediante CFD.

### 1.2 Ángulos de Ataque

Son ángulos formados entre la línea geométrica de un perfil con la dirección del aire incidente, también es considerado como un parámetro para la generación de sustentación de un ala [6].

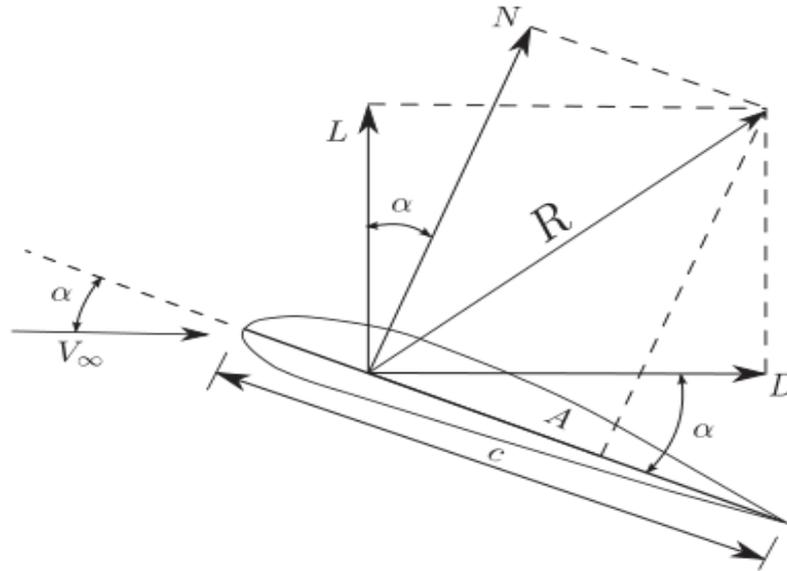


Figura 1.1 Fuerza resultante aerodinámica y sus componentes ubicados en un punto arbitrario.  
(Fuente: [7])

Para el estudio intervienen dos parámetros que se deben estudiar son:

- Coeficiente de sustentación ( $C_L$ )
- Angulo de Ataque ( $\alpha$ )

Con una gráfica entre estos dos parámetros podemos obtener el punto máximo de sustentación para un ángulo de ataque específico. Básicamente al aumentar el ángulo de ataque se incrementa la sustentación para después disminuir drásticamente [6].

Un parámetro extra también es la resistencia aerodinámica que se opone a la tracción aerodinámica, mientras aumentamos la sustentación la resistencia aerodinámica también aumenta [6].

### 1.2.1 Angulo de ataque crítico

En ángulo de ataque crítico se determina con el Coeficiente de sustentación máxima, debido que alcanza su punto de inflexión en ese punto, se determina el AOA crítico como se muestra en la Figura 1.2, la caída de sustentación se incrementa mientras el ángulo de ataque siga aumentando. Para poder medir esto, generalmente se hace por la velocidad de pérdida, el otro método es por medidores que son costosos y difíciles de encontrar en el mercado [8].

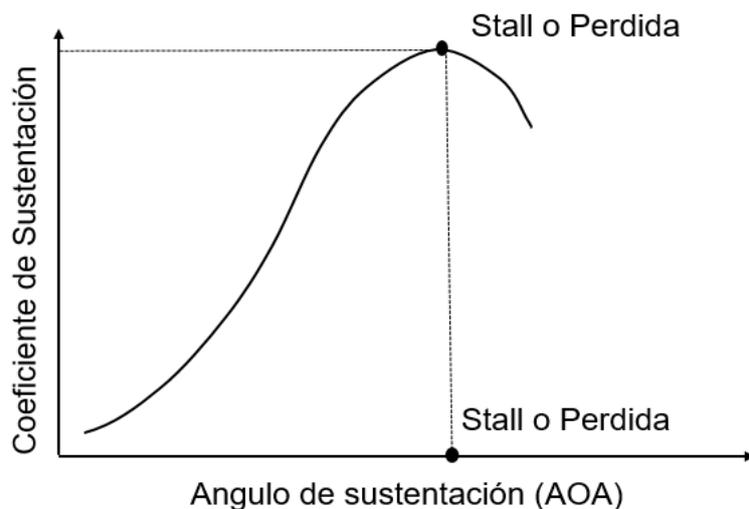


Figura 1.2 Ángulo Crítico en CI vs AOA  
(Fuente: Propia)

### 1.3 Vehículo Aéreo No Tripulado Event 386

El modelo a estudiar es el UAV Event E386 Fixed Wing Drone, fabricado por la empresa Event 38 Unmanned Systems, este UAV es usado para el mapeo y recolección de datos en sitios de difícil acceso, cuenta con características de operación y geométricas como muestra la Tabla 1.1.

Tabla 1.1 Características Operacionales del Event E386.

Características Operacionales y geométricas del UAV Event E386			
			
<b>Largo</b>	1.3 [m]	<b>Velocidad de crucero</b>	12 [m/s]
<b>Wingspan</b>	1.9 [m]	<b>Velocidad máxima</b>	36 [m/s]
<b>Peso</b>	2.5 [kg]	<b>Techo de Vuelo</b>	3960 [m]
<b>Alcance</b>	60 [km]	<b>Area Alar</b>	0.507 [m <sup>2</sup> ]
<b>Carga util</b>	0.5 [kg]		

(Fuente: [9])

## 1.4 Simulación Numérica Mediante CFD

### 1.4.1 Discretización del espacio

La discretización utiliza diferentes métodos como diferencias finitas, elementos finitos o volúmenes finitos, siendo esta última la más utilizada por la facilidad de interpretación y manejo de complejas geometrías, pero requiriendo un mayor tiempo de cálculo para resolver las ecuaciones de orden superior. La discretización del espacio es la construcción de la malla donde dependen características como la densidad e independencia de malla para obtener precisión en la simulación CFD [10].

Las mallas que se pueden construir se clasifican en malla estructuradas, no estructuradas y de tipo Mixta, estas transforman el dominio geométrico continuo en un dominio discreto, las mallas estructuradas son más apropiadas para el estudio de comportamientos de fluidos debido a que la malla se alinea a las líneas de flujo, requieren menor poder computacionales y por ende menor tiempo de solución [11].

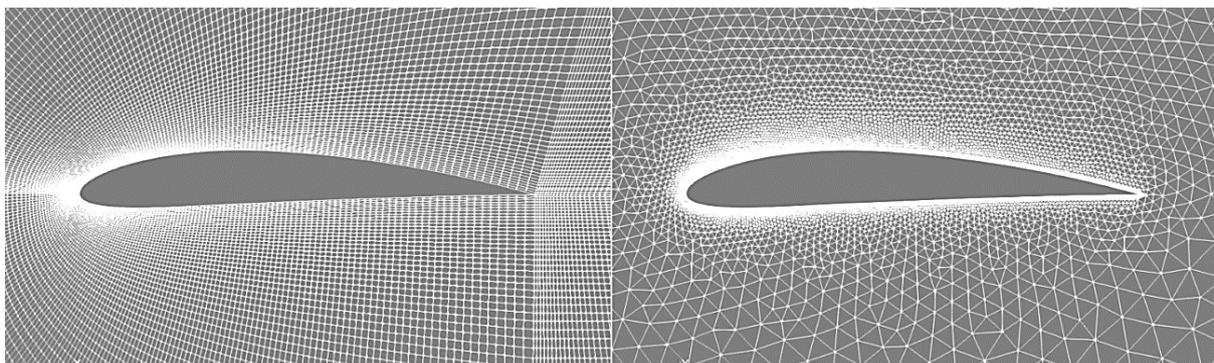


Figura 1.3 Malla Estructurada y Malla no Estructurada en un Perfil Aerodinámico.  
(Fuente: Propia)

### 1.4.2 Modelos de turbulencia

Para la modelación de turbulencia existen diferentes resoluciones numéricas como el “*Direct Numerical Simulation*” (DNS), el “*Reynolds-Averaged Navier Stokes*” (RANS) y “*Large Eddy Simulation*” como se muestra en la Figura 1.4. Para números bajos de Reynolds y con geometrías simples no es necesario un alto recurso computacional como LES debido más de necesitar más tiempo de cálculo, es necesario una calidad de malla grande y con más elementos. [10]

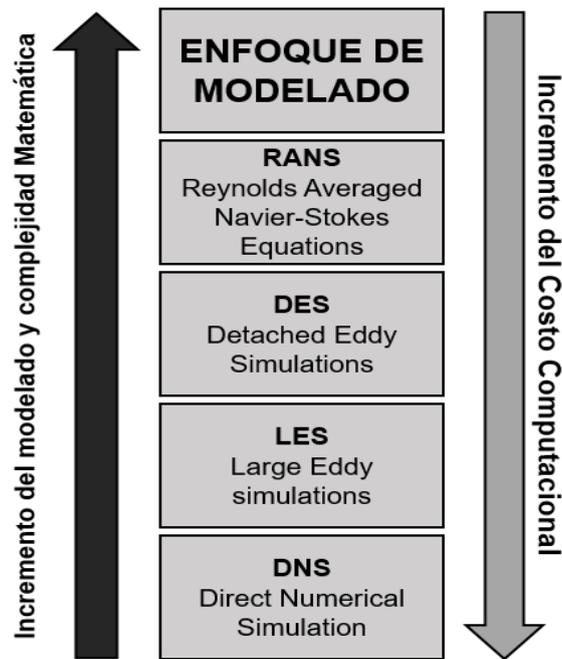


Figura 1.4 Modelos de turbulencia  
(Fuente: Propia)

#### 1.4.2.1 Modelo de Turbulencia Spalart-Allmaras (S-A)

Este modelo de turbulencia, únicamente resuelve una ecuación de transporte, para modelos 3D este modelo es incompatible debido a la inexactitud en la obtención de resultados, se usa comúnmente en flujos donde las mallas son de carácter bidimensional [12].

#### 1.4.2.2 Modelo de turbulencia $k-\omega$ estándar

Este modelo consta de dos ecuaciones, posee buen desempeño para los flujos de capa límite, free shear y bajo números de Reynolds, son buenos en flujos de capa límite complejos con gradientes de presión y separación complicada por tal motivo proporciona resultados más precisos en la predicción de separación de flujo [13].

#### 1.4.2.3 Modelo de turbulencia $k-\omega$ SST

El modelo de turbulencia combina dos modelos de ecuaciones el  $k$ - $\omega$  estándar para la obtención la predicción del comportamiento de la subcapa viscosa cerca del borde o paredes de la geometría y  $k-\epsilon$  para la solución rápida en la zona de flujo libre, este modelo de turbulencia es ampliamente usado en la aerodinámica por la precisión en la obtención de resultados comparados con modelos como el S-A, además de poder utilizarse con o sin funciones de pared [12].

## CAPITULO II

### 2 METODOLOGÍA

En este capítulo se describe la metodología utilizada para el desarrollo de este trabajo de investigación y lograr predecir el comportamiento aerodinámico del Event E386 mediante CFD.

En primer lugar, se establece un módulo inicial que consta de las condiciones de vuelo requeridas para estudiar el caso de investigación, la misma que se encuentra en un régimen subsónico ( $Ma < 0.8$ ).

A continuación, se define y utiliza un perfil aerodinámico en este caso el perfil del Naca-0012 para validar el dominio de estudio y el modelo de turbulencia a utilizar en el software OpenFoam v2012, esta validación es a través de la comparación de las predicciones de los coeficientes aerodinámicos experimentales y las obtenidas en el CFD. En este caso se genera una malla estructurada de forma tipo-C realizada en BlockMesh de OpenFoam donde se garantiza la captura de fenómeno físico y la independencia de malla.

La geometría utilizada para el estudio es el perfil aerodinámico del Event E386 obtenida del software FreeCad, ya definido el perfil a estudiar, validado el dominio de estudio y el modelo de turbulencia se procede a realizar el análisis mediante CFD. Finalmente, el post-procesamiento de la simulación se obtiene valores promedios de velocidad y presión por medio de Paraview.

Para la generación de la malla se utiliza el BlockMesh para generar una malla estructura y el SnappyHexMesh para su correcto acoplamiento de la geometría con la malla. La metodología de trabajo se muestra en la Figura 2.1.

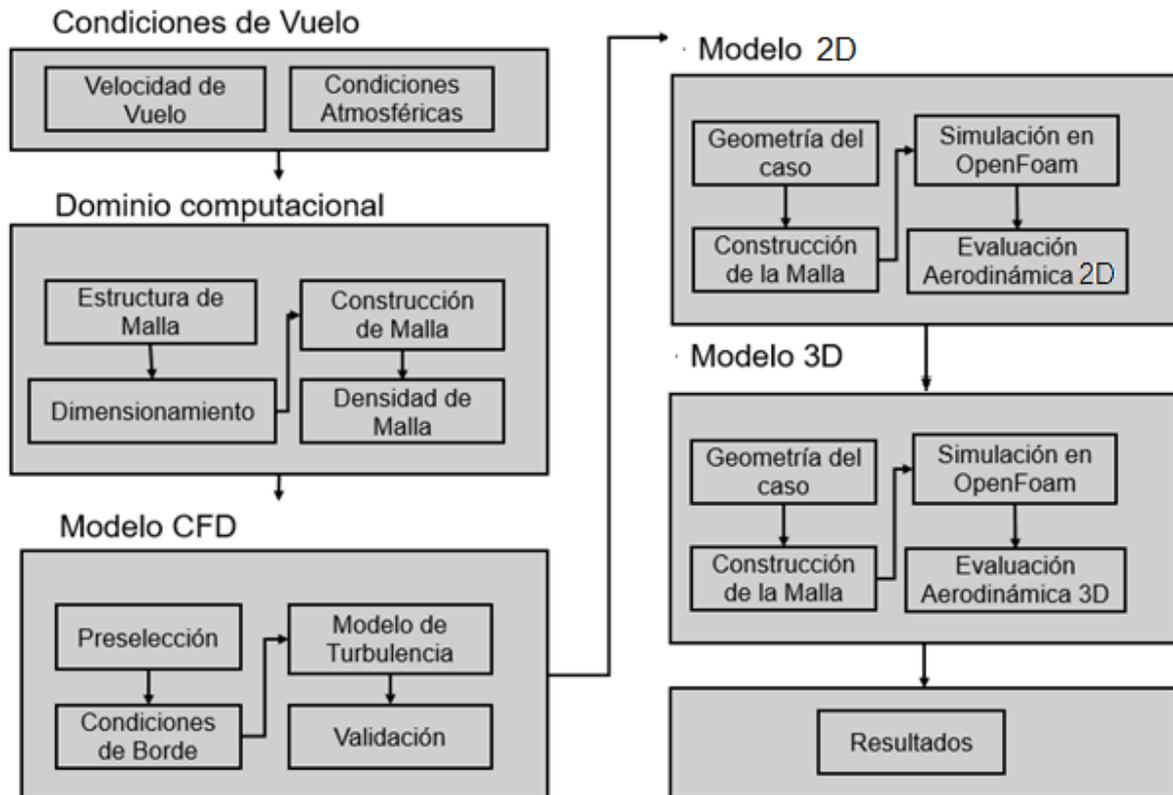


Figura 2.1 Metodología General de Estudio  
(Fuente: Propia)

## 2.1 Condiciones de Vuelo

### 2.1.1 Velocidad de Vuelo

A pesar de tener una velocidad máxima de 36 [m/s] la velocidad de vuelo escogida es de 64.9 [m/s] debido a la necesidad de comparar los resultados obtenidos con otros estudios realizados con un número de Mach de 0.2.

### 2.1.2 Propiedades Atmosféricas del Aire

Se establece las propiedades atmosféricas del viento de forma estándar debido a la variabilidad que se encuentran en tablas o fundamentos estadísticos, estos datos son obtenidos de la "US Standard Atmosphere 1976".

Tabla 2.1 Propiedades Atmosféricas a 3960 [m] de altura.

Propiedad	Magnitud	Unidad
Gravedad	9.7944	[m/s <sup>2</sup> ]
Presión atmosférica	61982	[Pa]
Densidad	0.82281	[kg/m <sup>3</sup> ]
Viscosidad dinámica	1.6625E-5	[Ns/m <sup>2</sup> ]
Velocidad del sonido	324.7494	[m/s]

(Fuente:[ 14])

## **2.2 Domino computacional**

### **2.2.1 Estructura de la Malla**

Inicialmente para el estudio se establece una malla estructurada de forma tipo C, por las ventajas que presenta como facilidad para adaptarse a la geometría del perfil aerodinámico, adaptarse a la entrada de dominio computacional, definir zonas de refinamiento y reducir el cálculo computacional en zonas irrelevantes para el estudio [15].

### **2.2.2 Dimensionamiento del dominio computacional**

El dominio computacional debe ser amplio para no generar obstrucciones con las condiciones de borde o frontera, al aumentar si bien se necesita más recurso computacional para sus cálculos, esta predice de mejor manera el comportamiento aerodinámico, así mismo las condiciones de frontera no deben permanecer demasiado cerca del perfil geométrico debido que afecta en la obtención de resultados [16] .

Patel & Ramani [16], realizo un estudio en CFD de un perfil cubico para comparación con datos experimentales obtenidos de túneles de viento y concluyo que para poder capturar el fenómeno físico en la simulación la mínima distancia entre entrada del dominio hasta el perfil y del perfil hacia la salida del dominio son 5 y 15 veces la longitud del perfil cubico, respectivamente.

Por otro lado, Martínez [17] mediante un estudio para la obtención de coeficientes aerodinámicos a diferentes dominios computacionales concluye que para capturar el fenómeno físico mínimo y conseguir su independencia de malla, se necesita un factor de forma ( $n$ ) superior o igual a 20. En este trabajo, se escoge un factor de forma de 20 veces la cuerda del perfil aerodinámico como su mínimo requerido.

### **2.2.3 Construcción de la malla**

Para la construcción de la malla se necesita el dominio de estudio o dominio computacional, el factor de forma necesario para capturar el fenómeno físico y las condiciones de borde. El dominio computacional que se estudia es realizado con un factor de forma ( $n$ ) igual a 20 y se define dos zonas de trabajo, una para flujo libre donde la densidad de malla es más gruesa y una zona de refinamiento para la captura del desarrollo de la capa limite.

Debido que es necesario la captura del desarrollo de la capa limite en la simulación es necesario que la distancia del primer elemento desde el perfil aerodinámico hacia el fluido este en un rango permisible, debido que cada modelo de turbulencia define este rango se usa un  $y+$  menor a 20, debido que el modelo turbulento que se usa es el S-A.

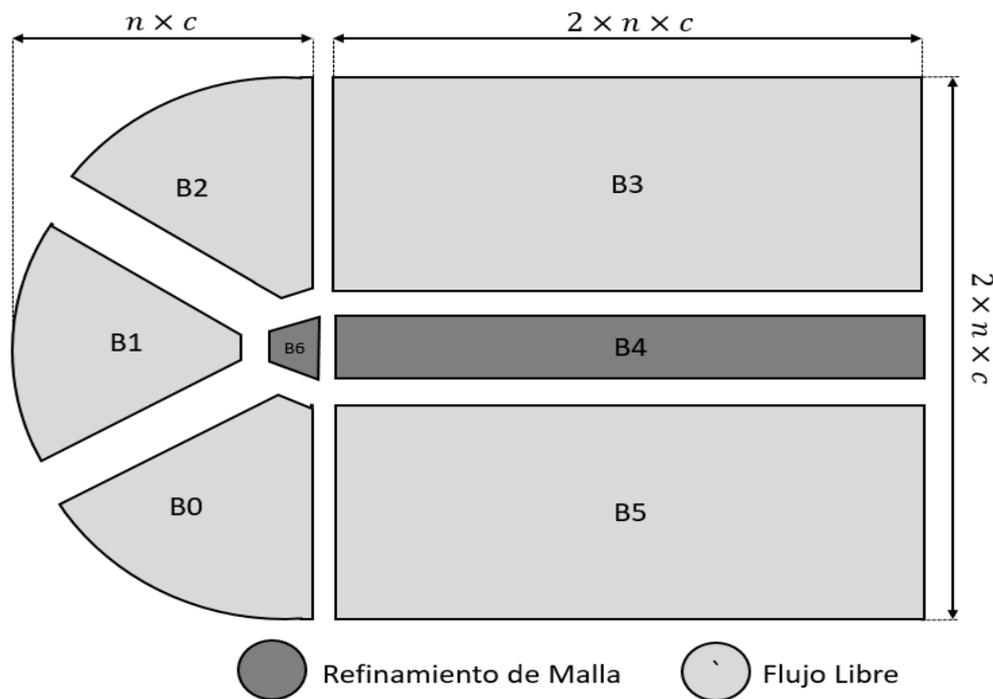


Figura 2.2 Dimensionamiento y zonas de Mallado  
(Fuente: Propia)

La familia de bloques B0, B1, B2, B3 y B5 corresponden al flujo libre más lejano respecto del perfil aerodinámico, su mallado es más robusto y con menos elementos. En la familia de bloques B4 y B6 esta corresponde al flujo de interés donde se encuentra la aeronave, su mallado es más refinado y finalmente el bloque que contiene el perfil aerodinámico es eliminado debido que no forma parte del dominio de estudio.

La densidad de malla relaciona el número de elementos de la malla para obtener la independencia de malla y con esto la independencia de la solución, mediante el número de divisiones dentro de cada bloque se modifica el número de elementos de la malla

## 2.3 Módulo CFD

En trabajos anteriores, el aprovechamiento de la herramienta CFD ha ayudado en la predicción de fenómenos físicos sin la necesidad de la esencia física del modelo para su estudio. Por tal motivo, en este trabajo se estudia el comportamiento aerodinámico del perfil alar del Event 386 validando el modelo con estimaciones experimentales.

### 2.3.1 Preselección del Caso de Estudio

#### 2.3.1.1 Velocidad de Vuelo para validación

Por estimaciones experimentales de los coeficientes aerodinámicos del perfil Naca 0012 son realizados con el número de Reynolds,  $Re=3000000$  [18], la velocidad de vuelo para la validación del modelo a condiciones atmosféricas al nivel del mar es de alrededor de 52.078 [m/s] y se calcula mediante la ecuación de Reynolds [19].

$$Re = \frac{\rho U_{\infty} c}{\mu} \quad (2.1)$$

### 2.3.1.2 Simulación de AOA

Para la simulación del modelo esto se realiza en el modelo de turbulencia S–A y para obtener las gráficas de los coeficientes aerodinámicos los ángulos de ataque (AOA) usados son de -4, 0, 4, 8, 10 y 12 grados de inclinación.

Para el cálculo de los coeficientes aerodinámicos de sustentación ( $C_l$ ), de arrastre ( $C_d$ ) y momento ( $C_m$ ) se calcula con las ecuaciones

$$C_l = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho U_{\infty}^2 c} \quad (2.2)$$

$$C_d = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho U_{\infty}^2 c} \quad (2.3)$$

Donde  $c$  representa la longitud de la cuerda del perfil aerodinámico.

### 2.3.2 Condiciones de borde

Para la definición de las condiciones de Borde, se define la entrada de velocidad (Inlet), salida de Presión (Outlet) y una condición de pared (Wall) como perfil aerodinámico.

Tabla 2.2 Condiciones de Borde

Condiciones de Borde		
<b>Inlet</b>	Esta condición de borde captura el ingreso de flujo de aire al inicio del dominio computacional, su valor se ingresa en forma de vector dependiendo de cada ángulo de ataque ( $\alpha$ ).	$U_x = U_{\infty} \cos(\alpha)$ $U_y = U_{\infty} \sin(\alpha)$ $U_z = 0$
<b>Outlet</b>	Captura la salida de flujo de aire en la salida del dominio computacional, en este caso se ingresa la presión manométrica de 0 [Pa] debido a condiciones de flujo externo.	$P_{outlet} = 0 [Pa]$
<b>Wall</b>	Esta condición de borde representa el perfil aerodinámico, en este caso el perfil tiene una condición de no deslizamiento.	$Wall = noSlip$

(Fuente: Propia)

### 2.3.3 Modelo de turbulencia

El modelo de turbulencia para la simulación es Spalart Allmaras (S-A), debido que es un modelo desarrollado para perfiles aerodinámicos, no necesita de una malla súper refinada, genera estimaciones estables debido que resuelve una sola ecuación de transporte [12].

### 2.3.4 Validación del Modelo

Para la validación del modelo se realizará una comparación entre los resultados experimentales y los resultados obtenidos mediante CFD con el modelo de turbulencia Spalart Allmaras (S-A), con esto se determina la tendencia de las curvas y el error en el experimento. Si comparte la tendencia de las gráficas y el error entre simulaciones es bajo, el modelo es validado.

#### 2.3.4.1 Criterios de convergencia

Los criterios para que exista convergencia en la solución son 3 criterios [20]:

- Obtener residuales de orden menor a  $E10^{-4}$
- Los valores de los residuales y coeficientes aerodinámicos monitoreados no cambian con el número de iteraciones, es decir se mantiene estables
- Existe conservación de Masa

#### 2.3.4.2 Simulación y Validación

Para la simulación y validación del modelo esta se realizará con las condiciones de operación del experimento, se utiliza una malla que garantice la independencia de resultados y se simulará para los ángulos de ataque antes mencionado, en este caso no se modifica la dirección de la geometría del perfil debido que para cada ángulo se necesita un mallado nuevo y no se acopla con precisión a la malla presentando errores en los resultados.

A continuación, el cálculo del error entre predicciones experimentales y de CFD se compara a través de los resultados de los coeficientes para cada ángulo de ataque, debido que no existe información específica para cada punto se realiza un proceso de interpolación lineal [17].

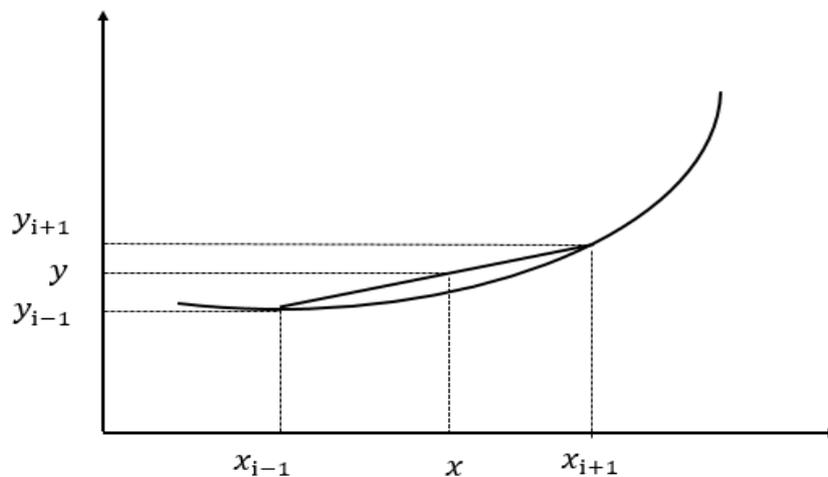


Figura 2.3 Nomenclatura para interpolación lineal de Datos.  
(Fuente: Propia)

$$y = y_{i-1} + \left( \frac{y_{i+1} - y_{i-1}}{x_{i+1} - x_{i-1}} \right) \times (x - x_{i-1}) \quad (2.4)$$

## 2.4 Módulo 2D

Ya validado la construcción de la malla estructurada de forma tipo C, en este módulo se observa el comportamiento del fluido alrededor del perfil aerodinámico Event 386 para observar sus coeficiente aerodinámico y comportamiento aéreo.

### 2.4.1 Geometría para el caso de estudio

La geometría que se usa para el caso de estudio es el perfil aerodinámico 2D extraído del modelo 3D real como se muestra en el Anexo I, es un prototipo hecho en FreeCad.

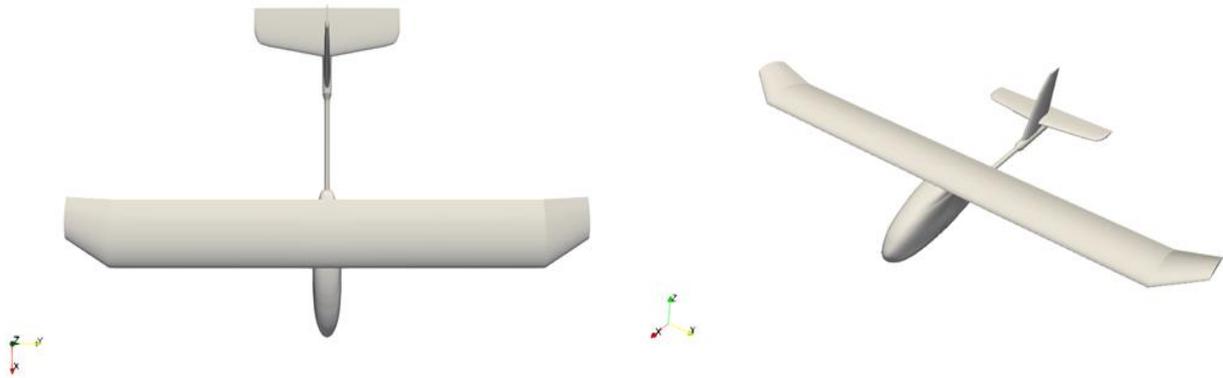


Figura 2.4 Geometría Completa del Event 386  
(Fuente: Propia)

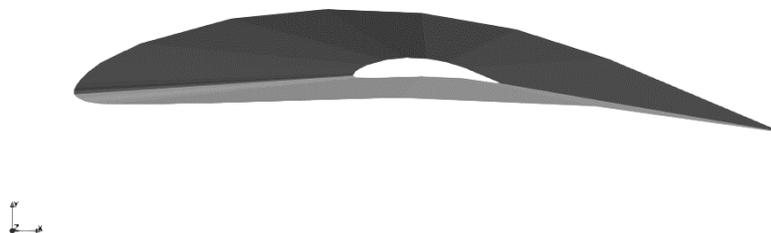


Figura 2.5 Geometría para el caso de estudio  
(Fuente: Propia)

### 2.4.2 Construcción de la malla

La construcción de la malla igual que en la construcción del Naca 0012 se realiza en BlockMesh, se utiliza el mismo tipo de malla estructurada con forma de Tipo C, al igual que el anterior cuenta con dos zonas de estudio, la zona de flujo libre y la zona de refinamiento, adicionalmente se define un cuadro de refinamiento cerca del perfil para que exista los elementos necesarios al acoplarse con SnappyHexMesh. De igual manera la profundidad con la que se construye la malla es de alrededor de 1 [m] en el eje Z, como se muestra en la Figura 2.6.

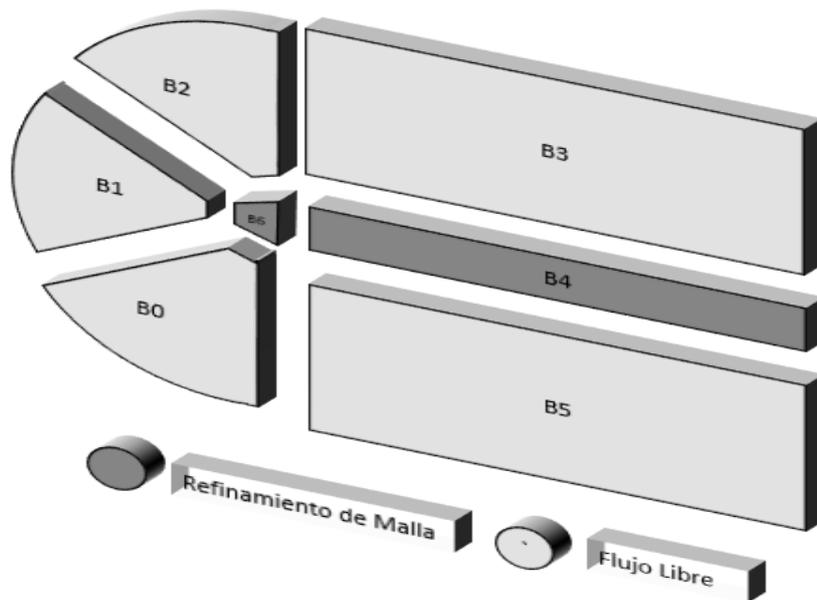


Figura 2.6 Bosquejo de la construcción 3D de Malla en BlockMesh.  
(Fuente: Propia)

### 2.4.3 Simulación mediante OpenFOAM

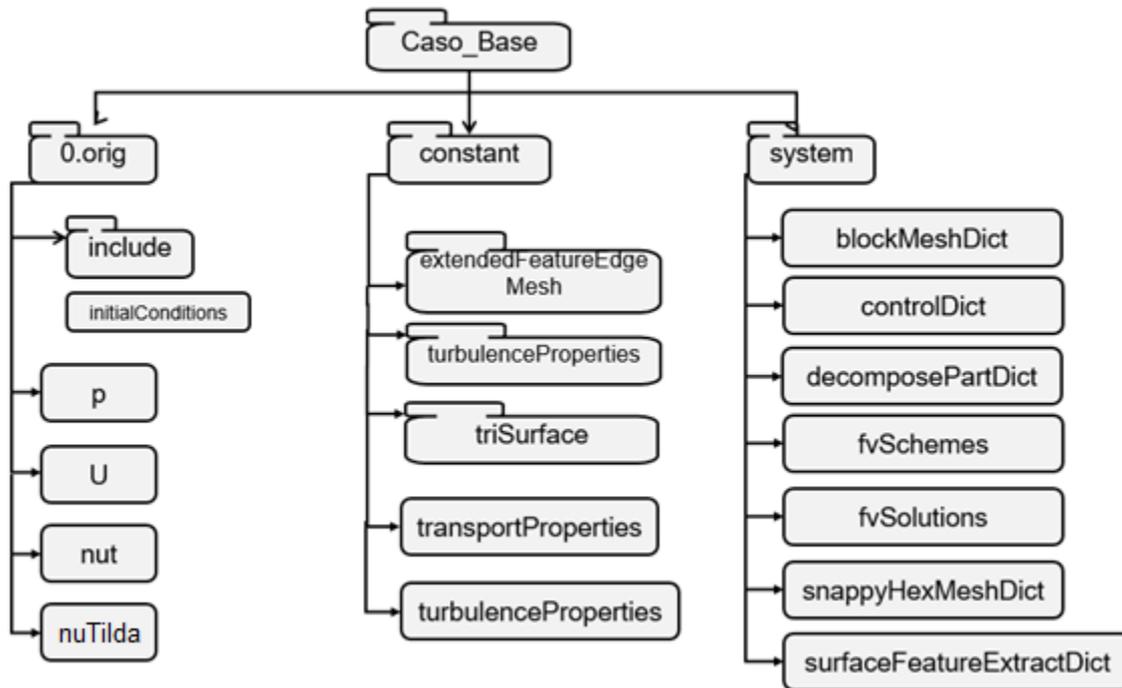


Figura 2.7 Configuración del Caso\_Base 2D en OpenFOAM  
(Fuente: Propia)

Para la simulación en OpenFOAM es necesario configurar el caso de estudio y contar con los archivos necesarios para su ejecución, en la **¡Error! No se encuentra el origen de la referencia.** se muestra la estructura del caso de estudio donde se establece los modelos de turbulencia, las condiciones iniciales, las condiciones de borde como muestra la Tabla 2.2 y la Tabla 2.3.

Tabla 2.3 Condiciones Iniciales (InitialConditions) en OpenFOAM

Propiedad	Nombre	Descripción	Magnitud
<b>Velocidad</b>	flowVelocity	Velocidad en la entrada del dominio	$V_x=64.9499$ [m/s]
<b>Presión</b>	Pressure	Presión en la salida del dominio	$0$ [Pa]= $0$ [m <sup>2</sup> /s <sup>2</sup> ]

(Fuente: Propia)

#### 2.4.3.1 Solver

El solver para la resolución del modelo de turbulencia es mediante SIMPLE (Semi-Implicit-Method-Of-Pressure-Linked-Equation), es un solver estable para modelos incompresibles para flujos laminares/turbulentos.

#### 2.4.4 Post procesamiento

Realizadas las simulaciones se observa los residuales y las distribuciones de velocidad y presión en Paraview y Gnuplot, se observan en los Anexo X y Anexo XI.

### 3 Análisis de Resultados

En el capítulo 3 se presenta los resultados obtenidos siguiendo la metodología planteada en el capítulo 2. Se observa comportamiento aerodinámico y las predicciones a diferentes ángulos de ataque mediante CFD. Finalmente se muestra el comportamiento aerodinámico del Event E386.

#### 3.1 Validación del dominio de estudio

##### 3.1.1 Construcción de la malla

La construcción de la malla como se analizó en el módulo CFD, el dominio computacional se estableció a través de multiplicar el factor de forma  $n$  también se utilizó una malla estructurada de forma tipo C con dos de zonas de trabajo uno con refinamiento y otra para zona de flujo libre para ahorrar recursos computacionales, la zona de refinamiento contiene la geometría de la aeronave, mientras que en la zona de flujo libre se rodea de las condiciones de borde necesarias para simular el fenómeno físico.

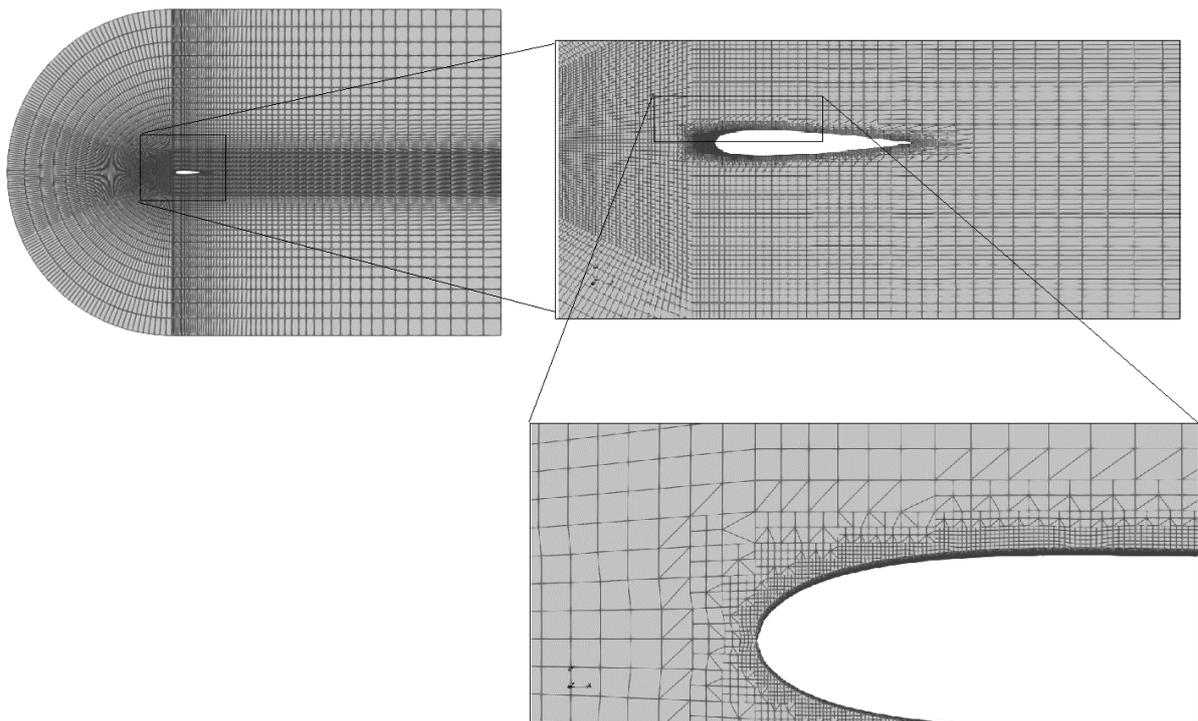


Figura 3.1 Malla estructurada tipo C para Validación de dominio de Estudio.

(Fuente: Propia)

En la Tabla 3.1 se muestra los coeficientes aerodinámicos mediante CFD y experimentales obtenidos de la simulación en OpenFOAM y de bibliografía, en este caso podemos observar que los valores numéricos son cercanos tanto para el coeficiente de sustentación como el coeficiente de arrastre, como resultado Los errores en el coeficiente de sustentación no supera el 20% de error promedio.

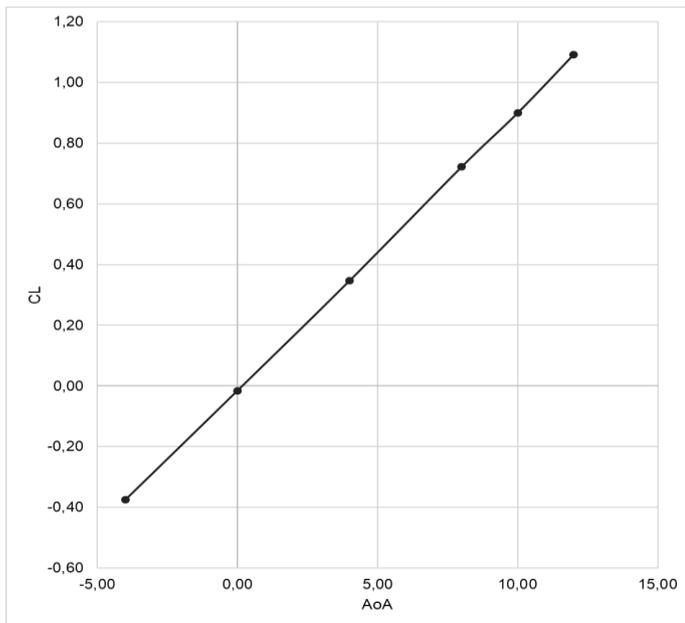
Tabla 3.1 Comparación de Coeficientes aerodinámicos mediante CFD y experimentales.

AOA	Cl			Cd		
	CFD	Experimental	%Error Cl	CFD	Experimental	%Error Cd
<b>-4</b>	-0,37551	-0,44552	15,71	0,00475	0,00843	43,59
<b>0</b>	-0,01562	-0,01220	28,04	0,00346	0,00804	56,97
<b>4</b>	0,34649	0,42758	18,96	0,00447	0,00877	48,97
<b>8</b>	0,72194	0,87010	17,03	0,00674	0,00988	31,79
<b>10</b>	0,89942	1,06792	15,78	0,00964	0,01170	17,55
<b>12</b>	1,09211	1,27200	14,14	0,01582	0,01282	23,41

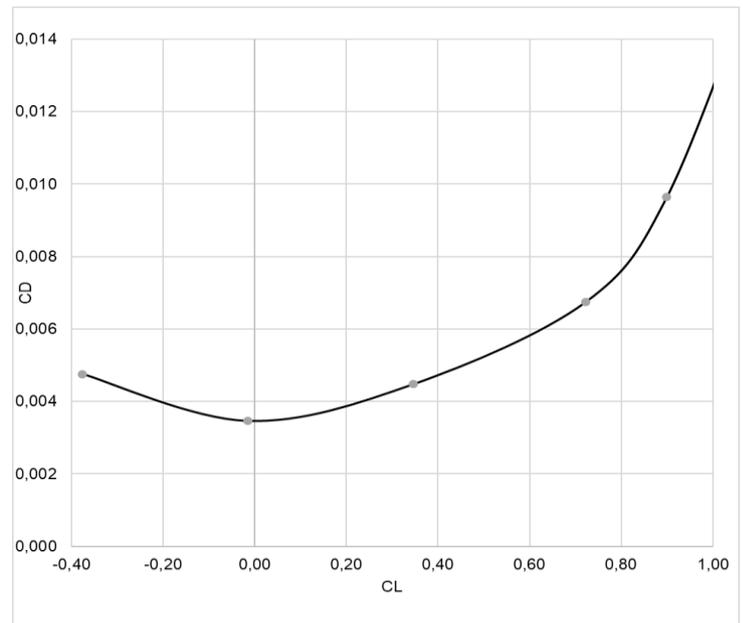
(Fuente: Propia)

El error obtenido entre la comparación de coeficientes aerodinámicos mediante CFD y experimentales, se debe en parte por el mal acoplamiento entre la geometría y la malla estructurada debido que en principio se utilizó progresiones con el fin de obtener un mejor resultado, además el caso de estudio para este modelo es para un caso ideal de no deslizamiento en el perfil Naca 0012, de modo que el coeficiente de arrastre en CFD obtiene un menor valor respecto al experimental, y finalmente, la existencia de errores asociados a las condiciones de la simulación al utilizar funciones de pared.

En la Figura 3.2 se puede observar las tendencias de los coeficientes aerodinámicos que son similares a los experimentales como se muestra en el Anexo III, los valores numéricos no son iguales debido que estos datos experimentales fueron calculados a AOA cercanos a los estudiados en este trabajo.



a)



b)

Figura 3.2 Coeficientes Aerodinámicos del Naca 0012. a) Cl vs  $\alpha$  y b) Cd vs Cl  
(Fuente: Propia)

## 3.2 Evaluación aerodinámica 2D

Se simula y calcula los coeficientes aerodinámicos del perfil Event E368, de la geometría 3D se extrae el perfil alar obteniendo una geometría 2D del ala, después se construye la malla estructurada para el nuevo perfil debido que la cuerda del perfil es diferente, se simula utilizando el mismo modelo de turbulencia y posteriormente se compara las tendencias de los coeficientes aerodinámicos.

### 3.2.1 Construcción de la Malla

En la construcción de la malla, se realiza para el perfil alar del Event E386, la geometría 2D fue extraída del modelo 3D y para el estudio de caso se utilizó una profundidad de 1 metro debido que está dentro de la dimensión del Wingspan según la Tabla 1.1.

En esta malla se conserva la estructura como del modelo de validación, pero se toma en cuenta un refinamiento extra cerca del perfil para mejorar los resultados en la captura del fenómeno, de igual forma se mantiene una profundidad de 1 metro y la cantidad de elementos en esta malla es de

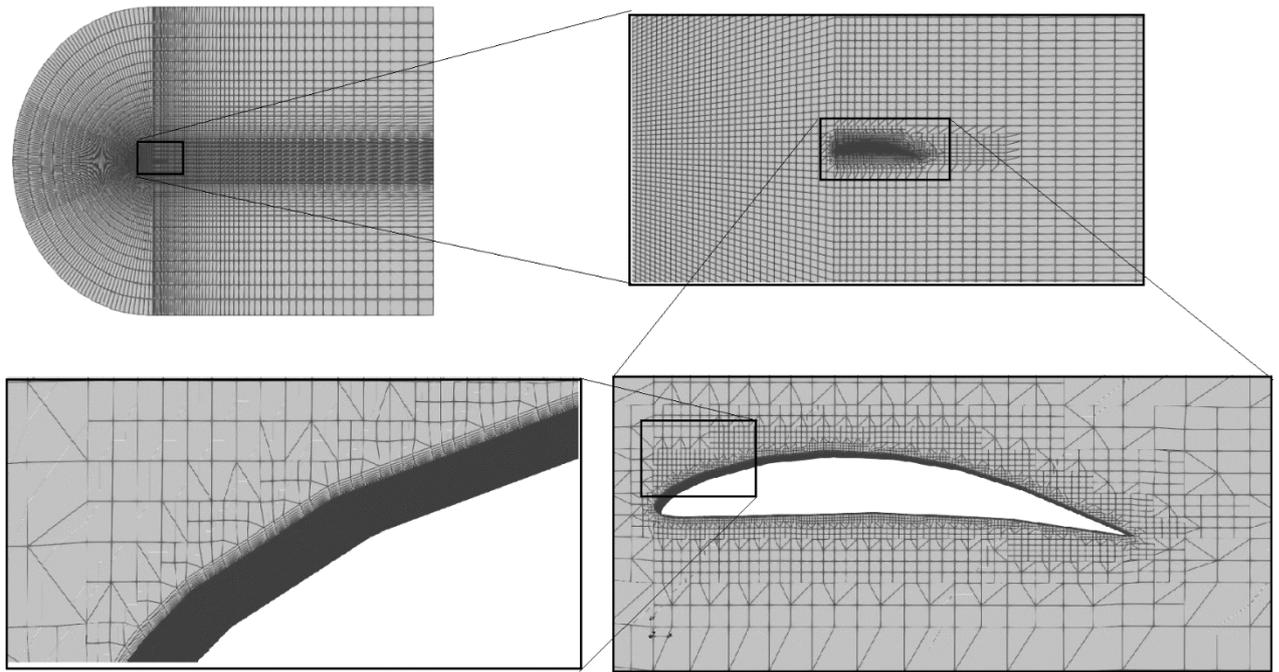


Figura 3.3 Construcción de la Malla para el perfil Event E386

(Fuente: Propia)

### 3.2.2 Resultados de la Evaluación Aerodinámica

Los coeficientes aerodinámicos fueron calculados utilizando las condiciones de vuelo provistas en capítulo 2, conservando las condiciones de borde y de igual manera utilizando el modelo de turbulencia Spalart Allmaras (S-A).

Tabla 3.2 Coeficientes Aerodinámicos del Event E386 por CFD

<b>Coeficiente Aerodinámico CFD Event 386</b>		
<b>AOA</b>	<b>Cl</b>	<b>Cd</b>
<b>-4</b>	0,56	0,07
<b>0</b>	0,99	0,03
<b>4</b>	1,17	0,01
<b>8</b>	1,29	0,06
<b>10</b>	1,32	0,08
<b>12</b>	1,30	0,08

(Fuente: Propia)

En la Figura 3.4 se puede observar las tendencias de los coeficientes de sustentación y arrastre, respectivamente. A simple vista, se puede observar que poseen tendencias similares con el caso de validación, mientras mayor sea el AoA el coeficiente de sustentación aumenta de igual forma y de igual manera con el grafico de coeficiente de arrastre respecto al AoA.

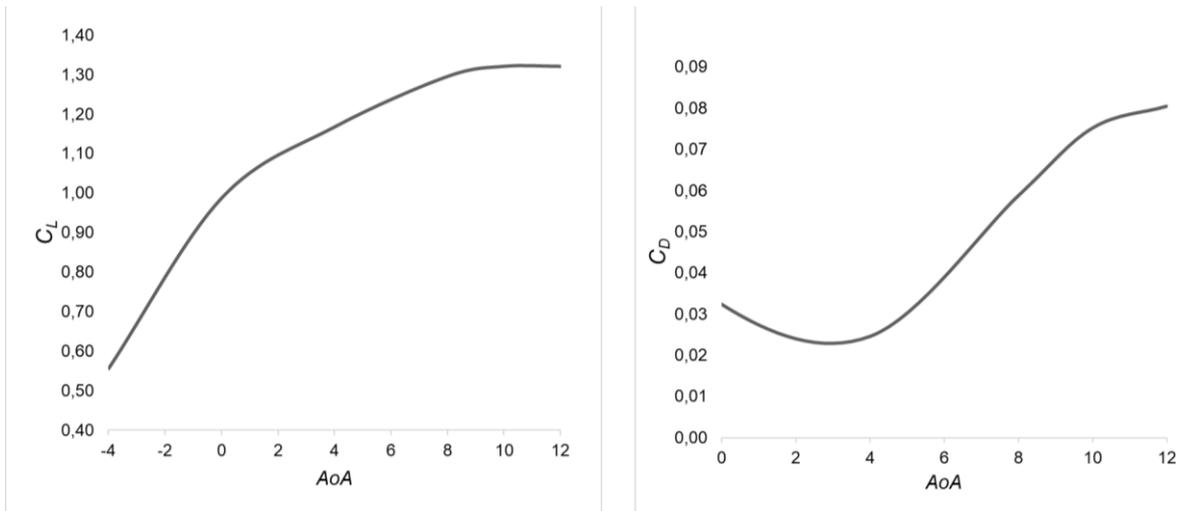


Figura 3.4 Coeficientes Aerodinámicos del Naca 0012. a)  $C_L$  vs  $\alpha$  y b)  $C_D$  vs  $\alpha$   
(Fuente: Propia)

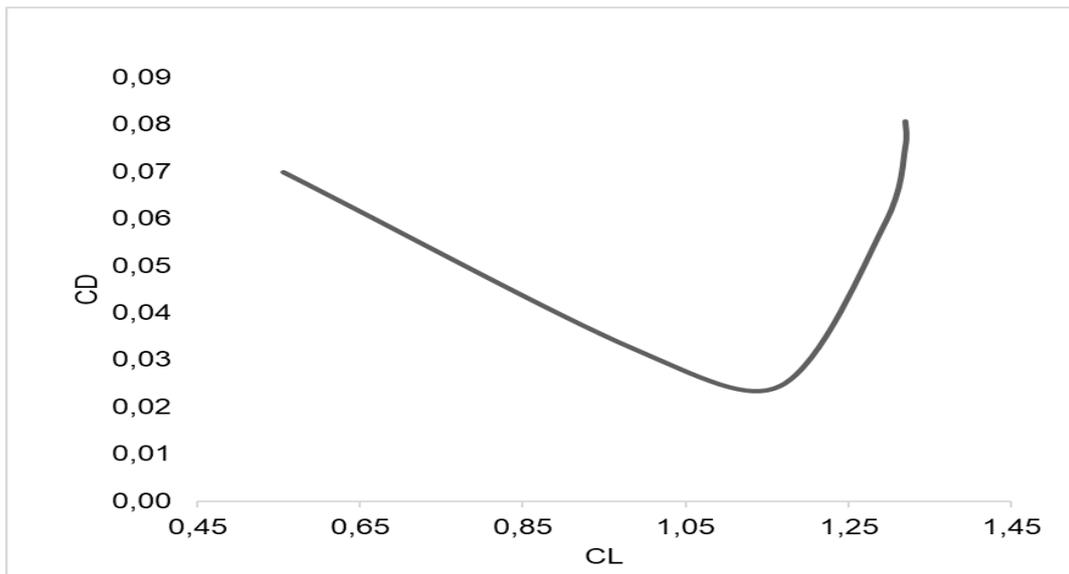


Figura 3.5 Coeficiente de Arrastre [ $C_D$ ] vs Coeficiente de sustentación [ $C_L$ ]  
(Fuente: Propia)

## 4 CONCLUSIONES

### 4.1 Conclusiones

- Se validó el dominio de estudio para un factor de forma de 20 veces la cuerda con un modelo de turbulencia Spalart-Allmaras, comparando los coeficientes aerodinámicos experimentales con los obtenidos en CFD para un perfil Naca 0012.
- Se detalló una guía como el condigo para la construcción de una malla que cumpla con el dominio computacional requerido, además de una independencia de malla para la validación de otros modelos aerodinámicos.
- Los coeficientes aerodinámicos obtenidos del CFD cumplen con la tendencia en resultados expuestos a trabajos anteriores, estas aumentan directamente a medida que aumenta el AoA hasta llegar al stall.
- Visualmente mediante la gráfica CL vs  $\alpha$  del perfil del Event podemos decir que a partir de AoA de 12° comienza a existir una pendiente de cero, por lo cual su AoA critico está cerca de tal AoA.

### 4.2 RECOMENDACIONES

- Dimensionar del dominio computacional en base a resultados obtenidos en trabajos previos, si bien cada caso es distinto, muchos de ellos obtienen resultados positivos, además escoger un Modelo de turbulencia que se adapte al fenómeno y no al contrario.
- No utilizar progresiones al momento de construir la malla estructurada, debido que al utilizar el módulo de SnappyHexMesh no se logra acoplar ni adaptar de manera correcta la geometría en STL o OBJ con la malla estructurada realizada en BlockMesh.
- No se recomienda utilizar un salto de densidad de malla grande entre la zona de refinamiento y la zona de flujo de libre debido que al resolver la simulación el Solver genera resultados atípicos alrededor de esta zona de refinamiento, además mientras más cerca este el refinamiento a la geometría este se adapta de mejor manera con el SnappyHexMesh.
- Siempre realizar un estudio de independencia de malla para la respectiva construcción de la malla, esta debe cumplir los criterios de convergencia.
- Distribuir bien las densidades de malla donde se necesita analizar y observar resultados precisos, debido que a medida que se necesita analizar elementos más grandes es necesario mayor recurso computacional.

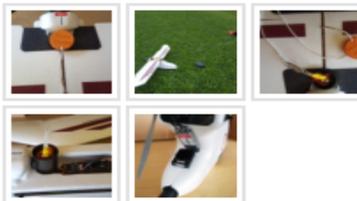
## 5 BIBLIOGRAFIA

- [1] L. Bjarke, J. Del Frate y D. Fisher, A Study of the Forebody High-Angle-of-Attack Aerodynamics Research on the F-18 and the X-29A Aircraft, 1992.
- [2] P. Klimas y R. Sheldahl, Aerodynamic Characteristics of Seven Symmetrical Airfoil Sections Through 180-Degree Angle of Attack for Use in Aerodynamic Analysis of Vertical Axis Wind Turbines, Albuquerque: Sandia National Laboratories, 1981.
- [3] U. Korkmaz, I. Göv2 y H. Doğru, Aerodynamic Analuses of NACA 63-215, Gaziantep: The International Journal of Energy & Engineering Sciences, 2020.
- [4] W. Mccroskey, A critical assessment of wind tunnel results for the NACA 0012 airfoil, 1987.
- [5] C. Ladson, Effects of independent variation of Mach and Reynolds numbers on the low-speed aerodynamic characteristics of the NACA 0012 airfoil section, United States, 1988.
- [6] UDI Universidad, Manual Aerodinamica, Santander: Universidad de Investigacion y Desarrollo , 2017.
- [7] J. Cisneros, DESIGN AND SIMULATION OF A BLENDED WING BODY (BWB) AIRFRAME FOR AN UNMANNED AERIAL VEHICLE (UAV) USING COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS (CFD), Quito, Escuela Politecnica Nacional, 2015.
- [8] J. Roskam y E. Chuan-Tau, Airplane Aerodynamics and Performance, Kansas, U.S.A: Design, Analysis and Research Corporation, 1997.
- [9] «The E386 Mapping Drone Event 38 Unmanned Systems,» 2022. [En línea]. Available: <https://event38.com/product/e386-complete-package/>.
- [10] A. Bottaro , J. Guerrero y J. Pralits, «Turbulence modeling in OpenFOAM:Theory and applications,» Wolf Dynamics, 2021.
- [11] T. Carrigan, J. Chawner y C. Woeber, «Meshing Preliminaries and quality assessment,» 2022.
- [12] Ansys, «Introduction to ANSYS Fluent,» 2010.

- [13] Wolf Dynamics, Turbulence Modeling in Openfoam, Wolf Dynamics, 2021.
- [14] «Atmospheric Properties Calculator,» Enero 2016. [En línea]. Available: <http://www.aerospaceweb.org/design/scripts/atmosphere/>.
- [15] M. Omolayo y V. Onoja, Computational Study of Aerodynamic Flow over Naca 4412 Airfoil, Ibadan: Departmen of MEchanical Engineering University, 2017.
- [16] R. Patel y S. Ramani, «Determination of Optimum Domain Size for 3D Numerical Simulation in Ansys CFX,» International Journal of Innovative Research in Sciencie, Enginerring and Technology, Gujarat, India, 2015.
- [17] A. Martinez, Estudio y optimización de una aeronave con fuselaje de ala fija aplicado a vehiculos aéreos no tripulados en la región andina mediante simulación numerica de CFD, Quito: Escuela Politécnica Nacional, 2018.
- [18] Langley Research Center, «Turbulence Modeling Resource,» Diciembre 2021. [En línea]. Available: [https://turbmodels.larc.nasa.gov/naca0012\\_val.html](https://turbmodels.larc.nasa.gov/naca0012_val.html). [Último acceso: 01 2022].
- [19] J. Anderson, Fundamental of Aerodynamics, McGraw-Hill, 1991.
- [20] E. Cando, «Análisis Numerico a traves de Mecanica de Fluidos Computacional,» Quito, 2021.
- [21] AirFoll Tools Web, «AirFoll Tools,» 2022. [En línea]. Available: <http://airfoiltools.com/airfoil/naca4digit?MNaca4DigitForm%5Bcamber%5D>.
- [22] C. Riba, Diseño Concurrente, Barcelona: Edicions UPC, 2002.
- [23] R. L. Mott, E. M. Vavrek y J. Wang, Machine Elements in Mechanical Design, Pearson, 2018.
- [24] A. F. M. VARGAS, DISEÑO Y CONSTRUCCION DE UN SISTEMA DE TRANSPORTE DE CARGA, MEDELLIN: UNIVERSIDAD EAFIT, 2011.
- [25] OpenFOAM, OpenFaom Basic Training, OpenFOAM Foundation, 2019.
- [26] S. Simbaña, Estudio Numérico y Experimental de Caudales Óptimos para, Quito: Escuela Politécnica Nacional, 2018.



## Anexo I Características Operacionales y geométricas del UAV Event E386



### E386 Complete Package

\$6,890.00

The E386 fixed wing UAS is one of the leading drones in the world for Construction, Environmental Conservation, Mining, Precision Agriculture and Surveying.

- 1 + Add to cart

SKU: E386 Category: Fixed Wing

Description	Additional Information
<b>Description</b> <p>The E386 Fixed Wing Drone is a portable, long endurance mapping drone with short field take-off and landing capability. The E386 makes it easy to collect large high resolution maps. Everything from mission planning to image tagging has been streamlined for this purpose. No separate launch or recovery equipment needed.</p> <p><b>Learn More About the E386</b> [<a href="https://event38.com/fixed-wing/e386-mapping-drone/">https://event38.com/fixed-wing/e386-mapping-drone/</a>]</p> <hr/> <p><b>Contact Us With Questions</b> [<a href="https://event38.com/contact-us/">https://event38.com/contact-us/</a>]</p> <hr/> <p><b>Specifications:</b></p>	



- **Dimensions:** 190cm Wingspan, 130cm Length (75 x 51 inches)
- Wings and body disassemble for easy transport

- **Weight:** 2.5kg (5.6 lbs)
- **Endurance:** 85 minutes flight time
- **Cruise Speed:** 12m/s (27 mph)
- **Range:** 60km (37 miles)
  - Map up to 850 geo-referenced acres per flight at 120m AGL
- **Max Payload:** 500g (1.1 lbs)
- **Automatic lens protection for landing**
- **Automatic parachute landing**
- **Complete mission planning and operations software**
  - For your Windows 7, 8 or 10 laptop (not included)
  - Autonomous flight, Return-to-launch, Automated pre-flight checklists, much more
- **Operating Conditions**
  - MSL Ceiling: 3,960 meters, (13,000 ft), – auto take-off tested to 3,100 meters, (10,000 ft)
  - Max sustained wind speed: 10 m/sec, (22 mph) for autonomous operation
- **Telemetry Range:** 5 km+ (3.1 mi)

#### Camera Options:

There are two standard RGB camera options for the E384: The the Sony R10C and RX1R II. All cameras include an automatic hatch mount and utilize Intellishoot, which automatically takes pictures at optimal overlap to maintain consistency and eliminate redundant data collection. The major differences in these cameras are as follows.

- Sony R10C – 20.1MP Resolution, Landscape Orientation for Maximum Efficiency, PPK Compatible, Full Power Provided by Aircraft
- Sony R10C Plus Companion Computer – Automatically geotags images in real time and uses camera feedback to improve geotag accuracy. Images are stored with geotags in EXIF data and can be imported directly into any photogrammetry software, bypassing the normal geotagging process.
- Sony RX1R II – 42MP Full Frame Exmor R BSI CMOS Sensor, PPK Compatible, Supplementary

(Fuente: [9])

## Anexo II Coordenadas del perfil Aerodinámico Naca 0012

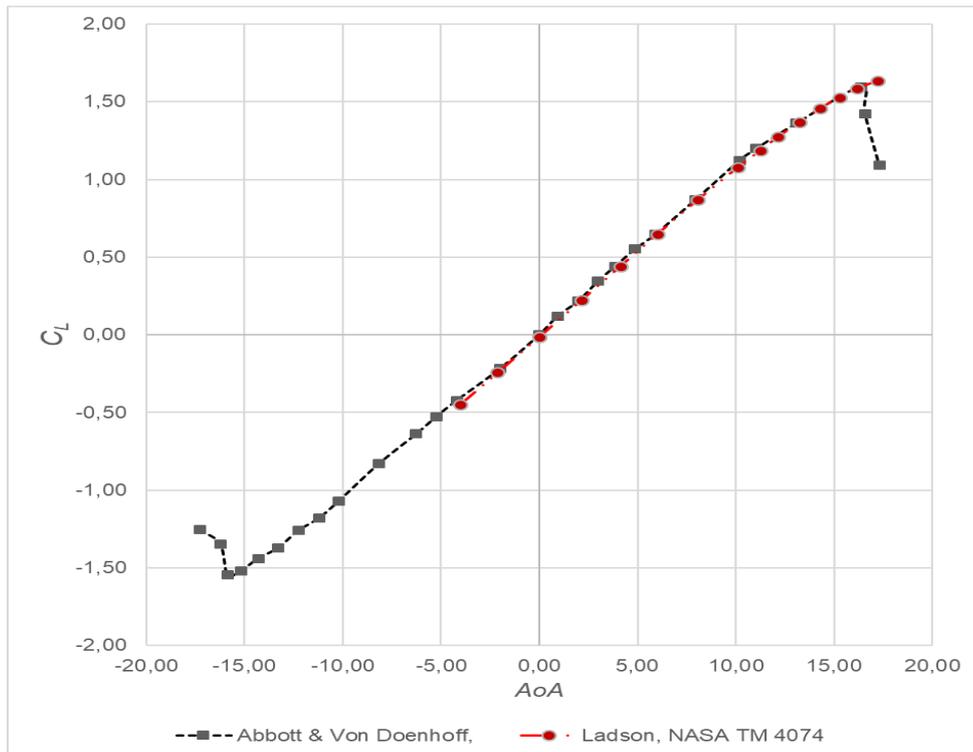
<b>PERFIL AERODINÁMICO NACA 0012</b>			
<b>Punto x</b>	<b>Punto y</b>	<b>Punto x</b>	<b>Punto y</b>
<b>1</b>	0.00126	0.005	-0.01438
<b>0.95</b>	0.00807	0.01	-0.02074
<b>0.9</b>	0.01448	0.02	-0.02925
<b>0.85</b>	0.02053	0.03	-0.03522
<b>0.8</b>	0.02623	0.04	-0.03982
<b>0.75</b>	0.0316	0.05	-0.04351
<b>0.7</b>	0.03664	0.06	-0.04655
<b>0.65</b>	0.04133	0.08	-0.05121
<b>0.6</b>	0.04563	0.1	-0.05454
<b>0.55</b>	0.04952	0.125	-0.0574
<b>0.5</b>	0.05294	0.15	-0.05924
<b>0.449</b>	0.05588	0.175	-0.06033
<b>0.399</b>	0.05808	0.2	-0.06087
<b>0.349</b>	0.05951	0.225	-0.061
<b>0.299</b>	0.06002	0.25	-0.06084
<b>0.275</b>	0.06048	0.275	-0.06048
<b>0.25</b>	0.06084	0.299	-0.06002
<b>0.225</b>	0.061	0.349	-0.05951
<b>0.2</b>	0.06087	0.399	-0.05808
<b>0.175</b>	0.06033	0.449	-0.05588
<b>0.15</b>	0.05924	0.5	-0.05294
<b>0.125</b>	0.0574	0.55	-0.04952
<b>0.1</b>	0.05454	0.6	-0.04563
<b>0.08</b>	0.05121	0.65	-0.04133
<b>0.06</b>	0.04655	0.7	-0.03664
<b>0.05</b>	0.04351	0.75	-0.0316
<b>0.04</b>	0.03982	0.8	-0.02623
<b>0.03</b>	0.03522	0.85	-0.02053
<b>0.02</b>	0.02925	0.9	-0.01448
<b>0.01</b>	0.02074	0.95	-0.00807
<b>0.005</b>	0.01438	1	-0.00126
<b>0</b>	0		

(Fuente: [21])

## Anexo III Coeficiente Aerodinámicos experimentales del Perfil Naca 0012

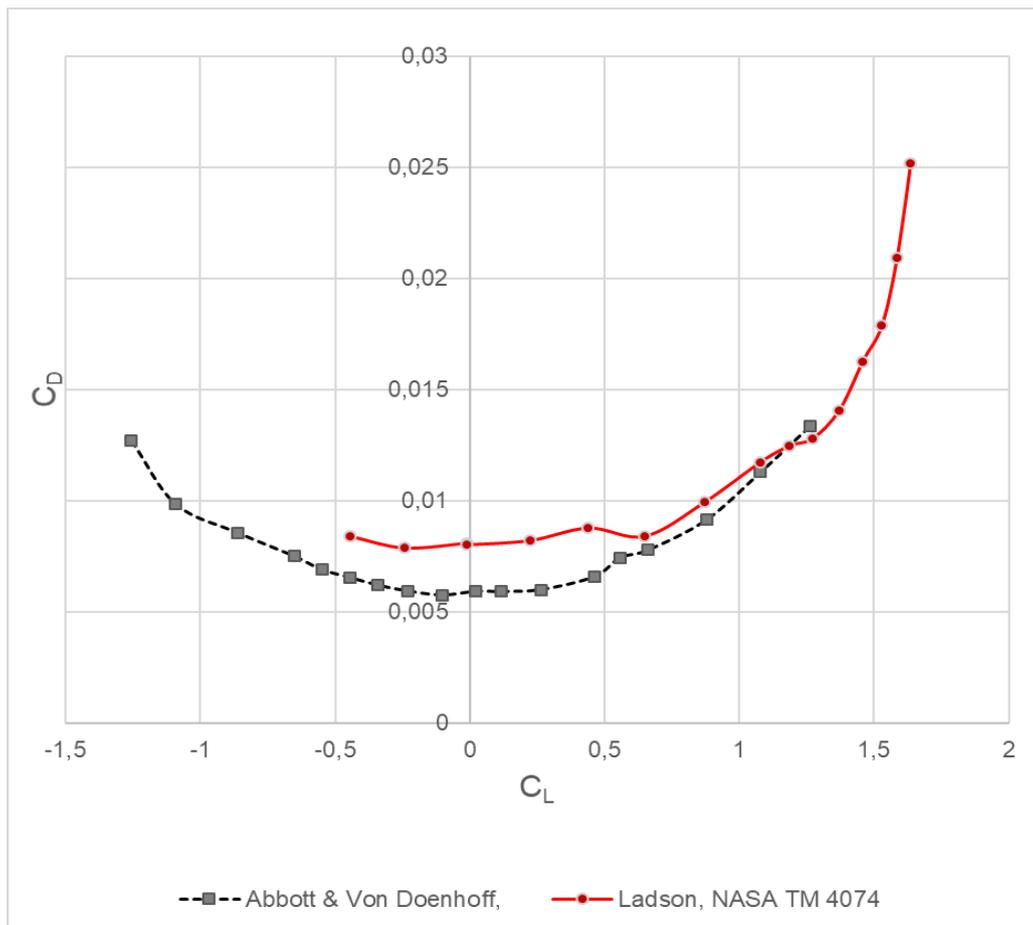
Ladson, NASA TM 4074		
Angle	Cl	Cd
-4,01	-0,4466	0,00843
-2,12	-0,2425	0,00789
-0,01	-0,012	0,00811
0,01	-0,0122	0,00804
2,15	0,2236	0,00823
4,11	0,4397	0,00879
6,01	0,6487	0,00842
8,08	0,8701	0,00995
10,1	1,0775	0,01175
11,23	1,1849	0,01248
12,13	1,272	0,01282
13,26	1,3699	0,01408
14,3	1,4571	0,01628
15,27	1,528	0,0179
16,16	1,5838	0,02093
17,24	1,6347	0,02519

(Fuente: [5])



Abbott & Von Doenhoff			
Angle	Cl	Angle	Cl
-17,2794	-1,2532	0,9400	0,1206
-16,2296	-1,3470	1,9694	0,2155
-15,8616	-1,5442	2,9952	0,3448
-15,1713	-1,5181	3,8513	0,4396
-14,3133	-1,4404	4,8789	0,5517
-13,2811	-1,3712	5,9083	0,6466
-12,2535	-1,2591	7,9635	0,8708
-11,2222	-1,1814	10,1891	1,1207
-10,1947	-1,0693	11,0471	1,1984
-8,1414	-0,8280	13,1088	1,3625
-6,2558	-0,6382	16,3759	1,5959
-5,2282	-0,5261	16,5678	1,4244
-4,1997	-0,4226	17,2971	1,0902
-1,9694	-0,2155		
0,0000	0,0000		

(Fuente: [5])





```

65 //block 3
hex (1 12 16 20 5 14 18 22) ($n5 $n3 $n4) simpleGrading ( 1 $p1 $p4 )
66 //block 4
hex (2 1 20 21 6 5 22 23) ($n1 $n3 $n4) simpleGrading ($p3 $p1 $p4)
67 //block 5
hex (0 8 12 1 4 10 14 5) ($n5 $n2 $n4) simpleGrading ( 1 $p6 $p4)
68 //block 6
);
69
70 edges
71 (
72     arc 11 15 ( -2.727365532 4.190641628 0 )
73     arc 9 13 ( -2.727365532 4.190641628 1 )
74
75     arc 11 7 ( -5 0 0 )
76     arc 9 3 ( -5 0 1 )
77
78     arc 7 6 ( -2.727365532 -4.190641628 0 )
79     arc 3 2 ( -2.727365532 -4.190641628 1 )
80 );
81
82 faces
83 (
84 );
85
86 boundary
87 (
88     inlet
89         (
90             type patch;
91             faces
92             (
93                 (9 13 15 11)
94                 (3 9 11 7)
95                 (2 3 7 6)
96             );
97         )
98
99     outlet
100         (
101             type patch;
102             faces
103             (
104                 (16 18 19 17)
105                 (20 22 18 16)
106                 (21 23 22 20)
107             );
108         )
109
110     tab
111         (
112             type wall;
113             faces
114             (
115                 (13 17 19 15)
116                 (2 6 23 21)
117             );
118         )

```

```

119
120   front
121       {
122           type wall;
123           faces
124           (
125               (12 16 17 13)
126
127               (1 20 16 12)
128               (2 21 20 1)
129
130               (3 2 1 0)
131               (0 1 12 8)
132
133               (8 12 13 9)
134               (3 0 8 9)
135           );
136       }
137   back
138       {
139           type wall;
140           faces
141           (
142               (14 15 19 18)
143
144               (5 14 18 22)
145               (6 5 22 23)
146
147               (7 4 5 6)
148               (4 10 14 5)
149
150               (10 11 15 14)
151               (7 11 10 4)
152           );
153       }
154
155 };
156 // .....
157 //

```

(Fuente: Propia)



```

74     tolerance 5;
75     nSolveIter 300;
76     nRelaxIter 5;
77     nFeatureSnapIter 10;
78     implicitFeatureSnap false;
79     explicitFeatureSnap true;
80 }
81
82 addLayersControls //Configuracion para la adicion de Layers
83 {
84     relativeSizes true;
85
86     layers
87     {
88         "Ala"
89         {
90             nSurfaceLayers 10;
91         }
92     }
93
94     expansionRatio 1.2;
95     finalLayerThickness 0.3;
96     minThickness 0.1;
97     nGrow 0;
98     featureAngle 30;
99     nRelaxIter 3;
100    nSmoothSurfaceNormals 1;
101    nSmoothNormals 3;
102    nSmoothThickness 10;
103    maxFaceThicknessRatio 0.5;
104    maxThicknessToMedialRatio 0.3;
105    minMedialAxisAngle 90;
106    nBufferCellsNoExtrude 0;
107    nLayerIter 100;
108 }
109
110 meshQualityControls // Configuracion de la Calidad de Malla
111 {
112     maxNonOrtho 65;
113     maxBoundarySkewness 20;
114     maxInternalSkewness 4;
115     maxConcave 80;
116     minVol 1e-13;
117     minTetQuality -1;
118     minArea -1;
119     minTwist 0.01;
120     minDeterminant 0.001;
121     minFaceWeight 0.05;
122     minVolRatio 0.01;
123     minTriangleTwist -1;
124     nSmoothScale 4;
125     errorReduction 0.75;
126     relaxed
127     {
128         maxNonOrtho 75;
129     }
130 }
131
132 mergeTolerance 1e-6;
133
134 // ***** //

```

(Fuente: Propia)

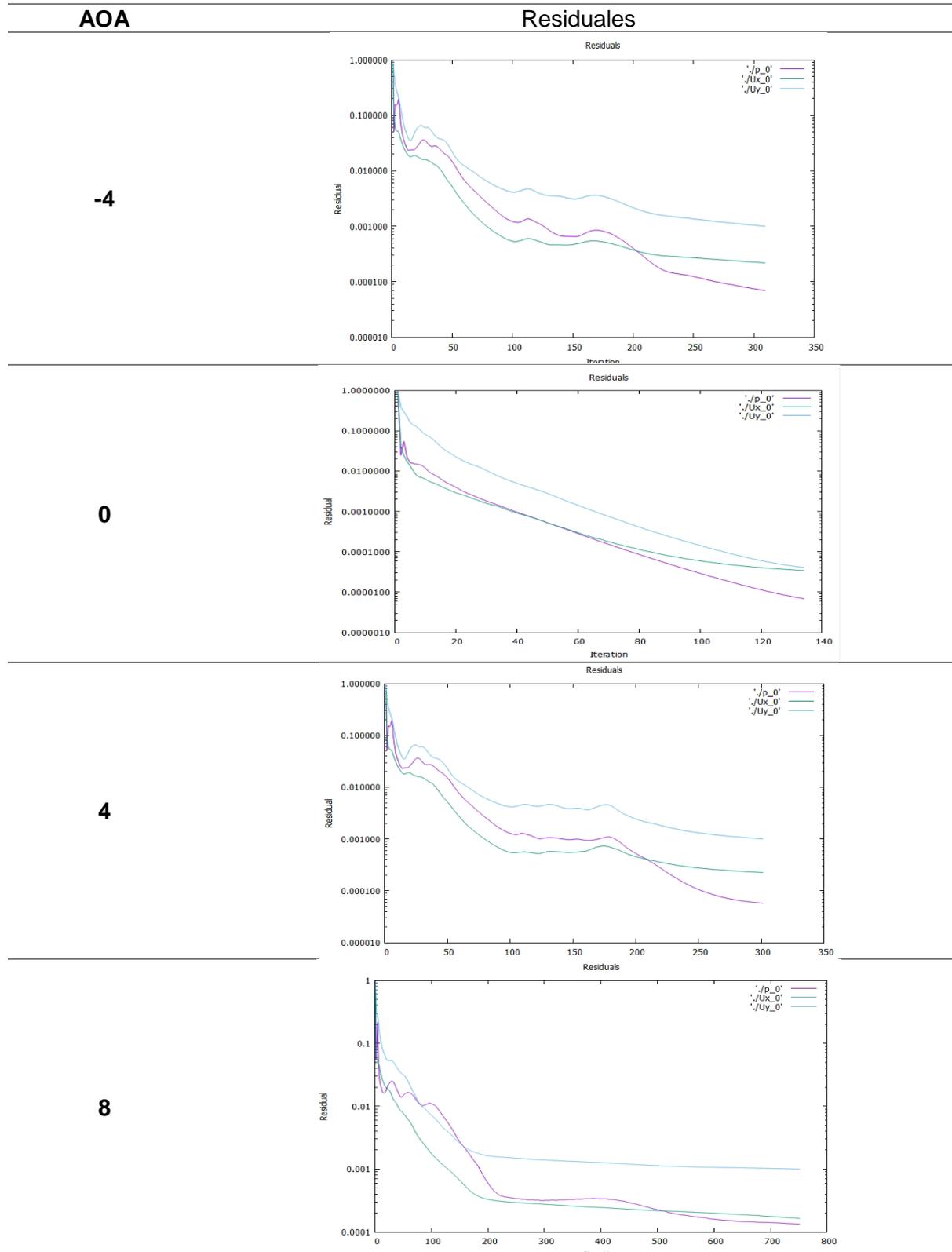




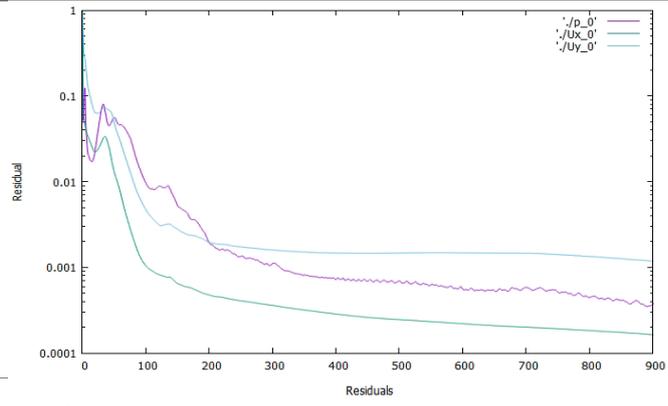




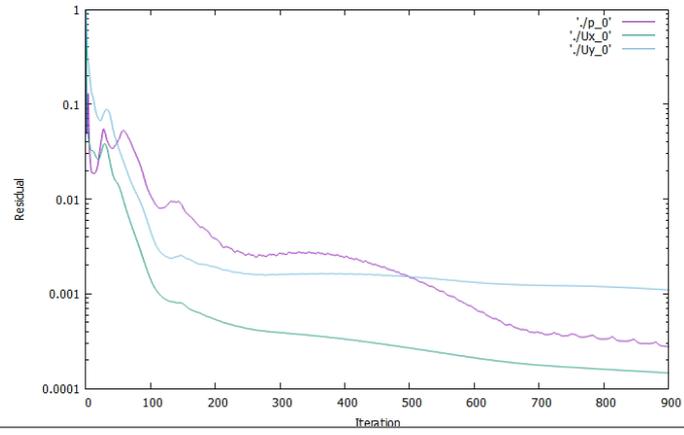
# Anexo VII Verificación de Residuales en la Validación del Naca 0012.



10

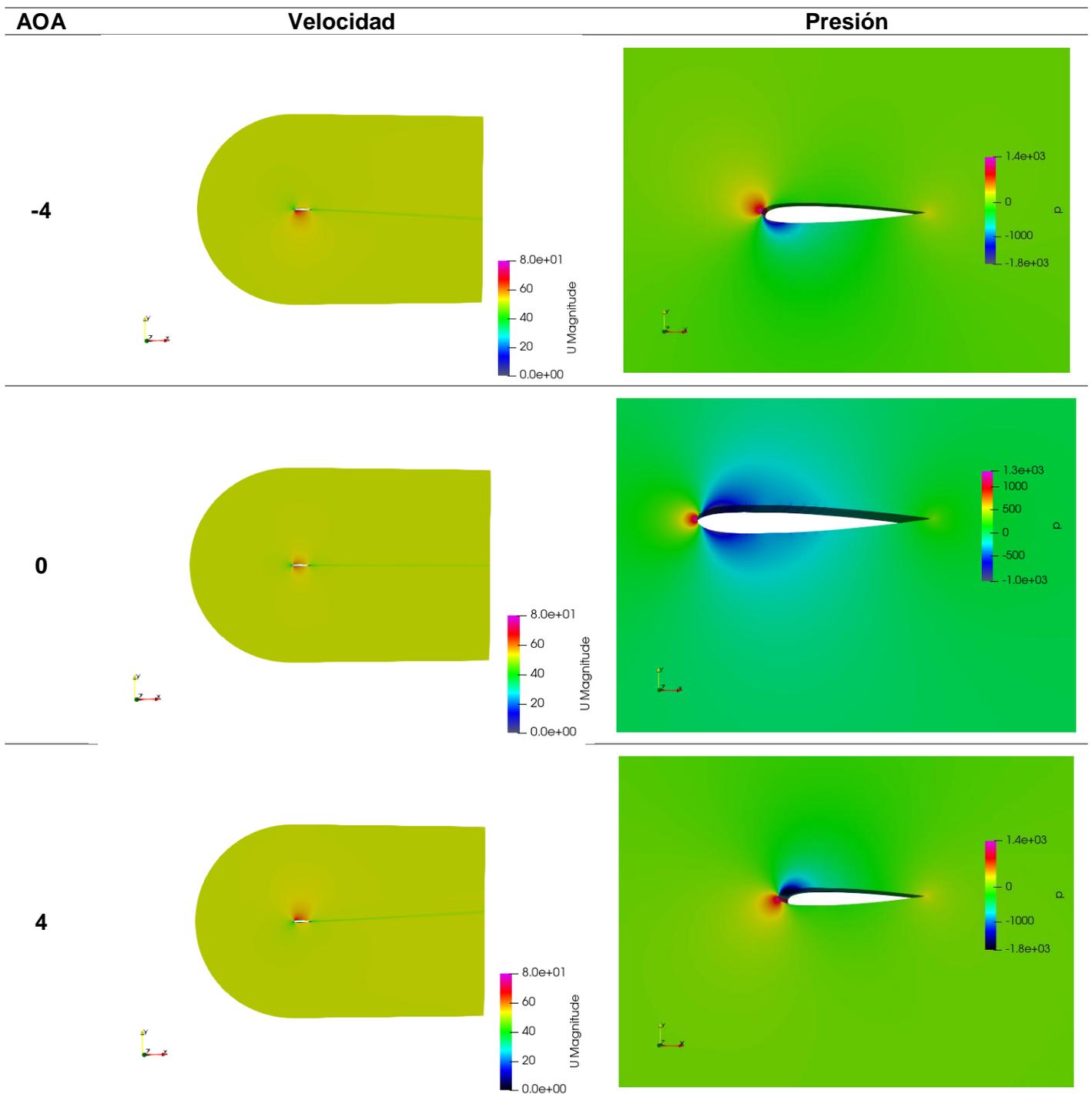


12



(Fuente: Propia)

## Anexo VIII Velocidad y Presiones promedios obtenidos en CFD



(Fuente: Propia)

## Anexo IX Esquema Completo del UAV Event E386

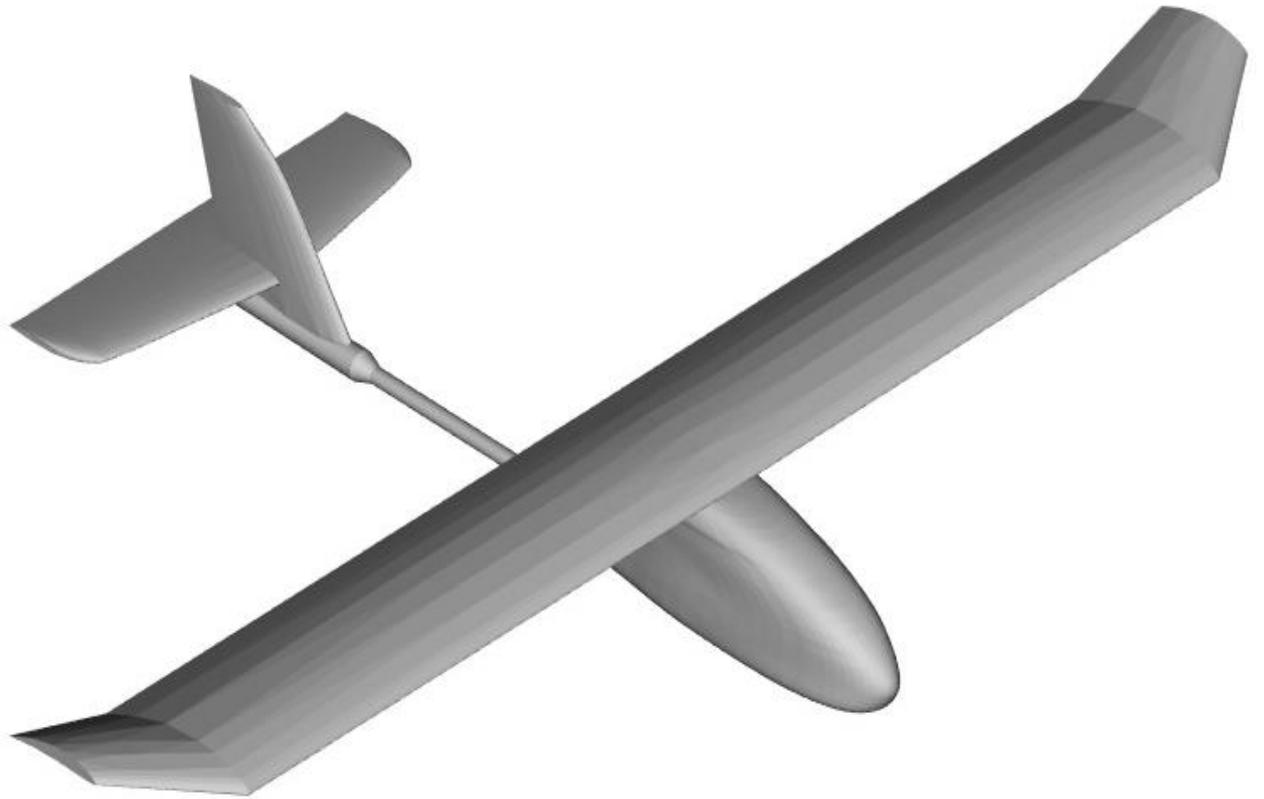
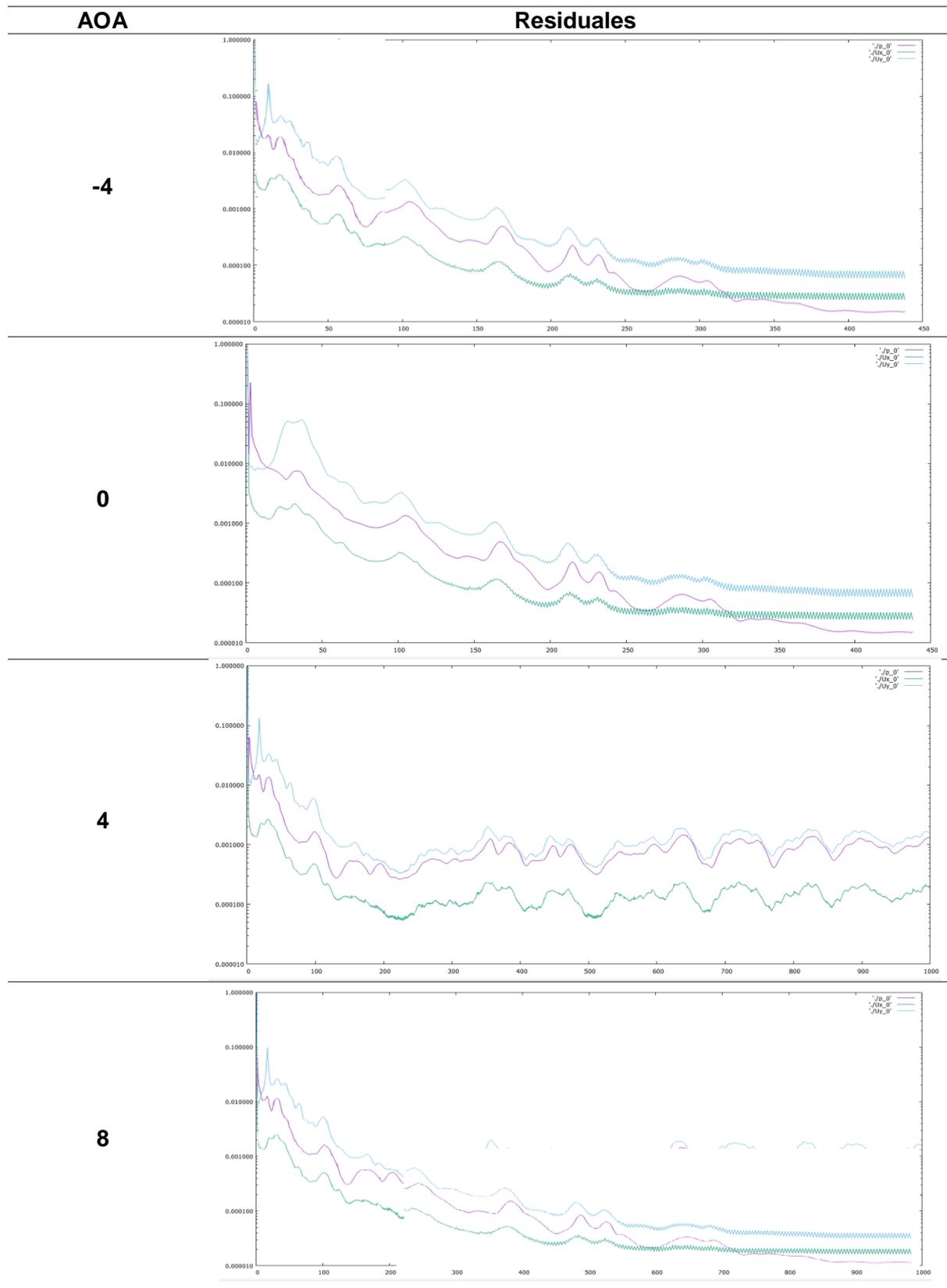
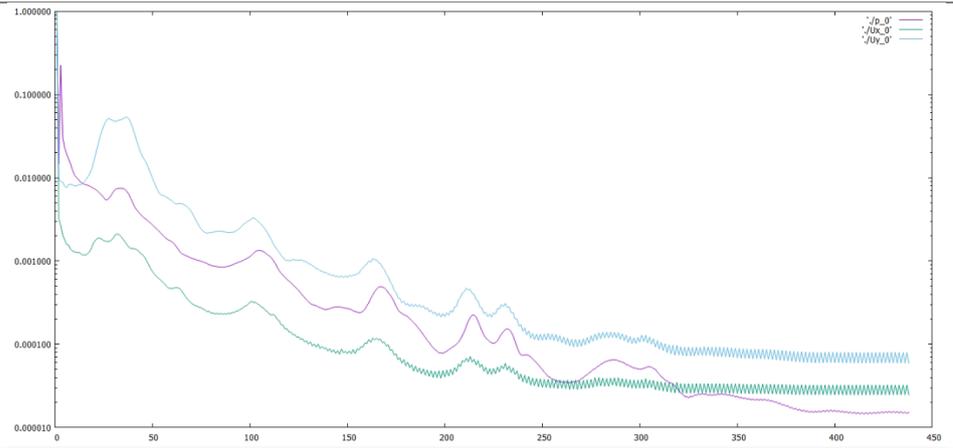


Figura 0.1 UAV Evento E386 Completo  
(Fuente: Propia)

# Anexo X Verificación de Residuales en la Validación del Event E368

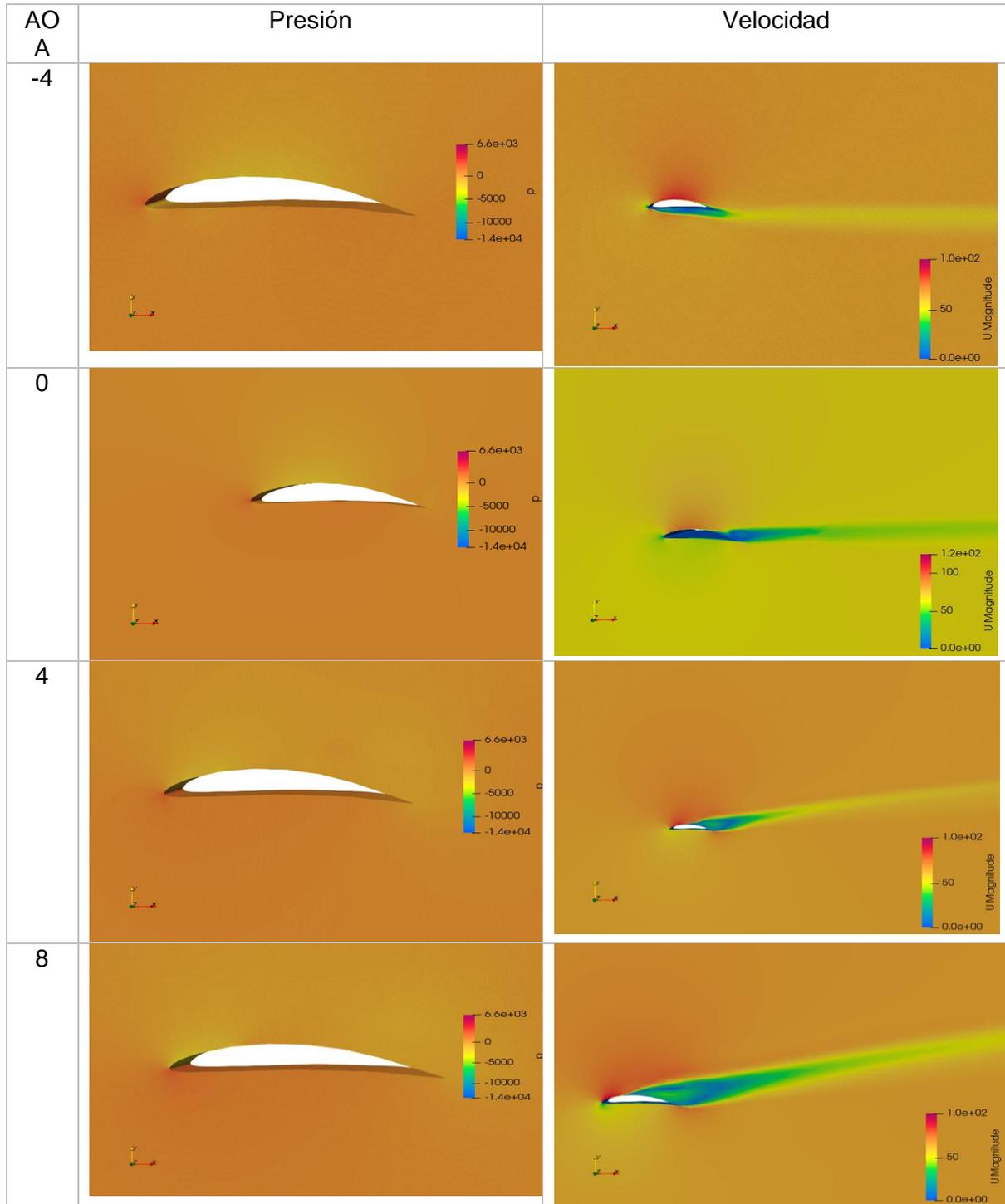


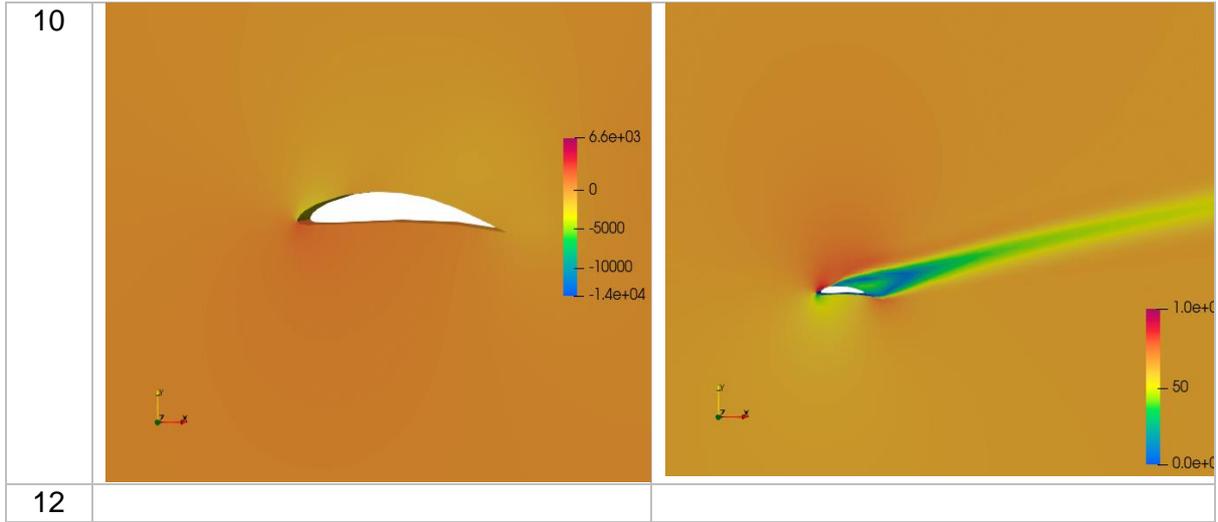
10



(Fuente: Propia)

## Anexo XI Distribución de Presión y Velocidad obtenidos mediante CFD para Event E368





(Fuente: Propia)