



# ESCUELA POLITÉCNICA NACIONAL



## FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA

### ESTUDIO Y OPTIMIZACIÓN DE UNA AERONAVE CON FUSELAJE DE ALA FIJA APLICADO A VEHÍCULOS AÉREOS NO TRIPULADOS EN LA REGIÓN ANDINA MEDIANTE SIMULACIÓN NUMÉRICA DE DINÁMICA DE FLUIDOS COMPUTACIONAL (CFD)

TRABAJO DE TITULACIÓN PREVIO A LA OBTENCIÓN DEL TÍTULO DE  
INGENIERO EN MECÁNICA

MARTÍNEZ ORDÓÑEZ MARCO ALONSO  
marco.martinez02@epn.edu.ec

DIRECTOR: HIDALGO DÍAZ VÍCTOR HUGO, D.Sc.  
victor.hidalgo@epn.edu.ec

CO-DIRECTOR: VALENCIA TORRES ESTEBAN ALEJANDRO, Ph.D.  
esteban.valencia@epn.edu.ec

Quito, septiembre 2018

## CERTIFICACIÓN

Certifico que el presente trabajo fue desarrollado por **MARCO ALONSO MARTÍNEZ ORDÓÑEZ**, bajo mi supervisión.

---

Víctor Hugo Hidalgo Díaz, DSc.  
DIRECTOR DE PROYECTO

---

Esteban Alejandro Valencia Torres PhD.  
CO-DIRECTOR DE PROYECTO

## **DECLARACIÓN**

Yo, **Marco Alonso Martínez Ordóñez**, declaro bajo juramento que el trabajo 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.

A través de la presente declaración cedo mis derechos de propiedad intelectual correspondiente a este trabajo, a la Escuela Politécnica Nacional, según lo establecido por la Ley de Propiedad Intelectual, por su Reglamento y por la normativa institucional vigente.

---

**Marco Alonso Martínez Ordóñez**

## **AGRADECIMIENTO**

Agradezco a mi familia por el apoyo incondicional, a mis tutores por su continua guía y a mis compañeros en los proyectos PIJ y PIMI por su colaboración y trabajo continuo.

# Índice de contenido

Certificación .....	i
Declaración .....	ii
Agradecimiento .....	iii
Índice de contenido .....	i
Índice de Figuras .....	viii
Índice de tablas .....	x
Nomenclatura .....	xi
Glosario .....	xii
Resumen .....	xiii
Abstract .....	xiv
INTRODUCCIÓN .....	1
Pregunta de Investigación .....	3
Objetivo general .....	3
Objetivos específicos .....	3
Alcance .....	3
1. MARCO TEÓRICO .....	4
1.1. Conceptos aerodinámicos .....	4
1.1.1. Definiciones fundamentales .....	4
1.1.2. Distribución de presiones .....	5
1.1.3. Distribución de presiones en perfiles aerodinámicos .....	6
1.1.4. Fuerzas aerodinámicas .....	6
1.1.5. Coeficientes aerodinámicos .....	8
1.1.6. Distribución de presión a lo largo de la cuerda .....	8
1.1.5. Distribución de sustentación en longitud de alas .....	8
1.1.6. Entrada en pérdida (Stall) .....	8
1.1.7. Ejes y momentos principales de aeronaves .....	9
1.1.8. Angulo de incidencia de alas (wing sweep) .....	10
1.1.9. Puntas de alas (Wing tips) .....	11
1.2. Aeronaves de ala fija .....	11
1.3. Vehículos aéreos no tripulados (UAV) .....	12
1.3.1. Clasificación UAVs .....	12
1.3.2. Aplicaciones de UAVs .....	13
1.4. Métodos de diseño de aeronaves .....	13
1.5. Dinámica de fluidos computacional .....	14
1.5.1. Procedimiento por CFD .....	14

1.6.	Componentes de métodos numéricos en CFD.....	15
1.6.1.	Modelos matemáticos.....	15
1.6.2.	Método de discretización, Volúmenes Finitos (MVF) .....	16
1.6.3.	Malla .....	17
1.6.4.	Criterios de convergencia.....	18
1.7.	Modelos Turbulentos .....	18
1.7.1.	Modelo de turbulencia Spalart-Allmaras .....	18
1.7.2.	Modelo $k - \varepsilon$ .....	19
1.7.3.	Modelo $k - \omega$ .....	19
1.7.4.	Modelo <i>SST</i> $k - \omega$ .....	19
1.8.	Errores asociados a Métodos Numéricos .....	19
1.8.1.	Error por aproximación física .....	20
1.8.2.	Error de redondeo .....	20
1.8.3.	Error de Discretización .....	20
1.8.4.	Error de linealización (iterativo).....	21
2.	METODOLOGÍA.....	1
2.1.	Metodología General .....	22
2.2.	Independencia de malla .....	24
2.2.1.	Estructura de malla.....	24
2.2.2.	Dimensionamiento del dominio computacional .....	25
2.2.3.	Construcción de malla para BWB .....	26
2.2.4.	Densidad de malla.....	28
2.3.	Selección del modelo base .....	28
2.3.1.	BWB UAVs .....	28
2.3.2.	Ponderación.....	30
2.4.	Construcción de la geometría CAD de la aeronave .....	31
2.5.	Validación del modelo .....	32
2.5.1.	Simulación con los modelos turbulentos a evaluar .....	32
2.5.2.	Verificación de $y^+$ .....	34
2.6.	Condiciones de operación .....	34
2.6.1.	Altura de vuelo.....	34
2.6.2.	Propiedades a altura de vuelo .....	34
2.6.3.	Velocidad de vuelo .....	35
2.6.4.	Simulación en condiciones de operación propuestas .....	35
2.7.	Optimización de punta de alas .....	35
2.7.1.	Ponderación de wingtips .....	35
2.7.2.	Construcción geométrica.....	36

2.7.3. Simulación y comparación .....	36
2.7.4. Selección de punta de ala a usar .....	36
2.8. Optimización de cuerpo central.....	37
2.8.1. Análisis de áreas a optimizar .....	37
2.8.2. Ecuación de perfil central .....	38
2.8.3. Comparación de modelos .....	38
2.9. Análisis de influencia de $\beta$ en el desempeño aerodinámico .....	38
3. RESULTADOS Y DISCUSIÓN .....	39
3.1. Independencia de malla .....	39
3.1.1. Independencia de dominio de fluido .....	39
3.1.2. Construcción de malla .....	40
3.1.3. Densidad de malla.....	42
3.2. Resultados de selección de modelo base .....	43
3.2.1. Resultados modelos turbulentos y validación de KAIST BWB.....	45
3.2.2. Error y selección de modelos turbulentos.....	47
3.2.3. Análisis aerodinámico KAIST BWB.....	48
3.2.4. KAIST BWB a condiciones de 3000 msnm.....	50
3.3. Resultados de puntas de alas .....	51
3.3.1. Diseño geométrico.....	52
3.3.2. Resultados aerodinámicos de puntas de alas .....	53
3.4. Resultado de optimización de BWB con blended tip .....	56
3.4.1. Zonas de optimización.....	56
3.4.2. Cambios geométricos.....	57
3.4.3. Ecuaciones de perfil central .....	58
3.4.4. Comparación de EPN BWB con modelo original.....	59
3.4.5. EPN BWB en condiciones de operación a 3000msnm .....	63
3.4.6. Comparación de EPN BWB con ala sin sweep. ....	65
4. CONCLUSIONES.....	67
Referencias Bibliográficas.....	69
Anexos .....	73
ANEXO I. Ejemplo bidimensional de CFD con FVM .....	73
ANEXO II. Interpretación de flujo turbulento por CFD usando RANS.....	75
ANEXO III. Coeficientes de sustentación y arrastre de modelos evaluados .....	77
ANEXO IV. Coeficientes de sustentación y arrastre según el número de millones de elementos de la malla.....	81
ANEXO V. Cl y Cd a distintos AoA con mallas de distinta densidad .....	82
ANEXO VI. Propiedades geométricas de KAIST BWB .....	83

ANEXO VII. Resultados de simulación de KAIST BWB con modelo S-A.....	84
ANEXO VIII. Resultados de simulación de KAIST BWB con modelo k- $\epsilon$ .....	86
ANEXO IX. Resultados de simulación de KAIST BWB con modelo SST k- $\omega$ .....	88
ANEXO X. Distribución de $C_p$ en dirección de la sustentación para distintos tipos de puntas de alas .....	90
ANEXO XI. Resultados de simulación de KAIST BWB a ReMAC $8.4 \times 10^5$ .....	94
ANEXO XII. Resultados completos de evaluación de puntas de alas. ....	97
ANEXI XIII. Resultados de simulación con AFT, FORWARD y BLENDED Tips. ....	98
ANEXI XIV. Resultados simulación EPN BWB a ReMAC $9 \times 10^5$ .....	104
ANEXI XV. Propiedades geométricas de EPN BWB.....	106
ANEXI XVI. Resultados simulación EPN BWB a ReMAC $8.4 \times 10^5$ .....	107



# Índice de Figuras

Figura 1.1. Nomenclatura Perfil Aerodinámico .....	4
Figura 1.2. Gráfico de Velocidad de Flujo y Streamlines. ....	5
Figura 1.3. Capa límite sobre una superficie plana. ....	5
Figura 1.4. Distribución típica de presiones sobre perfil aerodinámico. ....	6
Figura 1.5. Fuerzas presentes en un objeto volador. ....	6
Figura 1.6. Fuerza aerodinámica resultante. ....	7
Figura 1.7. Nomenclatura de análisis aerodinámico sobre perfil. ....	7
Figura 1.8. Componentes de presión en dirección de la sustentación. ....	8
Figura 1.9. Distribución de sustentación típica en el ancho del ala. ....	9
Figura 1.10. Stall y ángulo crítico en grafico $C_l$ vs. $AoA$ . ....	9
Figura 1.11. Ejes y momentos principales. ....	10
Figura 1.12. Efectos de sweep de alas sobre sustentación a), y velocidad b). ....	10
Figura 1.13. Comparación de vorticidades en puntas de alas. ....	11
Figura 1.14. Tipos de puntas de alas. ....	11
Figura 1.15. CGI de fuselaje de BWB. ....	12
Figura 1.16. Distribución de peso y sustentación en aeronaves. ....	12
Figura 1.17. Clasificación de UAVs. ....	13
Figura 1.18. Proceso de Resolución por Métodos Numéricos para fluidos. ....	15
Figura 1.19. Proceso de resolución seguido por FVM. ....	16
Figura 1.20. Tipos de mallas estructuradas según su forma. ....	17
Figura 1.21. Malla estructurada por bloques. ....	18
Figura 2.1. Metodología general .....	<b>Error! Bookmark not defined.</b>
Figura 2.2. Estructura C-grid. ....	24
Figura 2.3. Distribución de presiones influenciado por condiciones de frontera .....	25
Figura 2.4. Familias de bloques y sectores de la malla .....	27
Figura 2.5. CAD de modelos estudiados para selección. ....	30
Figura 2.6. Gráficas comparativas de coeficientes de $C_l$ y $C_d$ . ....	30
Figura 2.7. Proceso de construcción de la aeronave y dominio computacional. ....	32
Figura 2.8. Nomenclatura para interpolación de datos. ....	33
Figura 3.1. Resultados de Dimensionamiento de fluido .....	39
Figura 3.2. Modelo de malla empleado en el fluido. ....	40
Figura 3.3. Distribución de malla sobre BWB. ....	41
Figura 3.4. $y^+$ en función de porcentaje de cuerda. ....	41
Figura 3.5. Coeficientes de sustentación y arraste de KAIST UCAV. ....	42
Figura 3.6. $C_l$ y $C_d$ en función de $AoA$ para mallas de distintas densidades .....	43
Figura 3.7. CAD de KAIST BWB unidades [mm] .....	44
Figura 3.8. Tipos de residuales y coeficientes obtenidos para convergencia de respuesta a) S-A $AoA$ $0^\circ$ , b) S-A $AoA$ $15^\circ$ , c) SST k-w $AoA$ $0^\circ$ .....	46

Figura 3.9. Comparación de CFD con datos experimentales de KAIST UCAV .....	46
Figura 3.10. Comparación de distribución de $C_p$ en KAIST BWB entre simulación EPN y Jo. ...	47
Figura 3.11. Distribución de presiones sobre el fuselaje a AoA de $0^\circ$ , (a) superior (b) inferior ..	48
Figura 3.12. Perfil de velocidad en la cuerda central del BWB a diferentes AoA.....	49
Figura 3.13. Distribución de $C_p$ en dirección de la sustentación a distintos $\eta$ . .....	50
Figura 3.14. Drag polars comparativos de KAIST BWB.....	51
Figura 3.15. Parámetro de diseño de WingTips .....	53
Figura 3.16. Gematrías de wingtips .....	53
Figura 3.17. Comparación de coeficientes de sustentación y arrastre de wingtips .....	54
Figura 3.18. Wingtips drag polars .....	54
Figura 3.19. Comparación de $c_l/c_d$ de wingtips.....	55
Figura 3.20. Q-criterion para wingtips a nivel $5.4282 \times 10^{-5}$ .....	56
Figura 3.21. $C_p$ resultante en blenden wingtip, y zonas de mayor interés.....	57
Figura 3.22. Diagrama de modificaciones geométricas realizadas .....	58
Figura 3.23. Comparación de $C_l$ .....	59
Figura 3.24. Comparación de $C_d$ .....	60
Figura 3.25. Comparación de $C_l/C_d$ .....	61
Figura 3.26. Comparación de distribución de sustentación en $S_w$ .....	61
Figura 3.27. Comparación de $C_p$ de KAIST BWB y EPN BWB .....	62
Figura 3.28. Drag polar de EPN BWB a condiciones experimentales y 3000 msnm .....	64
Figura 3.29. $C_m$ respecto al centro de gravedad de EPN BWB.....	65
Figura 3.30. Comparación de $C_l$ entre ala recta con perfil NACA 64a210 y EPN BWB. ....	66
Figura 4.1. Volumen de control.....	73
Figura 4.2. Fluctuación de velocidad en flujo turbulento .....	75
Figura 4.3. Contornos de velocidad de un escalón. ....	76
Figura 4.4. Coeficientes de sustentación y arrastre de modelo UiTM Baseline .....	77
Figura 4.5. Drag polar de X-47B UAV.....	77
Figura 4.6. Coeficientes de sustentación y arrastre de X-48B BWB.....	78
Figura 4.7. Coeficientes de sustentación y arrastre de KAIST UAV .....	78
Figura 4.8. Propiedades geométricas KAIST BWB extraídas de SolidWorks.....	83
Figura 4.9. Propiedades geométricas EPN BWB extraídas de SolidWorks.....	106

## Índice de tablas

Tabla 2.1. Propiedades a condición atmosférica a 3000 msnm. ....	35
Tabla 3.1 Ponderado de selección de modelo base. ....	44
<i>Tabla 3.2. Especificaciones de KAIST BWB. ....</i>	<i>44</i>
<i>Tabla 3.3. Condiciones de operación experimentos KAIST. ....</i>	<i>45</i>
Tabla 3.4. Error de coeficiente de sustentación y arrastre de modelos de turbulencia evaluados. ....	48
Tabla 3.5. Ponderación de puntas de alas. ....	52
Tabla 3.6. Tabla resumen de wingtips. ....	56
Tabla 3.7. Incremento de $C_l$ y $C_d$ respecto al modelo original. ....	62
Tabla 3.8. Incremento de $C_l$ y $C_d$ respecto al modelo original, AoA menores a $10^\circ$ ....	63
Tabla 3.9. Especificaciones y comparación de EPN UCAV. ....	63
Tabla 3.10. Diferencia porcentual entre resultados de arrastre y sustentación para EPN BWB. ....	64
Tabla 4.1 Resumen de coeficientes recopilados. ....	79
Tabla 4.2. Coeficientes según el número de elementos en millones para KAIST ver1 con modelo $SST\ k - \omega$ . ....	81
Tabla 4.3. Resultados de evaluación de puntas de alas ....	97

## Nomenclatura

$\alpha$	Ángulo de ataque
$\beta$	Ángulo de sweep del ala
$\delta$	Espesor de capa límite
$\theta$	Ángulo entre presión o cortante con respecto a la cuerda
$\mu$	Viscosidad dinámica
$\rho$	Densidad
$\tau$	Esfuerzo cortante
$\tau_i$	Esfuerzo cortante en el punto $i$
$A$	Fuerza axial a la cuerda
$c$	Cuerda
$D$	Arrastre
$e_{dis}$	Error de discretización
$e_{lin}$	Error de linealización
$g$	Gravedad
$L$	Sustentación
$M$	Momento resultante
$m$	Masas de fluido
$\dot{m}$	Tasa de momento
$N$	Fuerza normal a la cuerda
$\hat{n}$	Vector normal de salida
$n$	Factor de escala de malla
$P$	Presión
$P_i$	Presión instantánea en el punto $i$
$P_\infty$	Presión de flujo libre
$R$	Fuerza aerodinámica resultante
$ReMAC$	Numero de Reynolds en cuerda aerodinámica media
$S$	Superficie de volumen de control
$S_u$	Superficie de curvatura superior
$S_l$	Superficie de curvatura inferior
$T$	Empuje
$t$	Espesor
$u$	Componente de velocidad en x
$u_g$	Velocidad aproximada
$\bar{u}$	Velocidad promedio

$\Delta u$	Corrección de velocidad
$V$	Velocidad
$V_r$	Velocidad de flujo relativo
$V_c$	Velocidad en sentido de la cuerda
$V_\beta$	Velocidad en sentido de sweep del ala
$V_\infty$	Velocidad de flujo libre
$v$	Componente de velocidad en y
$W$	Peso
$y +$	Distancia adimensional de primer elemento de malla

## Glosario

AAS	Sistemas Aéreos Autónomos
AFT	Direccionado hacia atrás (Aeftan)
AoA	Ángulo de Ataque
BWB	Fuselaje de Ala Integrada (Blended Wing Body)
CFD	Dinámica de Fluido Computacional
CAD	Diseño Asistido por computadora
$C_G$	Centro de gravedad
FD	Dominio de Fluido
FVM	Método de volúmenes finitos
KASIT	Instituto de Avanzada de Ciencia y Tecnología de Corea
LE	Borde de entrada
Ma	Mach
msnm	Metros sobre el nivel del mar
RANS	Ecuaciones de Navier Stokes usando promedio de Reynolds
RPV	Vehículos piloteados remotamente
S-A	Spalart Allmaras
SST	Transporte de esfuerzos cortantes
Sw	Ancho de ala
TE	Borde de salida
UAV	Vehículo aéreo no tripulado
UCAV	Vehículo aéreo de combate no tripulado
UiTM	Universidad tecnológica MARA
VC	Volumen de Control

## RESUMEN

En años recientes el uso de vehículos aéreos no tripulados (UAV) ha crecido de forma extensa, principalmente en tareas de vigilancia, inspección y agricultura, teniendo un alto impacto en el desarrollo de actividades cotidianas. Buscando extender su período de autonomía, campo eficaz de acción y eficiencia energética, se han implementado diseños aerodinámicos de alto desempeño como el fuselaje de ala integrada (BWB). El diseño de aeronaves, originalmente empírico, en la actualidad se enfoca en la dinámica de fluidos computacional (CFD). Esta es una herramienta que optimiza recursos, reduciendo tiempos y costos de fabricación de estudios experimentales. En la industria aeronáutica, simulaciones con el modelo turbulento Spalart-Allmaras (S-A), son extensamente utilizadas, teniendo limitaciones de precisión, debido a su formulación de una sola ecuación. Modelos turbulentos de dos ecuaciones son más certeros, pero su campo de aplicación está limitado por las condiciones del fluido. El presente trabajo realizó la optimización de un fuselaje BWB mediante CFD, para condiciones de vuelo a 3000 metros sobre el nivel del mar (msnm). Para las simulaciones se comparó y seleccionó el modelo turbulento, con menor error respecto a información experimental de dominio público, entre  $S - A$ ,  $k - \varepsilon$  y  $SST k - \omega$  con mallas estructuradas. Las simulaciones se realizaron usando ANSYS para una velocidad de 50 [m/s]. Se realizó estudios para malla estructurada tipo C, tanto de tamaño de dominio computacional como de densidad de malla. Partiendo de resultados validados se modificó las puntas de alas y la cabina del BWB para su optimización, teniendo como resultado un diseño propio de fuselaje.

**Palabras clave:** BWB, UAV, CFD, Malla estructurada, Modelos de turbulencia.

## ABSTRACT

In recent years UAVs application spectrum has broadly increased in surveillance, infrastructure and agriculture. The BWB concept was applied on UAVs in the search for longest autonomy periods, and energy efficiency. Design methods have evolved from empiric to CFD design. CFD serves as a tool to optimize resources, reducing manufacture, materials and time cost. Aeronautic industry extensively uses SA model for simulations, but the model has limitations due to single equation formulation. Two equation models, have better results on specific turbulent conditions. This work presents a comparison between SA,  $k - \varepsilon$  and  $k - \omega$  SST turbulent models over a modify UCAV 1303 and the optimizations of this model for flight conditions over 3000 meters above sea level. The simulations were performed using ANSYS commercial software, with a free stream velocity of 0.15 Ma. For a better use of computational resources, the influence of the fluid domain size for low speed flow is studied. A C-grid mesh structures is used and mesh density for independent results and elements limit to round-off error have been studied, too. Results are validated with data of public domain. Based on the validated results the BWB model is modify to obtain an own fuselage appropriate for flight over the Andean region.

**Keywords:** BWB, UAV, CFD, Structured mesh, Turbulence model.

# **ESTUDIO Y OPTIMIZACIÓN DE UNA AERONAVE CON FUSELAJE DE ALA FIJA APLICADO A VEHÍCULOS AÉREOS NO TRIPULADOS EN LA REGIÓN ANDINA MEDIANTE SIMULACIÓN NUMÉRICA DE DINÁMICA DE FLUIDOS COMPUTACIONAL (CFD)**

## **INTRODUCCIÓN**

La idea de máquinas voladoras no tripuladas no es algo nuevo, se lo puede remontar hasta la antigua Grecia donde Archytas de Tarantas construyó un ave mecánica de madera. Sin embargo, el concepto de UAV no fue desarrollado hasta la primera guerra mundial, donde el desarrollo tecnológico otorgó ventajas tácticas sobre el enemigo. Las aplicaciones durante este período fueron enteramente militares, direccionamiento de misiles, reconocimiento de campo, espionaje, entre otros [1].

El uso de UAVs civiles ha crecido súbitamente a partir de 2014 [2] aplicados en tareas de vigilancia, inspección de estructuras, monitoreo agrícola, exploraciones arqueológicas e incluso repartición de mercadería, teniendo un alto impacto en el desarrollo de las actividades cotidianas [3]. El pronóstico de crecimiento de UAVs estima que su mercado alcanzará 28.27 billones de dólares en el año 2022 [4]. Esto abrió campo a nuevas empresas dedicadas a esta actividad, las cuales se ubican principalmente en zonas costeras o regiones de elevación mínima sobre el nivel del mar [5]. Por lo cual se deja descubierto el mercado de regiones con altitudes cercanas a 3000 msnm.

Buscando extender su período de autonomía, campo eficaz de acción y eficiencia energética, se han implementado diseños aerodinámicos de alta eficiencia en varios drones, como el BWB. Este diseño se caracteriza en que toda su estructura tiene una conformación aerodinámica, incrementando la superficie de sustentación en relación a los modelos convencionales de cuerpo tubular [6]. Entre las ventajas presentadas por este tipo de configuración se encuentran: sustentación en todo el cuerpo de la aeronave, reducción de la carga en las alas, reducción del arrastre viscoso y, al tener una buena distribución de sustentación, no requiere de accesorios que generen elevada sustentación localizada [7]. Para altitudes próximas a los 3000 msnm como en la región andina, estos modelos han sido estudiados, pero no optimizados [8].



Los métodos de diseño de aeronaves han tenido una evolución constante desde el inicio de la aeronáutica, siendo el diseño computacional por CFD el más reciente [9]. Esto se debe al alto desempeño de las computadoras modernas [10] y la optimización de modelos turbulentos para la resolución de la ecuación de Navier-Stokes con lo cual se pueden obtener, a partir de la simulación, resultados muy próximos a la realidad [11].

El diseño por CFD ha sido empleado por industrias aeroespaciales para el desarrollo de aeronaves reduciendo tiempos y costos de manufactura [12, 13] limitando el número de prototipos construidos para su evaluación experimental hasta etapas finales del diseño. En años recientes muchos investigadores han comprobado la eficiencia del uso del CFD comparando resultados experimentales con simulaciones [14]. También se han podido conducir investigaciones sobre influencia y sensibilidad de factores geométricos en el desempeño aerodinámico [14, 15]. Los trabajos de optimización de fuselajes de aeronaves se pueden conducir de forma efectiva [7] de igual forma que el análisis de los sistemas de distribución [16].

El uso de CFD ha probado ser una herramienta eficaz para el análisis aerodinámico, pero es susceptible a inducción de resultados mediante la manipulación de malla [17]. El problema radica en la falta de estudios que revelen la importancia de comprobar la sensibilidad de malla, estructura de malla y dimensionamiento del fluido que garantice resultados de calidad.

En este trabajo se validó la simulación del vehículo aéreo de combate no tripulado (UCAV) 1303 modificado por el Instituto de Avanzada de Ciencia y Tecnología de Corea (KAIST) [18], el cual servirá de base para realizar la adaptación a condiciones de vuelo en la región andina. Se realizó estudios de independencia de número de celdas de la malla para mallas estructuradas, la influencia del factor  $y^+$  en los resultados y un dimensionamiento adecuado de fluido de dominio. Se analizó los fundamentos aerodinámicos y principios de diseño de aeronaves. Principalmente la optimización aerodinámica e influencia geométrica.

Se tendrá como resultado un modelo optimizado de fuselaje BWB para UAV, enfocado a vuelos en altitudes próximas a los 3000 msnm, la cual se traduce en consumo energético reducido y tiempos de autonomía mayores a los presentados en la aeronave inicial [18].

## Pregunta de Investigación

¿Cuáles son los parámetros a considerar dentro de la simulación por CFD de un perfil aerodinámico para garantizar una respuesta adecuada?

## Objetivo general

Estudiar y optimizar una aeronave con fuselaje de ala fija aplicada a vehículos aéreos no tripulado en la región andina mediante el uso de dinámica de fluidos computacional.

## Objetivos específicos

- Generar una metodología adecuada que garantice la fiabilidad de las simulaciones mediante CFD.
- Simular el fluido que interactúa con el BWB con modelos de turbulencia  $S - A$ ,  $k - \varepsilon$  y  $SST k - \omega$ .
- Validar la simulación con modelos experimentales de dominio público.
- Analizar la influencia de las puntas de alas y cuerpo del BWB.
- Proponer un modelo optimizado de BWB.
- Estudiar el comportamiento del BWB con distintos ángulos de alas.

## Alcance

El estudio de cuerpos aerodinámicos por medio de CFD tiene una influencia directa tanto del dominio del fluido como de la malla en la cual es evaluado. Las simulaciones de perfiles aerodinámicos tienen un rango tanto de tamaño del dominio como de número de celdas en la malla, en el cual la respuesta es estable.

El presente trabajo contribuirá con una metodología adecuada para realizar simulaciones de fluidos externos a un cuerpo aerodinámico. Abarcará la influencia de la malla, el tamaño de elementos y el dominio de fluido. Se realizará la validación con documentos de dominio público correspondientes al UCAV 1303. Partiendo de esto se continúa con el estudio aerodinámico y optimización de la geometría original. Se evaluará la influencia de distintas puntas de alas y se realizará una optimización del fuselaje. Estos parámetros serán evaluados a condiciones crucero de vuelo a 3000 msnm.

# 1. MARCO TEÓRICO

## 1.1. Conceptos aerodinámicos

La aerodinámica es una ciencia con una gran cantidad de aplicaciones prácticas en la ingeniería. Pero sin importar la sencillez o complejidad de los modelos matemáticos, soluciones numéricas o experimentos que se use, tiene dos funciones principales.

- Predicción de fuerzas y momentos de cuerpos que se mueven a través de un flujo de aire.
- Determinar las propiedades de flujos inerciales a través de ductos y medir sus propiedades.

### 1.1.1. Definiciones fundamentales

Un perfil aerodinámico es un cuerpo con una forma tal que, al desplazarse en un fluido, genera fuerzas aerodinámicas. El perfil aerodinámico es la esencia de una aeronave, este influye en características como velocidad crucero, peso de la aeronave, distancias de despegue y aterrizaje, entre otras. En un perfil se pueden identificar elementos principales como se observa en la figura 1.1. El primer elemento que identificar es la cuerda ( $c$ ), que es la distancia entre el borde de ataque (LE) y el borde de salida (TE). El espesor ( $t$ ) es la distancia perpendicular a la cuerda entre la curvatura superior y la curvatura inferior. El ángulo formado entre la cuerda y la dirección del viento se conoce como ángulo de ataque ( $\alpha$ ) [19] y la línea de curvatura media (camber), permite apreciar a la asimetría del perfil.

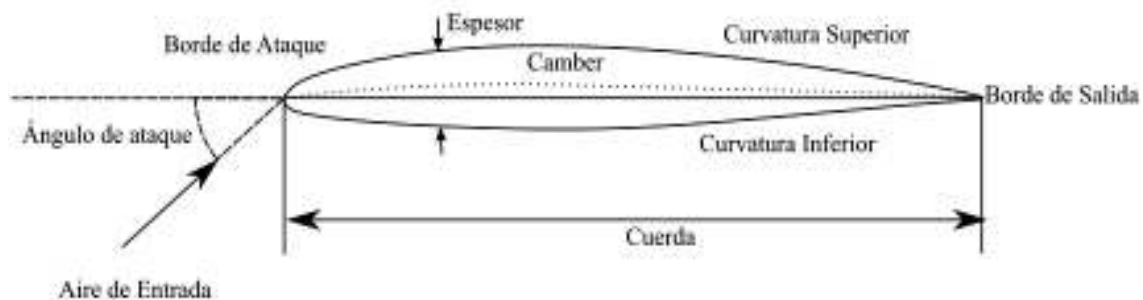


Figura 1.1. Nomenclatura Perfil Aerodinámico.  
(Fuente : [20])

Si se tomara un elemento del fluido y se siguiera su trayectoria, se observaría que este elemento altera tanto su velocidad como dirección [20]. La línea de flujo es una idealización de lo que sucedería si una partícula marcara su movimiento a través del fluido dejando su trayectoria como se aprecia en la figura 1.2.

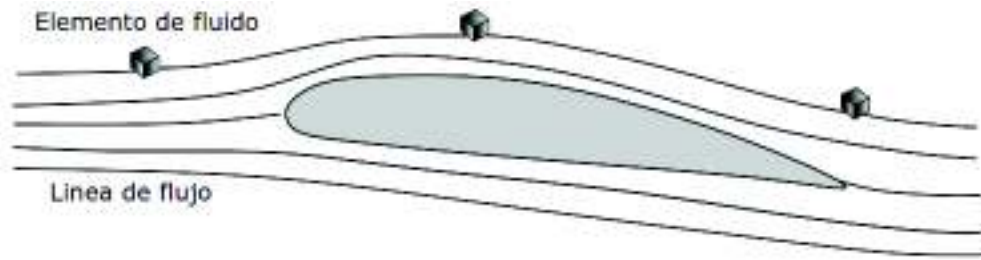


Figura 1.2. Gráfico de velocidad de flujo y líneas de flujo.  
(Fuente : [20])

Capa límite es una región cercana a la superficie del cuerpo, presente cuando existe movimiento entre el fluido y el objeto, como se puede apreciar en la figura 1.3 y es generada por la viscosidad del fluido. Se desarrolla iniciando desde el estancamiento en el borde de ataque. La capa límite está sujeta a un efecto llamado separación de la capa límite que ocurre cuando la curvatura del perfil deja de ser efectiva, provocando un nuevo punto de estancamiento. A partir de este punto la capa límite se desprende del perfil aerodinámico y se genera una estela turbulenta [21]. Cuando la capa límite se encuentra en su forma laminar genera un perfil de velocidad homogéneo que parte desde cero en el contacto con la superficie hasta 99% de la velocidad en flujo libre ( $V_\infty$ ) [22]. En estado transitorio y turbulento el flujo pasa a ser irregular con una continua creación y destrucción de remolinos, lo cual se traduce en pérdida de energía [22].

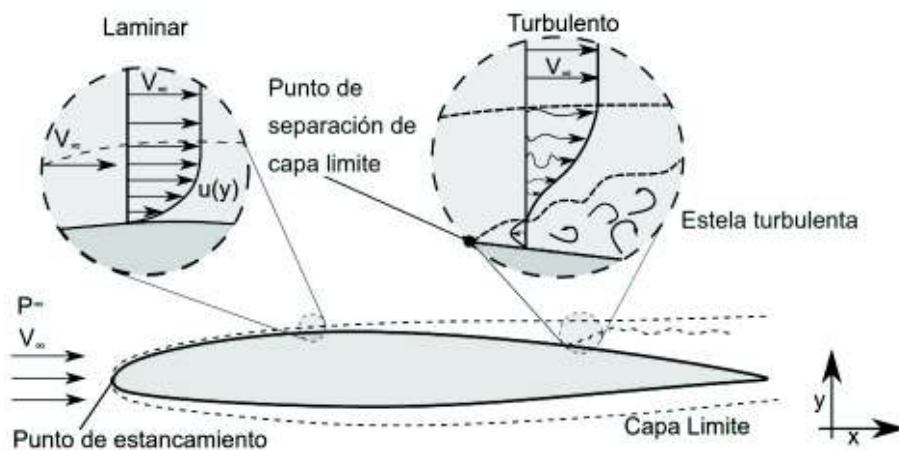


Figura 1.3. Capa límite sobre una superficie plana.  
(Fuente: [21])

### 1.1.2. Distribución de presiones

La distribución de presiones sobre cualquier cuerpo que atraviese un fluido está influenciada por la forma del cuerpo y la velocidad del fluido [20]. La relación entre la distribución de presiones y la geometría está dada principalmente por la curvatura, exceptuando las áreas de estancamiento. Las superficies convexas generan incremento

de la velocidad y disminución de presión, mientras que las superficies cóncavas generan menores velocidades y mayores presiones.

### 1.1.3. Distribución de presiones en perfiles aerodinámicos

La combinación de superficies cóncavas y convexas con un flujo de aire, causa cambio de velocidad sobre el perfil. El cambio de velocidad provoca un cambio de presión superficial, que adquiere una configuración similar a la observada en la figura 1.4.

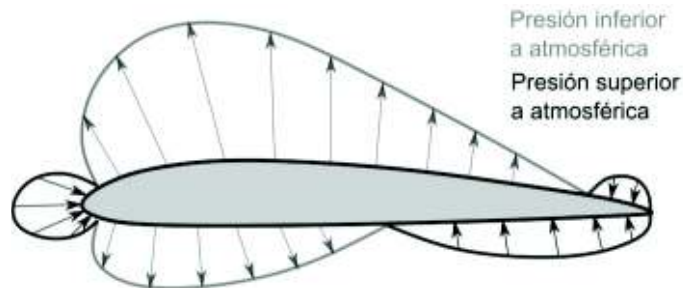


Figura 1.4. Distribución típica de presiones sobre perfil aerodinámico.  
(Fuente:[20])

### 1.1.4. Fuerzas aerodinámicas

Las fuerzas aerodinámicas presentes en un cuerpo son provocadas por el movimiento relativo entre el objeto y el fluido. Estas tienen dos precursores, la diferencia de presión sobre la superficie del objeto y los esfuerzos cortantes debidos a la viscosidad del fluido. La resultante de la fuerza en sentido de la velocidad de flujo libre ( $V_{\infty}$ ) es el arrastre ( $D$ ), y la resultante en dirección perpendicular a  $V_{\infty}$  se llama sustentación ( $L$ ) [23].

Externamente a las fuerzas aerodinámicas, pero consideradas dentro del análisis de cuerpos voladores se encuentran dos fuerzas más. Una fuerza externa que es generada por los dispositivos de propulsión, llamado empuje ( $T$ ), y el peso del cuerpo en sentido de la gravedad, conocido como carga ( $W$ ). Estas 4 fuerzas se presentan en la figura 1.5.



Figura 1.5. Fuerzas presentes en un objeto volador.  
(Fuente: propia)

Las fuerzas aerodinámicas ( $L, D$ ) se pueden simplificar como una fuerza resultante ( $R$ ) y un momento ( $M$ ) respecto al centro de gravedad ( $C_G$ ) como se indica en la figura 1.6. La fuerza  $R$ , también se puede descomponer en sus componentes normal ( $N$ ) y axial ( $A$ ) respecto a la cuerda del perfil.

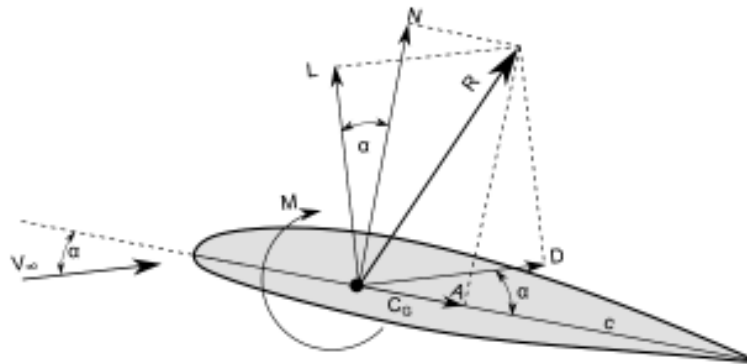


Figura 1.6. Fuerza aerodinámica resultante.  
(Fuente: [20])

Para obtener las fuerzas normal y axial, se realiza la integración de la presión y el esfuerzo cortante sobre la superficie curva como se indica en las ecuaciones 1.1 y 1.2, usando la nomenclatura indicada en la figura 1.7.

$$N = - \int_{LE}^{TE} (P_u \cos \theta + \tau_u \sin \theta) dS_u + \int_{LE}^{TE} (P_l \cos \theta + \tau_l \sin \theta) dS_l \quad (1.1)$$

$$A = \int_{LE}^{TE} (-P_u \sin \theta + \tau_u \cos \theta) dS_u + \int_{LE}^{TE} (P_l \sin \theta + \tau_l \cos \theta) dS_l \quad (1.2)$$

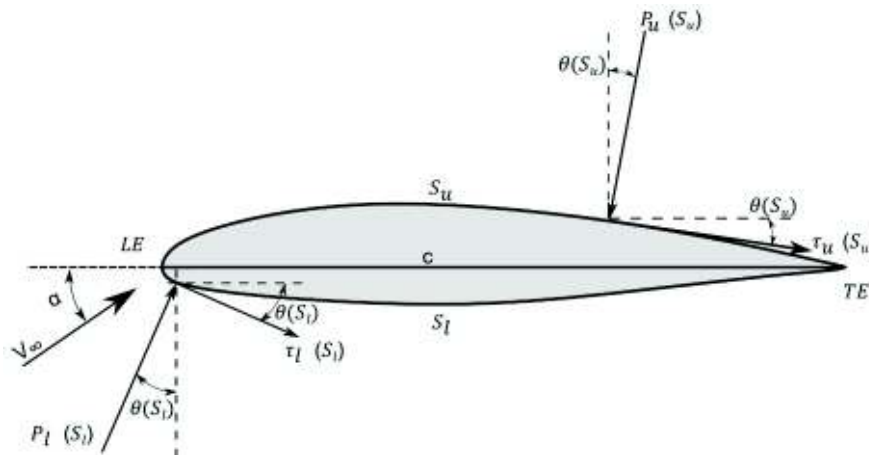


Figura 1.7. Nomenclatura de análisis aerodinámico sobre perfil.  
(Fuente: [20])

Con base en las fuerzas  $N$  y  $A$  se puede obtener la sustentación (ecuación 1.3) y arrastre (ecuación 1.4).

$$L = N \cos \alpha - A \sin \alpha \quad (1.3)$$

$$D = N \sin \alpha - A \cos \alpha \quad (1.4)$$

### 1.1.5. Coeficientes aerodinámicos

Los coeficientes aerodinámicos son números adimensionales que cuantifican características aerodinámicas. Son empleados porque generan cantidades comparables para aeronaves distintas [9]. Los principales coeficientes son:

- Coeficiente de presión
- Coeficiente de sustentación
- Coeficiente de arrastre
- Coeficiente de momento (cabeceo, balanceo, guiñada) [9, 19].

### 1.1.6. Distribución de presión a lo largo de la cuerda

La distribución de presiones ocurre sobre la totalidad del perfil aerodinámico. Para una mejor interpretación, se grafica las presiones en sentido de la sustentación que actúan sobre una cuerda del ala. Este gráfico usa unidades adimensionales correspondientes al coeficiente de presión y posición relativa en función de la cuerda ( $C_p, x/c$ ) [19, 20].

Como se puede observar en la figura 1.8., el gráfico consta de dos curvas. Una corresponde a la curvatura superior de la cuerda, y otra a la curvatura inferior. Cuando la presión de la curvatura superior es negativa genera sustentación, si por el contrario es positiva genera una sustentación negativa. Para la curvatura inferior ocurre lo opuesto, si su presión es positiva genera sustentación, mientras que si es negativa genera sustentación negativa.

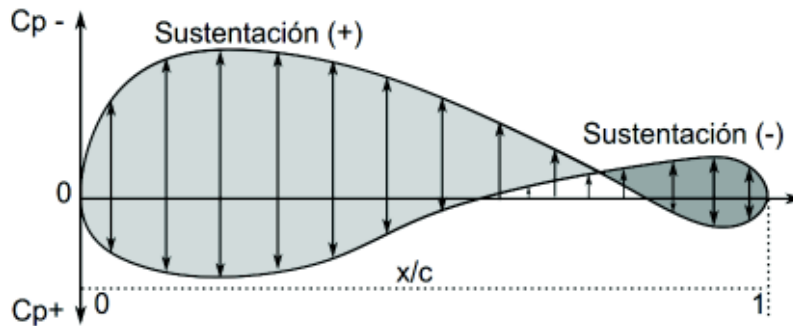


Figura 1.8. Componentes de presión en dirección de la sustentación.  
(Fuente: propia)

### 1.1.5. Distribución de sustentación en longitud de alas

La distribución de sustentación en el ancho de las alas ( $S_w$ ), es una abstracción en la cual se grafica la sustentación provocada por el cuerpo a un determinado  $S_w$  [24]. A pesar de que en casos idealizados esta curva tiene una forma parabólica en la sección

del ala, en casos reales se observa que en el acople con el cuerpo central, la sustentación disminuye [25], como se puede observar en la figura 1.9.

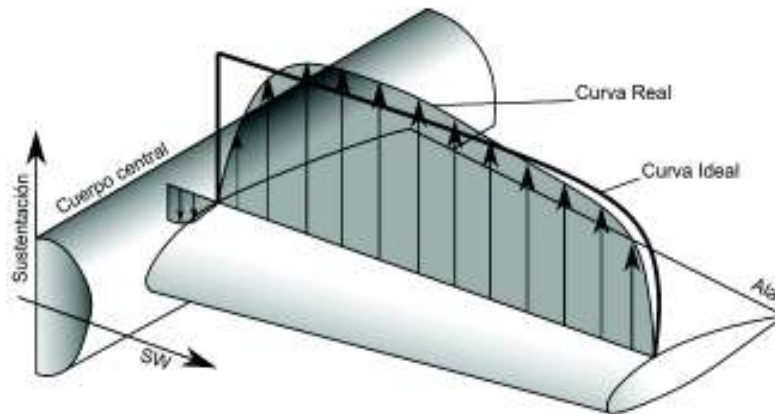


Figura 1.9. Distribución de sustentación típica en el ancho del ala.  
(Fuente: propia)

### 1.1.6. Entrada en pérdida (stall)

Es la caída súbita de sustentación ante el incremento del ángulo de ataque [26]. Se puede apreciar en la figura 1.10., que el punto de sustentación máxima concuerda con la entrada a pérdida. El ángulo en el que ocurre este fenómeno se conoce como ángulo crítico [27].

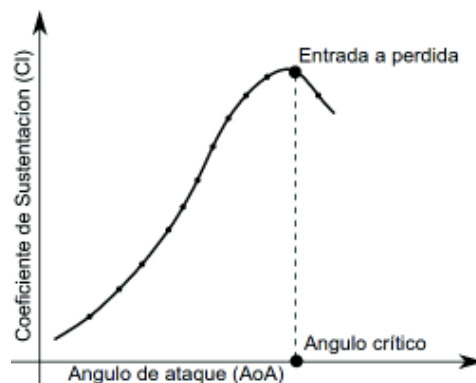


Figura 1.10 Entrada en pérdida y ángulo crítico en grafico  $C_l$  vs.  $AoA$ .  
(Fuente: propia)

Físicamente sucede por el desplazamiento del punto de separación de la capa límite (figura 1.3.). Al incrementar el ángulo de ataque, este punto se desplaza hacia el borde de ataque, incrementando la estela turbulenta hasta que la capacidad de generar sustentación del perfil es contrarrestada [27].

### 1.1.7. Ejes y momentos principales de aeronaves

Una aeronave en vuelo es capaz de rotar en 3 ejes que se puede observar en la figura 1.11. Estos ejes son: longitudinal, transversal y vertical. Para que exista el movimiento



de rotación sobre estos ejes se requiere de momentos que tienen los nombres de cabeceo, balanceo y guiñada, respectivamente [27]. Las aeronaves emplean superficies de control, para dirigir estos momentos. Para balanceo se usa los alerones, para cabeceo se emplea el timón de profundidad, y para guiñada se usa el timón de dirección.



Figura 1.11. Ejes y momentos principales.  
(Fuente: [28])

### 1.1.8. Ángulo de incidencia de alas ( $\beta$ )

El ángulo  $\beta$  es el ángulo en retroceso o adelante formado por las alas respecto a su origen. Se conoce que para aeronaves supersónicas, retrasa el efecto de ondas de choque disminuyendo el arrastre causado por la compresión del fluido [29]. Los efectos en velocidades subsónicas, es una mejora en estabilidad longitudinal y direccional para aeronaves con cola [30]. Además, la sustentación total de la aeronave se ve reducida, y el ángulo crítico aumenta [29], como se puede observar en la figura 1.12. a. Al tener este ángulo de incidencia, se induce un flujo en dirección del ala ( $V_\beta$ ), lo cual se convierte en una mayor distancia del flujo relativo ( $V_r$ ), como se aprecia en la figura 1.12. b.

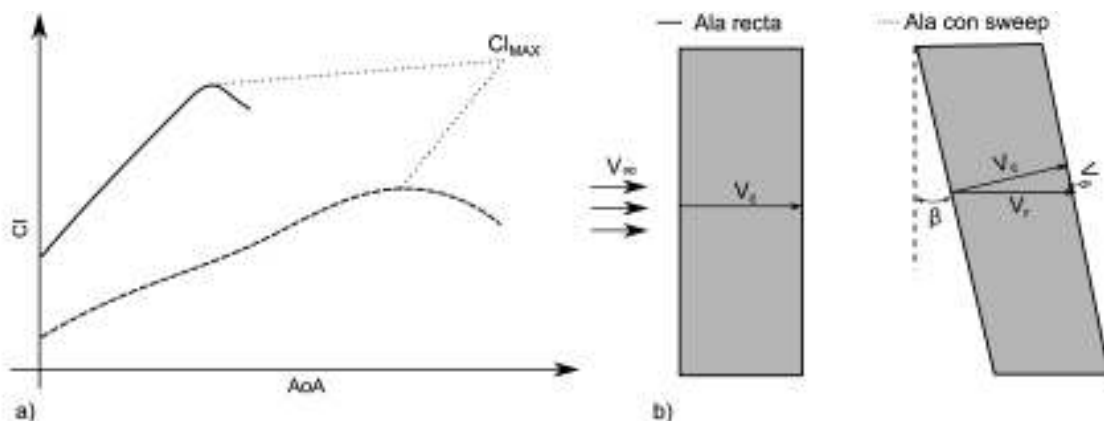


Figura 1.12. Efectos de  $\beta$  sobre sustentación a), y velocidad b).  
(Fuente: propia)

### 1.1.9. Puntas de alas

Las puntas de alas son un componente de una aeronave que se encuentra en la ubicación más lejana del fuselaje de una aeronave. Estas influyen directamente en el arrastre y generación de vorticidades. Su desarrollo se enfoca en un mejor manejo de las vorticidades generadas, al reducir su magnitud y controlar su zona de impacto [31] como se puede observar en la figura 1.13.

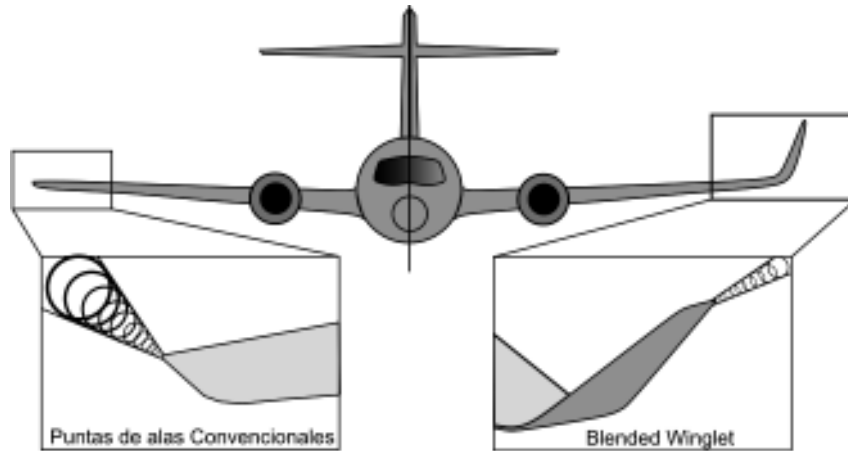


Figura 1.13. Comparación de vorticidades en puntas de alas.  
(Fuente: [31])

Las vorticidades en las puntas de las alas son generadas por la diferencia de presiones en las curvaturas superior e inferior. Al colisionar el aire que abandona el ala en el extremo de las puntas da como resultados la vorticidad. Como se puede observar en la figura 1.14., existe una gran variedad de geometrías de puntas de alas empleadas para controlar la generación de vorticidad [32–34].

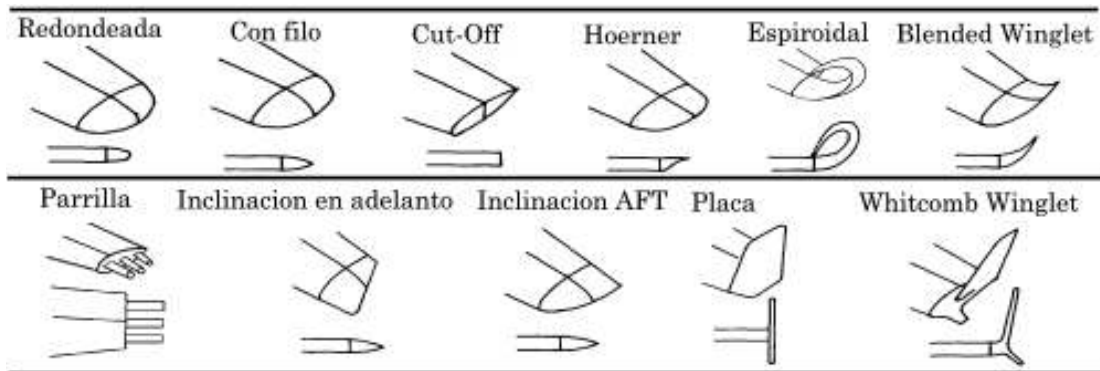


Figura 1.14. Tipos de puntas de alas.  
(Fuente: [19])

### 1.2. Aeronaves de ala fija

Las aeronaves con configuración BWB (figura 1.15.) son modelos no convencionales de aeronaves que presentan ventajas en consumo energético, distribución aerodinámica y

reducción de contaminación acústica [35] y se caracteriza por un cuerpo central que mantiene la forma de perfil aerodinámico. El fuselaje completo de la aeronave proporciona sustentación en vuelo, debido al traslape que existe entre las zonas de carga y la geometría aerodinámica. En aplicaciones de esta configuración a transporte comercial se observa una mejora del 27% en consumo de combustible, un empuje requerido 27% menor y una relación de sustentación arrastre 20% mayor [36].



Figura 1.15. CGI de fuselaje de BWB.  
(Fuente: [28])

En contraste, el clásico cuerpo tubular solo genera sustentación en las alas mientras que el cuerpo central acumula la mayor cantidad de peso de la aeronave y es la principal fuente de arrastre [37]. La figura 1.16. compara la sustentación y peso para un modelo de cuerpo tubular y BWB.



Figura 1.16. Distribución de peso y sustentación en aeronaves.  
(Fuente: [37])

### 1.3. Vehículos aéreos no tripulados (UAV)

Los UAVs en su definición más general, consisten en vehículos voladores con capacidad de maniobrabilidad, que no poseen un piloto dentro de la aeronave para su operación. Estas máquinas aéreas no tripuladas han pasado por una evolución continua a la par con vehículos tripulados, siendo sus etapas de avance más notorias los tiempos de conflictos bélicos [38].

#### 1.3.1. Clasificación UAVs

Los UAVs se los puede clasificar dentro de dos tipos principales: recuperables y desechables (figura 1.17.). Dentro de los desechables se tiene proyectiles con sistemas

de control de trayectoria y vuelo, aunque se puede incluir aeronaves señuelo. Mientras que en los recuperables están los que se caracterizan por tener tecnología de uso extendido, como cámaras, sensores o unidades de vuelo sofisticados, conocidos como drones. Los drones según su tipo de control pueden ser Vehículos Piloteados Remotamente (RPV), Vehículos Aéreos Robóticos (RAS) o Sistemas Aéreos Autónomos (AAS) [38], sin embargo, de forma generalizada, el nombre de UAVs se lo ha otorgado al grupo de recuperables.

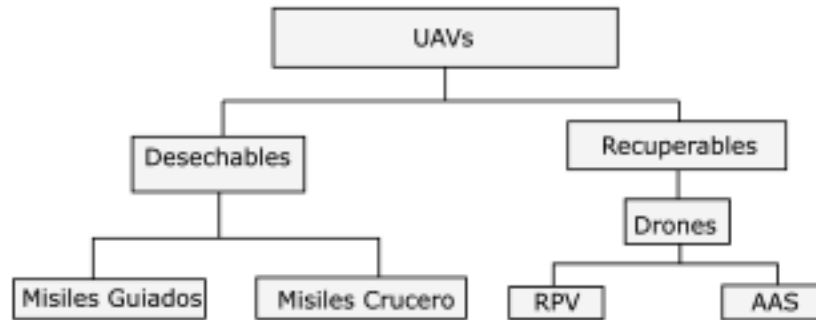


Figura 1.17. Clasificación de UAVs.  
(Fuente: [38])

### 1.3.2. Aplicaciones de UAVs

El uso de UAVs se ha separado en dos campos principales. El militar, en el cual los UAVs se desarrollan a partir de la primera guerra mundial, con un crecimiento exponencial en la guerra fría por las ventajas tácticas que estos representan. Y las civiles, las cuales tienen despegue a partir del año 2000, por lo cual tanto regulaciones como aplicaciones de UAVs se han desarrollado [39]. Las aplicaciones civiles se enfocan principalmente en monitores y control.

El presente trabajo está enfocado en el desarrollo de un UAV para la región Andina, aplicado a la agricultura de precisión, aunque al ser un fuselaje estándar puede ser fácilmente acoplado a otros equipos especializados que pueden extender sus usos.

### 1.4. Métodos de diseño de aeronaves

El diseño de aeronaves es una disciplina que guarda una estrecha relación con la aerodinámica, estructuras, propulsión y control. Sin embargo, su enfoque se relaciona más al diseño que al cálculo. La evolución de esta técnica ha dado lugar a tres métodos de diseño: empírico, analítico y moderno por CFD. El método empírico se basa en experimentación y resultados previamente documentados. Se sustenta en tablas y

compendios de información previa para realizar las primeras aproximaciones de diseño. El método analítico usa modelos matemáticos aproximados y parte de objetivos deseados como sustentación y distribución de presiones. Finalmente, el método moderno mediante el uso de CFD, discretiza y resuelve modelos matemáticos complejos. Así determina las características aerodinámicas de un modelo CAD de la aeronave, con resultados muy próximos a los obtenidos con modelos reales [19].

## **1.5. Dinámica de fluidos computacional**

Al aplicar las leyes naturales de la mecánica al movimiento de fluidos, se obtienen las ecuaciones directrices de la dinámica de fluidos. Este conjunto de ecuaciones que describen al fenómeno se presenta en forma de ecuaciones diferenciales parciales o integro-diferenciales, las cuales, exceptuando casos especiales, no pueden ser resueltas analíticamente. Sin embargo, es posible obtener una solución aproximada a varios de estos problemas físicos mediante el uso de métodos de discretización, los cuales aproximan las ecuaciones a sistemas algebraicos, que pueden ser resueltos en ordenadores [40, 41].

CFD consiste en el uso de métodos numéricos para la resolución de problemas físicos relacionados al movimiento de fluidos. Adquirió popularidad en los últimos años, en especial por el aumento de la capacidad de procesamiento que se ha logrado con las computadoras modernas, ampliando sus rangos de aplicación y reduciendo los tiempos de cómputo [40].

### **1.5.1. Procedimiento por CFD**

Un programa de CFD inicia con el ingreso de datos que se pueden obtener de un fenómeno físico, y su geometría. Según el problema a resolver se seleccionan los modelos matemáticos necesarios para su resolución. Estos modelos matemáticos discretizados, se utilizan para obtener la solución numérica en ubicaciones específicas de la malla, de variables específicas del modelo empleado. Esta solución pasa por una etapa más llamada post-proceso, en la cual se realiza la interpolación entre los puntos hallados para obtener una solución continua y el cálculo de otras magnitudes dependientes de los valores obtenidos previamente [41]. El flujo de este proceso se presenta en la figura 1.18.

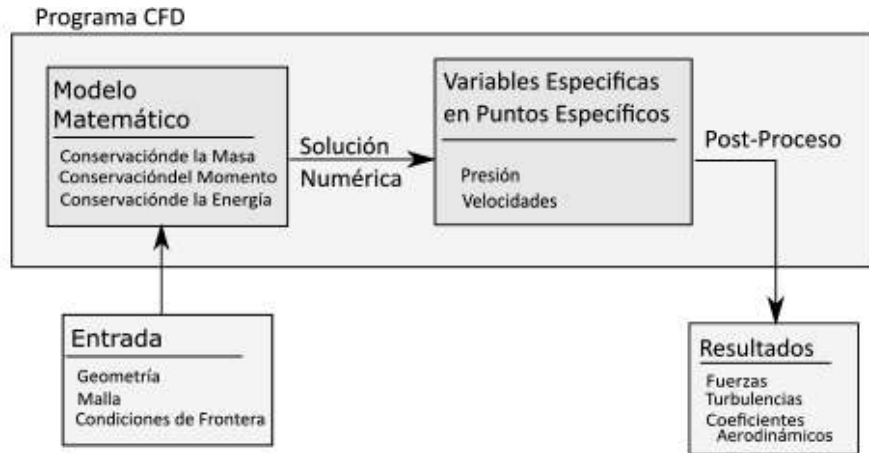


Figura 1.18. Proceso de Resolución por Métodos Numéricos para fluidos.  
(Fuente: propia)

## 1.6. Componentes de métodos numéricos en CFD

Los métodos numéricos son una estructura compleja, que requieren varios componentes para que funcionen de forma adecuada. En esta sección se describirá los componentes enfocados a la dinámica de fluidos computacional.

### 1.6.1. Modelos matemáticos

El modelo matemático es el pináculo de un método numérico. Consta de un grupo de ecuaciones diferenciales parciales o integro-diferenciales. Para el caso de la dinámica de fluidos, las ecuaciones directrices fundamentales son la conservación de la masa (ecuación 1.5), conservación del momento (ecuación 1.6) y conservación de la energía. Las ecuaciones mencionadas se pueden acoplar a simplificaciones o modelos, para poder facilitar la resolución para un caso específico. Debido a la complejidad de los problemas es ineficiente un modelo general que resuelva todos los casos [40–42].

Conservación de la masa

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{V}) = 0 \quad (1.5)$$

Conservación de momento

$$\frac{\partial \vec{V}}{\partial t} + \rho (\vec{V} \cdot \nabla) \vec{V} = -\nabla p + \rho \vec{g} + \nabla \tau_{ij} \quad (1.6)$$

### Conservación

Debido a que las ecuaciones a resolver se tratan de leyes conservativas, el esquema numérico a emplear debería ser también conservativo a nivel local y global. La

conservación sostiene que en estado estable y sin generación, las cantidades conservativas que ingresan a un volumen de control (VC), son las mismas que las que salen. Esta es una propiedad importante ya que impone una limitante adicional al error de la solución [40].

### 1.6.2. Método de discretización, volúmenes finitos (FVM)

Existen numerosos métodos de discretización siendo los más utilizados los elementos finitos, diferencias finitas y volúmenes finitos. Si la malla es suficientemente fina, con todos los métodos se debería llegar a una misma solución.

El FVM se caracteriza por usar la forma integral de las funciones directrices. El dominio de la solución está dividido en un número finito de VC, que son denominados celdas, los cuales conforman la malla. Es un método conservativo por construcción, indicando que se aplica conservación en cada celda [53]. Los FVM presentan numerosas ventajas como facilidad de interpretación, ser conservativo, y poder manejar geometrías complejas. Pero presenta una desventaja fundamental, dificultad de resolver ecuaciones de orden superior, lo cual requiere agregar un proceso iterativo para su resolución. Este proceso adiciona un nuevo tipo de error al proceso y requiere mayor tiempo de cálculo [40, 42]. En la figura 1.19., se tiene un resumen del proceso seguido en la resolución por FVM. En el Anexo I, se presenta un ejemplo bidimensional de la resolución por este método.

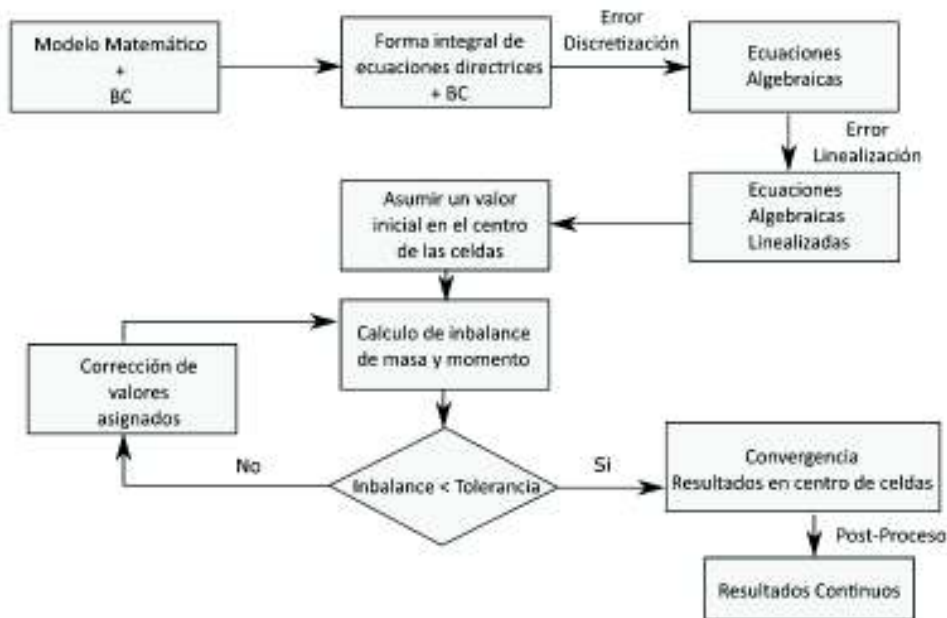


Figura 1.19. Proceso de resolución seguido por FVM.  
(Fuente: propia)

### 1.6.3. Malla

La malla es la que define la ubicación discreta donde las variables son calculadas. Esta transforma el dominio geométrico continuo en un dominio discreto. La solución es dividida en un número finito de subdominios que pueden denominarse elementos, celdas o VC según la nomenclatura del método de discretización. Las mallas se las puede clasificar por su estructura: estructurada, no estructurada y mixta.

#### Mallas estructuradas

Las mallas regulares o estructuradas son las que tienen familias de líneas, las cuales no se cruzan entre sí y únicamente cruzan con líneas de otra familia una vez. Esta construcción da secuencialidad y simplicidad de malla [40, 43]. Las mallas estructuradas pueden ser del tipo H, O y C-grid, que obtiene su nombre a partir de las líneas que las conforman como se puede ver en la figura 1.20.

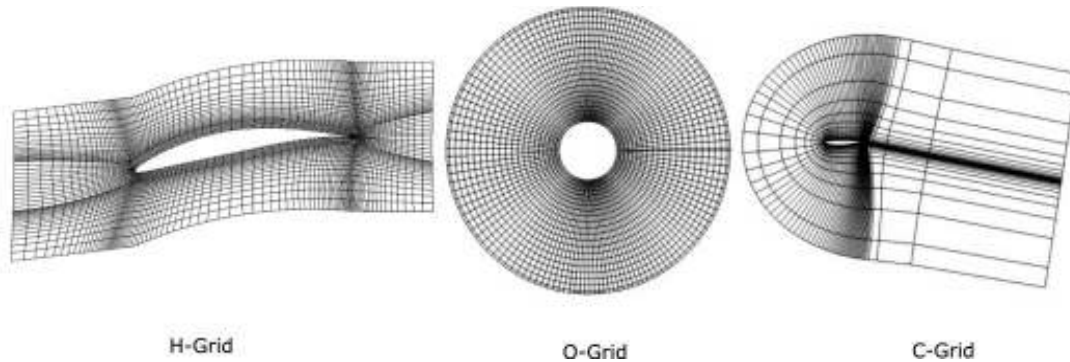


Figura 1.20. Tipos de mallas estructuradas según su forma.  
(Fuente: [43])

La desventaja de las mallas estructuradas es que su aplicación se limita a geometrías simples. Otra desventaja es que al refinar un sector necesario, otras zonas de la malla son refinadas innecesariamente [40].

#### Malla por bloques

La malla por bloques posee subdivisiones en su estructura y no es requerido que sean del mismo tipo que el bloque adyacente. Como se puede observar en la figura 1.21., la malla está dividida en 7 bloques, 6 bloques representan a la malla y 1 toma lugar del cuerpo a ser analizado. Esta malla combina 2 bloques tipo H y 4 bloques que actúan para formar una malla tipo O [40, 43].



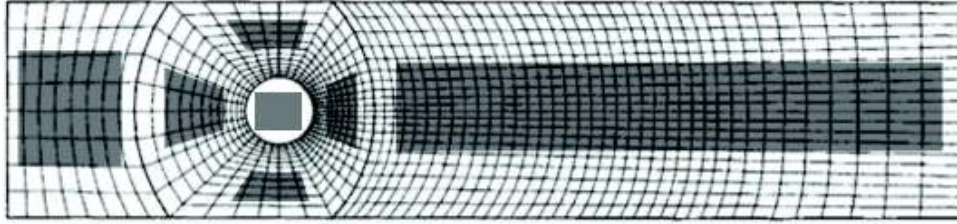


Figura 1.21. Malla estructurada por bloques.  
(Fuente: [40])

#### 1.6.4. Criterios de convergencia

La convergencia debe ser definida en métodos iterativos y saber cuándo parar este proceso es de suma importancia para la certeza de la respuesta. Para esto se tiene que observar los residuales del modelo matemático, o valores calculados con las respuestas de la simulación, como coeficientes aerodinámicos. La convergencia es alcanzada con la estabilidad de la respuesta. La estabilidad puede ser total o periódica. Además, si los residuales observados son suficientemente pequeños se alcanza la solución aun sin observar convergencia en los residuales [40, 44, 45].

#### 1.7. Modelos turbulentos

En un flujo hay dos estados que son fácilmente identificables: flujo laminar y flujo turbulento. El flujo turbulento ocurre cuando  $Re_x \geq 500.000$  en una superficie abierta,  $Re_d \geq 20.000$  cuando se pasa por un obstáculo y  $Re_d \geq 2.300$  para flujo interno, siendo la ecuación 1.7 la forma de calcular Reynolds. Los modelos turbulentos, realizan una predicción de este comportamiento al introducir ecuaciones que simulan el comportamiento del fluido para casos específicos [46]. El Anexo II presenta un ejemplo de los modelos basados en RANS.

$$Re_c = \frac{\rho V_\infty c}{\mu} \quad (1.7)$$

##### 1.7.1. Modelo de turbulencia Spalart-Allmaras

El modelo S-A, consiste en una ecuación que resuelve la ecuación de transporte para la ecuación cinemática de viscosidad turbulenta. Está enfocada para aplicaciones aeroespaciales. Los resultados en 3D de este modelo suelen ser pobres, en especial cuando hay separación del flujo grande. Se emplea en mallas bidimensionales [46, 47].

### **1.7.2. Modelo $k - \varepsilon$**

Este modelo resuelve 2 ecuaciones de transporte y modela al tensor de Reynolds usando viscosidad turbulenta. Es uno de los modelos más usados en simulaciones ingenieriles por su bajo consumo de recursos. Introduce la energía cinética turbulenta ( $k$ ), que se define como la facilidad con la que se crean remolinos, y disipación de turbulencia ( $\varepsilon$ ), que es la facilidad con la cual se disipan los remolinos. Este modelo presenta complicaciones con su intensidad de gradientes de presión adversos, y en separación de la capa límite, por lo cual este modelo no es empleado en simulaciones aerodinámicas exteriores [46, 47].

### **1.7.3. Modelo $k - \omega$**

La introducción de la ecuación de transporte de energía de disipación específica  $\omega$  presenta varias ventajas sobre la ecuación  $\varepsilon$ . La más sobresaliente es la integración de la ecuación sin la necesidad de términos adicionales para las subcapas viscosas, lo que provoca una formulación robusta sin mucha dependencia de sensibilidad al factor  $y^+$ . Este modelo es mejor en la predicción de gradientes de presión adversos, y en separación de la capa límite. Su desventaja es la sensibilidad que presenta a la velocidad de flujo libre fuera de la capa límite, por lo que en su forma pura es muy poco empleado [46, 47].

### **1.7.4. Modelo $SST k - \omega$**

La formulación de transporte de esfuerzos cortantes (SST) combina lo mejor de los modelos de las dos ecuaciones. Este modelo es diseñado para evitar la sensibilidad del flujo libre combinando elementos de  $k - \varepsilon$  y  $k - \omega$ . Está especialmente calibrado para calcular separación de flujo en superficies suaves, por eso se lo emplea ampliamente en el campo aerodinámico, obteniendo resultados que por lo general son más precisos que el modelo S-A [45–47].

## **1.8. Errores asociados a métodos numéricos**

Los métodos numéricos no son exactos, se basan en aproximaciones las cuales introducen errores en las respuestas. Siempre que se realizan resoluciones por métodos numéricos se tiene que considerar la existencia de estos errores asociados y la mejor forma de controlarlos.

### **1.8.1. Error por aproximación física**

#### **Error por modelamiento físico**

Es el error producido por las diferencias entre el fenómeno real y el modelo matemático. Cubre todo lo que es la selección de las ecuaciones directrices y modelos matemáticos adicionales que se requieren para la solución del problema, pero se tienen ciertos grados de incertidumbre en esta selección ya que no siempre se puede aproximar el fenómeno en su totalidad, o se realizan simplificaciones para poder obtener un modelo matemático adecuado. [40, 48]

#### **Error por modelado geométrico**

El error geométrico parte de la aproximación de un modelo físico con imperfecciones e irregularidades a un diseño computacional. Por la propia estructura del diseño computacional no se puede captar a detalle todos los elementos del modelo, por lo cual es una idealización de la estructura geométrica, la cual no tiene el grado de incertidumbre que posee el modelo real [48].

### **1.8.2. Error de redondeo**

Los valores calculados en cada nodo son almacenados con un número finito de decimales, así la respuesta real no sea finita. Esta precisión de las computadoras es lo que genera el error de redondeo. Este error por lo general no es significativo, pero al momento que se trabaja con elementos diminutos, el redondeo tiene una influencia mayor. Esto se debe a que, al tener elementos de menor tamaño, las cifras con las que se trabaja llegan a ser influenciadas por las cantidades redondeadas. Al ser valores relacionados entre celdas adyacentes, este redondeo tiende a influenciar a las demás celdas provocando una acumulación de error que se intensifica con un número mayor de elementos [44, 48].

### **1.8.3. Error de discretización**

Al momento de discretizar las ecuaciones directrices, se generan ecuaciones algebraicas que introducen un error. Puede darse por promedio de valores entre elementos, por interpretar que el valor en un punto medio es el mismo que en todo el límite y en general por las simplificaciones que genera el sistema de ecuaciones. Al estar vinculados a los espacios que existen entre los nodos de la malla, este error puede ser disminuido al reducir el tamaño de la malla. Mediante análisis de cuantificación de error,

se tiene que el error de discretización es proporcional al cuadrado del espaciamiento de la malla, por lo que, si la malla es lo suficientemente refinada, este error puede ser despreciable [45].

### **Error de truncado**

Es parte del error de discretización, se origina cuando se realiza expansiones de las ecuaciones, como expansión por series de Taylor en las que sólo se trabaja con los términos relevantes, mientras que los términos diferenciales de orden superior son excluidos [40, 45].

### **1.8.4. Error de linealización (iterativo)**

Al momento de la linealización de una ecuación se trabaja con valores aproximados y una corrección de estos, como se presenta en las ecuaciones 1.19-1.26. Por lo que se tiene un error de estimación el cual se puede disminuir en base a un mayor número de iteraciones. Incluso si la respuesta converge, este error estará presente [40, 45].

## **2. METODOLOGÍA**

Esta sección describirá el proceso para obtener el fuselaje para un UAV con configuración BWB optimizado para la región andina, en base a un método de alta fidelidad como lo es la dinámica de fluidos computacional.

### **2.1. Metodología general**

La metodología consta de dos secciones principales: La primera es la optimización enfocada en el desarrollo del fuselaje de la aeronave y la segunda es el CFD donde se agrupan las simulaciones y procesos de calibración que garanticen el correcto uso de esta herramienta. Estas a pesar de tener enfoques distintos, requieren retroalimentación para su desarrollo. Como se puede observar en la figura 2.1., en que se describe la metodología del presente trabajo.

El inicio del proceso en CFD es establecer la independencia de malla. Esto conlleva la selección de una estructura general de la malla, su correcto dimensionamiento, la construcción de una malla acorde para BWB y determinar la densidad de malla a la cual esta es independiente. Con la calibración para independencia se continúa la etapa de optimización, en la cual se realizará la selección de un modelo base para el estudio mediante la ponderación de las cualidades de interés de los modelos BWB UAV, que posean el respaldo experimental requerido. Se genera el CAD del modelo con mejor calificación y se realiza el mallado con ICEM CFD y simulación con ANSYS FLUENT usando distintos modelos turbulentos. En base a la proximidad de los resultados experimentales y las simulaciones, se valida y selecciona el modelo turbulento de mejor adaptación para el caso de estudio. Continúa la selección de las puntas de alas, de las que mediante ponderación se seleccionan cuatro modelos para estudio. Se compara los cambios entre el modelo original y las alternativas, de las cuales selecciona una. Finalmente se analiza el cuerpo central de la aeronave, mediante los criterios de diseño de aeronaves se modifica hasta tener un incremento de sustentación de 20% entre ángulos de 0 a 10 grados.

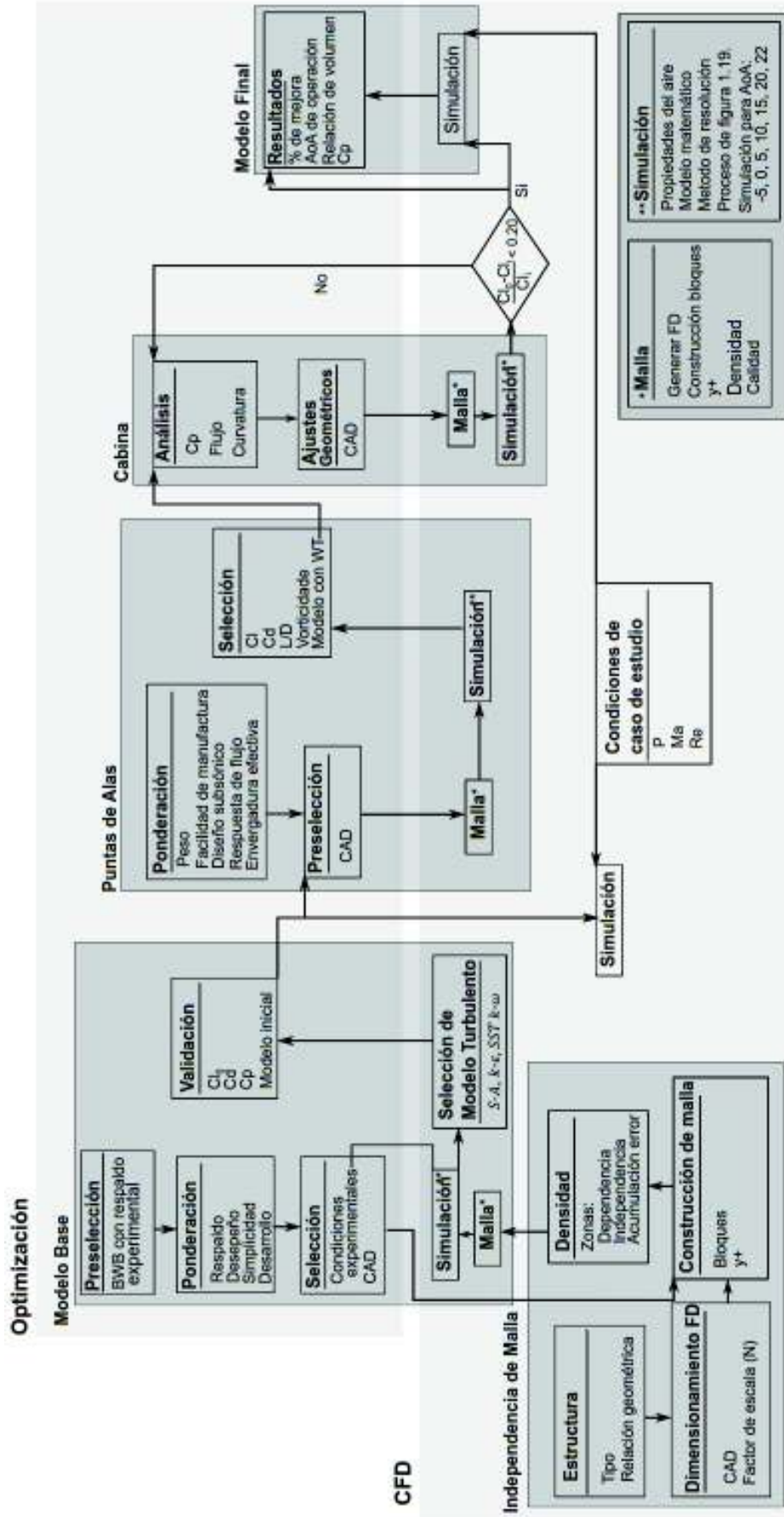


Figura 2.1. Metodología general. (Fuente propia)

## 2.2. Independencia de malla

Se considera dentro de la independencia de malla que los resultados obtenidos para la simulación no se vinculen a una alteración de esta, y que se encuentren en rangos de independencia verificables. Entre los aspectos que se evaluarán está el tamaño del dominio, la distribución de la malla en el dominio, la relevancia de la distancia al primer nodo desde la pared y finalmente el número de elementos de la malla.

### 2.2.1. Estructura de malla

La malla desarrollada para este estudio se trata de una malla tipo C, la cual presenta facilidad para adaptarse al borde de entrada y mejorar el número de elementos en este, sin interferir con malla robusta en zonas sin interés de análisis como el campo de entrada del fluido lejos del perfil. Este tipo de malla también presenta ventajas en poder reducir el cálculo computacional en zonas como la entrada del fluido, comparado con la estructura tipo H, ya que reduce el volumen de esta zona sin afectar el desarrollo del fluido. A su vez la parte posterior prismática da lugar a capturar los efectos del fluido perturbado por el cuerpo, lo cual es una complicación en mallas tipo O. Para determinar la escala de las aristas de la malla se toma como base una malla prismática comprobada en [49], la cual es adaptada al caso. La estructura general se presenta en la figura 2.2. Al tener una malla tipo C, se puede modificar fácilmente los parámetros de dirección del viento de entrada, lo cual da la facilidad de realizar simulaciones a varios AoA, sin la necesidad de generar una nueva malla en cada caso.

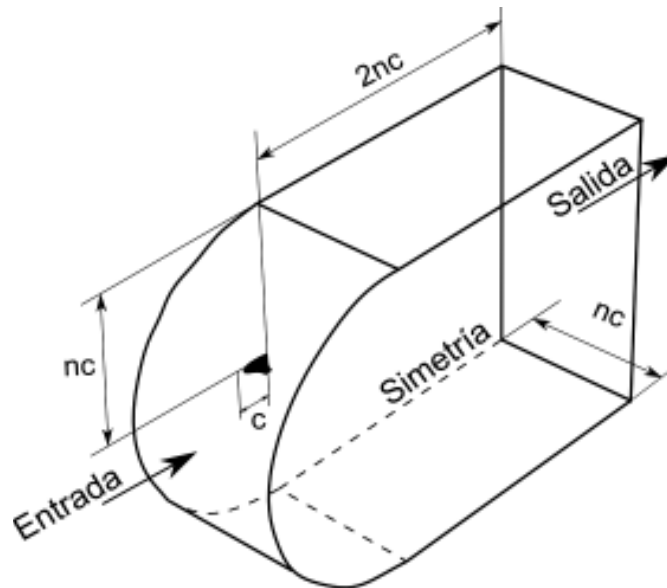


Figura 2.2. Malla con estructura C.  
(Fuente: propia)

## 2.2.2. Dimensionamiento del dominio computacional

En los bordes de la malla se determinan las condiciones de frontera, y estas tienen su influencia directa sobre los resultados. Cuando un dominio es lo suficientemente amplio no habrá interferencia de las condiciones de frontera con la zona de interés de la simulación, pero los recursos computacionales requeridos son elevados. Por otro lado, un dominio pequeño requiere menos recursos, pero sus resultados pueden ser alterados por las condiciones de frontera como se puede observar en la figura 2.3. Según estudios realizados [17], comparando CFD de un cubo con experimentos en túneles de viento, se determina que 5 veces el tamaño del cuerpo hacia el ingreso del flujo y 15 veces hacia atrás son la distancia mínima para capturar el fenómeno en la simulación. Por otra parte, técnicos en base a experimentación y CFD del perfil NACA 0012, recomiendan un dominio de 500 veces la cuerda para poder validar un perfil [50].

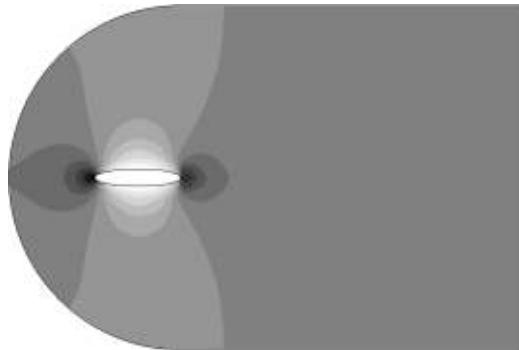


Figura 2.3. Distribución de presiones influenciado por condiciones de frontera.  
(Fuente: propia)

Para un correcto dimensionamiento es necesario estudiar el cuerpo en dominios computacionales a diferentes escalas. Se inicia realizando la construcción de una geometría simétrica, mediante el software SolidWorks. Este cuerpo de estudio es una elipse de 1 [m] de diámetro principal y 0.2 [m] de diámetro secundario, con una extrusión de 1 [m]. Se rodea el cuerpo con la construcción geométrica del fluido y, mediante operaciones volumétricas, se sustrae el volumen del cuerpo dejando únicamente la geometría correspondiente al aire envolvente al cuerpo. Se construye varios dominios con factores  $n = \{2,3,5,7.5,10,15,20,30,40\}$ , siendo  $n$  el factor que multiplica la dimensión de la cuerda en los bordes del dominio como se observa en la figura 2.2.

Empleando el software ICEM CFD, el cual es un programa para generación de mallas por estructura de bloques, se genera una malla cuadrangular regular para cada uno de los dominios construidos. Las celdas tendrán unas aristas de 0.01 [m] que garantizan el mismo tipo de malla próxima al cuerpo para todos los casos planteados.



Se realiza la simulación de estos modelos a condiciones atmosféricas estándares a nivel del mar, con una velocidad de 30 [m/s]. La configuración del modelo turbulento empleado es  $S - A$ . Los resultados de estas simulaciones serán coeficientes de sustentación, arrastre, y momento de cabeceo, calculados con las ecuaciones 2.1, 2.2. y 2.3 correspondientemente. Se emplea la superficie proyectada ( $S_p$ ) para el cálculo. Estos resultados son comparados ente si, para observar la tendencia y determinar el valor de  $n$  para el cual el tamaño del dominio deja de influir en los resultados.

$$C_l = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2 * S_p} \quad (2.1)$$

$$C_d = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2 * S_p} \quad (2.2)$$

$$C_m = \frac{M}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2 * S_p} \quad (2.3)$$

### 2.2.3. Construcción de malla para BWB

Por la similitud entre los modelos, se puede generar una malla estándar para BWB. Se requiere el CAD de uno de los fuselajes y la dimensión del dominio de fluido con los que se desarrollará la malla. De forma similar al dimensionamiento computacional, se construye un dominio que rodee la geometría del BWB, cuya medida está en función de la cuerda central de este. Para aplicar la condición de simetría el plano medio de la aeronave empata con el plano de simetría.

Este dominio se importa al módulo Geometric de ANSYS, en el cual se define el volumen como un fluido y se verifica la cavidad en el fluido, correspondiente al BWB. En este módulo se nombran las superficies límites según la condición de frontera que se manejará. Se nombra la entrada de velocidad (Inlet), la salida de presión (Outlet), la condición de simetría (Symmetry), y la aeronave que actuará como pared (BWB) conforme se puede observar en la figura 2.2. El nombrar las paredes en inglés permite el reconocimiento directo dentro del módulo FLUENT, al cual se vincula.

ICEM CFD trabaja mediante bloques y sub-bloques. Esto conlleva a que el dominio entero se constituya como el bloque principal, el cual será dividido en bloques secundarios, que se relacionarán con la geometría para mantener una malla

estructurada en todo el dominio. Para la generación de esta malla, el dominio se divide en 36 bloques. 12 de estos bloques se generan para determinar la estructura principal del mallado, y estos a su vez serán cortados por planos paralelos al eje de simetría en el inicio de la punta de las alas y al final de estas, generando 3 secciones y los 36 bloques. Observando la figura 2.4., la familia de los bloques 1 a 11 constituye el fluido. De la familia del bloque 12, 2 de los 3 elementos conforman el BWB y la punta del ala, mientras que el tercer bloque es parte del fluido. Y la familia del bloque 5, es colapsada para poder generar una estructura triangular para la aeronave.

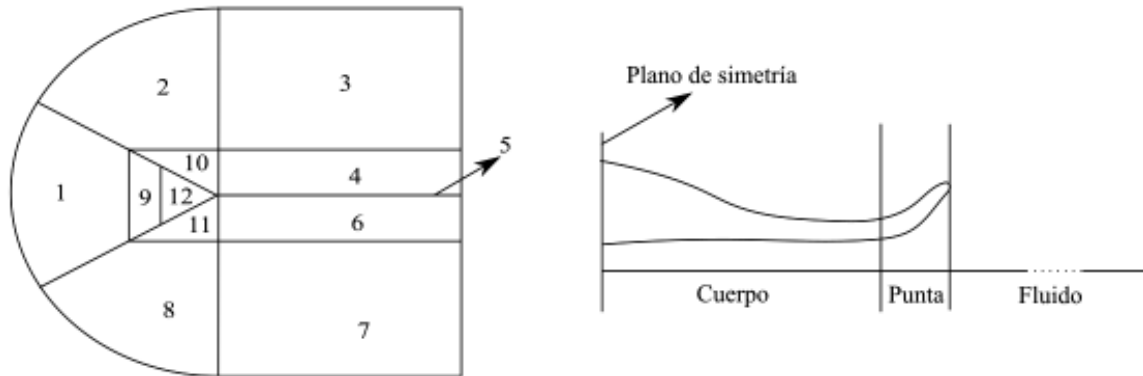


Figura 2.4. Familias de bloques y sectores de la malla.  
(Fuente: propia)

Las familias 1,2,3,7 y 8 son el fluido lejano respecto a la aeronave y será la zona sin refinación. Debido a la poca variación que ocurre en este fluido lejano su mallado es grueso y con pocos elementos. Las familias 4,6,9,10 y 11, corresponden al fluido que es influenciado por el perfil aerodinámico, esta es la zona de malla refinada. El límite de esta zona está a 5 veces la cuerda central de la aeronave.

La distancia del primer elemento de la pared del cuerpo hacia el fluido es de suma importancia, ya que, si no se construye un elemento lo suficientemente pequeño, el desarrollo de la capa límite no podrá ser capturado en la simulación, alterando en gran manera los resultados. Cada modelo de turbulencia tiene definido un rango para esta distancia adimensional, pero se tiene como concepto general que, sin el uso de ecuaciones para paredes, el valor  $y^+$  debe ser menor a 1 [46]. En base a la cuerda aerodinámica media, y las condiciones de operación, se puede calcular esta distancia con las ecuaciones 2.4-2.7 [51].

$$Y = \frac{y^+ \mu}{U_{fric} \rho} \quad (2.4)$$

$$U_{fric} = \sqrt{\frac{\tau_{wall}}{\rho}} \quad (2.5)$$

$$\tau_{wall} = \frac{C_f \rho V_{\infty}^2}{2} \quad (2.6)$$

$$C_f = \frac{0.026}{Re_c^{1/7}} \quad (2.7)$$

La distancia obtenida en la ecuación 2.4 es usada desde la pared del BWB. El tamaño de los elementos continúa con un crecimiento exponencial a razón de 1.2. hasta llegar al borde de la zona no refinada, en el cual el crecimiento pasa a ser lineal. Por efecto de la estructura de malla en C, y el hecho de tener un bloque triangular para la aeronave, el refinamiento en el borde de salida es adecuado, con el objetivo de capturar los efectos turbulentos en esta zona crítica de la aeronave.

#### **2.2.4. Densidad de malla**

El último parámetro a determinar para obtener una malla independiente, es el rango de número de elementos en el cual la malla construida no influenciará en los resultados. Mediante el número de divisiones dentro de los bloques se puede modificar el número de elementos de la malla. Para este estudio de densidad, se trabajará con la malla construida sobre el modelo KAIST UCAV, en el rango de 100,000 elementos, hasta 1'400.000 elementos. La simulación para este caso será con una velocidad de 50 [m/s] con un ángulo de ataque de 0 grados a condiciones atmosféricas estándares a nivel del mar, empleando el modelo de turbulencia *SST k – ω*. Con este estudio se determina la zona de dependencia y la zona de independencia. De forma análoga que, al determinar el dominio, se evaluará el *Cl* y *Cd* en función de los elementos de la malla y así establecer tendencias en su comportamiento.

### **2.3. Selección del modelo base**

La selección de la aeronave base para este estudio requiere un sustento experimental con las mediciones suficientes para poder comparar con los resultados de la simulación. En este proceso se trabaja con 4 alternativas de fuselajes, entre las cuales se selecciona el modelo que presente los mejores puntos de interés para el desarrollo del proyecto.

#### **2.3.1. BWB UAVs**

La integración de BWB a los fuselajes para UAVs genera un nuevo campo de estudio. El reto tecnológico y las ventajas esperadas en autonomía, eficiencia energética, reducción de peso y manufactura, incentivan la generación de numerosos conceptos a

evaluar. Los modelos indicados a continuación presentan resultados favorables en su etapa experimental.

### **UCAV X-47B**

Desarrollado por la marina de los Estados Unidos como aeronave de reconocimiento, de alta autonomía y velocidades subsónicas [52]. El modelo pasó por varias etapas de diseño aerodinámico, evaluando varias combinaciones de BWB, de las cuales se optó por un diseño tipo cometa, el cual es un BWB con cuerpo central tetraédrico y alas extendidas. Tras su construcción y pruebas de vuelo se confirmó su desempeño aéreo balanceado, adecuado para velocidades de vuelo subsónicas. Entre sus cualidades principales está que puede realizar vuelos de largas distancias, desempeñar tareas de vigilancia y posee una buena capacidad de carga [52]. Este modelo trabaja a una velocidad crucero de 0.45 Ma, su envergadura es de 19.8 [m] y su cuerda central es de 11.6 [m] teniendo como perfil principal el NACA 64(1)-212 [53].

### **UiTM Baseline I**

Desarrollado por el la Universidad Tecnológica MARA (UiTM), como el primero en una serie de estudios para el desarrollo de UAVs. estructuralmente desarrollado en base a elementos finitos. Fue estudiado dinámicamente en su forma base por medio de CFD y validados experimentos. Se realizó pruebas túnel de viento a este prototipo a escala 1/6, el cual tiene una cuerda central de 0.336 [m], a velocidades de 0.1 Ma [54, 55].

### **Boeing X48-B**

El Boeing X-48B, es un UAV a escala de 8.5% del concepto original desarrollado para transporte de pasajeros. Se construyeron dos de estos vehículos, LSV-1, para pruebas en túnel de viento, que evalúen estabilidad y características aerodinámicas y el LSV-2, con el objetivo de realizar pruebas de vuelo y verificación de superficies de control. El modelo tiene una velocidad de vuelo máxima de 0.18 Ma, una cuerda central de 3.7 [m] y una envergadura de 6.22 [m] [56–58].

### **KAIST UCAV 1303**

El modelo UCAV 1303, por sus prestaciones es objeto de numerosos estudios [18, 59, 60]. Entre las variantes de este modelo se observa el UCAV 1303 modificado por KAIST, el cual presenta estudios detallados tanto experimentales como CFD. La velocidad del experimento es 0.15 Ma, la cuerda central del prototipo es de 0.413 [m], y su perfil

aerodinámico principal es un NACA 64A210 [18, 61]. Las geometrías de los modelos estudiados se presentan en la figura 2.5.

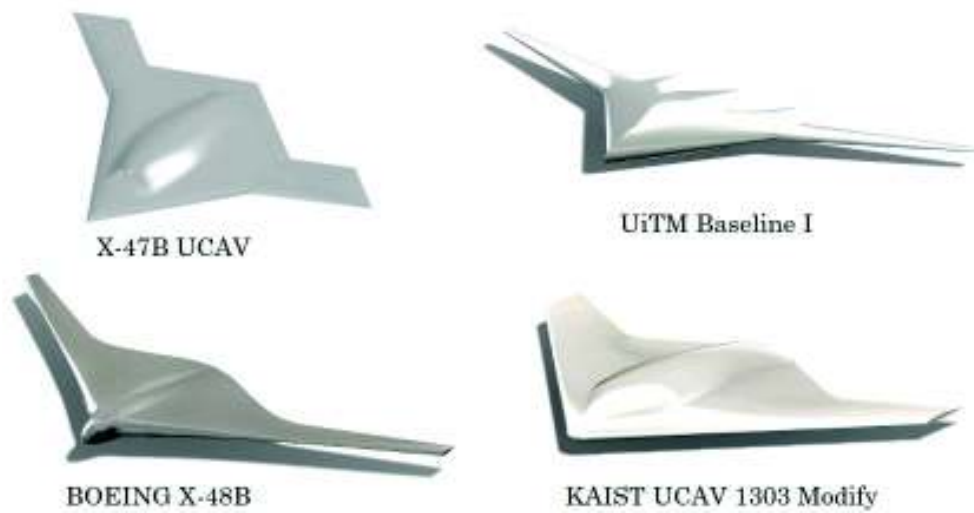


Figura 2.5. CAD de modelos estudiados pasa selección.  
(Fuente: propia)

Los modelos presentados trabajan a distintas condiciones crucero, pero se puede realizar la comparación de estos resultados en condiciones adimensionales de sustentación y arrastre en base a los coeficientes  $C_l$  y  $C_d$ , que se presentan en la figura 2.6. Los datos usados para generar esta comparación son presentados en el Anexo III.

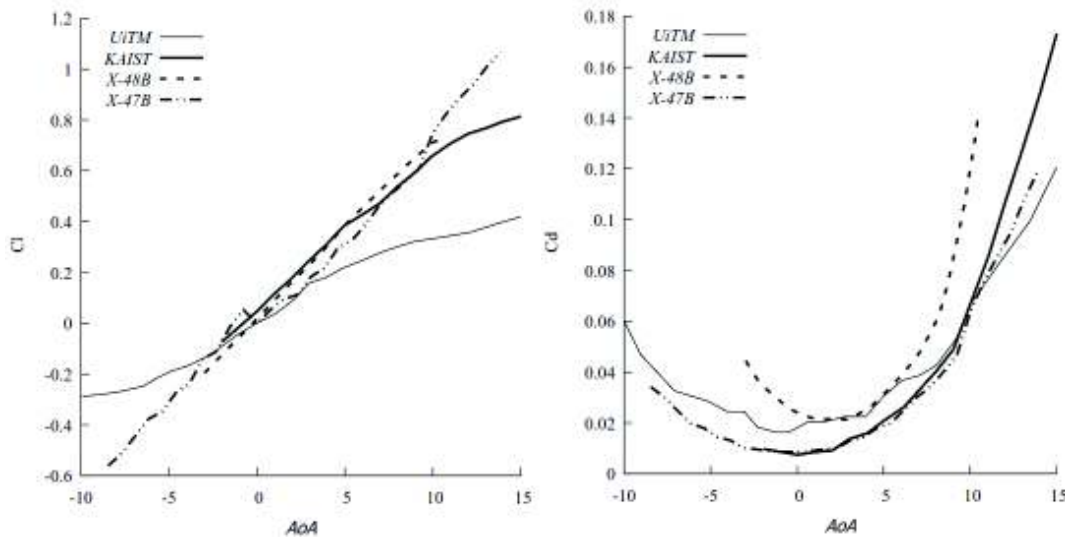


Figura 2.6. Graficas comparativas de coeficientes de  $C_l$  y  $C_d$ .  
(Fuente: propia)

### 2.3.2. Ponderación

Se utiliza el método de ponderación para establecer un criterio numérico a la selección del modelo a estudiar. Los criterios que se evaluarán para la selección de estos

parámetros son el respaldo experimental (30%), que califica cual es la disponibilidad y confiabilidad de la información recopilada del modelo. El desempeño de la aeronave (30%), referente a la evaluación de sustentación y arrastre observados en la figura 2.6. La simplicidad del modelo por su facilidad para el desarrollo de malla estructurada sobre este (25%). EL desarrollo del modelo y la facilidad que se puede observar en él para realizar modificaciones, ya que algunos de estos modelos han pasado por secuencias de optimización y se encuentran en estado final de desarrollo mientras que el resto tienen cabida para ser adaptados (15%). Se dará una calificación entre 0 a 1 según el cumplimiento del parámetro, los cuales serán sumados de forma ponderada y se obtendrá el resultado que indicará el modelo a emplear en el estudio.

## **2.4. Construcción de la geometría CAD de la aeronave**

Una vez seleccionado el modelo, se procede a la extracción geométrica y a la creación del CAD de la aeronave. Esta es realizada mediante el software SolidWorks. Usando los planos base de la aeronave, se montan cada una de sus vistas en el correspondiente plano dentro del programa, y se escala a las dimensiones pertinentes. Entonces se realiza la extracción de las líneas de contorno de la aeronave como guías para su construcción.

Conociendo el perfil aerodinámico, se realiza la importación del perfil en forma de curva y será escalado a su correspondiente dimensión. El borde de salida del perfil usualmente está abierto para que el cierre pueda ser construido por el usuario. Teniendo en cuenta la futura construcción de malla, este perfil se lo cerrará con una punta triangular, en base a prolongaciones de las líneas de punta. Las coordenadas de los puntos correspondientes a perfiles aerodinámicos se pueden encontrar en Airtfoltools [62], una biblioteca virtual que compila información detallada de estos.

Con el apoyo de sub-planos paralelos al perfil, se proyecta, escala y posiciona las proyecciones del perfil, dejando una estructura similar a costillas. En base a estos perfiles aerodinámicos, y con guía de los perfiles de la aeronave, se ejecuta la operación loft, que genera el volumen de la aeronave.

Para su estudio aerodinámico, que será evaluado a condiciones crucero no es requerida la totalidad de la geometría. Utilizando la condición de simetría en el plano de central de

la aeronave se puede disminuir los requerimientos computacionales, por lo cual la mitad de la geometría es recortada.

Se realiza la construcción del dominio computacional alrededor de la geometría de BWB. Esta se genera como un cuerpo independiente y realizando sustracción de volúmenes se obtiene el fluido a estudiar. En la figura 2.7., se puede observar el proceso descrito.

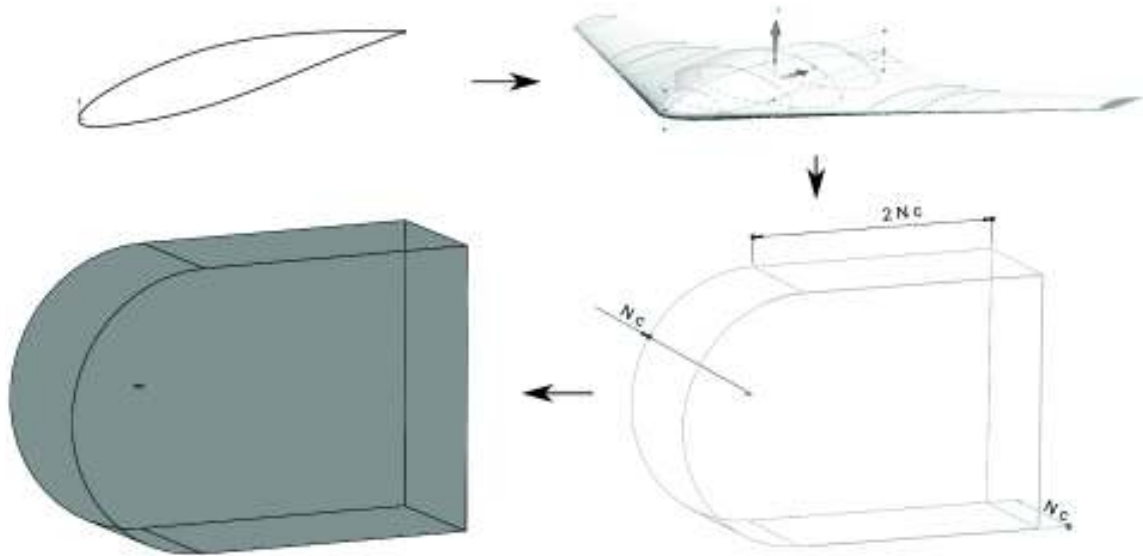


Figura 2.7. Proceso de construcción de la aeronave y dominio computacional.  
(Fuente: propia)

## 2.5. Validación del modelo

Para la validación del modelo se comparará los resultados obtenidos de las simulaciones con los modelos turbulentos  $S-A$ ,  $k-\varepsilon$  y  $SST k-\omega$  con los resultados experimentales. Se determina la proximidad de los resultados y la tendencia de las curvas, así como el error existente entre los distintos modelos turbulentos y el experimento. Si el error entre las simulaciones es bajo y la tendencia de las curvas concuerda, queda validado el modelo.

### 2.5.1. Simulación con los modelos turbulentos a evaluar

La simulación para la validación, se hará con las condiciones de operación en las cuales fue realizado el experimento. Se utilizará la malla mencionada que garantice la independencia de los resultados. Se simula para los ángulos de ataque  $\alpha = \{-5, 0, 5, 10, 15, 20, 22\}$ , lo que se realiza variando el ángulo de la velocidad del aire, en vez de modificar la dirección de BWB, lo cual requeriría nuevamente un proceso de mallado para cada ángulo.

La simulación será realizada en estado estable, utilizando los modelos de turbulencia  $S - A$ ,  $k - \varepsilon$  y  $SST k - \omega$ . Se tiene que el fluido es aire a condiciones de operación del experimento. Se determinan las condiciones de frontera para que la entrada sea velocidad y la salida sea presión. El valor de presión introducida es la presión manométrica, que en condiciones de fluido externo es de 0. Se define la condición de simetría en el plano que corta la aeronave por la mitad. Se verifican los valores de referencia en base al experimento. Se define que el método de resolución es Coupled con discretización de segundo orden. Se define los monitores de solución de residuales y coeficientes de sustentación y arrastre. Se establece como criterio de convergencia que los residuales de continuidad y momento mantengan una respuesta estable en al menos 100 iteraciones, que los resultados de  $C_l$  y  $C_d$  mantengan estabilidad con 3 cifras significativas.

El error entre modelos y experimento se realizará tomando valores en los ángulos de ataque simulados. Si la información del experimento no brinda información en el punto específico, se realiza una interpolación lineal, (ecuación 2.8) con los datos más cercanos al ángulo deseado, como se observa en la figura 2.8. Aquí por la naturaleza de la linealización se introduce un error, el cual es reducido por la proximidad de los datos disponibles.

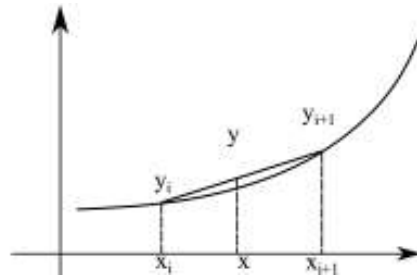


Figura 2.8. Nomenclatura para interpolación de datos.  
(Fuente: propia)

$$y = y_i + \left( \frac{y_{i+1} - y_i}{x_{i+1} - x_i} \right) * (x - x_i) \quad (2.8)$$

Los resultados obtenidos de la simulación para estos casos, son los mencionados anteriormente. Además, se analiza el coeficiente de presión (ecuación 2.9), distribuido sobre la superficie de la aeronave y la distribución de presiones en dirección de la sustentación en función de la cuerda.

$$C_p = \frac{P_i - P_\infty}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2} \quad (2.9)$$



## 2.5.2. Verificación de $y^+$

La distancia ( $Y$ ) calculada teniendo como criterio un  $y^+$  de uno fue usada en base a la cuerda aerodinámica media, por lo que el  $y^+$  real variará a lo largo de la aeronave. Teniendo un dominio discreto se puede verificar el valor de este parámetro de forma local en los vértices de los elementos. En esta verificación se despeja  $y^+$  de la ecuación 2.1, teniendo la distancia  $Y$  como dato conocido en cada vértice. Se presenta este resultado como  $y^+$  en función de la posición  $x/c$ . A pesar de que los elementos tienen una distribución espacial, se puede representar como una proyección al tomar únicamente la posición  $x$  de sus coordenadas.

## 2.6. Condiciones de operación

Las condiciones de operación para este estudio serán las propiedades atmosféricas a una altura de vuelo definida. El UAV, operará en alturas de vuelo bajas, respecto al suelo, las que van de 75 a 130 [m] [63] .

### 2.6.1. Altura de vuelo

La región Andina es un área con numerosas irregularidades geográficas, que varían entre los 1800 a 6310 msnm. El trabajar con una altitud promedio para agricultura de precisión es un error, ya que a partir de los 3500 msnm la vegetación es principalmente de páramo y existe la presencia de nieve y glaciares en sus puntos más elevados. La altitud que presenta mayor desarrollo agrícola está comprendida entre los 2000 a 3000 msnm, los cuales presentan climas más templados y suelos fértiles [64]. En base a estos hechos se observa que la altitud de vuelo es inferior a los 3000 msnm. El UAV, en su condición de vuelo más alta, estará a los 3000 msnm.

### 2.6.2. Propiedades a altura de vuelo

Al establecer las propiedades atmosféricas del viento se puede trabajar con modelos matemáticos que relacionan viscosidad, temperatura, altura y densidad o con tablas de valores que recopilan datos estadísticos durante extensos períodos de tiempo. Por las numerosas correcciones que presentan los modelos, se recurre a datos atmosféricos estándares que se presentan en la tabla 2.1.

Tabla 2.1. Propiedades a condición atmosférica a 3000 msnm.

Propiedad	Magnitud	Unidades
Gravedad	9.797	$\frac{m}{s^2}$
Presión atmosférica	70120	$\frac{N}{m^2}$
Densidad	0.9093	$\frac{kg}{m^3}$
Viscosidad dinámica	1.694	$10^{-5} N \frac{s}{m^2}$
Velocidad del sonido	343.2	$\frac{m}{s}$

\* velocidad del sonido real es 328.6 [m/s], por uso generalizado se calcula Mach con velocidad del sonido a condiciones estándares a nivel del mar.  
(Fuente: [65])

### 2.6.3. Velocidad de vuelo

Respaldado en trabajos enfocados a agricultura de precisión realizados en la EPN [8], y empresas enfocadas en monitoreo y mapeo [63] se define que la velocidad de vuelo adecuada es de 50 [m/s], velocidad que se emplea en el presente trabajo.

### 2.6.4. Simulación en condiciones de operación propuestas

Con el fuselaje validado, y seleccionado el modelo turbulento se prosigue a realizar la simulación del fuselaje base de la aeronave a condiciones de vuelo a 3000 msnm. Se emplea la misma malla y número de elementos que para la simulación previa. Los resultados de esta simulación serán comparados con los resultados del modelo en condiciones experimentales.

## 2.7. Optimización de punta de alas

Debido al gran número de puntas de alas (Wt, por sus siglas en ingles) el estudio de cada una de estas resulta ineficiente. Las Wt están enfocadas para ciertos tipos de aeronaves como subsónicas, transónica o supersónicas. Por lo que se realizará una preselección de Wt a estudiar por medio de una calificación ponderada. Una vez seleccionados 4 modelos, se prosigue a realizar la construcción geométrica de estas, basados en recomendaciones de estudios previos [32–34].

### 2.7.1. Ponderación de puntas de alas

La preselección de los Wt a estudiar se dará por una calificación ponderada. Se selecciona 4 de los 11 Wt evaluados. Los criterios de evaluación son: la facilidad de manufactura (35%) que se refiere a la complejidad geométrica. Respuesta de flujo

(20%), califica el comportamiento de las vorticidades, intensidad y localización. Diseño subsónico (10%), califica que el diseño sea para flujo subsónico. Incremento del peso (15%), evalúa la cantidad de material adicional que se integra al fuselaje, mientras menor sea tendrá mayor nota. Envergadura efectiva (10%), se refiere a la envergadura real en comparación a la envergadura proyectada.

### **2.7.2. Construcción geométrica**

El diseño de Wt será adaptado al BWB seleccionado. El dominio computacional es realizado en SolidWorks, tomando como base un corte limpio del ala original del BWB. Partiendo del perfil aerodinámico, se genera la construcción de los Wt con líneas base y perfiles aerodinámicos proyectados y escalados, los cuales mediante la operación sweep se conforma en un solo cuerpo con el BWB. El dimensionamiento de Wt se obtiene a partir de modelos estudiados de Wt [34], que serán adaptados al modelo BWB.

### **2.7.3. Simulación y comparación**

Los 4 modelos seleccionados pasarán por el mismo proceso de simulación empleado para la validación. Se realizará la construcción del dominio en SolidWorks. Se importará el modelo al módulo Geometry de Ansys donde se definirán las superficies de frontera. Se exportará a ICEM CFD, donde se realiza una malla con las mismas características que garanticen su independencia. Se realiza el vínculo de la malla con FLUENT, se ingresan las condiciones de frontera, propiedades del fluido y modelo turbulento seleccionado. Se realiza para los ángulos de  $-5^\circ$  a  $22^\circ$ .

Como resultado se obtendrá los gráficos de arrastre, sustentación, drag polar, distribución de presiones y sustentación en largo de las alas. Para una mejor apreciación de los efectos turbulentos se genera líneas de flujo sobre el fuselaje del BWB y se grafica la energía turbulenta usando criterio-Q.

### **2.7.4. Selección de punta de ala a usar**

La selección final del Wt a emplear se dará en base a la comparación de los resultados obtenidos. A pesar de poder determinar una superioridad cuantitativa de un modelo sobre otro al comparar coeficientes aerodinámicos y fuerzas generadas, la decisión también contará con una parte cualitativa sobre la distribución de presiones, la magnitud

de vorticidades y como cada tipo de punta reaccionará ante el flujo del aire a distintos ángulos.

## **2.8. Optimización de cuerpo central**

Tras la selección de los  $Wt$  se prosigue con el análisis del cuerpo central de la aeronave. No existe un procedimiento definitivo para la optimización de un fuselaje, ya que los resultados obtenidos van a variar según los requerimientos de la aeronave. En caso de BWB comerciales el fuselaje está enfocado en el transporte de pasajeros, que llevan a requerimientos geométricos de poca eficiencia aerodinámica. El en caso de UCAVs el fuselaje incorpora los requerimientos de puerto de armas, así como dispositivos de control, comunicación y monitoreo. Y los UAVs simples no dimensionan el espacio para aditamentos de monitoreo o control.

Por estos factores la optimización de un fuselaje por CFD pasa al mismo estado que la optimización en base a experimentos. Se analiza el cuerpo y obtiene la información requerida y se prosigue a realizar modificaciones que afecten positivamente su desempeño. La ventaja principal por CFD es que no se requiere la construcción de prototipos y la información obtenida como la distribución de presión sobre el fuselaje, indica con mucha facilidad la ubicación de los puntos críticos que se pueden modificar en el modelo CAD y probar nuevamente. Estas modificaciones no son aleatorias, se basan en principios de diseño presentes en la literatura [9, 19] que enrumban en la dirección adecuada para su optimización, dando la experiencia al diseñador para probar sus propios conceptos.

### **2.8.1. Análisis de áreas a optimizar**

Con el resultado CFD de distribución de presiones y presiones a lo largo de cuerdas de la aeronave se identifican las zonas críticas que cumplen pobremente su labor aerodinámica. Se establece determina el cambio a realizar en el fuselaje y se realiza la modificación en el modelo CAD de éste. Se realiza nuevamente el proceso de construcción de dominio, mallado y simulación. Nuevamente se analiza la distribución de presiones y se repite el proceso. Este proceso podría continuar de forma indefinida, por lo cual se establece que cuando se alcance un modelo con un 20% de mejor desempeño en ángulos menores a  $10^\circ$ , se detendrá el proceso y será el modelo final de la aeronave.

### **2.8.2. Ecuación de perfil central**

El perfil central de la aeronave se ve alterado por las modificaciones y para su fácil construcción se establece una ecuación que describa esta curva. El método que se empleará para obtener la ecuación es regresión polinomial mediante el software MatLab. Para este proceso se inicia con extracción de los puntos de la geometría, que se realizará con el software Engage Digitalazer, poniendo la escala real de la aeronave como sistema de referencia y extracción de los puntos en coordenadas planares  $(x, y)$  estos puntos son exportados a Matlab y mediante la función de regresión polinomial se determina una ecuación que se ajuste a la curva. Se evalúan varios grados polinomiales con el objetivo de tener el mejor ajuste a la curva y en error estándar  $r^2$  cercano a 1.

### **2.8.3. Comparación de modelos**

Se realiza la comparación entre los resultados del modelo original y el modelo optimizado. Se compara coeficientes, distribución de presiones, distribución de sustentación en envergadura, turbulencias y características geométricas generales de las aeronaves. Además, se determina el ángulo de vuelo óptimo de la aeronave mediante el coeficiente de momento de cabeceo.

Sobre estos resultados finales se realiza una nueva comparación entre el modelo optimizado a condiciones experimentales y 3000 msnm. Con esto se podrá identificar la influencia que tiene la cabina y el perfil de la aeronave a distintas condiciones de operación.

## **2.9. Análisis de influencia de $\beta$ en el desempeño aerodinámico**

Se concluye comparando la simulación de un ala usando el perfil principal de la aeronave con el fuselaje optimizado. Con esto se halla las diferencias e influencia que tiene el ángulo de incidencia  $\beta$ , sobre el desempeño de la aeronave y se determina cuáles son las ventajas y desventajas de emplear alas en flecha en un BWB.

### 3. RESULTADOS Y DISCUSIÓN

Esta sección presenta los resultados de los procesos descritos en la metodología. Se entregan conjuntamente los resultados de CFD y optimización, donde se podrá observar el desarrollo de la aeronave desde una etapa inicial a una optimizada.

#### 3.1. Independencia de malla

##### 3.1.1. Independencia de dominio de fluido

Tras la simulación del cuerpo de prueba se extrae los resultados presentados en la figura 3.1., los cuales grafican los coeficientes de sustentación y de arrastre en función del factor  $n$  que multiplica la cuerda. Estos resultados marcan una tendencia clara de que los resultados llegan a un estado de convergencia cuando mayor es el dominio. Mientras que el coeficiente de sustentación presenta convergencia desde 10 veces la cuerda, con el coeficiente de arrastre no se observa ese comportamiento, hasta alcanzar 20 veces la cuerda. Con estos resultados se determina que, para una malla completamente independiente, el dominio con esta configuración debe ser de al menos 20 veces la cuerda. Para poder asegurar la convergencia de los resultados, las simulaciones posteriores usarán una malla de 30 veces la cuerda central.

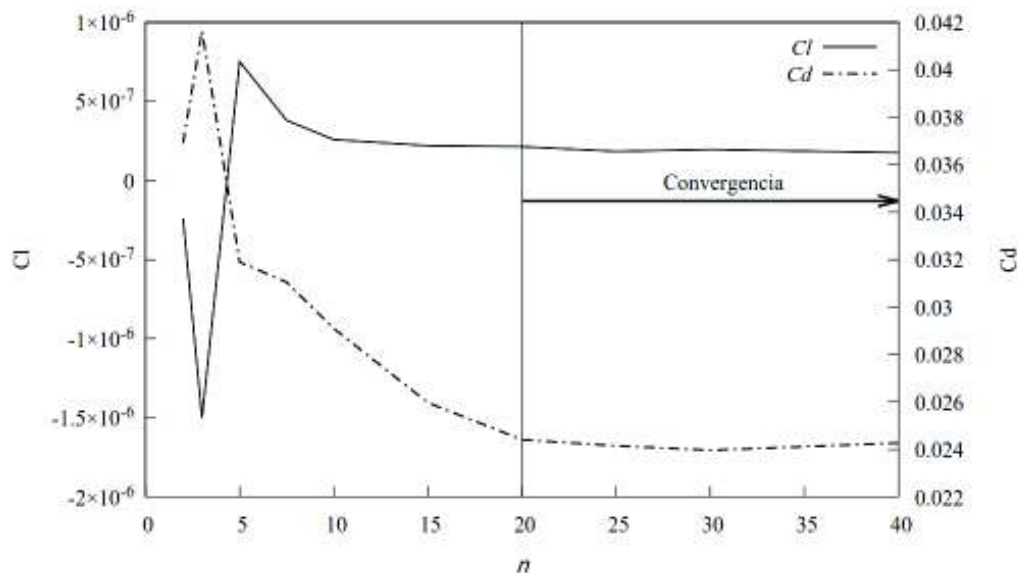


Figura 3.1. Resultados de Dimensionamiento de fluido.  
(Fuente: propia)

A la izquierda de la figura 3.1, los valores de  $n$  entre 2 y 15, se observa que los resultados son inestables, varían hasta un 31.5% del resultado estable, y su comportamiento es poco predecible con valles y picos. Los valores obtenidos concuerdan con los

esperados, ya que al tratarse de una figura simétrica en flujo laminar se espera una sustentación de 0, mientras que la obtenida es de  $-1.7 \times 10^{-7}$ , valor que virtualmente se considera 0. Para un perfil aerodinámico se espera un coeficiente de arrastre de entre 0.01 y 0.04, siendo 0.0365 el valor obtenido. Debido a la condición de ser un perfil simétrico, se puede observar con mayor detalle la influencia del dominio, la escala de valores significativos apreciables está en el orden de  $10^{-6}$  a diferencia del arrastre que es apreciable en el orden de  $10^{-2}$ . Esto permitió que se defina la independencia de resultados en el valor de 20, en vez de 10 como inicialmente se podía apreciar tomando en consideración únicamente la sustentación.

### 3.1.2. Construcción de malla

La estructura de la malla generada para BWB tiene la forma presentada en la figura 3.2. Esta mantiene elementos amplios en la zona no refinada con una disminución del tamaño de elementos hacia el borde de la aeronave. Al haber el cambio entre borde circular a lineal en los límites del dominio, se observa una acumulación de elementos hacia la punta de salida del BWB. De igual forma las líneas que mullan los primeros centímetros sobre el fuselaje se extienden hacia el borde de salida. Estas zonas de incremento de densidad forman una malla con refinamiento en T, que es efectiva para capturar los efectos turbulentos al borde de salida.

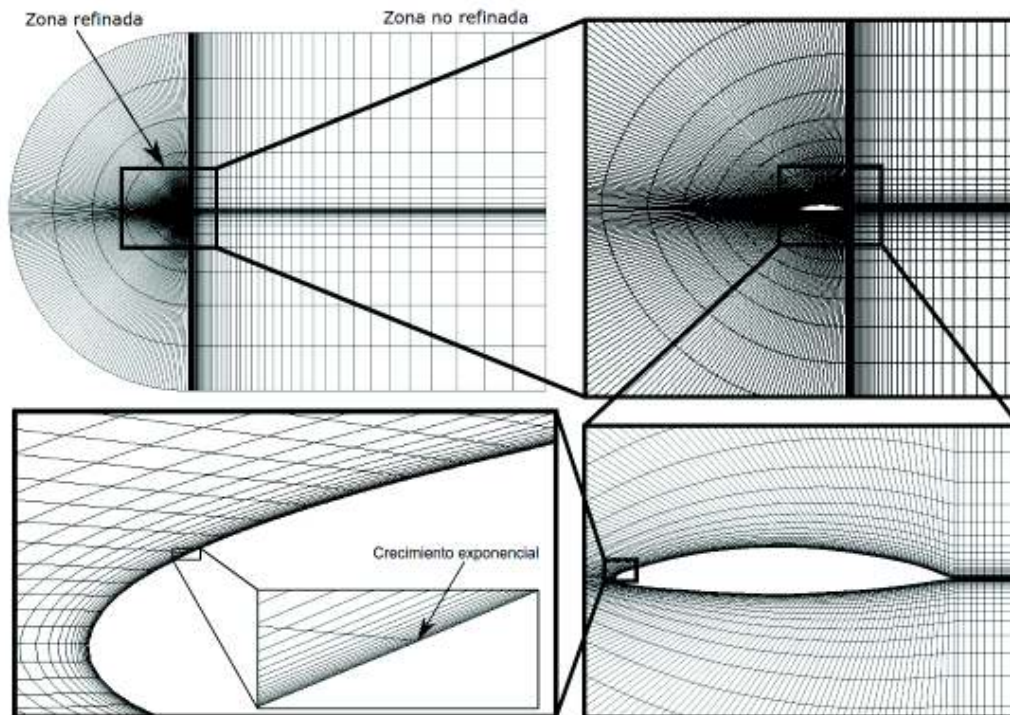


Figura 3.2. Modelo de malla empleado en el fluido.  
(Fuente: propia)

Sobre el fuselaje la malla está distribuida en forma de paneles. Las familias de líneas sobre el cuerpo generan una densidad de malla mayor sobre las puntas de las alas. Esto se puede observar en la figura 3.3.

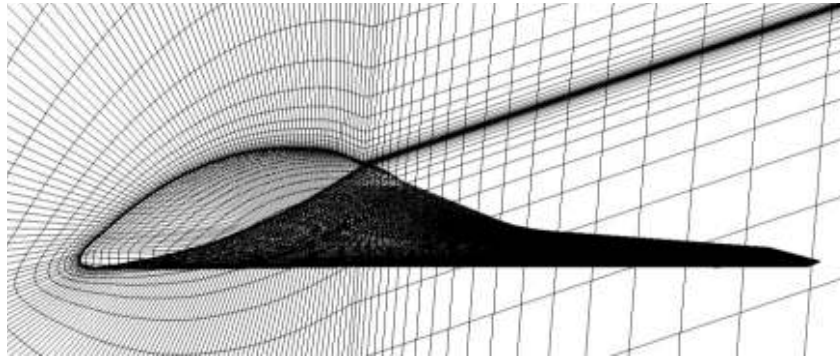


Figura 3.3 Distribución de malla sobre BWB.  
(Fuente: propia)

### Verificación de $Y^+$

Para verificar el cumplimiento de  $y^+$ , se calcula este valor para cada nodo perteneciente a la superficie del BWB. En la figura 3.4., podemos observar los valores puntuales de  $y^+$  y su distribución sobre el fuselaje del BWB. Esta corresponde a la simulación del KAIST UCAV, con el modelo  $SST k - \omega$ , a un ángulo de ataque de  $0^\circ$ . Los valores obtenidos no concuerdan completamente con el valor de referencia 1, ya que este se calculó en función de la cuerda aerodinámica media. Los valores se encuentran distribuidos entre 0 y 2, siendo el valor de 2 únicamente encontrado en la punta del BWB. La mayoría de nodos tienen un valor  $y^+$  entre 0.4 y 1.4. A pesar de que los valores de  $y^+$  se encuentran en un rango de 0 a 2, mayoritariamente están muy próximos a 1.

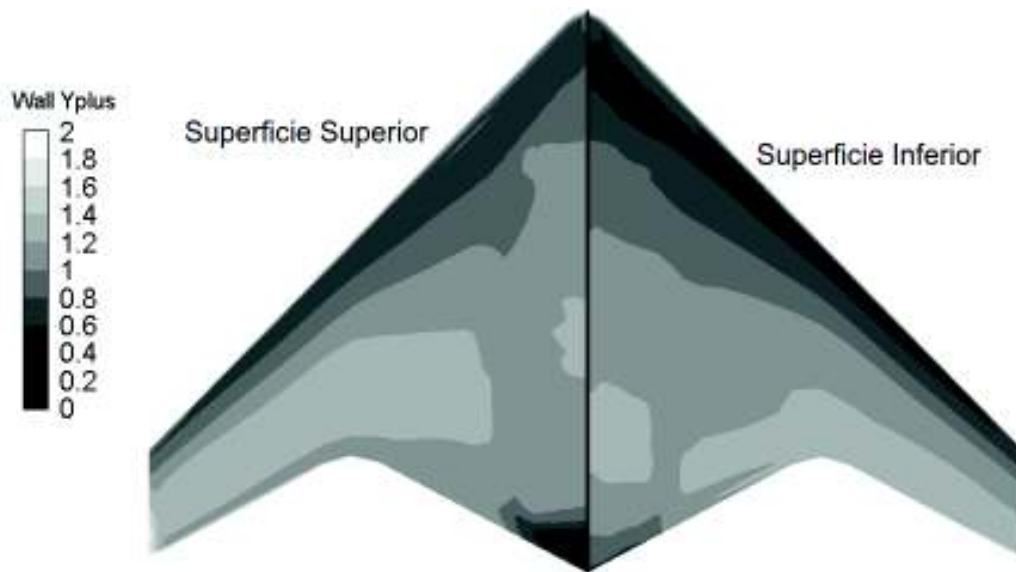


Figura 3.4.  $y^+$  de cada nodo que conforma el BWB en función de porcentaje de cuerda.  
(Fuente: propia)



### 3.1.3. Densidad de malla

Como se puede observar en la figura 3.5., se logró determinar un rango de dependencia e independencia de la malla, y se puede identificar otra zona que corresponde a una acumulación de error de linealización y redondeo. Los resultados de estas simulaciones se pueden observar en el Anexo IV. De 0.1 a 0.4 millones de elementos corresponde a la zona de dependencia, donde los valores cambian de forma elevada, marcando una tendencia a un valor constante. A partir de los 0.4 hasta el millón de elementos se observa la zona de independencia, donde los resultados permanecen constantes ante el incremento del número de elementos. Para valores mayores al millón de elementos se observa nuevamente inestabilidad de los resultados, correspondiente a una acumulación de error por el alto número de elementos a resolver.

El valor independiente para el coeficiente de sustentación es 0.101, sus picos son 0.1045 a los 0.1M elementos, y 0.0997 a los 1.4M elementos, lo que representa una amplitud de 0.0048. Empleando el valor de amplitud se determina que el rango de error es  $C_{l\text{independiente}} \pm 2.4\%$ . Para el coeficiente de arrastre se tiene que su valor independiente es 0.0142. Los picos de arrastre están en 0.1M elementos y 1.4M elementos, al igual que para la sustentación. Su pico mayor es 0.0153, mientras que su pico menor es 0.0136, con lo que determina una amplitud de 0.0017. El error del arrastre en el rango de estudio es de  $C_{d\text{independiente}} \pm 5.9\%$ .

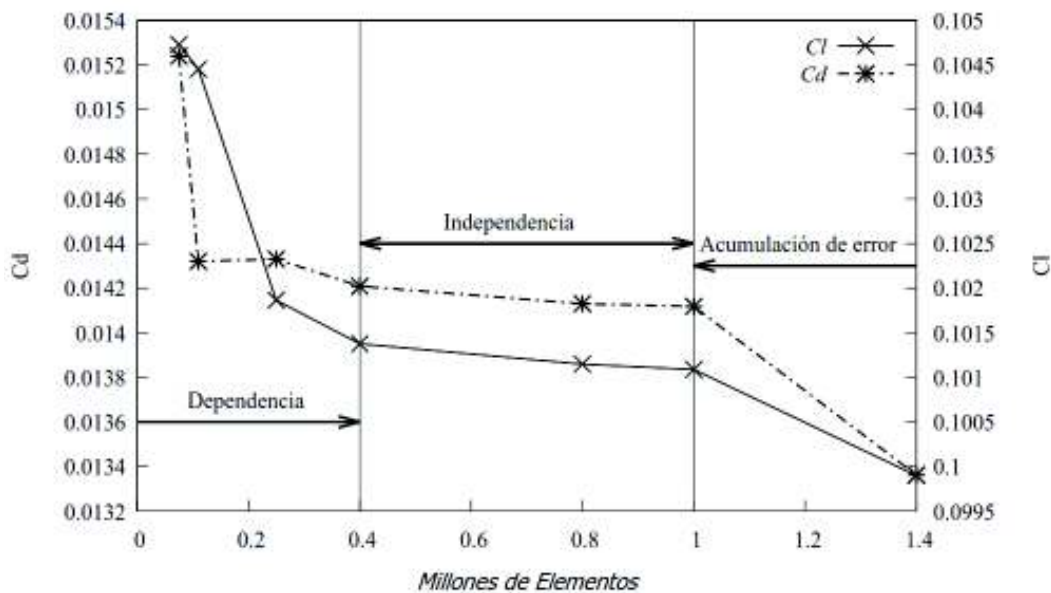


Figura 3.5. Coeficientes de sustentación y arrastre de KAIST UCAV.  
(Fuente: propia)

Se determinó que el rango de independencia de la malla está entre 0.4M hasta 1M elementos, por lo cual se trabaja con una malla de 0.8M elementos en las simulaciones para los procesos de validación y optimización.

La figura 3.5. determina que la diferencia entre las respuestas de dependencia y acumulación de error, en relación a las de independencia, es elevada pero estas cifras varían en el orden de  $10^{-4}$ , lo cual es poco representativo por esta razón se extiende el estudio a un rango de AoA como se presenta en la figura 3.6. que presenta tanto el coeficiente de arrastre como el de sustentación en función del AoA. Se grafican 3 escenarios en 0.4M, 0.8M y 1.4M de elementos. Se ratifica la independencia de malla para 0.4M y 0.8M. Además, se puede apreciar claramente que para la malla con 1.4M, los valores en ángulos de ataque superiores a  $10^\circ$ , difieren ampliamente con los obtenidos con las otras curvas. A pesar de parecer que para ángulos entre  $-5$  y  $5$ , hay un traslape aparente entre las curvas, como se observó en la figura 3.5., existen diferencias significativas entre los resultados. Información correspondiente a las simulaciones para obtener el grafico se encuentra disponible en el Anexo V.

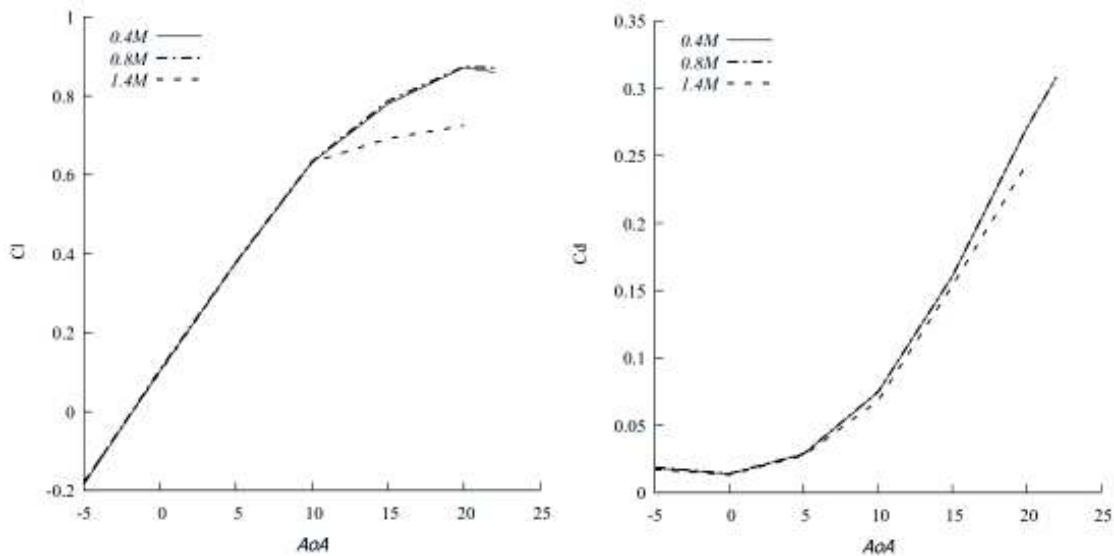


Figura 3.6. Cl y Cd en función de AoA para mallas de distintas densidades.  
(Fuente: propia)

### 3.2. Resultados de selección de modelo base

Mediante la evaluación ponderada se obtuvo los resultados presentados en la tabla 3.1., los cuales indican que el modelo con mejores cualidades para el estudio es el UCAV 1303 modificado por KAIST.

Tabla 3.1 Ponderado de selección de modelo base.

Modelo	X-47B	UiTM	X-48B	KAIST	Ponderación
<b>Parámetro</b>					
<b>Sustentación Experimental</b>	1	1	1	1	30%
<b>Desempeño</b>	1	0.25	0.5	0.75	30%
<b>Simplicidad</b>	0.5	0.5	0.5	1	25%
<b>Facilidad de Modificación</b>	0.5	1	0.5	1	15%
<b>Resultado</b>	0.8	0.65	0.65	0.925	

(Fuente: propia)

Se puede observar que, a pesar de que en los criterios con mayor ponderación el modelo X-47B tiene mejores parámetros que el KAIST, la simplicidad del modelo y la facilidad que tiene para poder ser modificado, fueron los factores decisivos de esta evaluación. Las especificaciones del KAIST BWB, son detalladas en la tabla 3.2. El Anexo VI brinda más información de la aeronave. Se presenta el CAD del BWB en la figura 3.7.

Tabla 3.2. Especificaciones de KAIST BWB.

<b>Cuerda media</b>	312.7 [mm]
<b>Área media proyectada</b>	0.1225 [m <sup>2</sup> ]
<b>Perfil aerodinámico</b>	NACA 64A210
<b>Centro de gravedad en x</b>	302 [mm]
<b>Centro de gravedad en y</b>	7 [mm]
<b>Volumen</b>	0.00833 [m <sup>3</sup> ]
<b>Masa*</b>	1.33511

\*Masa considera espuma de poliuretano como único material, con una densidad de 106.9 [kg/m<sup>3</sup>]

(Fuente: [17], propia)

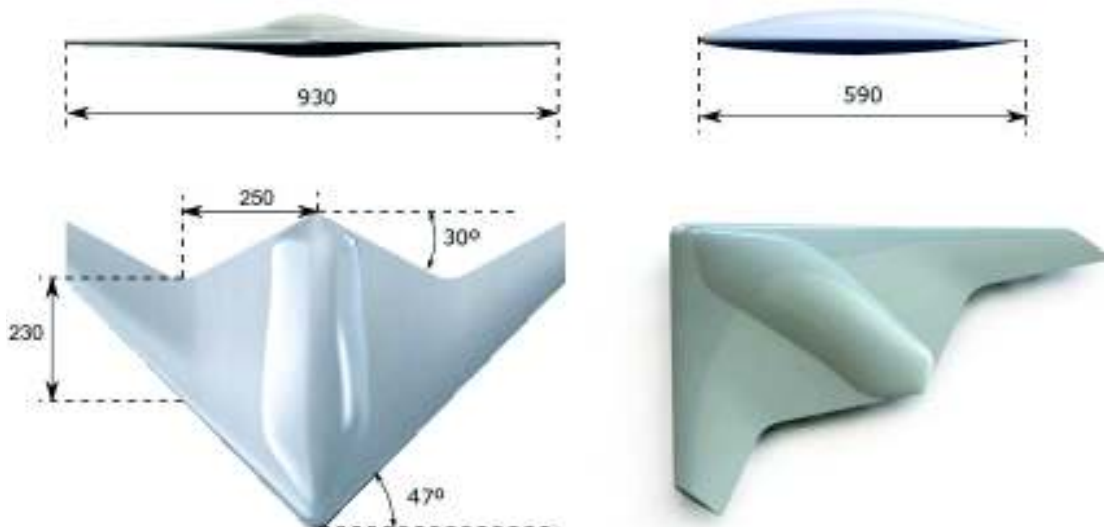


Figura 3.7 CAD de KAIST BWB. (unidades [mm])

(Fuente: propia)

### 3.2.1. Resultados de modelos turbulentos y validación

La simulación para validar el modelo es realizada a las mismas condiciones de operación que el experimento de KAIST, esto es a condiciones atmosféricas estándares a nivel del mar, como se presentan en la tabla 3.3.

Tabla 3.3. Condiciones de operación experimentos KAIST.

Propiedad	Magnitud	Unidades
Presión Absoluta	101325	$\frac{N}{m^2}$
Densidad	1	$\frac{kg}{m^3}$
Viscosidad Dinámica	1.724	$10^{-5} N \frac{s}{m^2}$
ReMAC experimento	$9 \times 10^5$	-

(Fuente: propia)

El primer punto que se debe observar es la convergencia de las simulaciones de los modelos turbulentos. Aunque todos los modelos llegaron a la convergencia como se detalla en los Anexos VII, VIII y IX, se puede observar que hubo 3 escenarios de convergencia generales, como se detalla en la figura 3.8. El primer (a) tipo fue una convergencia pura en el cual todos los residuales, así como sus coeficientes, llegaron a un estado estable. El segundo (b) se trata de una convergencia periódica en el cual los residuales entraron a un estado oscilatorio, pero sus coeficientes se estabilizaron. El tercer caso (c) en el cual, tras un largo periodo de inestabilidad, los residuales decrecieron significativamente y sus coeficientes llegaron a la estabilidad.

En la figura 3.9., se observa las gráficas que comparan los resultados de los modelos turbulentos  $S - A$ ,  $k - \varepsilon$  y  $SST k - \omega$  con resultados experimentales [18]. Se puede apreciar que todas las simulaciones siguen una tendencia similar a la de la curva experimental. Entre las simulaciones  $SST k - \omega$  y  $k - \varepsilon$  las diferencias son apenas apreciables y siguen de forma muy próxima la tendencia a la curva experimental. Los resultados del modelo  $S - A$  presentan valores con mayor sustentación y arrastre ya que la sustentación en el rango de 10 a 20 grados se aleja de los valores experimentales. Las 3 curvas marcan un comportamiento similar en la sustentación desde -5 hasta los 10 grados donde se tiene un comportamiento casi lineal. El ángulo de entrada a pérdida para todas las curvas se encuentra a los 20 grados, donde tienen un valor promedio de 0.875. En cuanto al arrastre desde los valores de -5 grados a 15 grados, se tiene una curvatura convexa seguida por una tendencia lineal a partir de 15 grados. La coincidencia entre valores de arrastre no es óptima, se observa que hay una diferencia

apreciable en valores inferiores a los 15 grados, en relación al experimento en tanto que los valores de arrastre concuerdan después de los 20 grados.

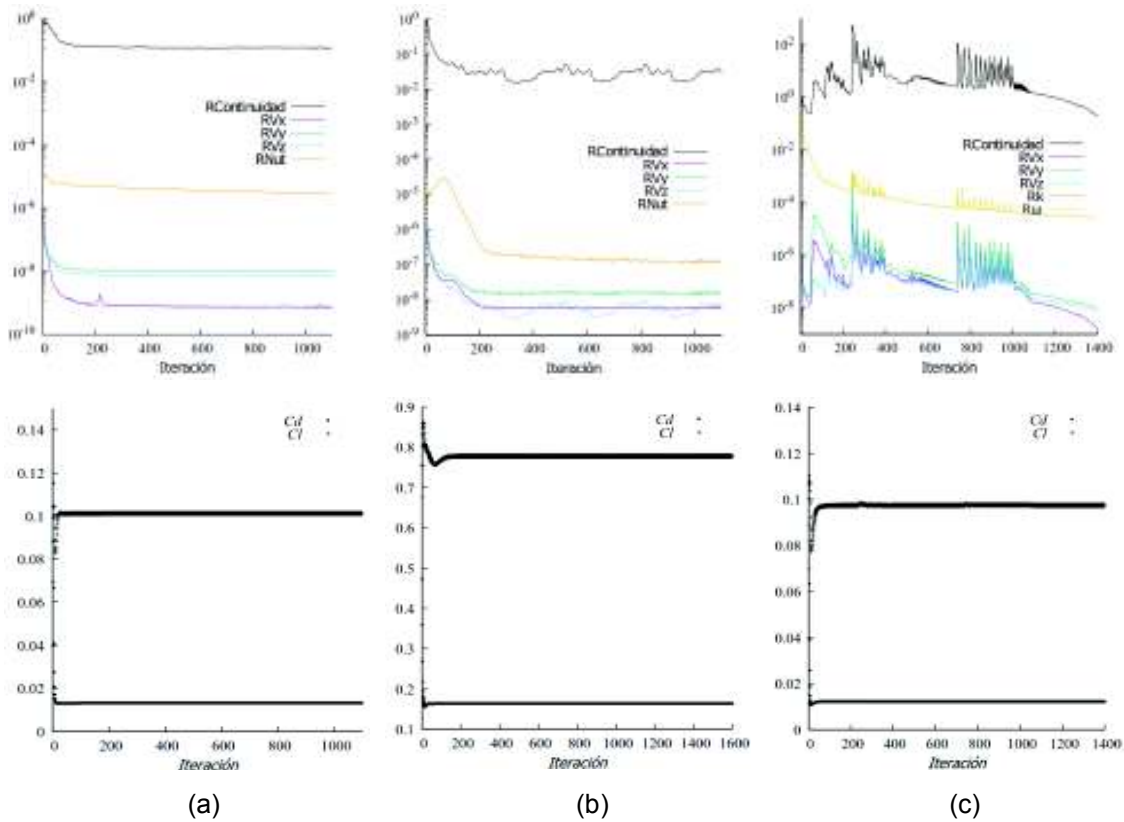


Figura 3.8. Tipos de residuales y coeficientes obtenidos para convergencia de respuesta a)  $S - A$  AoA  $0^\circ$ , b)  $S - A$  AoA  $15^\circ$ , c)  $SST k - \omega$  AoA  $0^\circ$ .  
(Fuente: propia)

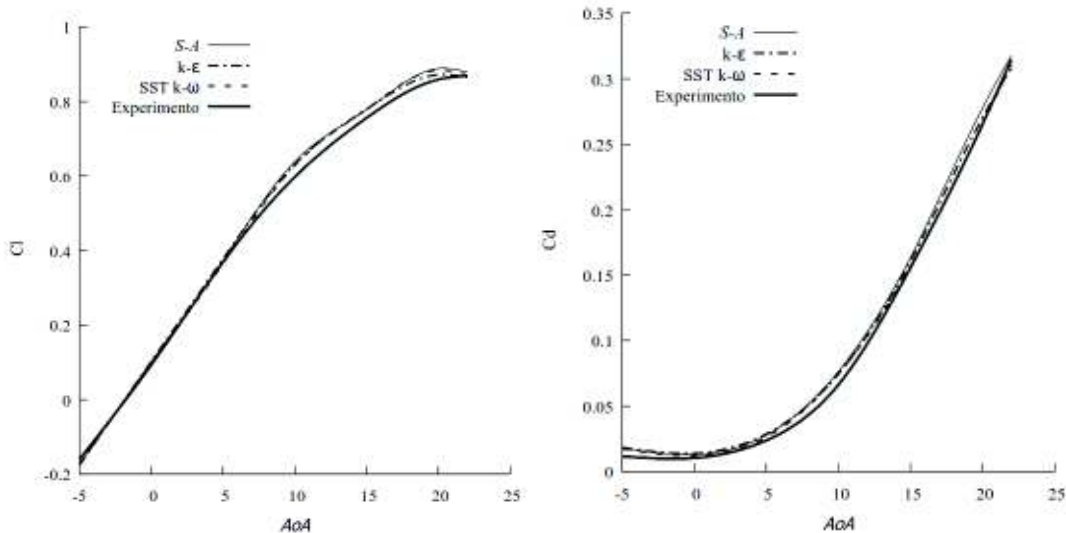


Figura 3.9. Comparación de CFD con datos experimentales de KAIST UCAV.  
(Fuente: propia)

En la figura 3.10., se compara los resultados de distribución de  $C_p$  obtenidos por la simulación realizada en este trabajo con los resultados obtenidos por otros autores [61].

Como se puede apreciar, con una escala adecuada los resultados son similares, manteniendo una distribución igual tanto en el borde de ataque, centro de la aeronave y alas. La única zona que presenta diferencia de  $C_p$  es el borde de salida en el centro de la aeronave, donde se aprecia una tendencia a presiones inferiores en la simulación realizada en este trabajado.

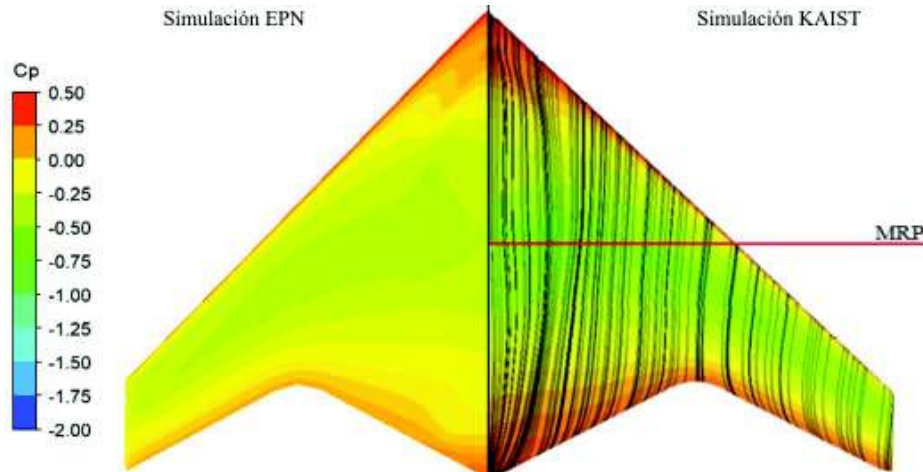


Figura 3.10. Comparación de distribución de  $C_p$  sobre KAIST BWB entre simulaciones de EPN y KAIST.  
(Fuente: propia, [61])

Basándonos en la proximidad de las curvas generadas por la simulación, la clara tendencia que comparten los modelos de turbulencia con el experimento y la aproximación entre  $C_p$  de los CFDs del modelo, se establece que el modelo BWB construido, así como las condiciones empleadas para esta simulación, son válidas.

### 3.2.2. Error y selección de modelos turbulentos

En la tabla 3.4., se tiene un resumen del error de cada modelo a los ángulos de ataque usados en la simulación tanto para la sustentación como para el arrastre. El error promedio menor de  $C_l$  de estos modelos fue del *SST*  $k - \omega$ , con un error de 2.9%. El  $C_l$  con mayor error promedio corresponde a *S - A*, con un error de 4.1%. El  $C_l$  con menor error también corresponde al modelo *SST*  $k - \omega$ , con un error promedio de 6.9%. El modelo con mayor error es *K - ε* con un error de 12.4%. Con el análisis de estos errores se puede apreciar fácilmente la superioridad del modelo turbulento *SST*  $k - \omega$  sobre los otros, algo que en la figura 3.9. es apenas perceptible. Un error en sustentación de 2.9% es una muy buena aproximación ya que se tiene que considerar que existe un amplio margen de situaciones que generan error. El hecho de que el arrastre tenga un error mayor que la sustentación nos indica la dificultad de trabajar con valores pequeños tanto experimentalmente como en simulaciones por lo que se debe tener en cuenta que este

error puede provenir del error turbulento, la precisión de instrumentos de medición, las adaptaciones geométricas para montar el experimento, y la extracción de datos.

Tabla 3.4. Error de coeficiente de sustentación y arrastre de modelos de turbulencia evaluados.

Angulo	C <sub>l</sub>			C <sub>d</sub>		
	S-A	k-e	SST k-w	S-A	k-e	SST k-w
0	8.8%	9.7%	4.8%	27.2%	34.6%	17.0%
5	1.1%	2.3%	1.2%	16.5%	20.6%	10.4%
10	6.9%	5.6%	5.2%	15.3%	12.4%	12.2%
15	2.9%	3.1%	3.1%	5.0%	3.1%	0.5%
20	3.4%	1.5%	2.9%	4.6%	1.8%	0.2%
22	1.1%	0.4%	0.2%	1.0%	2.1%	1.2%
Promedio	4.1%	3.8%	2.9%	11.6%	12.4%	6.9%

(Fuente: propia)

Comprobado con los valores promedios de la tabla se establece que el modelo turbulento con el menor error se trata de *SST k - ω*, por lo que este modelo turbulento se define como el adecuado para continuar con los estudios de optimización.

### 3.2.3. Análisis aerodinámico KAIST BWB

En la figura 3.11., se puede observar la distribución de presiones sobre el fuselaje de la aeronave. La superficie superior en su extensión posee un coeficiente de presión menor que la parte inferior, siendo la responsable de la sustentación generada. Por otro lado, se puede observar ciertas zonas donde esto no se cumple, como la punta de la aeronave y la cola en el eje central. La punta es la encargada de recibir el primer impacto de viento, por lo que en esta se produce estancamiento de fluido siendo la causa del incremento de presión. A lo largo del fuselaje por la superficie cóncava el fluido se acelera, generando la disminución de presión. Al llegar a la cola este fluido pierde velocidad por turbulencias y separación de la capa límite.

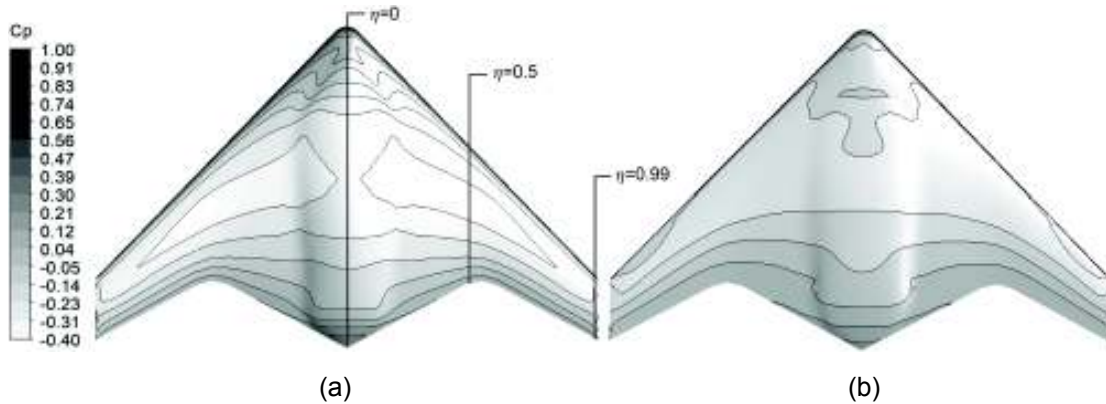


Figura 3.11. Distribución de presiones sobre el fuselaje a AoA de 0°, (a) superior (b) inferior.  
(Fuente: propia)

El fluido envolvente del BWB se comporta de la forma esperada, como se puede observar en la figura 3.12. En la punta del BWB hay estancamiento del fluido que continúa incrementando su velocidad cuando el fluido pasa a las superficies superior e inferior. En el contorno de la aeronave se puede apreciar el incremento de velocidad correspondiente a la capa límite, que fue correctamente capturado por la simulación. En el borde de salida se puede apreciar estancamiento del fluido por efecto de la separación de la capa límite. Con el incremento del AoA, las velocidades en la curvatura superior incrementan, mientras que en la curvatura inferior se reducen, siendo la causa del incremento de sustentación. A partir de los  $20^\circ$  se puede apreciar el desplazamiento del punto de separación de la capa límite, lo cual concuerda con el gráfico 3.9 que indica el punto de entrada a pérdida a los  $20^\circ$ . Al AoA de  $22^\circ$ , se aprecia que existe un aumento de velocidad en la curvatura inferior, así como un cambio de velocidad del fluido en la zona de estela turbulenta, generado por las elevadas vorticidades a este ángulo.

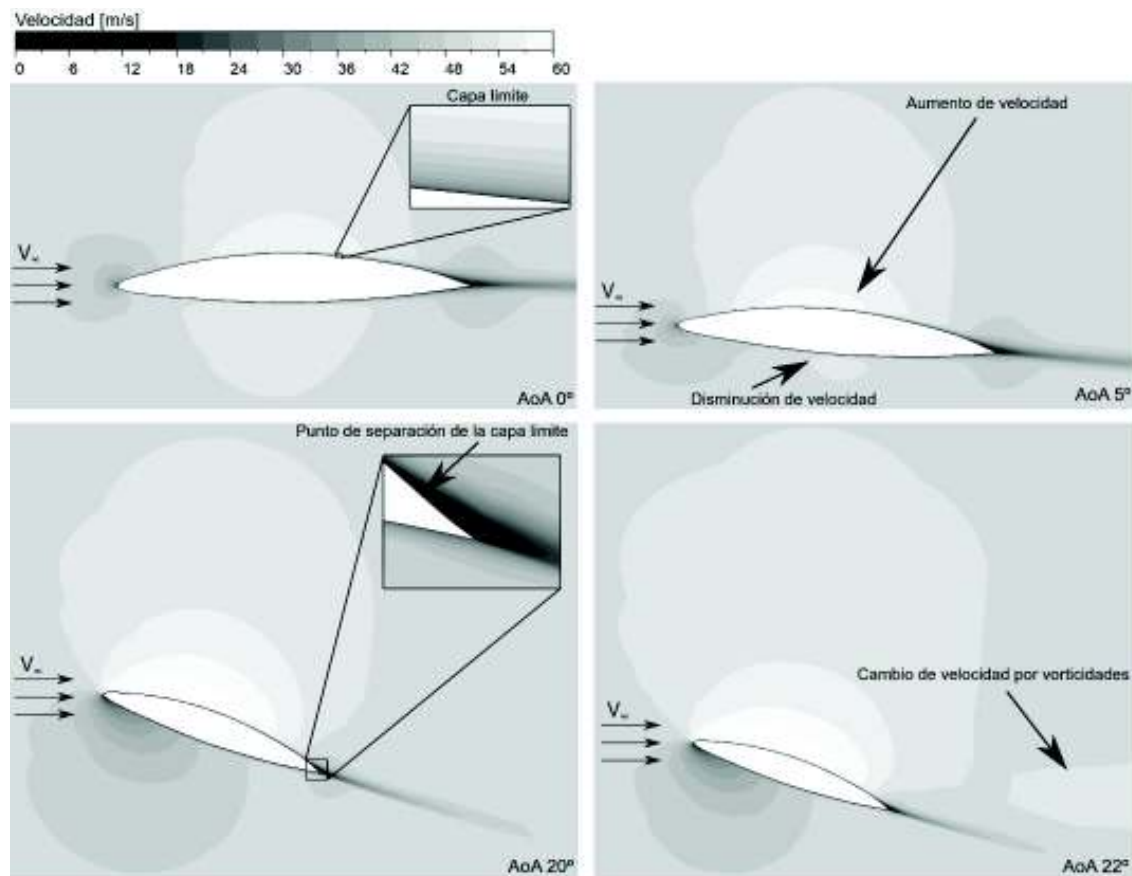


Figura 3.12. Perfil de velocidad en la cuerda central del BWB a diferentes AoA.  
(Fuente: propia)

En la figura 3.13., se presenta los gráficos de la distribución del coeficiente de presión en dirección de la sustentación sobre el fuselaje de la aeronave, en función de la cuerda, en las posiciones de largo de la aeronave ( $\eta$ ) marcadas en la figura 3.11. Estos



corresponden a la aeronave a un AoA de  $0^\circ$ . Los resultados de  $C_p$  en dirección de la cuerda se presentan en el Anexo X. Se observa que el perfil empleado en el BWB no solo genera sustentación en el centro de la aeronave ( $\eta = 0$ ), tanto el borde de ataque como el borde de salida presentan una sustentación negativa, disminuyendo la eficiencia del perfil. Esta sustentación negativa disminuye en el trayecto del ancho del ala, por lo que se observa que la sustentación en las alas tiene un mejor comportamiento que en el centro de las alas. Al llegar a la mitad del ancho del ala ( $\eta = 0.5$ ), deja de observarse sustentación negativa en el borde de salida y la del borde de ataque se ve considerablemente reducida, en esta posición la sustentación presenta la mayor superficie. Para el final del ala ( $\eta = 0.99$ ), solo queda sustentación en el ala, pero la magnitud de ésta es reducida por la proximidad al borde.

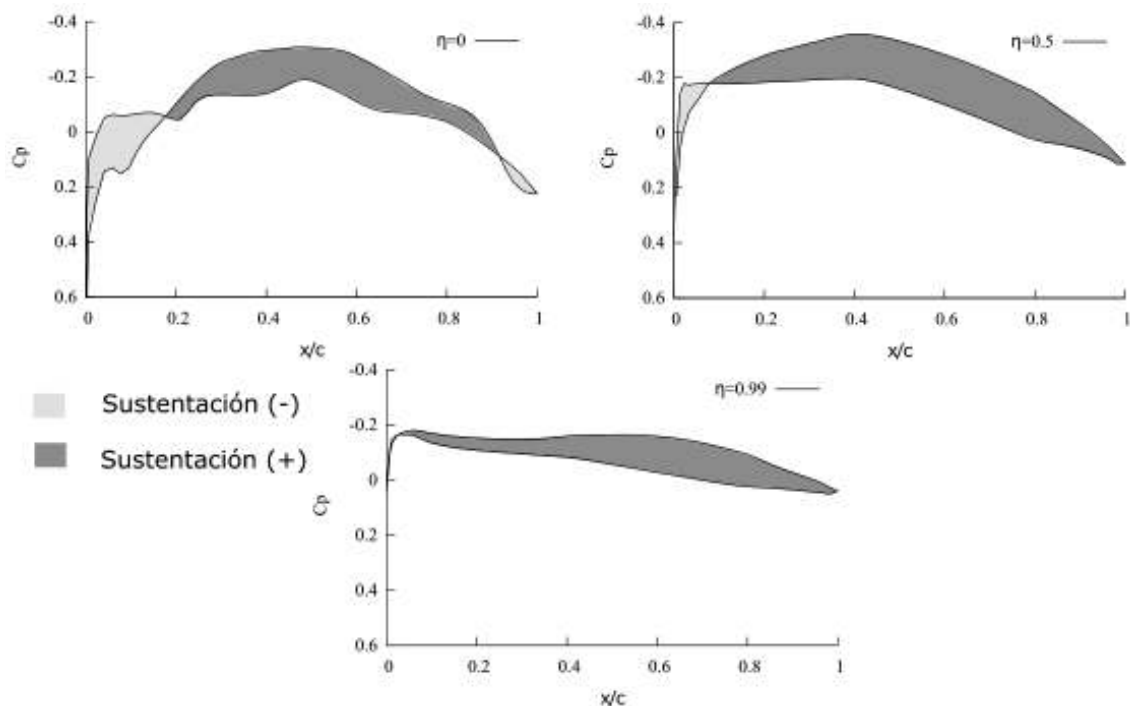


Figura 3.13. Distribución de  $C_p$  en dirección de la sustentación a distintos  $\eta$ .  
(Fuente: propia)

### 3.2.4. KAIST BWB a condiciones de 3000 msnm

Con la información de la aeronave presentada en la tabla 3.2., y las condiciones de operación del problema planteadas en la tabla 2.1., se calcula que el ReMAC para el KAIST BWB a 3000 msnm es de  $8.4 \times 10^5$ . Los resultados de las simulaciones realizadas con estas condiciones se presentan en el Anexo XI.

En la figura 3.14., se presenta los gráficos comparativos entre la simulación a ReMAC  $9 \times 10^5$ , y ReMAC  $8.4 \times 10^5$ . Para las respuestas de AoA menores a los  $10^\circ$ , no hay un cambio apreciable, tanto la sustentación como el arrastre presentan el mismo comportamiento. A partir de los  $10^\circ$ , se aprecia una diferencia en sustentación generada, siendo la sustentación a 3000 msnm menor que a las condiciones experimentales. Para hallar el rango de operación con las nuevas condiciones se extendió el estudio hasta AoA de  $35^\circ$ . Gracias a eso, se observa que el ángulo crítico aumenta de  $20^\circ$  a  $30^\circ$ . El valor de  $C_l$  Max también incrementa de 0.87 a 0.93. El rango de operación del BWB aumenta al trabajar en las condiciones de altitud propuestas.

De forma similar el arrastre a partir de los  $10^\circ$  incrementa, de una forma apenas apreciable. Al observar el drag polar, se puede apreciar que la relación entre arrastre y sustentación para ángulos menores a  $10^\circ$  sigue el mismo comportamiento. En cambio, para valores mayores a los  $10^\circ$ , para una misma sustentación, el arrastre vinculado es mucho mayor.

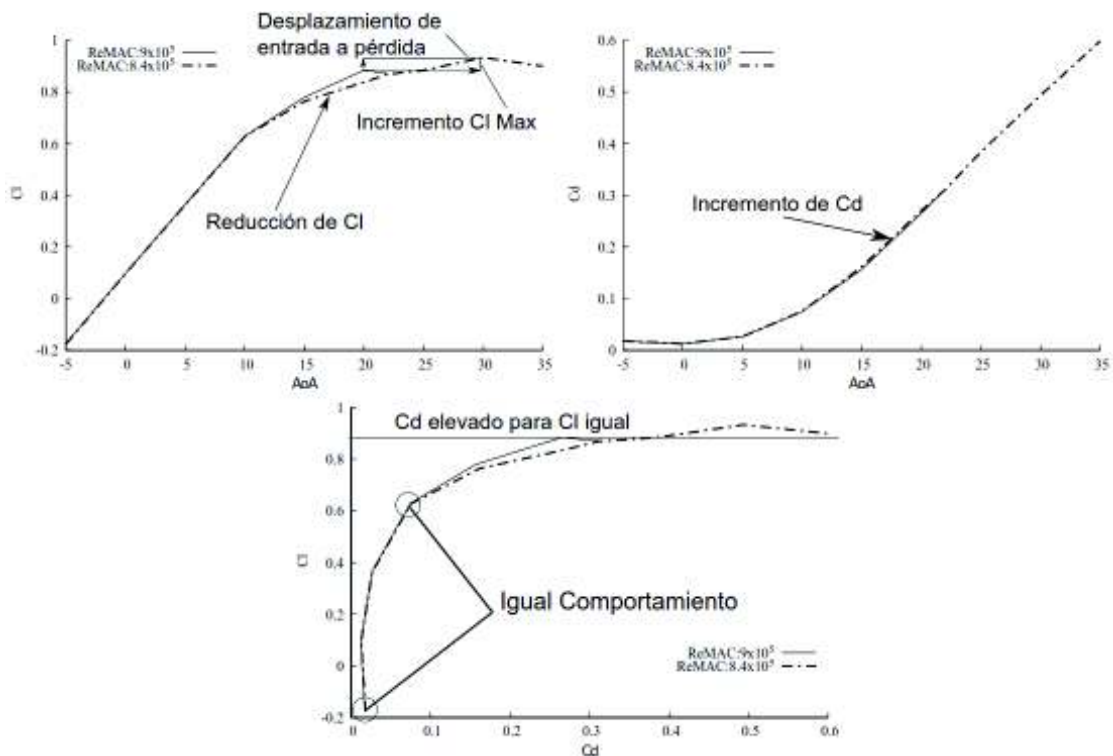


Figura 3.14. Drag polars comparativos de KAIST BWB.  
(Fuente: propia)

### 3.3. Resultados de puntas de alas

En la tabla 3.5., se presentan los Wt que obtuvieron las mejores calificaciones. Una tabla detallada con la evaluación de todas los Wt es detallada en el Anexo XII. Los parámetros

de facilidad de manufactura y respuesta de flujo, son los más influyentes en el resultado de la ponderación. A pesar de ser modelos con mucha diferencia entre sí, las calificaciones de mayor peso son similares porque son de fácil construcción y los estudios presentan aportes aerodinámicos significativos. El Forward Sweep, es un diseño enfocado en modelos supersónicos que resulta de gran interés su estudio ya que muchos UAVS emplean este tipo de puntas a pesar de ser subsónicos. Exceptuando el diseño cut-off, estos modelos de Wt aumentan ligeramente el peso de la aeronave, al requerir mayor material para su construcción, pero de forma muy ligera, siendo mayores los aportes aerodinámicos.

Tabla 3.5. Ponderación de puntas de alas.

Parámetro	Cut-Off	Forward Sweep	AFT Sweep	Blenden Winglet	Ponderación
<b>Facilidad de Manufactura</b>	1	1	1	0.5	0.35
<b>Respuesta de flujo</b>	0.5	1	1	1	0.25
<b>Incremento de Peso</b>	1	0.5	0.5	0.5	0.2
<b>Diseño Subsónico</b>	1	0	1	1	0.1
<b>Envergadura Efectiva</b>	0	0	0	1	0.1
Resultado	0.775	0.7	0.8	0.725	

(Fuente: propia)

### 3.3.1. Diseño geométrico

Los 4 modelos de puntas de alas seleccionados son adaptados al modelo original. El caso de cut-off resulta ser el modelo original por lo cual solo se requiere la construcción de los 3 modelos adicionales.

Las dimensiones de las puntas de las alas se definen en función de la envergadura de la aeronave, siendo el máximo incremento un 20% de ésta. Los detalles geométricos presentes en la figura 3.15., indican las dimensiones de los Wt en función de la envergadura. Los ángulos de inclinación de los modelos AFT y forward sweep se basan en recomendaciones de construcción de Wt, siendo estos 18° para AFT y 38° para forward. Para el caso de Blended winglet se utiliza el radio de curvatura, siendo el acople tangente a la línea del ala.

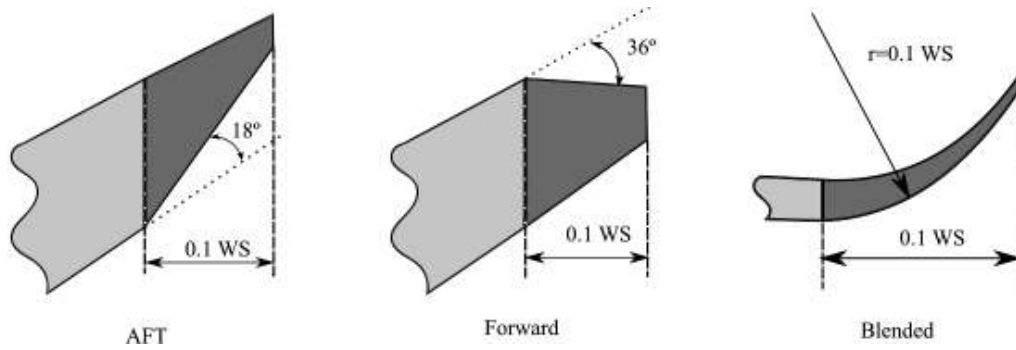


Figura 3.15. Parámetro de diseño de puntas de alas.  
(Fuente: propia)

Con los parámetros de diseño descritos se construyen las geometrías de los BWB presentados en la figura 3.16. Como se puede observar en los tres modelos de la derecha, hay un incremento de superficie en las alas. El blended winglet tiene un incremento mayor en la superficie de sus alas debido a su geometría curva, pero mantiene un área proyectada cercana a la producida por el AFT sweep.

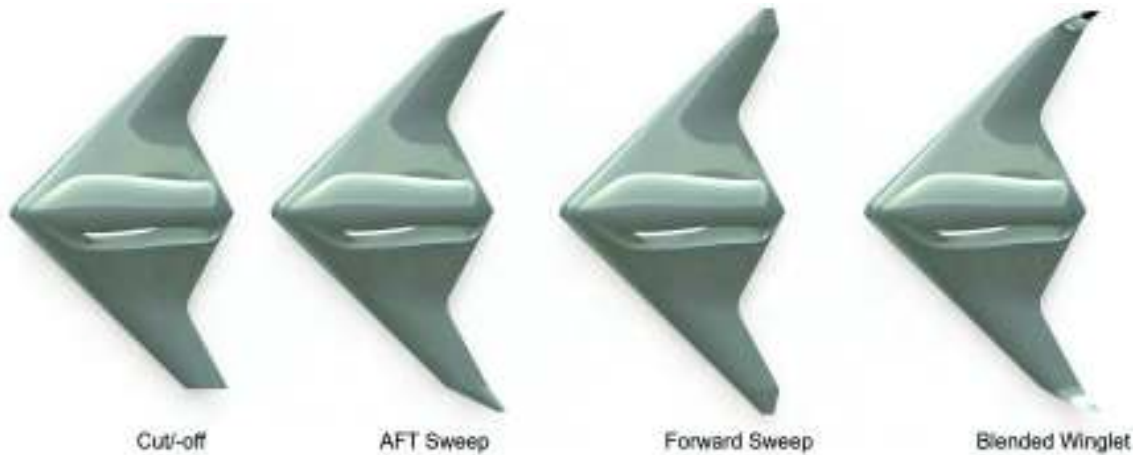


Figura 3.16 Geometrías de puntas de alas  
(Fuente: propia)

### 3.3.2. Resultados aerodinámicos de puntas de alas

La figura 3.17., compara los coeficientes de sustentación y arrastre para los distintos tipos de Wt. Los resultados de las simulaciones de Wt son detallados en el Anexo XIII. El modelo cut-off sirve de referencia a la aeronave base. Los modelos Blended winglet y AFT presentan mejor sustentación, teniendo una sustentación muy similar en ángulos menores a 5°, blended es superior en ángulos de 5° a 15° y AFT muestra mejor sustentación en ángulos mayores a 15°. El modelo que presenta la menor sustentación es forward sweep superando ligeramente a blended en ángulos superiores a 20 grados. Referente al arrastre, el modelo con menor arrastre en ángulos menores a 5 grados es AFT, mientras que en ángulos mayores es el que presenta el mayor arrastre. De forma

general el arrastre no mejora con los Wt, siendo el modelo blended winglet el que menos aumenta.

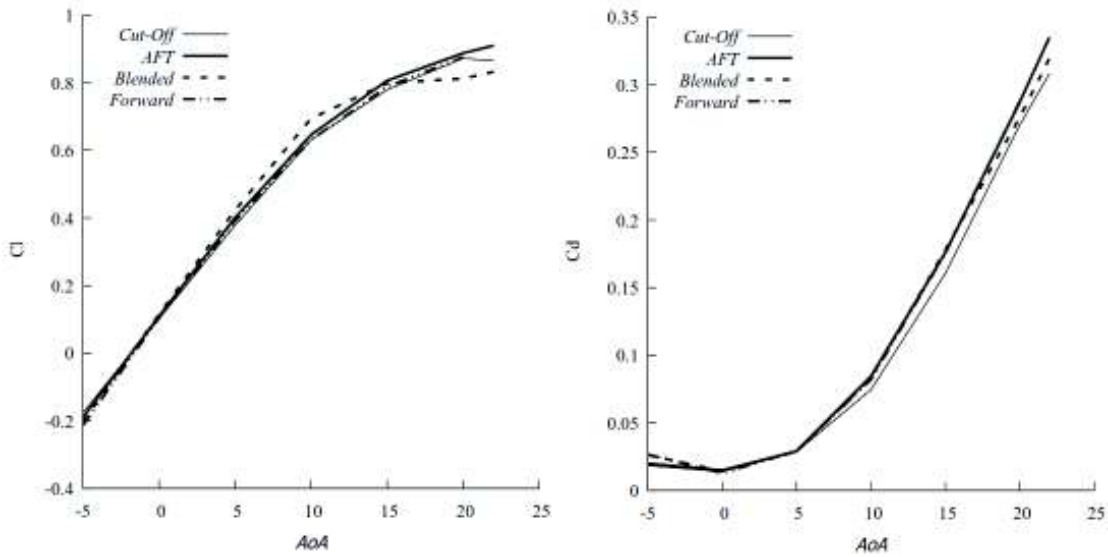


Figura 3.17. Comparación de coeficientes de sustentación y arrastre de puntas de alas. (Fuente: propia)

La figura 3.18., compara los drag polar de los modelos de puntas de alas. Este grafico nos indica que el modelo que presenta la mejor sustentacion en relacion al arrastre será el que se encuentre en el borde exterior. En la mayoría de la curva el modelo blended winglet presenta la mejor relacion, y en segundo lugar se encuentra el AFT sweep. Este gráfico nos permite observar como el arrastre crece ante un incremento menor de sustentación a partir del  $C_d = 0.04$ .

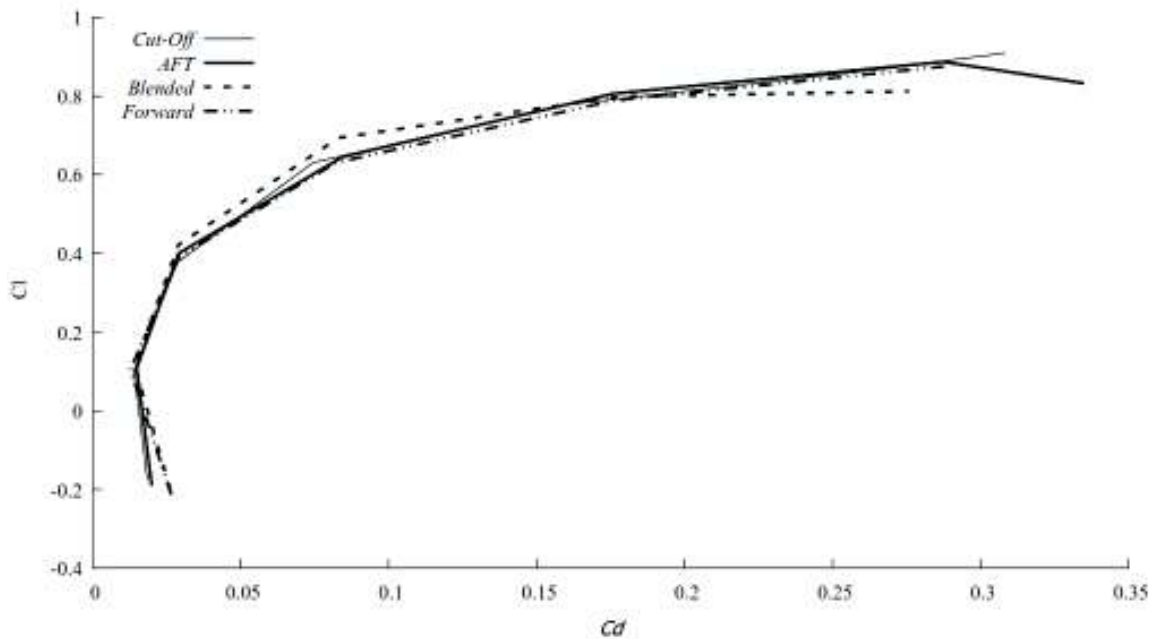


Figura 3.18. Drag polar de modelos con distintas puntas de alas. (Fuente: propia)

En la figura 3.19., podemos apreciar la relación  $C_l / C_d$ , lo que nos permite observar la eficiencia de las aeronaves estudiadas en su generación de sustentación respecto a la generación de arrastre. Con esto se puede determinar un punto óptimo de operación para obtener la mayor sustentación con el menor arrastre. En este caso, en el punto máximo que es a 4 grados, se observa una superioridad clara del blended winglet. Si comparamos a lo largo del grafico blended y AFT tienen una relación similar para ángulos menores a 2 grados, y para ángulos mayores a 15 grados. El modelo cut-off presenta una relación inferior en este criterio y forward sweep permanece con relaciones bajas en ángulos menores a 10 grados.

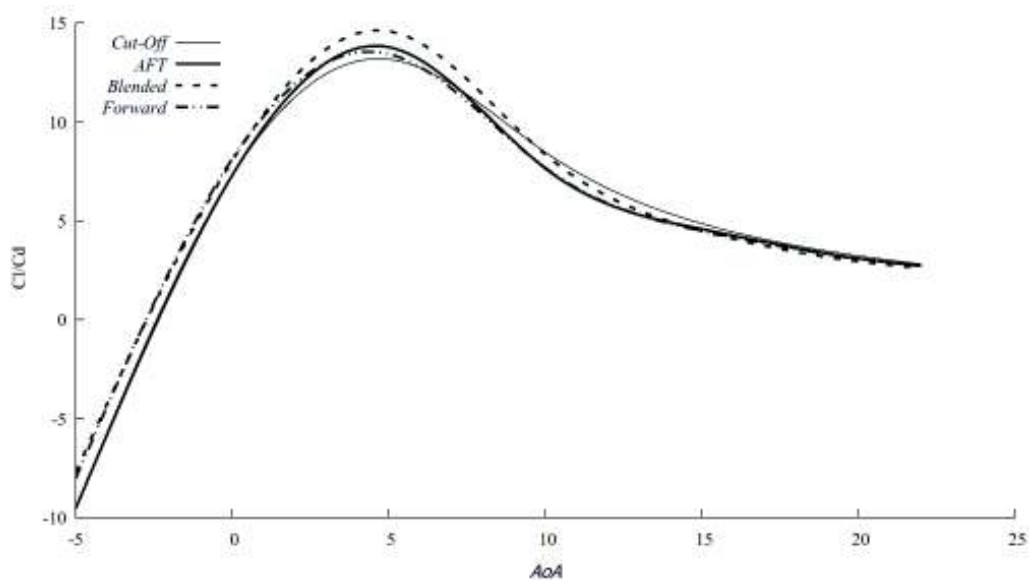


Figura 3.19. Comparación de  $C_l/C_d$  de modelos con distintas puntas de alas.  
(Fuente: propia)

En la figura 3.20., se aprecia un nivel de vorticidades que rodean el fuselaje de BWB en base a la selección de criterio-Q. Este identifica estructuras coherentes de vorticidades en el flujo. Se puede apreciar que la implementación de Wt reduce drásticamente la generación de vorticidades y direcciona estas de forma conveniente. El modelo original cut-off, genera una gran cantidad de vorticidades tanto de la punta como del fuselaje. Esto se ve corregido en la implementación de AFT y blended winglet, que direccionan y reducen las vorticidades en la punta del ala, influyendo en el fuselaje para que éstas también se reduzcan. En el caso de forward sweep, por ser un diseño supersónico, se puede apreciar que genera numerosas vorticidades dispersas a velocidades subsónicas.

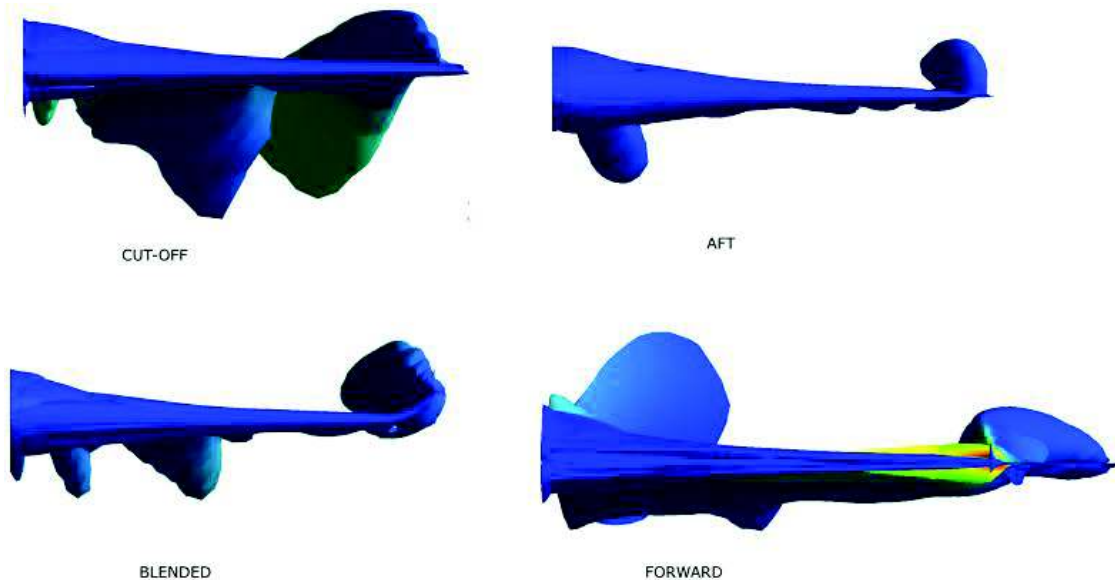


Figura 3.20. Criterio-Q para modelos con distintas puntas de alas, nivel a  $5.4 \times 10^{-5}$ .  
(Fuente: propia)

En la tabla 3.6. se puede detallar un resumen de datos clave que facilitan la selección del modelo. La relación  $C_l/C_d$  es superior para Blended, mientras que AFT presenta el mayor coeficiente de sustentación en ángulos elevados. En base a los criterios demostrados en esta sección se opta por continuar el estudio con el modelo blended winglet para puntas de alas que, si bien presenta un grado mayor de dificultad para su construcción tanto geométrica como manufactura, tiene prestaciones superiores a los demás modelos.

Tabla 3.6. Tabla resumen de puntas de alas.

Configuración	Envergadura [m]	$C_l/C_d$ max	Cl max
CUT-OFF	0,35	13,16	0,87
AFT	0.42	13,77	0,91
BLENDED	0.43	14,58	0,83
FORWARD	0.42	13,42	0,87

(Fuente: propia)

### 3.4. Resultado de optimización de BWB con blended winglet

#### 3.4.1. Zonas de optimización

La figura 3.21., indica la distribución de presiones sobre el fuselaje. Las zonas encerradas en una circunferencia roja, corresponden a las irregularidades aerodinámicas que pueden ser mejoradas mediante modificaciones de la geometría. La

superficie superior presenta una distribución de presión irregular entre la punta y el inicio de la cabina, esto se debe a un cambio geométrico brusco. La punta de la cabina que comienza al 20% de la cuerda, direcciona el flujo por el borde de ésta en vez de direccionarlo hacia las alas. Cerca del centro del BWB está localizada la zona con menor  $C_p$ , que se encuentra dividida por la cabina central. Este comportamiento revela que la curvatura de la cabina es inadecuada y que el fluido no alcanza la misma velocidad sobre ésta que en las alas. La extensión de la cabina hasta el borde de la aeronave ubica la separación del flujo en una zona crítica donde el flujo previamente direccionado puede colisionar formando mayores vorticidades. La zona inferior del BWB, presenta una curvatura mayor a la necesaria, que provoca zonas de baja presión innecesarias y un direccionamiento del flujo con tendencia a generación de turbulencia al final de éste.

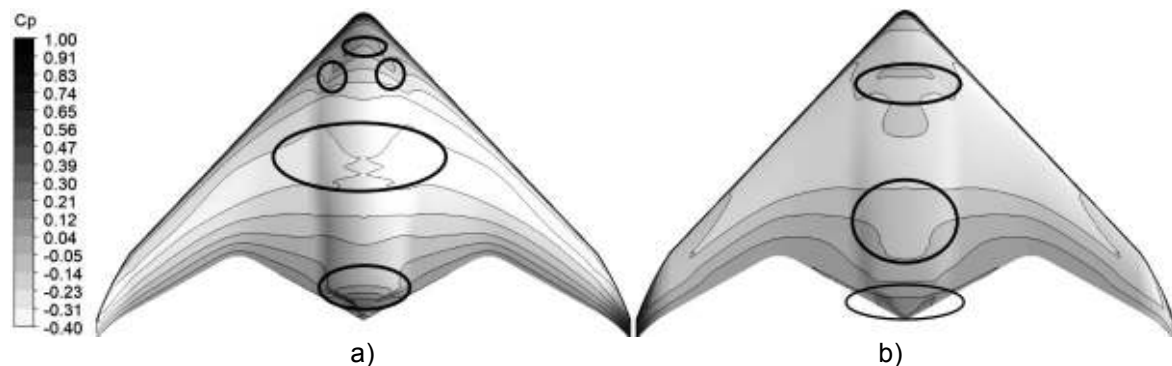


Figura 3.21. Distribución  $C_p$ , y zonas de interés a optimizar, a) vista superior, b) vista inferior (Fuente: propia)

### 3.4.2. Cambios geométricos

En la figura 3.22., se presenta lado a lado la geometría de los BWB, en el estado original después de evaluar los Wt, y el modelo final optimizado. Los cambios geométricos se realizaron uno por uno evaluando las mejoras parciales y las posibles desventajas. En el lado del BWB inicial se ubican flechas que señalan el desplazamiento de la curvatura y bordes de la cabina, así como la eliminación de la curvatura generada por la cabina en la parte inferior del BWB. Los resultados de las simulaciones del modelo optimizado se detallan en el Anexo XIV.

Entre los cambios geométricos apreciables en el plano de corte medio, se encuentra el ensanchamiento del espesor próximo a la punta de la aeronave, generando una superficie cóncava en vez de la superficie convexa inicial. En la parte central se reduce ligeramente el espesor para que la curva mantenga una mejor relación geométrica en toda su extensión. Al final de la curvatura superior, se reduce la protuberancia producida por la cabina, dándole continuidad y una forma más esbelta. En la curvatura inferior se



reduce el espesor en general. Como se puede observar en la vista superior, la cabina es desplazada en dirección de la punta del BWB y la punta de flecha es modificada incrementando la curva de ésta. La cabina es ensanchada, provocando una integración más suave con las alas del BWB. Se separa el final de la cabina del borde de salida y se construye una curva suave que procure una separación homogénea de la capa límite. En la parte inferior del BWB, se elimina cualquier influencia de la cabina, dejando únicamente el perfil original.

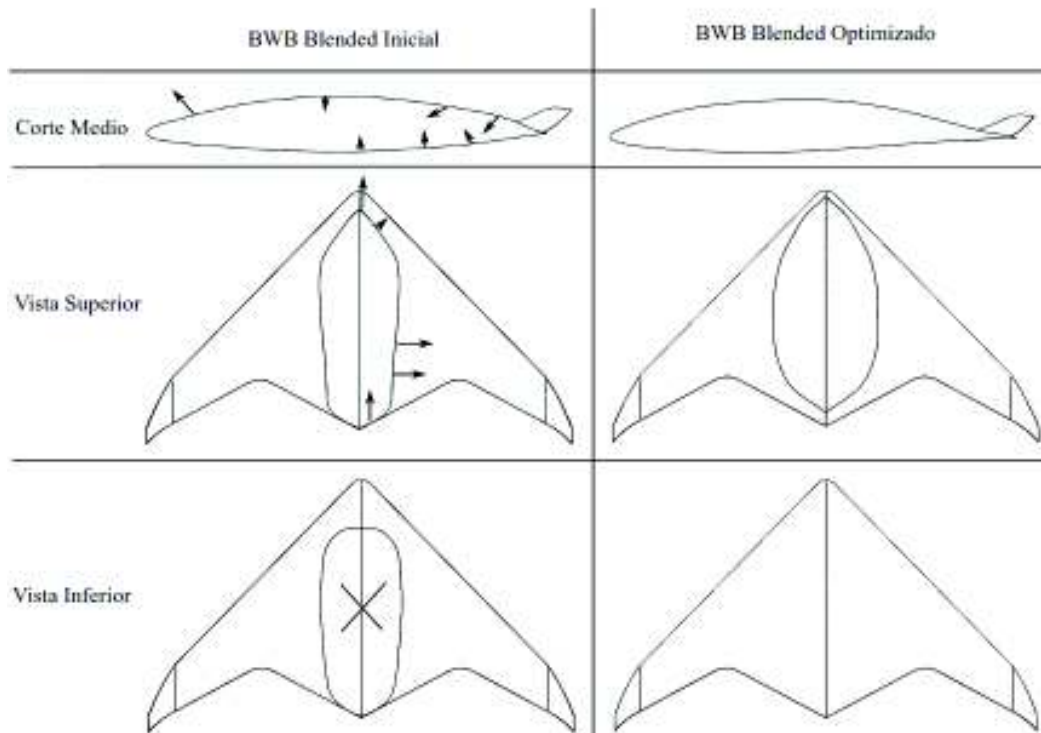


Figura 3.22. Diagrama de modificaciones geométricas realizadas.  
(Fuente: propia)

### 3.4.3. Ecuaciones de perfil central

Las curvas que se observan en el corte medio en la figura 3.22. pueden ser expresadas como ecuaciones, para fácil reproducción. Estas son separadas en curvatura superior e inferior y su dominio estará dado por los límites del BWB,  $0 < x < 590$  [mm]. A continuación, se presentan estas ecuaciones con el error estándar  $R^2$  correspondiente.

#### Modelo base

Ecuación de curvatura superior

$$y = -1.091E-11x^5 + 6.162E-09x^4 + 1.962E-07x^3 - 0.00175x^2 + 0.562x + 3.065 \quad (3.1)$$

$$R^2 = 0.9963$$

Ecuación de curvatura inferior

$$y = -3.741E-11x^5 + 3.949E-08x^4 - 1.493E-05x^3 + 0.00298x^2 - 0.365x - 4.265 \quad (3.2)$$

$$R^2 = 0.9879$$

### Modelo optimizado

Ecuación de curvatura superior

$$y = 8.635E-11x^5 - 8.598E-08x^4 + 3.125E-05x^3 - 0.00634x^2 + 0.830x + 1.622 \quad (3.3)$$

$$R^2 = 0.9989$$

Ecuación de curvatura inferior

$$y = -2.861E-11x^5 + 3.161E-08x^4 - 1.412E-05x^3 + 0.0035x^2 - 0.423x - 3.290 \quad (3.4)$$

$$R^2 = 0.9883$$

### 3.4.4. Comparación de EPN BWB con modelo original

La figura 3.23., grafica el coeficiente de sustentación en función del ángulo de ataque para el modelo optimizado y el modelo original. En este gráfico se puede apreciar un incremento significativo del coeficiente de sustentación para el modelo optimizado. Las curvas de ambos modelos mantienen el mismo parámetro general de crecimiento. La sustentación para valores inferiores a 0, no muestra mayor cambio. Para el ángulo de  $-5$  no existe un cambio en sus valores de sustentación. Se aprecia que el incremento de la sustentación es mayor, mientras más elevado sea el ángulo de ataque. Se observa que para ambos modelos el CI máximo está a los  $20^\circ$ , incrementando del original de 0.83 a 0.98 en el modelo optimizado.

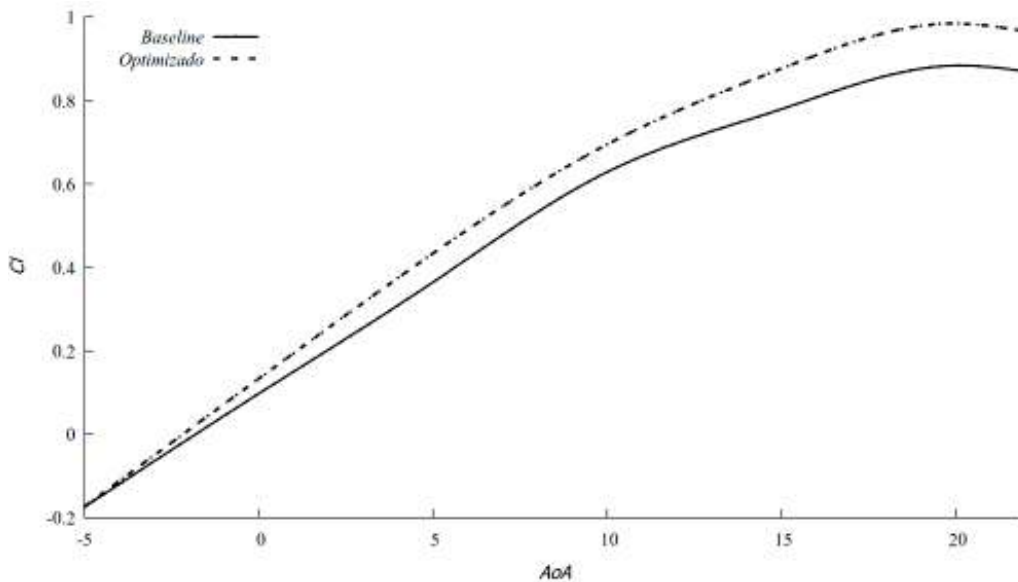


Figura 3.23. Comparación de Cl.  
(Fuente: propia)

En la figura 3.24., se puede comparar el coeficiente de arrastre entre los dos modelos. A pesar de no ser deseado, el incremento del arrastre consecuencia del incremento de la sustentación, es un efecto esperado. Esto se debe al incremento del arrastre de inducido, que es inevitable con una mayor sustentación. Aun así el arrastre máximo llega a 0.34 a un ángulo de 22°, el cual sigue sin ser elevado para un AoA alto. Para un ángulo de -5°, se repite el caso de la sustentación, al no cambiar entre el modelo original y el optimizado. Para ángulos menores a 10°, este coeficiente se mantiene por debajo de 0.08, que indica un arrastre bajo. Aunque la diferencia es casi imperceptible para ángulos menores a 5°, porcentualmente se trata de un incremento considerable.

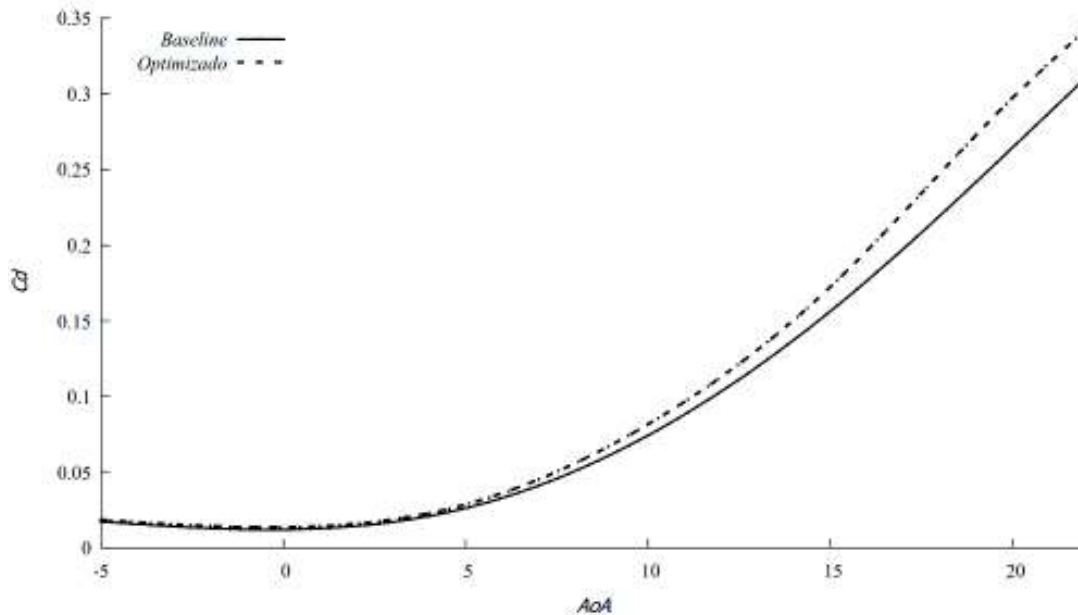


Figura 3.24. Comparación de  $C_d$ .  
(Fuente: propia)

En la figura 3.25., se grafica la relación de coeficiente de sustentación respecto al coeficiente de arrastre en función del ángulo de ataque. El punto de mayor interés es a los 5°, donde esta relación pasa de ser de 13.16 en el modelo original a 15.1 en el modelo optimizado. Esto representa un incremento considerable de sustentación en relación al arrastre generado. En base a la figura 3.25., se puede observar aun con el incremento de arrastre, la sustentación consecuencia de la optimización es mayor.

Para los ángulos menores a 10°, existe un claro incremento de esta relación teniendo un mejor desempeño en los ángulos entre 0° y 5°. El crecimiento de esta relación en el rango descrito indica una buena optimización del BWB, ya que el incremento de sustentación es mayor al incremento de arrastre. Para valores de AoA mayores a 10°, se mantiene la misma relación que el modelo original. Si bien el coeficiente de

sustentación fue mayor para estos ángulos, su coeficiente de arrastre creció de forma proporcional.

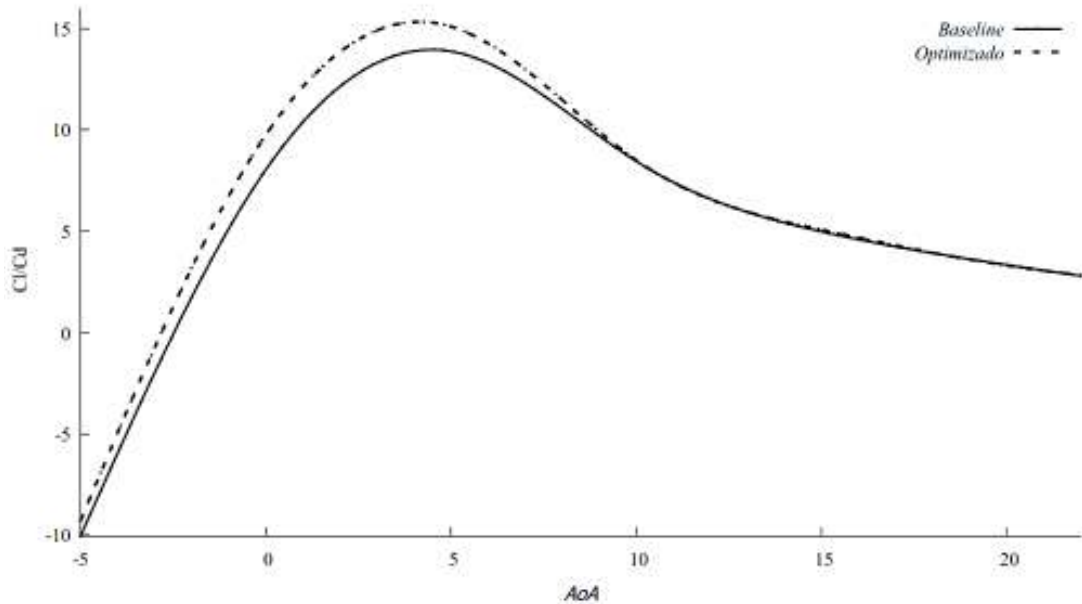


Figura 3.25. Comparación de  $C_l/C_d$ .  
(Fuente: propia)

En la figura 2.26., se compara la distribución de sustentación obtenida por el fuselaje del BWB a lo largo de la envergadura. Se puede apreciar claramente el incremento considerable de sustentación por parte el EPN BWB, debido especialmente a la aerodinámica de la cabina y la extensión de las alas por los Wt. El centro de las alas, las cuales no fueron modificadas mantiene las mismas características de sustentación que el modelo original.

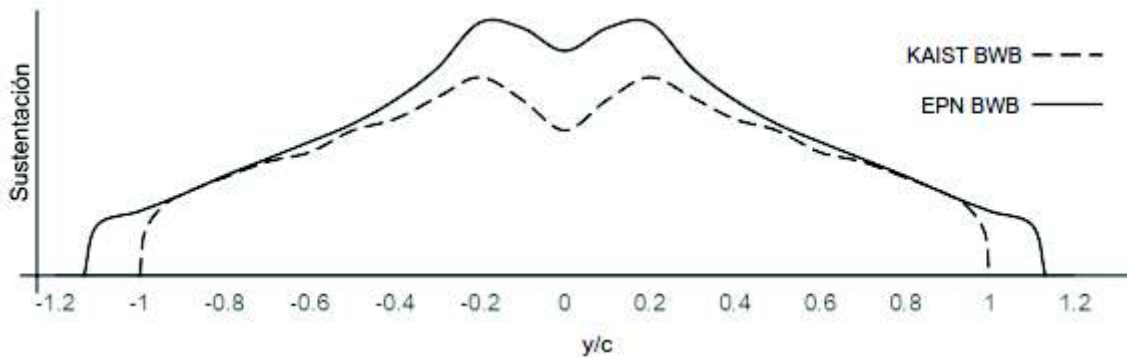


Figura 3.26. Comparación de distribución de sustentación en largo de alas.  
(Fuente: propia)

En la figura 3.27., se presenta la comparación de la distribución de presión sobre el fuselaje. Se puede observar como en la parte superior del BWB optimizado, la presión es menor que en el original, cumpliendo los objetivos de los cambios geométricos por lo que las regiones de presión son más homogéneas. En la superficie inferior se aprecia

que el modelo optimizado tiene una mayor presión. Aunque se trabajó con el perfil original, las alas en forma de flecha, generan este cambio de velocidad que produce pequeñas zonas con una presión menor.

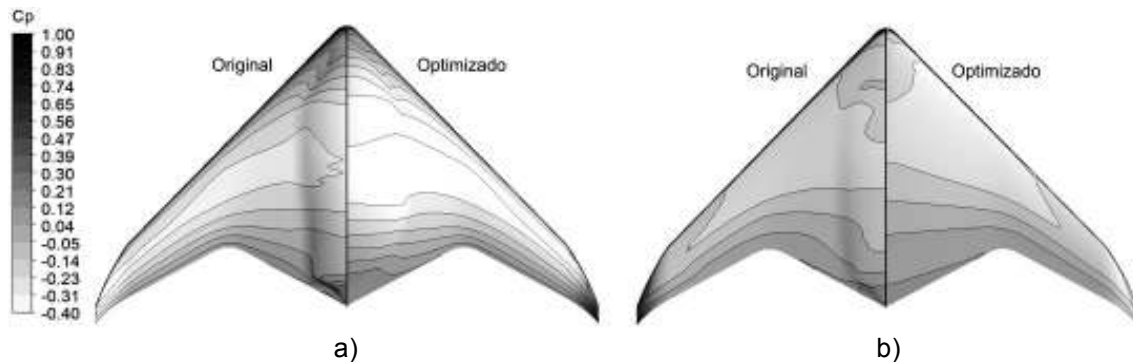


Figura 3.27. Comparación de  $C_p$  de KAIST BWB (original) y EPN BWB (optimizado), a) vista superior, b) vista inferior  
(Fuente: propia)

Las tablas 3.7. y 3.8., presentan el incremento de  $C_l$  y el incremento de  $C_d$  de forma porcentual para distintos ángulos de ataque. La tabla 3.7., presenta este incremento de forma detallada para los ángulos no negativos, obtenidos mediante CFD. Se observa que el incremento de sustentación en ángulos menores a 10 es superior a los posteriores, llegando a tener casi un incremento lineal de sustentación para ángulos mayores a 10. De forma global se observa un incremento de 16.9% de sustentación, lo cual es un buen resultado. Por otra parte, se tiene la desventaja que, al incrementar la sustentación del modelo, se incrementa también su arrastre por lo cual el requerimiento energético para su desplazamiento es mayor. Este es un resultado no deseado pero esperado por la presencia de arrastre inducido.

Tabla 3.7. Incremento de  $C_l$  y  $C_d$  respecto al modelo original.

AoA	Mejora de $C_l$	Incremento de $C_d$
0	36.9%	12.8%
5	19.0%	9.3%
10	10.5%	9.8%
15	12.5%	10.3%
20	11.4%	12.4%
22	11.0%	10.2%
<b>Promedio Global</b>	<b>16.9%</b>	<b>10.8%</b>

(Fuente: propia)

La tabla 3.8., presenta las mejoras en sustentación e incremento de arrastre para ángulos entre  $0^\circ$  y  $10^\circ$ . Por los resultados obtenidos en este rango, se decide finalizar el

proceso de optimización de la aeronave. Como podemos observar, aislando los datos pertenecientes a este conjunto, el promedio de mejora de sustentación para ángulos bajos es de 22.1%.

Tabla 3.8. Incremento de  $C_l$  y  $C_d$  respecto al modelo original para ángulos menores a  $10^\circ$ .

AoA	Mejora de $C_l$	Incremento de $C_d$
0	36.9%	12.8%
5	19.0%	9.3%
10	10.5%	9.8%
<b>Promedio ángulos menores a 10</b>	22.1%	10.7%

(Fuente: propia)

En la tabla 3.9., se presenta los cambios geométricos principales de la optimización y su relación con el modelo original. Las propiedades geométricas detalladas se encuentran en el Anexo XV. Se puede apreciar un incremento considerable tanto en ancho de alas como en el área proyectada. En cuanto a su volumen se observa que hay una reducción del volumen total. A pesar de que existe un incremento de volumen al agregar las puntas de alas, la optimización de la cabina, permitió reducir el volumen total de la aeronave.

Tabla 3.9. Especificaciones y comparación de EPN UCAV.

Característica	Valores	Comparación con modelo original
Envergadura de alas	1060 [mm]	+13.97%
Área media proyectada	0.130 [m <sup>2</sup> ]	+6.12%
Centro de gravedad en x	295.6 [mm]	N/A
Centro de gravedad en y	8.69 [mm]	N/A
Volumen	0.00807 [m <sup>3</sup> ]	-3.12% (relación $\frac{v_f}{v_i} = 0.9687$ )
Masa*	1.29308	-3.12%

\*Masa considera espuma de poliuretano como único material, con una densidad de 106.9 [kg/m<sup>3</sup>]

(Fuente: propia)

### 3.4.5. EPN BWB en condiciones de operación a 3000 msnm

La figura 3.28., indica las gráficas de las propiedades aerodinámicas representativas, comparando la simulación a  $ReMAC = 9 \times 10^5$  y  $ReMAC = 8.4 \times 10^5$ . Los resultados de la simulación a  $ReMAC = 8.4 \times 10^5$  se detallan en el anexo XVI. En primera instancia se observa que a diferencia de la figura 3.14., no existe un cambio mayor entre los resultados en condiciones normales y a 3000 msnm. Los valores de sustentación y arrastre son coincidentes y la tendencia es igual. La única diferencia perceptible es en

la relación  $C_l/C_d$  vs AoA, en la cual entre los ángulos de  $5^\circ$  a  $15^\circ$ , la curva ReMAC  $8.4 \times 10^5$  es menor.

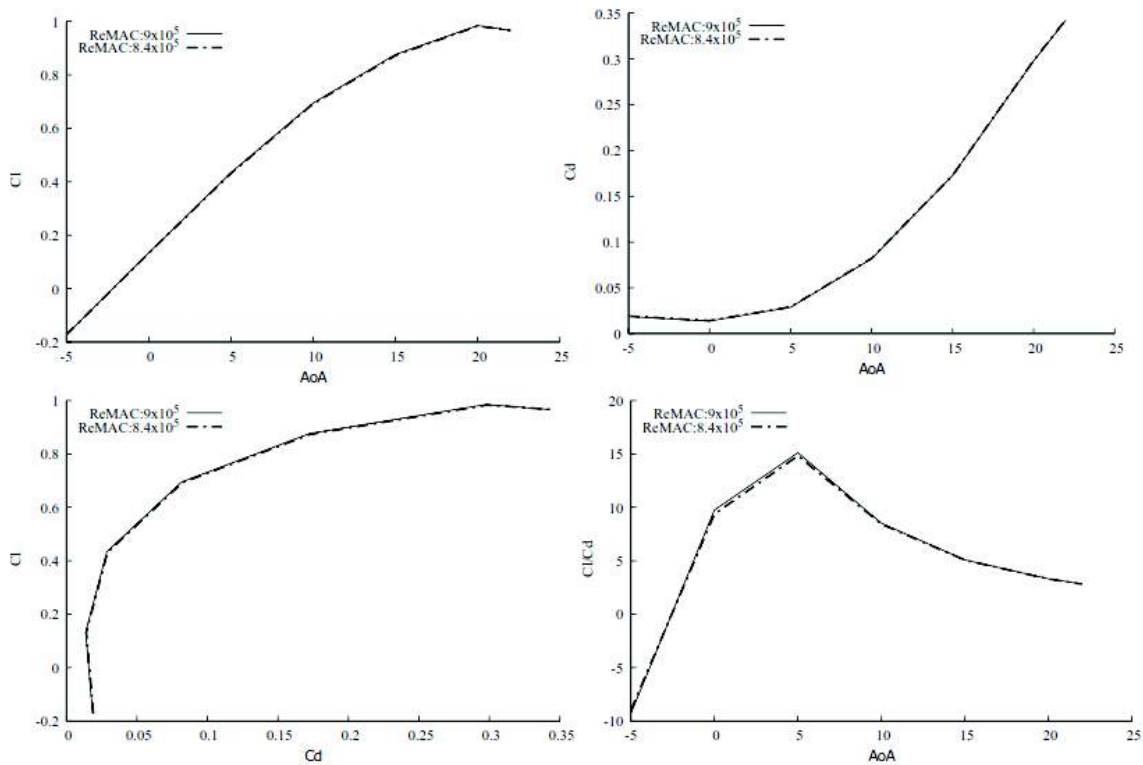


Figura 3.28. Drag polar de EPN BWB a condiciones experimentales y a 3000 msnm. (Fuente: propia)

Para una mejor apreciación de la diferencia entre los resultados se realiza la comparación puntual entre los valores a determinados AoA. Esta diferencia se presenta como porcentaje en la tabla 3.10. Se puede notar que la diferencia mayor es de 3.3% y que la moda se encuentra en 0.2%. El fuselaje optimizado no presenta sensibilidad de cambio ante una alteración baja de ReMAC, entre los casos de estudio.

Tabla 3.10. Diferencia porcentual entre resultados de arrastre y sustentación para EPN BWB.

AoA	Diferencia de $C_l$	Diferencia de $C_d$
0	0.7%	3.3%
5	0.6%	1.3%
10	0.4%	0.5%
15	0.4%	0.1%
20	0.2%	0.2%
22	0.0%	0.2%

(Fuente: propia)

En la figura 3.29., se presenta el coeficiente de momento de cabeceo respecto al centro de gravedad, en función del AoA. se puede observar que el momento de cero cabeceos,

donde la aeronave está en estabilidad se encuentra a los  $4.8^\circ$ . Esto nos da la norma de condición de vuelo crucero, especialmente por tratarse de una aeronave con configuración BWB con poca superficie de control.

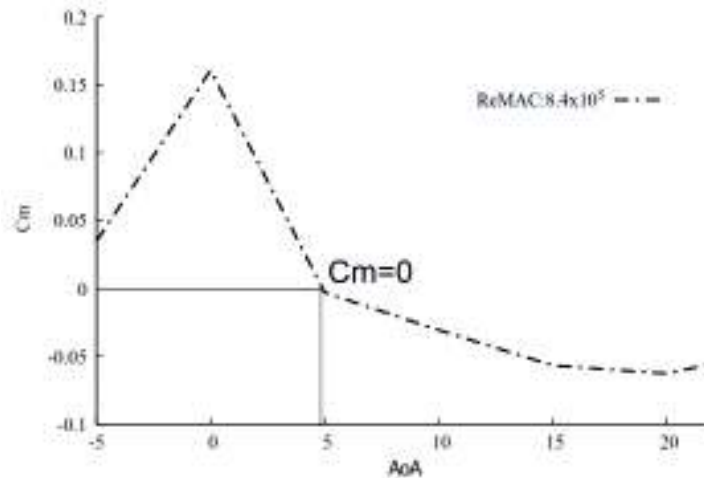


Figura 3.29.  $C_m$  respecto al centro de gravedad de EPN BWB.  
(Fuente: propia)

### 3.4.6. Comparación de EPN BWB con ala recta.

Las alas en punta de flecha influyen en las aeronaves de muchas formas. En la figura 3.30., se compara un ala recta con perfil NACA 64a210, con el EPN BWB que usa el mismo perfil, con un  $\beta$  de  $47^\circ$ . El primer efecto del aumento de este ángulo, es la disminución de la sustentación del cuerpo. Aun siendo una aeronave optimizada la disminución de sustentación es considerable. Sin embargo, se debe tener en cuenta que el ala recta no cuenta con una cabina ni superficies que afecten su sustentación a diferencia del EPN BWB, con lo cual la diferencia podría verse reducida.

También se puede observar el desplazamiento del ángulo crítico, por lo que el punto de inicio de pérdidas pasa de un ángulo de  $11^\circ$  a  $20^\circ$ . Esto aumenta el rango de maniobrabilidad de la aeronave. A pesar de que regularmente no se recurre a ángulos superiores a los  $15^\circ$  en vuelo, si por algún motivo se llega al punto de entrada en pérdida, la recuperación de esta situación es difícil. Otro efecto positivo que se puede observar al tener alas en punta de flecha, es que el rebote posterior al punto de entrada en pérdida es mermado. Con alas rectas la caída de sustentación es brusca y por maniobras de recuperación esto generalmente termina en un efecto de vaivén con gran dificultad de control. En cambio, con alas en puntas de flecha el rebote por entrada en pérdida es ligero y a pesar de que hay caída de sustentación, el rango donde ocurre es mucho mayor y la caída es pequeña y fácil de controlar.



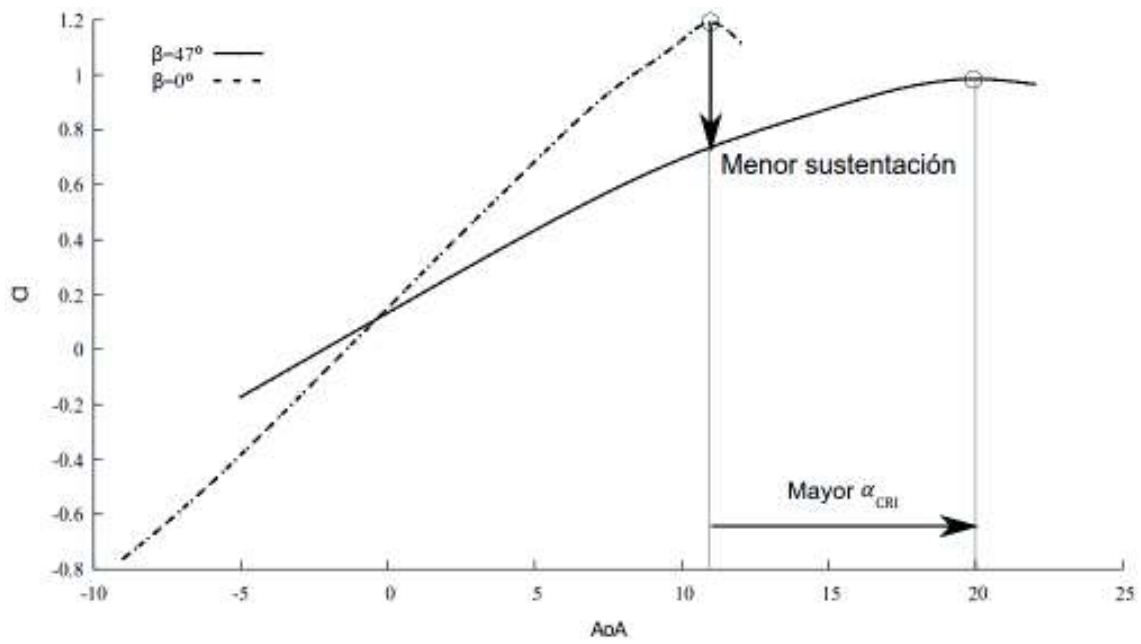


Figura 3.30. Comparación de sustentación entre ala recta con perfil NACA 64a210 y EPN BWB.  
(Fuente: propia)

## 4. CONCLUSIONES

Se estableció una metodología que garantiza la independencia de resultados para la simulación de cuerpos en vuelo. Se detalla un procedimiento guía para construcción de malla, dimensionamiento de fluido computacional, y determinar una adecuada densidad de malla, que proporciona una malla independiente adecuada para validación de modelos y la realización de estudios aerodinámicos.

Se simuló el comportamiento del fluido envolvente del BWB KAIST, a condiciones de operación experimentales, con los modelos turbulentos entre  $S - A$ ,  $k - \varepsilon$  y  $SST k - \omega$ . El modelo con menor error promedio, tanto de sustentación como arrastre, es  $SST k - \omega$  con errores de sustentación del 2.9% y arrastre del 6.9%. Además, con esto se verificó que la sensibilidad del arrastre es mayor que la sustentación por trabajar con magnitudes en la escala de  $10^{-3}$ .

Se logró validar la simulación, en base a la independencia de malla y el bajo error existente entre la simulación con el modelo  $SST k - \omega$  con los datos experimentales. Además, la tendencia de las curvas de  $C_l$  y  $C_d$ , las inestabilidades en su trayecto, así como el pico en las curvas de  $C_l$ , son coincidentes.

Se verificó, que al evaluar distintos tipos de Wt, las características aerodinámicas así como las vorticidades generadas variaron considerablemente. Se obtuvo el mejor resultado de blenden winglets por su incremento en la relación  $L/D$ , y su direccionamiento de vorticidades.

Se obtuvo un modelo propio de BWB, que otorga una sustentación 22.1% mayor al modelo original con una reducción volumétrica del 3.12%. Este modelo trabaja de forma óptima a los 5° de ángulo de ataque, donde tiene la mayor relación  $Cl/Cd = 15.1$ . La fuerza de sustentación generada por la aeronave a este AoA es de 124.4 [N] (12.7 [kg-f]), lo cual da un amplio rango para materiales de construcción e instrumentación. Además, la aeronave tiene su estabilidad por momento de cabeceo a los 5°, siendo este el AoA ideal para vuelo crucero.

Al evaluar el modelo base a condiciones de operación a 3000 msnm, se tuvo un cambio amplio de propiedades aerodinámicas y comportamiento de la aeronave a distintos AoA.

Por otra parte, el EPN BWB no presentó una mayor variación al ser evaluado a estas condiciones, lo cual demuestra la influencia de las puntas de alas y la aerodinámica de la cabina. Las condiciones de operación tienen una diferencia de  $Re_{MAC}$  de  $6 \times 10^4$ , la cual no es significativa para la aeronave optimizada.

A pesar de que las alas en punta de flecha tienen un efecto adverso en la sustentación, el desplazamiento del ángulo crítico y la reducción del rebote al llegar al punto de entada en pérdida, son una ventaja suficiente para justificar el empleo de este tipo de alas en aeronaves con configuración BWB. Especialmente porque las aeronaves BWB no cuentan con numerosas superficies de control para su recuperación después de alcanzar el punto de entrada a pérdida.

### **Recomendaciones**

Para todo estudio por CFD, se recomienda realizar un estudio de independencia de malla que abarque la construcción de malla, el dimensionamiento del dominio computacional, la evaluación de malla con distintas densidades para determinar la zona de independencia y la selección de modelo turbulento adecuado para el caso de estudio.

### **Trabajos futuros**

Teniendo un fuselaje optimizado y estudiado mediante CFD, se plantea a la construcción del modelo. El diseño de la estructura interna de la aeronave, superficies de control y distribución de peso para tener un aeronave equilibrada y funcional para las aplicaciones a las cuales pueda ser adaptada.

En el caso de implementar aplicaciones que extiendan el rango de velocidades de operación, se plantea la realización de fuselajes con puntas de alas intercambiables, que se enfoquen en vuelos sub-sónicos o super-sónicos.

## Referencias Bibliográficas

- [1] K. Dalamagkidis, K. P. Valavanis, and L. A. Piegl, *On integrating unmanned aircraft systems into the national airspace system: issues, challenges, operational restrictions, certification, and recommendations*, vol. 54. Springer Science & Business Media, 2011.
- [2] B. I. Intelligence, "THE DRONES REPORT: Market forecasts, regulatory barriers, top vendors, and leading commercial applications," *Business Insider*, 2016. [Online]. Available: <http://www.businessinsider.com/2016-10-2-uav-or-commercial-drone-market-forecast-2016-9>. [Accessed: 24-Aug-2017].
- [3] B. Rao, A. G. Gopi, and R. Maione, "The societal impact of commercial drones," *Technol. Soc.*, vol. 45, pp. 83–90, May 2016.
- [4] "UAV Drone Market worth 28.27 Billion USD by 2022." [Online]. Available: <http://www.marketsandmarkets.com/PressReleases/unmanned-aerial-vehicles-uav.asp>. [Accessed: 14-Jul-2017].
- [5] Drone & Gis, "Drone & Gis," 2017. [Online]. Available: <http://dronegis.com/ec/index.html>. [Accessed: 13-Nov-2017].
- [6] N. Qin, A. Vavalle, A. Le Moigne, M. Laban, K. Hackett, and P. Weinerfelt, "Aerodynamic considerations of blended wing body aircraft," *Prog. Aerosp. Sci.*, vol. 40, no. 6, pp. 321–343, Aug. 2004.
- [7] Z. Lyu and J. R. R. A. Martins, "Aerodynamic Design Optimization Studies of a Blended-Wing-Body Aircraft," *J. Aircr.*, vol. 51, no. 5, pp. 1604–1617, 2014.
- [8] J. Cisneros, "Design and simulation of a Blended Wing Body (BWB) airframe for an Unmanned Aerial Vehicle (UAV) using Computational Fluid Dynamics (CFD)." Quito, EPN, 2015.
- [9] E. Obert, *Aerodynamic Design of Transport Aircraft*. Amsterdam: IOS Press, 2009.
- [10] H. S. Stone, *High-performance computer architecture*. Addison-Wesley Pub. Co. Inc., Reading, MA, 1987.
- [11] H. Li, L. Rong, and G. Zhang, "Reliability of turbulence models and mesh types for CFD simulations of a mechanically ventilated pig house containing animals," *Biosyst. Eng.*, vol. 161, pp. 37–52, Sep. 2017.
- [12] F. T. Johnson, E. N. Tinoco, and N. J. Yu, "Thirty years of development and application of CFD at Boeing Commercial Airplanes, Seattle," *Comput. Fluids*, vol. 34, no. 10, pp. 1115–1151, Dec. 2005.
- [13] T. H. Pulliam, "Development of implicit methods in CFD NASA Ames Research Center 1970s–1980s," *Comput. Fluids*, vol. 41, no. 1, pp. 65–71, Feb. 2011.
- [14] F. Zhang, M. Khalid, and N. Ball, "A CFD Based Study of UCAV 1303 Model," in *23rd AIAA Applied Aerodynamics Conference*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2010.
- [15] J. Petrilli, R. Paul, A. Gopalarathnam, and N. T. Frink, "A CFD database for airfoils and wings at post-stall angles of attack," presented at the 31st AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2013.
- [16] V. Mantić-Lugo, G. Doulgeris, and R. Singh, "Computational analysis of the effects of a boundary layer ingesting propulsion system in transonic flow," *Proc. Inst. Mech. Eng. Part G J. Aerosp. Eng.*, vol. 227, no. 8, pp. 1215–1232, Aug. 2013.
- [17] R. Patel and S. Ramani, "Determination of Optimum Domain Size for 3D Numerical Simulation in ANSYS CFX," *Int. J. Innov. Res. Sci. Eng. Technol.*, vol. 4, 2015.
- [18] H. J. Shim and S. O. Park, "Low-speed Wind-tunnel Test Results of a BWB-UCAV Model," *Procedia Eng.*, vol. 67, no. Supplement C, pp. 50–58, Jan. 2013.
- [19] D. P. Raymer, *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, Edición: 5. Reston, Va: Amer Inst of Aeronautics &, 2012.
- [20] J. D. Anderson, *Fundamentals of Aerodynamics*. McGraw-Hill, 2001.

- [21] "Boundary Layer Separation and Pressure Drag," *Aerospace Engineering Blog*, 15-Oct-2016. .
- [22] *A-to-Z Guide to Thermodynamics, Heat and Mass Transfer, and Fluids Engineering: AtoZ*, vol. B. Begellhouse, 2006.
- [23] H. Hurt, *Aerodynamics for Naval Aviators*, 1st ed. University of Southern California: Naval Air System Command, 1965.
- [24] O. Schrenk, "A simple approximation method for obtaining the spanwise lift distribution," *Aeronaut. J.*, vol. 45, no. 370, pp. 331–336, 1941.
- [25] E. L. Houghton and P. W. Carpenter, *Aerodynamics for engineering students*. Butterworth-Heinemann, 2003.
- [26] D. Crane and Dale. Crane, *Dictionary of aeronautical terms*, vol. 487. Aviation Supplies & Academics, 1997.
- [27] L. J. Clancy, *Aerodynamics*. Halsted Press, 1975.
- [28] "Airplanes - Recent models | 3D CAD Model Collection | GrabCAD Community Library," *Grabcad*. [Online]. Available: [https://grabcad.com/library?page=1&time=all\\_time&sort=recent&query=airplanes](https://grabcad.com/library?page=1&time=all_time&sort=recent&query=airplanes). [Accessed: 13-Jun-2018].
- [29] C. E. Dole and J. E. Lewis, *Flight Theory and Aerodynamics: A Practical Guide for Operational Safety, 2nd Edition*, 2 edition. New York: Wiley-Interscience, 2000.
- [30] K. Krishna, "Is there any benefit on using swept surfaces (like swept wings) vs. using non-swept ones in subsonic flight?," *Quora*, Jul-2017. [Online]. Available: <https://www.quora.com/Is-there-any-benefit-on-using-swept-surfaces-like-swept-wings-vs-using-non-swept-ones-in-subsonic-flight>. [Accessed: 13-Jun-2018].
- [31] Aerospacengineering, "Winglets | Aerospace Engineering," *Wingtips*, 2013. [Online]. Available: <http://www.aerospacengineering.net/?p=177&lang=zh>. [Accessed: 14-Jun-2018].
- [32] D. McLean, "Wingtip Devices: What they do and how they do it," in *Boeing Performance and Flight Operations Engineering Conference*, 2005.
- [33] J. Solarte-Pineda and H. D. Ceron-Muñoz, "Aerodynamic study of wingtip devices on non-conventional configuration BWB," 2013.
- [34] S. Rajendran, "Design of Parametric Winglets and Wing tip devices: A Conceptual Design Approach," 2012.
- [35] G. Peng, "Beyond the Dreamliner: Blended Wing-Body Aircraft – Young Scientists Journal," *Beyond the Dreamliner: Blended Wing-Body Aircraft*, 15-Jul-2007. [Online]. Available: <https://ysjournal.com/beyond-the-dreamliner-blended-wing-body-aircraft/>. [Accessed: 27-Mar-2018].
- [36] R. H. Liebeck, M. A. Page, and B. K. Rawdon, "Blended-Wing-Body subsonic commercial transport," presented at the 36th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 1998.
- [37] R. H. Liebeck, "Design of the Blended Wing Body Subsonic Transport," *J. Aircr.*, vol. 41, no. 1, pp. 10–25, 2004.
- [38] V. PRISACARIU, "THE HISTORY AND THE EVOLUTION OF UAVs FROM THE BEGINNING TILL THE 70s," *J. Def. Resour. Manag.*, vol. 8, no. 1, p. 9, 2017.
- [39] S. Kahvecioglu and H. Oktal, "Historical development of UAV technologies in the world: The case of Turkey," in *Sustainable Aviation: Energy and Environmental Issues*, 2016, pp. 323–331.
- [40] J. H. Ferziger and M. Peric, *Computational methods for fluid dynamics*. Springer Science & Business Media, 2012.
- [41] R. Bhaskaran and L. Collins, "Introduction to CFD basics," *Cornell Univ.-Sibley Sch. Mech. Aerosp. Eng.*, 2002.
- [42] J. D. Anderson and J. Wendt, *Computational fluid dynamics*, vol. 206. Springer, 1995.

- [43] “Quick Overview of CFD Grid Terminology,” *innovative-cfd*, 2013. [Online]. Available: <http://www.innovative-cfd.com/cfd-grid.html>. [Accessed: 28-Apr-2018].
- [44] Steven C. Chapra and Raymond P. Canale, *Numerical Methods for Engineers*, 7 edition. New York, NY: McGraw-Hill Education, 2014.
- [45] R. Bhaskaran, “A Hands-on Introduction to Engineering Simulations,” *EDX*, 2017. [Online]. Available: <https://courses.edx.org/courses/course-v1:CornellX+ENGR2000X+1T2017/course/>. [Accessed: 29-Apr-2018].
- [46] A. Fluent, “Ansys fluent theory guide,” *ANSYS Inc USA*, vol. 15317, pp. 724–746, 2011.
- [47] W. K. George, *Lectures in Turbulence for the 21st Century*. 2013.
- [48] J. Slater, “Uncertainty and Error in CFD Simulations,” *NPARC Alliance CFD Verification and Validation Web Site*, 17-Jul-2008. [Online]. Available: <https://www.grc.nasa.gov/www/wind/valid/tutorial/errors.html>. [Accessed: 02-May-2018].
- [49] V. H. Hidalgo, X. W. Luo, X. Escaler, J. Ji, and A. Aguinaga, “Numerical investigation of unsteady cavitation around a NACA 66 hydrofoil using OpenFOAM,” *IOP Conf. Ser. Earth Environ. Sci.*, vol. 22, no. 5, p. 052013, 2014.
- [50] NASA, “2D NACA 0012 Airfoil Validation,” 28-Jan-2014. [Online]. Available: [https://turbmodels.larc.nasa.gov/naca0012\\_val.html](https://turbmodels.larc.nasa.gov/naca0012_val.html). [Accessed: 16-May-2018].
- [51] F. M. White, *Fluid Mechanics, 5th Edition*, 5th edition. Boston: McGraw-Hill, 2002.
- [52] J. Whittenbury, “Configuration Design Development of the Navy UCAS-D X-47B,” in *AIAA Centennial of Naval Aviation Forum “100 Years of Achievement and Progress,”* American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- [53] T. J. Ortega, “X-47B UCAS Unmanned Combat Air System,” *northropgrumman*, 2015. [Online]. Available: [http://www.northropgrumman.com/Capabilities/X47BUCAS/Documents/UCAS-D\\_Data\\_Sheet.pdf](http://www.northropgrumman.com/Capabilities/X47BUCAS/Documents/UCAS-D_Data_Sheet.pdf). [Accessed: 14-May-2018].
- [54] W. Wisnoe, Z. Mohd Ali, F. Mohamad, R. Nor Fazira, R. Nasir, and W. Kuntjoro, “Experimental investigation of center elevator deflection on aerodynamics of UiTM’s Baseline-I Blended Wing Body (BWB) unmanned aerial vehicle (UAV),” 2010.
- [55] W. Wisnoe, W. Kuntjoro, F. Mohamad, R. Nasir, N. F. Reduan, and Z. Mohd Ali, “Experimental results analysis for UiTM BWB baseline-I and baseline-II UAV running at 0.1 mach number,” *Int. J. Mech.*, vol. 4, pp. 23–32, 2010.
- [56] M. Carter, D. Vicroy, and D. Patel, “Blended-wing-body transonic aerodynamics: summary of ground tests and sample results,” in *47th AIAA Aerospace Sciences Meeting including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 2009, p. 935.
- [57] F. Gern, “Improved aerodynamic analysis for hybrid wing body conceptual design optimization,” in *50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 2012, p. 249.
- [58] A. Parsch, “Boeing X-48,” *Directory of U.S. Military Rockets and Missiles Appendix 4: Undesignated Vehicles*, November-2009. [Online]. Available: <http://www.designation-systems.net/dusrm/app4/x-48.html>. [Accessed: 19-Jun-2018].
- [59] M. S. Chandrasekhara and B. K. McLain, “Aerodynamic studies over a manoeuvring UCAV 1303 configuration,” *Aeronaut. J.*, vol. 117, no. 1190, pp. 445–465, 2013.
- [60] S. McParlin, R. Bruce, A. Hepworth, and A. Rae, “Low speed wind tunnel tests on the 1303 UCAV concept,” in *24th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, 2006, p. 2985.
- [61] Y.-H. Jo, K. Chang, D.-J. Sheen, and S. H. Park, “Numerical simulation of aerodynamic characteristics of a BWB UCAV configuration with transition models,” *Int. J. Aeronaut. Space Sci.*, vol. 16, no. 1, pp. 8–18, 2015.

- [62] "Airfoil Tools," *AirfoilTools*, 2017. [Online]. Available: <http://airfoiltools.com/>. [Accessed: 18-Sep-2017].
- [63] "Agricultural Drones and Forestry UAVs for Drone Farming," *Delair*. [Online]. Available: <https://delair.aero/portfolio/agriculture-forestries/>. [Accessed: 19-Jun-2018].
- [64] F. Baquero, *La vegetación de los Andes del Ecuador: memoria explicativa de los mapas de vegetación potencial y remanente de los Andes del Ecuador a escala 1: 250.000 y del modelamiento predictivo con especies indicadoras*. EcoCiencia, 2004.
- [65] Engineering ToolBox, "U.S. Standard Atmosphere," *Engineering ToolBox*, 2003. [Online]. Available: [https://www.engineeringtoolbox.com/standard-atmosphere-d\\_604.html](https://www.engineeringtoolbox.com/standard-atmosphere-d_604.html). [Accessed: 19-Jun-2018].
- [66] ANSYS, Inc, *ANSYS FLUENT User's Guide*, 14.0. Canonsburg, PA 15317: Southpointe, 2011.

## Anexos

### ANEXO I. Ejemplo Bidimensional de CFD con FVM

Para una mejor visualización se desarrolla el FVM para un caso bidimensional de un fluido en estado estable, no turbulento e incompresible. La ecuación 4.1 al ser un caso bidimensional tendrá componentes  $x, y$ . Las ecuaciones 4.2 y 4.3 son la conservación de masa y momento en su forma íntegra. La ecuación de la energía no es requerida para este caso ya que se trata de un fluido incompresible. A partir de las ecuaciones mencionadas, se puede observar que se tratará con 3 variables ( $u, v, p$ ) los cuales son las incógnitas que se deben encontrar para cada nodo [40]–[42].

$$\vec{V}_i = u_i \hat{i} + v_i \hat{j} \quad (4.1)$$

Conservación de la masa forma integral.

$$\int \vec{V} \cdot \hat{n} dS = 0 \quad (4.2)$$

Conservación del momento en forma integral.

$$\int \rho \vec{V} (\vec{V} \cdot \hat{n}) dS = - \int P \hat{n} dS + \vec{F}_{visc} \quad (4.3)$$

Siendo  $\hat{n}$  un vector normal de salida, y S la superficie del VC. Las fuerzas viscosas  $\vec{F}_{visc}$ , son un término de gran importancia y complejidad que se discutirá en los modelos de turbulencia [41]. Si tenemos las celdas presentadas en la figura 4.1.

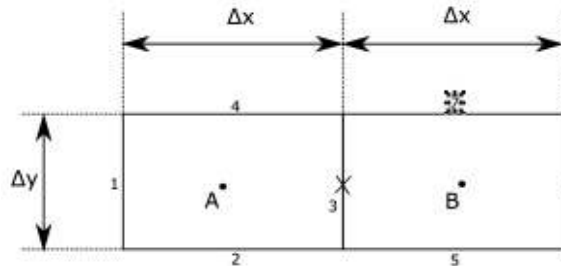


Figura 4.1. Volumen de control.  
(Fuente: propia)

La ecuación 4.4 es la aplicación de la conservación de la masa a la celda A, siendo estos las velocidades en el centro de los límites del VC.

$$-u_1 \Delta y - v_2 \Delta x + u_3 \Delta y - v_4 \Delta x = 0 \quad (4.4)$$

Este método encuentra el valor de las velocidades en el centro de las celdas, como se indica en la ecuación 4.5. Tomando como ejemplo el límite 3 la velocidad en ese punto es



el promedio de las velocidades en el centro de las celdas involucradas. Al trabajar con valores promedio se introduce un error de discretización.

$$u_3 = \frac{u_A + u_B}{2} + e_{dis} \quad (4.5)$$

De forma análoga se puede extender a otras celdas o condiciones de frontera adyacentes a las celdas. Como se puede observar la ecuación 4.6, no se puede realizar un balance por la presencia de errores de discretización.

$$-u_1\Delta y - v_2\Delta x + u_3\Delta y - v_4\Delta x = R_A \quad (4.6)$$

La ecuación de conservación de momento tiene una cualidad aún más compleja, ya que se trata de una ecuación de segundo orden. Al obtener la tasa de momento como se presenta en la ecuación 4.7, se observa la no linealidad de esta ecuación además de los errores mencionados previamente.

$$m\dot{om}_{x_{A-B}} = \rho \left( \frac{u_A + u_b}{2} \right)^2 \Delta y + e_{dis} \quad (4.7)$$

La solución requiere linealización de terminos, por lo que se recurre a un proceso iterativo. Se puede decir que la velocidad en cualquier ubicación corresponde a una velocidad próxima más una corrección. Al contar con una función de velocidad, puede ser expresada su equivalente. Sobre esto se puede aplicar series de Taylor y llegar a un valor de velocidad. Las ecuaciones 4.8 a 4.15 detallan este proceso [40]–[42], [45], [46].

$$u = u_g + \Delta u \quad (4.8)$$

$$f(u) = f(u_g + \Delta u) \quad (4.9)$$

Se aplica series de Taylor a 4.9

$$f(u) = f(u_g) + \Delta u f'(u_g) + \frac{\Delta u^2}{2} f''(u_g) + h. o. t. \quad (4.10)$$

Si las funciones son las siguientes:

$$f(u) = u^2 \quad (4.11)$$

$$f(u_g) = u_g^2 \quad (4.12)$$

Sus derivadas son:

$$f'(u) = 2u \quad (4.13)$$

$$f'(u_g) = 2u_g \quad (4.14)$$

Se obtiene una función de linealizada en base a un término aproximado.

$$u^2 = u_g^2 + \Delta u(2u_g) + e_{lin} \quad (4.15)$$

## ANEXO II.

### Interpretación de flujo turbulento por CFD usando RANS

Un flujo turbulento se caracteriza por fluctuaciones de su elevadas en velocidad y presión, tanto en tiempo como espacio, por lo cual su predicción es complicada. Si realizamos el seguimiento de cualquier punto en el flujo y se toman mediciones de velocidad se obtiene un gráfico como el presente en la figura 4.2. Esto indica una variación aleatoria de la velocidad a través del tiempo en ese punto específico del flujo, pero se lo puede representar como una velocidad promedio (velocidad promedio de Reynolds) más una fluctuación de velocidad como se presenta en la ecuación 4.16 [45].

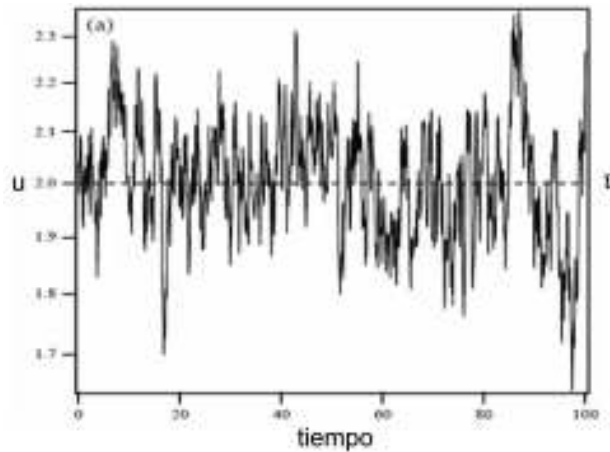


Figura 4.2. Fluctuación de velocidad en flujo turbulento.  
(fuente: [45])

Descomposición de Reynolds

$$u = \bar{u} + u' \quad (4.16)$$

En la figura 4.3 podemos observar como en el caso de contornos de velocidad instantánea, la interpretación del fenómeno es dificultosa, ya que se debería interpretar la secuencia entera de esa simulación para observar un fenómeno a más detalle, mientras que por el uso de contorno de velocidad promedio se puede observar con mayor facilidad cual es el comportamiento del fluido y para casos de ingeniería este valor es de mayor relevancia [45].

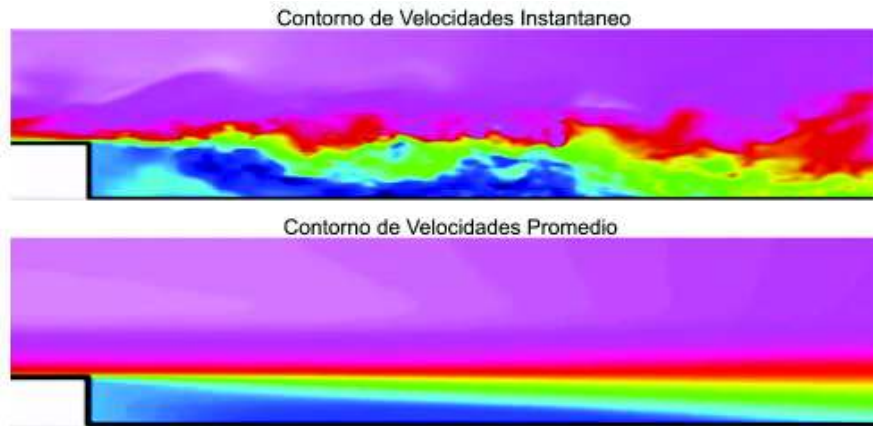


Figura 4.3. Contornos de velocidad de un escalón.  
(fuente: [45])

El uso de las ecuaciones de Navier Stokes con promedio de Reynold (RAMS) resulta en un conjunto de ecuaciones, que incorporan la velocidad promedio de Reynolds y un término adicional, representando los efector turbulentos, esto es conocido como tensor de Reynolds ( $-\rho \overline{u_i' u_j'}$ ).

Conservación de la masa

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho \bar{u}_i) = 0 \quad (4.17)$$

Conservación de momento

$$\rho \left( \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t} + \bar{u}_k \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_k} \right) = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \mu \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} \right) + \frac{\partial}{\partial x_j} (-\rho \overline{u_i' u_j'}) \quad (4.18)$$

El tensor de Reynolds es una incógnita adicional que requiere ser modelada para cerrar el grupo de ecuaciones. Para su simplificación se introduce el concepto de viscosidad turbulenta (Eddy-Viscosity) para calcular el tensor de Reynolds. Los modelos RANS son adecuados para aplicaciones ingenieriles, que otorgan un grado de certeza aceptable [45], [66].

## ANEXO III. Coeficientes de sustentación y arrastre de modelos evaluados

### UiTM Baseline I

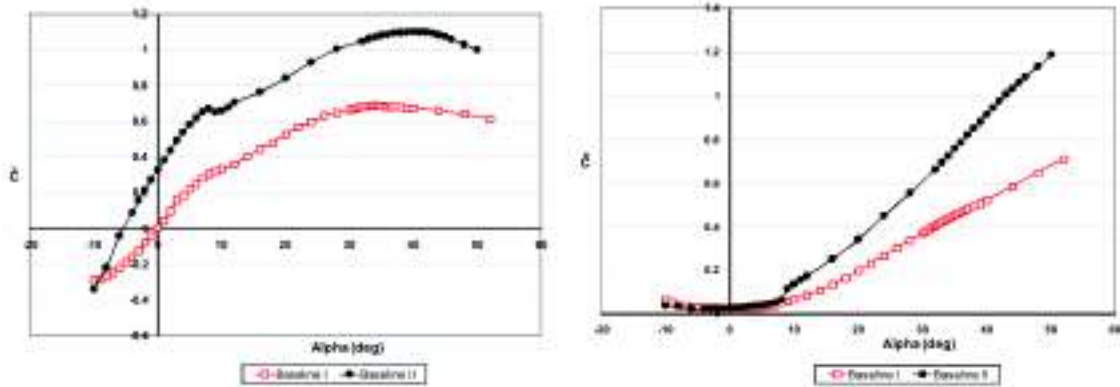


Figura 4.4. Coeficientes de sustentación y arrastre de modelo UiTM Baseline. (fuente:[55])

### UCAV X-47B

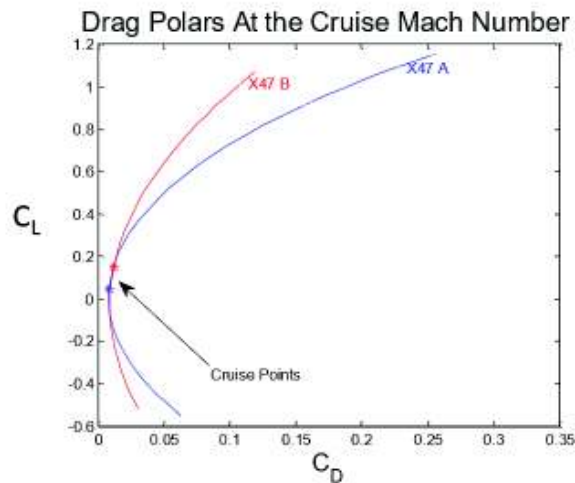
#### Performance

##### X-47A

- $W/S = 14.52$
- $T/W = 0.58$

##### X-47B

- $W/S = 46.2$
- $T/W = 0.38$



##### X-47B

- $L/D_{cruise} = 12.62$
- Cruise Speed: Mach 0.45
- Range: 2461 Miles
- Max Endurance: 6.6 hours
- $W/S = 46.2$
- $T/W = 0.38$
- $T/W_{augmented} = 0.56$
- Service Ceiling: 40 kft
- Airfoil: NACA 64<sub>1</sub>-212
- Elevator Required to Trim: (-23.4°)

Figura 4.5. Drag polar de X-47B UAV. (fuente:[52])

## X-48B

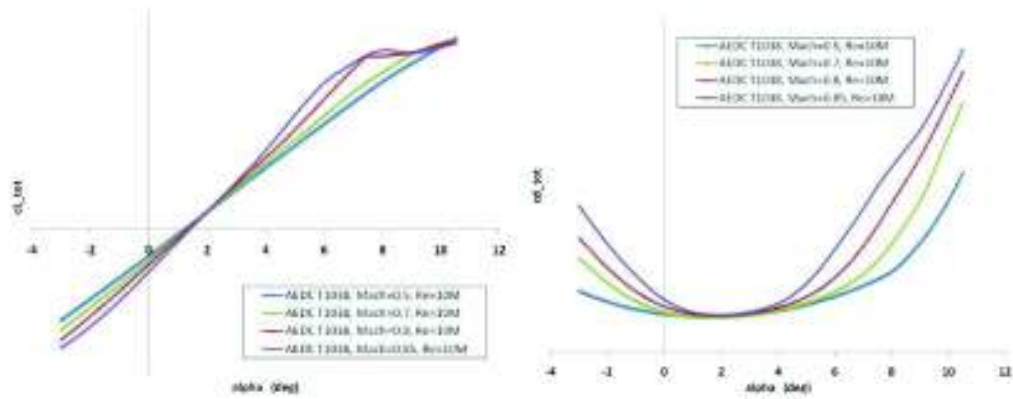


Figura 4.6. Coeficientes de sustentación y arrastre de X-48B BWB. (fuente:[57])

## KAIST UCAV 1103

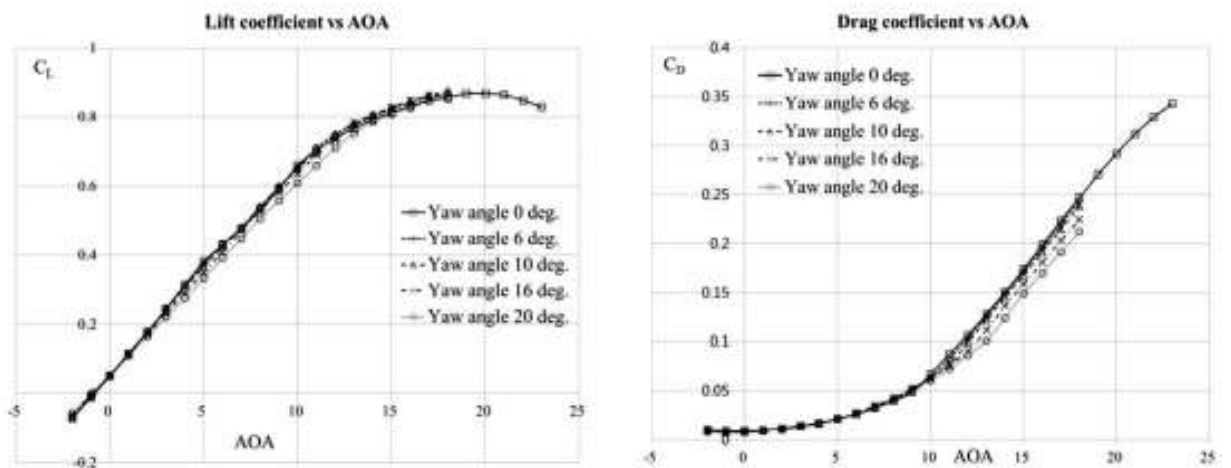


Figura 4.7. Coeficientes de sustentación y arrastre de KAIST UAV. (fuente:[61])

Tabla 4.1 Resumen de coeficientes recopilados.

UJTM				X48B				KAIST				X47B			
AoA	CL	AoA	Cd	AoA	CL	AoA	Cd	AoA	CL	AoA	Cd	AoA	CL	AoA	Cd
-9.937	-0.288	-10.220	0.063	-2.983	-0.195	-2.969	0.044	-3.929	-0.108	-3.9179	0.01129	-8.462	-0.562	-8.462	0.034
-8.824	-0.280	-9.038	0.047	-0.434	-0.014	-2.495	0.039	-3.219	-0.073	-3.1632	0.00715	-7.692	-0.511	-7.692	0.030
-7.711	-0.268	-7.092	0.033	0.644	0.064	-2.091	0.035	-1.986	-0.005	-1.061	0.0066	-6.923	-0.445	-6.923	0.025
-6.459	-0.248	-5.145	0.029	1.932	0.158	-1.227	0.030	-1.086	0.035	0.0729	0.00693	-6.154	-0.376	-6.154	0.020
-5.695	-0.216	-4.032	0.024	3.515	0.267	-0.558	0.026	0.004	0.093	1.0186	0.00973	-5.385	-0.348	-5.385	0.018
-4.861	-0.189	-3.059	0.024	5.167	0.397	0.125	0.024	1.047	0.146	2.2474	0.01128	-4.615	-0.274	-4.615	0.014
-3.888	-0.166	-2.294	0.018	7.085	0.528	1.157	0.021	2.232	0.214	4.3516	0.01725	-3.846	-0.239	-3.846	0.013
-2.638	-0.124	-1.251	0.016	8.934	0.649	2.119	0.022	3.322	0.269	5.3932	0.02494	-3.077	-0.140	-3.077	0.010
-1.874	-0.084	-0.487	0.016	9.998	0.711	2.955	0.021	4.413	0.329	6.4099	0.02814	-2.308	-0.112	-2.308	0.010
-1.042	-0.042	0.626	0.020	10.488	0.725	4.251	0.026	5.408	0.372	8.6355	0.04554	-1.538	-0.015	-1.538	0.009
-0.069	-0.002	1.530	0.020			5.533	0.035	6.356	0.420	9.6558	0.06098	-0.769	0.053	-0.769	0.009
1.042	0.037	2.711	0.022			6.913	0.046	7.540	0.468	10.6762	0.07682	0.000	-0.002	0.000	0.009
2.083	0.092	3.963	0.022			7.735	0.056	8.630	0.530	11.7915	0.09389	0.769	0.053	0.769	0.009
2.984	0.159	5.006	0.031			8.237	0.063	9.673	0.583	12.765	0.11097	1.538	0.095	1.538	0.010
3.888	0.179	6.049	0.037			8.739	0.076	10.715	0.628	14.8324	0.15246	2.308	0.112	2.308	0.010
4.860	0.216	7.092	0.039			9.143	0.089	11.710	0.661	16.0916	0.17686	3.077	0.183	3.077	0.013
6.041	0.248	8.065	0.043			9.673	0.106	12.847	0.704	16.9243	0.19681	3.846	0.218	3.846	0.014
7.014	0.278	9.177	0.053			10.342	0.134	13.841	0.731	18.0652	0.22081	4.615	0.298	4.615	0.018
8.057	0.303	10.081	0.067			10.467	0.141	15.024	0.756	19.0175	0.24605	5.385	0.325	5.385	0.020
9.030	0.323	11.541	0.082					15.971	0.786	20.1114	0.27047	6.154	0.386	6.154	0.025
10.004	0.333	13.488	0.100					16.965	0.806	20.9205	0.29082	6.923	0.459	6.923	0.030

12.091	0.357	15.713	0.130		18.101	0.829	22.0618	0.31605	7.692	0.513	7.692	0.034
14.037	0.399	18.007	0.159		19.141	0.836	23.0125	0.33558	8.462	0.558	8.462	0.040
15.984	0.439	20.093	0.192		20.088	0.859			9.231	0.610	9.231	0.047
18.070	0.481	21.831	0.224		21.223	0.869			10.000	0.747	10.000	0.064
20.086	0.526	23.847	0.259		22.216	0.869			10.769	0.825	10.769	0.075
21.893	0.566	26.072	0.300		23.067	0.861			11.538	0.887	11.538	0.085
24.049	0.590	27.949	0.328		24.059	0.846			12.308	0.941	12.308	0.094
25.857	0.625	30.035	0.365		25.051	0.831			13.077	1.010	13.077	0.107
28.014	0.640	30.800	0.377						13.846	1.068	13.846	0.118
29.823	0.660	31.634	0.391									

(Fuente: propia)

## ANEXO IV.

### Coeficientes de sustentación y arrastre según el número de millones de elementos de la malla.

Tabla 4.2. Coeficientes según el número de elementos en millones para KAIST ver1 con modelo  $SST k - \omega$ .

NE (MILLONES)	CL AOA 0	CD AOA 0
0.075	0.10460139	0.015292211
0.11	0.10229881	0.015181576
0.25	0.10232488	0.014145582
0.4	0.10202119	0.013950329
0.8	0.10182445	0.013858879
1	0.10178354	0.0138165
1.4	0.099903795	0.013359333

(Fuente: propia)



## ANEXO V.

### Cl y Cd a distintos AoA con mallas de distinta densidad

AoA	Millones de elementos		
	0.4	0.8	1.4
-5	<pre>drag      () ----- bwb      0.01848581 lift     () ----- bwb     -0.17588636</pre>	<pre>drag      () ----- bwb      0.017780835 lift     () ----- bwb     -0.17504316</pre>	<pre>drag      () ----- bwb      0.017288353 lift     () ----- bwb     -0.17795379</pre>
0	<pre>drag      () ----- bwb      0.013950329 lift     () ----- bwb      0.10202119</pre>	<pre>drag      () ----- bwb      0.013608879 lift     () ----- bwb      0.10092445</pre>	<pre>drag      () ----- bwb      0.013359333 lift     () ----- bwb      0.099903795</pre>
5	<pre>drag      () ----- bwb      0.028672463 lift     () ----- bwb      0.87126925</pre>	<pre>drag      () ----- bwb      0.027713057 lift     () ----- bwb      0.37307516</pre>	<p style="text-align: center;">Drag 2.7574e-02  Lift 3.7573e-01</p>
10	<pre>drag      () ----- bwb      0.074626119 lift     () ----- bwb      0.63079308</pre>	<pre>drag      () ----- bwb      0.07447727 lift     () ----- bwb      0.63559175</pre>	<pre>drag      () ----- bwb      0.068249743 lift     () ----- bwb      0.63091296</pre>
15	<pre>drag      () ----- bwb      0.16051244 lift     () ----- bwb      0.77929831</pre>	<pre>drag      () ----- bwb      0.16347626 lift     () ----- bwb      0.77765343</pre>	<pre>drag      () ----- bwb      0.15352147 lift     () ----- bwb      0.69187963</pre>
20	<pre>drag      () ----- bwb      0.27033205 lift     () ----- bwb      0.87177827</pre>	<pre>drag      () ----- bwb      0.27774097 lift     () ----- bwb      0.88834713</pre>	<pre>drag      () ----- bwb      0.24881185 lift     () ----- bwb      0.72449865</pre>
22	<pre>drag      () ----- bwb      0.3778308 lift     () ----- bwb      0.90487728</pre>	<pre>drag      () ----- bwb      0.31779071 lift     () ----- bwb      0.87874345</pre>	--- No convergente---

## ANEXO VI. Propiedades geométricas de KAIST BWB

```

Mass properties of V4_Enhanced
Configuration: Default
Coordinate system: -- default --

Density = 160.18463 kilograms per cubic meter

Mass = 1.33511 kilograms

Volume = 0.00833 cubic meters

Surface area = 0.56985 square meters

Center of mass: ( meters )
X = 0.30241
Y = 0.00700
Z = 0.00001

Principal axes of inertia and principal moments of inertia: ( kilograms * square
Taken at the center of mass.
lx = (-0.00012, 0.00000, 1.00000)          Px = 0.01797
ly = ( 0.99999, -0.00388, 0.00012)       Py = 0.02670
lz = ( 0.00388, 0.99999, 0.00000)       Pz = 0.04405

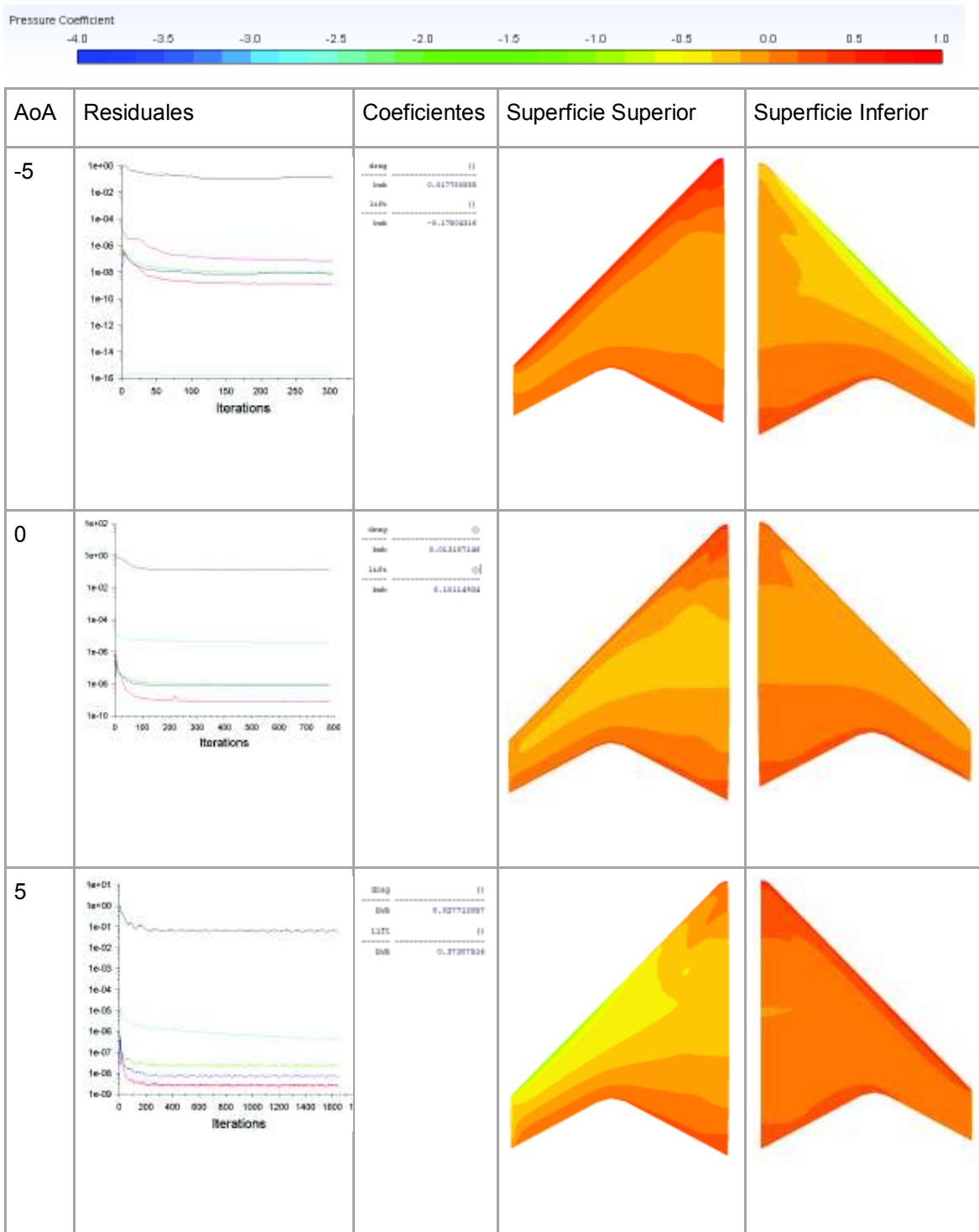
Moments of inertia: ( kilograms * square meters )
Taken at the center of mass and aligned with the output coordinate system.
Lxx = 0.02670          Lxy = -0.00007          Lxz = 0.00000
Lyx = -0.00007       Lyy = 0.04405          Lyz = 0.00000
Lzx = 0.00000        Lzy = 0.00000          Lzz = 0.01797

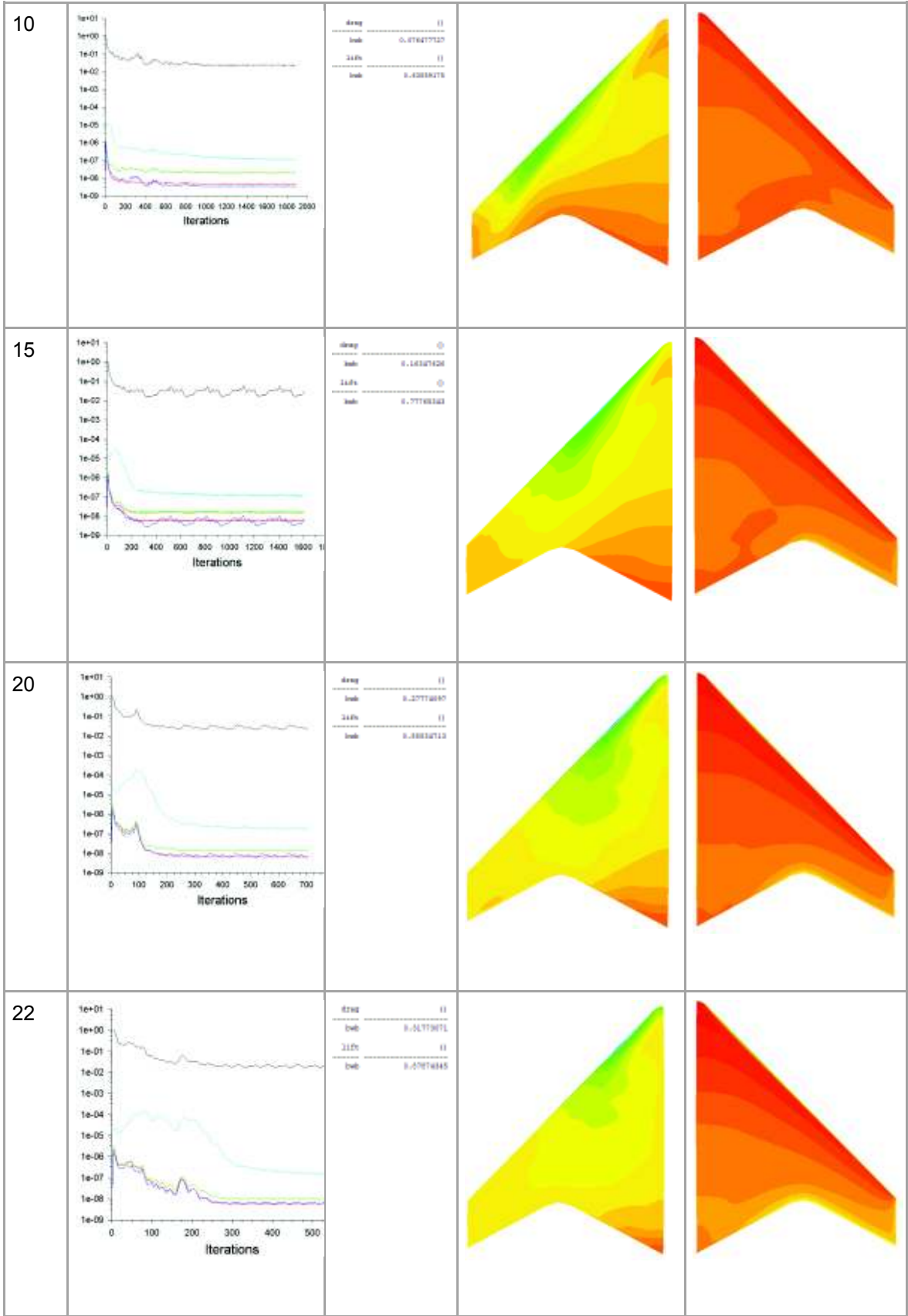
Moments of inertia: ( kilograms * square meters )
Taken at the output coordinate system.
lxx = 0.02677          lxy = 0.00276          lxz = 0.00000
lyx = 0.00276        lyy = 0.16615          lyz = 0.00000
lzx = 0.00000        lzy = 0.00000          lzz = 0.14013

```

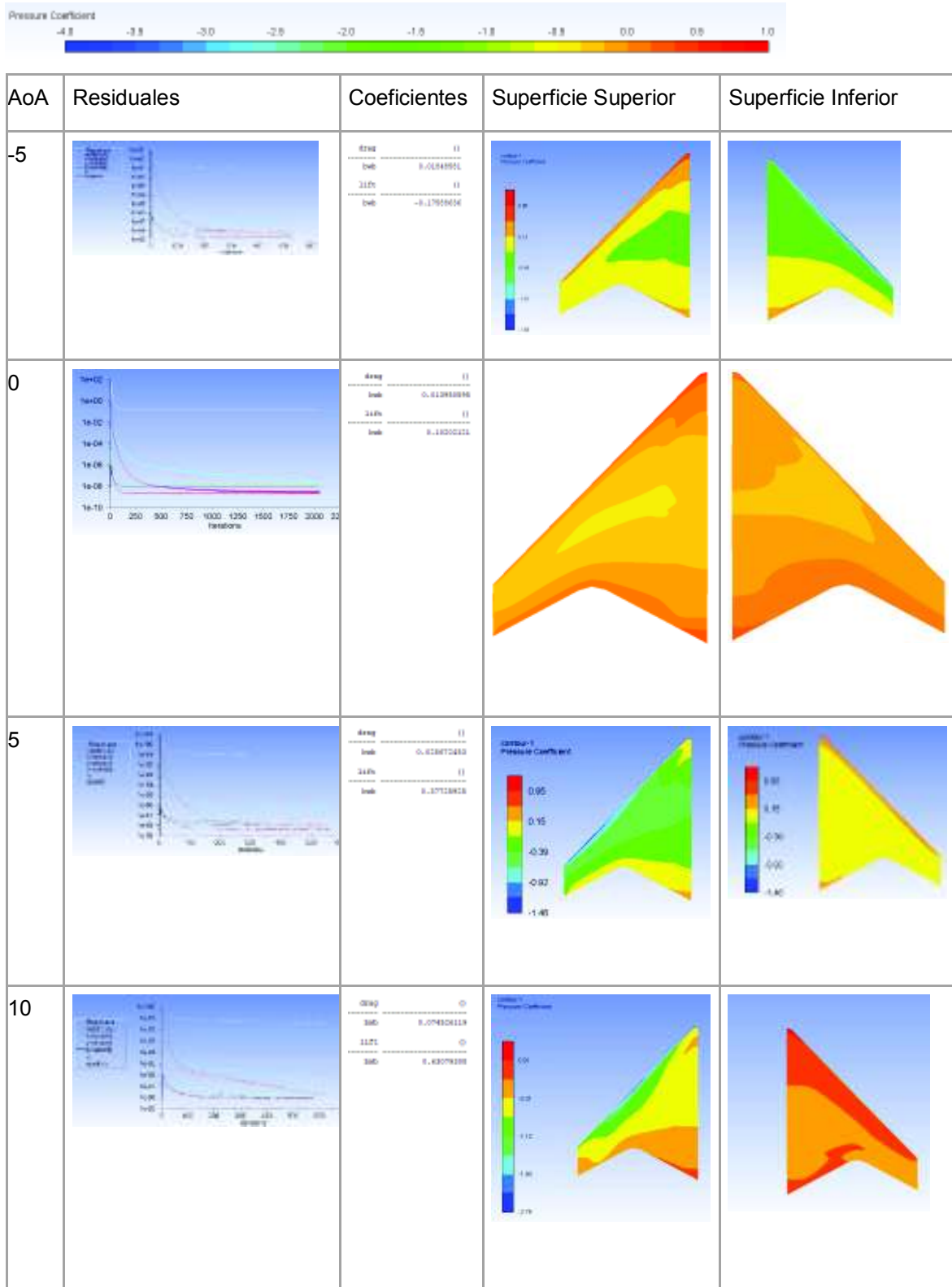
Figura 4.8. Propiedades geométricas KAIST BWB obtenidas de extraídas de SolidWorks.  
(Fuente: propia)

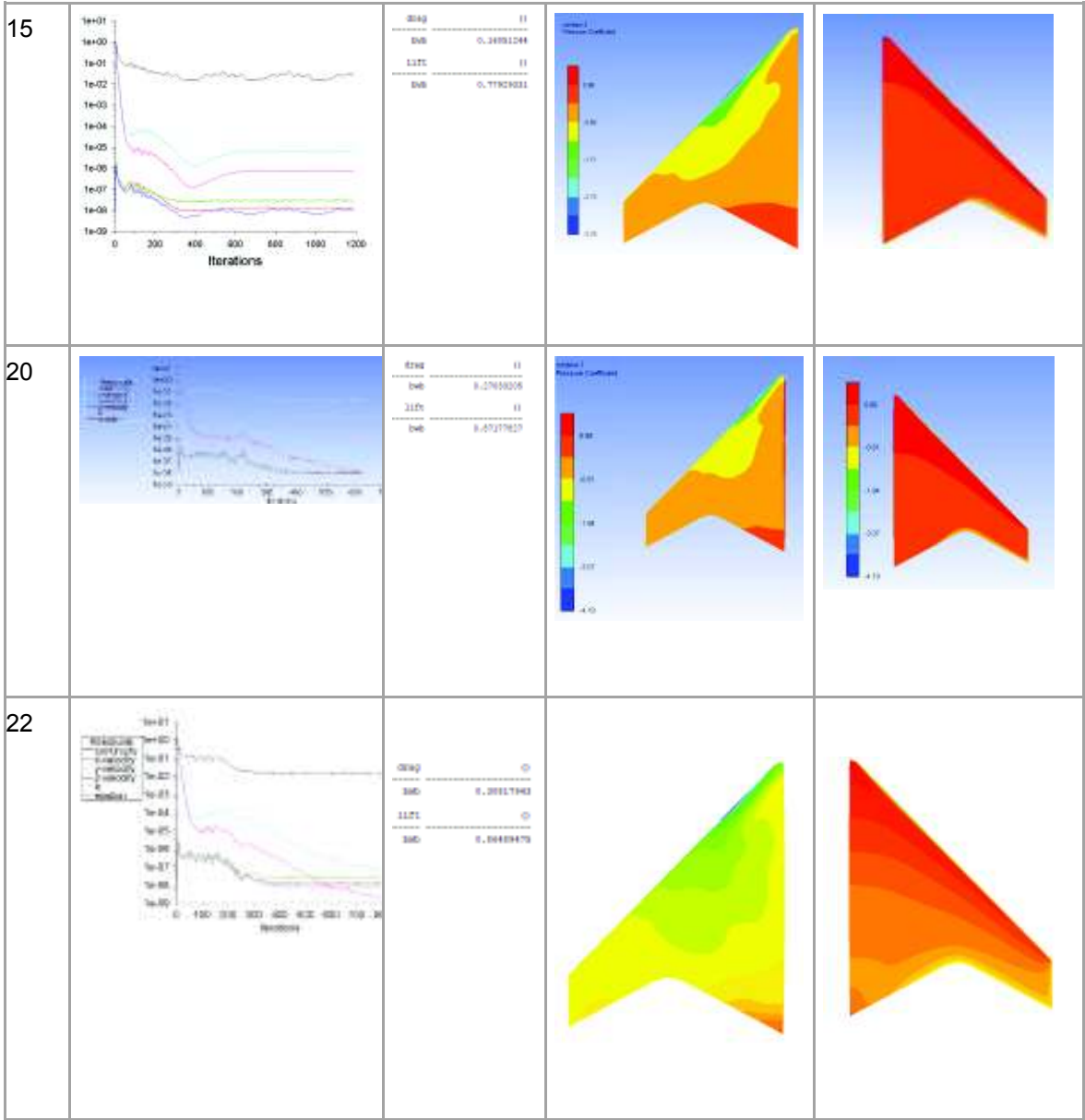
## ANEXO VII. Resultados de simulación de KAIST BWB con modelo S-A



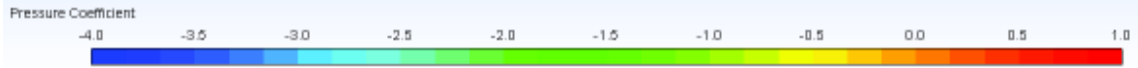


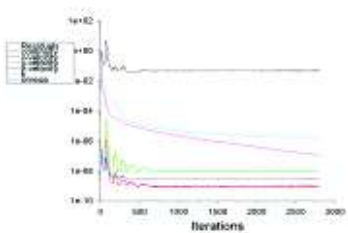


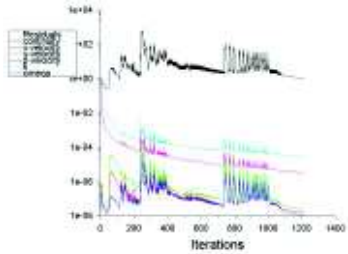


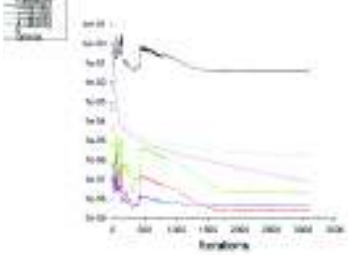


## ANEXO VIII. Resultados de simulación de KAIST BWB con modelo k-ε

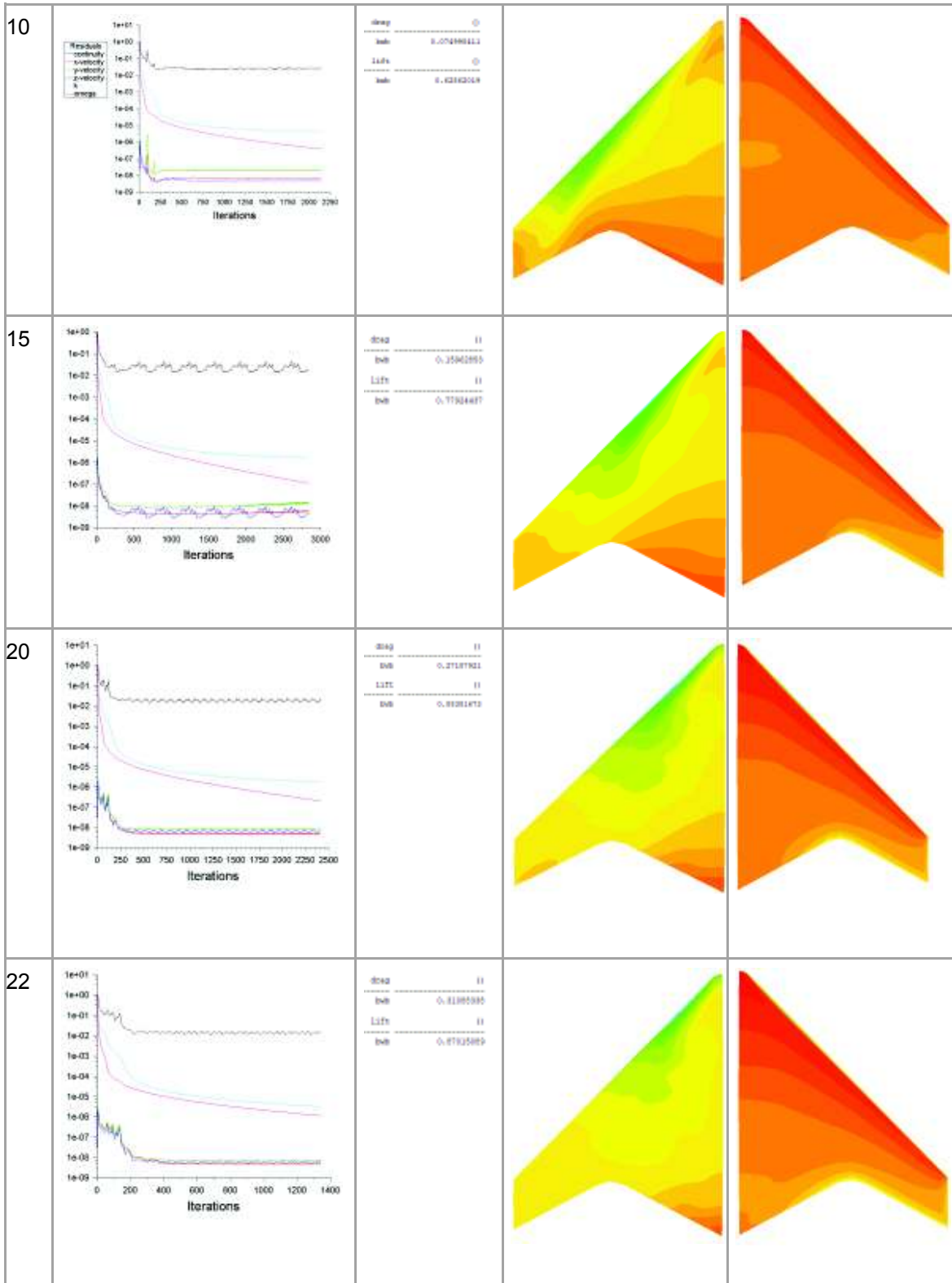




# ANEXO IX. Resultados de simulación de KAIST BWB con modelo SST k- $\omega$

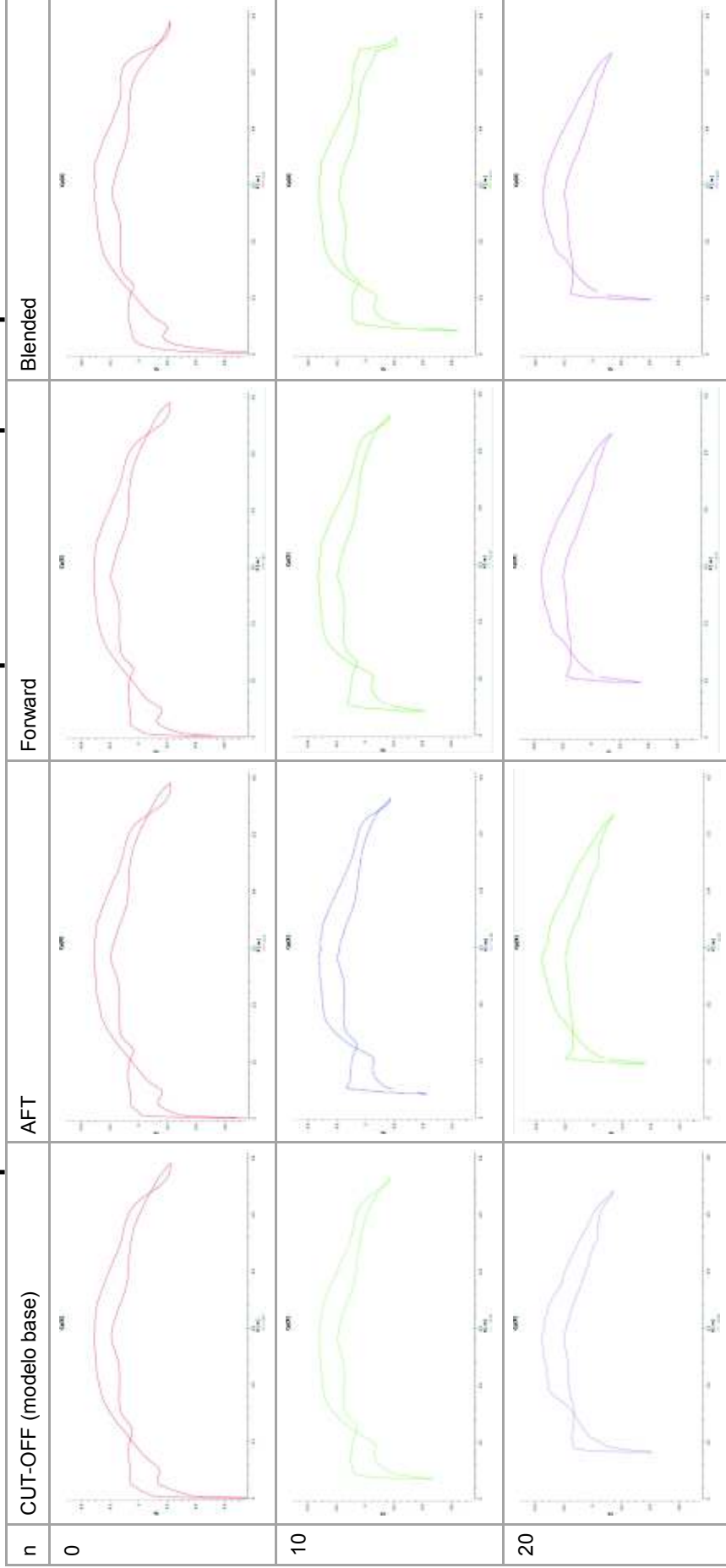


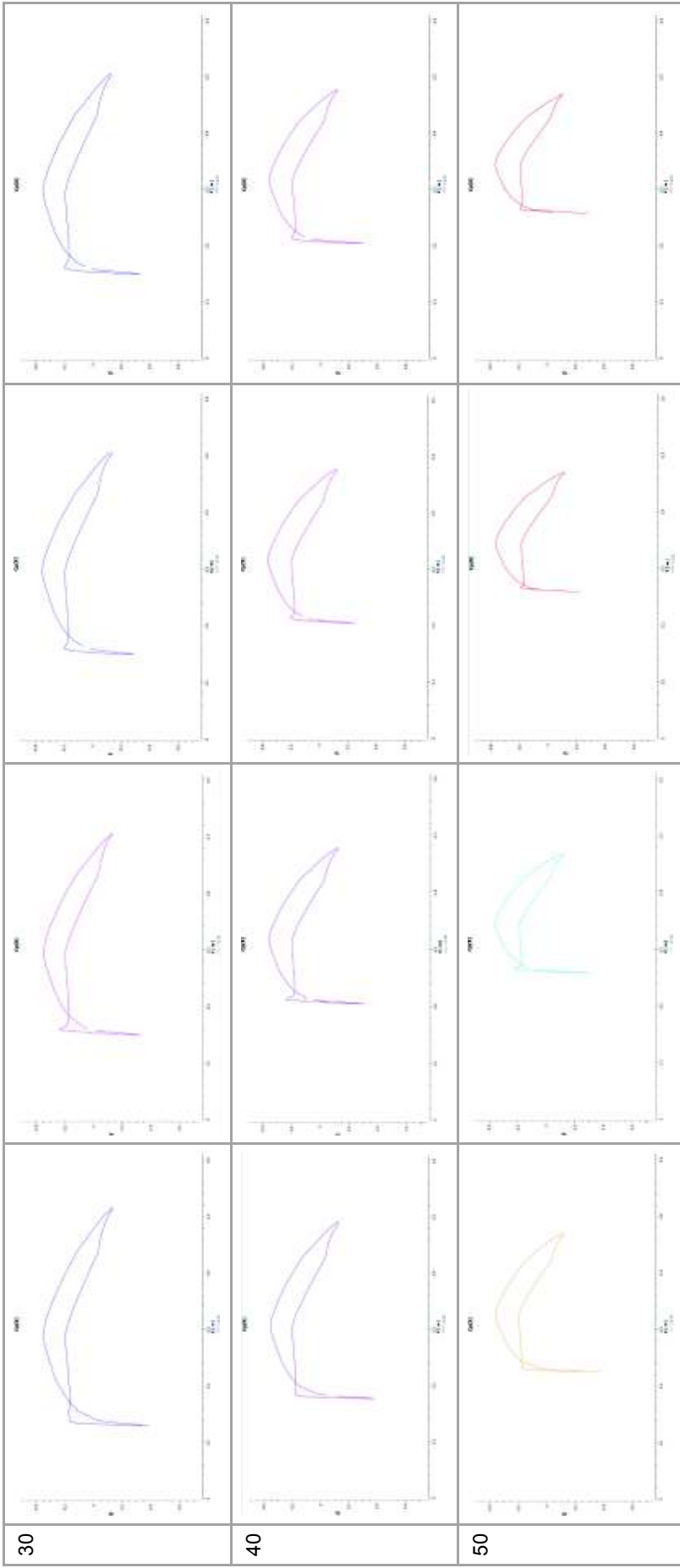
AoA	Residuales	Coefficientes	Superficie Superior	Superficie Inferior
-5		<pre>drag -----         lift  0.827880431      CLm   -----         CLm   -0.27681113</pre>		
0		<pre>drag -----         lift  0.612282832      CLm   -----         CLm   0.897811482</pre>		
5		<pre>drag ----- ⊙      lift  0.002284871      CLm   ----- ⊙      CLm   0.20449173</pre>		

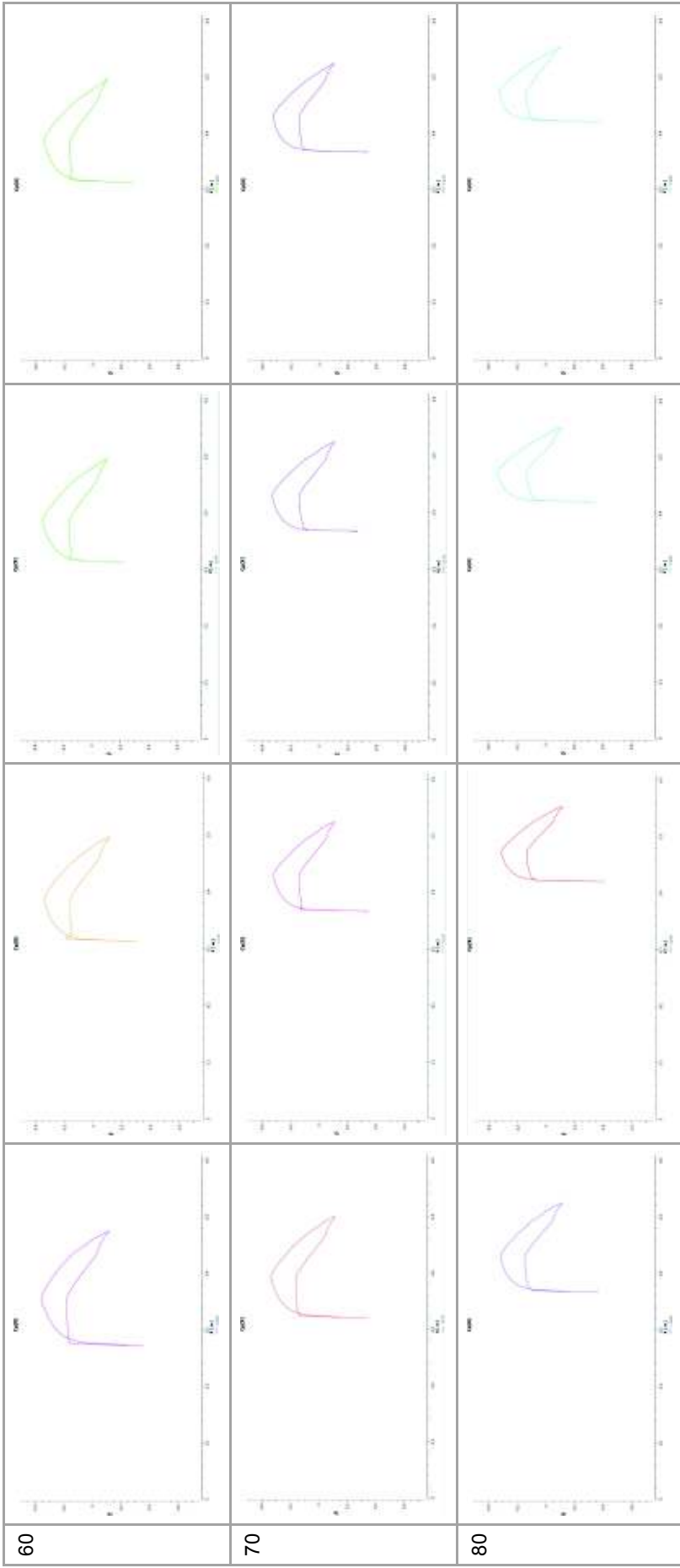


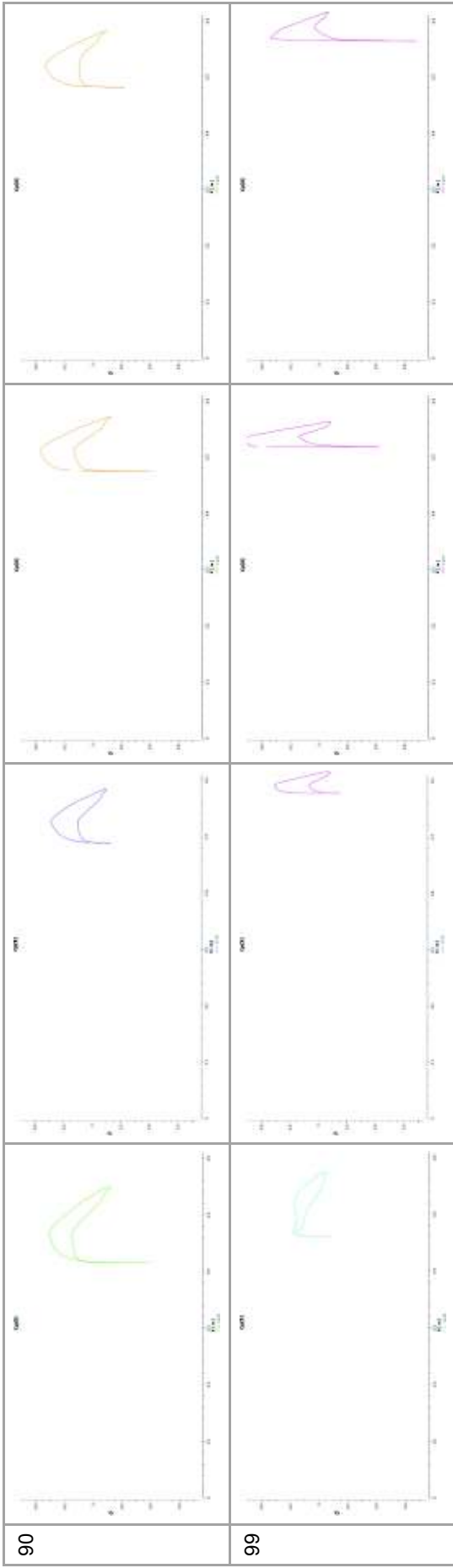


## ANEXO X. Distribución de $C_p$ en dirección de la sustentación para distintos tipos de puntas de alas



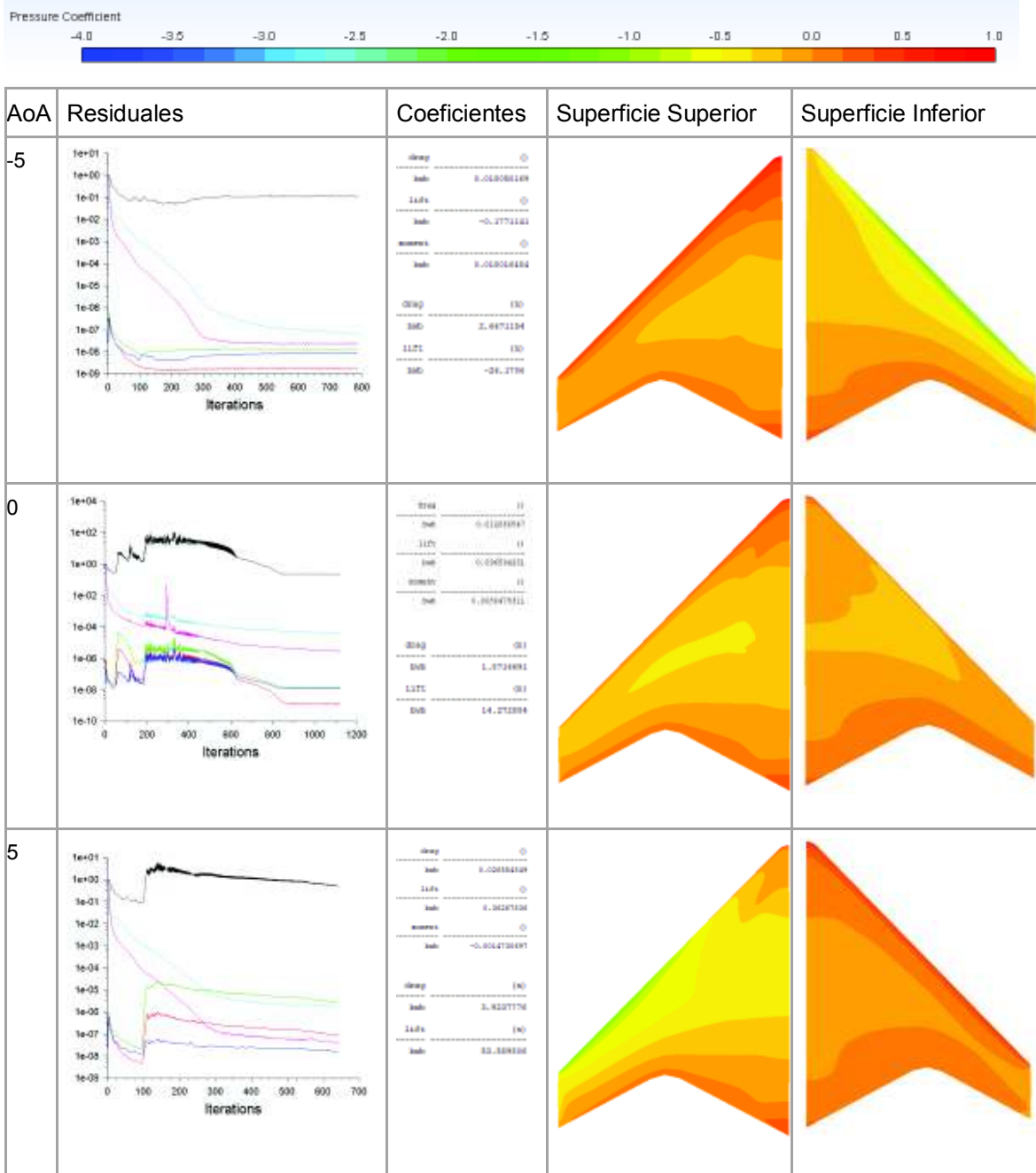


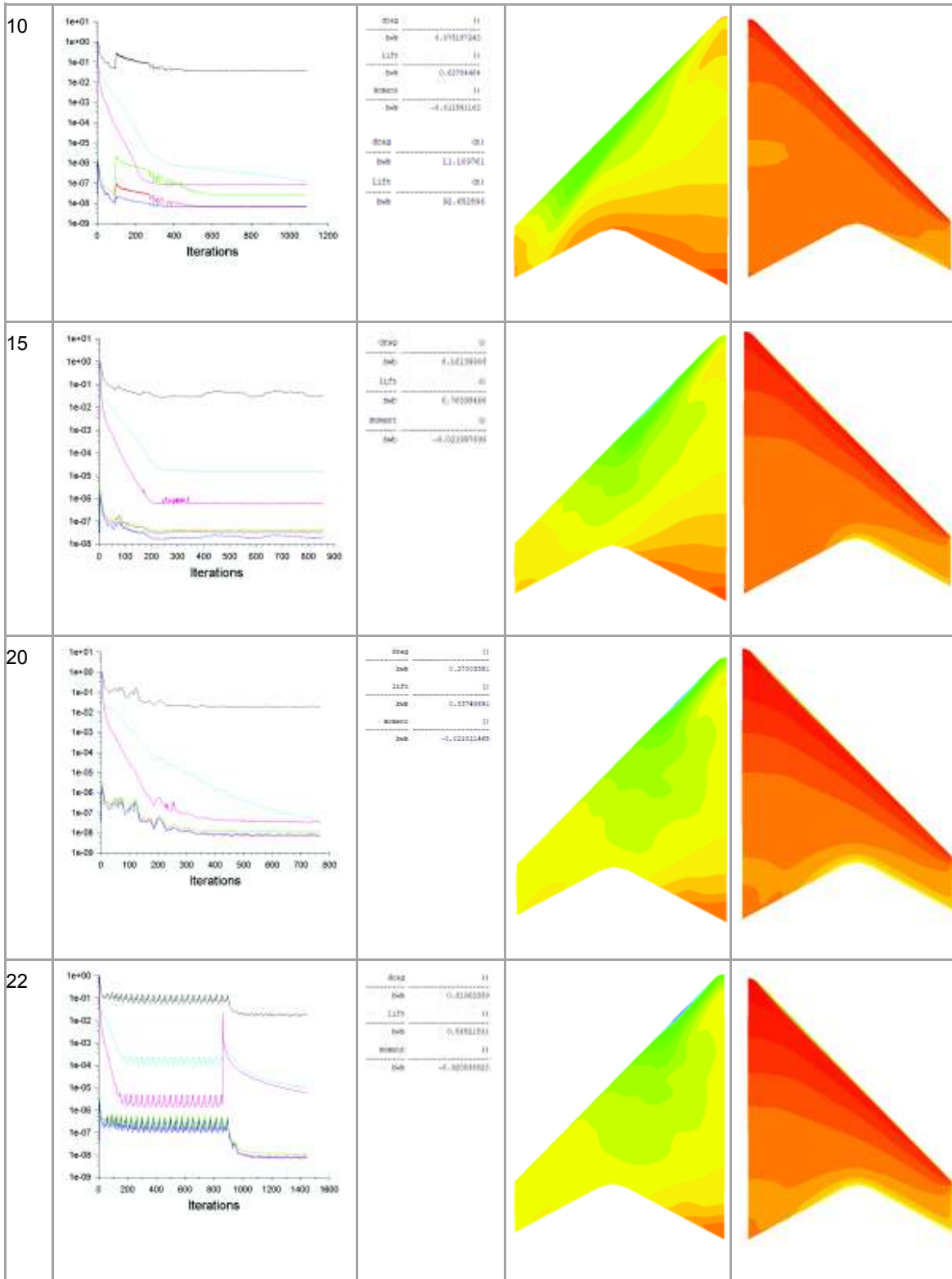


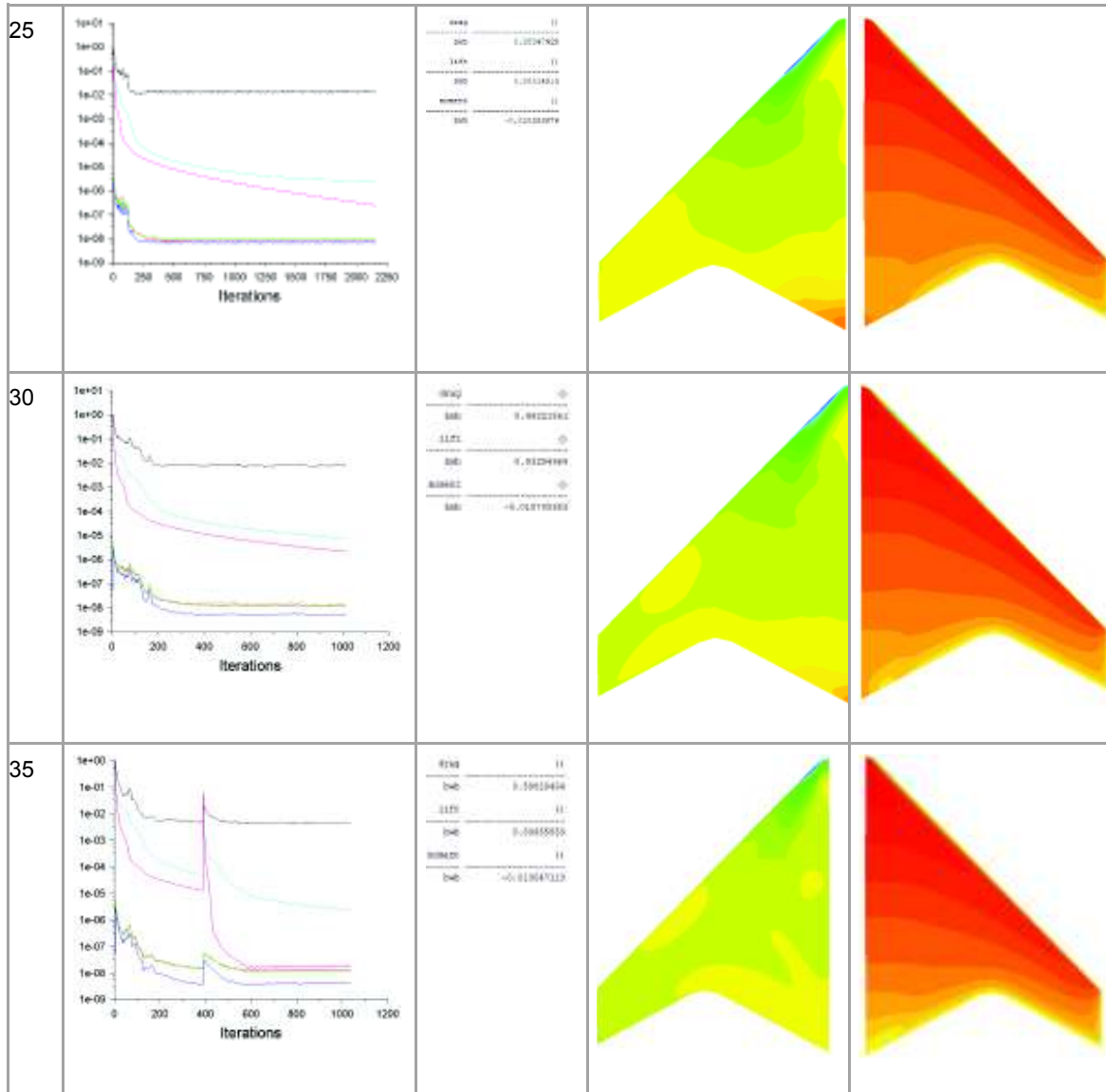


# ANEXO XI.

## Resultados de simulación de KAIST BWB a $Re_{MAC} 8.4 \times 10^5$







**ANEXO XII.**  
**Resultados completos de evaluación de puntas de alas.**

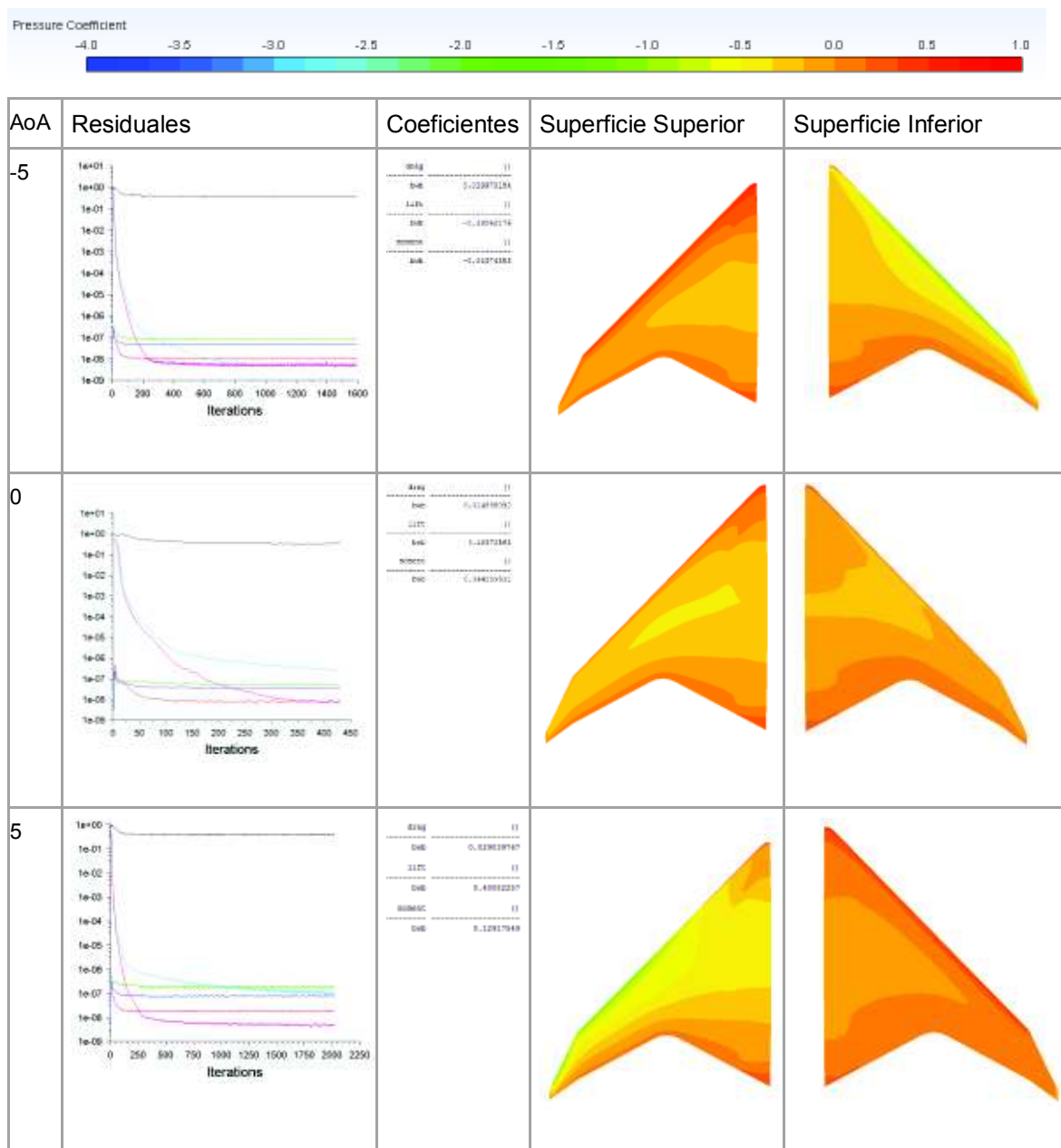
Tabla 4.3. Resultados de evaluación de puntas de alas

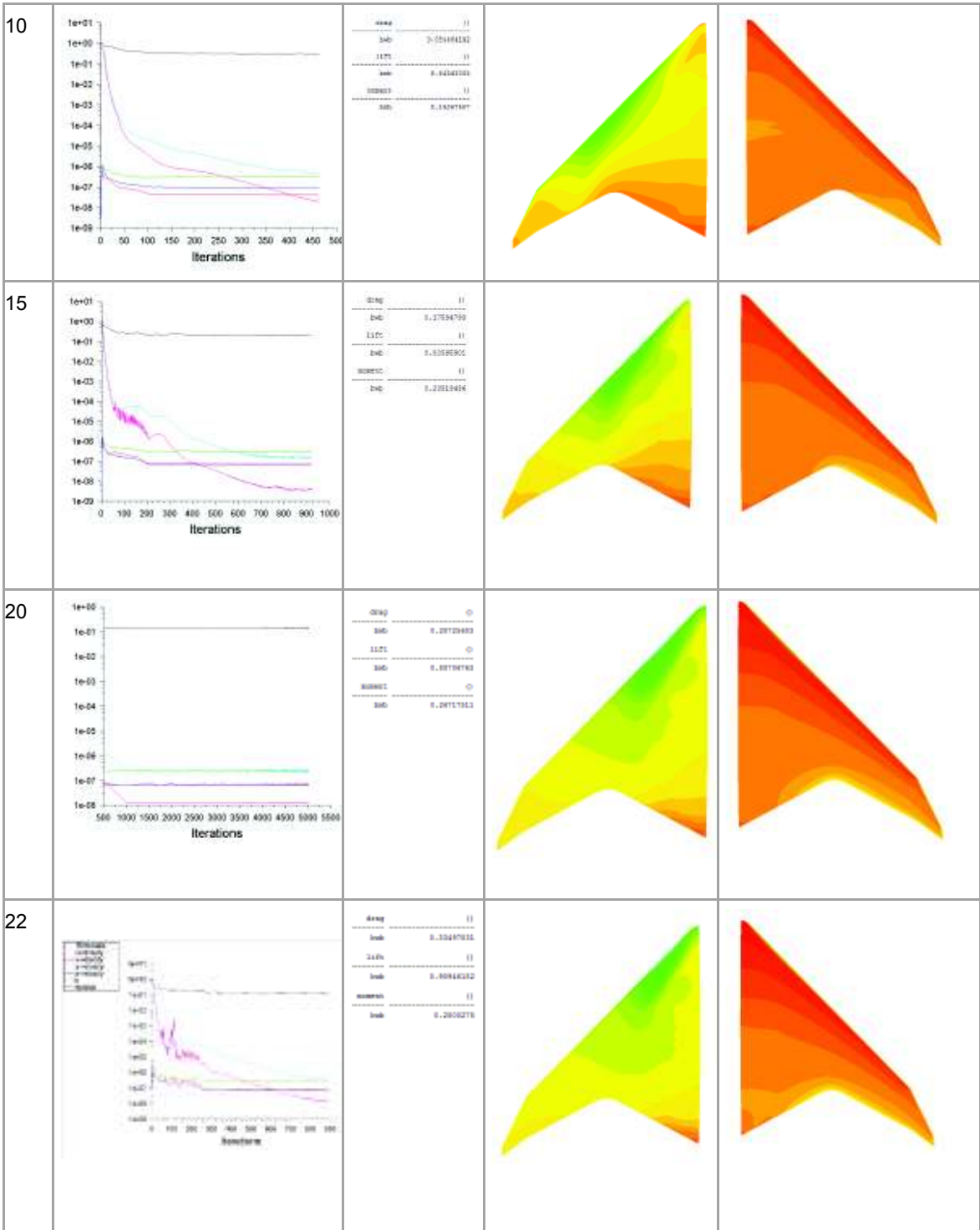
Parámetro	Rounded	Sharp	Cut Off	Spiroidal Winglet	Blenden Winglet	Classic Winglet	Horned	End-plate	Forward Sweep	AFT Sweep	Wing Grids	Ponderación
Facilidad de Manufactura	0.5	0.75	1	0	0.5	0	0.5	0	1	1	0	0.35
Flujo Circunvalante	0	0.5	0.5	0.5	1	1	0.5	1	1	1	0.5	0.25
Incremento de Peso	1	1	1	0	0.5	0	0.5	0.5	0.5	0.5	0.5	0.2
Diseño Subsónico	1	1	1	0	1	1	1	1	0	1	1	0.1
Envergadura Efectiva	0	0	0	1	1	1	0	1	0	0	0	0.1
<b>Resultado</b>	<b>0.475</b>	<b>0.688</b>	<b>0.775</b>	<b>0.225</b>	<b>0.725</b>	<b>0.45</b>	<b>0.5</b>	<b>0.55</b>	<b>0.7</b>	<b>0.8</b>	<b>0.325</b>	



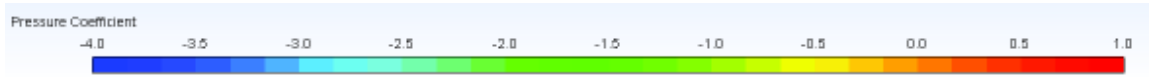
### ANEXI XIII.

## Resultados de simulación con AFT, FORWARD y BLENDED Tips. AFT

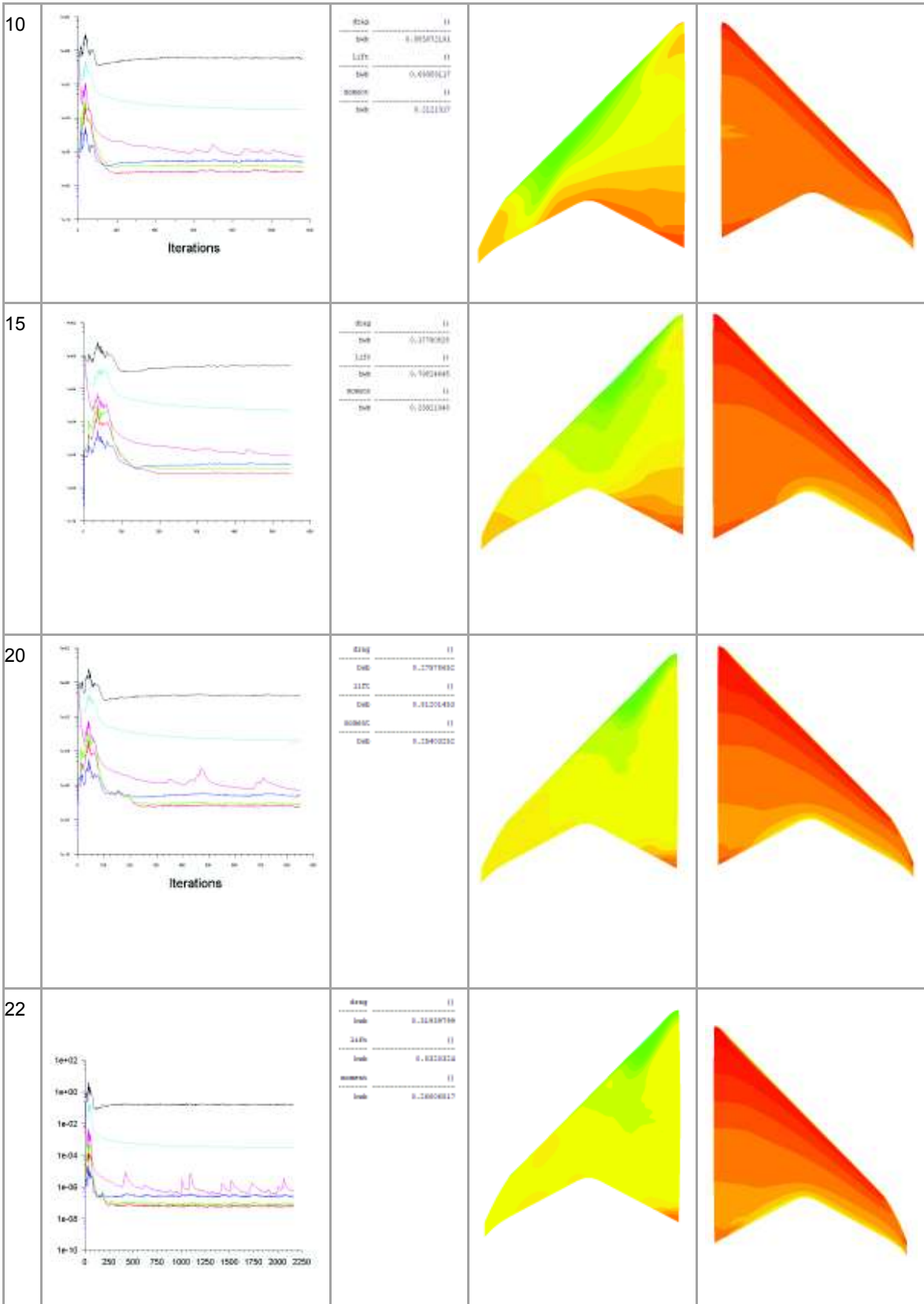




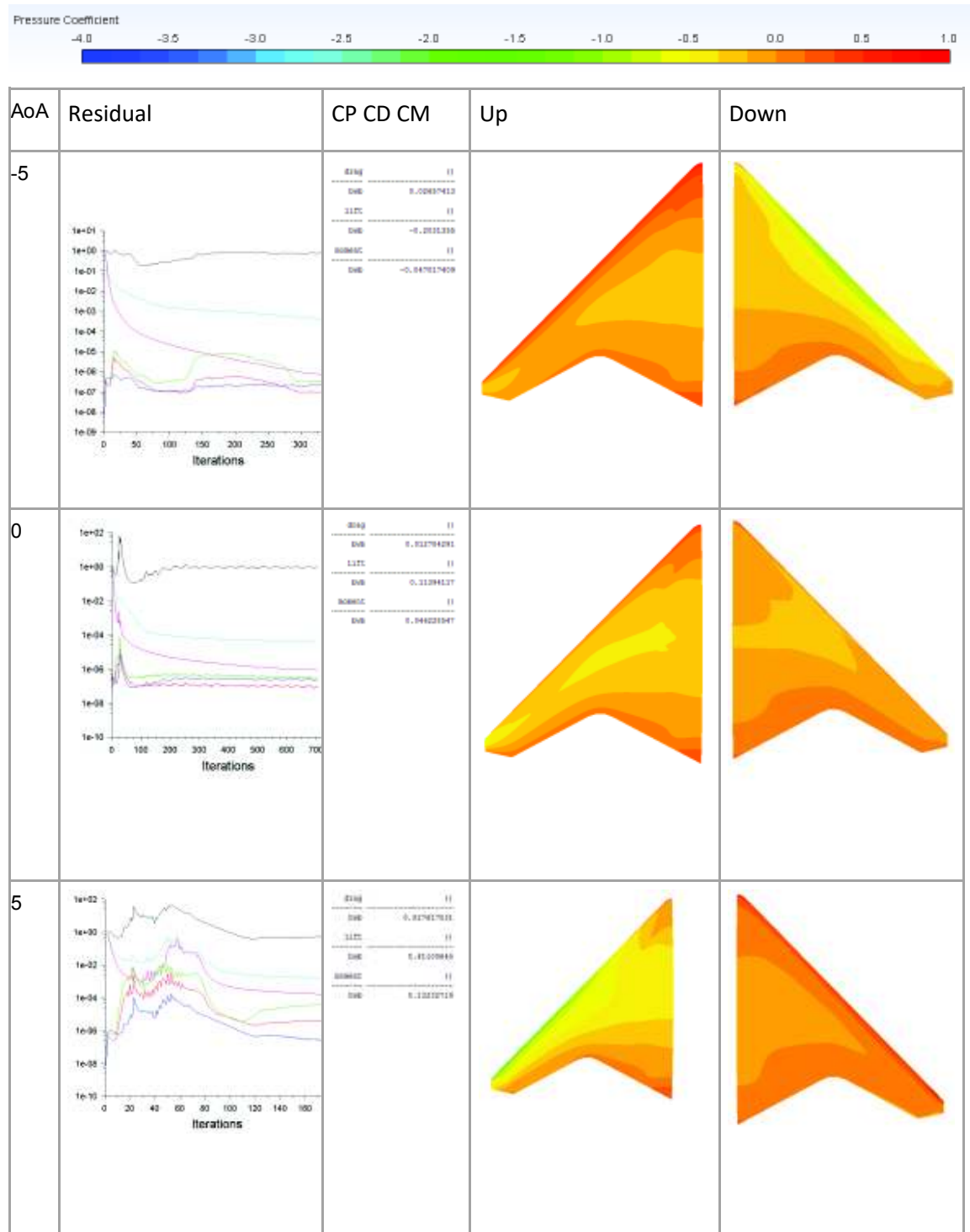
# BLENDED

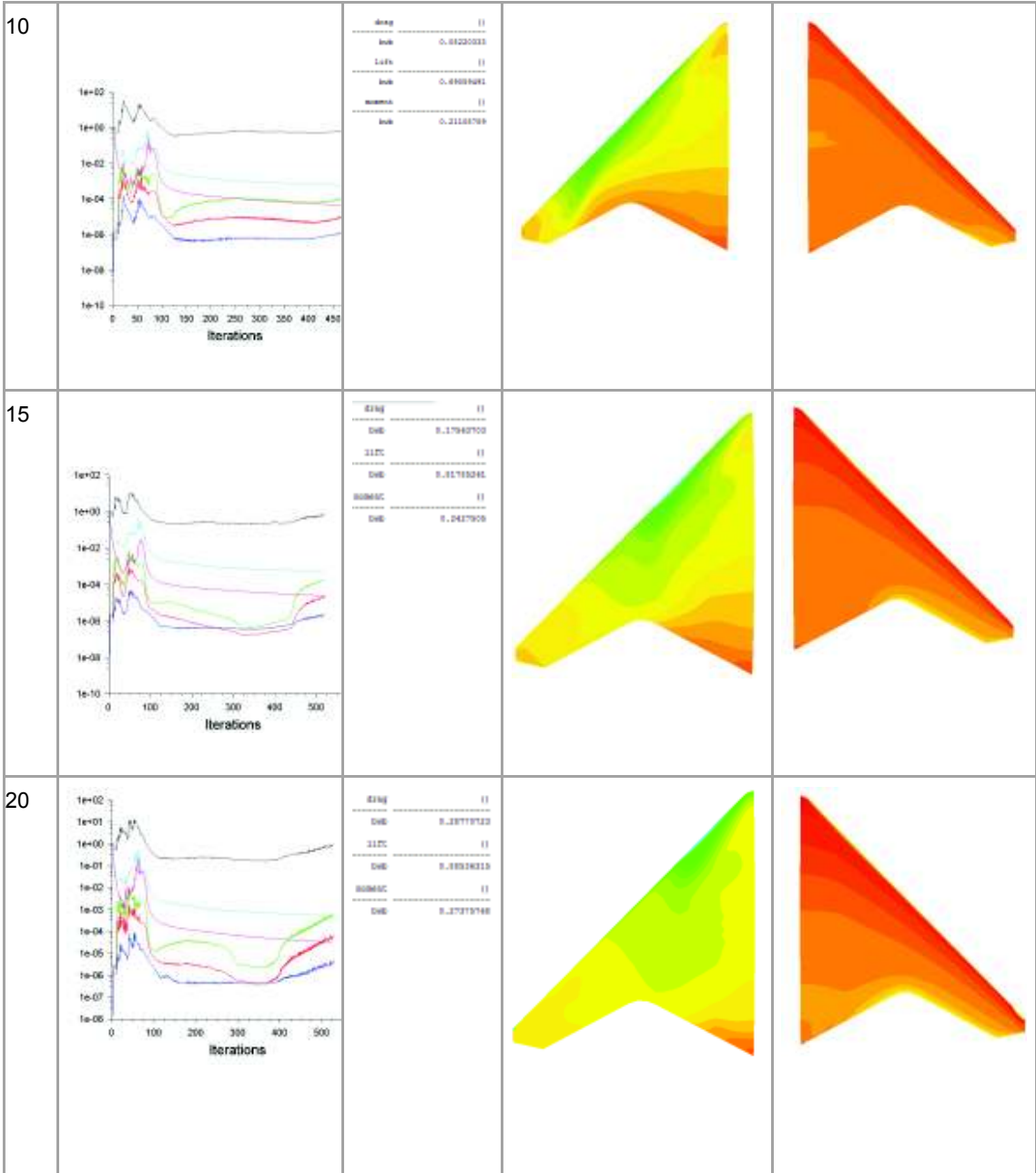


AoA	Residual	CP CD CM	Up	Down
-5	<p>Iterations</p>	<pre> drag         load      0.028228804 lift         load      -0.2828819 moment       load      -0.04682018           </pre>		
0	<p>Iterations</p>	<pre> drag         load      0.014218377 lift         load      0.119514221 moment       load      0.047511174           </pre>		
5	<p>Iterations</p>	<pre> drag         load      0.029483252 lift         load      0.102289719 moment       load      0.117355888           </pre>		

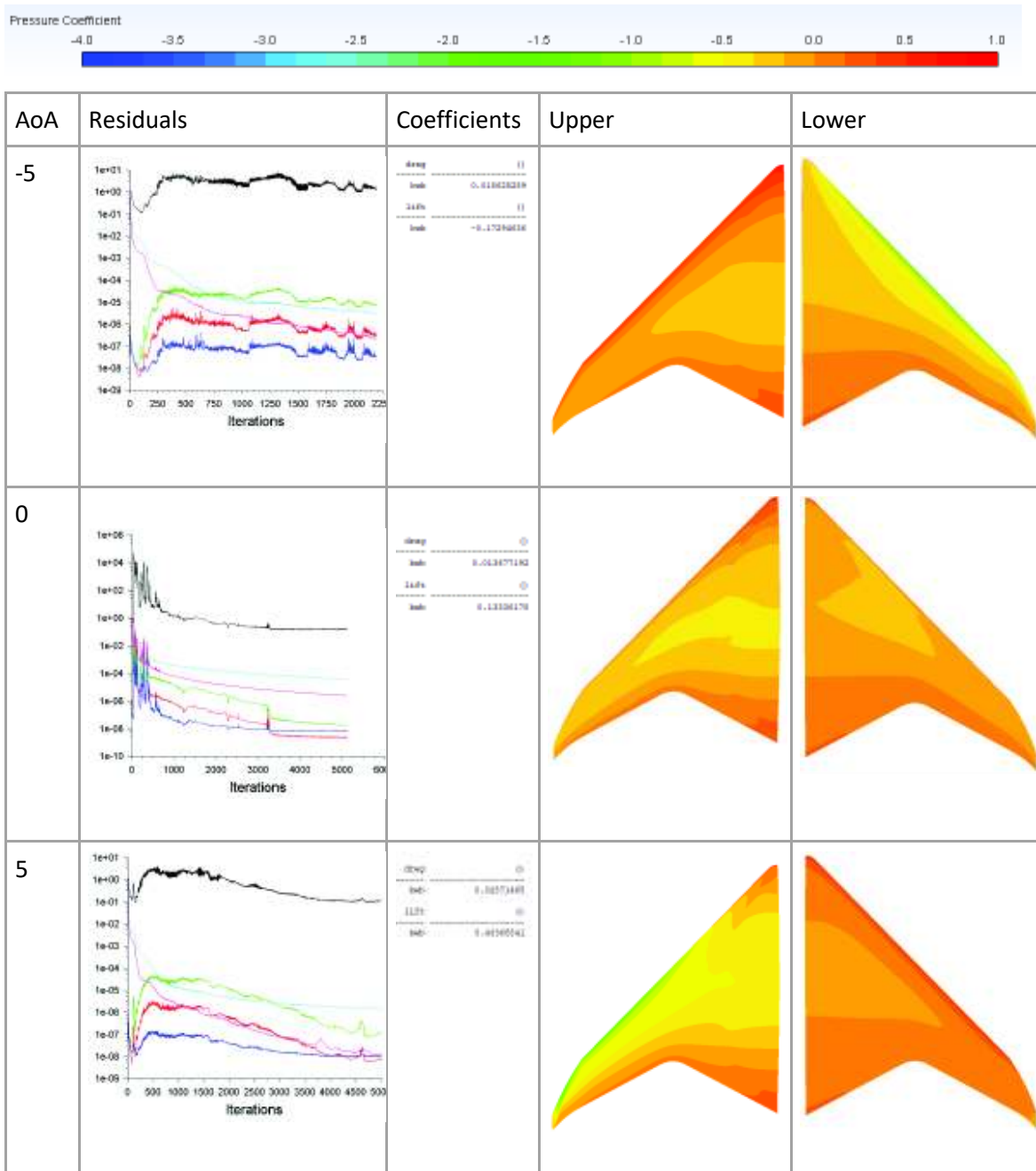


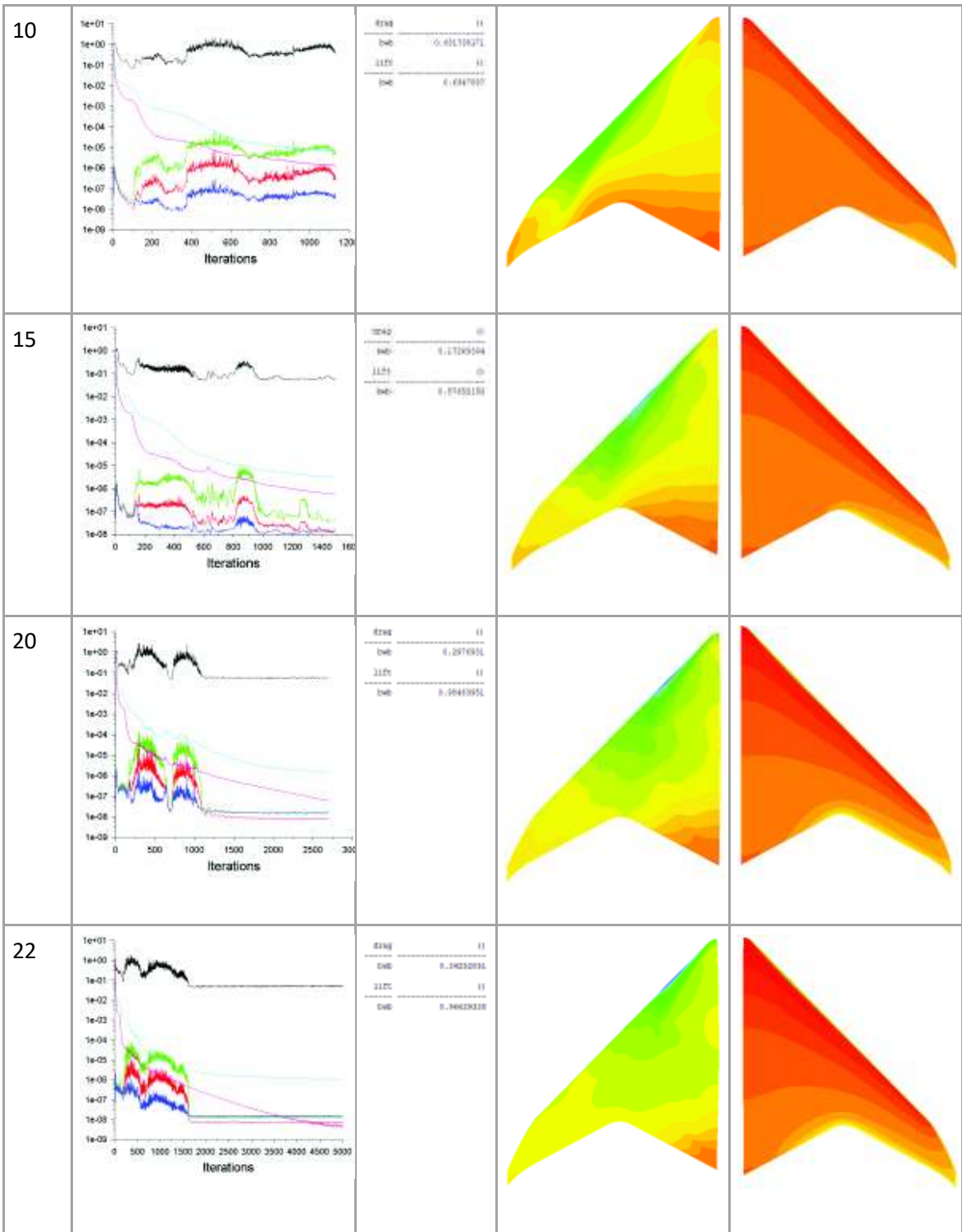
# FORWARD





## ANEXI XIV. Resultados simulación EPN BWB a $ReMAC\ 9 \times 10^5$ .







## ANEXI XV. Propiedades geométricas de EPN BWB

```

Mass properties of Blended Winglet V2
Configuration: Default
Coordinate system: -- default --

Density = 160.18463 kilograms per cubic meter

Mass = 1.29308 kilograms

Volume = 0.00807 cubic meters

Surface area = 0.59055 square meters

Center of mass: ( meters )
X = 0.29559
Y = 0.00869
Z = 0.00000

Principal axes of inertia and principal moments of inertia: ( kilograms * square meters )
Taken at the center of mass.
lx = (-0.00068, -0.00002, 1.00000)          Px = 0.01701
ly = ( 0.99999, -0.00409, 0.00068)        Py = 0.02894
lz = ( 0.00409, 0.99999, 0.00002)        Pz = 0.04537

Moments of inertia: ( kilograms * square meters )
Taken at the center of mass and aligned with the output coordinate system.
Lxx = 0.02894          Lxy = -0.00007          Lxz = -0.00001
Lyx = -0.00007        Lyy = 0.04537          Lyz = 0.00000
Lzx = -0.00001        Lzy = 0.00000          Lzz = 0.01701

Moments of inertia: ( kilograms * square meters )
Taken at the output coordinate system.
lxx = 0.02904          lxy = 0.00325          lxz = 0.00004
lyx = 0.00325          lyy = 0.15835          lyz = 0.00000
lzx = 0.00004          lzy = 0.00000          lzz = 0.13008

```

Figura 4.9. Propiedades geométricas EPN BWB obtenidas de extraídas de SolidWorks.  
(Fuente: propia)

## ANEXI XVI. Resultados simulación EPN BWB a $Re_{MAC} 8.4 \times 10^5$ .

