

UNIVERSIDAD DE CONCEPCIÓN
DIRECCIÓN DE POSTGRADO
PROGRAMA DE MAGÍSTER EN CIENCIAS DE LA INGENIERÍA CON MENCIÓN
EN INGENIERÍA MECÁNICA

OPTIMIZACIÓN AERODINÁMICA EN UNA AERONAVE CIVIL CON UNA
CONFIGURACIÓN ALAR DE ALTA RAZÓN DE ASPECTO REFORZADA
CON UN SOPORTE MEDIANTE SIMULACIÓN CFD.



TESIS PARA OPTAR AL GRADO DE MAGÍSTER EN CIENCIAS DE LA INGENIERÍA CON
MENCIÓN EN INGENIERÍA MECÁNICA

TUTOR: PABLO CORNEJO O.

JOCELYNE PAOLA UVIDIA CALLES

CONCEPCIÓN-CHILE

2020

RESUMEN

El incremento de la demanda de la aviación comercial y el indiscutible crecimiento de la industria aeronáutica civil ha generado la necesidad de introducir nuevas estrategias seguras, económicas y eficientes. Estas mejoras incluyen aspectos ambientales, financieros y aerodinámicos. Los aviones comerciales actuales son aproximadamente un 80% más eficientes que los primeros aviones de pasajeros, no obstante, la eficiencia aerodinámica se ha mantenido en cifras constantes, por lo que es necesario introducir nuevos diseños que cumplan con la demanda proyectada y con nuevas condiciones de vuelo a régimen transónico. Para validar estos nuevos diseños y mejoras, es necesario el uso de optimizadores aerodinámicos, sin embargo, los procesos aerodinámicos no son fácilmente cuantificables, por lo que se hace uso de modelos de cálculo basados en CFD. Sin embargo, pese a que las simulaciones traen consigo una importante disminución de costos a la hora de encontrar soluciones, el modelo es más abstracto que el sistema que representa ya que incluye simplificaciones que permiten enfocarse en los objetivos del estudio, por tal razón es muy importante considerar parámetros como discretización de la grilla computacional y el modelo de turbulencia, ya que de estos depende el nivel de captura de los fenómenos físicos. Por lo tanto, este proyecto tiene como objetivo, validar mediante simulaciones CFD, el estudio y resolución de problemas aerodinámicos; y analizar la factibilidad de uso de un dispositivo de control de flujo activo como parte de un proceso de optimización aerodinámica.

Para la validación de las simulaciones CFD se realiza un estudio sobre el perfil transónico RAE 2822 a $Ma=0.73$, $AOA=3.19^\circ$ y $Re=6.5 \times 10^6$; y se comparan los datos numéricos y los fenómenos físicos con los resultados experimentales disponibles en la literatura. De igual forma, en este estudio se realiza una comparación de los modelos de turbulencia RANS y DES, con el fin de analizar la factibilidad de uso de cada uno. Posteriormente se procede a optimizar la aerodinámica de una aeronave civil con configuración alar de alta razón de aspecto reforzada con un soporte, mediante la implementación de un dispositivo de control de flujo activo (AFC). Para esto se simula el caso base, se identifica los fenómenos físicos presentes y los procesos que los generan y se analiza el beneficio de la aplicación del control de flujo activo a través de la comparación de los resultados entre el caso base y el avión con el dispositivo AFC instalado. Igualmente, en este estudio se realiza un análisis de sensibilidad por lo que el número de Mach varía para un rango: $Ma=0.74-0.80$, con un paso de 0.005 Mach.

Al analizar los resultados de la simulación, la metodología se valida debido a la alta correlación entre los resultados y los datos experimentales, por lo que las simulaciones CFD pueden utilizarse para generar correlaciones y modelos dirigidos a optimizadores aerodinámicos. Del análisis de los modelos de turbulencia se presenta que si bien ambos modelos no difieren en gran medida en los resultados, el modelo más factible para la resolución de problemas aerodinámicos es RANS $K-\omega$ SST ya que genera resultados más precisos, además pese a que, el modelo DES genera con mayor detalle los fenómenos producto de la turbulencia, los resultados no compensan la complejidad y el alto costo computacional que conlleva; por lo que se recomienda su uso para estudios de geometría más compleja y flujo más

complejo en donde sea necesario analizar fenómenos en detalle. De la simulación de la aeronave con una junta ala - refuerzo, se determina que, en la zona cercana a la unión del ala y el soporte, se genera un arrastre significativo, producto de una fuerte onda de choque confinada por el intradós del ala y el extradós del soporte, y se intensifica con el aumento de número de Mach, disminuyendo así su eficiencia aerodinámica. No obstante, al implementar el AFC se presentan cambios favorables, ya que disminuye los efectos y, por ende, el arrastre generado por las ondas de choque; retrasa la separación de la capa límite ya que la energiza; retrasa el inicio del buffet, sin generar pérdidas de eficiencia aerodinámica y, en consecuencia, incrementa el número de Mach al cual se puede obtener los valores máximos.



ÍNDICE DE CONTENIDO

CAPITULO 1	1
Introducción	1
1.1. Objetivos	5
1.1.1. Objetivo general	5
1.1.2. Objetivos específicos.....	5
CAPITULO 2	6
Marco Teórico.....	6
2.1. Principios Básicos de CFD.....	6
2.1.1. Discretización.....	6
2.2. Ecuaciones Fundamentales.....	7
2.2.1. Conservación de masa.....	7
2.2.2. Ecuaciones de Navier-Stokes	7
2.3. Condiciones de Borde	8
2.4. Tipos de Escorrimento	8
2.5. Ecuaciones Promediadas de Reynolds (RANS).....	9
2.6. Modelos de Turbulencia.....	10
2.6.1. Modelo RANS Spalart – Allmaras.....	10
2.6.2. Modelo RANS K- ω SST	11
2.6.3. Modelo DES (Detached Eddy Simulation)	11
2.7. Flujo Compresible e Incompresible	12
CAPITULO 3	13
Modelo de Validación: Simulación de un Perfil Alar en un Túnel de Viento	13
3.1. Volumen de Control	13
3.2. Grilla Computacional	15
3.2.1. Tamaño del primer elemento.....	15
3.2.2. Confección de la grilla computacional.....	16
3.3. Modelo en ANSYS Fluent	17
3.3.1. Modelo de Turbulencia	17
3.3.2. Materiales	17
3.3.3. Condiciones de Borde	17
3.3.4. Esquemas de Discretización.....	18
3.4. Resultados	18

3.4.1.	Coeficiente de Presión.....	19
3.4.2.	Coeficiente de Fricción	19
3.4.3.	Perfil de Velocidades.....	20
3.4.4.	Coeficientes Aerodinámicos.....	21
CAPITULO 4		23
Modelo de Validación: Comparación entre Modelos RANS Spalart – Allmaras, RANS K- ω SST y DES		23
4.1.	Implementación de los modelos de turbulencia	23
4.2.	Resultados	24
4.3.	Análisis.....	27
CAPITULO 5		30
Simulación de una Aeronave con una Configuración Alar de Alta Razón de Aspecto Reforzada con un Soporte: Caso Base.....		30
5.1.	Volumen de Control	30
5.2.	Grilla Computacional	32
5.2.1.	Tamaño del primer elemento.....	32
5.2.2.	Confección de la grilla computacional.....	32
5.3.	Modelo en ANSYS Fluent	34
5.3.1.	Modelo de Turbulencia	35
5.3.2.	Materiales	35
5.3.3.	Condiciones de Borde	35
5.3.4.	Esquemas de Discretización.....	36
5.4.	Resultados	36
5.4.1.	Coeficiente de Presión.....	36
5.4.2.	Número de Mach.....	37
5.4.3.	Wall Shear Stress X Direction.....	39
5.4.4.	Wave Drag Function	40
5.4.5.	Coeficientes Aerodinámicos.....	41
5.4.6.	Detección de Inicio de Buffet.....	42
CAPITULO 6		45
Sistemas de Reducción de Resistencia Aerodinámica: Estrategia de Control de Flujo Activo		45
6.1.	Control de Flujo Pasivo	46
6.2.	Control de Flujo Activo	46
6.2.1.	Inyección y succión.....	46

6.2.2. Optimización de parámetros del control de flujo activo.....	47
CAPITULO 7	49
Simulación de una Aeronave con una Configuración Alar de Alta Razón de Aspecto Reforzada con un Soporte: Implementación de Control de Flujo Activo	49
7.1. Volumen de Control	49
7.2. Grilla Computacional	50
7.3. Modelo en ANSYS Fluent	51
7.4. Cálculo y Optimización del Control de Flujo Activo	51
7.5. Resultados	52
7.5.1. Coeficiente de Presión.....	52
7.5.2. Número de Mach.....	52
7.5.3. Wall Shear Stress X Direction.....	53
7.5.4. Wave Drag Function	53
7.5.5. Coeficientes de Momentum y Coeficientes Aerodinámicos	54
7.5.6. Detección de Inicio de Buffet.....	55
7.6. Discusión.....	57
CAPITULO 8	59
Conclusiones y perspectivas.....	59
8.1. Conclusiones	59
8.2. Perspectivas.....	60
REFERENCIAS	61
BIBLIOGRAFÍA.....	66
ANEXOS.....	67
Anexo I: Modelos de Turbulencia en DES	67
A.1.1. DES basado en Spalart – Allmaras.....	67
A.1.2. DES basado en K – ϵ Realizable	67
A.1.3. DES basado en K- ω SST.....	67
Anexo II: Tamaño del Primer Elemento a partir del y^+	69
Anexo III: Tipos de Arrastre involucrados en el Estudio de la Aerodinámica	70
A.3.1. Induced Drag	70
A.3.2. Parasit Drag	70
A.3.3. Form Drag	71
A.3.4. Friction Drag	71
A.3.5. Interference Drag.....	72

A.3.6.	Wave Drag.....	73
Anexo IV: Resultados de las Simulaciones de la Aeronave con una Junta Ala - Refuerzo: Caso Base e Implementación de Control de Flujo Activo		74
A.4.1.	Caso Mach 0.74.....	74
A.4.1.1.	Coeficiente de Presión.....	74
A.4.1.2.	Número de Mach	74
A.4.1.3.	Wall Shear Stress X Direction.....	75
A.4.1.4.	Wave Drag Function.....	75
A.4.1.5.	Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico.....	76
A.4.2.	Caso Mach 0.745.....	77
A.4.2.1.	Coeficiente de Presión.....	77
A.4.2.2.	Número de Mach	78
A.4.2.3.	Wall Shear Stress X Direction.....	78
A.4.2.4.	Wave Drag Function.....	79
A.4.2.5.	Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico.....	79
A.4.3.	Caso Mach 0.75.....	80
A.4.3.1.	Coeficiente de Presión.....	80
A.4.3.2.	Número de Mach	81
A.4.3.3.	Wall Shear Stress X Direction.....	82
A.4.3.4.	Wave Drag Function.....	82
A.4.3.5.	Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico.....	83
A.4.4.	Caso Mach 0.755.....	84
A.4.4.1.	Coeficiente de Presión.....	84
A.4.4.2.	Número de Mach	84
A.4.4.3.	Wall Shear Stress X Direction.....	85
A.4.4.4.	Wave Drag Function.....	85
A.4.4.5.	Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico.....	86
A.4.5.	Caso Mach 0.76.....	87
A.4.5.1.	Coeficiente de Presión.....	87
A.4.5.2.	Número de Mach	88
A.4.5.3.	Wall Shear Stress X Direction.....	88
A.4.5.4.	Wave Drag Function.....	89
A.4.5.5.	Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico.....	89

A.4.6.	Caso Mach 0.765.....	90
A.4.6.1.	Coeficiente de Presión.....	90
A.4.6.2.	Número de Mach.....	91
A.4.6.3.	Wall Shear Stress X Direction.....	92
A.4.6.4.	Wave Drag Function.....	92
A.4.6.5.	Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico.....	93
A.4.7.	Caso Mach 0.77.....	94
A.4.7.1.	Coeficiente de Presión.....	94
A.4.7.2.	Número de Mach.....	94
A.4.7.3.	Wall Shear Stress X Direction.....	95
A.4.7.4.	Wave Drag Function.....	95
A.4.7.5.	Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico.....	96
A.4.8.	Caso Mach 0.775.....	97
A.4.8.1.	Coeficiente de Presión.....	97
A.4.8.2.	Número de Mach.....	98
A.4.8.3.	Wall Shear Stress X Direction.....	98
A.4.8.4.	Wave Drag Function.....	99
A.4.8.5.	Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico.....	99
A.4.9.	Caso Mach 0.78.....	100
A.4.9.1.	Coeficiente de Presión.....	100
A.4.9.2.	Número de Mach.....	101
A.4.9.3.	Wall Shear Stress X Direction.....	102
A.4.9.4.	Wave Drag Function.....	102
A.4.9.5.	Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico.....	103
A.4.10.	Caso Mach 0.785.....	104
A.4.10.1.	Coeficiente de Presión.....	104
A.4.10.2.	Número de Mach.....	104
A.4.10.3.	Wall Shear Stress X Direction.....	105
A.4.10.4.	Wave Drag Function.....	105
A.4.10.5.	Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico.....	106
A.4.11.	Caso Mach 0.79.....	107
A.4.11.1.	Coeficiente de Presión.....	107
A.4.11.2.	Número de Mach.....	108

A.4.11.3. Wall Shear Stress X Direction.....	108
A.4.11.4. Wave Drag Function.....	109
A.4.11.5. Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico.....	109
A.4.12. Caso Mach 0.795.....	110
A.4.12.1. Coeficiente de Presión.....	110
A.4.12.2. Número de Mach.....	111
A.4.12.3. Wall Shear Stress X Direction.....	112
A.4.12.4. Wave Drag Function.....	112
A.4.12.5. Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico.....	113
A.4.13. Caso Mach 0.80.....	114
A.4.13.1. Coeficiente de Presión.....	114
A.4.13.2. Número de Mach.....	114
A.4.13.3. Wall Shear Stress X Direction.....	115
A.4.13.4. Wave Drag Function.....	115
A.4.13.5. Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico.....	116



ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1. Ilustración de la configuración de ala reforzada con un soporte	2
Figura 2. Enfoque de los modelos de turbulencia según la escala de remolino	4
Figura 3. Método de diferencias finitas	6
Figura 4. Método de volúmenes finitos	7
Figura 5. Esquema del perfil aerodinámico RAE 2822	13
Figura 6. Modelo geométrico del ala para el caso de estudio	14
Figura 7. Volumen de control para el caso de estudio.....	15
Figura 8. Grilla computacional final	16
Figura 9. Comparación de la distribución de C_p con los datos experimentales del RAE 2822....	19
Figura 10. Comparación de la distribución de C_f con los datos experimentales del RAE 2822.....	20
Figura 11. Comparación del perfil de velocidades en la zona de la estela del RAE 2822 con los datos experimentales	20
Figura 12. Comparación de la distribución de: C_p (a), C_f (b) y perfil de velocidades en la zona de la estela a $x/c=1.025$ (c); para los modelos de turbulencia: RANS y DES. Caso $AOA=3.19^\circ$..	24
Figura 13. Comparación de la distribución de: C_p (a), C_f (b) y perfil de velocidades en la zona de la estela a $x/c=1.025$ (c); para los modelos de turbulencia: RANS y DES. Caso $AOA=6^\circ$	25
Figura 14. Contorno de número de Mach alrededor del perfil RAE 2822. Caso $AOA=3.19^\circ$. (a) RANS S-A, (b) RANS K- ω SST, (c) DES.....	26
Figura 15. Contorno de número de Mach alrededor del perfil RAE 2822. Caso $AOA=6^\circ$. (a) RANS S-A, (b) RANS K- ω SST, (c) DES	27
Figura 16. Modelo geométrico para el caso de estudio	31
Figura 17. Volumen de control final	32
Figura 18. Grilla computacional global	33
Figura 19. Malla tipo Cut-Cell	34
Figura 20. Interfase Elementos Hexaédricos-Poliédricos	34
Figura 21. Mallado en la zona de interés y capa límite.....	34
Figura 22. Condiciones de Borde en la malla	35
Figura 23. Coeficiente de presión.....	37
Figura 24. Número de Mach. Posición en Y= (a) 15.5 [m]; (b) 16 [m]; (c) 16.41 [m]; (d) 16.67 [m]	38

Figura 25. Fuerza de corte en dirección X	39
Figura 26. Wave drag generado	40
Figura 27. Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico del ala para Y=16.41 [m].....	43
Figura 28. Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico del soporte para Y=16.41 [m].....	43
Figura 29. Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico del ala para Y=16.67 [m].....	43
Figura 30. $x/c _{M=1}$ vs. Mach para las secciones: (a) ala en Y=16.41 [m]; (b) soporte en Y=16.41 [m]; (c) ala en Y=16.67 [m]	44
Figura 31. Estrategias de control de flujo activo	45
Figura 32. Parámetros geométricos del SCB	46
Figura 33. Jet sintético con flujo de masa cero	47
Figura 34. Modelo geométrico del AFC	50
Figura 35. Grilla computacional en el dispositivo AFC	50
Figura 36. Coeficiente de presión: (a) Sin AFC; (b) Con AFC	52
Figura 37. Mach para Y= 16.41[m]: (a) Sin AFC; (b) Con AFC	52
Figura 38. Mach para Y= 16.67[m]: (a) Sin AFC; (b) Con AFC.....	53
Figura 39. Fuerza de corte en dirección X: (a) Sin AFC; (b) Con AFC.....	53
Figura 40. Wave drag generado: (a) Sin AFC; (b) Con AFC.....	53
Figura 41. Wave drag generado (Vista interna): (a) Sin AFC; (b) Con AFC.....	54
Figura 42. Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico del ala para Y=16.41 [m]: (a) Sin AFC; (b) Con AFC	55
Figura 43. Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico del soporte para Y=16.41 [m]: (a) Sin AFC; (b) Con AFC	56
Figura 44. Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico del ala para Y=16.67 [m]: (a) Sin AFC; (b) Con AFC	56
Figura 45. $x/c _{M=1}$ vs. Mach para las secciones: (a) ala en Y=16.41 [m]; (b) soporte en Y=16.41 [m]; (c) ala en Y=16.67 [m].....	57

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1. Parámetros de diseño del ala.....	14
Tabla 2. Condiciones de flujo libre.....	15
Tabla 3. Coeficientes Aerodinámicos	22
Tabla 4. Coeficientes Aerodinámicos para los modelos de turbulencia. Caso AOA=3.19°.....	25
Tabla 5. Coeficientes Aerodinámicos para los modelos de turbulencia. Caso AOA=6°.....	25
Tabla 6. Margen de error de los coeficientes aerodinámicos en los modelos de turbulencia.....	28
Tabla 7. Parámetros de diseño del ala.....	31
Tabla 8. Condiciones de vuelo del caso de estudio	32
Tabla 9. Factores de relajación	36
Tabla 10. Coeficientes Aerodinámicos	41
Tabla 11. Área del Dispositivo de Control de Flujo Activo	49
Tabla 12. Optimización de los coeficientes de momentum para Ma=0.765.....	51
Tabla 13. Coeficientes de Momentum Optimizados.....	54
Tabla 14. Coeficientes Aerodinámicos – AFC ON.....	55



NOMENCLATURA

AOA	: Ángulo de ataque [°]
AFC	: Active Flow Control [-]
a	: Velocidad del sonido [m/s]
A	: Área de la celda [m ²]
C _{b2}	: Constante definida en el modelo S-A
C _d	: Coeficiente de arrastre [-]
C _{d,f}	: Coeficiente de arrastre por fricción [-]
C _{d,p}	: Coeficiente de arrastre de forma [-]
C _{des}	: Constante empírica
C _f	: Coeficiente de fricción [-]
C _l	: Coeficiente de sustentación [-]
C _N	: Coeficiente normal [-]
C _P	: Coeficiente de presión [-]
C _T	: Coeficiente tangencial [-]
C _μ	: Coeficiente de momentum [m/s]
c	: Cuerda [m]
\vec{c}	: Velocidad del flujo [m/s]
D	: Arrastre [N]
D _ω	: Difusión cruzada
d	: Escala de longitud
\vec{f}	: fuerza de cuerpo específica [Pa]
G	: Energía cinética de la turbulencia
G _k	: Generación de energía cinética de la turbulencia.
G _v	: Producción de viscosidad turbulenta.
G _ω	: Generación de la tasa de disipación específica.
k	: Razón de calores específicos [-]
L	: Sustentación [N]
L _T	: Escala de longitud turbulenta
M _a	: Número de Mach [-]
P	: Presión total [Pa]
P _e	: Presión estática [Pa]
R	: Constante universal de los gases [Nm/kgK]
Re	: Número de Reynolds [-]
S	: Constante de Sutherland [K]
S _k	: Término fuente en k
S _γ	: Término fuente en el modelo S-A.
S _ω	: Término fuente en ω



S_w	: Superficie alar [m ²]
s	: Isentrópico
T	: Temperatura total [K]
T_o	: Temperatura de referencia [K]
T_e	: Temperatura estática [K]
u^*	: Velocidad de fricción [m/s]
u_i	: Componente de velocidad en la dirección “i” [m/s]
u_j	: Componente de velocidad en la dirección “j” [m/s]
u_l	: Componente de velocidad en la dirección “l” [m/s]
V_∞	: Velocidad del flujo [m/s]
x_i	: Posición del flujo en la dirección “i” [m]
x_j	: Posición del flujo en la dirección “j” [m]
x_l	: Posición del flujo en la dirección “l” [m]
Y_k	: Disipación de k debido a la turbulencia
Y_v	: Destrucción de la viscosidad turbulenta
Y_ω	: Disipación de ω debido a la turbulencia
y	: Longitud del primer elemento [m]
y^+	: Distancia adimensional [-]
Z	: Dirección “Z” del flujo [m]



Símbolos griegos

γ	: Relación de calores específicos [-]
$\delta_{i,j}$: Delta Kronecker
Δ	: Tamaño máximo de los elementos locales
ΔC_d	: Drag Count [-]
ε	: Tasa de disipación de energía cinética turbulenta
κ	: Energía cinética turbulenta
$\sigma_{\tilde{v}}$: Constante definida en el modelo S-A.
ρ	: Densidad [kg/m ³]
Γ_k	: Difusividad efectiva de k.
Γ_ω	: Difusividad efectiva de ω .
τ_w	: Esfuerzo de corte [Pa]
μ	: Viscosidad dinámica [kg/ms]
μ_o	: Viscosidad de referencia [kg/ms]
$\overline{u'_i u'_j}$: Componente i, j del tensor de Reynolds
\tilde{v}	: Variable transportada
ω	: Tasa de disipación específica
$\nabla \vec{c}$: Tensor gradiente de velocidad
∇p	: Tensor gradiente de presión

CAPITULO 1

Introducción

En la actualidad, la aviación comercial juega un papel muy importante en la vida cotidiana, ya que, al permitir un transporte rápido y cómodo, ha generado una alta demanda y, por ende, un crecimiento indiscutible de la industria aeronáutica civil (5% anual) [Suresh 2014]. A diferencia de otras industrias, la industria aeronáutica ha demostrado ser resistente a los factores externos y crisis, y su demanda se ha duplicado cada quince años desde mediados de los años 80 [Schulz 2018]. El pronóstico del mercado de Airbus predice un crecimiento de 4,4% en el tráfico anual de 2017 a 2032, y muestra un aumento significativo en los servicios de bajo costo a nivel mundial en los últimos 10 años [Schulz 2018]. Por ende, para cumplir con la demanda proyectada de transporte aéreo, la industria debe introducir nuevas estrategias seguras, económicas y eficientes. Estas mejoras incluyen aspectos: ambientales, como nuevos combustibles que reemplacen el uso de combustibles fósiles; financieros, que tengan impacto sobre el mercado de la industria aeronáutica; y aerodinámicos, para mantener vuelos con una óptima eficiencia aerodinámica.

Los aviones comerciales actuales son aproximadamente un 80% más eficientes que los primeros aviones de pasajeros, como resultado de mejoras en todas las áreas del avión [Suresh 2014]. Parte de esta mejora proviene de la aerodinámica; en donde se analiza los fenómenos físicos que genera la interacción del avión sobre el aire. El estudio de la aerodinámica contribuye principalmente a buscar soluciones que ayuden a maximizar la eficiencia aerodinámica. Sobre el avión actúan cuatro fuerzas: peso, empuje, sustentación y arrastre. La relación de estos dos últimos, es una medida de cuán aerodinámicamente eficiente es un avión, y se denomina eficiencia aerodinámica (L/D). Desde 1980, se ha producido un aumento significativo sobre esta variable, teniendo así, una mejora del 15% [Suresh 2014]; no obstante, desde el año 2010, la eficiencia aerodinámica se ha mantenido en cifras constantes, por lo que, es necesario realizar mejoras con el fin de aumentar la eficiencia aerodinámica y así, alcanzar mejores condiciones de vuelo en régimen subsónico/transónico [AIRBUS 2014].

Para la mejora de la eficiencia aerodinámica, es necesario implementar nuevas tecnologías como: morphing wings, control de flujo, materiales y estructuras más ligeras, etc.; Uno de los estudios más relevantes es la implementación de los winglets, presentados por primera vez en el Boeing 747-400, los cuales están diseñados para interactuar con el aire en las puntas de las alas, reduciendo la intensidad de los vórtices y, por ende, el arrastre. Así mismo, Boeing recientemente implementó winglets "Split Scimitar" para su serie 737 de aviones. Estos winglets agregan una segunda aleta debajo del ala, ya que al dividir el winglet en dos, los vórtices del extremo del ala se pueden reducir aún más sin cargas excesivas sobre ella [Norén 2014]. Por otro lado, algunos de los elementos clave del plan estratégico de la Misión de Investigación Aeronáutica (ARMD) de la NASA (dirigidos a los próximos 25 años)

son: crecimiento seguro y eficiente en las operaciones globales y vehículos comerciales ultra eficientes [NASA 2018], lo que implica, una convergencia de tecnologías y el logro de crear mejoras de eficiencia energética en vehículos de transporte aéreo comercial. La NASA y sus socios han identificado nuevos diseños de aeronaves que se acercan al objetivo de reducción de energía a largo plazo (60%) [NASA 2018], estos conceptos incluyen diseños no convencionales como: alas híbridas, alas doblemente reforzadas y doble fuselaje.

Este estudio tiene como objetivo principal optimizar aerodinámicamente una aeronave con una configuración de ala reforzada con un soporte (SBW). Esta consiste en un refuerzo que asegura el ala contra cargas de flexión, permitiendo el uso de un ala de alta razón de aspecto, lo que genera una mejor eficiencia aerodinámica sin grandes deflexiones de la estructura alar asociadas. Recientemente, los equipos Boeing/NASA, Virginia Tech, Onera y Bombardier están investigando diseños SBW [CIMNE 2019]. En la Figura 1 se presenta esta configuración alar.

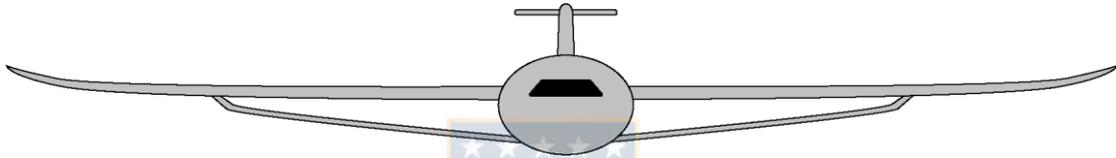


Figura 1. Ilustración de la configuración de ala reforzada con un soporte. Fuente: [CIMNE 2019].

Las principales ventajas de un ala de alta razón de aspecto son: arrastre inducido más bajo y mayor relación de la sustentación y arrastre, en otras palabras, mayor eficiencia aerodinámica. Sin embargo, esta configuración no es útil si el ala no es lo suficientemente ligera, si el arrastre por la interferencia aerodinámica entre el refuerzo y el ala es alto, o si el arrastre de onda, causado por las ondas de choque alrededor del avión en un vuelo transónico/supersónico, es alto; ya que se produce una alta resistencia aerodinámica. Es más, la resistencia por ondas de choque es una de las razones por la que, en la actualidad no existen aviones de transporte supersónicos. Por estas razones, es que se hace imprescindible el uso de nuevas tecnologías como los controles de flujo [Moghaddam et al. 2017]; que ayuden a disminuir esta resistencia generada y que a su vez hagan más factible y deseable el uso de esta configuración alar.

Los controles de flujo son técnicas que tienen como objetivo manipular la capa límite, ya sea para aumentar la sustentación o disminuir el arrastre, mejorar la mezcla, mitigar el ruido, superar fenómenos como la separación del flujo o recirculación, entre otros. Los métodos de control de flujo se dividen en pasivos, que no requieren potencia auxiliar ni bucle de control, y activos que requieren un gasto de energía y sensores de control [Moghaddam et al. 2017]. Las técnicas pasivas incluyen modificaciones geométricas, uso de generadores de vórtice y la colocación de ranuras longitudinales en superficies aerodinámicas. Los ejemplos de métodos de control de flujo activo incluyen succión o soplado constante, succión o inyección mediante un proceso uniforme u oscilatorio y el uso de chorros sintéticos, las cuales energizan la capa límite [Pack et al. 2004]. Las investigaciones sobre los

controles de flujo manifiestan que un control de flujo activo (AFC) presenta más beneficios que en control de flujo pasivo, ya que se puede activar o desactivar según sea necesario. Algunas aplicaciones incluyen el ahorro de combustible en vehículos pesados, que es de gran importancia debido al enorme impacto económico, ambiental y político. En las autopistas de EE. UU., el dispositivo AFC puede proporcionar más de un 5% de ahorro de combustible [Seifert et al. 2015]. Sin embargo, la mayoría de las aplicaciones de AFC están relacionadas con la aeronáutica y la industria aeroespacial. [Morton 2009] logró un aumento de la sustentación, mediante la implementación de un control de flujo activo. Por otra parte, [Rao et al. 2000], investiga la efectividad de un chorro pulsante ubicado en el borde delantero de un perfil aerodinámico NACA-0015 para controlar la velocidad de pérdida (V_{stall}).

Como ya se mencionó anteriormente, cuando se tiene la tarea de mejorar la eficiencia sobre la estructura de un avión, la aerodinámica juega un papel importante en el proceso de ingeniería. Sin embargo, los procesos aerodinámicos no son fácilmente cuantificables durante la fase conceptual. Por lo general, la única forma en que se puede optimizar un diseño es realizando pruebas físicas en los prototipos del producto, no obstante, con el auge de las computadoras y el poder computacional en constante crecimiento, el campo de la Dinámica de Fluidos Computacional se ha convertido en una herramienta comúnmente utilizada para generar soluciones sobre flujos con o sin interacción con cuerpos sólidos. En un análisis CFD, se lleva a cabo una simulación sobre el fluido tomando en cuenta sus propiedades físicas, generando así, una solución virtual para un fenómeno físico asociado con el fluido [SimWiki 2017]. La implementación de CFD se ha hecho tan rentable, que hoy en día, se puede realizar varias tareas como: simulación de difusión y convección de sustancias fluidas, planificación y gestión de recursos hídricos, análisis de la aerodinámica, evaluación de la refrigeración de equipamientos, entre otros.

Sin embargo, pese a que las simulaciones traen consigo una importante disminución de costos a la hora de encontrar soluciones, el modelo es más abstracto que el sistema que representa ya que incluye simplificaciones y suposiciones que permiten enfocarse en los objetivos del estudio. Para verificar la factibilidad de la técnica de solución, es necesario realizar un proceso de validación que presenta la precisión con la que se generan los fenómenos físicos. Los resultados experimentales se toman como base en el proceso de validación, y los parámetros principales para la simulación del caso se extraen de la literatura. Los datos numéricos y los fenómenos físicos se comparan con los resultados experimentales para verificar el rendimiento del modelo. En el estudio de Mazaheri [Mazaheri et al. 2015], se compara los datos numéricos y los fenómenos físicos del modelo computacional con los resultados obtenidos a partir de un ensayo sobre un túnel de viento, para tres tipos de perfiles alares: RAE 2822, NACA 64A010 y AGARD-AR-138. Mazaheri asegura la validez del solucionador ya que la diferencia entre lo predicho y los resultados experimentales son pequeños y se repiten en otros estudios: [Capizzano 2010], [Lien et al. 2001] y [Yang 2002].

Por otra parte, la precisión de un análisis CFD depende en gran medida de la discretización de la grilla computacional, ya que se espera que la calidad del mallado sea alta, hasta el grado que se logre la

independencia de la grilla, en donde los resultados no varían con respecto al número de elementos del dominio computacional; y del modelo de turbulencia. En cuanto a la turbulencia, existen varios enfoques de modelado, de modo que su estudio se ha convertido en un tema de gran importancia para centros de investigación especializados en CFD. [Gang 2012] presenta un análisis de los modelos de turbulencia DNS, LES y RANS, resumiendo todas las diferencias presentadas mediante la figura 2.

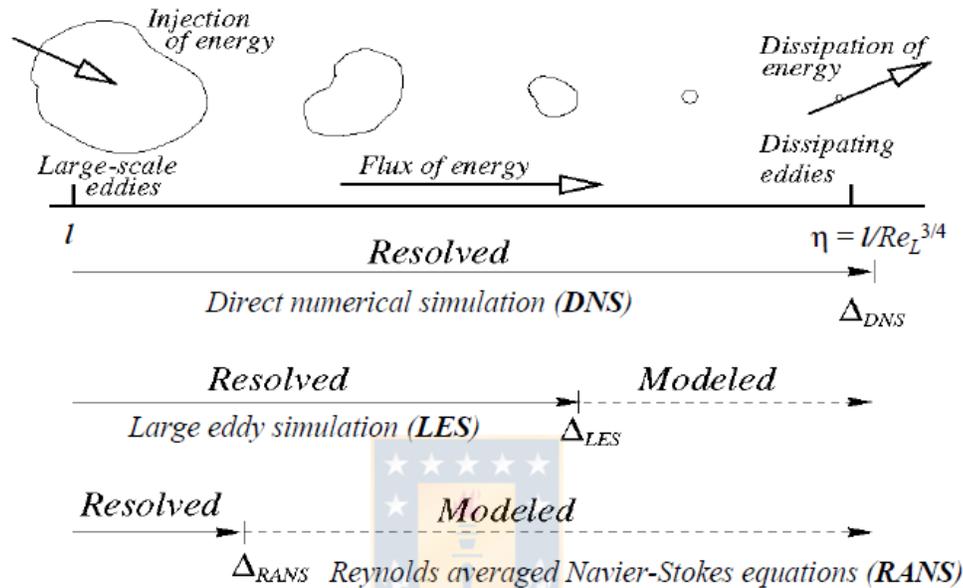


Figura 2. Enfoque de los modelos de turbulencia según la escala de remolino. Fuente: [Gang 2012].

La simulación numérica directa (DNS) resuelve todas las escalas de movimiento; LES resuelve la mayoría de las escalas, modelando los remolinos más pequeños; y RANS solo resuelve los remolinos a gran escala y se modelan las escalas restantes; siendo así el modelo con menor complejidad, aparte del bajo costo computacional que genera.

No obstante, ya que los fenómenos físicos presentes en la aerodinámica son muy complejos, es necesario utilizar un modelo que entregue el mayor nivel de detalle de los mismos. Varios estudios comparan los modelos de turbulencia RANS frente al modelo de segunda generación híbrido RANS/LES, llamado DES. En [Schmidt et al. 2003] se indica que una malla correctamente refinada que utiliza DES captura una característica clave del flujo (zona de separación del borde posterior), mientras que RANS no. En [Lynch et al. 2008] se señala que los modelos híbridos capturan la física asociada con el vórtice de manera más precisa en comparación con los resultados RANS $k-\omega$ SST en una grilla idéntica. Además, la implementación del modelo DES ha sido capaz de reproducir la física de flujos complejos, como la separación detrás del alerón en un avión civil [Gang 2012], el fenómeno buffet [Morton et al. 2007] [Illi et al. 2013], el flujo masivamente separado sobre las alas delta [Mitchell et al. 2006] [Morton 2009] y aviones de combate completos [Jeans et al. 2009]. De esta

manera, un enfoque numérico del modelo híbrido ofrece un mayor nivel de detalle, sin embargo, el costo computacional es muchas veces mayor que los RANS.

El presente proyecto comprende cuatro fases. La primera se centra en validar el modelo para una simulación aerodinámica del perfil transónico RAE 2822 y examinar la precisión de la solución frente a datos experimentales. Posteriormente, se analiza la precisión de los modelos RANS Spalart – Allmaras, RANS K- ω SST y DES. En la tercera parte se realiza la simulación de la aerodinámica de la aeronave civil con la configuración mencionada anteriormente, con el fin de analizar la eficiencia aerodinámica, así como, la resistencia generada; y finalmente, se realiza la simulación de la aeronave con los dispositivos de control de flujo activo implementados, para así examinar la optimización aerodinámica producida con respecto al caso base.

1.1. Objetivos

1.1.1. Objetivo general

- Validar, mediante una simulación CFD, la optimización de eficiencia aerodinámica en una aeronave civil a partir de la implementación del control de flujo activo, sobre condiciones de crucero y en un determinado rango de número de Mach [0.74-0.8].

1.1.2. Objetivos específicos

- Realizar un modelo de validación: examinar la precisión de una simulación CFD frente a un estudio experimental.
- Examinar la precisión de los modelos de turbulencia: RANS Spalart – Allmaras, RANS K- ω SST y DES; y seleccionar un modelo, acorde al caso de estudio.
- Simular y estudiar el caso base de la aeronave con una configuración alar de alta razón de aspecto reforzada con un soporte.
- Determinar los fenómenos no deseados que tienen lugar en las condiciones de diseño y los procesos físicos que los impulsan.
- Seleccionar una estrategia de control de flujo activo.
- Simular y estudiar el modelo con los dispositivos de control de flujo activo implementados.
- Comparar los resultados entre el caso base y el modelo con los dispositivos de control de flujo implementados.

CAPITULO 2

Marco Teórico

Los problemas modernos de mecánica de fluidos serían imposibles de resolver sin el uso de la dinámica de fluidos computacional (CFD). El alcance de las soluciones analíticas para las ecuaciones fundamentales de la mecánica de fluidos es muy limitado, por lo que, una geometría compleja implica elegir un método numérico para obtener una solución. El término CFD se utiliza para referirse a un amplio espectro de métodos numéricos utilizados para resolver problemas complejos de flujo con o sin interacción con cuerpos sólidos [Rapp 2017]. Este campo científico se desarrolló originalmente a partir de los primeros enfoques para resolver numéricamente la ecuación de Navier-Stokes, no obstante, resolver esta ecuación sigue siendo uno de los problemas más desafiantes de la física numérica hasta hoy.

2.1. Principios Básicos de CFD

Las simulaciones CFD siguen los siguientes principios básicos [Saavedra 2017]:

- El fluido continuo es discretizado, de manera que, las variables de campo (densidad, velocidades, presión, temperatura, etc.) son aproximadas por sus valores correspondientes a un número finito de nodos.
- Las ecuaciones del movimiento son discretizadas, aproximándolas en términos de los valores que tiene en los nodos (ecuaciones algebraicas).

2.1.1. Discretización

La discretización consiste en aproximar una cantidad continua y variable, en un número finito de puntos. Los principales métodos de discretización son:

Método de diferencias finitas: discretiza en forma directa las ecuaciones diferenciales de gobierno, tal como se presenta en la figura 3 y ecuación (1).

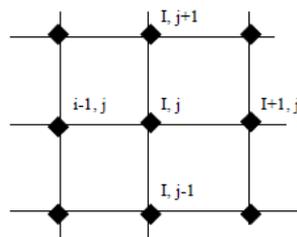


Figura 3. Método de diferencias finitas. Fuente: [Saavedra 2015].

$$0 = \frac{\delta u}{\delta x} + \frac{\delta v}{\delta y} = \frac{u_{i+1,j} - u_{i-1,j}}{2\Delta x} + \frac{v_{i,j+1} - v_{i,j-1}}{2\Delta y} \quad (1)$$

Método de volúmenes finitos: discretiza en forma directa las ecuaciones integrales de gobierno, tal como se presenta en la figura 4 y ecuación (2). Este método es el más empleado en modelación de flujos ya que es flexible tanto desde el punto geométrico, como de la variedad de fenómenos físicos que se pueden representar en forma directa.

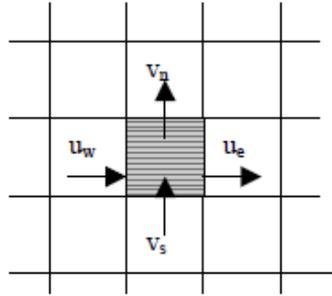


Figura 4. Método de volúmenes finitos. Fuente: [Saavedra 2015].

$$0 = \text{flujo neto} = (\rho u A)_e - (\rho u A)_w + (\rho v A)_n - (\rho v A)_s \quad (2)$$

2.2. Ecuaciones Fundamentales

El análisis de la dinámica de fluidos es abordado mediante los modelos CFD. Estos modelos se basan en la solución de las ecuaciones no lineales de Navier-Stokes, la conservación de la masa- energía y el transporte de especies [Rodi 1979]. Sin embargo, al tratarse de un problema aerodinámico solo se considera la conservación de masa y momentum (ecuaciones N-S) para su análisis.

2.2.1. Conservación de masa

El principio de conservación de la masa se aplica al escurrimiento de un medio continuo, tomando como referencia un volumen de control, que está fijo en el espacio [Saavedra 2015]. De esta manera, empleando la ecuación de transporte de Reynolds y el teorema de la divergencia, se tiene la siguiente igualdad:

$$\frac{\delta \rho}{\delta t} + \nabla(\rho \cdot \vec{c}) = 0 \quad (3)$$

Donde: t representa el tiempo, ρ a la densidad y \vec{c} a la velocidad del fluido.

2.2.2. Ecuaciones de Navier-Stokes

Se aplica la segunda ecuación de Newton, al conjunto de partículas de fluido contenidas en el volumen de control, considerando las fuerzas de cuerpo (proporcionales a la masa) y fuerzas de superficies (producto de los esfuerzos representados por el tensor) [Saavedra 2015]. No obstante, ya que no se

conocen los esfuerzos, estos se reemplazan por las velocidades de deformación que se generan en el fluido. Para fluidos newtonianos se considera que el esfuerzo es proporcional a la velocidad de deformación, y que la constante de proporcionalidad es la viscosidad dinámica del fluido " μ ".

Por otra parte, la fuerza de cuerpo específica, \vec{f} , es de importancia sólo para escurrimientos a superficie libre, o cuando la densidad del fluido no es uniforme. En los otros casos el peso del fluido está balanceado por el campo de presiones estáticas, correspondientes al fluido en reposo. De esta manera, se presenta las ecuaciones de Navier-Stokes en forma compacta:

$$\frac{\delta \vec{c}}{\delta t} + \vec{c} \cdot \nabla \vec{c} = \vec{f} - \frac{1}{\rho} \nabla p + \frac{\mu}{\rho} \nabla^2 \vec{c} \quad (4)$$

Donde: t representa el tiempo, μ es la viscosidad dinámica del fluido, ρ es la densidad, \vec{c} es la velocidad del fluido, \vec{f} es la fuerza de cuerpo específica, $\nabla \vec{c}$ es el tensor gradiente de velocidad y ∇p es el tensor gradiente de presión.

2.3. Condiciones de Borde

Es muy importante analizar las condiciones de contorno ya que estas definen la parte física del problema. En CFD se tiene dos clases de condiciones: Tipo Dirichlet y tipo Neumann [Busquets 2014].

- Condición tipo Dirichlet: Cuando la función a determinar es del tipo $u(x, y, z, t)$, la condición impuesta en una determinada zona situada en el contorno $u(x_o, y_o, z_o)$ es del tipo $u(x_o, y_o, z_o, t) = \phi(t)$. Este tipo de condición se aplica a los nodos y se fija directamente a los grados de libertad del elemento. Una condición de este tipo es un desplazamiento impuesto.
- Condición tipo Neumann: Cuando la función a determinar es del tipo $u(x, y, z, t)$, la condición impuesta en una determinada zona situada en el contorno $u(x_o, y_o, z_o)$ es del tipo $\frac{\delta u}{\delta x}(x_o, y_o, z_o, t) = \Psi(t)$, $\frac{\delta u}{\delta y}(x_o, y_o, z_o, t) = \Psi(t)$ o $\frac{\delta u}{\delta z}(x_o, y_o, z_o, t) = \Psi(t)$. Este tipo de condición también se aplica en los nodos, pero no se fija directamente a los grados de libertad del elemento, sino que genera un objeto condición para que la aplique. Una condición de este tipo es una carga puntual.

2.4. Tipos de Escurrimiento

El escurrimiento de un fluido se puede clasificar como laminar o turbulento. El escurrimiento laminar se asocia con un flujo ordenado, que es localmente estacionario, existiendo en cada punto un valor establecido para la velocidad, densidad, temperatura, concentración, presión, etc. Los fenómenos de difusión en este régimen son a escala molecular [Saavedra 2015].

El escurrimiento turbulento se caracteriza por la variación aleatoria tanto en el tiempo como en el espacio de las cantidades asociadas al flujo como: velocidad, presión, temperatura, etc. Sin embargo, las fluctuaciones ocurren en torno a valores medios, por lo que es posible hacer una interpretación estadística del flujo [Hinze 1959]. Otra de sus características es la existencia de torbellinos de diferentes tamaños, que proveen el principal mecanismo de mezcla en el flujo. Los de mayor magnitud tienen dimensiones del mismo orden que el flujo medio, sus formas dependen principalmente de las fronteras del escurrimiento y tienen fluctuaciones de baja frecuencia. Los torbellinos de pequeño tamaño tienen fluctuaciones de alta frecuencia y sus formas están determinadas principalmente por las fuerzas viscosas [Rodi 1979]. Existe una transferencia de energía desde el flujo medio a los torbellinos grandes, luego desde éstos a los de menor tamaño hasta llegar a los más pequeños, en los que ocurre disipación de la energía por fricción viscosa (proceso conocido como cascada) y su transformación en energía interna.

2.5. Ecuaciones Promediadas de Reynolds (RANS)

El modelo RANS, propuesto por Reynolds en 1895, está basado en la descomposición de las variables de flujo en un valor medio y otro fluctuante, de manera que las ecuaciones de Navier-Stokes se reformulan en función de las variables promedio [FLUENT 2004]. Para un escurrimiento 3D, la transformación de las variables instantáneas a las promediadas en el tiempo se define de la siguiente manera [Saavedra 2015]:

$$u = \bar{u} + u' ; v = \bar{v} + v' ; w = \bar{w} + w' ; p = \bar{p} + p' ; T = \bar{T} + T' ; C = \bar{C} + C' ; \rho = \bar{\rho} + \rho'$$

Teniendo así la siguiente ecuación de conservación de masa y de transporte:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i) = 0 \quad (5)$$

$$\frac{\delta}{\delta t} (\rho u_i) + \frac{\delta}{\delta x_j} (\rho u_i u_j) = -\frac{\delta p}{\delta x_i} + \frac{\delta}{\delta x_j} \left[\mu \left(\frac{\delta u_i}{\delta x_j} + \frac{\delta u_j}{\delta x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\delta u_k}{\delta x_k} \right) \right] + \frac{\delta}{\delta x_j} (-\rho \overline{u'_i u'_j}) \quad (6)$$

En las ecuaciones RANS se puede identificar:

- Los esfuerzos de Reynolds, $-\rho \overline{u'_i u'_j}$, que representan los efectos de la turbulencia. estas componentes forman parte del tensor simétrico del esfuerzo de Reynolds. Estos tensores de Reynolds deben ser modelados adecuadamente [Rodi 1979]. Un procedimiento típico es crear relaciones matemáticas, que relacionen el tensor esfuerzo de Reynolds con los valores del flujo principal, lo que es conocido como modelos de turbulencia.
- Transporte por advección.
- Transporte por difusión molecular y el transporte por difusión turbulenta (macropartículas). En la región del escurrimiento donde este es turbulento la difusión molecular se puede despreciar frente a la difusión turbulenta.

2.6. Modelos de Turbulencia

Tal como se mencionó anteriormente, las ecuaciones RANS generan términos adicionales debido a la descomposición de las variables de flujo en un valor medio y otro fluctuante, por lo que se hace necesario el uso de los modelos de turbulencia para poder determinar estas variables en términos de cantidades conocidas [FLUENT 2004]. En la actualidad, se han propuesto una gran variedad de modelos de turbulencia que se adaptan a las condiciones de determinados problemas. Por otra parte, ya que el caso de estudio involucra un fluido complejo con alto número de Mach y efectos compresibles, es necesario seleccionar un modelo de turbulencia adecuado que capture todos los fenómenos presentes en el problema. En ciertas ocasiones los modelos RANS no han sido capaces de predecir los fenómenos esenciales, por lo que se han generado modelos que ofrezcan un mayor nivel de detalle, tal como el modelo DES. El modelo híbrido DES combina el modelo RANS y LES, generando resultados más precisos en comparación con los RANS; sin embargo, el costo computacional es muchas veces mayor que RANS, pero no prohibitiva. Por lo tanto, para el caso de estudio, se emplea tres modelos de turbulencia: RANS Spalart – Allmaras, RANS K- ω SST y DES.

2.6.1. Modelo RANS Spalart – Allmaras

El modelo Spalart-Allmaras es un modelo relativamente simple que resuelve una ecuación de transporte, modelada para la viscosidad (turbulenta) del remolino cinemático. El modelo Spalart-Allmaras fue diseñado específicamente para aplicaciones aeroespaciales que involucran flujos limitados a la pared y se ha demostrado que ofrece buenos resultados para las capas límite sometidas a gradientes de presión adversos [FLUENT 2004]. No obstante, al poseer una sola ecuación, el modelo es incapaz de adaptarse rápidamente a los cambios en la escala de longitud, por lo que se presentaría deficiente cuando el flujo cambia abruptamente.

Con respecto a la ecuación de transporte, la variable de transporte, $\tilde{\nu}$, en el modelo Spalart-Allmaras es idéntica a la viscosidad cinemática turbulenta, excepto en la región cercana a la pared (afectada por la viscosidad), además la energía cinética de la turbulencia no se calcula [Fluent Inc. 2003]. Este modelo se rige mediante la siguiente ecuación:

$$\frac{\delta}{\delta t}(\rho\tilde{\nu}) + \frac{\delta}{\delta x_i}(\rho\tilde{\nu}u_i) = G_v + \frac{1}{\sigma_{\tilde{\nu}}}\left[\frac{\delta}{\delta x_j}\left\{(\mu + \rho\tilde{\nu})\frac{\delta\tilde{\nu}}{\delta x_j}\right\} + C_{b2}\rho\left(\frac{\delta\tilde{\nu}}{\delta x_j}\right)^2\right] - Y_v + S_{\tilde{\nu}} \quad (7)$$

Donde G_v representa la producción de viscosidad turbulenta, e Y_v representa la destrucción de la viscosidad turbulenta que se produce en la región cercana a la pared debido al bloqueo de la pared y la amortiguación viscosa. $\sigma_{\tilde{\nu}}$, C_{b2} son constante definidas y $S_{\tilde{\nu}}$ es el término fuente. Cabe mencionar que, la energía cinética de la turbulencia, k , no se calcula en el modelo Spalart-Allmaras.

2.6.2. Modelo RANS K- ω SST

Shear Stress Transport Model, es un modelo de turbulencia que combina el buen rendimiento del modelo estándar K- ω en la vecindad de la pared y el comportamiento del modelo K- ϵ en la zona de flujo libre. Además, el término de la viscosidad turbulenta es definido a partir del efecto del transporte de esfuerzo de corte [Fluent Inc. 2003]. Este modelo se rige mediante las siguientes ecuaciones:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\delta}{\delta x_j} \left(\Gamma_k \frac{\delta k}{\delta x_j} \right) + G_k - Y_k + S_k \quad (8)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \omega u_i) = \frac{\delta}{\delta x_j} \left(\Gamma_\omega \frac{\delta \omega}{\delta x_j} \right) + G_\omega - Y_\omega + D_\omega + S_\omega \quad (9)$$

Este sistema de ecuaciones representa la combinación de los modelos de turbulencia. ω representa la tasa de disipación específica, mientras que, k representa la energía cinética turbulenta. G_k representa la generación de energía cinética de la turbulencia debido a los gradientes de velocidad; G_ω representa la generación de ω ; Γ_k y Γ_ω representan la difusividad efectiva de k y ω , respectivamente; Y_k e Y_ω representan la disipación de k y ω debido a la turbulencia; D_ω representa la difusión cruzada. S_k y S_ω son términos fuentes en k y ω , respectivamente [Fluent Inc. 2003].

El modelo K- ω SST posee una buena performance en la zona próxima a la pared; además de ajustarse a casos de capas límites complejas, con gradiente de presión adversos y separación, entregando así, resultados sumamente precisos, por lo que es muy confiable para una amplia gama de problemas, tales como: perfiles aerodinámicos, ondas de choque transónicas, etc.

2.6.3. Modelo DES (Detached Eddy Simulation)

Los modelos DES, a menudo denominados modelos híbridos LES/RANS, combinan el modelado RANS con LES. Los modelos inestables RANS se emplean en la capa límite, mientras que el tratamiento LES se aplica a las regiones lejanas. La región LES normalmente está asociada con la región central turbulenta donde las grandes escalas de turbulencia inestable juegan un papel dominante [Fluent Inc. 2003].

Este modelo se ha diseñado específicamente para abordar flujos con zonas cercanas a la pared que poseen un alto valor de Reynolds, donde sería imposible realizar una simulación LES debido a su costo. Por tal razón, se considera una alternativa más práctica que LES. No obstante, estas simulaciones aún poseen un alto costo computacional comparado a las simulaciones RANS, por lo que estos últimos son los más recomendables a la hora de realizar una modelación de turbulencia simple [ANSYS 2011].

Al igual que el modelo RANS, DES ofrece tres modelos de turbulencia: Spalart - Allmaras, k- ϵ y k- ω SST, por lo que es recomendable su uso para simulaciones aerodinámicas de alto número de

Reynolds. En el Anexo I se presenta en detalle las ecuaciones que utiliza cada modelo de turbulencia DES.

2.7. Flujo Compresible e Incompresible

Los efectos de la compresibilidad son importantes cuando los cambios en la presión generan variaciones significativas en la densidad, teniendo como ejemplo, escurrimientos de gases a altas velocidades. No obstante, la densidad puede variar debido a otras causas como: variación de temperatura, humedad y salinidad.

En escurrimientos incompresibles la presión absoluta no es importante, por lo que, los cambios en la densidad no están ligados a este parámetro. De manera que, la ecuación para la presión se deriva como una restricción de las soluciones de N-S para que satisfaga la ecuación de continuidad.



CAPITULO 3

Modelo de Validación: Simulación de un Perfil Alar en un Túnel de Viento

Para verificar si el modelo computacional es una buena representación del sistema real, se lleva a cabo un proceso de validación que determina la precisión con la que se generan los fenómenos físicos. Esta simulación consiste en un problema aerodinámico con un flujo transónico, turbulento y con efectos compresibles. Para la validación del código computacional, se compara los parámetros aerodinámicos obtenidos de la solución con los valores experimentales del estudio “Experimental Data Base for Computer Program Assessment” [AGARD 1979]. Esta prueba se realiza sobre un perfil transónico RAE 2822, con un número de Mach $Ma=0.73$, $AOA=3.19^\circ$ y número de Reynolds $Re=6.5 \times 10^6$.

3.1. Volumen de Control

Para la geometría de la simulación a realizar, se toma como referencia el estudio experimental [AGARD 1979], en el cual se define un volumen estándar para ser utilizado en el túnel de viento. Debido a que estos experimentos tienen como objetivo obtener los coeficientes aerodinámicos en 2D, se debe colocar mayor énfasis en el perfil aerodinámico, mientras que, la geometría del ala debe ser lo más simple posible. El perfil aerodinámico a utilizar es “RAE 2822”, también conocido como perfil transónico, el cual es muy usado para la modelación de la turbulencia [AGARD 1979]. El perfil aerodinámico que se presenta en la figura 5, está compuesto por una curvatura máxima del 2%, posición de la curvatura del 80% y una razón espesor/cuerda máxima del 22% [AGARD 1979]. Esta superficie aerodinámica generalmente se usa en CFD, para la simulación de ondas de choque y otros fenómenos en flujo bidimensional.

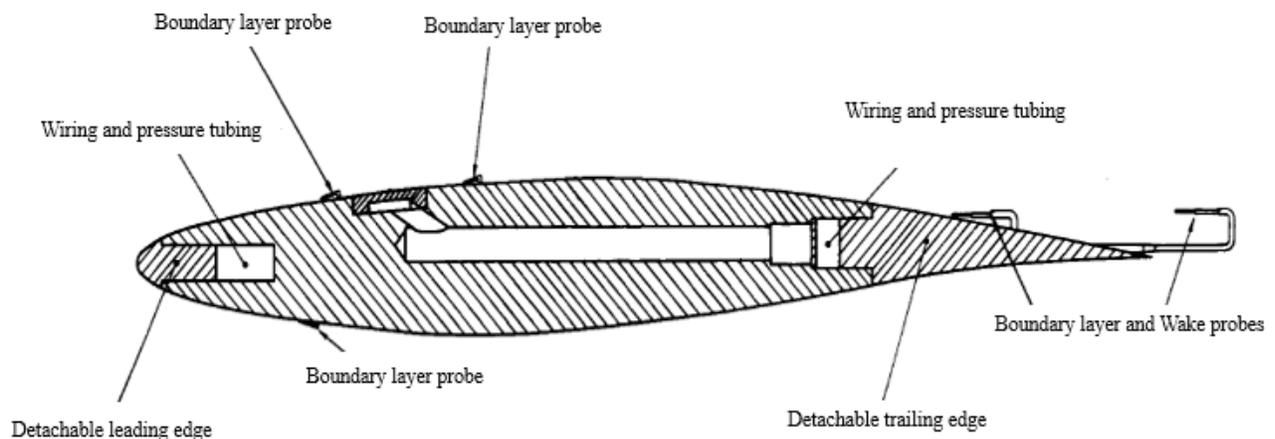


Figura 5. Esquema del perfil aerodinámico RAE 2822. Fuente: [AGARD 1979].

La geometría del ala se modela considerando las magnitudes reales presentadas en el estudio experimental [AGARD 1979], con el fin de que la modelación sea lo más cercana a la experiencia realizada en el túnel de viento. En la tabla 1 se presenta los principales parámetros para el diseño del ala mientras que en la figura 6 se presenta la geometría final.

Tabla 1. Parámetros de diseño del ala.

Parámetro	Ala
Cuerda [m]	0.61
Envergadura (expuesta) [m]	1.83
Máximo espesor [mm]	73.76
Espesor base [mm]	0.06 (0.0001 c)
Razón de aspecto [-]	3
Ahusamiento [-]	0
Diedro – Flecha – Incidencia – Torsión [°]	0
Ángulo del ala con respecto al túnel de viento [°]	0.03°

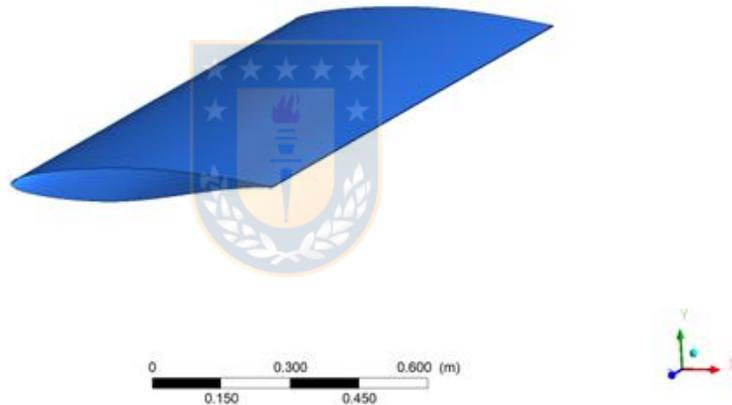


Figura 6. Modelo geométrico del ala para el caso de estudio. Fuente: [Elaboración propia].

Para el dominio computacional se considera las recomendaciones de volumen de control para estudios de perfiles aerodinámicos en CFD [Khare et al. 2009]. Este volumen consiste en un prisma rectangular, a excepción del extremo izquierdo, donde se utiliza una pared tipo C y posee las siguientes dimensiones: 25 cuerdas aguas arriba, 40 cuerdas aguas abajo y 25 cuerdas en las direcciones restantes. De esta manera, las dimensiones globales del dominio computacional son: 39.65 x 30.5 x 1.83 [m]. Adicionalmente, un volumen interior es añadido, con el fin de realizar un refinamiento en la zona cercana al ala. Este volumen posee un alto de 0.915 [m], ancho de 1.23 [m] y profundidad de 1.83 [m]. El volumen de control resultante se presenta con más detalle en la figura 7.

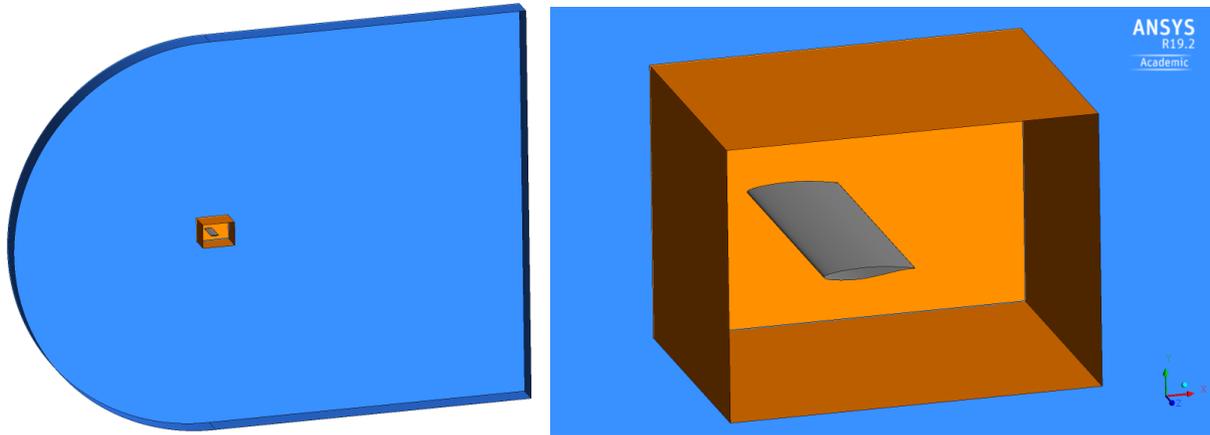


Figura 7. Volumen de control para el caso de estudio. Fuente: [Elaboración Propia].

3.2. Grilla Computacional

3.2.1. Tamaño del primer elemento

En primer lugar, se determina el tamaño del primer elemento con el fin de obtener una malla apropiada en el dominio. Es muy importante calcular la dimensión correcta, ya que, la calidad de la malla y los cálculos dependen de este parámetro. Estos cálculos se realizan en base al y^+ , que es la distancia adimensional dependiente de la condición de flujo cerca de la pared. Para las condiciones del flujo libre (tabla 2) se utiliza los valores definidos en el estudio [AGARD 1979], ya que la simulación se realiza en base a los parámetros empleados en la experiencia con el túnel de viento. En el Anexo II se presenta en detalle las ecuaciones utilizadas para definir el tamaño del primer elemento.

Tabla 2. Condiciones de flujo libre.

	Condiciones de flujo libre
Ma [-]	0.73
Presión [N/m ²]	155208
Temperatura [K]	282.7
Reynolds [-]	6500000
AOA [°]	3.19

En base a la investigación realizada, se tiene que, para el estudio de la aerodinámica, es necesario obtener de manera detallada los resultados, por lo que se recomienda un $y^+ \leq 1$ [Khare et al. 2009], donde el análisis se realiza en base a la vecindad de la pared. Por lo tanto, tomando un valor a priori de $y^+=1$, se tiene que el tamaño del primer elemento desde la pared es igual a $1.225e-06$ [m].

3.2.2. Confección de la grilla computacional

Debido a que el costo computacional depende en gran medida del número de elementos, es necesario realizar una malla no estructurada con elementos tetraédricos, y posteriormente, convertirla en elementos poliédricos, disminuyendo así, el número de elementos, a la vez que se mantiene la calidad en el dominio. Por otra parte, se realiza una malla tipo C, ya que, este permite obtener una resolución confiable en el borde de fuga del perfil, logrando celdas ajustadas en términos de tamaño de malla. Para la confección de la grilla computacional se considera los siguientes parámetros:

- Para la zona de refinamiento:
 - Tamaño de elementos sobre el ala igual a $3.5e-03$ [m] y razón de crecimiento de 1.1.
 - 700 nodos a lo largo de la envergadura, con el fin de obtener elementos consistentes a lo largo de esta y una malla más densa.
 - Mallado en la zona de la capa límite considerando: tamaño del primer elemento igual a $1.225e-06$ [m], razón de crecimiento de 1.2 y 25 capas generadas sobre la capa límite.
- Para las zonas restantes:
 - Tamaño de elementos sobre el volumen exterior igual a 0.4 [m] y razón de crecimiento de 1.2.

De este modo, se tiene una malla no conforme y no estructurada, de 7 millones 300 mil elementos, dispuestos de la siguiente manera: elementos prismáticos en la zona de la capa límite, elementos poliédricos en el volumen interior, generando así una gran densidad en la vecindad del ala; y elementos hexaédricos en el resto del dominio. Con respecto a la calidad de la malla, se tiene una razón de aspecto máxima igual a 6524 y una mínima calidad del elemento igual a $2e-0.4$, por lo que se concluye que se encuentra dentro del rango admisible, ya que si bien se tiene una alta razón de aspecto, es compatible con los valores utilizados para simulaciones a grandes escalas [Sartor 2016], de la misma forma es razonable que se tenga una calidad de elemento baja ya que en las zonas cercanas a la pared se producen volúmenes pequeños considerando el tamaño del primer elemento y del ala. En la figura 8 se presenta la malla final confeccionada.

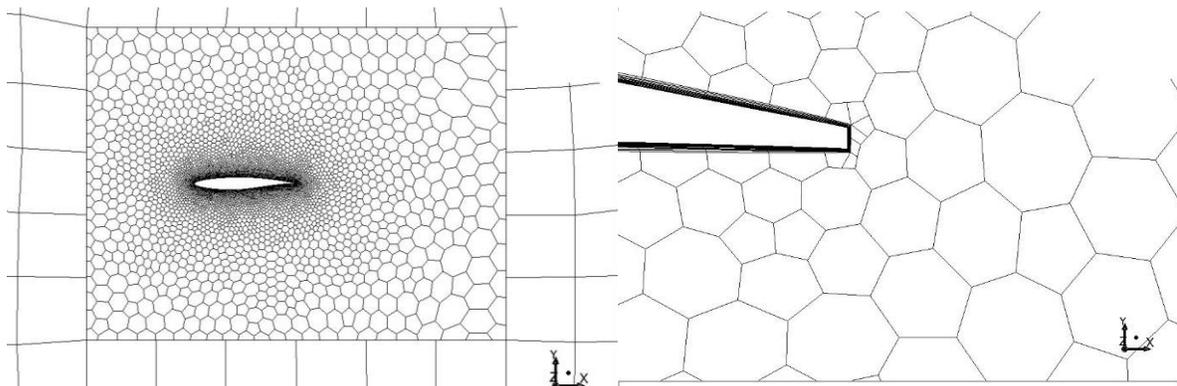


Figura 8. Grilla computacional final. Fuente: [Elaboración Propia].

3.3. Modelo en ANSYS Fluent

El flujo se considera turbulento y la turbulencia es modelada mediante un modelo RANS con efectos de compresibilidad. Además, el solucionador se implementa en estado estacionario, basado en presión, con un criterio de convergencia igual a 10^{-6} y tomando en cuenta todas las condiciones definidas en el estudio experimental [AGARD 1979], que detalla parámetros como: número de Mach y Reynolds, ángulo de ataque, nivel de turbulencia, etc.

3.3.1. Modelo de Turbulencia

En primer lugar, se implementa las leyes de energía, ya que, al considerar los efectos compresibles del aire, se tiene que la densidad no se mantiene constante, lo que deriva en valores distintos de temperatura, presión y densidad en cada elemento de la malla, producto del análisis térmico del problema.

Para la implementación del modelo de turbulencia, tomando en cuenta el alto número de Mach definido, se utiliza el modelo turbulento RANS “K- ω SST”, puesto que, posee una buena performance en la zona próxima a la pared, además de ajustarse a casos de capas límites complejas, con gradiente de presión adversos y separación. Así mismo, se emplea este modelo porque incluye los efectos de compresibilidad.

3.3.2. Materiales

Para la definición del fluido se considera las condiciones reales implementadas en el flujo producido por el túnel de viento. Por lo tanto, se utiliza las leyes de los gases ideales con el fin de considerar los cambios de temperatura, presión y densidad, en los cálculos del Solver. Por otra parte, la viscosidad también se ve afectada, por lo que este parámetro se implementa en función de la temperatura. La función a utilizar es la ley de Sutherland, que utiliza un potencial de fuerza intermolecular idealizado [FLUENT 2009]; específicamente, se usa el método de los tres coeficientes ya que, los parámetros a considerar son: viscosidad de referencia, temperatura de referencia y temperatura efectiva. La función con tres coeficientes queda expresada mediante la siguiente ecuación:

$$\mu = \mu_0 \left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{3}{2}} \frac{T_0 + S}{T + S} \quad (10)$$

3.3.3. Condiciones de Borde

Para el caso de estudio, al tratarse de un problema aerodinámico, se impone: un campo de presión a la entrada y salida del escurrimiento; pared sin deslizar en toda la estructura alar, una condición de simetría sobre las paredes laterales del dominio, con el fin de que estas no tengan efecto sobre la zona de estudio, teniendo así, un modelo análogo a la sección media de la experiencia en el túnel de viento, y una condición de interfase, ya que al tratarse de una malla no conforme, es necesario aplicar esta

condición para conectar a estos dos volúmenes. Cabe mencionar que, en el dominio, las paredes deben estar lo suficientemente alejadas de la estructura con el fin de minimizar las condiciones de límite de las paredes.

Debido a que se implementa un campo de presión, es necesario calcular la presión y temperatura estática. Por lo tanto, estos valores se determinan a partir de las ecuaciones de flujo compresible:

$$\frac{T_e}{T} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_a^2\right)^{-1} \quad (11)$$

$$\frac{P_e}{P} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_a^2\right)^{-\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (12)$$

Donde el número de Mach, presión y temperatura total, se obtienen a través de las condiciones de operación utilizadas en el túnel de viento (Tabla 2); mientras que $\gamma=1.4$, al tratarse de aire.

Por otra parte, como el análisis se realiza para un ángulo de ataque determinado, es necesario configurar la nueva dirección del flujo. Para esto se calcula la dirección del vector unitario en función del ángulo de ataque. Finalmente, tomando en cuenta, las condiciones reales del flujo generado en el túnel de viento, se coloca la turbulencia a través del método: “Intensity and Length Scale”, donde se toma una intensidad de turbulencia del 0.95%, con un tamaño de vórtices igual a 0.01 [m].

3.3.4. Esquemas de Discretización

Para los esquemas de discretización, se utiliza esquemas de segundo orden sobre las variables, ya que, para mallas no estructuradas, dado que el flujo no se encuentra alineado con la malla, estas proporcionan mejores resultados [ANSYS Inc. 2009]. Igualmente, se considera el método de acoplamiento de presión-velocidad SIMPLE y para la evaluación de gradientes y derivados se utiliza el método de mínimos cuadrados basado en las celdas; y los factores de relajación se ajustan a 0.5 para todos los parámetros.

3.4. Resultados

Para la validación del modelo computacional, se compara los coeficientes aerodinámicos obtenidos del post procesamiento de la simulación con los valores experimentales del estudio “Aerofoil RAE2822 pressure distributions, boundary layer and wake measurements - Experimental Data Base for Computer Program Assessment” [AGARD 1979]. Este ensayo experimental se utiliza frecuentemente para validaciones ya que tiene disponible, datos de confiabilidad para diferentes perfiles alares (2D), y configuraciones ala-cuerpo (3D), particularmente en régimen transónico, los cuales son necesarios a la hora de desarrollar y optimizar programas computacionales enfocados al estudio aerodinámico. Cabe mencionar que, este estudio toma ciertas restricciones a la hora de obtener resultados, de manera que todas las mediciones se realizan en la mitad de la envergadura, donde los

efectos de las paredes del túnel son mínimos. Por lo tanto, se considera la misma condición en la toma de resultados.

3.4.1. Coeficiente de Presión

En la figura 9 se presenta los coeficientes de presión obtenidos a partir de la solución de la simulación CFD y en el ensayo experimental.

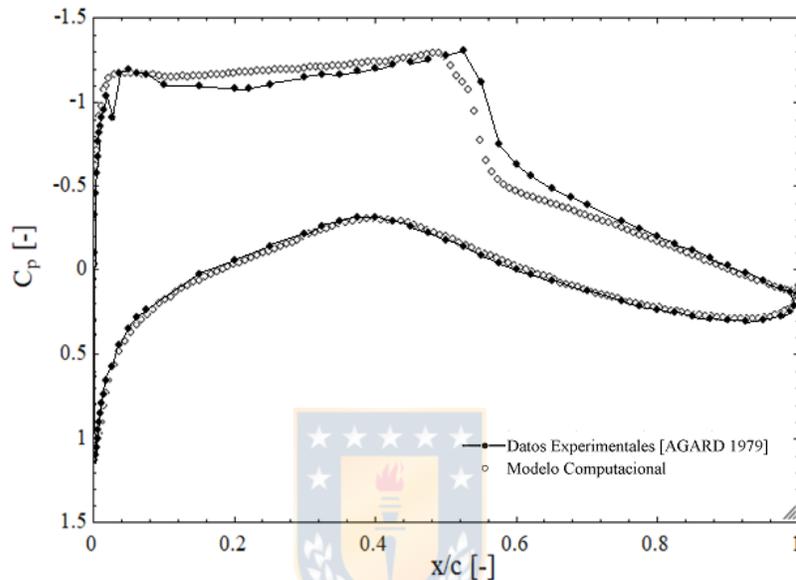


Figura 9. Comparación de la distribución de C_p con los datos experimentales del RAE 2822. Fuente: [Elaboración Propia].

En base a la gráfica se puede apreciar que la simulación es exitosa debido a que la mayoría de los coeficientes calculados se ajustan a los datos experimentales. La diferencia entre la simulación CFD y el ensayo experimental es mínima, de manera que, se tiene un porcentaje de error promedio igual a 16.3%. La simulación también queda validada debido a que, la diferencia entre la solución CFD y los resultados experimentales son similares a los estudios de referencia: “RAE 2822 Transonic Airfoil” [NASA 2008] y “Optimization and analysis of shock wave/boundary layer interaction for drag reduction by Shock Control Bump” [Mazaheri et al. 2015]. Por otra parte, se puede apreciar un coeficiente de presión negativo en la superficie superior del ala. El valor negativo indica que en esta zona se tiene una presión menor que la corriente libre, generando así, una fuerte sub presión, y a su vez, velocidades máximas. Los valores positivos de C_p encontrados en la superficie superior indican una sobrepresión y por ende menores velocidades.

3.4.2. Coeficiente de Fricción

En la figura 10 se presenta los coeficientes de fricción obtenidos sobre la superficie superior del ala, en la simulación CFD y en el ensayo del túnel de viento.

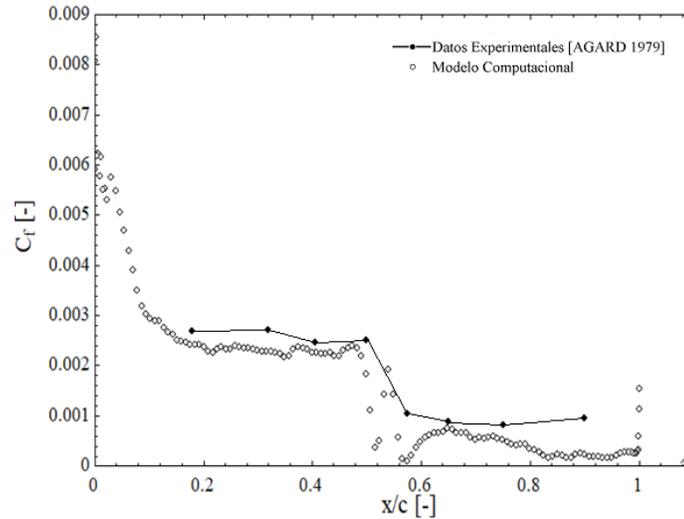


Figura 10. Comparación de la distribución de C_f con los datos experimentales del RAE 2822. Fuente: [Elaboración Propia].

Al igual que la gráfica anterior, se puede apreciar que la mayoría de los coeficientes calculados se ajustan a los datos experimentales. La diferencia entre la simulación CFD y el ensayo experimental es mínima, con un margen de error promedio igual a 10.8%. En este caso, al realizar un refinamiento cercano a la zona del ala, se genera resultados más precisos en comparación al estudio [Mazaheri et al. 2015], prueba de ello, son los coeficientes de fricción generados en la zona ($x/c=0.75$) donde se presenta un margen de error de 24.7%, mientras que en el estudio de referencia se genera un 75.5%.

3.4.3. Perfil de Velocidades

Para el perfil de velocidades se analiza la zona de la estela ($x/c=1.025$). En la figura 11 se presenta el perfil de velocidades obtenidos en la simulación CFD y en el ensayo del túnel de viento.

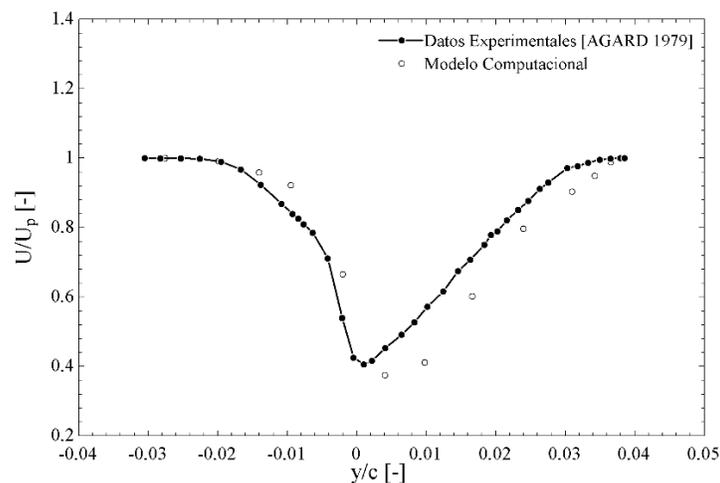


Figura 11. Comparación del perfil de velocidades en la zona de la estela del RAE 2822 con los datos experimentales. Fuente: [Elaboración Propia].

A diferencia de las gráficas anteriores, se puede apreciar que la curva de la simulación no se ajusta completamente al ensayo experimental, ya que la curva de la simulación se encuentra desplazada hacia la derecha. Esto implica que, en el modelo computacional, se produjo un desplazamiento vertical de las corrientes de aire en la zona de la estela con respecto a las corrientes generadas en el ensayo experimental, producto de las variaciones locales de la presión. Sin embargo, la simulación queda validada debido a que las diferencias son similares al estudio de referencia “Optimization and analysis of shock wave/boundary layer interaction for drag reduction by Shock Control Bump” [Mazaheri et al. 2015].

3.4.4. Coeficientes Aerodinámicos

Si bien Fluent genera monitores de convergencia de los coeficientes aerodinámicos, para una mayor precisión se obtiene estos resultados a partir de los coeficientes de presión. El coeficiente de sustentación se obtiene a partir de la distribución de presión, mientras que el coeficiente de arrastre se obtiene a partir del arrastre de forma y del arrastre por fricción. El arrastre de forma, al igual que el coeficiente de sustentación, se obtiene mediante la distribución de los coeficientes de presión.

Los coeficientes de presión son locales, de manera que, para la toma de datos se ubican medidores de presión en puntos específicos a lo largo del perfil alar. Una vez calculado los C_p en cada punto, se calcula los coeficientes normal y tangencial, a partir de una integral a lo largo de todo el perfil, tal como se presenta a continuación:

$$C_N = \int_0^c C_{p,sup,inferior} d\left(\frac{x}{c}\right) - \int_0^c C_{p,sup,superior} d\left(\frac{x}{c}\right) \quad (13)$$

$$C_T = \int_0^c C_{p,sup,inferior} d\left(\frac{z}{c}\right) - \int_0^c C_{p,sup,superior} d\left(\frac{z}{c}\right) \quad (14)$$

Con los coeficientes obtenidos y considerando el ángulo de ataque, se calcula el coeficiente de sustentación y coeficiente de arrastre de forma, mediante las siguientes ecuaciones:

$$C_l = C_N \cos(\alpha) - C_T \sin(\alpha) \quad (15)$$

$$C_{d,p} = C_N \sin(\alpha) - C_T \cos(\alpha) \quad (16)$$

Por otra parte, se tiene el arrastre por fricción producto de los efectos de la viscosidad y compresibilidad del aire. El cálculo por fricción se da en base a los coeficientes de fricción obtenidos en la zona de la estela ya que sobre esta región están presentes las ondas de choque y se calcula mediante la siguiente ecuación:

$$C_{d,f} = \frac{1}{2} \rho S_w C_F \quad (17)$$

Donde S_w es la superficie alar y C_F corresponde al coeficiente de fricción calculado a partir de los esfuerzos de corte locales en la zona del borde de fuga. De esta manera, el coeficiente de arrastre total queda expresado de la siguiente forma:

$$C_d = C_{d,p} + C_{d,f} \quad (18)$$

Por lo tanto, resolviendo el sistema de ecuaciones en base a los coeficientes de presión y fricción conseguidos en la simulación, se obtienen los coeficientes aerodinámicos presentados en la tabla 3. De la misma forma, se presenta los coeficientes obtenidos del ensayo experimental.

Tabla 3. Coeficientes Aerodinámicos.

	Simulación CFD	Ensayo experimental	Porcentaje de error [%]
C_l [-]	0.22852	0.22291	2.52
C_d [-]	0.01578	0.01680	6.07

La diferencia entre los resultados obtenidos a partir de la simulación y los datos experimentales, son mínimos, teniendo así márgenes de error menores a 10%. Por lo tanto, en base a todos los resultados analizados, se puede comprobar la eficacia de una simulación numérica ya que entrega resultados con alta precisión, a la vez que disminuye significativamente los costos, al suprimir todos los equipos utilizados en los ensayos experimentales.

CAPITULO 4

Modelo de Validación: Comparación entre Modelos RANS Spalart – Allmaras, RANS K- ω SST y DES

Para la resolución de las ecuaciones RANS, analizadas en el apartado 2.5., es necesario adicionar modelos matemáticos, que relacionen el tensor esfuerzo de Reynolds con los valores del flujo principal. Estas relaciones son conocidas como modelos de turbulencia. Actualmente, se han propuesto una gran variedad de modelos de turbulencia que se adaptan a las condiciones de determinados problemas, ofreciendo diversas ventajas a la hora de la solución. Estos son: LES, DES, DDES, SAS y RANS. El problema aquí propuesto implica un número de Mach transónico, con efectos compresibles, separación de flujo, interacción de onda de choque y capa límite, etc. Se sabe que estos fenómenos físicos son muy complejos, por lo que, es necesario seleccionar un modelo de turbulencia que determine con mayor precisión los fenómenos presentes.

En el análisis anterior se puede apreciar que los modelos RANS son apropiados para la resolución de problemas aerodinámicos; no obstante, numerosas investigaciones han demostrado que las simulaciones DES ofrecen un mayor nivel de detalle a la hora de predecir los fenómenos presentes en el problema, ya que al combinar RANS y LES, genera resultados más precisos en comparación a RANS; aunque a un alto costo computacional. Por lo tanto, en este apartado se compara los resultados entregados por los modelos de turbulencia: RANS Spalart – Allmaras, RANS K- ω SST y DES, detallados en la sección 2.6., con el fin de seleccionar el modelo de turbulencia adecuado considerando: mayor nivel de precisión en resultados y captura de todos los fenómenos presentes; complejidad de uso y costo computacional. Estos modelos se analizan para el caso de validación (Caso 1), no obstante, también se estudia el comportamiento de cada modelo para un ángulo de ataque mayor, en concreto para AOA=6° (Caso 2), donde se prevé la existencia de fenómenos complejos en la zona de la capa límite [Shur et al. 1999].

4.1. Implementación de los modelos de turbulencia

La definición del volumen de control y grilla computacional se realiza en base al procedimiento definido en el apartado 3.1 y 3.2, respectivamente. La implementación de los modelos RANS en el código computacional se realizan en base al proceso descrito en el apartado 3.3. Para el modelo DES se considera un solucionador en régimen transiente y basado en presión. Se utiliza el método de acoplamiento de presión-velocidad SIMPLE, “Green-Gauss Node-Based” para la evaluación de gradientes, ya que realiza el cálculo en base a la media aritmética de los valores nodales; “Bounded Central Differencing”, para el Momentum, ya que es ideal para simulaciones LES [Schmidt et al. 2003]; y esquemas de discretización de segundo orden para el resto de parámetros. Los factores de

relajación se ajustan a 0.3 para todos los parámetros y se van aumentando progresivamente a medida que la simulación se estabilice. Debido a que el Solver se encuentra en régimen transiente, es necesario definir un paso de tiempo. El paso de tiempo se calcula en base a la siguiente ecuación, descrita en el estudio del modelo DES sobre un perfil NACA 0012 [Shur et al. 1999]:

$$\Delta t = 0.025 * \frac{c}{U_{\infty}} \quad (19)$$

4.2. Resultados

A continuación, se presenta los resultados entregados por cada uno de los modelos de turbulencia. Para el caso 1 (AOA=3.19°), la figura 12 presenta: coeficientes de presión, coeficientes de fricción y perfil de velocidades en la zona de la estela ($x/c=1.025$), y la tabla 4 presenta los coeficientes aerodinámicos; mientras que los resultados para el segundo caso (AOA=6°), son presentados en la figura 13 y tabla 5.

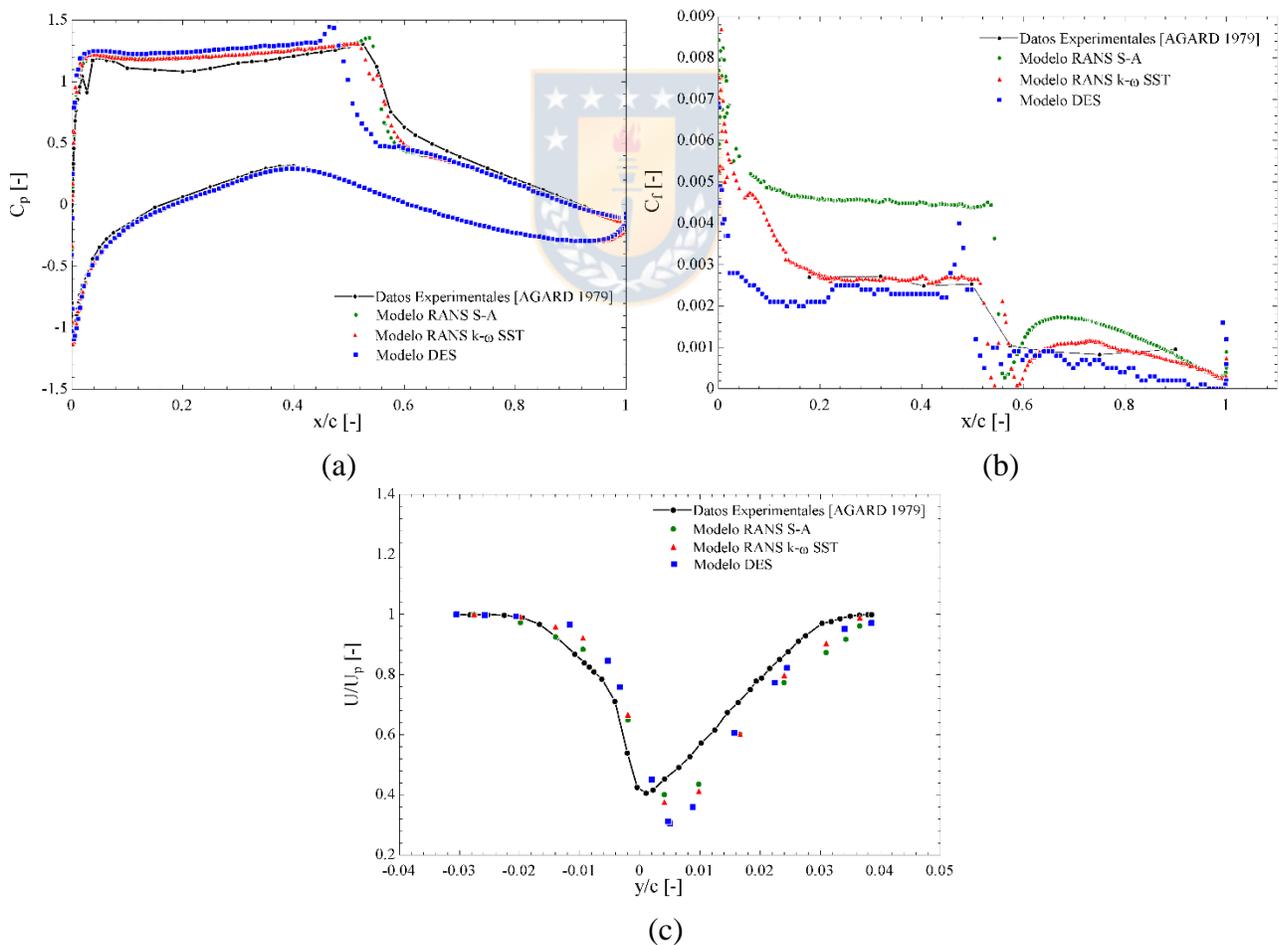


Figura 12. Comparación de la distribución de: C_p (a), C_f (b) y perfil de velocidades en la zona de la estela a $x/c=1.025$ (c); para los modelos de turbulencia: RANS y DES. Caso AOA=3.19°. Fuente: [Elaboración Propia].

Tabla 4. Coeficientes Aerodinámicos para los modelos de turbulencia. Caso AOA=3.19°.

	RANS S-A	RANS K- ω SST	DES	Literatura
C_l [-]	0.22908	0.22852	0.22453	0.22291
C_d [-]	0.01424	0.01578	0.01531	0.01680

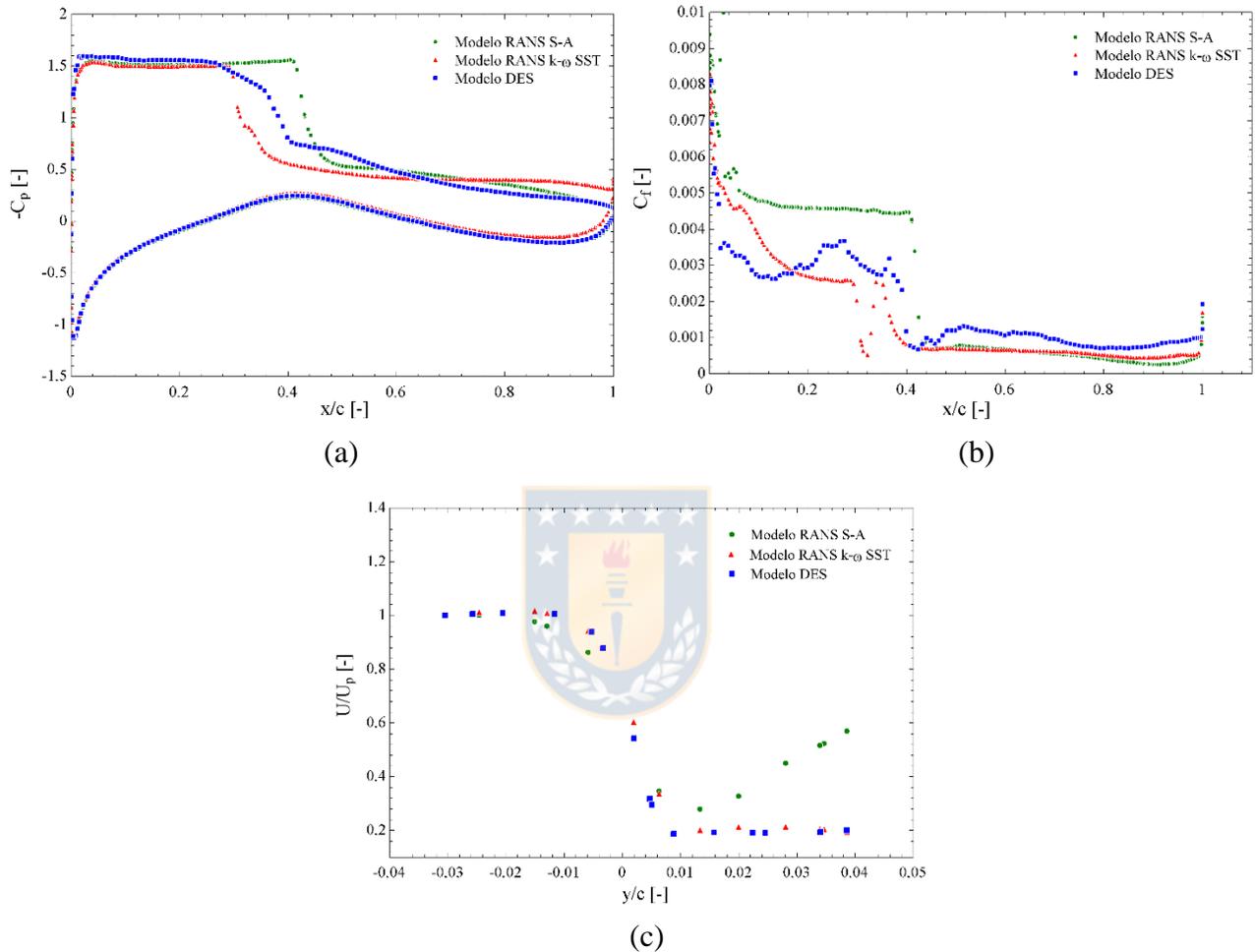


Figura 13. Comparación de la distribución de: C_p (a), C_f (b) y perfil de velocidades en la zona de la estela a $x/c=1.025$ (c); para los modelos de turbulencia: RANS y DES. Caso AOA=6°. Fuente: [Elaboración Propia].

Tabla 5. Coeficientes Aerodinámicos para los modelos de turbulencia. Caso AOA=6°.

	RANS S-A	RANS K- ω SST	DES
C_l [-]	0.26595	0.24091	0.25878
C_d [-]	0.02212	0.01951	0.01998

Para analizar el nivel de detalle con el que se captura los fenómenos físicos presentes en el escurrimiento turbulento, se obtiene el contorno de número de Mach. En estas gráficas es posible

apreciar fenómenos como: separación de la capa límite, recirculación, entre otros. En las figuras 14 y 15 se presenta los contornos de Mach generados para los dos casos de estudio.

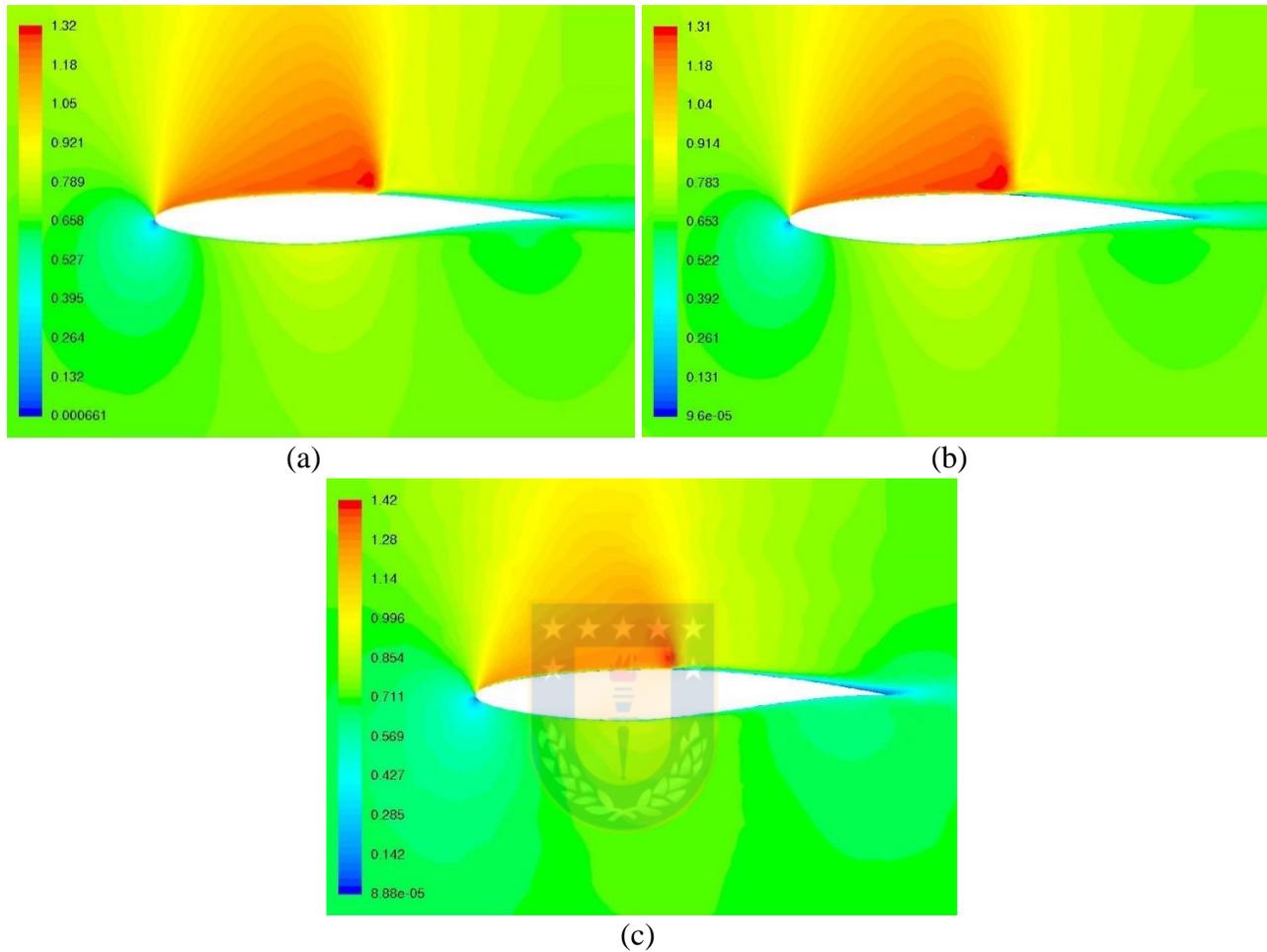
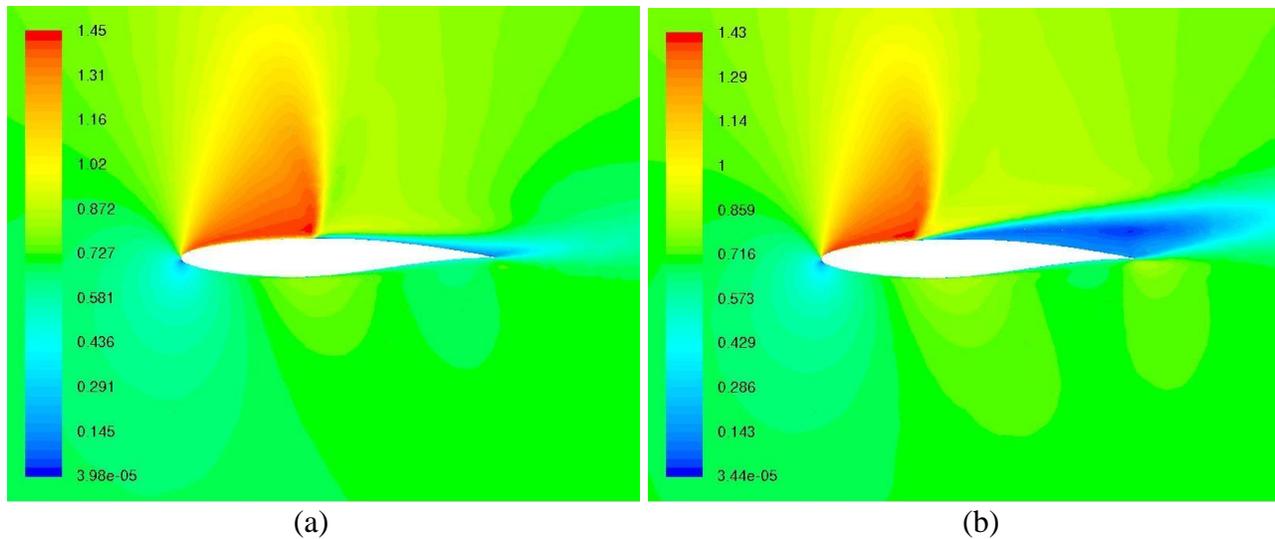
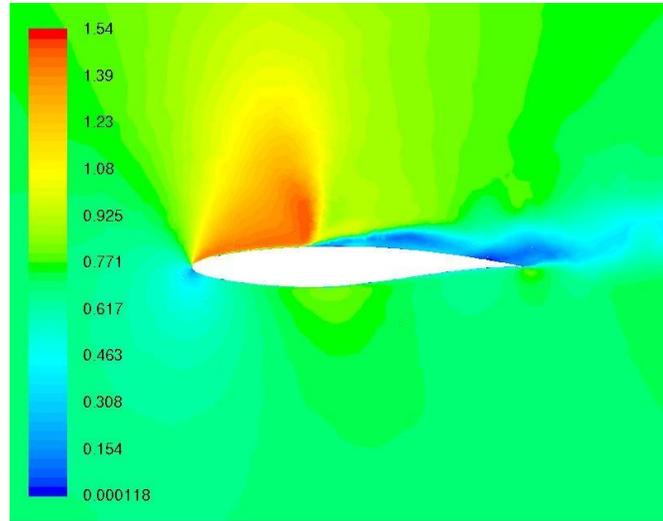


Figura 14. Contorno de número de Mach alrededor del perfil RAE 2822. Caso $AOA=3.19^\circ$. (a) RANS S-A, (b) RANS $K-\omega$ SST, (c) DES. Fuente: [Elaboración Propia].





(c)

Figura 15. Contorno de número de Mach alrededor del perfil RAE 2822. Caso $AOA=6^\circ$. (a) RANS S-A, (b) RANS K- ω SST, (c) DES. Fuente: [Elaboración Propia].

4.3. Análisis

Para el caso 1 ($AOA=3.19^\circ$), se puede apreciar en primer lugar que, los contornos de número de Mach (figura 14) son aproximadamente iguales para los tres modelos, y esto es acorde a la teoría, ya que los modelos de turbulencia utilizados están diseñados principalmente para analizar flujos complejos, y dado que en este caso se presenta una turbulencia simple, los modelos no difieren en gran medida a la hora de capturar los fenómenos presentes. Por tal razón, se compara los resultados numéricos obtenidos frente al ensayo experimental, con el fin de obtener el modelo más preciso. De la figura 12 y tabla 4, se puede apreciar que los tres modelos de turbulencia usados en la simulación CFD se aproximan a los resultados experimentales [AGARD 1979], no obstante, se presenta diferencias significativas entre cada modelo usado. La distribución del coeficiente de presión sobre la superficie superior del ala presenta grandes cambios a la altura de $x/c= [0.5; 0.6]$ (figura 12a), en donde se genera un margen de error del 29.38% para el modelo RANS Spalart-Allmaras, 17.39% para el modelo RANS K- ω SST y 47.7% para el modelo DES. Este porcentaje de error tan alto para DES se debe a que el modelo manifiesta que la separación de la capa límite se produce de manera más anticipada que los modelos restantes. En DES se produce en $x/c \approx 0.48$, mientras que en RANS k- ω SST y RANS S-A se produce en: $x/c \approx 0.54$ y $x/c \approx 0.55$, respectivamente.

La distribución del coeficiente de fricción arroja la mayor diferencia entre modelos con respecto al ensayo experimental (figura 12b). En el intervalo $x/c= [0; 0.55]$, se genera un margen de error igual a 80.35% entre el modelo Spalart-Allmaras, mientras que con el modelo K- ω SST se obtiene apenas un 7.44%. Para el modelo DES, el margen de error más alto se genera en el intervalo $x/c= [0.4; 0.6]$, y es igual a 57.9%. Del perfil de velocidades (figura 12c), se tiene que el modelo DES es el que mejor se ajusta al ensayo experimental, teniendo así un margen de error promedio igual a 7.75%, seguido por

el modelo RANS K- ω SST con 9.93%, y finalmente, RANS S-A con 11.64%. Finalmente, los márgenes de error de los coeficientes aerodinámicos son detallados en la tabla 6.

Tabla 6. Margen de error de los coeficientes aerodinámicos en los modelos de turbulencia.

	RANS S-A [%]	RANS K- ω SST [%]	DES [%]
C_l [-]	2.77	2.52	0.72
C_d [-]	15.23	6.07	8.86

Si bien los resultados para el caso base no difieren en gran medida, sucede todo lo contrario al aumentar el ángulo de ataque (Caso 2), donde se asume la existencia de fenómenos complejos debido a la alta turbulencia. En primer lugar, se puede apreciar que RANS S-A no captura todos los fenómenos presentes ya que la zona de interacción “capa límite-ondas de choque” es mucho menor a los dos modelos restantes (figura 15a), además la separación de la capa límite se presenta a una distancia mayor desde el borde de ataque ($x/c \approx 0.41$), a diferencia de los otros modelos: $x/c \approx 0.30$ y $x/c \approx 0.29$, para RANS k- ω SST y DES respectivamente (figura 13a); por lo que considera que en esa zona los fenómenos ocurren con menor intensidad, y esto a su vez se refleja en el coeficiente de fricción ya que al igual que el caso 1, existe una gran diferencia en comparación con los modelos: RANS k- ω SST y DES. De igual forma, se puede observar que este modelo no captura de manera correcta la zona donde se produce las ondas de choque, ya que en los contornos de número de Mach y en la zona $y/c = [0.01; 0.04]$ del perfil de velocidades (fig. 13c), se presentan velocidades más altas en comparación con los modelos restantes. Finalmente se puede observar que los coeficientes aerodinámicos difieren en gran medida con respecto a los valores entregados por los modelos, teniendo así una diferencia de: [$C_l = 10.39\%$; $C_d = 13.37\%$] con respecto a RANS k- ω SST y [$C_l = 2.77\%$; $C_d = 10.71\%$] respecto a DES.

El modelo RANS k- ω SST y DES presentan resultados similares, ya que la separación de la capa límite se produce prácticamente a la misma distancia, los perfiles de velocidades en la zona de la estela coinciden y los coeficientes aerodinámicos poseen bajas diferencias en comparación a RANS S-A. El modelo DES respecto al modelo RANS k- ω SST entrega: 7.42% para C_l y 2.41% para C_d . No obstante, difieren en gran medida, en la captura de los fenómenos presentes en el problema. En los contornos de Mach, se puede apreciar que para RANS k- ω SST, la zona donde se produce las ondas de choque es mayor a la generada en DES, no obstante, la región en DES es más cercana a la realidad, ya que se presenta inclusive, la forma de las ondas, a diferencia de RANS k- ω SST, en donde esta área se presenta de forma uniforme. Estas capturas son acordes a la teoría ya que RANS al ser un modelo que trabaja con valores promediados en el tiempo, entrega valores más generalizados, a diferencia de DES, que calcula los resultados considerando la variación en el tiempo, es decir en base a variables instantáneas. Finalmente, se puede observar que el modelo DES es el más preciso, ya que los coeficientes de: fricción, para la zona: $x/c = [0.30; 1]$; y arrastre, son mayores que los valores en RANS y esto se debe a que DES considera con mayor detalle todos los fenómenos que producen turbulencia.

Analizando los dos casos en conjunto, en primera instancia el modelo RANS S-A es el menos preciso. La simplicidad del modelo, tiende a disminuir el análisis de los fenómenos que suceden en la zona de la capa límite, entregando un mayor coeficiente de sustentación y un menor coeficiente de arrastre. Mejores resultados se presentan entre los modelos RANS $K-\omega$ SST y DES. Si se busca analizar en detalle los fenómenos presentes en flujos complejos e inestables, el modelo DES es el más factible. Las ecuaciones RANS al ser reformuladas en función de las variables promedio, tienden a sobredimensionar las zonas desfavorables. DES analiza en detalle la región central turbulenta, considerando todos los parámetros (viscosidad, gradiente de velocidad, temperatura, etc.) en los cálculos. DES no sobredimensiona la pérdida de Momentum por lo que el flujo pasa menos perturbado y la diferencia de las velocidades son menores, acotando así, la zona donde se produce la separación de la capa límite. En DES, la separación de la capa límite y la formación de ondas de choque se genera de forma anticipada respecto a los modelos RANS. Esto queda validado por [Délery et al. 2000]. Sin embargo, si bien los modelos DES entregan con mayor complejidad la solución del flujo, desde el punto de vista cuantitativo no existe diferencia con las aproximaciones RANS. Además, su uso implica un alto costo computacional. La simulación RANS llega a la convergencia en días, mientras que la simulación DES necesita un mínimo de tres semanas de cálculo hasta lograr la estabilidad. Adicionalmente, para el cálculo DES es necesario considerar: una grilla computacional con alta calidad; y parámetros adecuados de las UFR y paso de tiempo.



CAPITULO 5

Simulación de una Aeronave con una Configuración Alar de Alta Razón de Aspecto Reforzada con un Soporte: Caso Base

A la hora de optimizar un avión es necesario analizar su aerodinámica, con el fin de determinar los fenómenos no deseados que tienen lugar en las condiciones de diseño, y posteriormente, generar posibles soluciones mediante la implementación de nuevas tecnologías. La optimización realizada en este estudio se enfoca en un problema generado por la plataforma PADRI (Platform for Aircraft Drag Reduction Innovation) [CIMNE 2019]. Este caso consiste en reproducir, patrones de ondas de choque típicos en la región de la unión ala-refuerzo y tiene como objetivo encontrar tecnologías de control de flujo y estrategias de optimización que puedan aumentar los márgenes de buffet en la región de la unión ala-refuerzo, proporcionando así una mayor flexibilidad en Mach y ángulo de ataque. Por lo tanto, en esta primera etapa se realiza la simulación del caso base, que contempla el avión señalado y sin ningún tipo de modificación; con el fin de estudiar la aerodinámica, considerando parámetros como: presión, velocidad, fuerza de corte, sustentación y arrastre. Por otro lado, se analiza el fenómeno de las ondas de choque y se estima el arrastre generado por las mismas.

5.1. Volumen de Control

Para la geometría se toma como referencia la guía generada por PADRI [CIMNE 2019], en el cual se define un modelo estándar para la validación de tecnologías de reducción de resistencia en los aviones. Esta geometría se basa en un avión genérico, con un ala de alta razón de aspecto. No obstante, debido a restricciones estructurales, como deformaciones producto de las cargas de flexión, es necesario el uso de un dispositivo para reforzar el ala, por lo que se implementa un soporte. El empenaje, los motores, sistemas de hipersustentación, sujetadores y aletas son eliminados de la geometría con el fin de lograr el enfoque en el área de interés. En la tabla 7 se presenta los principales parámetros para el diseño del ala.

Según la guía [CIMNE 2019], este tipo de avión es ideal para generar arrastre por ondas de choque y arrastre de interferencia sobre la unión del soporte con el ala, a números de Mach transónicos relativamente bajos en régimen compresible. Cabe mencionar que, debido a la facultad inherente de evaluar la resistencia a la interferencia, solo se considera el arrastre por ondas de choque en el análisis de la simulación. Para más información acerca de los tipos de arrastre presentes, consultar el anexo III.

Tabla 7. Parámetros de diseño del ala.

Parámetro	Ala
Razón de aspecto [-]	8.3
Ahusamiento [-]	0.32
Diedro [°]	-4
Flecha [°]	17
Incidencia [°]	0.22
Torsión [°]	0
Cuerda Raíz [m] - “Y=10m”	3.4
Cuerda Punta [m] - “Y=20m”	2.14

Con el fin de disminuir el costo computacional de la simulación, se modela la mitad del avión y posteriormente, se aplica la condición de borde “simetría” con el fin de obtener los resultados a lo largo del avión. Por otra parte, se considera las condiciones impuesta en PADRI [CIMNE 2019], donde se menciona que se debe colocar mayor énfasis en los planos y: [14.5m; 17.5m] de la estructura, ya que, sobre esta zona, se genera mayor arrastre. De esta manera, la estructura presentada en la figura 16, se divide en cinco zonas: ala, soporte, fuselaje, ala de interés y soporte de interés.

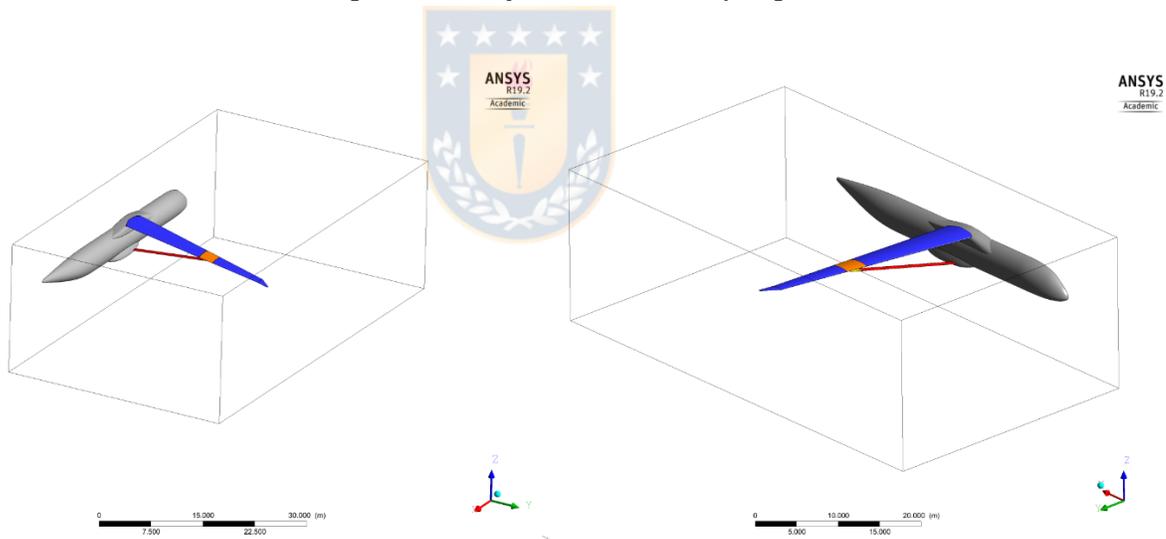


Figura 16. Modelo geométrico para el caso de estudio. Fuente: [Elaboración Propia].

Para el dominio computacional global se genera un prisma rectangular. Este dominio se extiende 140 cuerdas aguas arriba del avión, 200 cuerdas aguas abajo con el fin de que el flujo se desarrolle; y 140 y 125 cuerdas, para el alto y espesor, respectivamente. De esta manera, se tiene que, las dimensiones globales del dominio computacional son: 1400 x 560 x 500 [m]. Por otra parte, con el fin de realizar un refinamiento sobre el avión y la zona de interés, se adiciona tres volúmenes al dominio global. En la figura 17 se presenta el volumen de control final.

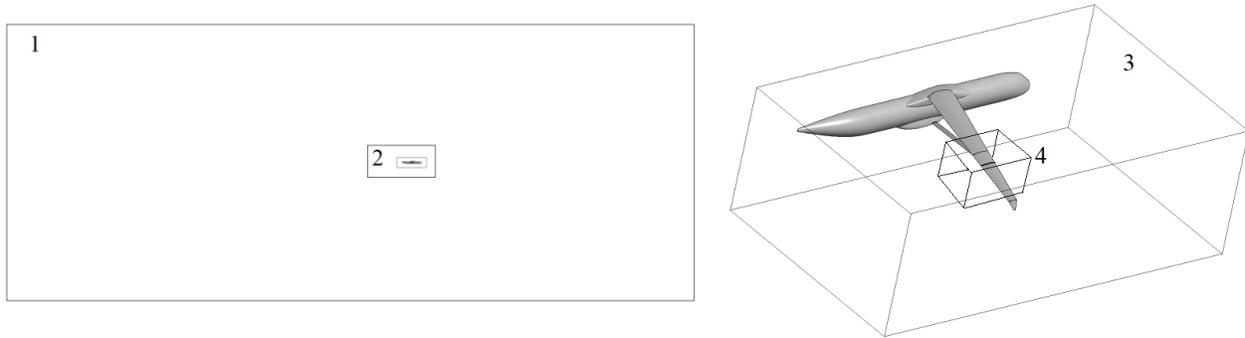


Figura 17. Volumen de control final. Fuente: [Elaboración Propia].

El dominio presenta 4 volúmenes. El volumen 2 se implementa para ser usado como cuerpo de influencia, es decir, para controlar la malla Cut-Cell que se ejecuta sobre el volumen 1. El volumen 4 cumple la misma función que el volumen 2, no obstante, ya que representa la zona de interés $y = [14.5; 17.5]$ m, se realiza un mallado con mayor refinamiento sobre esta zona. Finalmente, debido a que el volumen 1 y el volumen 3 presentan diferentes tipos de elementos, se define una interfase que conecta los dos volúmenes.

5.2. Grilla Computacional

5.2.1. Tamaño del primer elemento

Para calcular el tamaño del primer elemento de la grilla computacional se considera las condiciones de vuelo definidas por PADRI [CIMNE 2019], presentadas en la tabla 8. Por lo tanto, tomando un valor a priori de $y^+ = 0.9$ en la zona de interés y de $y^+ = 18$ en la zona restante, se tiene que el valor del primer elemento es igual a 5.1×10^{-6} [m] y 1×10^{-4} [m] respectivamente.

Tabla 8. Condiciones de vuelo del caso de estudio.

	Condición de vuelo
Reynolds/longitud [m ¹]	7.1×10^6
Ángulo de Ataque [°]	1
Altitud [ft]	30000
Atmósfera	ISA +0
Presión Total [kPa]	30.08995
Temperatura Total [K]	228.71

5.2.2. Confección de la grilla computacional

Al igual que el modelo de validación, en el volumen interior se utiliza una malla no estructurada con elementos poliédricos y prismáticos, mientras que en el volumen exterior se integra una malla Cut-Cell con el fin de aumentar el tamaño de elementos progresivamente. Estas mallas se confeccionan considerando los siguientes parámetros:

- Malla tetraédrica:
 - Tamaño de elementos igual a $1e-02$ [m] para zona de interés, 0.2 [m] para el fuselaje y $5e-02$ [m] para la zona restante del avión; con razón de crecimiento de 1.2 .
 - Mallado en la zona de la capa límite considerando: tamaño del primer elemento igual a $5.1e-06$ [m] en la zona de interés y $1e-04$ [m] en las zonas restantes, razón de crecimiento de 1.2 y 15 capas generadas sobre la capa límite.
 - Creación de Esferas de influencia sobre la unión del ala con el fuselaje con el fin de que los elementos no colapsen o interfieran entre sí cuando se extienda el mallado sobre el fuselaje.
- Malla Cut-Cell:
 - Tamaño de elementos igual a 1 [m], considerando ensamblaje de malla Cut-Cell.

Como resultado se tiene una malla no conforme y no estructurada, de aproximadamente 18 millones 400 mil elementos, dispuestos de la siguiente manera: elementos prismáticos en la zona de la capa límite, elementos poliédricos en el volumen interior, y elementos hexaédricos en el volumen exterior. Con respecto a la calidad de la malla, se tiene una razón de aspecto máxima igual a 8044 y una calidad mínima del elemento igual a $9.32723e-04$, por lo que se concluye que se encuentra dentro del rango admisible ya que, si bien se tiene una alta razón de aspecto, es compatible con los valores utilizados para simulaciones a grandes escalas [Sartor 2016]. En las figuras 18-21 se presenta la malla final confeccionada.

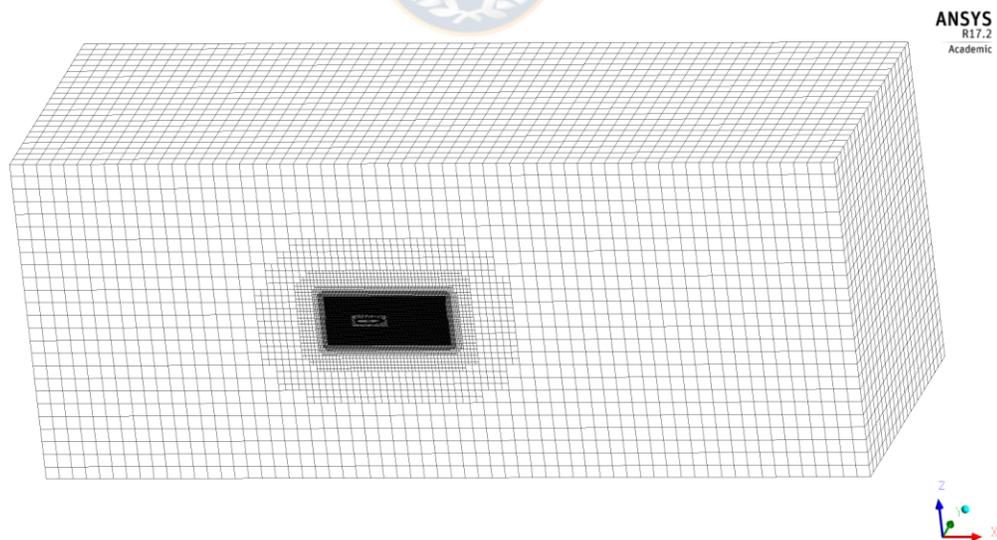


Figura 18. Grilla computacional global. Fuente: [Elaboración Propia].

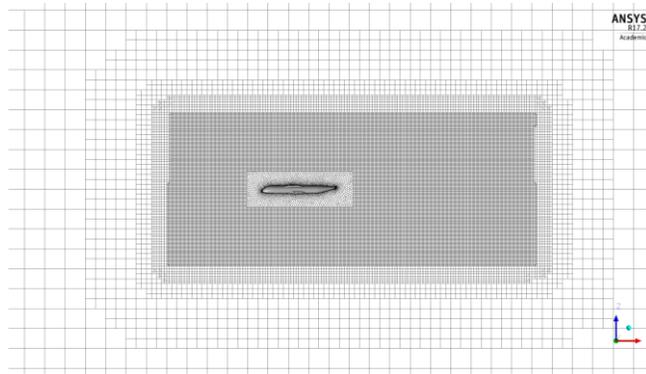


Figura 19. Malla tipo Cut-Cell. Fuente: [Elaboración Propia].

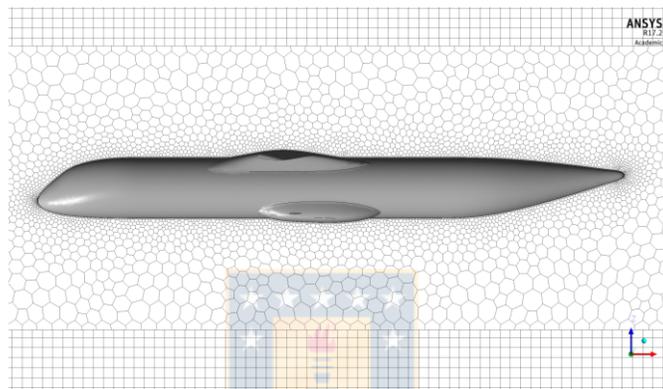


Figura 20. Interfase Elementos Hexaédricos-Poliédricos. Fuente: [Elaboración Propia].

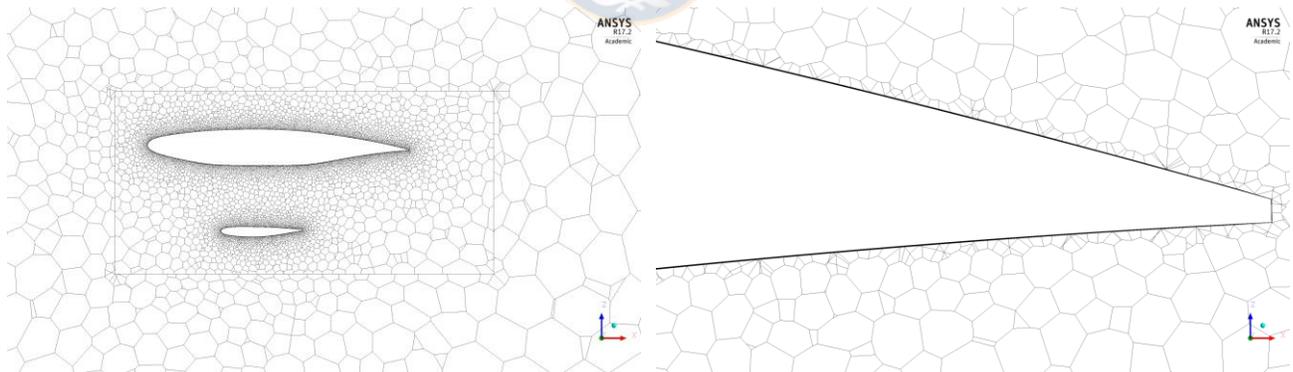


Figura 21. Mallado en la zona de interés y capa límite. Fuente [Elaboración Propia].

5.3. Modelo en ANSYS Fluent

Para la implementación del modelo computacional, se considera las condiciones definidas por PADRI [CIMNE 2019], en la cual se detalla parámetros como: condiciones de vuelo, restricciones, condiciones de borde, etc. Además, el solucionador se implementa en estado estacionario, basado en presión y con un criterio de convergencia igual a 10^{-6} .

5.3.1. Modelo de Turbulencia

En primer lugar, se activa las leyes de energía, ya que se considera al aire como gas ideal. Por otra parte, si bien en el capítulo 4 se concluye que el modelo más factible es RANS K- ω SST, se procede a utilizar el modelo RANS Spalart Allmaras ya que es una de las condiciones impuestas por PADRI para la resolución de este caso. Finalmente se implementa los efectos de compresibilidad, al tratarse de un flujo con alto número de Mach.

5.3.2. Materiales

Las propiedades del fluido tales como presión, temperatura, densidad, viscosidad, etc.; se calculan en base a la altitud; además, como se pretende realizar una simulación con condiciones de vuelo reales, se utiliza la ley de los gases ideales y Sutherland, para la densidad y viscosidad respectivamente.

5.3.3. Condiciones de Borde

Para el caso de estudio se impone: un campo de presión a la entrada y salida del escurrimiento; pared sin deslizar en toda la estructura del avión, condición de simetría sobre la pared lateral del fuselaje y ya que se tiene una malla no conforme con diferentes tipos de elementos, se define una interfase que conecte el volumen interior y exterior. En la figura 22, se presenta de manera detallada las condiciones de borde usadas sobre el problema.

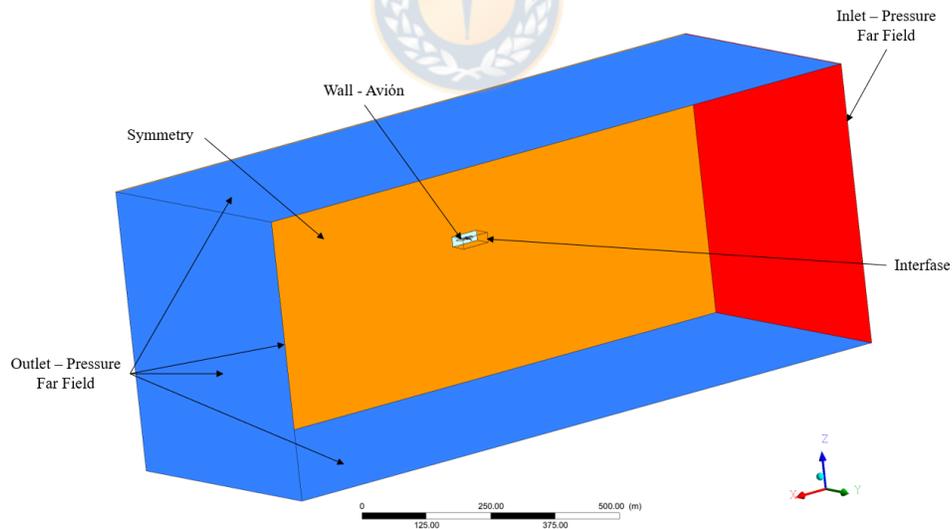


Figura 22. Condiciones de Borde en la malla. Fuente: [Elaboración Propia].

Al igual que el caso de validación, es necesario calcular la presión y temperatura estática. Estos parámetros se obtienen a través de las ecuaciones (11) y (12) descritas anteriormente, y tomando en cuenta las condiciones de vuelo presentadas en la tabla 8. Por otra parte, se configura la nueva dirección del flujo en base al ángulo de ataque predeterminado. Finalmente se define la turbulencia, a

través del método: “Intensity and Length Scale”, con una intensidad de turbulencia del 0.1%, y con un tamaño de vórtices igual a 0.01 [m].

5.3.4. Esquemas de Discretización

Se utiliza esquemas de segundo orden sobre las variables, ya que genera mejores resultados para mallas no estructuradas donde el flujo no se encuentra alineado con la grilla [ANSYS Inc. 2009]; y los factores de relajación usados se presentan en la tabla 9.

Tabla 9. Factores de relajación.

	Factor de relajación
Presión	0.1
Densidad	0.5
Fuerzas de cuerpo	0.5
Momentum	0.3
Energía turbulenta cinética	0.6
Tasa de disipación específica	0.6
Viscosidad Turbulenta	0.6
Energía	0.6

5.4. Resultados

Este caso de estudio tiene como objetivo analizar la aerodinámica principalmente en la zona de la junta ala-refuerzo. Para esto, se simula considerando las condiciones de crucero mencionadas, no obstante, para analizar con detalle los fenómenos presentes en el problema tales como: inicio del buffet, ondas de choque, etc.; se considera un rango de número de Mach, con el fin de simular un vuelo fuera de las condiciones de diseño. Este rango de Mach es= [0.74-0.80], con un paso de 0.005 Mach, con el objetivo de predecir con precisión el inicio del buffet; de esta manera se tiene un total de 13 simulaciones, no obstante, debido a la alta cantidad de parámetros obtenidos, a continuación, se presentan los resultados para el caso $Ma=0.765$, ya que en este punto se genera un aumento considerable de los coeficientes de arrastre y de las ondas de choque; y por ende una disminución de la sustentación. En el anexo IV se detalla los resultados para todos los casos simulados.

5.4.1. Coeficiente de Presión

El coeficiente de presión es un factor adimensional que compara la presión en cada punto del perfil con la presión del flujo. En la figura 23 se presenta el C_p obtenido para $Ma=0.765$.

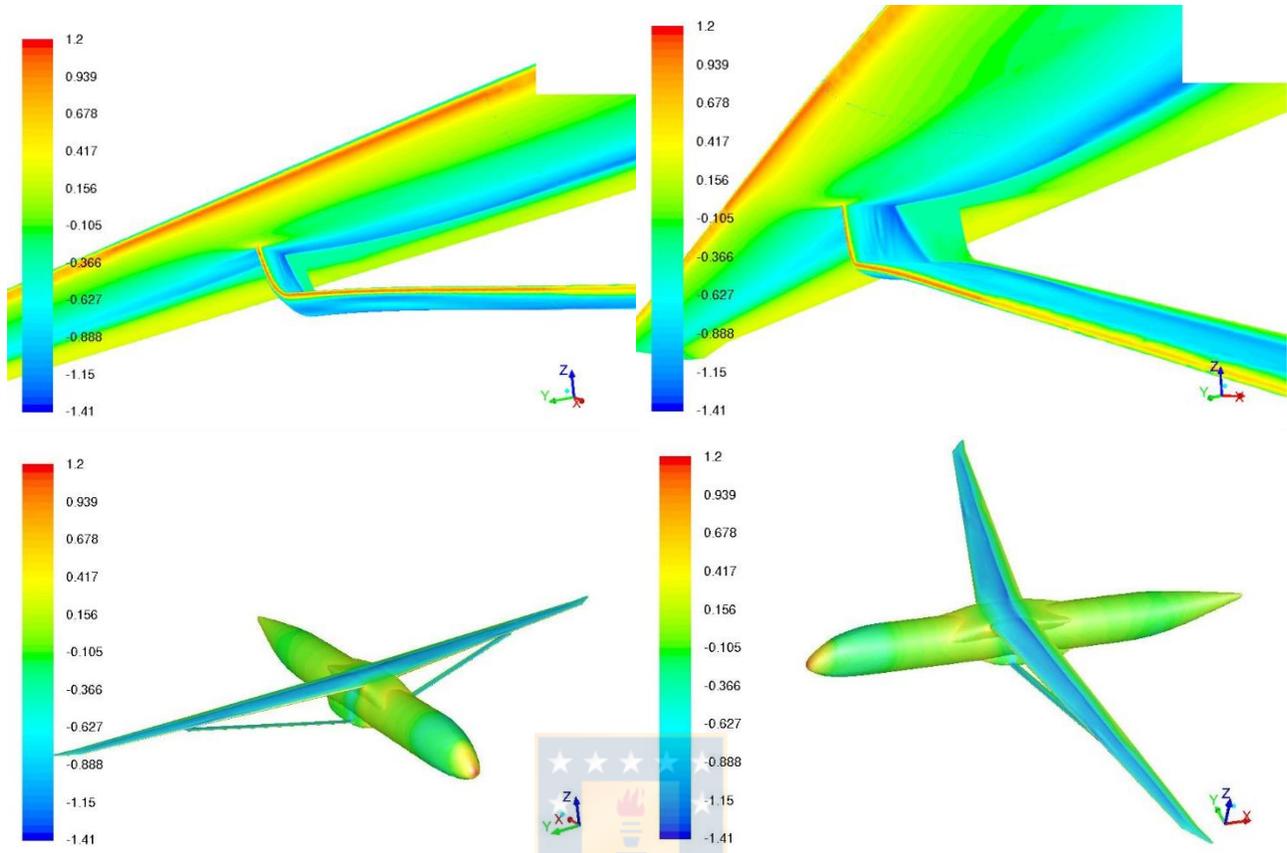


Figura 23. Coeficiente de presión. Fuente: [Elaboración Propia].

Respecto al coeficiente de presión, se puede ver que la estructura posee un coeficiente máximo igual a 1.2, y un coeficiente de presión mínimo igual a -1.41. El punto de remanso se encuentra acorde a la literatura, ya que, este valor es igual a 1 y se encuentra ubicado en la interacción directa de la estructura con el flujo, (primer punto de la interacción fluido - ala). Los valores negativos de C_p indican una fuerte subpresión en la superficie superior del ala, así como en la zona de la junta ala -refuerzo, por lo que, las velocidades máximas se encuentran sobre esta zona. Los valores positivos de C_p indican una sobrepresión, y por ende menor sustentación, en la superficie inferior del ala y del refuerzo.

5.4.2. Número de Mach

El número de Mach es una velocidad relativa que relaciona la velocidad del fluido con la del sonido. Este valor es el más utilizado para describir la velocidad en las aeronaves. En la figura 24 se presenta el número de Mach determinado para el caso $Ma=0.765$.

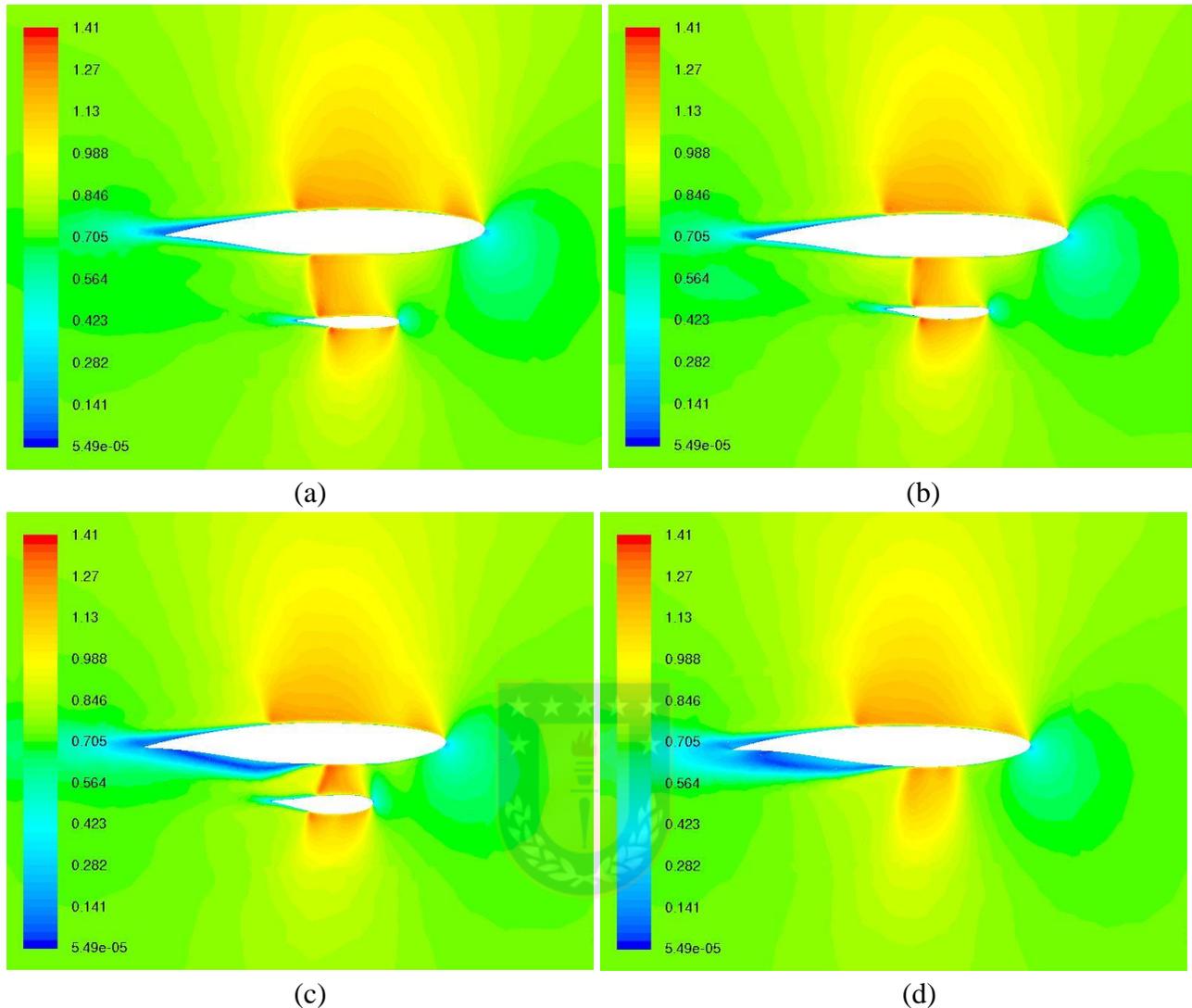


Figura 24. Número de Mach. Posición en Y= (a) 15.5 [m]; (b) 16 [m]; (c) 16.41 [m]; (d) 16.67 [m].
Fuente: [Elaboración Propia].

En las figuras obtenidas se puede apreciar que existe un flujo supersónico sobre la superficie superior del ala y en el área confinada por la superficie inferior del ala y la superficie superior del soporte. Sin embargo, el flujo va continuamente desacelerando a causa de la velocidad ya que esta disminuye de un $Ma > 1$ a $Ma < 1$, generando así las ondas de choque. Además, la zona donde se genera las ondas de choque aumenta a medida que se acerca a la zona de unión con el ala y el soporte. Esta zona, que se encuentra confinada por las superficies superior del refuerzo y superficie inferior del ala, provoca una gran separación de la capa límite, debido a los fuertes gradientes de presión generados sobre la superficie superior del refuerzo y de la superficie inferior del ala. Finalmente, esta separación conlleva al aumento del arrastre, y, por ende, una disminución de la velocidad.

5.4.3. Wall Shear Stress X Direction

El esfuerzo de corte, o de cizalladura sobre la pared es una fuerza producida por la interacción del fluido con la pared de la estructura a analizar. La fricción entre el fluido y la pared depende de la viscosidad del fluido y de la velocidad del escurrimiento cuando se mueve a través de la pared. Los contornos de esfuerzo de corte obtenidos en la simulación, se presentan en la figura 25.

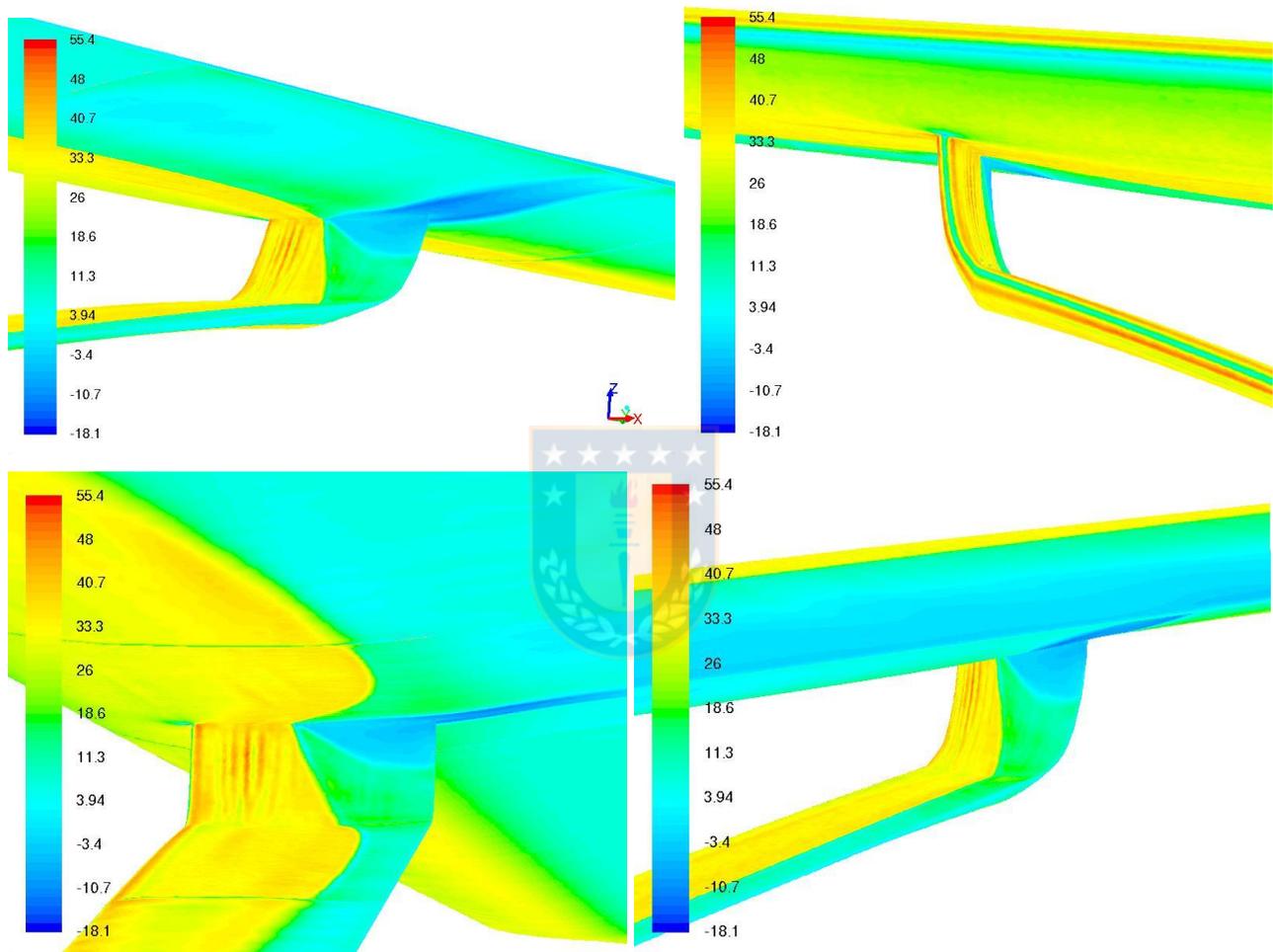


Figura 25. Fuerza de corte en dirección X. Fuente: [Elaboración Propia].

En los contornos de esfuerzo de corte, se logra apreciar de mejor manera que en la zona cercana a la unión del ala con el soporte se produce la separación de flujo y, por ende, un contraflujo, producto de la separación de la capa límite. A medida que el fluido avanza por el perfil, la fuerza de corte en la dirección x disminuye, hasta llegar a un valor igual a cero; que implica la nula fricción entre el flujo y la pared, teniendo así la separación de la capa límite. De igual forma se puede apreciar la formación de las ondas de choque a partir de las fuerzas de corte negativas, ya que las ondas de choque producen un gradiente de presión adverso que causa la separación. Estas ondas aumentan significativamente la fuerza de arrastre y, en consecuencia, una disminución de la velocidad.

5.4.4. Wave Drag Function

En base a los resultados anteriores, se advierte una zona en donde aumenta el arrastre producto de la generación de ondas de choque. Es por esta razón, que se evalúa el wave drag. Existen varios métodos para obtener el wave drag, no obstante, se considera la ecuación definida por PADRI [CIMNE 2019] que analiza la variable shock wave flag sobre el campo de flujo.

$$\text{shock}_{\text{wave,flag}} = \bar{M} \frac{\nabla p}{\|\nabla p\|} \quad (20)$$

Mediante esta fórmula se define que, si las pérdidas de momentum en cada elemento, es mayor o igual a 1.1, se considera arrastre de onda y, por lo tanto, se encuentran vinculadas a la disipación en la región de onda de choque. De esta manera, se tiene como resultado, la superficie exacta donde ocurre este tipo de arrastre. En la figura 26 se presenta las zonas de ondas de choque para el caso $Ma=0.765$.

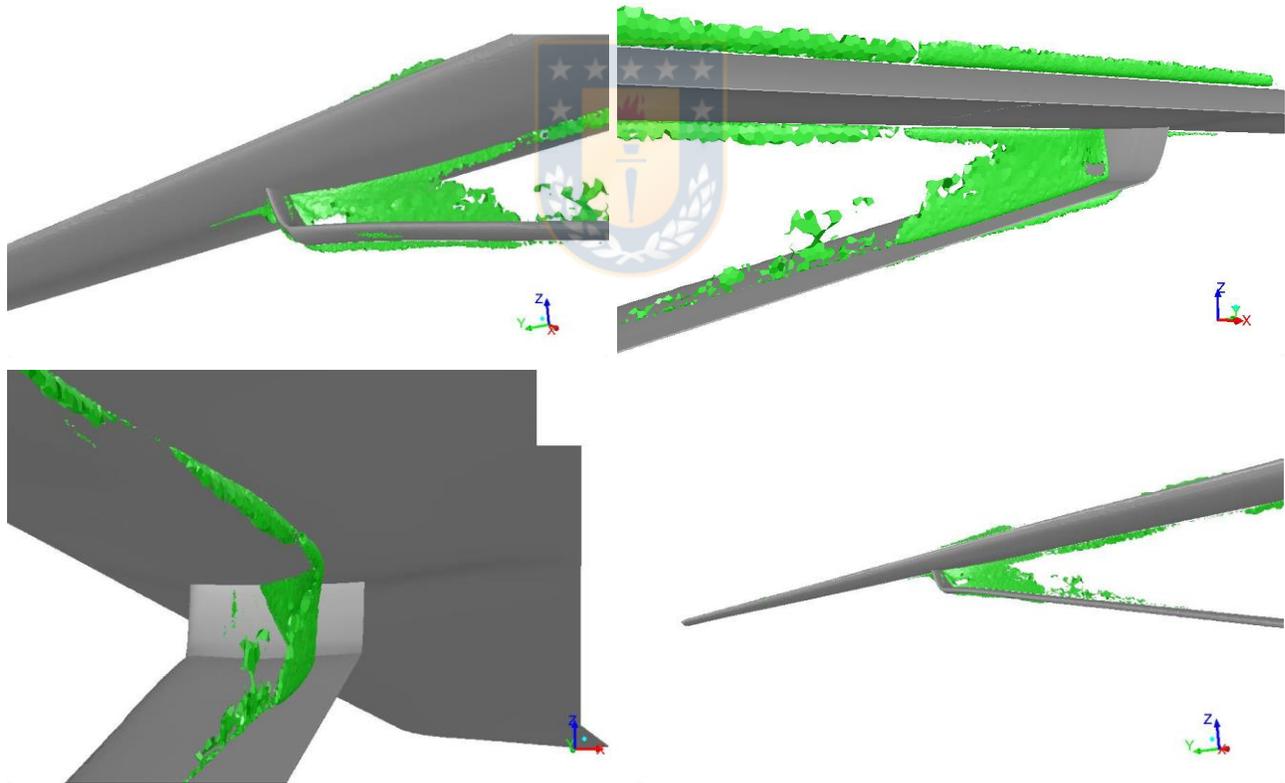


Figura 26. Wave drag generado. Fuente: [Elaboración Propia].

De la figura se tiene que, en las zonas destacadas se produce el arrastre por ondas de choque (pérdida de momento mayor a 1.1). Esta función es muy útil, ya que presenta con precisión la zona con mayor arrastre, por lo que se usa como referencia para ubicar el sistema de reducción de resistencia

aerodinámica que se implementará. Este sistema se centrará en un control de flujo activo y se presenta con mayor detalle en el siguiente capítulo.

5.4.5. Coeficientes Aerodinámicos

Finalmente se calcula los coeficientes de sustentación y arrastre a partir de las fuerzas de arrastre y sustentación obtenidas, mediante el uso de las siguientes ecuaciones:

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho V_\infty^2 S_w} \quad (21)$$

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho V_\infty^2 S_w} \quad (22)$$

Por lo tanto, se determina los coeficientes de sustentación y arrastre generados sobre el avión ($C_{L, global}$ - $C_{D, global}$) y sobre la zona de la unión ala-refuerzo limitado por los planos $y=14.5$ [m] e $y=17.5$ [m] ($C_{L, local}$ - $C_{D, local}$). En la tabla 10 se presentan los coeficientes y eficiencias aerodinámicas para todos los casos simulados.

Tabla 10. Coeficientes Aerodinámicos.

Mach [-]	$C_{L,global}$ [-]	$C_{L,local}$ [-]	$C_{D,global}$ [-]	$C_{D,local}$ [-]	$\left(\frac{C_L}{C_D}\right)_{global}$ [-]	$\left(\frac{C_L}{C_D}\right)_{local}$ [-]
0.74	35.8682	3.30396	2.04991	0.112251	17.5	29.43
0.745	36.0569	3.31924	2.10059	0.119271	17.17	27.83
0.75	36.2215	3.33851	2.17039	0.128540	16.69	25.97
0.755	36.3184	3.35263	2.26820	0.141154	16.01	23.75
0.76	36.3116	3.34998	2.40060	0.157497	15.13	21.27
0.765	36.0258	3.23980	2.58121	0.181917	13.96	17.81
0.77	35.6037	3.17534	2.79472	0.207621	12.74	15.29
0.775	34.9043	3.08777	3.03620	0.236362	11.5	13.06
0.78	34.0958	2.98759	3.29382	0.267683	10.35	11.16
0.785	33.6261	2.84638	3.58368	0.306192	9.38	9.3
0.79	32.3077	2.68460	3.89709	0.345208	8.29	7.78
0.795	30.6846	2.53479	4.21967	0.379498	7.27	6.68
0.8	28.8823	2.33962	4.57177	0.413767	6.32	5.65

En base a los resultados obtenidos, se puede apreciar en una primera etapa, que a medida que aumenta el número de Mach, la sustentación y arrastre aumenta, de manera progresiva, no obstante, para Mach 0.76 en adelante, se produce una disminución de sustentación y un aumento considerable de arrastre, por lo que se concluye que en $Ma=0.76$ empezaría la divergencia del coeficiente de arrastre. Además, se puede apreciar una relación inversamente proporcional entre el número de Mach y las eficiencias

aerodinámicas, y esto se debe al aumento del arrastre generado por las ondas de choque. Por lo tanto, para que la configuración del ala de alta razón de aspecto reforzada con un soporte sea factible es necesario optimizar su aerodinámica, por lo que se implementa un control de flujo activo que reduzca los efectos que generan la resistencia aerodinámica.

5.4.6. Detección de Inicio de Buffet

El buffet es un aspecto crítico del diseño del ala para un vuelo transónico, y se define ampliamente como una inestabilidad aerodinámica de alta frecuencia causada por la separación del flujo. Esta inestabilidad no es deseable porque las cargas aerodinámicas inestables resultantes comprometen la capacidad de controlar cómodamente la aeronave y el rendimiento aerodinámico [Kenway et al. 2017].

El buffet transónico limita el coeficiente máximo de sustentación de la aeronave y el número de Mach. Debido a la presencia del buffet, si se aumenta el número de Mach sobre una condición establecida, el coeficiente de sustentación máximo tiende a disminuir, por lo que es una restricción de diseño activa a la hora de definir eficiencia [Kenway et al. 2017].

Dado que el buffet afecta de manera crucial el rendimiento de la aeronave de transporte, existe la necesidad de formular de forma efectiva, el buffet como una restricción de diseño, no obstante, pese a los estudios, aún no se ha considerado explícitamente en la optimización de la forma aerodinámica. Para la detección del inicio del buffet en este estudio, se considera la metodología propuesta por PADRI [CIMNE 2019], en donde los criterios de detección de inicio de buffet se centran en fenómenos que están estrechamente relacionados con el buffet; siendo estos: la ubicación de las ondas de choque, coeficientes de presión y número de Mach isentrópico. Este último parámetro indica el número de Mach que se tendría sin pérdidas en el flujo y paredes sin fricción. El número de Mach isentrópico se calcula a partir de las relaciones de flujo isentrópico, teniendo así la siguiente fórmula:

$$Ma^s = \sqrt{\left(\left(\frac{P_o^{freestream}}{P} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) * \frac{2}{\gamma-1}} \quad (23)$$

Donde $P_o^{freestream}$ corresponde a la presión total de la corriente libre y P corresponde a la presión estática local. El buffet se evalúa en cortes de secciones del ala y del puntual (superficies superior e inferior), mediante las líneas de contorno del coeficiente de presión y del número de Mach isentrópico; y para cada número de Mach, se localiza la ubicación sobre la cuerda donde el número isentrópico de Mach es igual a 1. Los contornos se obtienen para las secciones $Y=16.41$ [m] (ala + soporte) e $Y=16.67$ [m] (ala). A continuación, se presentan los resultados para el caso $Ma=0.765$, no obstante, en el anexo IV se detalla los resultados para todos los casos simulados.

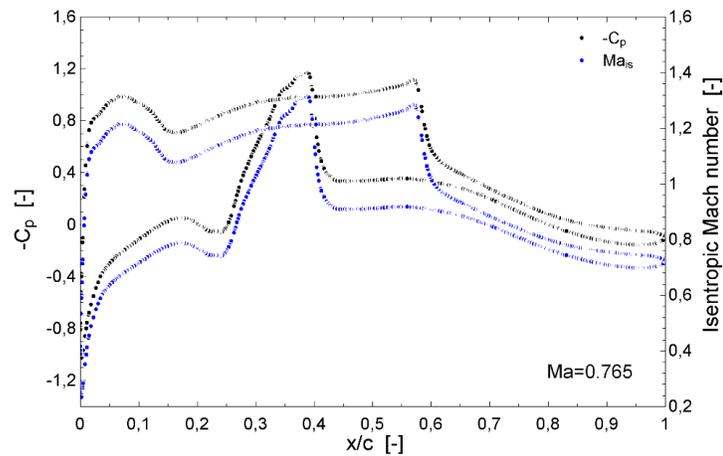


Figura 27. Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico del ala para $Y=16.41$ [m]. Fuente: [Elaboración Propia].

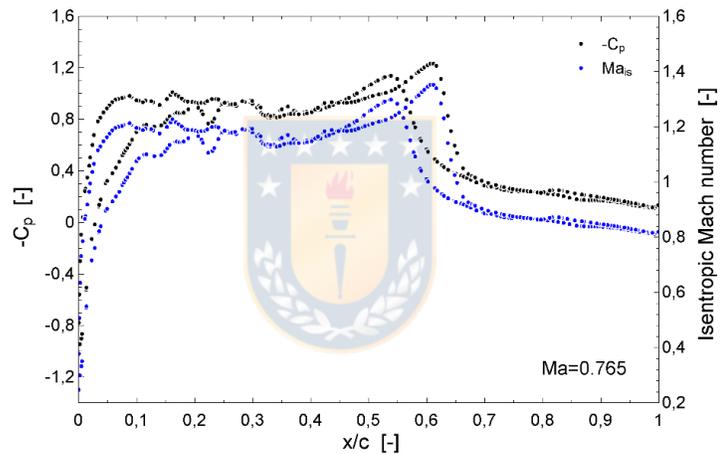


Figura 28. Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico del soporte para $Y=16.41$ [m]. Fuente: [Elaboración Propia].

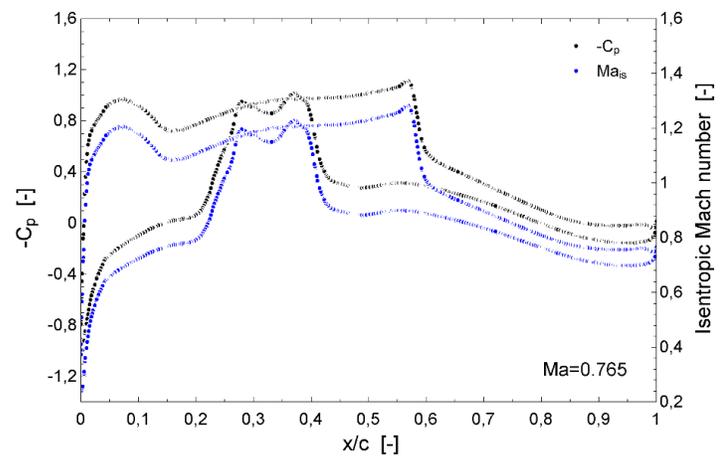


Figura 29. Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico del ala para $Y=16.67$ [m]. Fuente: [Elaboración Propia].

Una vez calculados los contornos para cada uno de los casos, se procede a obtener la gráfica $x/c|_{M=1}$ en función del número de Mach para cada sección. Estas se presentan en la figura 30.

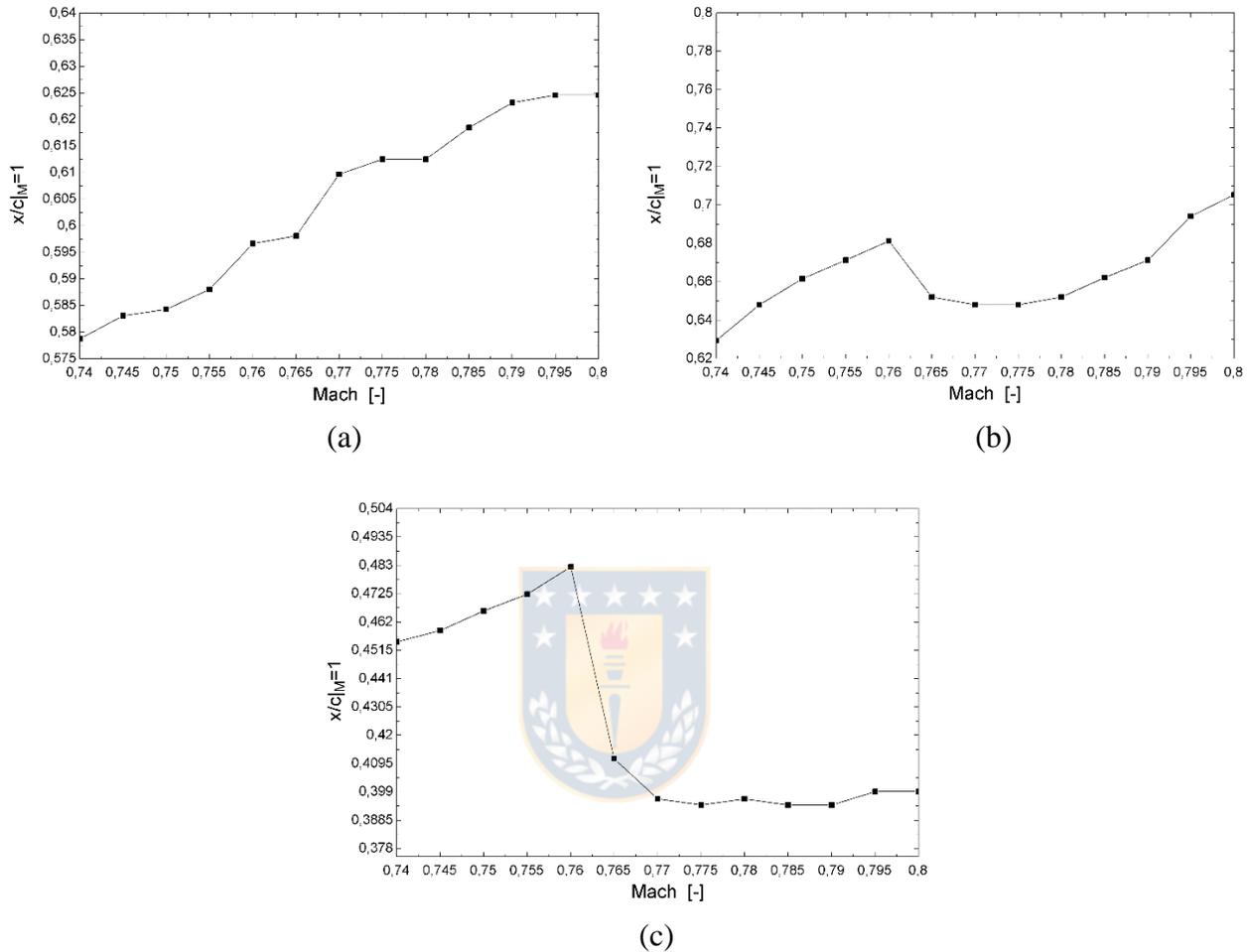


Figura 30. $x/c|_{M=1}$ vs. Mach para las secciones: (a) ala en $Y=16.41$ [m]; (b) soporte en $Y=16.41$ [m]; (c) ala en $Y=16.67$ [m]. Fuente: [Elaboración Propia].

De las gráficas obtenidas para cada uno de los casos, se puede apreciar que, a medida que aumenta el número de Mach, las ondas de choque aumentan y se mueven hacia el borde de fuga del ala, no obstante, en un determinado número de Mach, la onda de choque comienza a moverse en reversa, por lo que en este punto se genera el inicio de buffet. Como ejemplo se tiene que esta transición se genera a $Ma=0.76$ para el soporte en $Y=16.41$ [m] (Figura 30b). De igual forma se puede apreciar que este buffet limita el número de Mach máximo que se puede alcanzar, al igual que el coeficiente máximo de elevación y, por ende, la eficiencia aerodinámica. Por lo tanto, es necesario implementar un control de flujo activo que retarde el inicio del buffet, disminuya el arrastre por ondas de choque y, en consecuencia, optimice la aerodinámica del avión.

CAPITULO 6

Sistemas de Reducción de Resistencia Aerodinámica: Estrategia de Control de Flujo Activo

El rendimiento del ala muchas veces se ve comprometido debido al diseño aerodinámico del perfil y a fenómenos inestables generados en régimen transónico (ondas de choque), lo que conduce a efectos indeseables, como el aumento de la resistencia, separación masiva del flujo, inestabilidad y pérdidas de rendimiento aerodinámico [Moghaddam et al. 2016]. Por tal razón es que se hace necesario la implementación de controles del flujo que superen estas dificultades. Estas técnicas tienen como objetivo manipular la capa límite, causando una gran reducción de resistencia y un aumento del rendimiento aerodinámico, de modo que se reduce el consumo de combustible, mitiga el ruido y aumenta el rango de vuelo. Los métodos de control de flujo se dividen en pasivos, que no requieren potencia auxiliar ni bucle de control, y activos que requieren un gasto de energía y sensores de control [Moghaddam et al. 2017]. Las técnicas pasivas incluyen modificaciones geométricas, uso de generadores de vórtice y la colocación de ranuras longitudinales en superficies aerodinámicas. Los ejemplos de métodos de control de flujo activo incluyen succión o soplado constante, succión o inyección periódico y el uso de chorros sintéticos [Pack et al. 2004].

Los dispositivos de control pasivo están siempre en funcionamiento, independientemente de la necesidad o la penalización del rendimiento. El control de flujo activo, por otro lado, implica la adición de energía o impulso al flujo de manera regulada. El control activo presenta más beneficios, ya que se puede activar o desactivar según sea necesario, pero implica esfuerzo y costo adicional. En la figura 31 se presenta una clasificación de las estrategias del control de flujo.

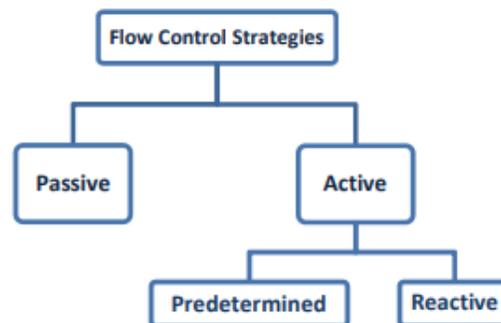


Figura 31. Estrategias de control de flujo activo. Fuente: [Moghaddam et al. 2017].

6.1. Control de Flujo Pasivo

El control de flujo pasivo, tal como se mencionó anteriormente, es una técnica que no requiere potencia auxiliar, ni ser controlado y se basa principalmente en realizar cambios en la estructura, de manera que se encuentran siempre en funcionamiento, por tal razón su implementación es fácil. Las modificaciones geométricas, el generador de vórtice, la rugosidad distribuida y la racionalización se encuentran entre varios dispositivos que se emplean para la técnica de control de flujo pasivo [Moghaddam et al. 2017]. Mazaheri presenta en su estudio, la reducción de la resistencia aerodinámica a través de la implementación de un Shock Control Bump [Mazaheri et al. 2015]. En la figura 32 se presenta un esquema del Bump usado.

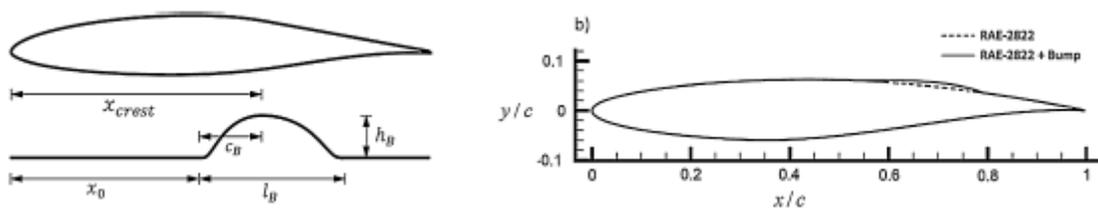


Figura 32. Parámetros geométricos del SCB. Fuente: [Mazaheri et al. 2015].

6.2. Control de Flujo Activo

El control de flujo activo (AFC), a diferencia del control pasivo, son estrategias que requieren ser monitoreados constantemente pero su eficiencia es más alta que los controles de flujo pasivo según los estudios realizados [Ekaterinaris 2004]. En términos generales, AFC consiste en inyecciones de flujo que energizan la zona de la capa límite y la hacen más resistente a la separación. Algunos de los métodos de control de flujo activo son: calentamiento de pared, movimiento de elementos de superficie, inyección y succión oscilantes, y chorros sintéticos [Moghaddam et al. 2017]. Por lo tanto, considerando la eficacia del control de flujo activo, se decide implementar esta estrategia para la metodología de optimización aerodinámica.

6.2.1. Inyección y succión

En la succión se extrae el fluido de la capa límite antes de que el fluido se separe corriente arriba. Por otro lado, las inyecciones se definen como la entrada de fluido en la capa límite para aumentar su impulso [Moghaddam et al. 2017]. El control del flujo de inyección y succión se logra utilizando un proceso uniforme u oscilatorio. En el caso de la inyección uniforme, el impulso de la capa límite se incrementa mediante la inyección de un fluido de alta energía adyacente a la superficie. Si el fluido se inyecta tangencialmente, el impulso de la capa límite se incrementa directamente. En la inyección normal, sin embargo, el fluido se inyecta perpendicular a la superficie. En el caso de la inyección y succión oscilatorios, se aplica inyecciones (succiones) periódicas a (desde) la superficie, siendo más efectivo que el uniforme. Una forma de lograr la inyección y/o succión oscilatorios es utilizando un chorro sintético con flujo de masa cero, como se ilustra en la figura 33. [Rosas 2005].

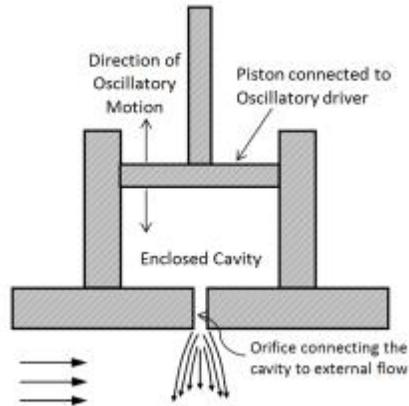


Figura 33. Jet sintético con flujo de masa cero. Fuente: [Rosas 2005].

La implementación de una inyección o succión como control de flujo activo se da en base a la optimización que se desea generar. Moghadam manifiesta en su estudio, que existen dos formas de realizar una optimización: maximizando la eficiencia aerodinámica, considerando un aumento controlable del arrastre; o minimizando el arrastre, pero manteniendo un rendimiento aerodinámico constante [Moghadam et al. 2016]. El autor concluye que, para aumentar el rendimiento aerodinámico en condiciones de divergencia de resistencia, la estrategia más factible es una succión de aire y se debe aplicar aguas debajo de la onda de choque; mientras que, para reducir la resistencia aerodinámica en la condición de divergencia, la condición óptima de control de flujo es el empleo de inyecciones aguas arriba de la onda de choque [Moghadam et al. 2016].

La selección de la estrategia de control de flujo activo se realiza considerando los objetivos propuestos por PADRI [CIMNE 2019] y ya que en este problema se busca principalmente reducir el arrastre generado por las ondas de choque, para así retardar el inicio del buffet, se procede a implementar inyecciones aguas arriba de la onda de choque. De igual forma, se debe determinar el tamaño, ubicación y tasa de inyección, los cuales se detallan a continuación.

6.2.2. Optimización de parámetros del control de flujo activo

Aunque la contribución del arrastre por ondas de choque en comparación con el arrastre por fricción y el arrastre inducido sea bajo para vuelos en régimen transónico, al realizar un pequeño incremento del número de Mach, el arrastre por ondas de choque aumenta muy bruscamente. Además, el cambio de la localización de las ondas de choque, y por ende la ubicación del dispositivo de control de flujo, puede cambiar significativamente el valor del coeficiente de sustentación. Por lo tanto, la optimización de los parámetros de control de flujo activo es de vital importancia, no obstante, al existir tanta sensibilidad para la obtención de los parámetros de diseño del AFC, hace que el problema sea más significativo, por lo que el estudio exhaustivo de todos los parámetros es computacionalmente costoso. Por tal razón, en este estudio se considera una optimización flexible que considere los parámetros de diseño más importantes.

Los parámetros más importantes en el diseño de un control activo son: posición del AFC sobre la superficie de sustentación, área del AFC, ángulo y tasa de inyección. En primer lugar, la posición y el tamaño del AFC estará regido por la función wave drag, ya que como se mencionó anteriormente, esta es muy útil, al presentar con precisión la zona donde se produce las ondas de choque. En el siguiente capítulo se presenta de manera detallada la posición y el tamaño que toma el AFC sobre el avión con configuración alar de alta razón de aspecto reforzada con un soporte. De igual forma el ángulo de flujo se mantiene constante y ya que se considera una inyección normal tomando en cuenta las recomendaciones entregadas por la guía PADRI [CIMNE 2019], el fluido se inyecta perpendicular a la superficie.

Para cuantificar la cantidad de aire que se inyecta o extrae del flujo entrante, se utilizan los parámetros denominados "coeficientes de momentum ($C\mu$)". Estos parámetros caracterizan el impulso del chorro al relacionar la velocidad y la densidad de la corriente libre con las propiedades del flujo de inyección y/o succión [Homsrivanon 2016]. Los coeficientes de momentum para inyección y succión se obtienen mediante las ecuaciones descritas en el estudio [Homsrivanon 2016].

$$C_{\mu_{\text{injection}}} = \frac{\rho V_{\text{injection}}^2 A_{\text{injection}}}{\left(\frac{1}{2}\right)\rho_{\infty} V_{\infty}^2 A_{\text{ref}}} \quad (24)$$

$$C_{\mu_{\text{suction}}} = \frac{\rho V_{\text{suction}}^2 A_{\text{suction}}}{\left(\frac{1}{2}\right)\rho_{\infty} V_{\infty}^2 A_{\text{ref}}} \quad (25)$$

Por lo tanto, la optimización de los parámetros de diseño se centra en los coeficientes de momentum, ya que el fluido se inyecta perpendicular a la superficie mientras que la ubicación y área del control de flujo activo se determina a partir de la zona generada en el caso base por la función wave drag. Existen varios métodos de optimización de parámetros del AFC: Yagiz y Kandil optimizaron los parámetros de control de flujo transónico de succión e inyección utilizando un método basado en gradiente [Yagiz et al. 2009]; mientras que Moghadam y Jahangirian implementan un método eficiente de Algoritmo Genético (GA) [Moghadam et al. 2016]. Estos dos métodos han generado buenos resultados, no obstante, la implementación de estos sobre la simulación adiciona un alto costo computacional, y considerando que esta optimización debe realizarse para cada número de Mach, la integración de estos métodos no resulta factible. Por consiguiente, el proceso de optimización se realiza de manera experimental sobre cada simulación, en donde se irán ajustando los coeficientes de momentum de forma manual hasta obtener la máxima disminución del coeficiente de arrastre, considerando una eficiencia aerodinámica constante. El proceso de optimización y los coeficientes de momentum obtenidos se presenta con más detalle en el siguiente capítulo.

CAPITULO 7

Simulación de una Aeronave con una Configuración Alar de Alta Razón de Aspecto Reforzada con un Soporte: Implementación de Control de Flujo Activo

La simulación del caso base arroja una presencia de las ondas de choque entre la región interna de la unión de la junta ala refuerzo, las cuales se fortalecen a medida que aumenta el número de Mach. Esto a su vez genera un aumento del arrastre por ondas de choque y un inicio más apresurado del buffet, limitando así el coeficiente de sustentación y el número de Mach máximo al que se puede alcanzar. Por lo tanto, es necesario implementar un control de flujo que retarde el inicio del buffet, reduzca los efectos que generen arrastre (ondas de choque) y, en consecuencia, optimice la aerodinámica del avión. En este apartado se procede a simular el caso del capítulo 6, a diferencia de que en la configuración alar se implementa un control de flujo activo. Los parámetros restantes, tales como condiciones de vuelo, restricciones, etc.; se mantiene constantes tal y como lo determina la plataforma PADRI (Platform for Aircraft Drag Reduction Innovation) [CIMNE 2019], con el fin de analizar el beneficio obtenido por la adición del AFC. De igual forma, en este capítulo se presenta con detalle el cálculo y la optimización de los parámetros de diseño del AFC.

7.1. Volumen de Control

Al igual que el caso base, el modelo geométrico consiste en un avión genérico, con un ala de alta razón de aspecto reforzada al fuselaje mediante un soporte. El empenaje, los motores, sistemas de hipersustentación, sujetadores y aletas son eliminados de la geometría con el fin de lograr el enfoque en el área de interés (junta ala - refuerzo). Para el diseño del control de flujo activo a implementar, se toma como referencia los resultados de la función Wave Drag, ya que esta entrega con precisión el área y la ubicación de las ondas de choque. De esta manera se instala el dispositivo de control de flujo activo sobre el intradós del ala y sobre el extradós del soporte, mediante el software ANSYS Design Modeler. El área total del AFC para cada sección es reflejado en la tabla 11 mientras que en la figura 34 se presenta su modelo geométrico final. El dominio computacional global se mantiene tal y como se encuentra descrito en el caso base (apartado 5.1), con el fin de mantener las mismas condiciones y no alterar los resultados.

Tabla 11. Área del Dispositivo de Control de Flujo Activo.

Sección	Área Total [m ²]
Ala	0.10392
Soporte Vertical	0.036301
Soporte Horizontal	0.082845

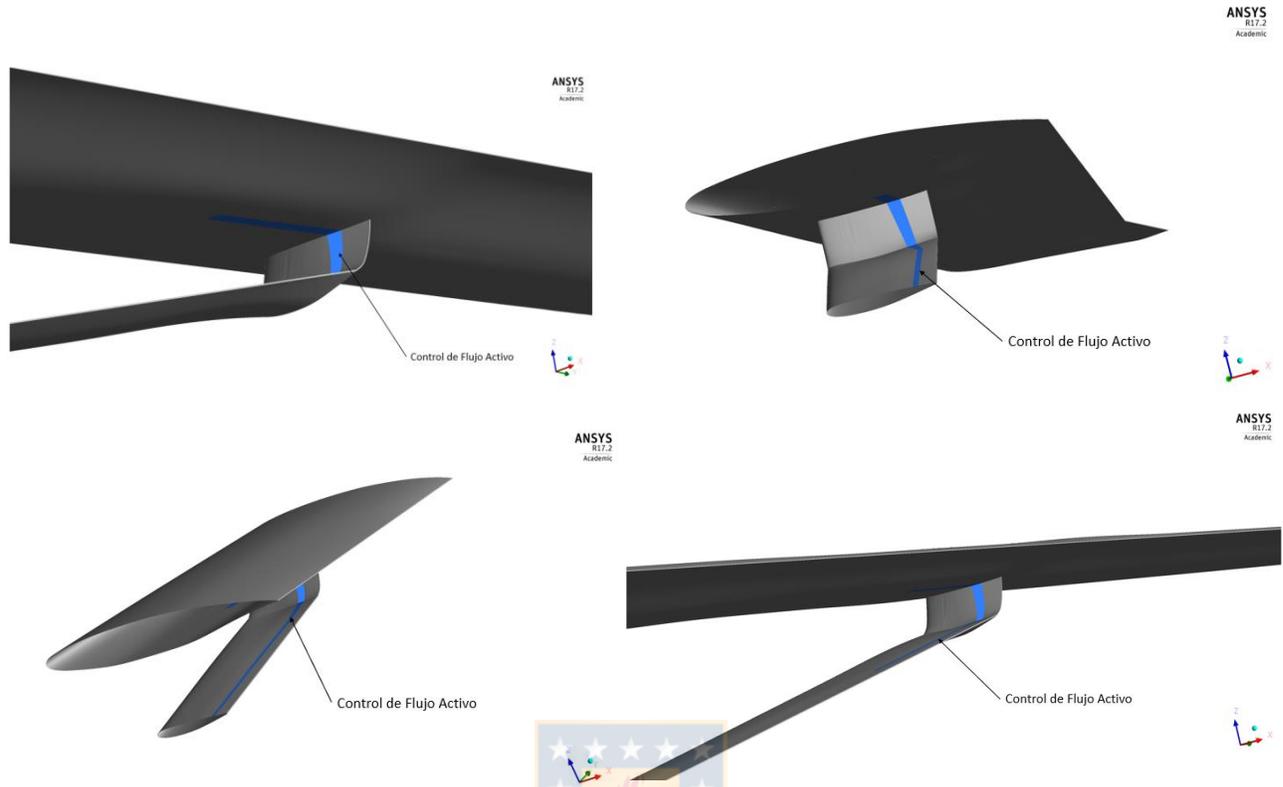


Figura 34. Modelo geométrico del AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

7.2. Grilla Computacional

Para la generación de la grilla computacional se emplean todos los parámetros considerados en el apartado 5.2, con el fin de aproximar la malla generada en el caso base (tamaño, calidad, distribución, etc.). Como resultado se tiene una malla no conforme y no estructurada, de aproximadamente 18 millones 508 mil elementos. Con respecto a la calidad de la malla, se tiene una razón de aspecto máxima igual a 8007 y una calidad mínima del elemento igual a $1.10496e-03$, los cuales se encuentran dentro del rango admisible, en base a lo mencionado anteriormente. En la figura 35 se presenta la grilla computacional en la zona del AFC.

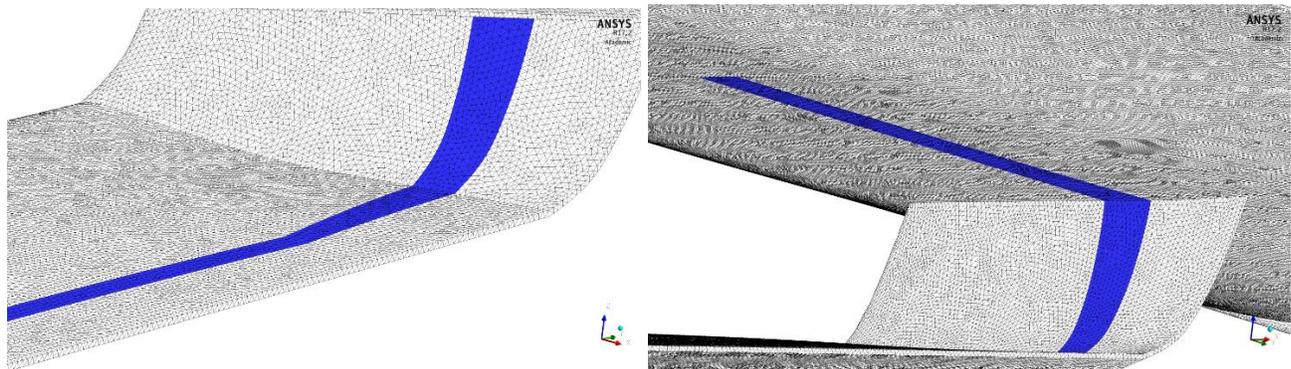


Figura 35. Grilla computacional en el dispositivo AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

7.3. Modelo en ANSYS Fluent

El modelo computacional se implementa en base al proceso descrito en el apartado 5.3, con el fin de mantener constantes las condiciones del problema. No obstante, en las condiciones de borde se adiciona **Velocidad de Entrada** para las superficies de succión. Estos valores se determinan en base a la optimización de los parámetros de diseño del AFC, el cual se presenta con más detalle a continuación.

7.4. Cálculo y Optimización del Control de Flujo Activo

En el capítulo anterior se concluyó que la optimización de los parámetros de diseño se centrará en los coeficientes de momentum, ya que tanto el ángulo, ubicación y área del control de flujo activo se mantienen constantes. De igual manera se logró identificar varios métodos de optimización, no obstante, debido a la capacidad computacional limitada existente en el servidor de cálculo, estos no resultan factibles. Por esta razón, el proceso de optimización se realiza de manera experimental sobre cada caso de número de Mach, en donde se irán ajustando los coeficientes de momentum de forma manual hasta obtener la mayor disminución del coeficiente de arrastre en la zona de interés y ya que, al disminuir el arrastre se ve comprometido la eficiencia aerodinámica, se toma este parámetro como condición a la hora de realizar los cálculos. Como ejemplo de esta optimización, en la tabla 12 se presentan los resultados obtenidos para el caso $Ma=0.765$ y $AOA=1^\circ$.

Tabla 12. Optimización de los coeficientes de momentum para $Ma=0.765$.

V_{AFC} [m/s]	$C_{\mu, ala}$ [-]	$C_{\mu, sv}$ [-]	$C_{\mu, sd}$ [-]	$C_{\mu, t}$ [-]	$(\Delta C_D)_{local}$	$\Delta \left(\frac{L}{D}\right)_{local}$
25	0.00773	0.0027	0.00616	0.01659	+6.34%	-17.4%
20	0.00494	0.00172	0.00394	0.01060	+2.37%	-12.74%
15	0.00278	0.00097	0.00222	0.00597	-2.29%	-3.59%
13	0.00209	0.00073	0.00167	0.00449	-3.58%	+0.73%
11	0.00149	0.00052	0.00119	0.00320	-3.60%	+0.56%
12	0.00178	0.00062	0.00142	0.00382	-3.76%	+0.11%
11.5	0.00163	0.00057	0.00130	0.00350	-3.54%	+0.39%
11.8	0.00172	0.00060	0.00137	0.00369	-3.62%	+0.22%

Para la optimización de este caso se realizaron 8 pruebas y se puede apreciar que el mejor resultado se genera cuando el coeficiente de momentum total es igual a 0.00382, ya que en este punto se presenta la mayor disminución de arrastre en la zona de interés (-3.76%), además la eficiencia aerodinámica aumenta un 0.11%, por lo que prácticamente se mantiene constante. Este resultado es deseable ya que según el estudio de Moghadam, al no considerar la eficiencia aerodinámica como restricción, esta tiende a disminuir un 30% [Moghadam et al. 2016]. Finalmente, cada valor se encuentra dentro del rango admisible del coeficiente de momentum para inyección presentado en el estudio antes mencionado [Moghadam et al. 2016].

7.5. Resultados

En este apartado se presenta una compilación de los resultados más importantes de las simulaciones base, así como de las simulaciones con el control de flujo activo implementado, con el fin de comparar los resultados y así, analizar el beneficio de la instalación del dispositivo de control de flujo activo. De igual forma, debido a la alta cantidad de simulaciones, a continuación, solo se presentan los resultados para el caso $Ma=0.765$. En el anexo IV se detalla los resultados para todos los casos simulados. Finalmente se presenta un resumen de los coeficientes de momentum y coeficientes aerodinámicos calculados para cada caso; y las gráficas de $x/c|M=1$ en función del número de Mach usado.

7.5.1. Coeficiente de Presión

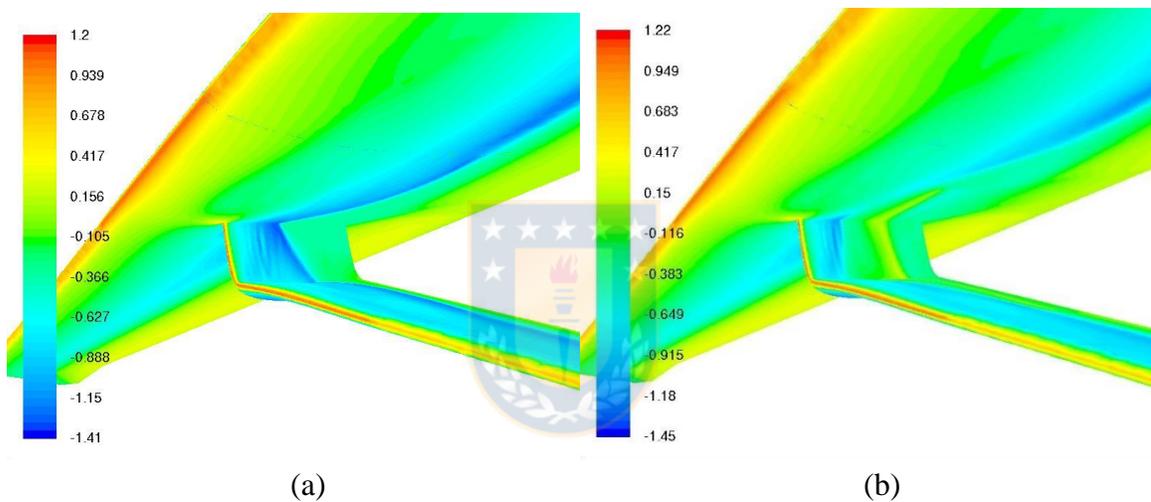


Figura 36. Coeficiente de presión: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

7.5.2. Número de Mach

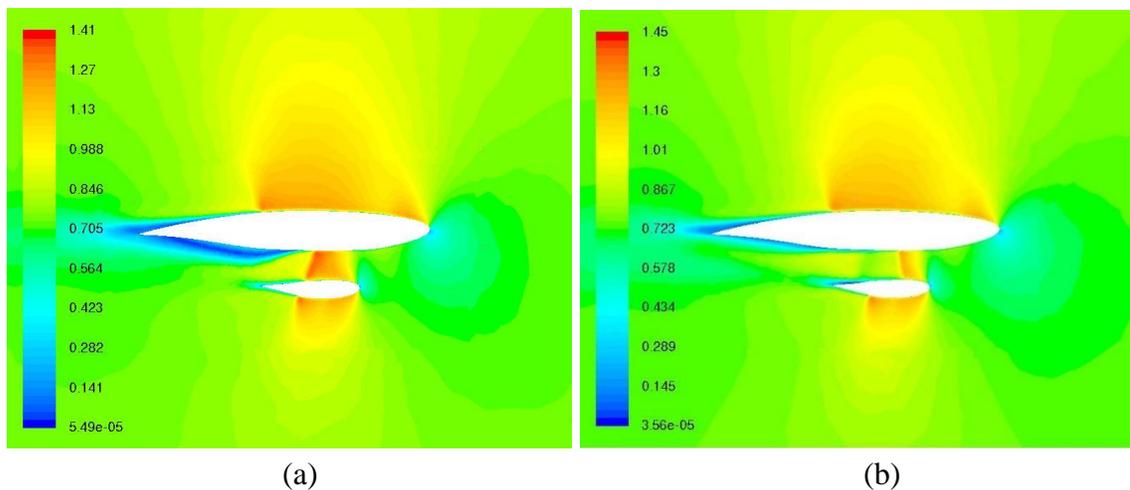


Figura 37. Mach para $Y=16.41[m]$: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

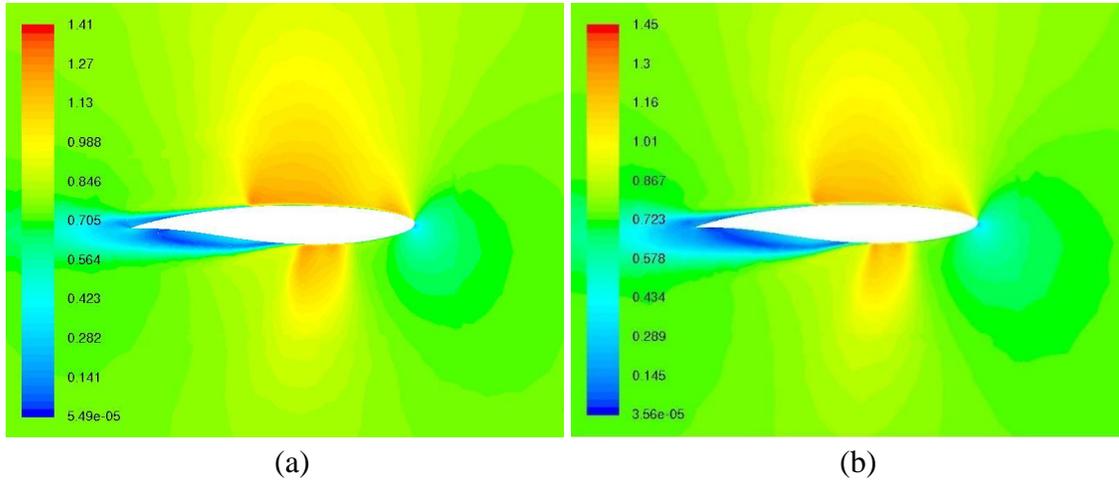


Figura 38. Mach para $Y=16.67[m]$: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

7.5.3. Wall Shear Stress X Direction

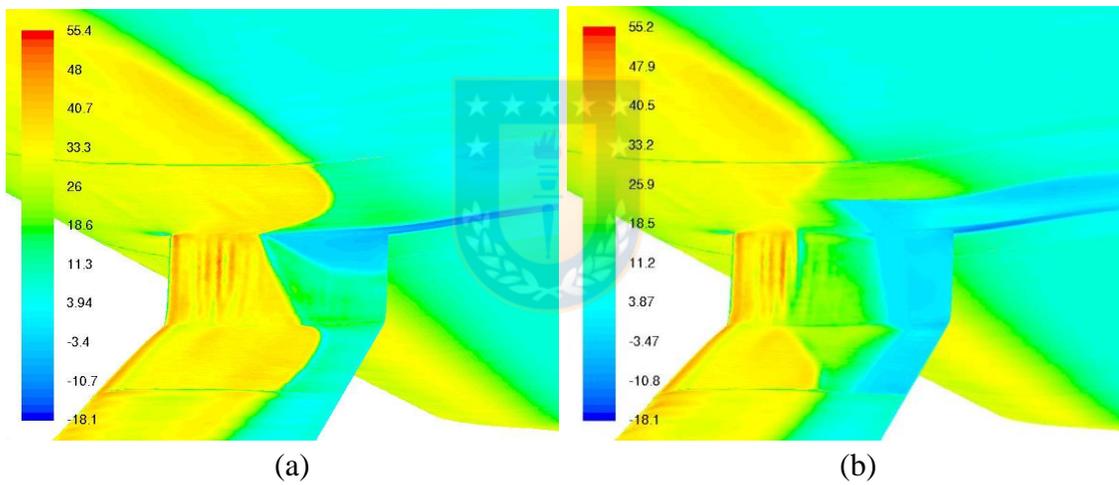


Figura 39. Fuerza de corte en dirección X: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

7.5.4. Wave Drag Function

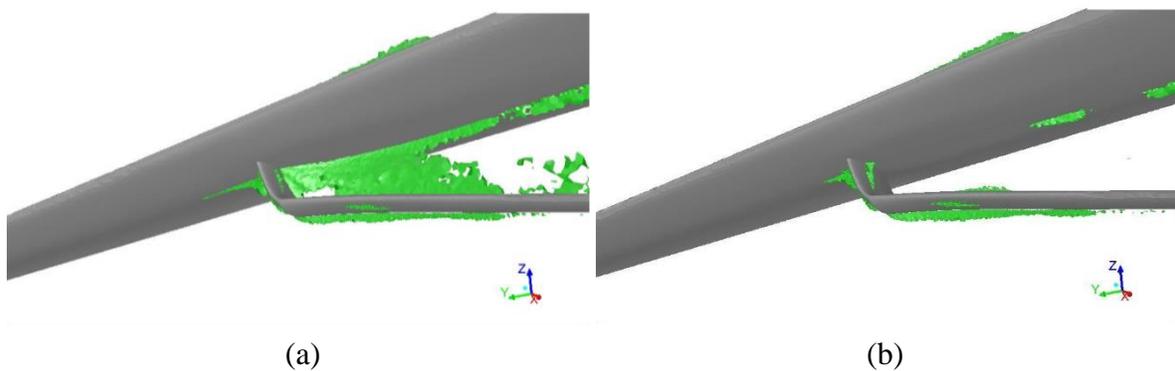


Figura 40. Wave drag generado: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

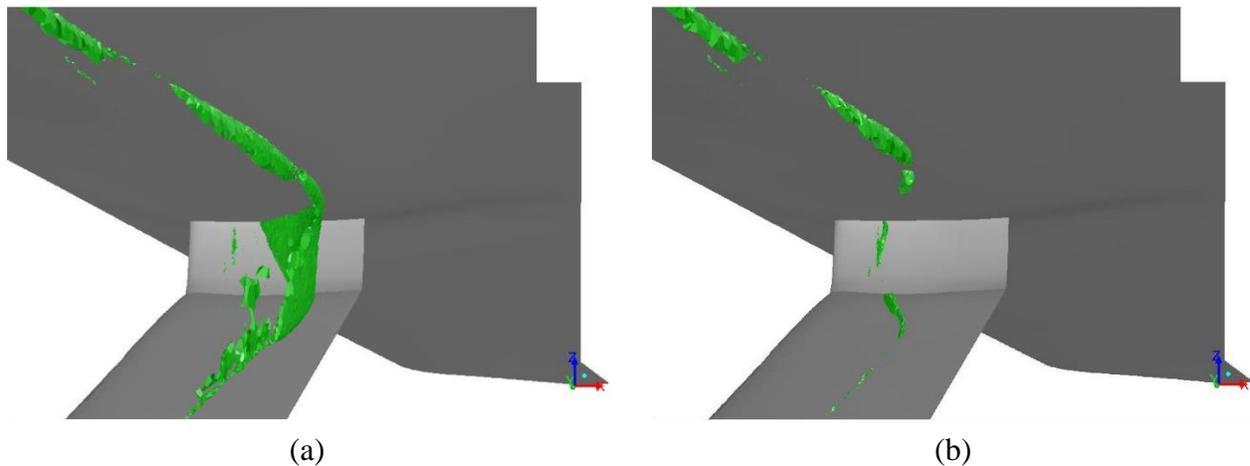


Figura 41. Wave drag generado (Vista interna): (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

7.5.5. Coeficientes de Momentum y Coeficientes Aerodinámicos

En la tabla 13 se presenta los coeficientes de momentum optimizados del AFC, para cada caso de número de Mach. En total se obtienen 3 coeficientes para cada sección de la configuración (ala, soporte vertical, soporte horizontal) y el coeficiente global que es la suma de todos los anteriores.

Tabla 13. Coeficientes de Momentum Optimizados.

Mach [-]	V_{AFC} [m/s]	$C_{\mu, \text{ala}}$ [-]	$C_{\mu, \text{sv}}$ [-]	$C_{\mu, \text{sd}}$ [-]	$C_{\mu, \text{t}}$ [-]
0.74	9	0.00104	0.000362	0.000826	0.00223
0.745	10	0.00127	0.000444	0.00101	0.00272
0.75	10	0.00126	0.000441	0.00101	0.00271
0.755	12	0.00181	0.000631	0.00144	0.00388
0.76	12	0.00179	0.000626	0.00143	0.00385
0.765	12	0.00178	0.000622	0.00142	0.00382
0.77	12	0.00177	0.000618	0.00141	0.00380
0.775	12	0.00176	0.000614	0.00140	0.00377
0.78	12	0.00175	0.000610	0.00139	0.00375
0.785	13	0.00204	0.000712	0.00162	0.00437
0.79	13	0.00202	0.000707	0.00161	0.00434
0.795	13	0.00201	0.000703	0.00160	0.00431
0.8	14	0.00232	0.000810	0.00185	0.00498

En la tabla 14 se presentan los coeficientes y eficiencias aerodinámicas, global y local, para todos los casos simulados, así como la disminución del arrastre y la variación de la eficiencia aerodinámica. Cabe mencionar que, para obtener una mejor percepción del arrastre disminuido, este se representa a

través del Drag Count, un parámetro adimensional que se utiliza para comparar las soluciones de diferentes geometrías. Un Drag Count (ΔC_d) equivale a $10^4 C_d$.

Tabla 14. Coeficientes Aerodinámicos – AFC ON.

Mach [-]	$C_{L;global}$ [-]	$C_{L;local}$ [-]	$C_{D;global}$ [-]	$C_{D;local}$ [-]	$(\Delta C_D)_{global}$	$\Delta \left(\frac{L}{D}\right)_{global}$
0.74	35.643	3.1891	2.0459	0.10967	-40.1	-0.45%
0.745	35.944	3.2090	2.0910	0.11635	-95.9	+0.11%
0.75	36.049	3.2078	2.1549	0.12336	-154.9	+0.23%
0.755	36.083	3.1741	2.2451	0.13650	-231	+0.39%
0.76	35.911	3.1259	2.3786	0.15190	-220	-0.21%
0.765	35.956	3.1221	2.5586	0.17507	-226.1	+0.67%
0.77	35.253	3.0006	2.7671	0.19641	-276.2	+0%
0.775	34.795	2.9400	3.0077	0.22383	-285	+0.60%
0.78	33.843	2.8378	3.2694	0.25454	-244.2	+0.01%
0.785	32.414	2.6780	3.5426	0.28684	-410.8	-2.45%
0.79	30.937	2.5275	3.8470	0.32157	-500.9	-2.99%
0.795	29.199	2.3603	4.1817	0.35849	-379.7	-3.95%
0.8	27.155	2.1752	4.5407	0.39501	-310.7	-5.37%

7.5.6. Detección de Inicio de Buffet

A continuación, se presenta los contornos de coeficiente de presión y número de Mach isentrópico para las secciones $Y=16.41$ [m] (ala + soporte) e $Y=16.67$ [m] (ala). En este caso se considera $Ma=0.765$, no obstante, en el anexo IV se detalla los resultados para todos los casos simulados.

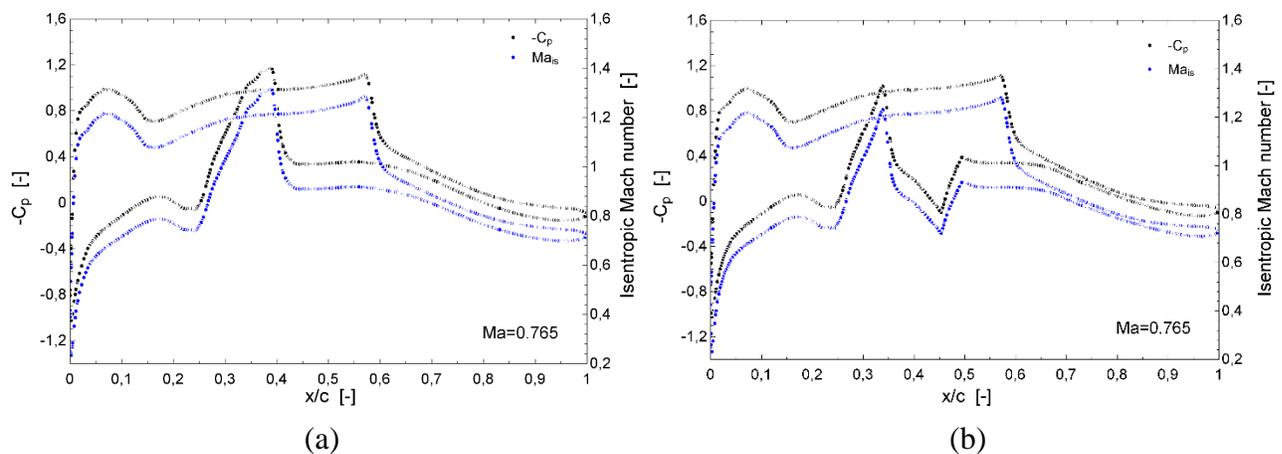


Figura 42. Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico del ala para $Y=16.41$ [m]: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

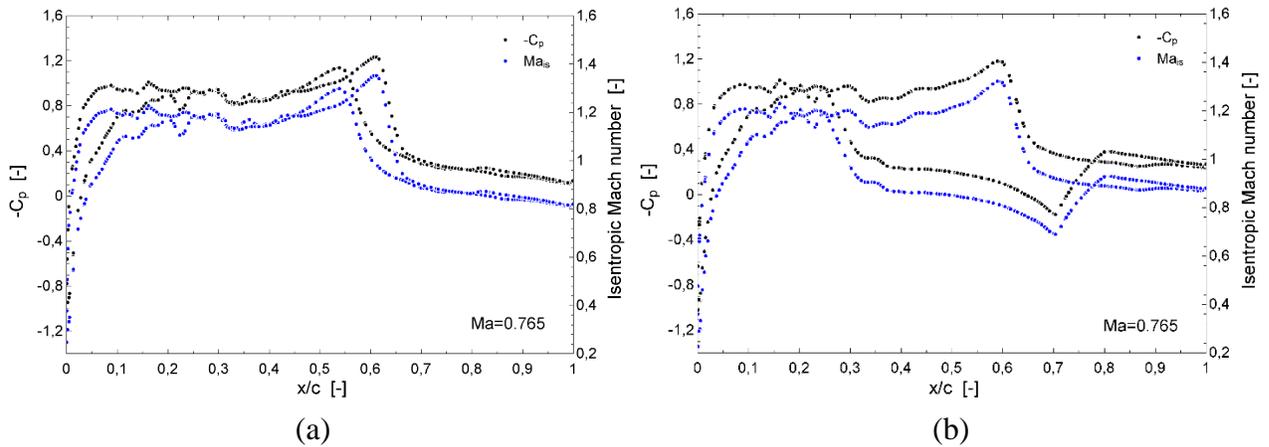


Figura 43. Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico del soporte para $Y=16.41$ [m]: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

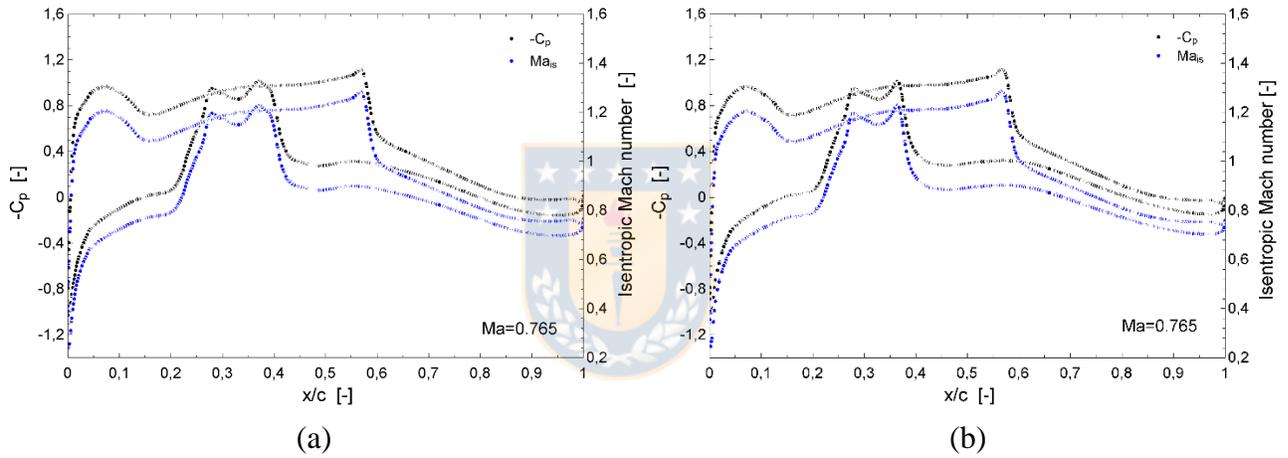
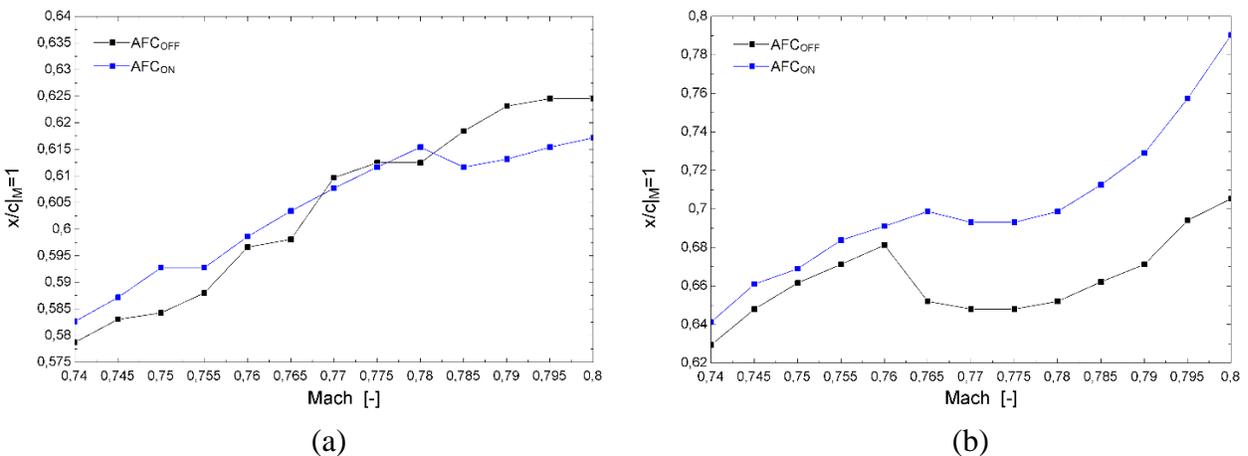
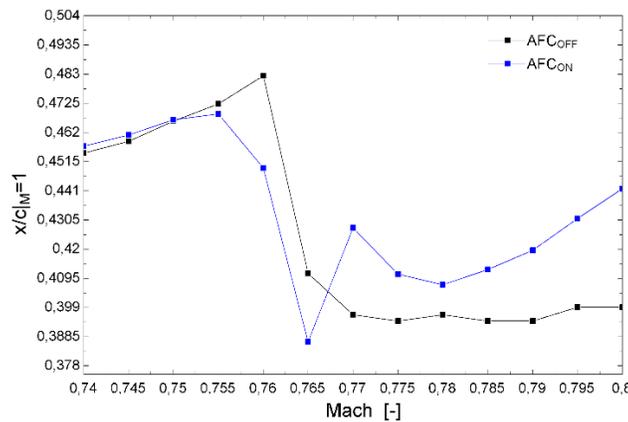


Figura 44. Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico del ala para $Y=16.67$ [m]: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

Una vez calculados los contornos para cada uno de los casos, se procede a obtener la gráfica $x/c|_{M=1}$ en función del número de Mach para cada sección. Estas se presentan en la figura 45.





(c)

Figura 45. $x/c|_{M=1}$ vs. Mach para las secciones: (a) ala en $Y=16.41$ [m]; (b) soporte en $Y=16.41$ [m]; (c) ala en $Y=16.67$ [m]. Fuente: [Elaboración Propia].

7.6. Discusión

En base a los resultados obtenidos se puede apreciar que la implementación del AFC influye en gran medida sobre la aerodinámica del avión. En primer lugar, en base al coeficiente de presión (figura 36) y a los contornos de número de Mach (figura 37) se puede apreciar que la región donde el flujo desacelera hasta llegar a cero, disminuye, lo que implica que disminuye el efecto generado por la interacción de las ondas de choque sobre la capa límite. Esto se encuentra acorde a la teoría ya que el objetivo principal del AFC es energizar a la capa límite y hacerla más resistente a la separación. De igual forma se puede apreciar el beneficio del AFC a través del aumento de la velocidad, ya que al implementarlo se produce un aumento de 0.04 Ma, en la zona con máximo número de Mach. Finalmente cabe mencionar que para $Y=16.67$ [m] (figura 38), no se genera ningún cambio en la zona y esto se debe a que no fue implementado un AFC sobre este punto.

Por otro lado, en base al Wave Drag Function (figura 40), se puede apreciar que las ondas de choque se debilitan ya que la zona donde se generan pérdidas de momentum disminuye de manera significativa, lo que a su vez implica que el arrastre por ondas de choque se reduzca. No obstante, a medida que aumenta el número de Mach, las pérdidas de momentum aumentan y por ende es necesario implementar un AFC con mayor fuerza para contrarrestar estos efectos (Ver anexo IV para más detalle). De igual forma, se puede apreciar en base a las fuerzas de corte generadas (figura 39) que la separación de la capa límite se retrasa y esto se debe a que el punto donde sucede este fenómeno se desplaza hacia el borde de fuga.

Igualmente, el beneficio de la implementación del AFC se ve reflejado en los coeficientes aerodinámicos obtenidos para cada caso de número de Mach (tabla 14), ya que se genera una disminución considerable del arrastre (producto de la disminución de ondas de choque); sin afectar en gran medida a la eficiencia aerodinámica obtenida. La mayor disminución de eficiencia aerodinámica

se genera para el caso $Ma=0.80$ con un 5.37%, no obstante, se encuentra acorde a la teoría ya que en estudios de optimización se ha llegado a generar disminuciones de hasta 30% de la eficiencia aerodinámica [Moghadam et al. 2016]. Por otro lado, si bien los coeficientes de momentum calculados (tabla 3) logran una disminución deseada del arrastre, estos podrían seguirse optimizando, ya que debido a la limitación computacional y de tiempo, para los casos de número de Mach más altos se tomó como referencia los coeficientes de momentum del caso $Ma=0.765$ y se realizaron modificaciones menores.

Finalmente, en base a los contornos de presión y de número de Mach isentrópico se puede apreciar que la ubicación sobre la cuerda donde se genera el mach isentrópico igual a uno se desplaza hacia la zona del borde de fuga para todos los casos. De igual manera al realizar la compilación del mach isentrópico igual a 1 para todos los casos de número de Mach, se puede apreciar que el control de flujo activo ayuda a retrasar el inicio del buffet, lo que implica que se incrementa el número de Mach al que se puede alcanzar el coeficiente máximo de sustentación. Para el ala a $Y=16.41$ [m] se presenta un incremento de 0.775 a 0.78, mientras que para el soporte a $Y=16.41$ [m] se incrementa de 0.76 a 0.765. Cabe recalcar, que para $Y=16.67$ [m], si bien el punto donde se genera el mach isentrópico igual a 1 se desplaza hacia el borde de fuga, el inicio del buffet no se retrasa y esto se debe a que no se encuentra implementado ningún dispositivo de control de flujo sobre esta zona.

Por lo tanto, el AFC cumple el objetivo deseado ya que, al disminuir los efectos generados por ondas de choque, disminuye el arrastre, retrasa el inicio del buffet y por ende optimiza la aerodinámica del avión. Finalmente cabe mencionar que, si bien los resultados son deseados, podría generarse una mejor optimización, ya que debido al límite de tiempo y computacional, se realizaron varias simplificaciones. Según PADRI [CIMNE 2019], para obtener con más detalle la zona donde se genera el inicio del buffet, recomienda utilizar un paso de número de Mach menor a 0.005; de igual forma recomienda hacer el análisis variando el ángulo de ataque entre 1° a 5° con un paso de tiempo menor a 0.5° , lo que derivaría a realizar un mayor número de simulaciones.

CAPITULO 8

Conclusiones y perspectivas

8.1. Conclusiones

La validación de la metodología se justifica por una alta correlación entre los resultados de la simulación y los datos experimentales para la condición de vuelo descrita. Los errores relativos fueron significativamente bajos, teniendo así márgenes de error menores a 16.3%. Por lo tanto, el modelo computacional $k-\omega$ SST puede aplicarse a la mayoría de perfiles aerodinámicos transónicos, además de utilizarse para generar correlaciones y/o sub modelos dirigidos a optimizadores aerodinámicos.

La grilla tiene un impacto significativo en la tasa de convergencia y exactitud de la solución. En este caso se obtuvo resultados más precisos en comparación al estudio de referencia [Mazaheri et al. 2015], debido al refinamiento de la malla en la zona cercana al ala. Ejemplo de ello, es el coeficiente de fricción ya que en la zona ($x/c=0.75$) se presenta un margen de error de 24.7%, mientras que en [Mazaheri et al. 2015] se genera un 75.5%.

Respecto a los modelos de turbulencia, si bien las aproximaciones de segunda generación DES capturan con mayor complejidad la solución del flujo, en ambos casos, con y sin separación de flujo, no existe una mejora cuantitativa evidente frente a la solución entregada por los modelos RANS. Y dado el alto costo computacional que conlleva, no lo hace atractivo para emplearlo en metodologías de optimización, donde rige el valor integral para los resultados. Sin embargo, su uso se recomienda para estudios de geometría más compleja y flujos más inestables, en donde sea necesario analizar con detalle los fenómenos físicos (como la interacción ondas de choque/ capa límite), sin importar el costo computacional que conlleve.

En la simulación de la aeronave con una junta ala - refuerzo, se determina que, en la zona cercana a la unión del ala y el soporte, se genera un arrastre significativo, producto de una fuerte onda de choque confinada por el intradós del ala y el extradós del soporte. Esta interacción ondas de choque/ capa límite conlleva al aumento del arrastre por ondas de choque, y se intensifica con el aumento de número de Mach, disminuyendo así su eficiencia aerodinámica, lo que hace necesario el uso de un optimizador aerodinámico.

La implementación del dispositivo de control de flujo activo resulta factible a la hora de optimizar la aerodinámica de la aeronave, ya que disminuye los efectos y, por ende, el arrastre generado por las ondas de choque; desplaza hacia la zona del borde de fuga la separación de la capa límite ya que la

energiza; retrasa el inicio del buffet, sin generar pérdidas de eficiencia aerodinámica y, en consecuencia, incrementa el número de Mach al cual se puede obtener los valores máximos. Ejemplo de ello es el soporte a $Y=16.41$ [m] donde se incrementa el número de Mach de 0.76 a 0.765. De igual forma cabe mencionar que a medida que aumenta el número de Mach, el coeficiente de arrastre aumenta considerablemente, por lo que es necesario una optimización detallada del diseño del AFC que se adapte a cada una de estas condiciones.

8.2. Perspectivas

Cabe mencionar que al realizar el proyecto tuvieron que realizarse varias simplificaciones, ya que existe una alta limitación computacional. Por lo tanto, si se lograra aumentar la capacidad computacional del servidor de cálculo, sería posible desarrollar un optimizador aerodinámico con mejores resultados, ya que podría realizarse un análisis de sensibilidad del número de Mach con un paso más pequeño, además de adicionar este análisis para un rango de ángulo de ataque. Por otro lado, al aumentar la capacidad computacional, podría implementarse modelos más sofisticados para la optimización del diseño del AFC como el algoritmo genético o el método basado en gradientes.



REFERENCIAS

AGARD. (1979).

EXPERIMENTAL DATA BASE FOR COMPUTER PROGRAM ASSESSMENT – Report of the Fluid Dynamics Panel Working Group 04.

AGARD Advisory Report No. 138, ISBN 92-835-1323-1, London: Harford House.

AirfoilTools. (2018).

RAE 2822 AIRFOIL (rae2822-il).

Airfoil Tools: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=rae2822-il>

ANSYS, Inc. (2009).

18.3 Discretization.

ANSYS FLUENT: <http://www.afs.enea.it/project/neptunius/docs/fluent/html/th/node365.htm>

Bewley, T. R., (1999).

New Frontiers for Control in Fluid Mechanics: A Renaissance Approach.

ASME Paper No. FEDSM99-6926, San Francisco, CA, July

Busquets, M. (2014).

Desarrollo de una interfaz para la imposición de condiciones de contorno variables para un código de elementos finitos.

Departament de Resistència de Materials i Estructures al'Enginyeria (RMEE), Barcelona.

CIMNE (2019)

PADRI 2019: Platform for Aircraft Drag Reduction Innovation

PADRI: <https://congress.cimne.com/PADRI-2019/frontal/TechnicalDescription.asp>

Ekaterinaris, J. (2004).

Prediction of active flow control performance on airfoils and wings.

Aerospace Science and Technology, 8(5), 401-410. doi: 10.1016/j.ast.2004.02.003.

FLUENT, A. (2004)

Capítulo 2. Ecuaciones de Navier Stokes – Fenómenos Turbulentos

Bibing: <http://bibing.us.es/proyectos/abreproy/3718/fichero/Parte+I%252FCapitulo+2.pdf>

Fluent Inc. (2003).

Chapter 10. Modeling Turbulence

Researchgate:<https://www.researchgate.net/file.PostFileLoader.html?id=57c8520396b7e48f7a5a4e18&assetKey=AS%3A401539928739840%40147274598764>

FLUENT, A. (2009).

5.2.2. Mesh Quality.

ANSYS FLUENT: https://www.sharcnet.ca/Software/Ansys/17.0/en-us/help/flu_ug/flu_ug_mesh_quality.html

FLUENT, A. (2009).

8.4.2 Viscosity as a Function of Temperature.

FLUENT: <http://www.afs.enea.it/project/neptunius/docs/fluent/html/ug/node294.htm>

Gang, F. (2012).

Zonal Detached Eddy Simulation of a Civil Aircraft with a Deflected Spoiler.

AIAA Journal, Vol 51, No. 3, 2012, pp 697-706.

Hinze, J.O. (1959).

Turbulence.

2nd Edition, McGraw Hill, New York.

Ho, C.M. and Tai, Y.C. (1996).

Review: MEMS and Its Applications for Flow Control.

ASME Journal of Fluid Engineering, Vol. 118, pp. 437-447.

Homsrivaranon, K. (2016).

Investigation of Active Flow Control on an Extremely Thick Wind Turbine Airfoil
Aerospace Engineering program, University of Kansas, Kansas City.

Illi, S. A., Lutz, T. and Kramer, E. (2013).

Transonic Tail Buffet Simulations on the ATRA Research Aircraft

Computational Flight Testing, Springer-Verlag, Berlin, pp. 273-287.

Jahanmiri, M. (2010).

Active Flow Control: A Review.

Division of Fluid Dynamics, Sverige, Research report 2010:12, ISSN 1652-8549.

Jeans, T. L., McDaniel, D. R., Cummings, R. M., and Mason, W. H. (2009).

Aerodynamic Analysis of a Generic Fighter Using Delayed Detached-Eddy Simulation.

Journal of Aircraft, Vol 46, No. 4, pp. 1326-1339.

Kenway, G. and Martins, J. (2017).

Buffet Onset Constraint Formulation for Aerodynamic Shape Optimization .

University of Michigan, Department of Aerospace Engineering, Ann Arbor, MI.

Khare, A., Singh, A., & Nokam, K. (2009).

Best Practices in Grid Generation for CFD Applications Using HyperMesh.

CRL: https://www.altairatc.com/india/previous-events/atc/2009/HTC09/FEM_04_Grid_Generation_Platform_For_CFD_CRL.pdf

Lynch, C., & Smith, M. (2008).

Hybrid RANS-LES Turbulence Models on Unstructured Grids.

AIAA Journal, AIAA 2008-3854, Seattle, Washington.

Mazaheri, K., Kiani, K., Nejati, A., Zeinalpour, M., & Taheri, R. (2015).

Optimization and analysis of shock wave/boundary layer interaction for drag reduction by Shock Control Bump.

Center of Excellence in Aerospace Systems, Sharif Univ. of Technology, Tehran, Iran.

Menter F.R., M. Kuntz and Langtry. (2003)

Ten Years of Experience with the SST Turbulence Model.

Turbulence, Heat and Mass Transfer 4, pages 625-632. Begell House Inc.

Mitchell, A. M., Morton, S. A., Forsythe, J. R., and Cummings, R.M. (2006).

Analysis of Delta-Wing Vortical Substructures Using Detached-Eddy Simulation.

AIAA Journal, Vol 44. No. 5, pp.964-972.

Moghaddam, T. and Banazadeh, N. (2017)

On the Active and Passive Flow Separation Control Techniques over Airfoils.

IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng. 248 012009.

Moghadam, Z. and Jahangirian, A. (2016)

Flow Control of Transonic Airfoils using Optimum Suction and Injection Parameters.

Journal of Applied Fluid Mechanics, Vol.10, No.1, pp. 103-115.

Morton, S., Cummings, R. M., and Kholdodar, D.B. (2007).

High resolution turbulence treatment of F/A-18 tail buffet.

Journal of Aircraft, Vol 44, No. 6, pp. 1769-1775.

Morton, S., (2009).

Detached-Eddy Simulations of Vortex Breakdown over a 70-Degree Delta Wing.

Journal of Aircraft, Vol. 46, No. 3, pp 746-755.

NASA. (2008).

RAE 2822 Transonic Airfoil: Study #5.

NASA: [//www.grc.nasa.gov/WWW/wind/valid/raetaf/raetaf05/raetaf05.html](http://www.grc.nasa.gov/WWW/wind/valid/raetaf/raetaf05/raetaf05.html)

NASA Aeronautics Research Mission Directorate (2018).
Strategic Implementation Plan.
NASA: <https://www.nasa.gov/aeroresearch/strategy>.

Norén, P. (2014).
Boeing - Aero.
Stanford University: http://large.stanford.edu/courses/2014/ph240/suresh1/docs/AERO_Q309.pdf

Pack, L. G. and Joslin, R.D. (2004)
Overview of Active Flow Control at NASA Langley Research Center.
NASA Langley Research Center Hampton, Virginia 23681-0001.

PILOTFRIEND. (2016).
DRAG.
PILOTFRIEND: http://www.pilotfriend.com/training/flight_training/aero/drag.htm

Rapp, B. (2017).
Microfluidics: Modelling, Mechanics and Mathematics.
Elsevier Inc., Cambridge, United Kingdom.

Rodi, W. (1979).
Turbulence models for environmental problems.
Von Karman Inst. for Fluid Dyn. Prediction Methods for Turbulent Flows 89 p (SEE N80-12317 03-34).

Rosas, C. R. (2005).
Numerical Simulation of Flow Separation Control by Oscillatory Fluid Injection.
Doctoral dissertation, Texas A&M University, pp 146.

Saavedra, C. (2015).
Dinámica de Fluidos Computacional.
CFD, Departamento de Ingeniería Mecánica, Universidad de Concepción, Concepción, Chile.

Saavedra, C. (2017).
Dinámica de Fluidos Computacional.
CFD, Departamento de Ingeniería Mecánica, Universidad de Concepción, Concepción, Chile.

Sartor, F. (2016).
Delayed Detached–Eddy Simulation of Shock Buffet on Half Wing–Body Configuration.
AIAA Journal, Vol. 55, No. 4 (2017), pp. 1230-1240, England.

Schmidt, S., & Thiele, F. (2003).
 Detached Eddy Simulation of Flow around A-Airfoil.
 Flow, Turbulence and Combustion (Formerly Applied Scientific Research), 71(1-4), 261-278.

Schulz, E. (2018).
 Airbus Global Market Forecast 2018-2037.
 AIRBUS S.A.S. 31707 Blagnac Cedex, France.

Shur, M., Spalart, P. R., Strelets M., and Travin, A. (1999).
 Detached-Eddy Simulation of an Airfoil at High Angle of Attack.
 4th Int. Symposium on Eng. Turb. Modeling and Experiments, Corsica, France.

SimWiki. (2017).
 What is CFD | Computational Fluid Dynamics?
 SimWiki: <https://www.simscale.com/docs/content/simwiki/cfd/whatis CFD.html>

SKYbrary. (2017).
 Induced Drag.
 SKYbrary: https://www.skybrary.aero/index.php/Induced_Drag

SKYbrary. (2017).
 Interference Drag.
 SKYbrary: https://www.skybrary.aero/index.php/Interference_Drag

SKYbrary. (2017).
 Wave Drag.
 SKYbrary: https://www.skybrary.aero/index.php/Wave_Drag

Solano, J. (2013).
 Viscosidad Cinematica.
 SCRIBD: <https://es.scribd.com/doc/164721001/1-7-Viscosidad-cinematica>

Suresh, A. (2014).
 An Efficient Future for Aviation.
 Stanford University: <http://large.stanford.edu/courses/2014/ph240/suresh1>

Yagiz, B. and Kandil, O. (2009)
 Optimization of active flow control in transonic aerodynamics.
 27th AIAA Applied Aerodynamics Conference, San Antonio, Texas.

BIBLIOGRAFÍA

CIMNE (2019)

PADRI 2019: Platform for Aircraft Drag Reduction Innovation

PADRI: <https://congress.cimne.com/PADRI-2019/frontal/TechnicalDescription.asp>

AGARD. (1979).

EXPERIMENTAL DATA BASE FOR COMPUTER PROGRAM ASSESSMENT – Report of the Fluid Dynamics Panel Working Group 04.

AGARD Advisory Report No. 138, ISBN 92-835-1323-1, London: Harford House.

Kenway, G. and Martins, J. (2017).

Buffet Onset Constraint Formulation for Aerodynamic Shape Optimization .

University of Michigan, Department of Aerospace Engineering, Ann Arbor, MI.

Mazaheri, K., Kiani, K., Nejati, A., Zeinalpour, M., & Taheri, R. (2015).

Optimization and analysis of shock wave/boundary layer interaction for drag reduction by Shock Control Bump.

Center of Excellence in Aerospace Systems, Sharif Univ. of Technology, Tehran, Iran.

Moghadam, Z. and Jahangirian, A. (2016)

Flow Control of Transonic Airfoils using Optimum Suction and Injection Parameters.

Journal of Applied Fluid Mechanics, Vol.10, No.1, pp. 103-115.

NASA. (2008).

RAE 2822 Transonic Airfoil: Study #5.

NASA: [//www.grc.nasa.gov/WWW/wind/valid/raetaf/raetaf05/raetaf05.html](http://www.grc.nasa.gov/WWW/wind/valid/raetaf/raetaf05/raetaf05.html)

Shur, M., Spalart, P. R., Strelets M., and Travin, A. (1999).

Detached-Eddy Simulation of an Airfoil at High Angle of Attack.

4th Int. Symposium on Eng. Turb. Modeling and Experiments, Corsica, France.

ANEXOS

Anexo I: Modelos de Turbulencia en DES

A.1.1. DES basado en Spalart – Allmaras

El modelo RANS Spalart-Allmaras utiliza la distancia a la pared más cercana como definición de la escala de longitud “d”, a partir de la cual se determina el nivel de producción y la disipación de la viscosidad turbulenta. En el modelo DES se reemplaza d en todas las ecuaciones por \tilde{d} [Shur et al. 1999] definida como:

$$\tilde{d} = \min (d, C_{des}\Delta) \quad (A.1)$$

Donde Δ es el tamaño de elemento más grande en las direcciones x, y o z que forman el dominio computacional, mientras que C_{des} es una constante empírica con un valor igual a 0.65.

A.1.2. DES basado en K – ϵ Realizable

Este modelo DES es similar al modelo RANS K- ϵ Realizable, con la excepción del término de disipación en la ecuación de k, ya que se modifica de manera que:

$$Y_k = \frac{\rho k^{\frac{3}{2}}}{l_{des}} \quad (A.2)$$

Donde:

$$l_{des} = \min (l_{rke}, l_{les}) \quad (A.3)$$

$$l_{rke} = \frac{k^{\frac{3}{2}}}{\epsilon} \quad (A.4)$$

$$l_{les} = C_{des}\Delta \quad (A.5)$$

Y_k es la disipación de la energía cinética turbulenta, C_{des} es una constante de calibración en el modelo DES con valor igual a 0.61 y Δ es el tamaño máximo de los elementos locales.

A.1.3. DES basado en K- ω SST

Las ecuaciones que utiliza el modelo DES “K- ω SST” son las mismas que las RANS, a diferencia de la disipación de la energía cinética turbulenta la cual se representa de la siguiente manera [Menter et al. 2003]:

$$Y_k = \rho\beta^*k\omega F_{DES} \quad (\text{A.6})$$

Donde F_{DES} se expresa como:

$$F_{DES} = \max\left(\frac{L_T}{C_{des}\Delta}, 1\right) \quad (\text{A.7})$$

Y_k es la disipación de la energía cinética turbulenta, C_{des} es una constante de calibración en el modelo DES con un valor igual a 0.61, Δ es el tamaño máximo de los elementos locales y L_T representa la escala de longitud turbulenta definida por el modelo RANS:

$$L_T = \frac{\sqrt{k}}{\beta^*\omega} \quad (\text{A.8})$$



Anexo II: Tamaño del Primer Elemento a partir del y^+

La densidad y viscosidad dinámica se obtiene por medio de tablas [Solano 2013], mientras que la velocidad del fluido se obtiene a partir del número de Mach y Temperatura del fluido.

$$\text{Ma} = \frac{V_\infty}{\sqrt{\gamma RT}} \quad (\text{A.9})$$

El cálculo del coeficiente de fricción local se realiza considerando una superficie plana o de baja curvatura:

$$C_{f_x} = 0.058 * (R_e)^{-0.2} \quad (\text{A.10})$$

Calculando el esfuerzo de corte en la pared:

$$\tau_w = C_f * \frac{1}{2} \rho V_\infty^2 \quad (\text{A.11})$$

Calculando la velocidad de fricción u_* :

$$u_* = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} \quad (\text{A.12})$$

Finalmente, tomando como referencia un y^+ definido, se calcula la distancia a la pared mediante la siguiente ecuación:

$$y = \frac{y^+ \mu}{\rho u_*} \quad (\text{A.13})$$

Anexo III: Tipos de Arrastre involucrados en el Estudio de la Aerodinámica

El arrastre es una de las cuatro fuerzas aerodinámicas que actúan sobre un avión. Esta es una fuerza restrictiva que se opone al movimiento de un avión [SKYbrary 2017]. Hay varios tipos de arrastre dependiendo de sus fuentes de origen.

A.3.1. Induced Drag

El arrastre inducido es una consecuencia de la sustentación. El aire que fluye sobre la parte superior de un ala tiende a fluir hacia adentro debido a que la presión sobre la superficie superior es menor que la presión fuera del borde de fuga del ala. En la superficie inferior, el aire fluye hacia afuera porque la presión debajo del ala es mayor que la que está afuera. Este cambio de dirección de la sustentación da como resultado la formación de este tipo de arrastre [SKYbrary 2017]. En la figura A.1. se observa los vórtices en la zona de la punta del ala, los cuales generan el arrastre inducido.

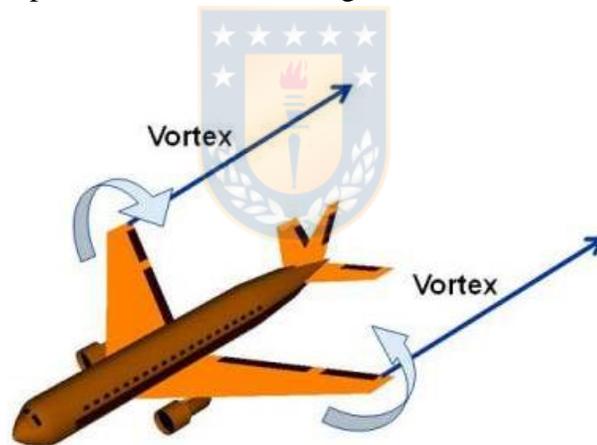


Figura A.1. Arrastre inducido. Fuente: [NASA 2018].

El arrastre inducido disminuye al aumentar la razón de aspecto del ala, ya que, la proporción de aire que se mueve de esta manera se reduce y, por lo tanto, más de ello genera sustentación.

A.3.2. Parasit Drag

El arrastre parásito se define como toda resistencia que no está asociada a la sustentación. Este arrastre consiste principalmente en la fricción de la pared, rugosidad y resistencia a la presión de los componentes principales. Por lo general, se produce un arrastre parásito debido a factores como la elevación del fuselaje, áreas de base y otros elementos extraños. Como la mayoría de los elementos que componen el arrastre total, este depende del número de Reynolds y número de Mach

[PILOTFRIEND 2016]. Los principales componentes del arrastre parásito son: arrastre de forma, fricción e Interferencia.

A.3.3. Form Drag

El arrastre de forma, también conocido como pressure drag o profile drag, es el arrastre causado por la separación de la capa límite de una superficie y la estela creada por esa separación. Depende principalmente de la forma del objeto que se mueve a través del fluido. En la figura A.2. se presenta el tipo de separación de la capa límite generado sobre diversos modelos geométricos.

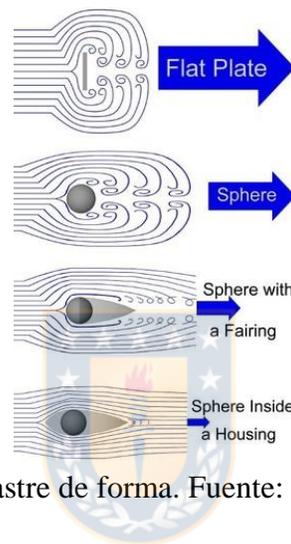


Figura A.2. Arrastre de forma. Fuente: [SKYbrary 2017].

En la placa plana, el flujo de aire intenta mantener el contacto con la superficie, no obstante, esto es imposible debido a los ángulos agudos. Como resultado, el fluido se separa en el borde posterior de la placa dejando un área de estela de baja presión detrás de ella. La diferencia de presión entre los bordes anterior y posterior de la placa hace que la placa sea empujada en la dirección del viento relativo y retarde el movimiento hacia delante [SKYbrary 2017], generándose así, el arrastre de forma.

Un objeto con una sección transversal más grande y forma obtusa posee un arrastre de forma más grande, mientras que un objeto con un área de sección transversal más pequeña y forma más nítida tiene un menor arrastre [SKYbrary 2017]. Para reducir el arrastre de forma, las superficies de los aviones que están expuestas al flujo de aire se simplifican.

A.3.4. Friction Drag

El arrastre por fricción es la resistencia causada por la fricción de un fluido contra la superficie de un objeto que se mueve a través de él. Es directamente proporcional al área de la superficie en contacto con el fluido y aumenta con la velocidad [SKYbrary 2017]. En la figura A.3. se presenta el fenómeno que genera el arrastre por fricción.

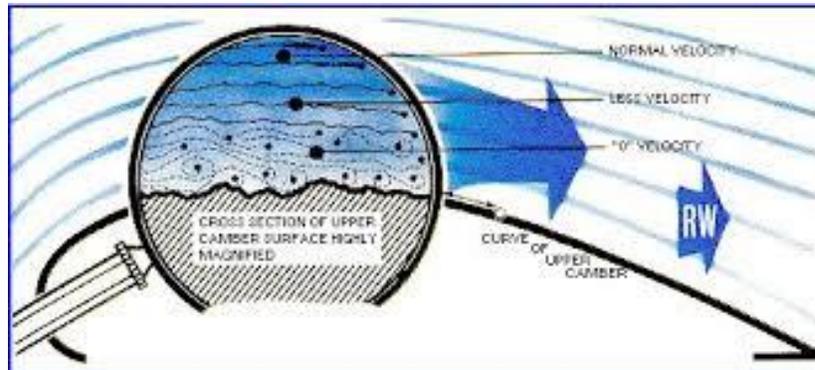


Figura A.3. Arrastre por fricción. Fuente: [SKYbrary 2017].

El arrastre por fricción se crea en la capa límite debido a la viscosidad y compresibilidad del aire, y la fricción contra la superficie de la aeronave. Las moléculas de aire en contacto directo con la superficie de la aeronave son las más afectadas. En estas moléculas, la resistencia viscosa se convierte en una fuerza que retarda el avance. La cantidad de arrastre por fricción generada sobre el perfil es relativamente pequeña; sin embargo, como la capa límite cubre gran parte de la superficie de la aeronave, esta resistencia puede llegar a ser bastante significativa en aviones más grandes [SKYbrary 2017].

El flujo turbulento crea más resistencia a la fricción que el flujo laminar debido a su mayor interacción con la superficie del avión. Las superficies rugosas aceleran la transición del flujo de aire de la capa límite de laminar a turbulento, lo que a su vez aumenta el grosor y la interacción del flujo dentro de la capa límite. Estos aumentos resultan en más moléculas de aire que se ven afectadas por el movimiento de la aeronave y un aumento correspondiente en la resistencia a la fricción. Este arrastre se reduce al retrasar el punto en que el flujo laminar se vuelve turbulento. [SKYbrary 2017].

A.3.5. Interference Drag

El arrastre por interferencia se produce debido a la interferencia de dos o más flujos de aire con diferentes velocidades. Se presenta en diferentes partes de la aeronave, ya que se genera una mezcla del flujo de aire presente en el ala con el flujo de los componentes restantes como: empenaje, fuselaje, motor, etc. [SKYbrary 2017]

Un ejemplo de arrastre por interferencia es el que se genera entre el empenaje y ala, ya que, al intersectar estas dos superficies, hay menos espacio físico para que el flujo se desarrolle, ocasionando así, la mezcla turbulenta de los dos flujos y la producción de una onda de choque localizada. Debido a esta onda de choque, el arrastre total sobre el empenaje es mayor que la suma de la resistencia producida individualmente por el empenaje vertical y horizontal [SKYbrary 2017].

La resistencia a la interferencia puede minimizarse mediante el uso apropiado de carenados para facilitar la transición entre los componentes. Los carenados usan superficies curvas para suavizar la transición en la unión de dos componentes de la aeronave [SKYbrary 2017].

A.3.6. Wave Drag

El arrastre por ondas de choque, es una resistencia que se produce a velocidad transónica y supersónica. Debido a la alta velocidad del flujo de aire, se producen ondas de choque. Las ondas de choque no son más que perturbaciones en el aire. Esta perturbación aumenta significativamente la resistencia aerodinámica de la aeronave.

Aunque las ondas de choque se asocian típicamente con aviones supersónicos, también se forma en diferentes partes de un avión con velocidad transónica. Estas ondas, por ejemplo, se generan sobre los perfiles alares, donde el flujo de aire se acelera a la velocidad sónica y luego desacelera a una velocidad subsónica. La onda de choque se forma en el punto en que el flujo de aire se vuelve subsónico. A medida que la aeronave acelera, el área del ala que experimenta flujo supersónico aumenta, por lo que la onda de choque se mueve más hacia atrás y se hace más grande. La separación de la capa límite también aumenta con el aumento de la velocidad [SKYbrary 2017].

La resistencia a las ondas de choque es una de las razones por la que, en la actualidad no existen aviones de transporte supersónicos. No obstante, se está buscando la forma de reducir este arrastre, a partir de la implementación de nuevas tecnologías como: control de flujo pasivo (Shock Control Bump), control de flujo activo (inyecciones y/o succiones de aire), etc.

Anexo IV: Resultados de las Simulaciones de la Aeronave con una Junta Ala - Refuerzo: Caso Base e Implementación de Control de Flujo Activo

A.4.1. Caso Mach 0.74

A.4.1.1. Coeficiente de Presión

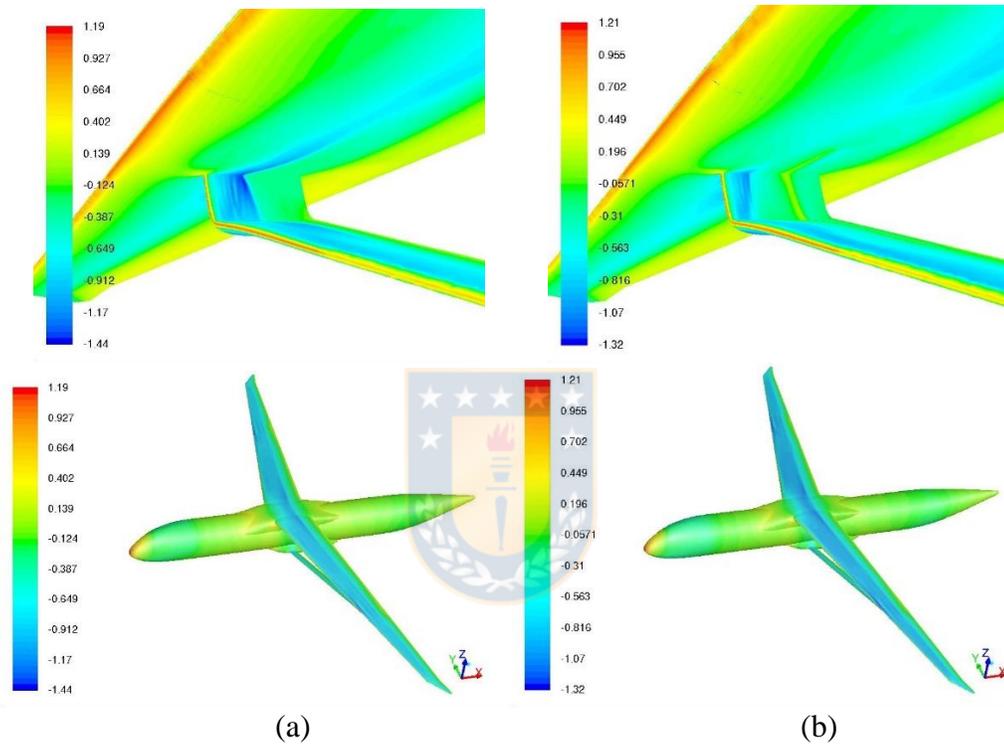


Figura A.4. Coeficiente de presión: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

A.4.1.2. Número de Mach

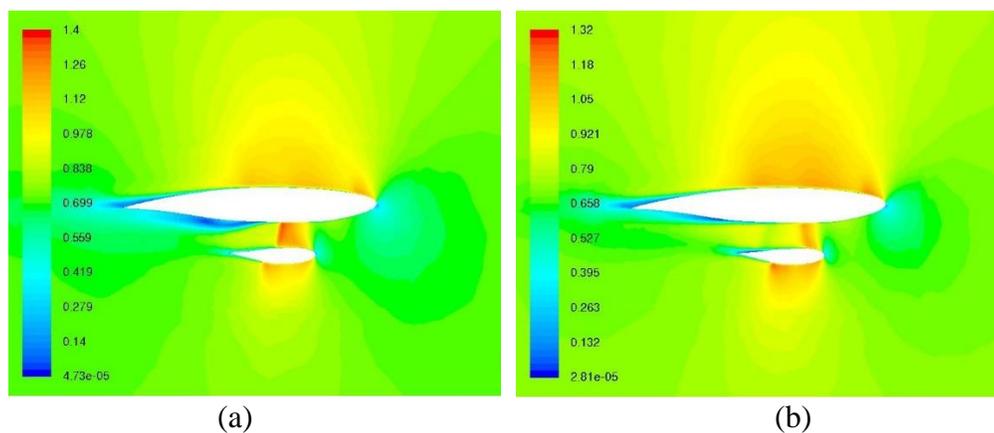


Figura A.5. Mach para $Y=16.41$ [m]: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

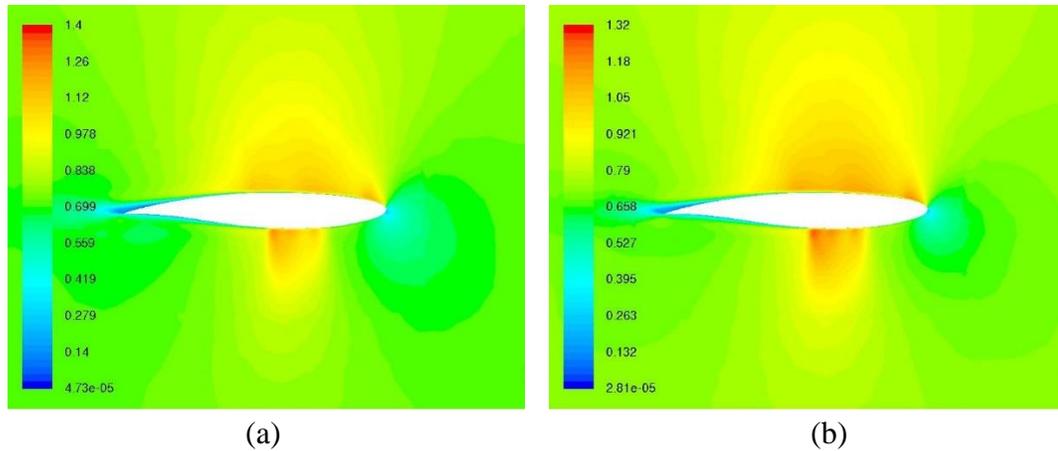


Figura A.6. Mach para $Y=16.67$ [m]: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

A.4.1.3. Wall Shear Stress X Direction

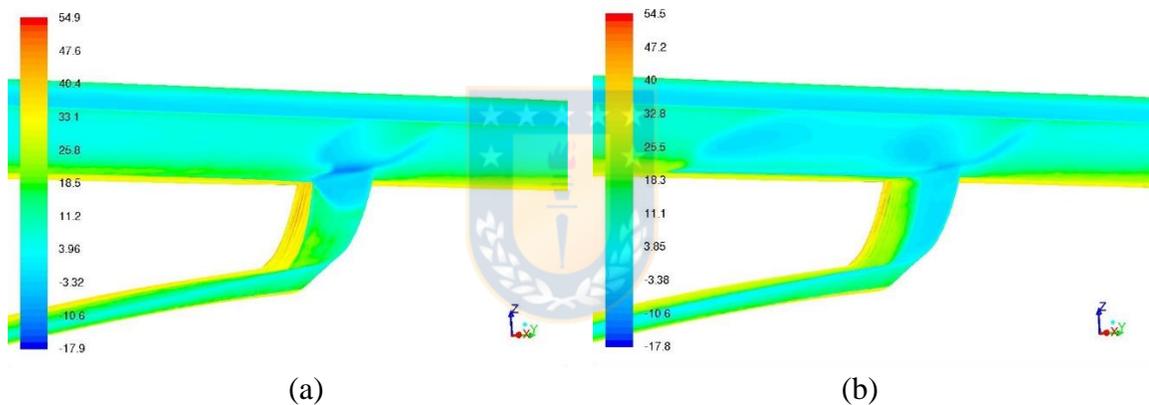


Figura A.7. Fuerza de corte en dirección X: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

A.4.1.4. Wave Drag Function

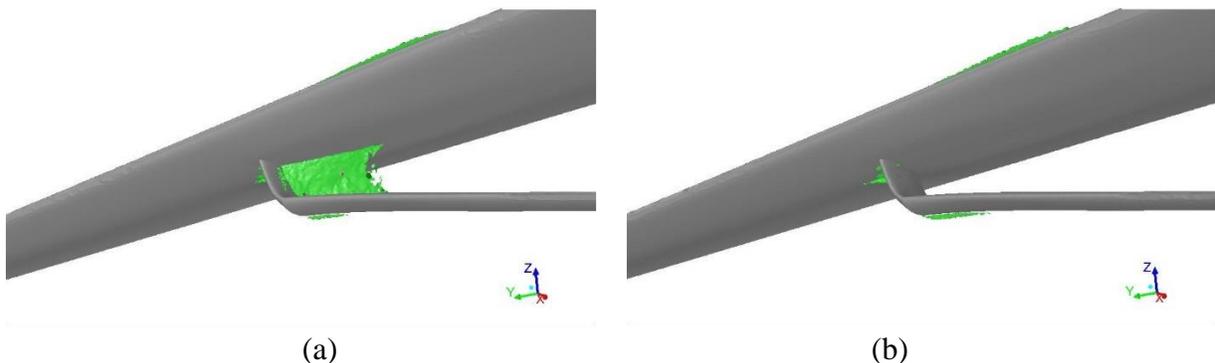


Figura A.8. Wave drag generado: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

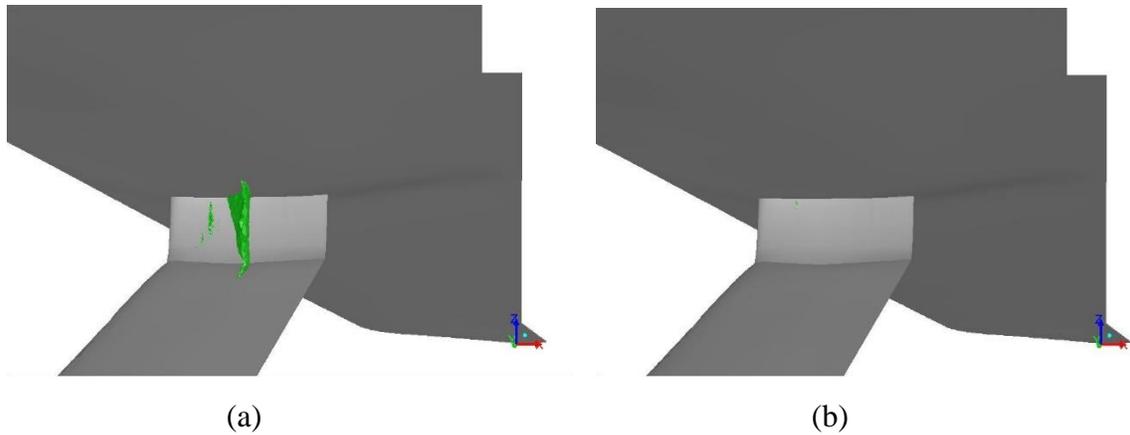


Figura A.9. Wave drag generado (Vista interna): (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

A.4.1.5. Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico

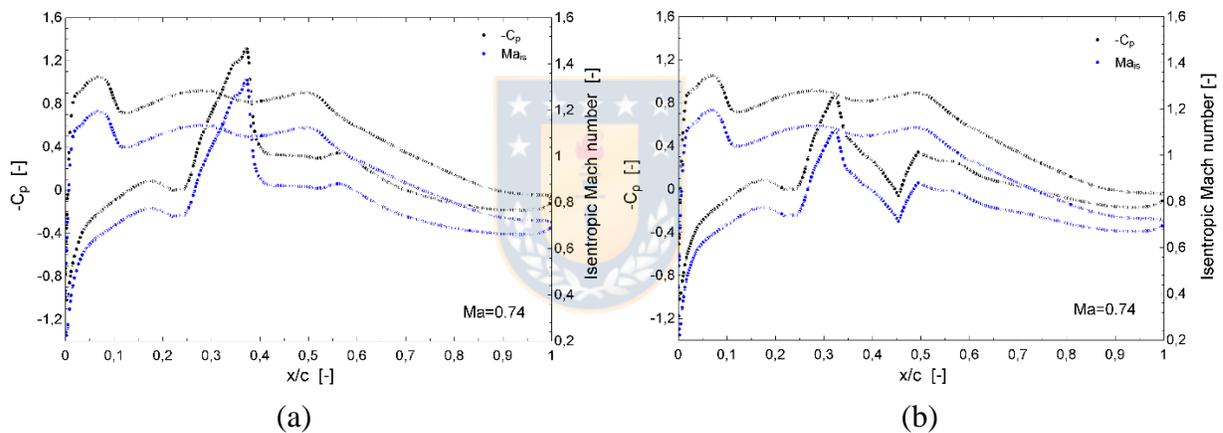


Figura A.10. Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico del ala para $Y=16.41$ [m]: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

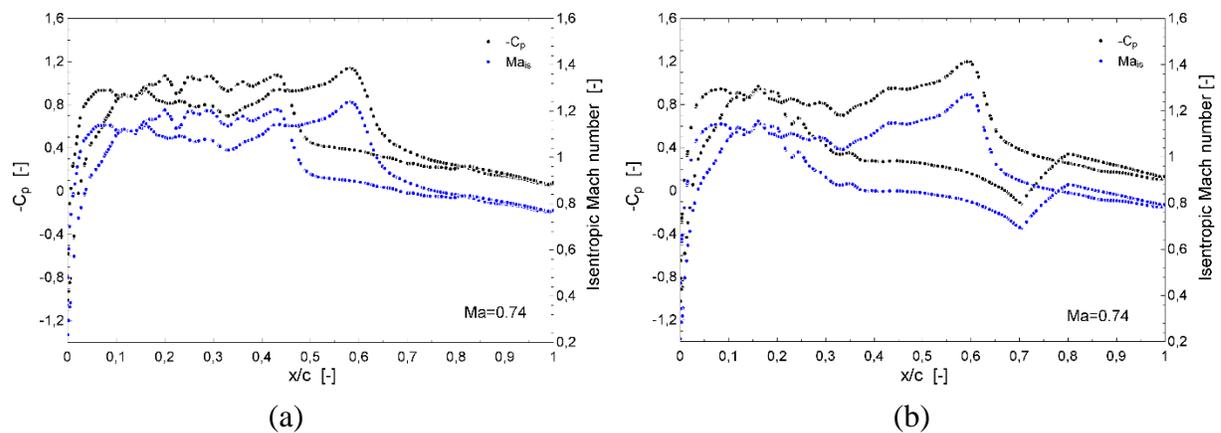


Figura A.11. Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico del soporte para $Y=16.41$ [m]: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

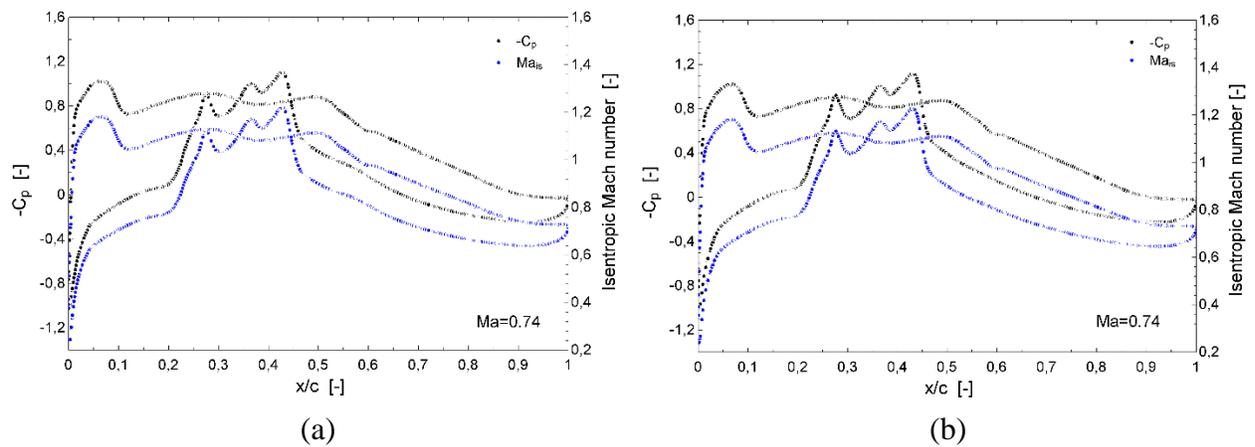


Figura A.12. Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico del ala para $Y=16.67$ [m]: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

A.4.2. Caso Mach 0.745

A.4.2.1. Coeficiente de Presión

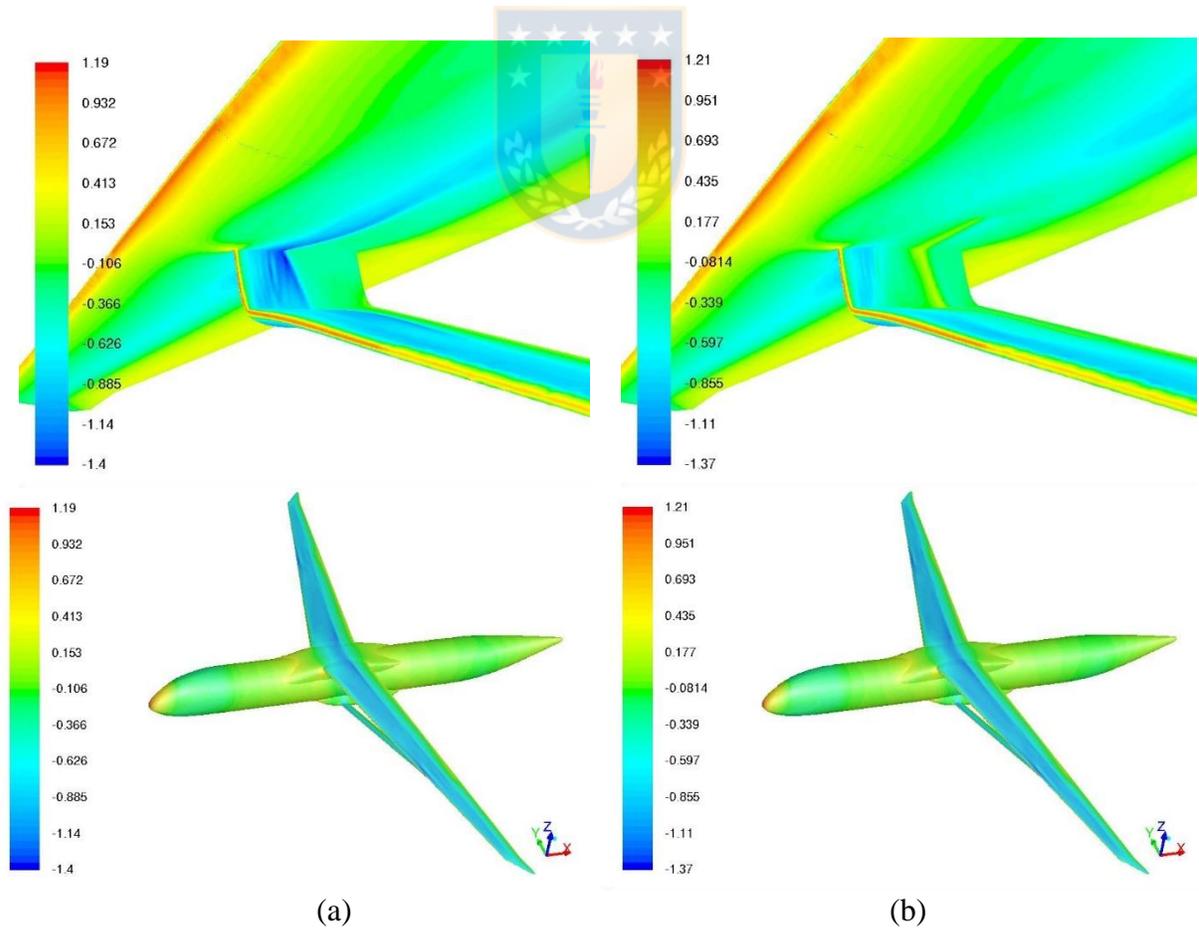


Figura A.13. Coeficiente de presión: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

A.4.2.2. Número de Mach

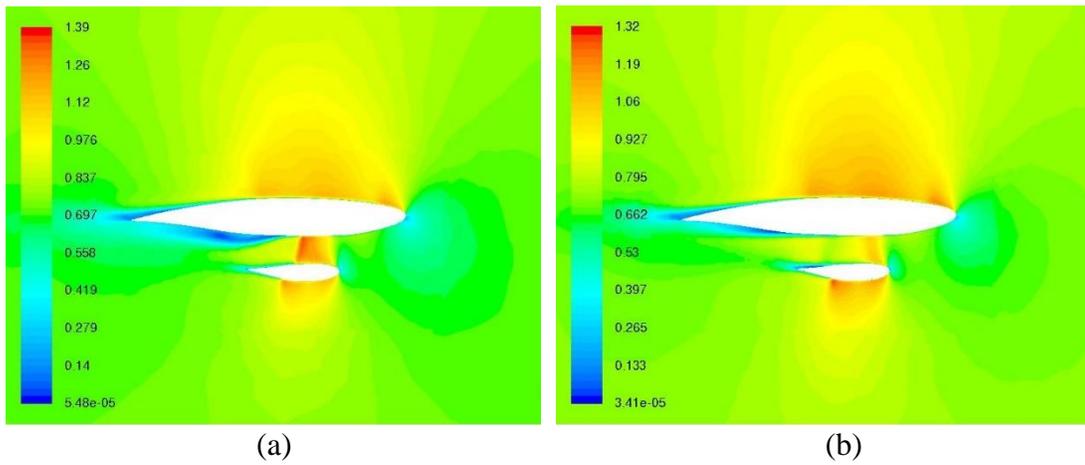


Figura A.14. Mach para $Y=16.41$ [m]: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

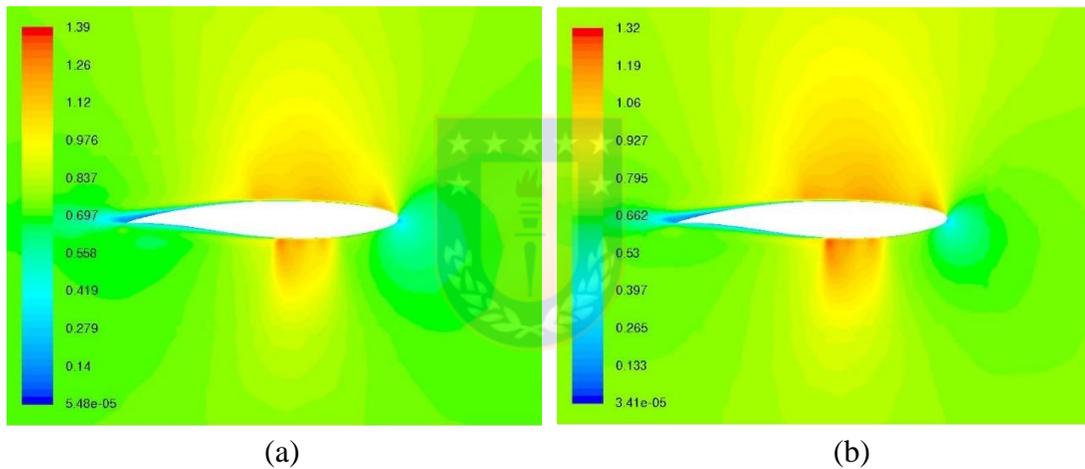


Figura A.15. Mach para $Y=16.67$ [m]: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

A.4.2.3. Wall Shear Stress X Direction

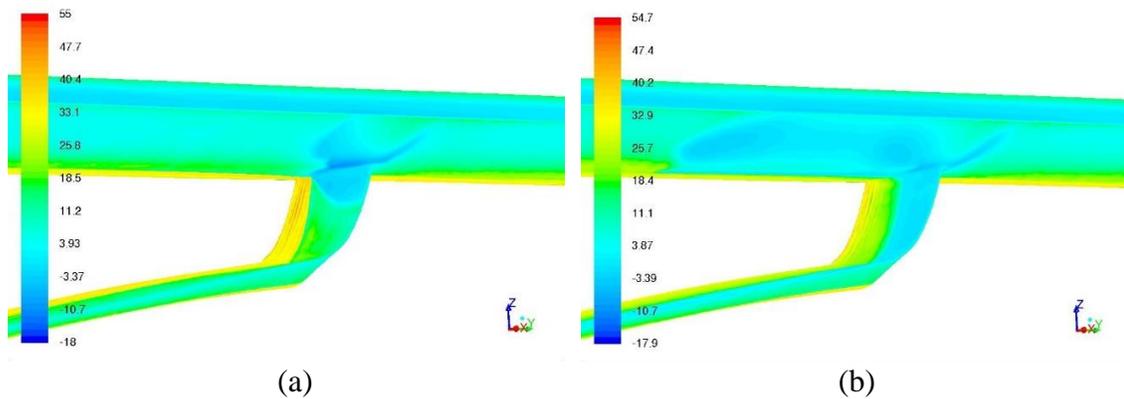


Figura A.16. Fuerza de corte en dirección X: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

A.4.2.4. Wave Drag Function

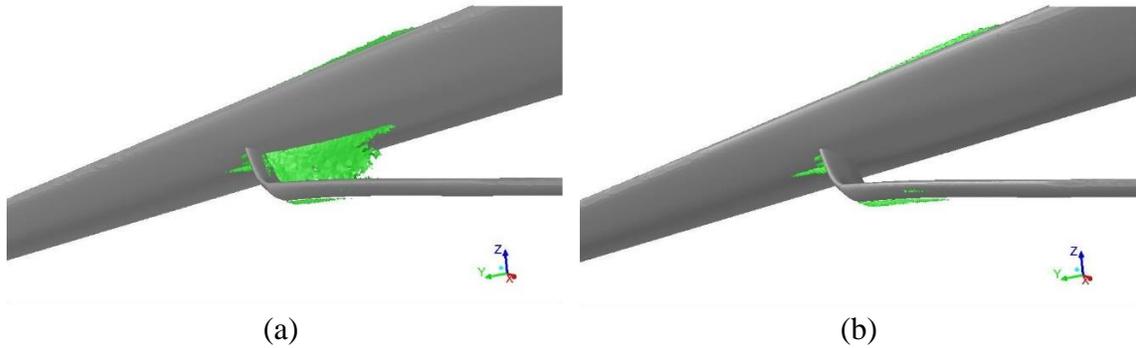


Figura A.17. Wave drag generado: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

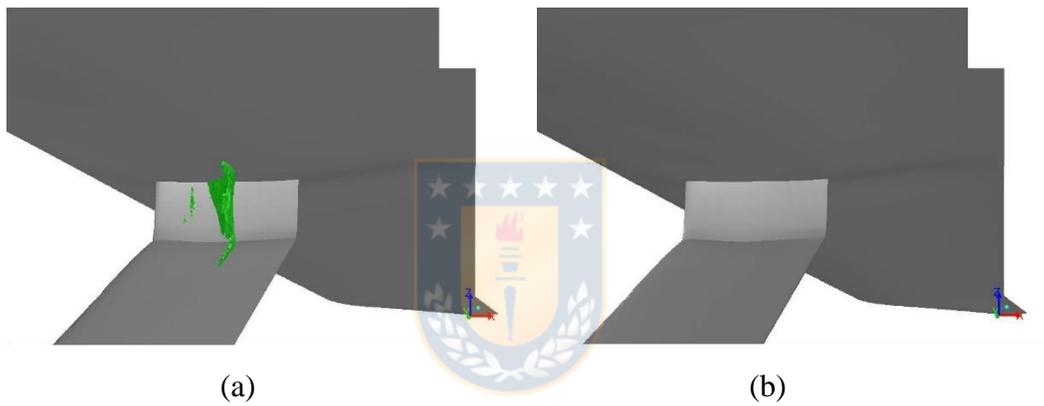


Figura A.18. Wave drag generado (Vista interna): (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

A.4.2.5. Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico

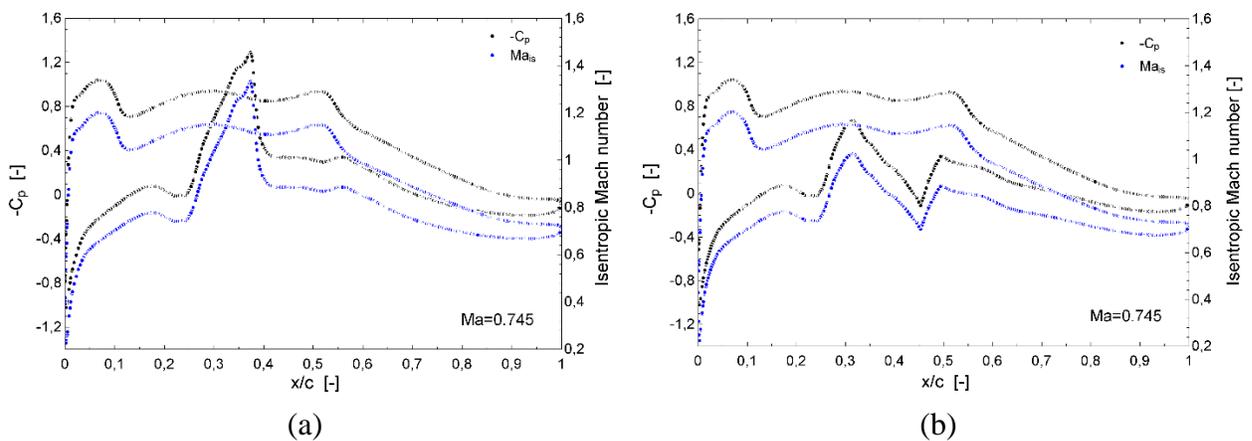


Figura A.19. Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico del ala para $Y=16.41$ [m]: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

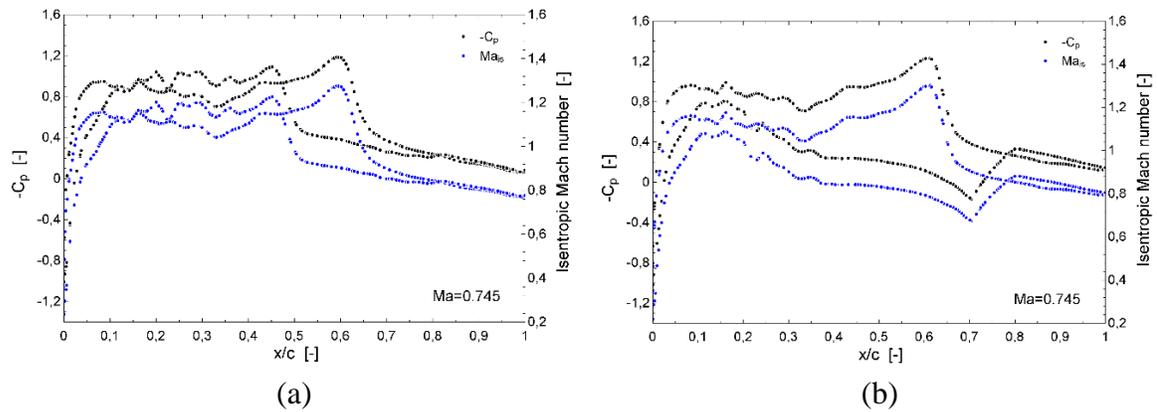


Figura A.20. Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico del soporte para $Y=16.41$ [m]: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

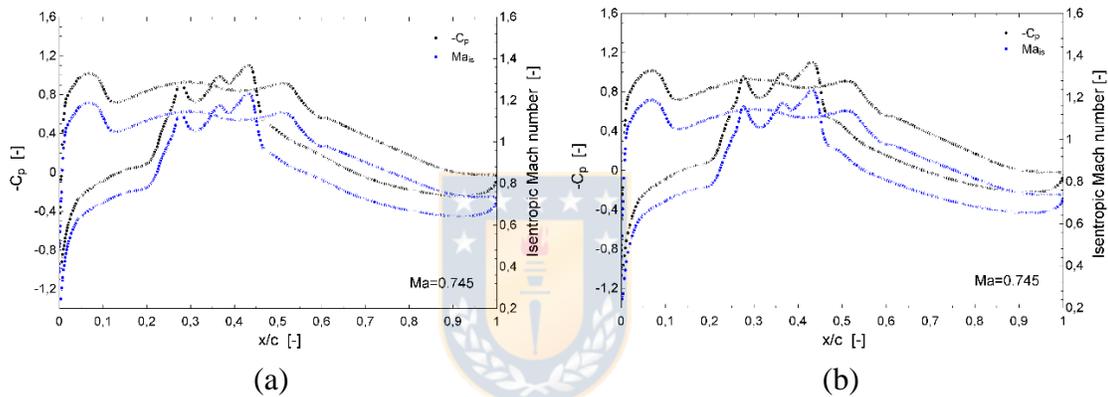
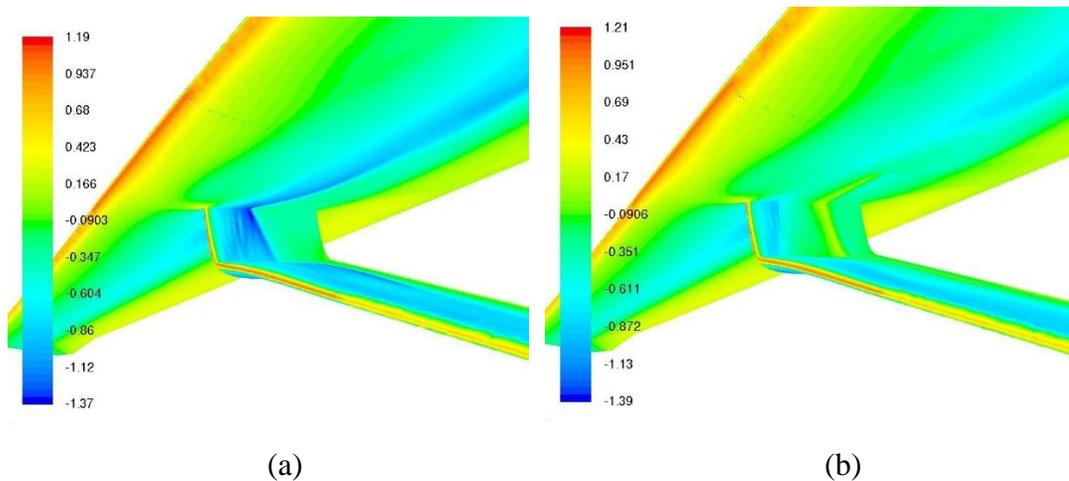


Figura A.21. Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico del ala para $Y=16.67$ [m]: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

A.4.3. Caso Mach 0.75

A.4.3.1. Coeficiente de Presión



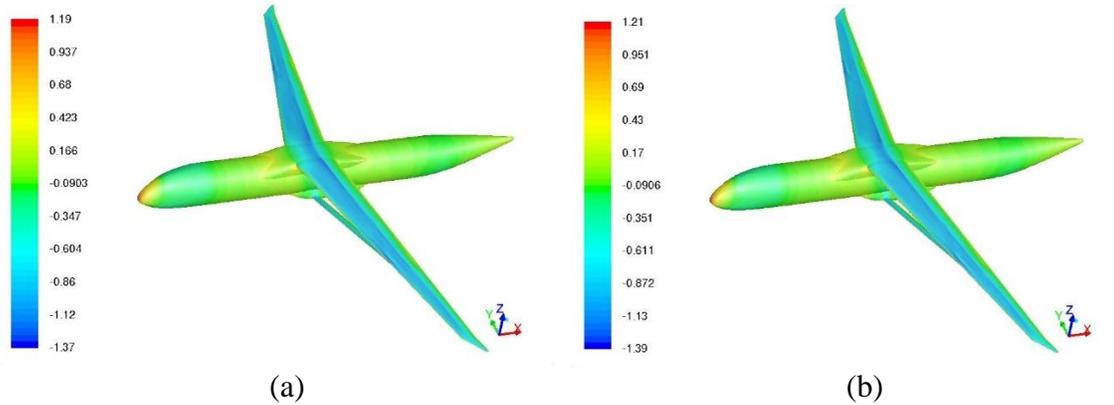


Figura A.22. Coeficiente de presión: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

A.4.3.2. Número de Mach

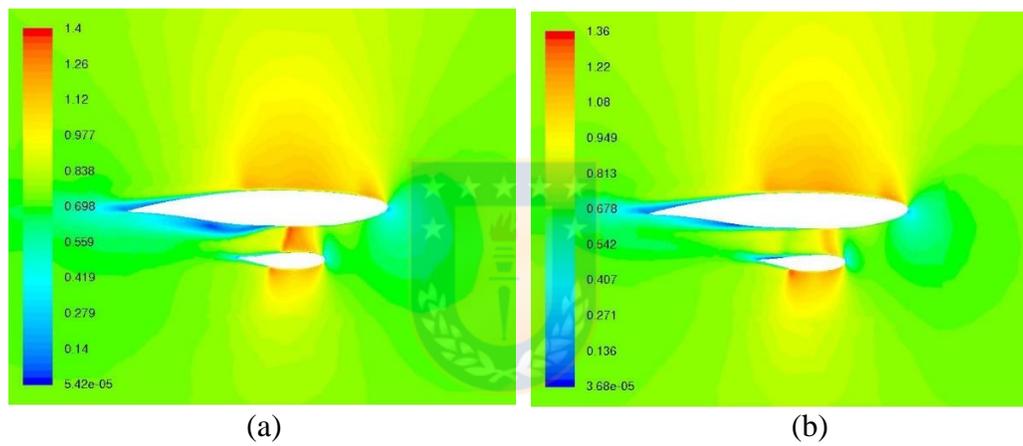


Figura A.23. Mach para $Y= 16.41[m]$: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

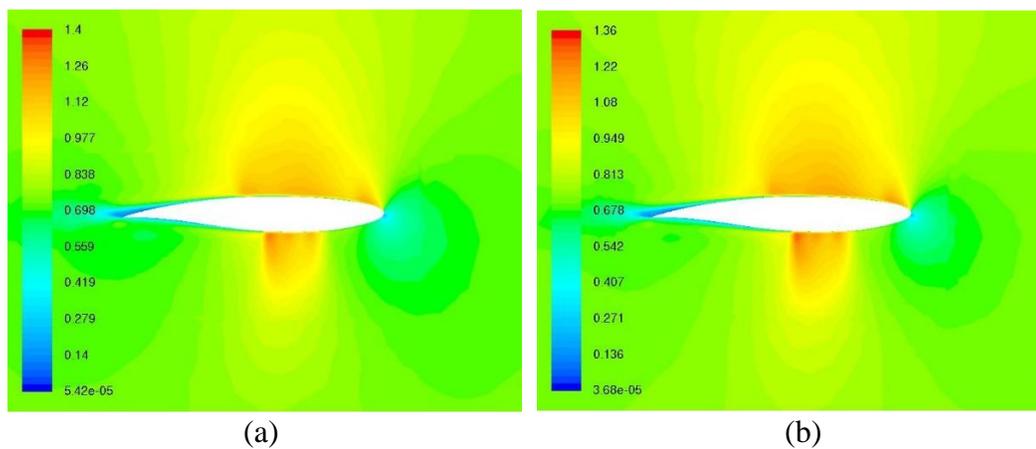


Figura A.24. Mach para $Y= 16.67[m]$: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

A.4.3.3. Wall Shear Stress X Direction

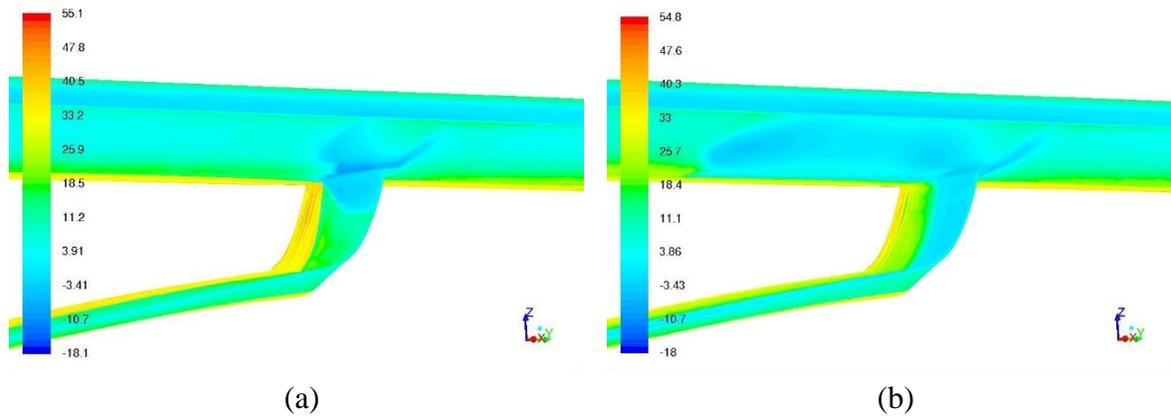


Figura A.25. Fuerza de corte en dirección X: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

A.4.3.4. Wave Drag Function

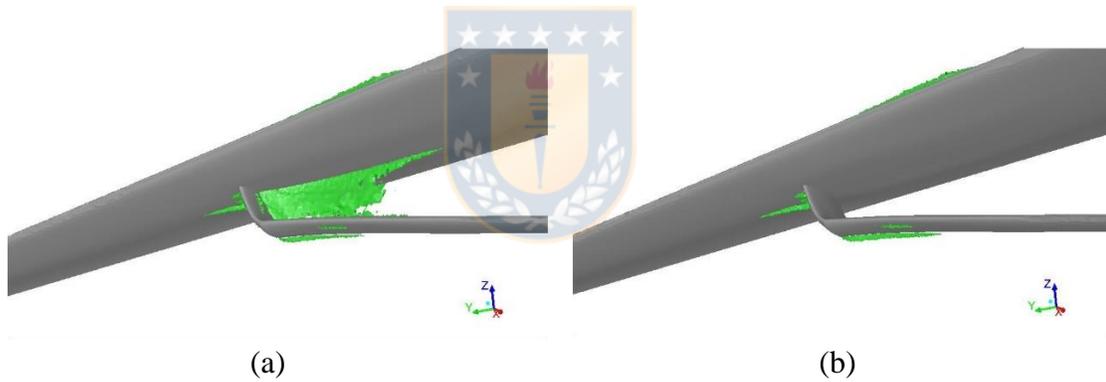


Figura A.26. Wave drag generado: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

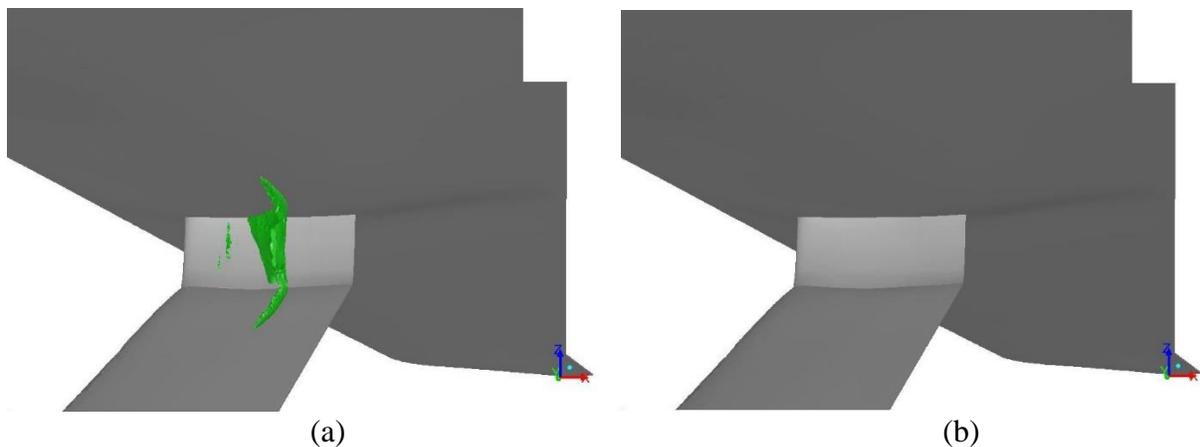


Figura A.27. Wave drag generado (Vista interna): (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

A.4.3.5. Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico

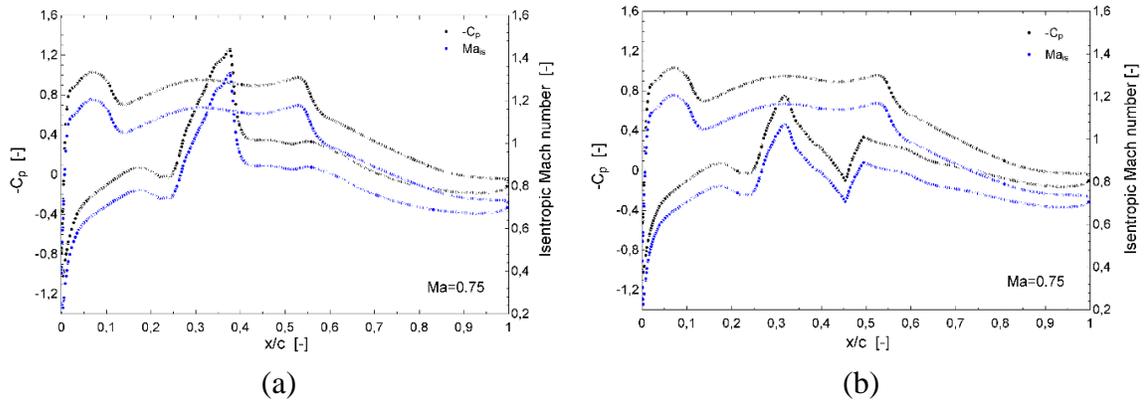


Figura A.28. Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico del ala para $Y=16.41$ [m]: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

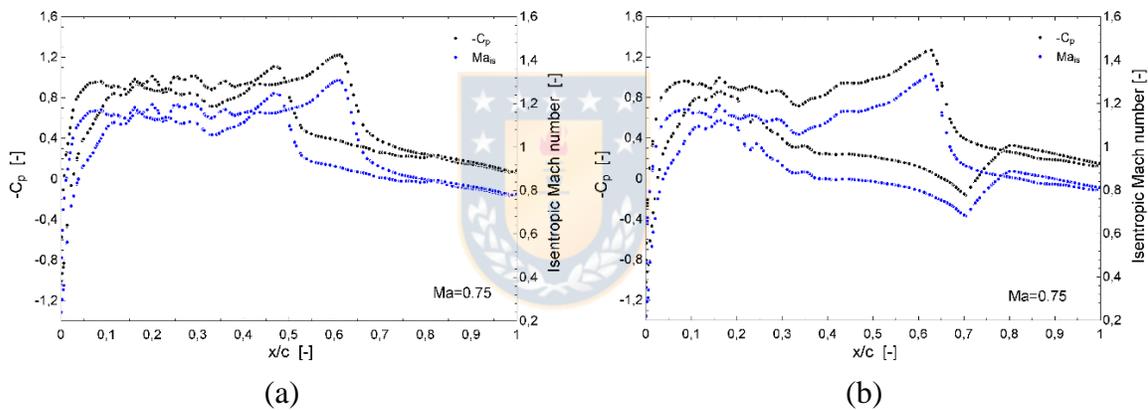


Figura A.29. Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico del soporte para $Y=16.41$ [m]: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

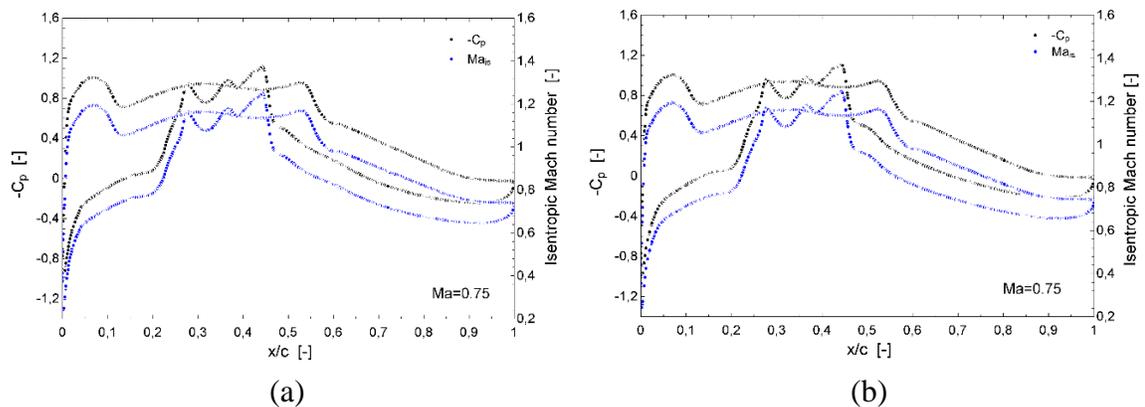


Figura A.30. Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico del ala para $Y=16.67$ [m]: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

A.4.4. Caso Mach 0.755

A.4.4.1. Coeficiente de Presión

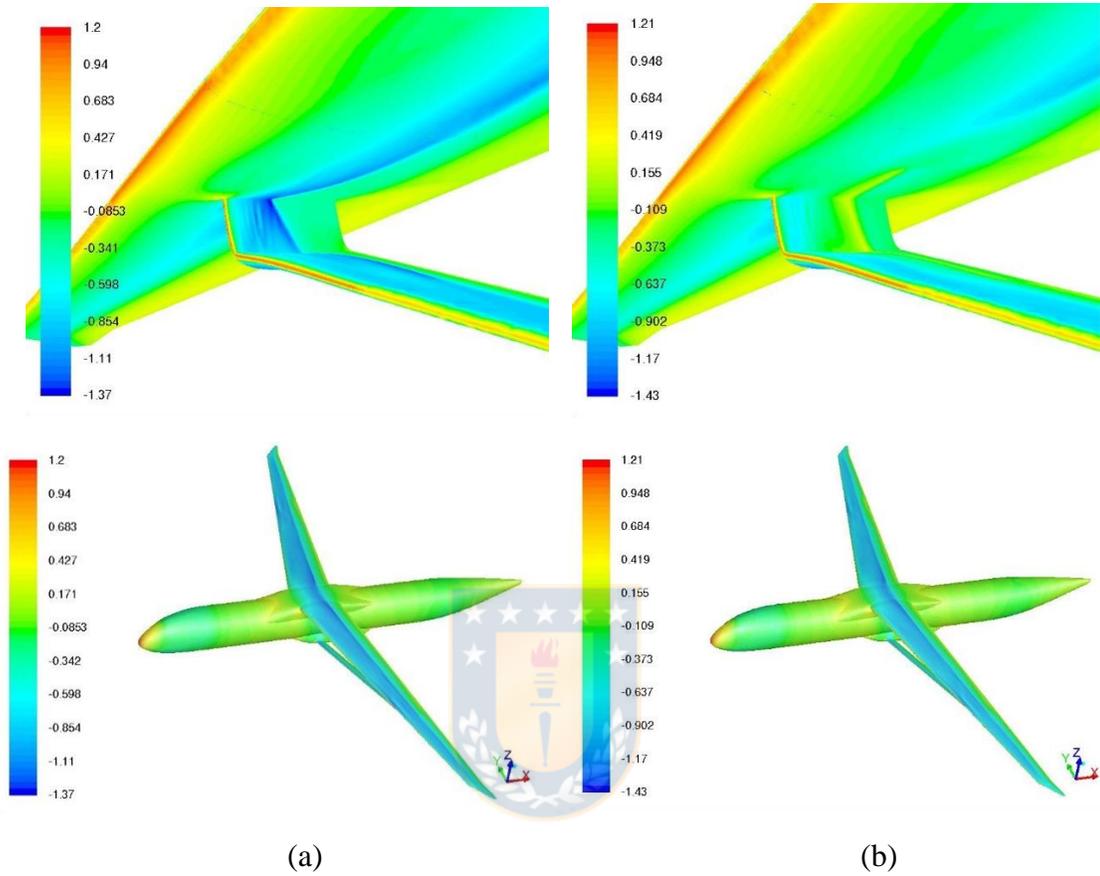


Figura A.31. Coeficiente de presión: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

A.4.4.2. Número de Mach

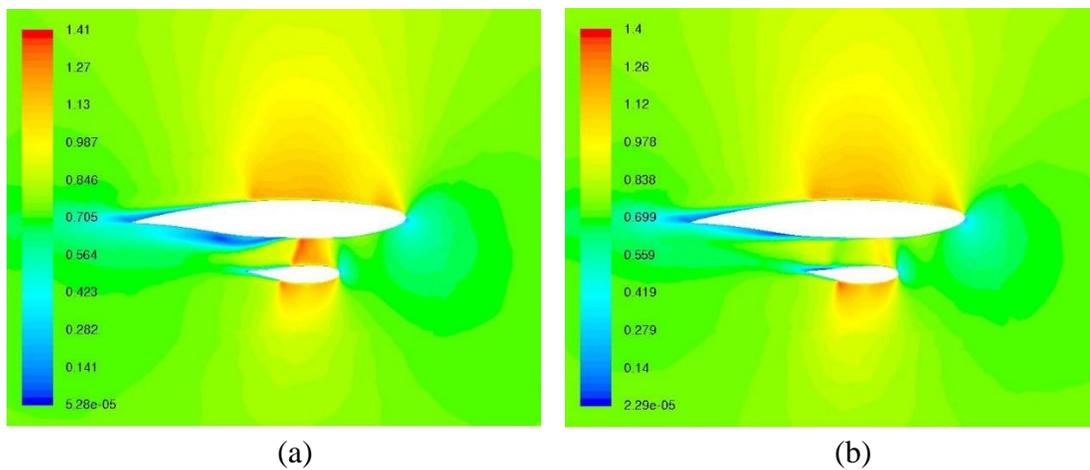


Figura A.32. Mach para $Y=16.41$ [m]: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

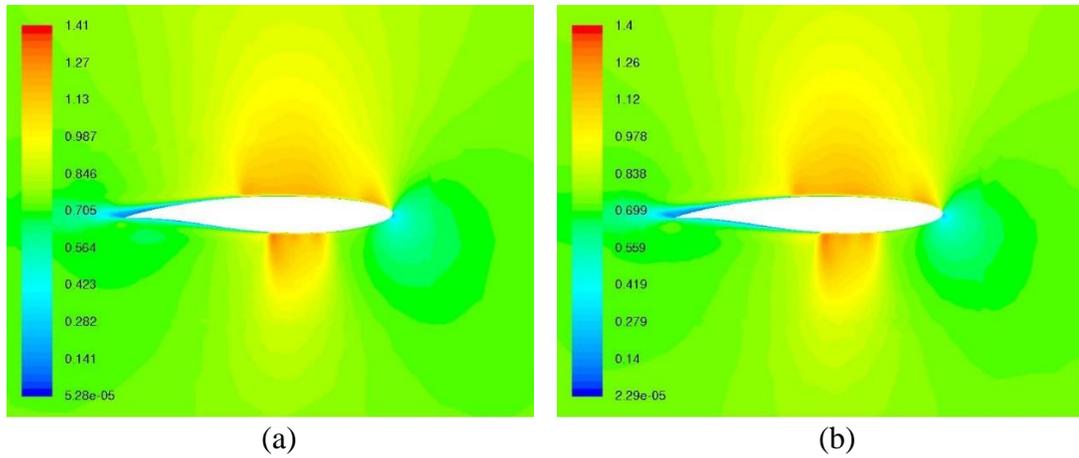


Figura A.33. Mach para $Y=16.67$ [m]: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

A.4.4.3. Wall Shear Stress X Direction

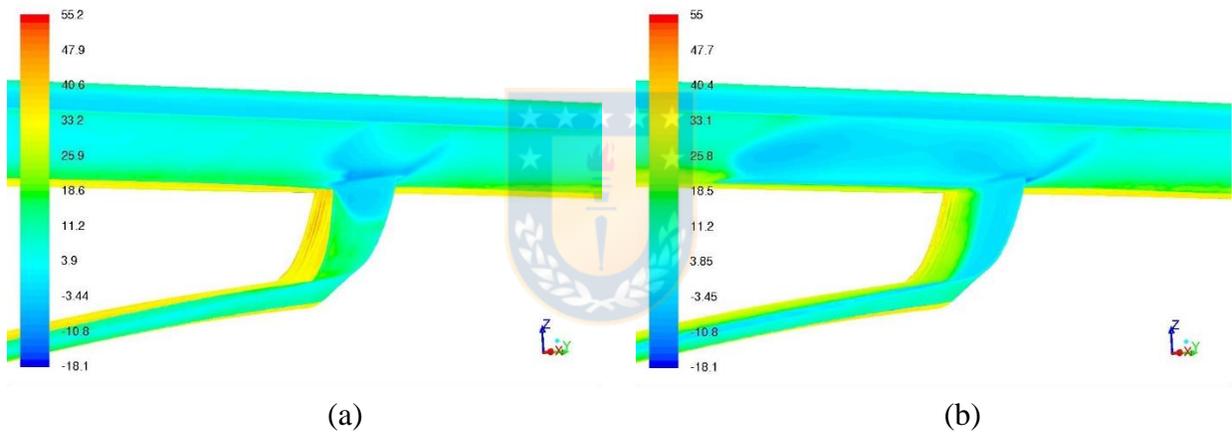


Figura A.34. Fuerza de corte en dirección X: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

A.4.4.4. Wave Drag Function

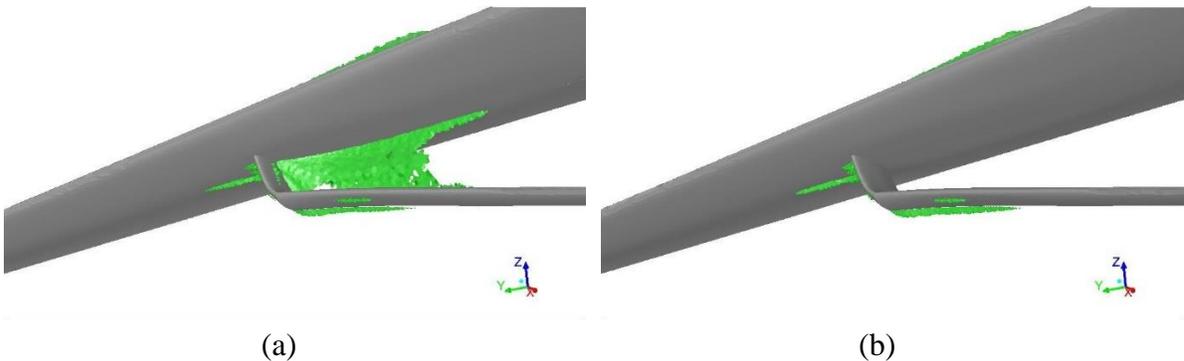


Figura A.35. Wave drag generado: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

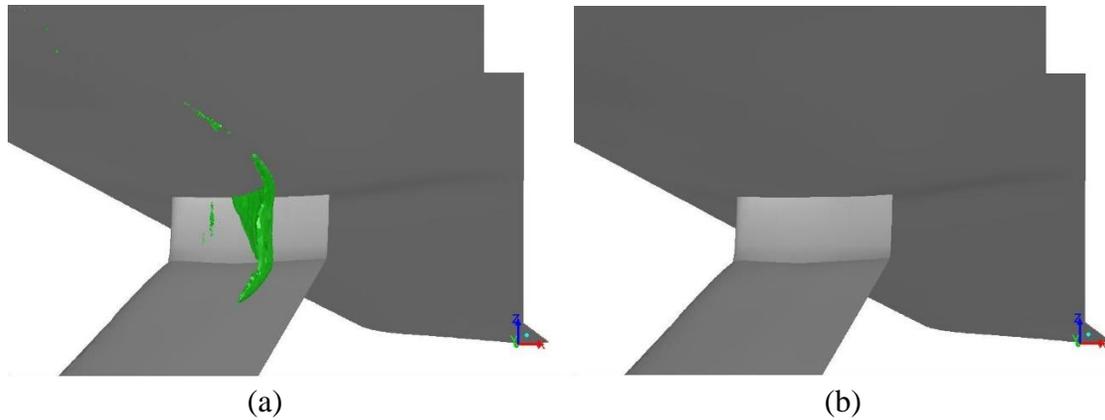


Figura A.36. Wave drag generado (Vista interna): (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

A.4.4.5. Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico

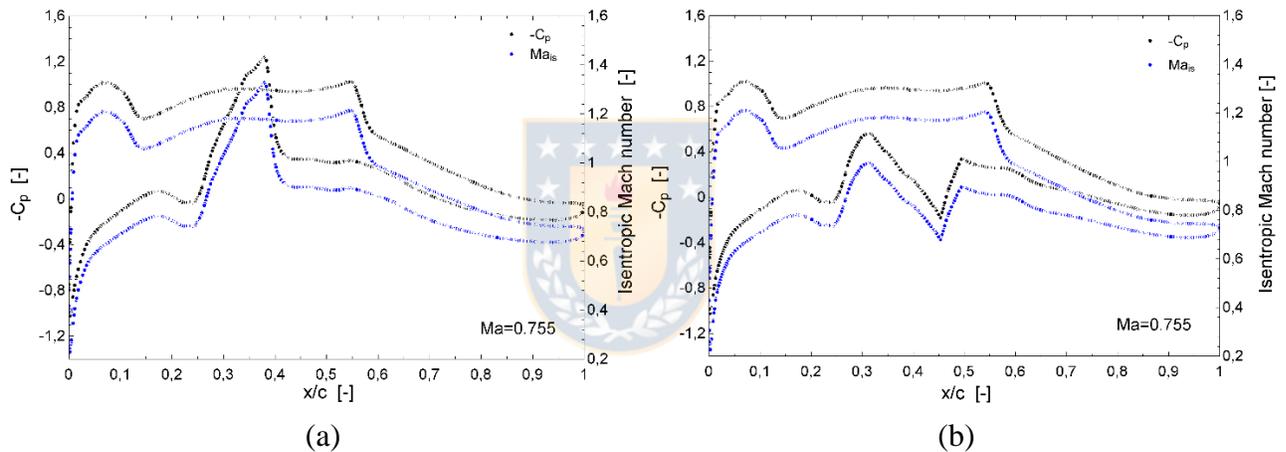


Figura A.37. Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico del ala para $Y=16.41$ [m]: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

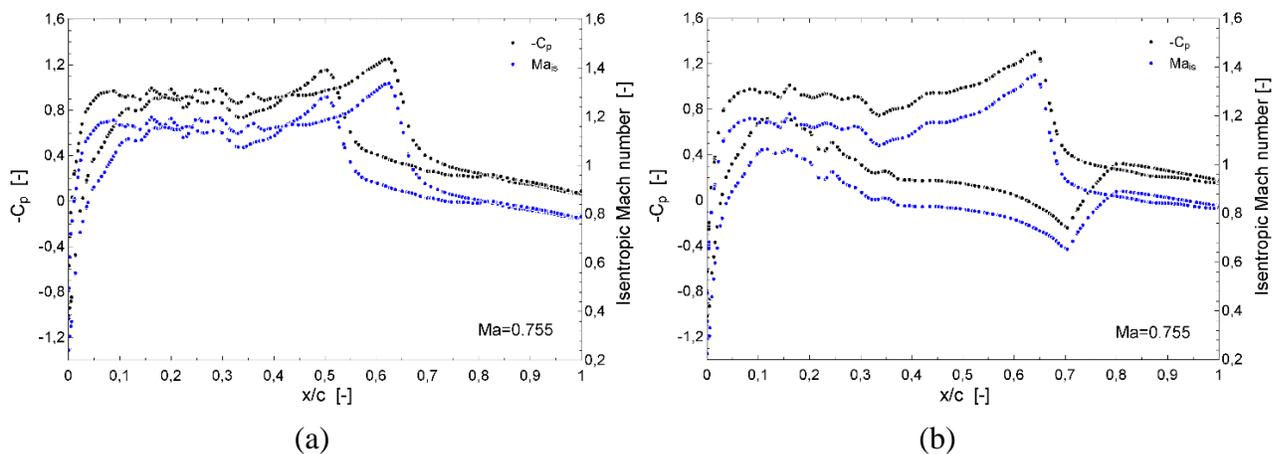


Figura A.38. Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico del soporte para $Y=16.41$ [m]: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

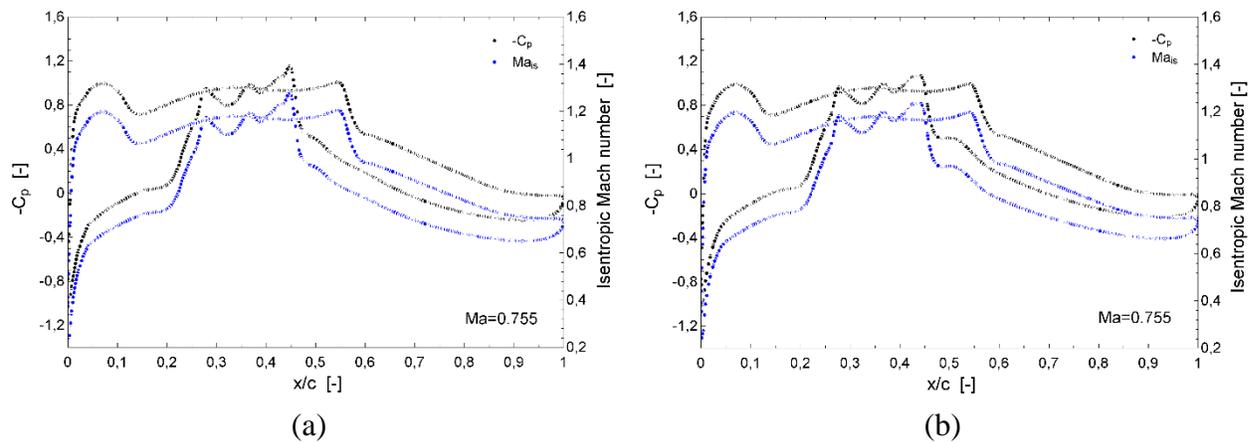


Figura A.39. Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico del ala para $Y=16.67$ [m]: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

A.4.5. Caso Mach 0.76

A.4.5.1. Coeficiente de Presión

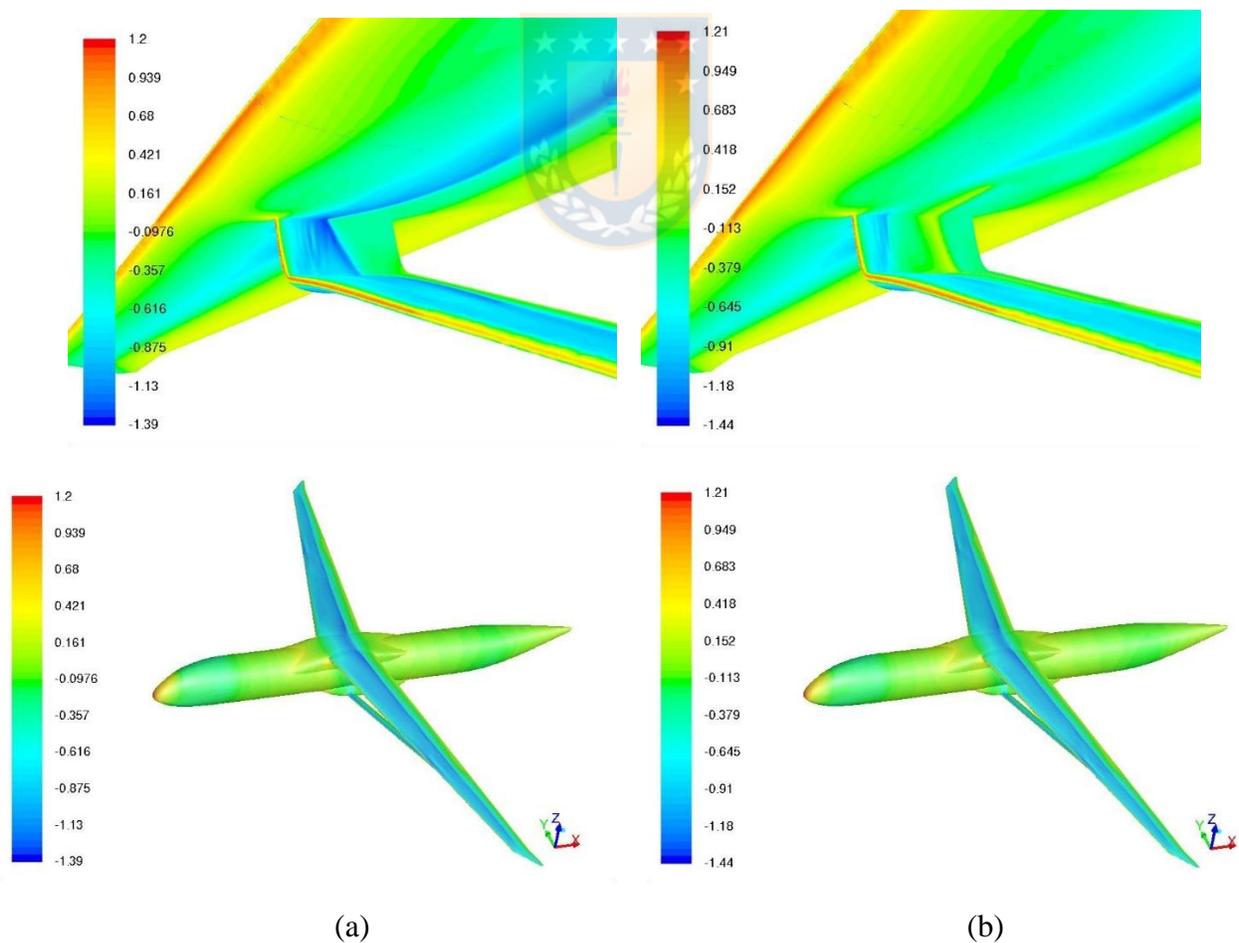


Figura A.40. Coeficiente de presión: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

A.4.5.2. Número de Mach

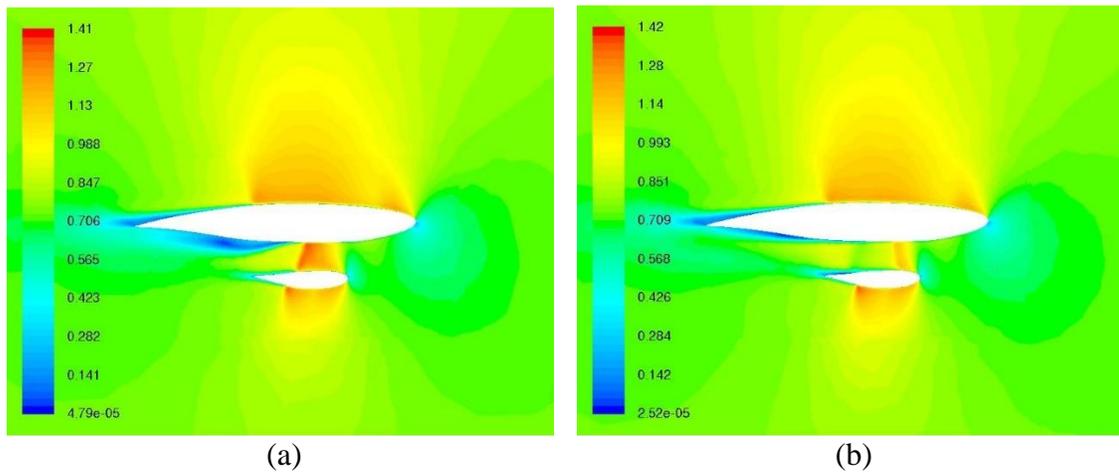


Figura A.41. Mach para $Y= 16.41[m]$: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

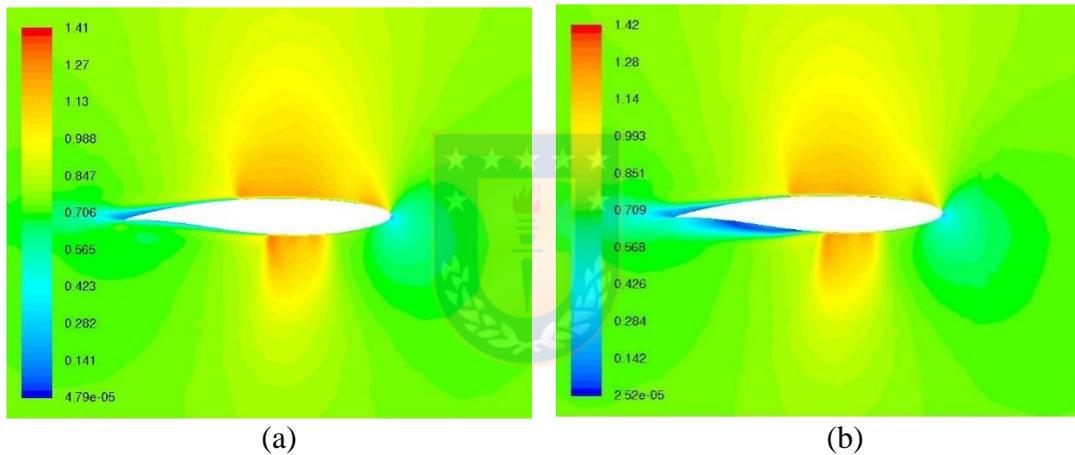


Figura A.42. Mach para $Y= 16.67[m]$: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

A.4.5.3. Wall Shear Stress X Direction

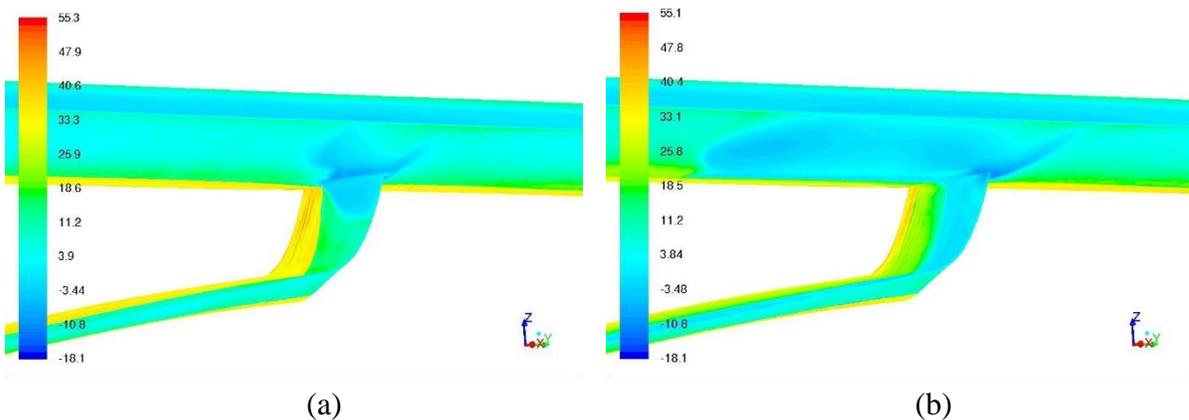


Figura A.43. Fuerza de corte en dirección X: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

A.4.5.4. Wave Drag Function

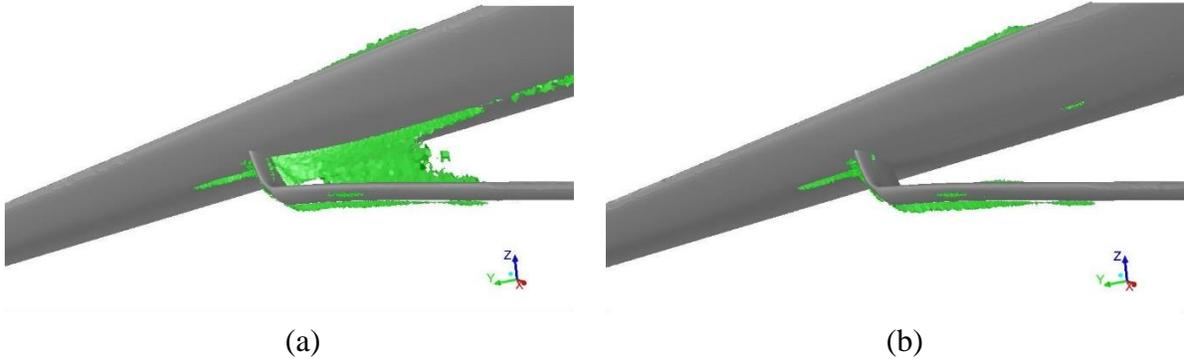


Figura A.44. Wave drag generado: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].



Figura A.45. Wave drag generado (Vista interna): (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

A.4.5.5. Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico

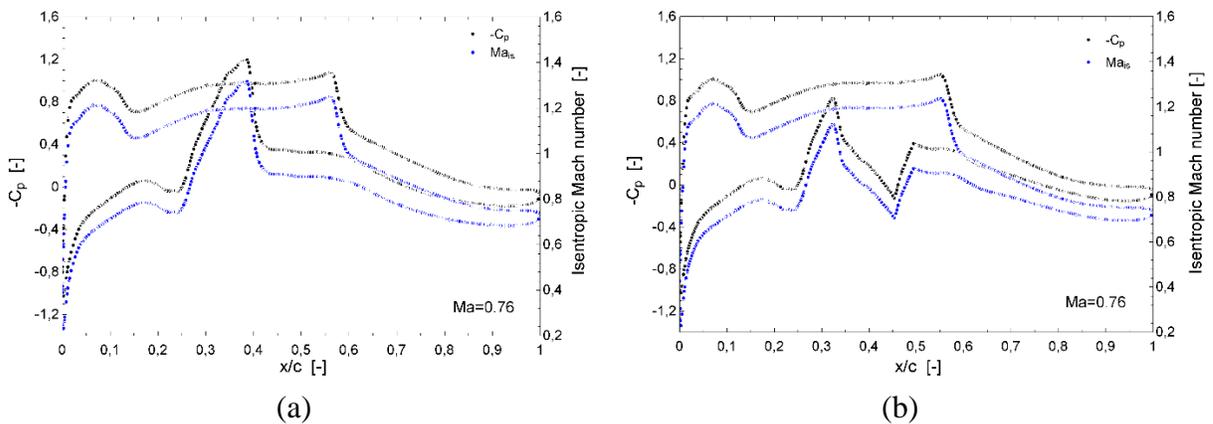


Figura A.46. Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico del ala para $Y=16.41$ [m]: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

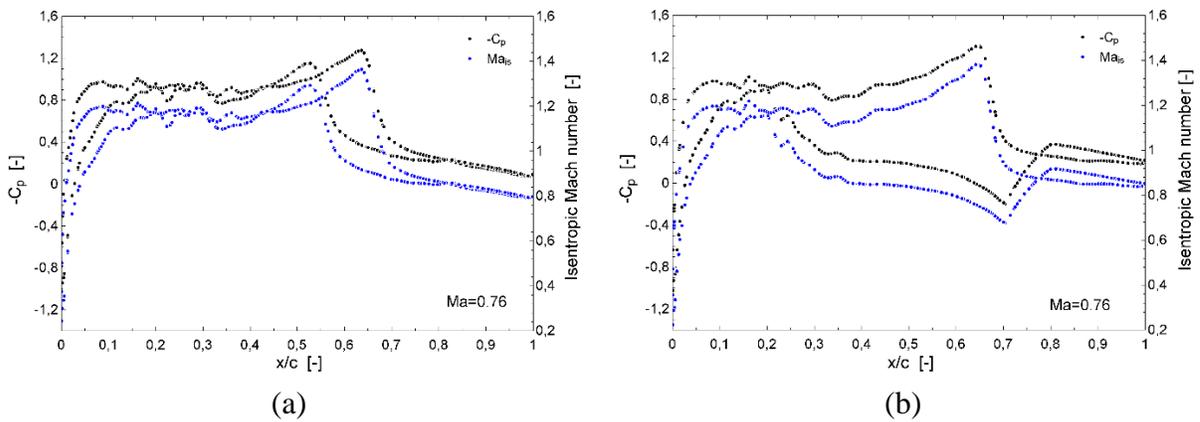


Figura A.47. Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico del soporte para $Y=16.41$ [m]: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

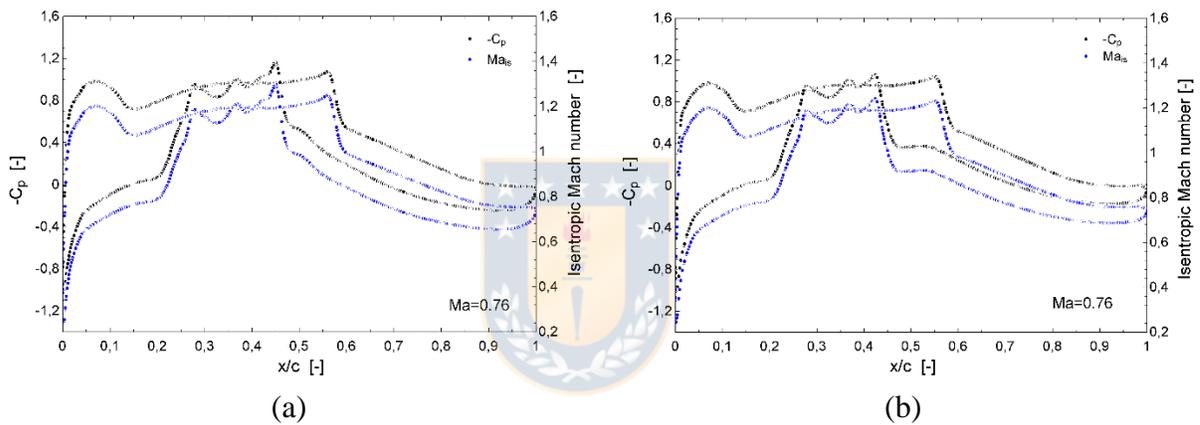
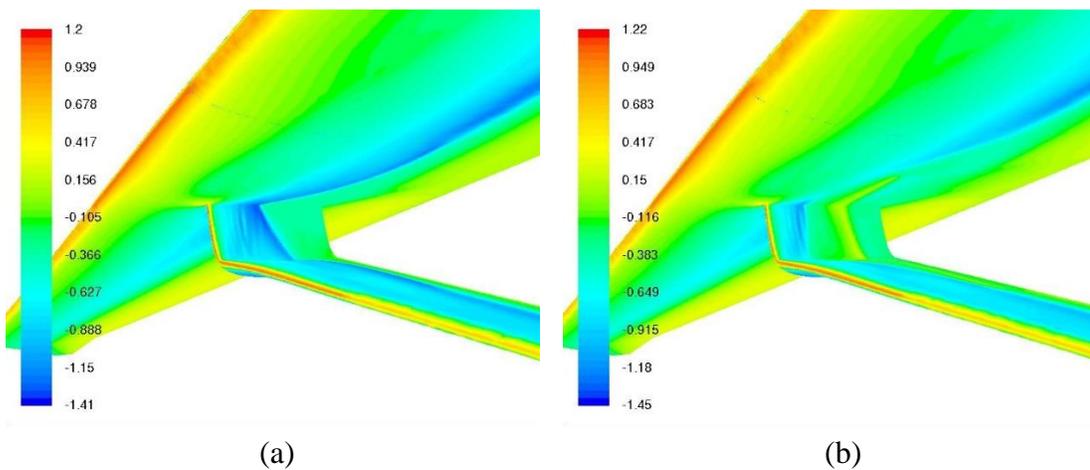


Figura A.48. Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico del ala para $Y=16.67$ [m]: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

A.4.6. Caso Mach 0.765

A.4.6.1. Coeficiente de Presión



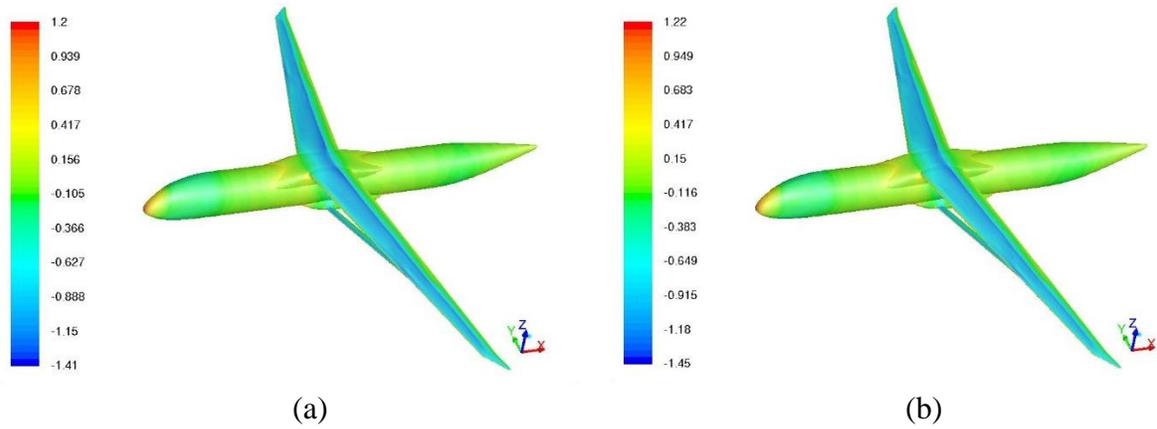


Figura A.49. Coeficiente de presión: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

A.4.6.2. Número de Mach

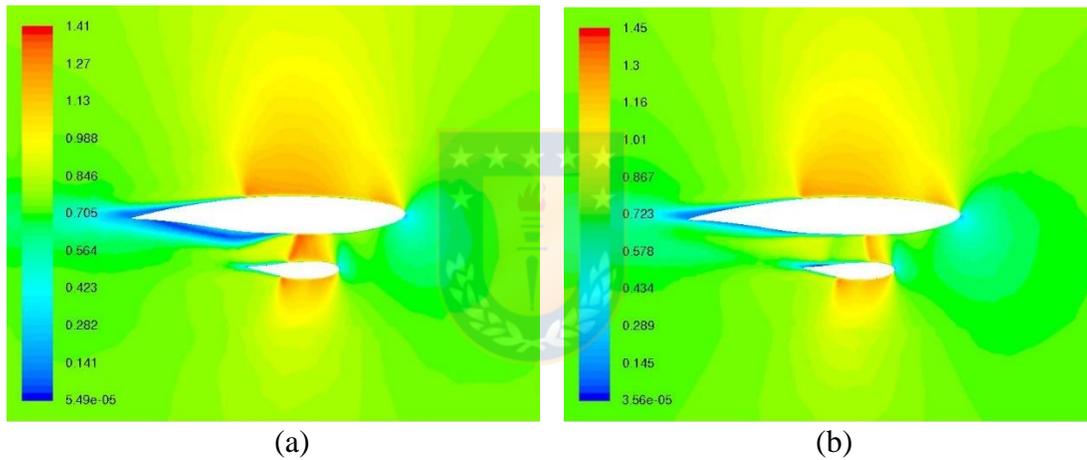


Figura A.50. Mach para $Y=16.41$ [m]: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

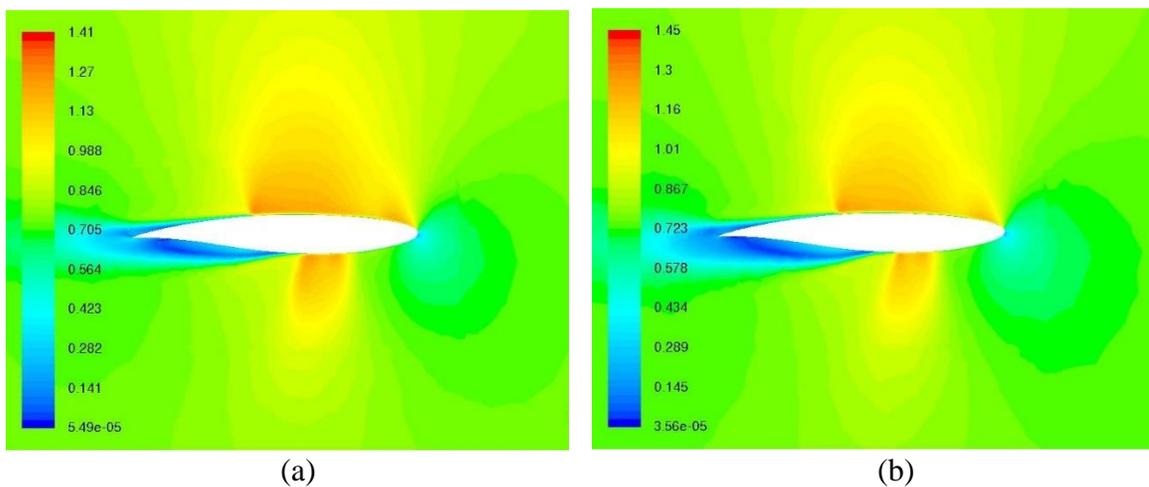


Figura A.51. Mach para $Y=16.67$ [m]: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

A.4.6.3. Wall Shear Stress X Direction

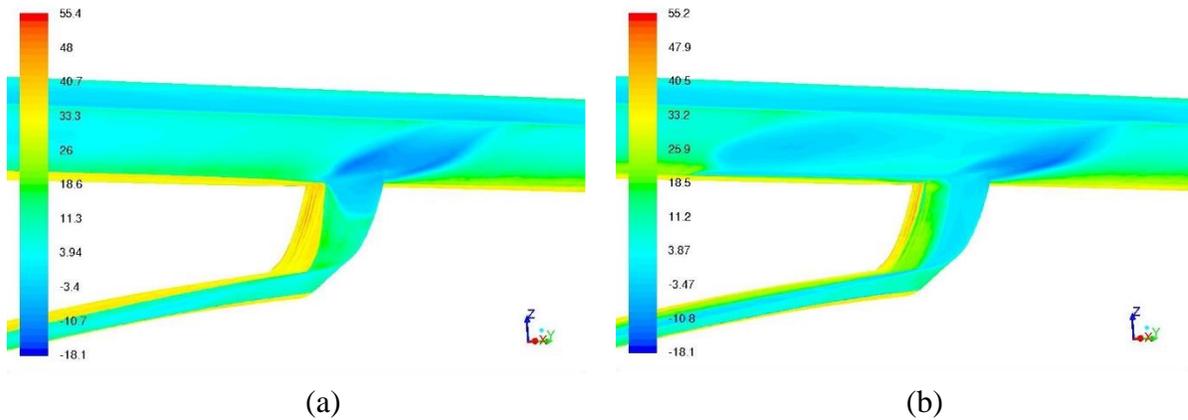


Figura A.52. Fuerza de corte en dirección X: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

A.4.6.4. Wave Drag Function

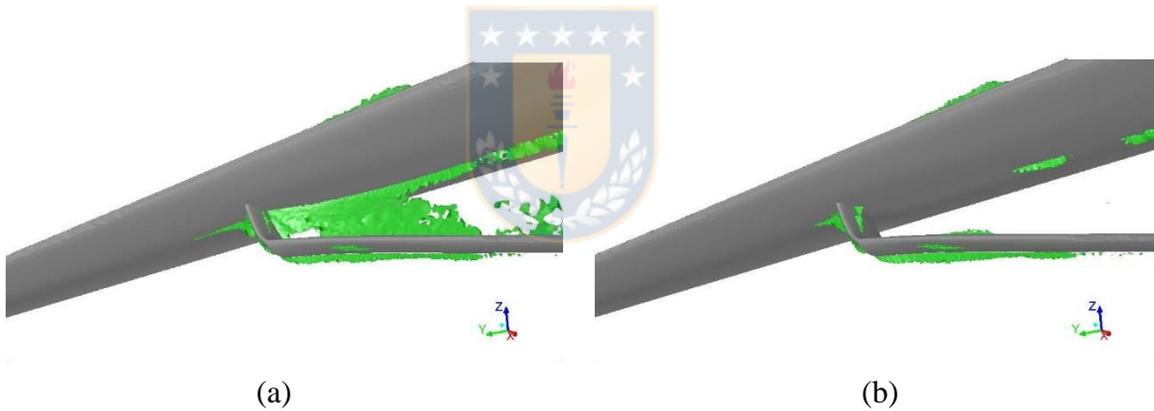


Figura A.53. Wave drag generado: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

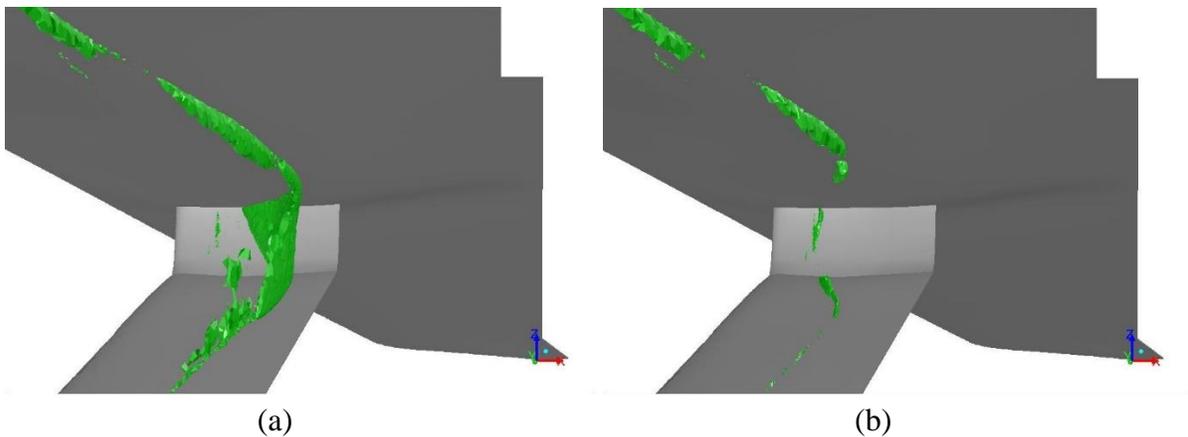


Figura A.54. Wave drag generado (Vista interna): (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

A.4.6.5. Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico

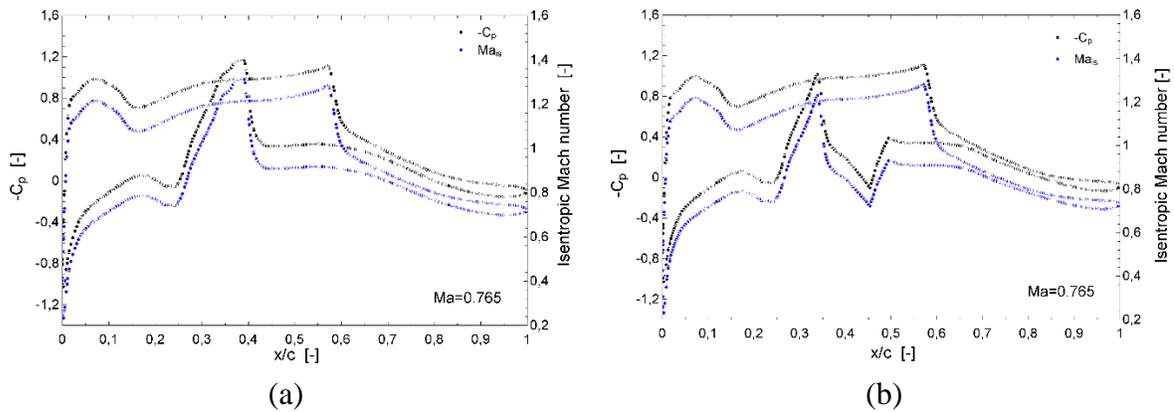


Figura A.55. Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico del ala para $Y=16.41$ [m]: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

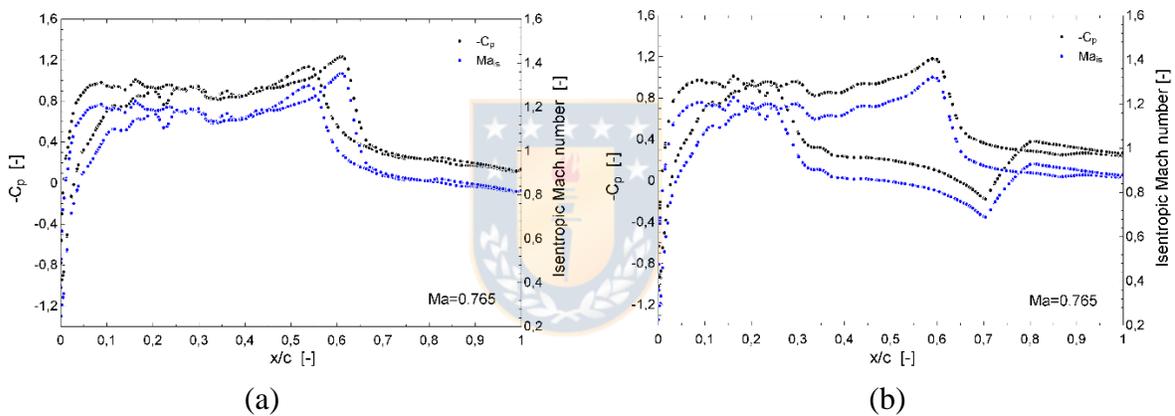


Figura A.56. Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico del soporte para $Y=16.41$ [m]: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

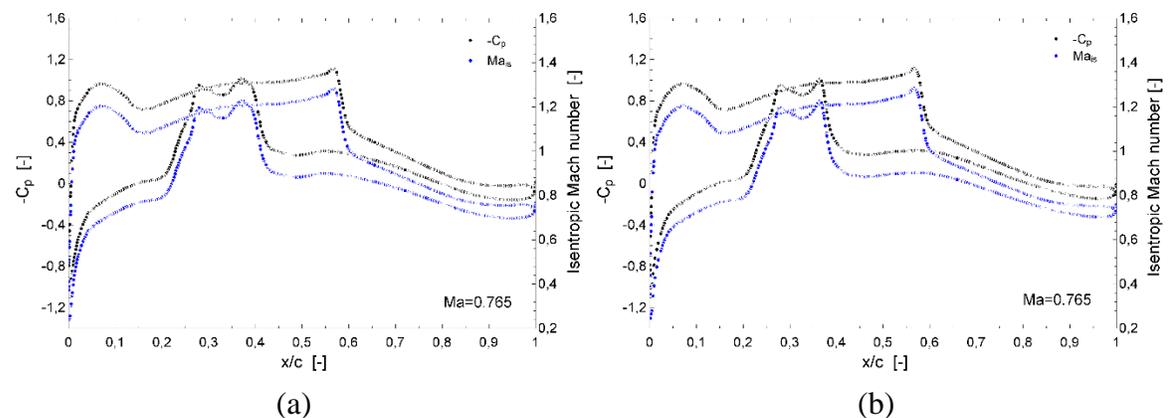


Figura A.57. Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico del ala para $Y=16.67$ [m]: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

A.4.7. Caso Mach 0.77

A.4.7.1. Coeficiente de Presión

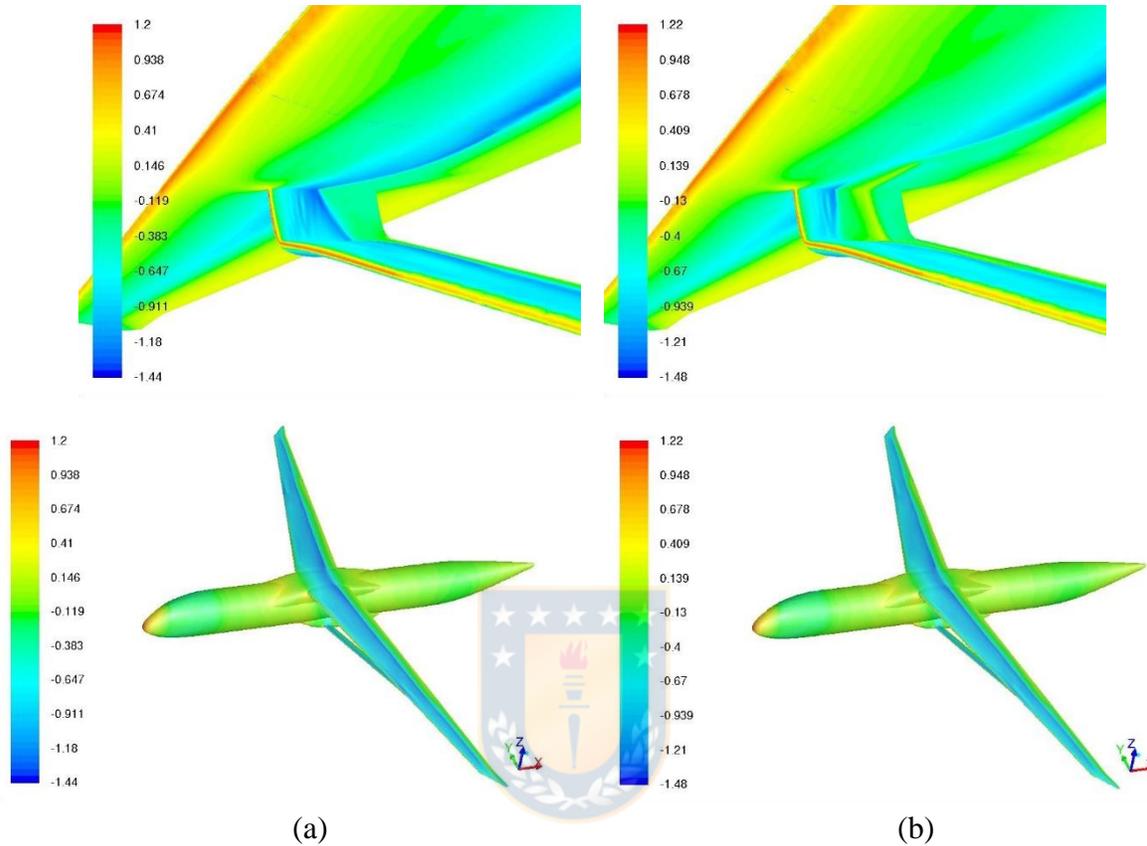


Figura A.58. Coeficiente de presión: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

A.4.7.2. Número de Mach

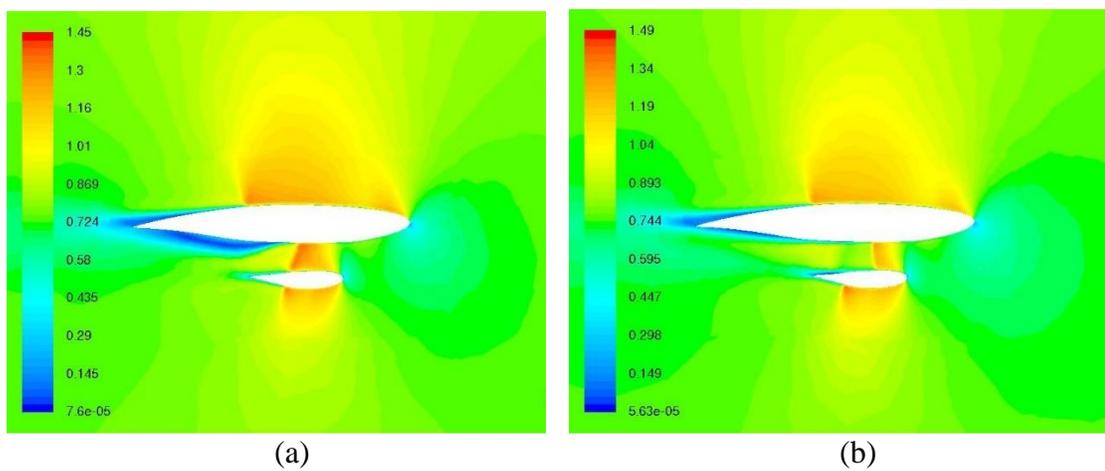


Figura A.59. Mach para $Y=16.41$ [m]: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

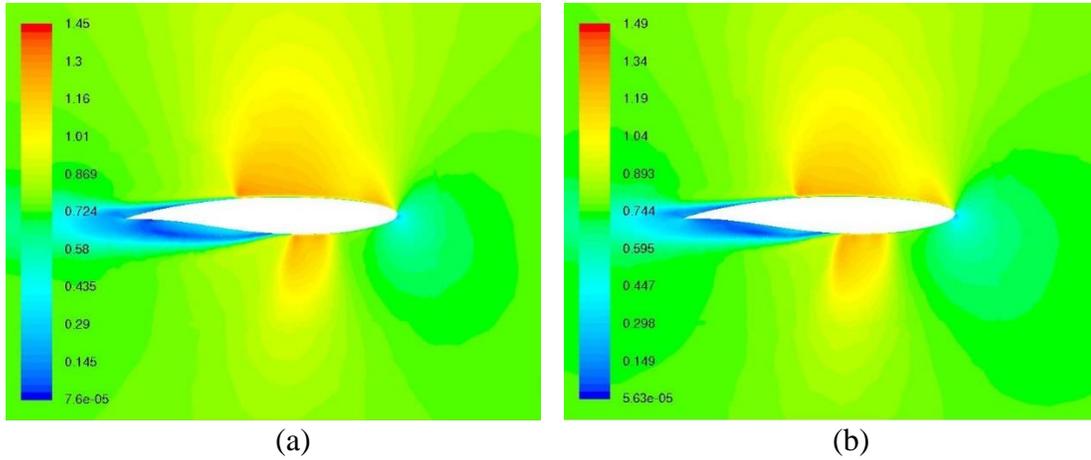


Figura A.60. Mach para $Y=16.67$ [m]: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

A.4.7.3. Wall Shear Stress X Direction

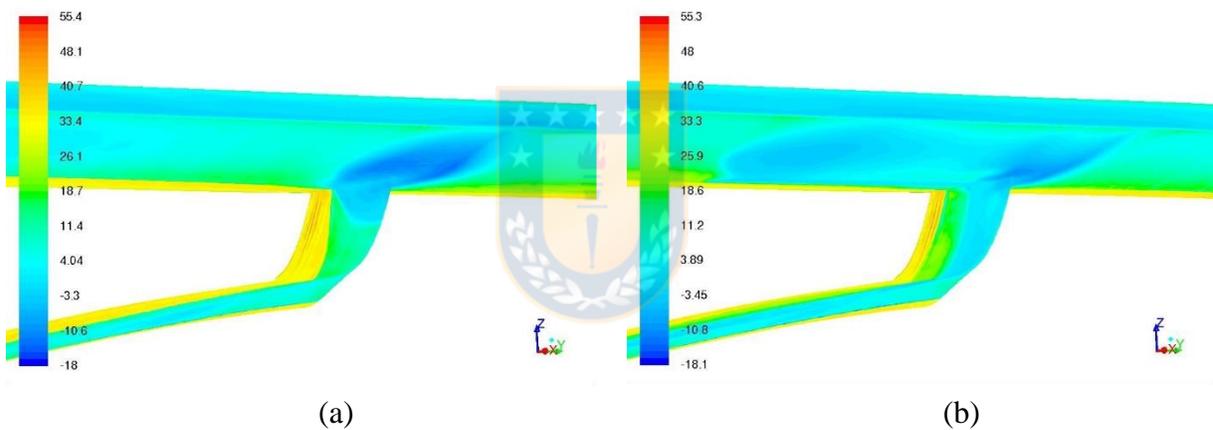


Figura A.61. Fuerza de corte en dirección X: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

A.4.7.4. Wave Drag Function

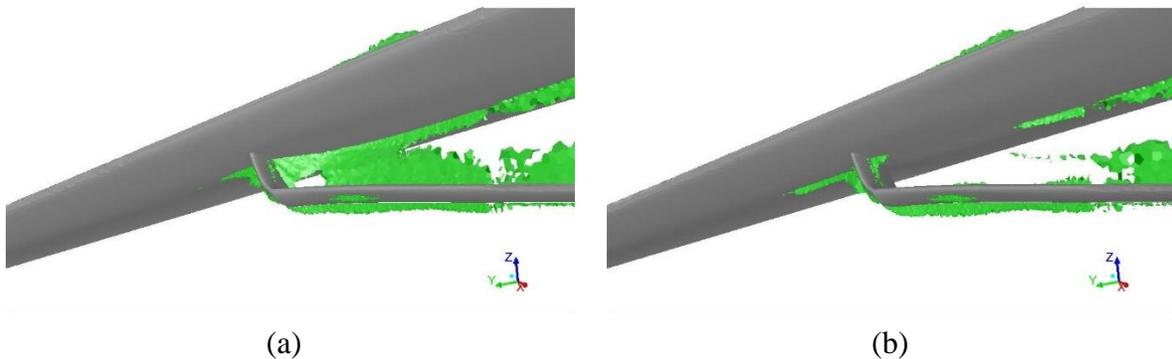


Figura A.62. Wave drag generado: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

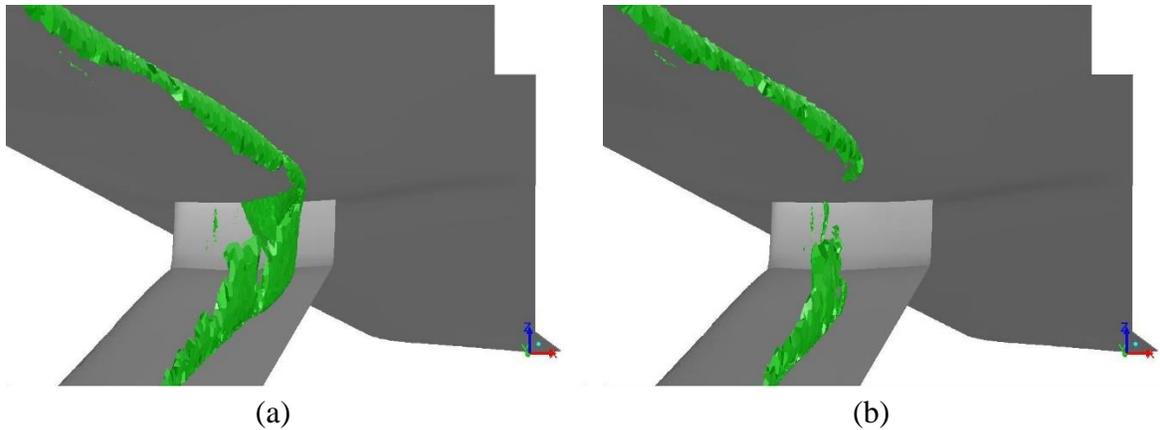


Figura A.63. Wave drag generado (Vista interna): (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

A.4.7.5. Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico

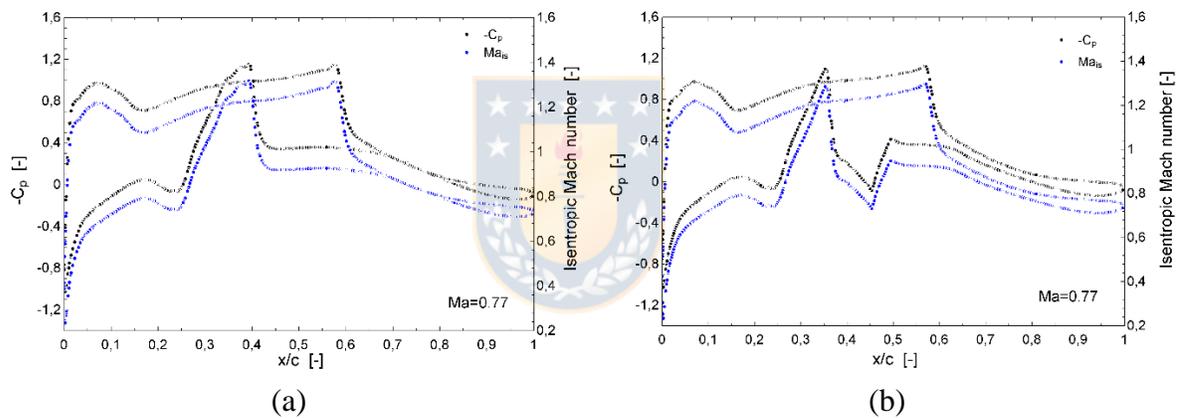


Figura A.64. Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico del ala para $Y=16.41$ [m]: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

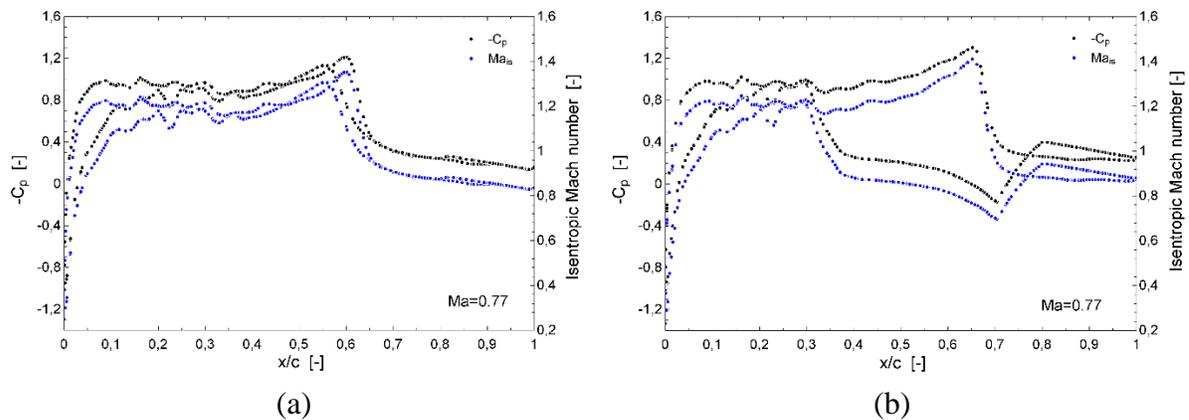


Figura A.65. Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico del soporte para $Y=16.41$ [m]: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

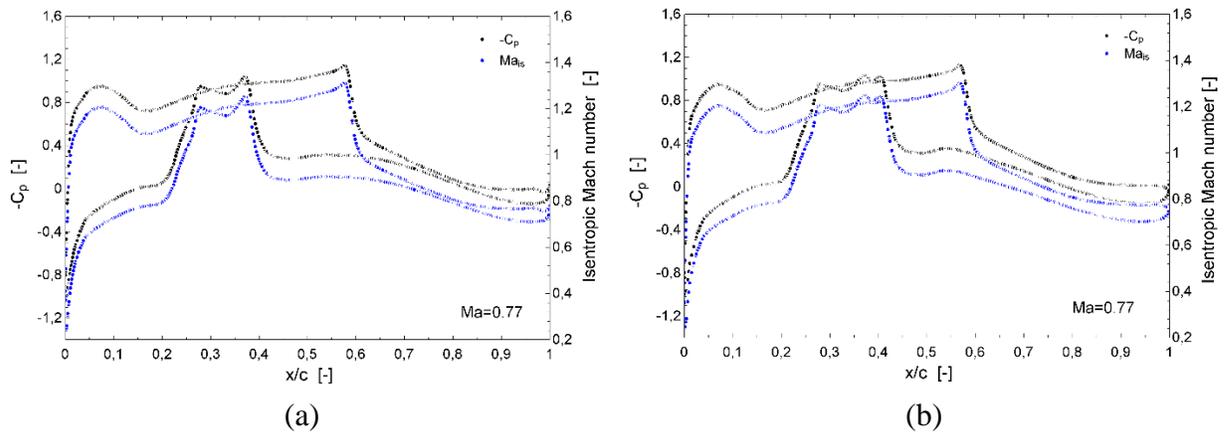


Figura A.66. Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico del ala para $Y=16.67$ [m]: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

A.4.8. Caso Mach 0.775

A.4.8.1. Coeficiente de Presión

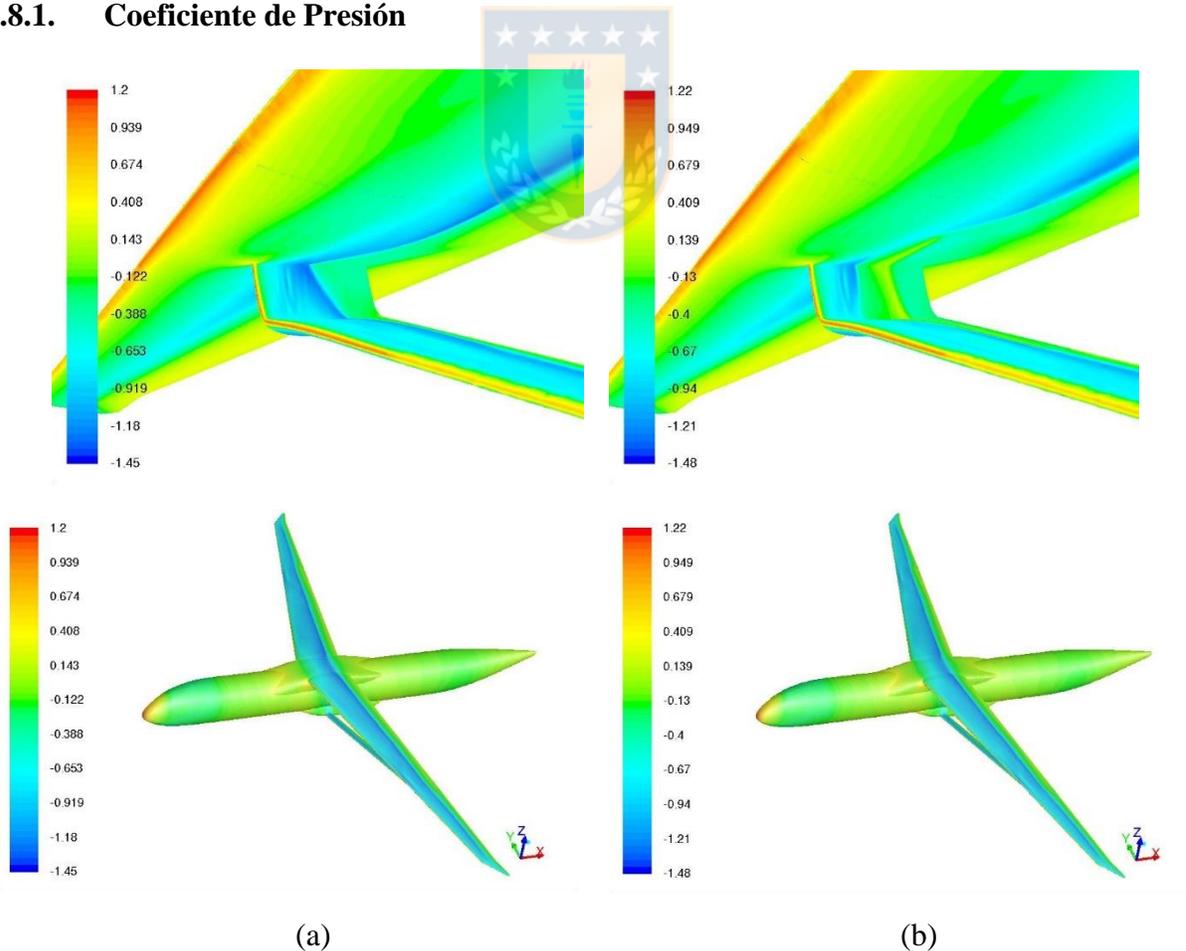


Figura A.67. Coeficiente de presión: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

A.4.8.2. Número de Mach

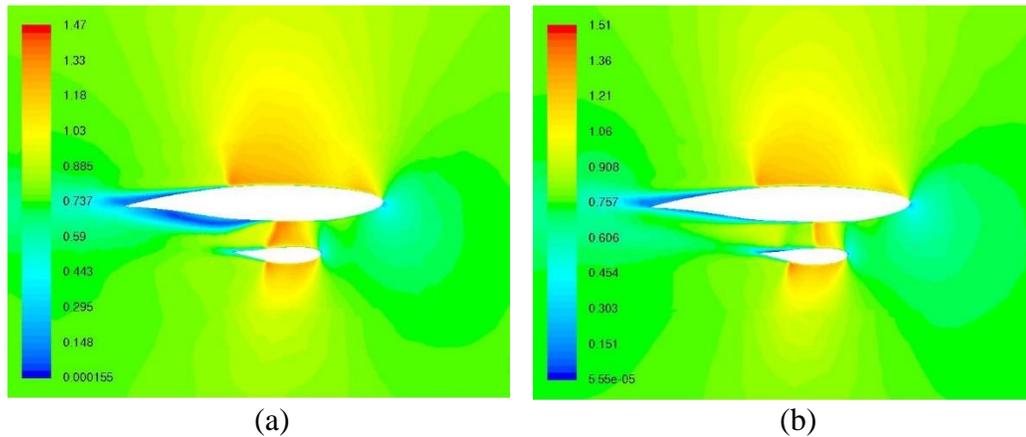


Figura A.68. Mach para $Y= 16.41[m]$: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

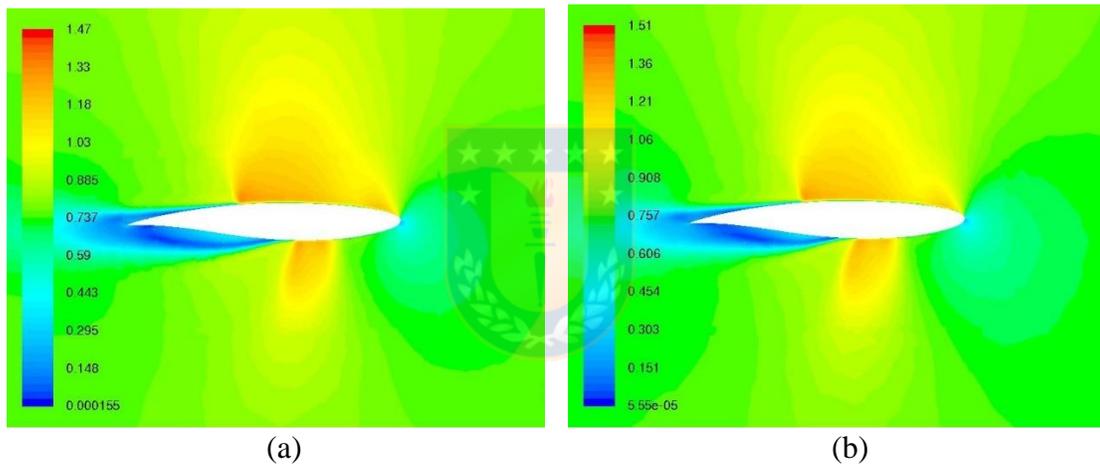


Figura A.69. Mach para $Y= 16.67[m]$: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

A.4.8.3. Wall Shear Stress X Direction

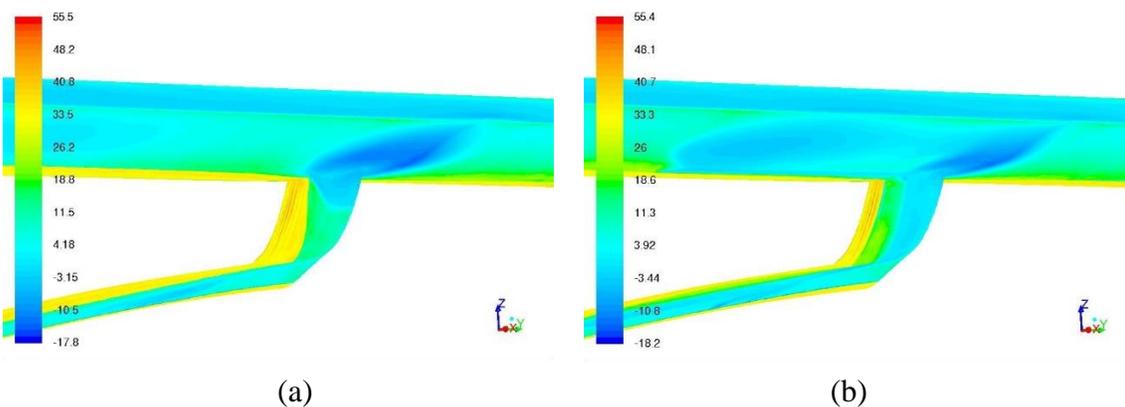


Figura A.70. Fuerza de corte en dirección X: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

A.4.8.4. Wave Drag Function

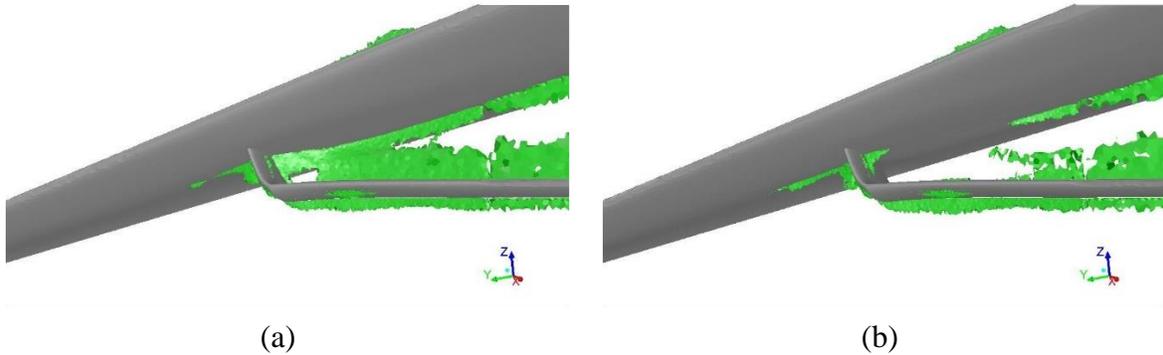


Figura A.71. Wave drag generado: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

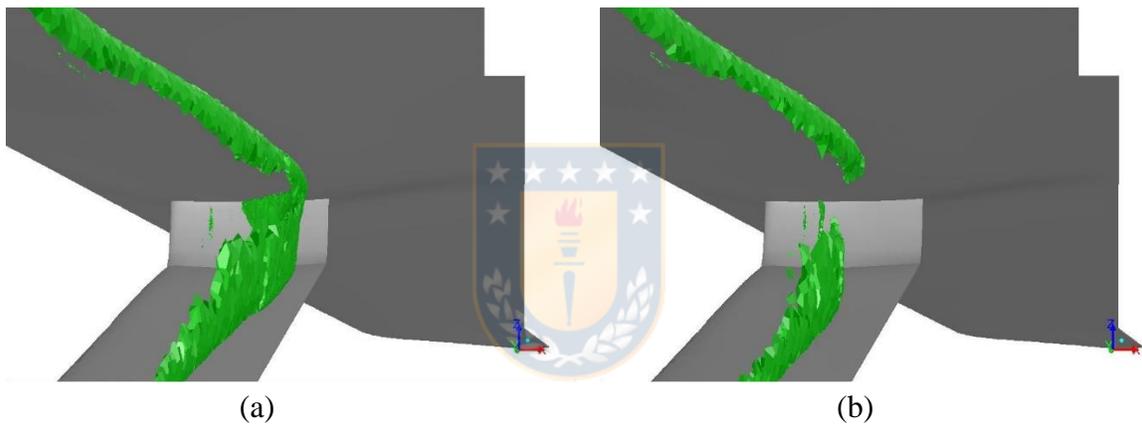


Figura A.72. Wave drag generado (Vista interna): (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

A.4.8.5. Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico

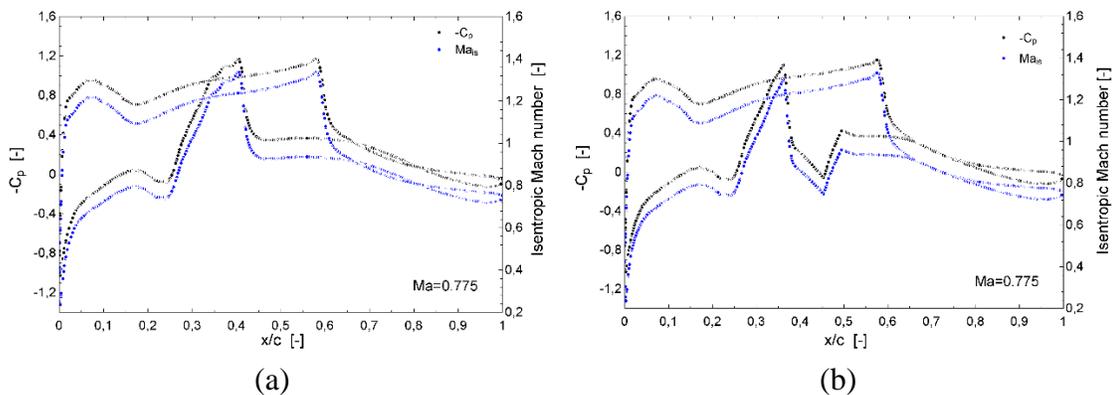


Figura A.73. Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico del ala para $Y=16.41$ [m]: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

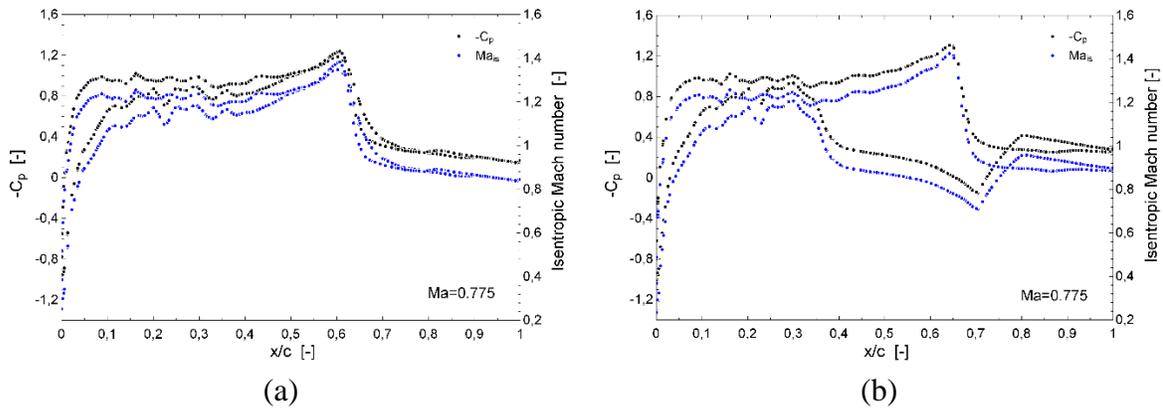


Figura A.74. Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico del soporte para $Y=16.41$ [m]: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

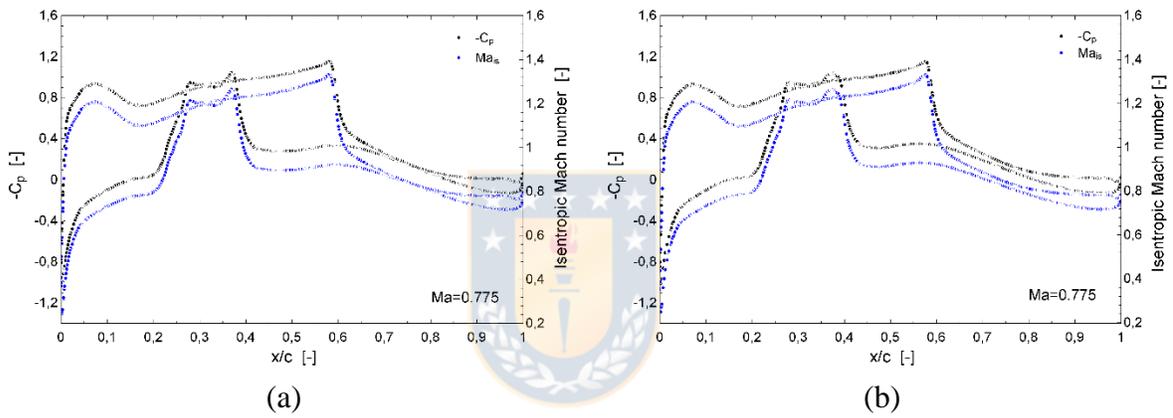
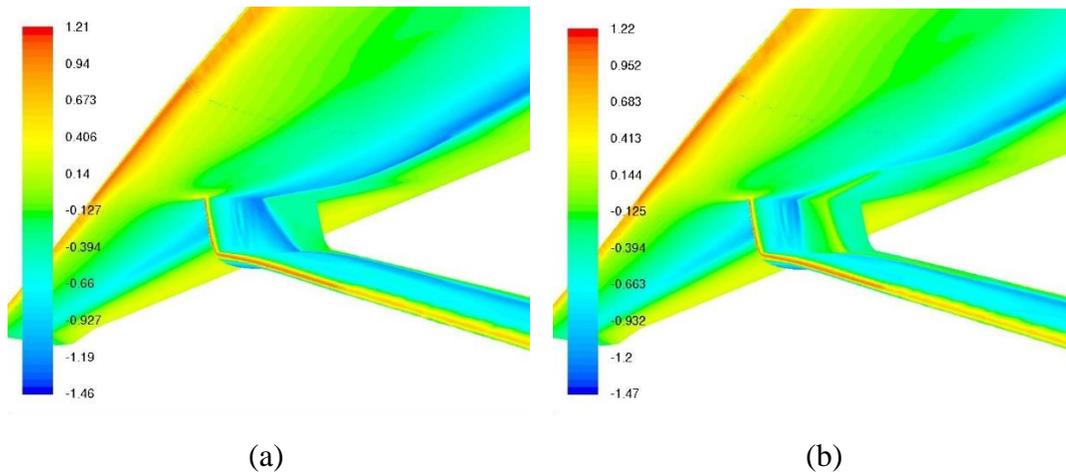
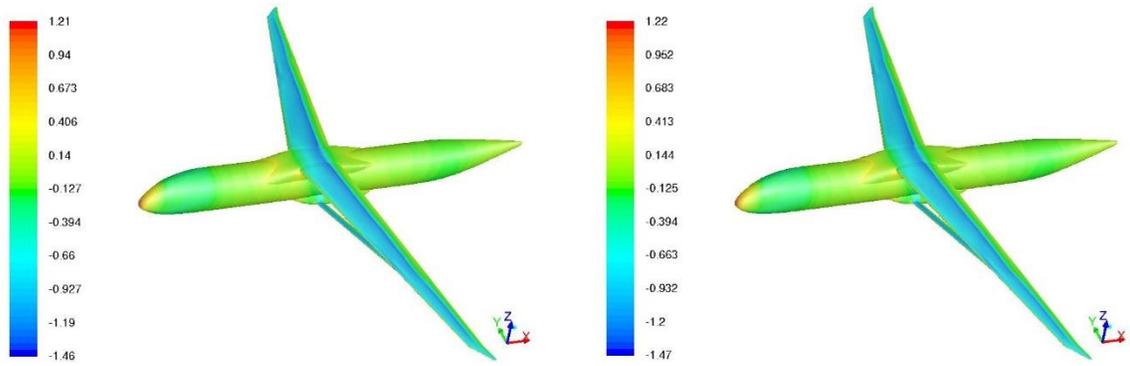


Figura A.75. Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico del ala para $Y=16.67$ [m]: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

A.4.9. Caso Mach 0.78

A.4.9.1. Coeficiente de Presión



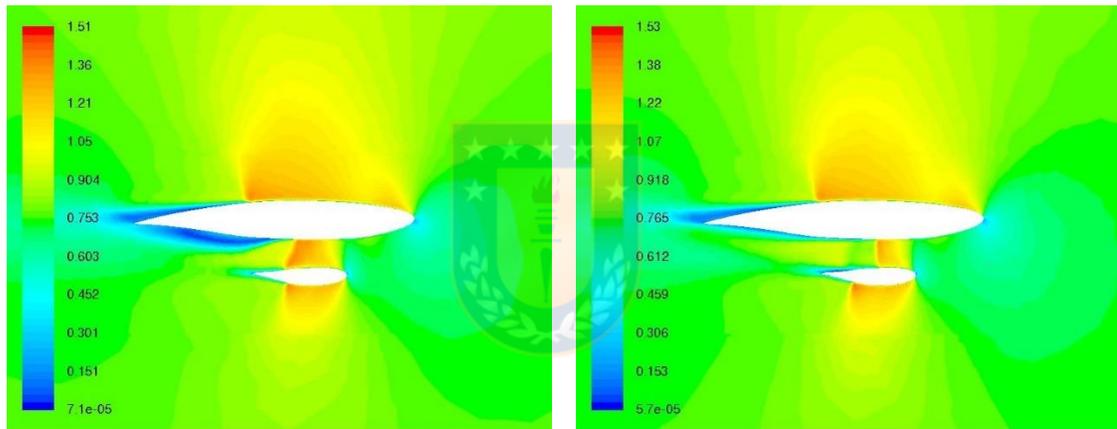


(a)

(b)

Figura A.76. Coeficiente de presión: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

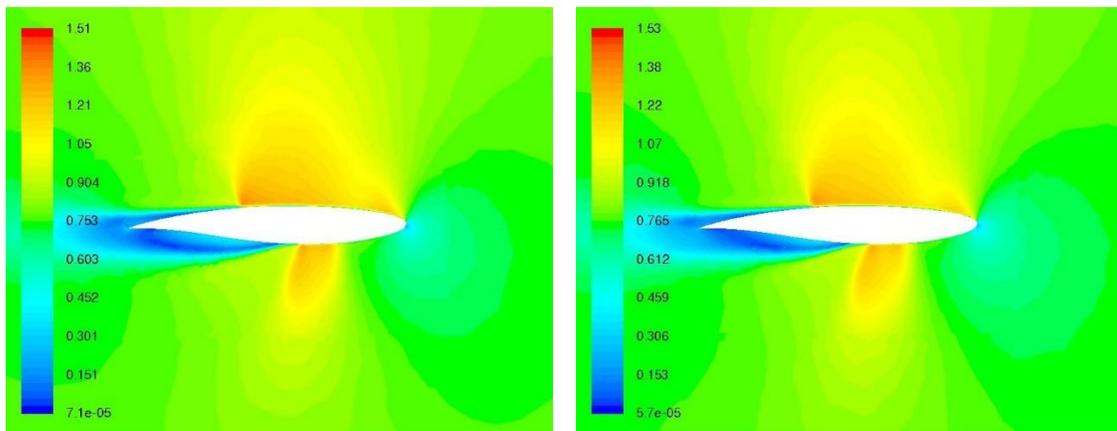
A.4.9.2. Número de Mach



(a)

(b)

Figura A.77. Mach para $Y= 16.41[m]$: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].



(a)

(b)

Figura A.78. Mach para $Y= 16.67[m]$: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

A.4.9.3. Wall Shear Stress X Direction

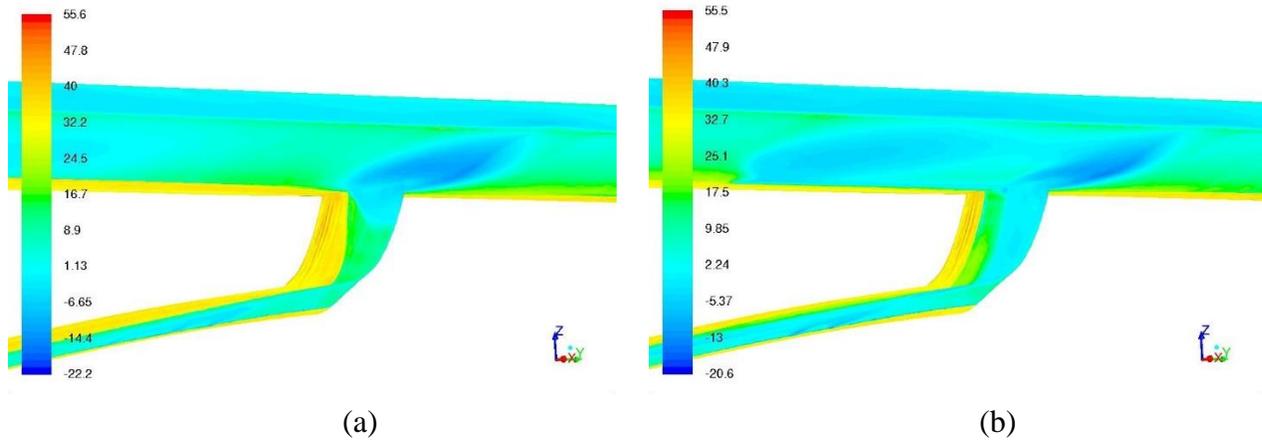


Figura A.79. Fuerza de corte en dirección X: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

A.4.9.4. Wave Drag Function

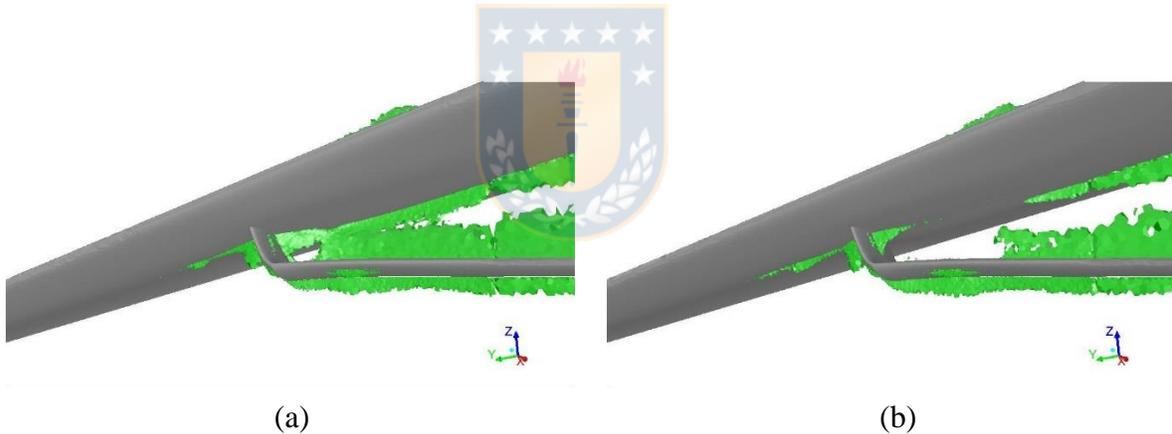


Figura A.80. Wave drag generado: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

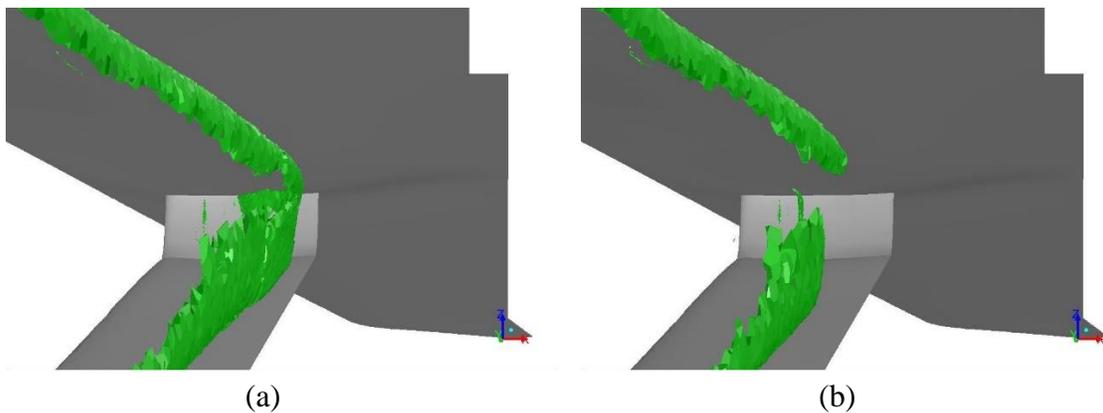


Figura A.81. Wave drag generado (Vista interna): (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

A.4.9.5. Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico

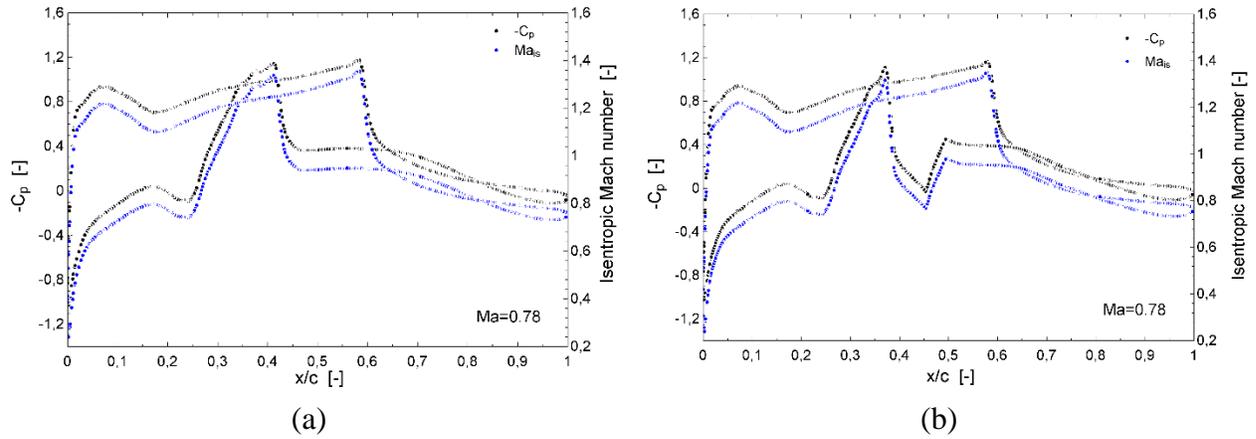


Figura A.82. Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico del ala para $Y=16.41$ [m]: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

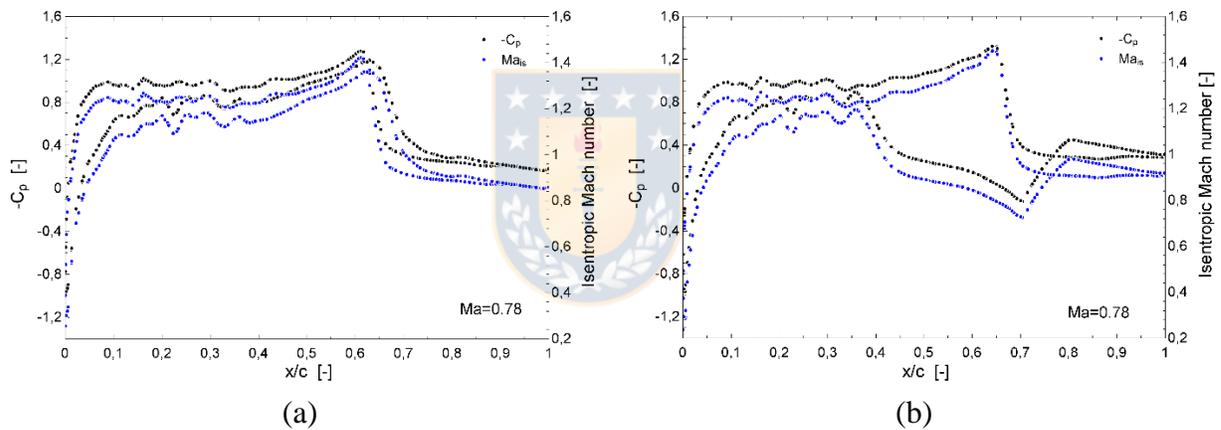


Figura A.83. Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico del soporte para $Y=16.41$ [m]: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

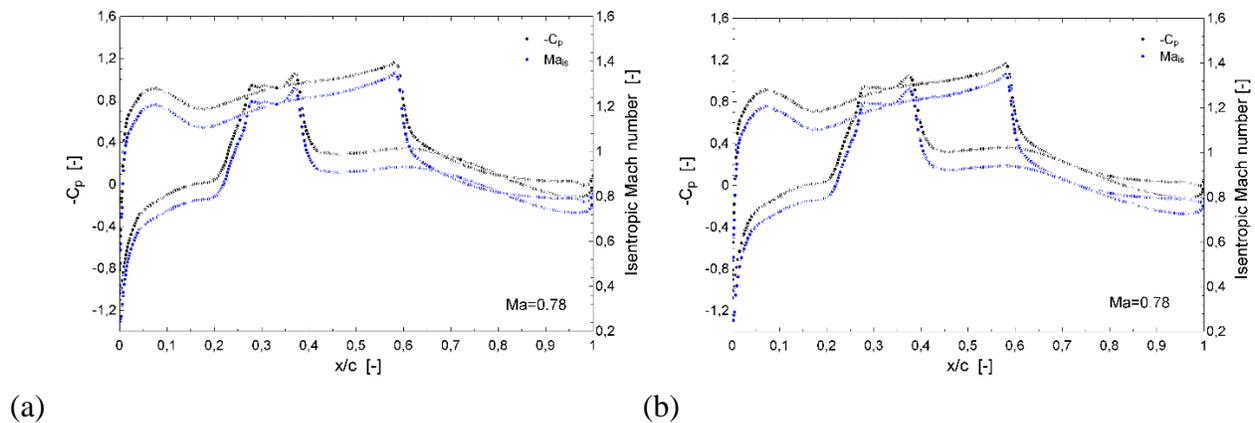


Figura A.84. Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico del ala para $Y=16.67$ [m]: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

A.4.10. Caso Mach 0.785

A.4.10.1. Coeficiente de Presión

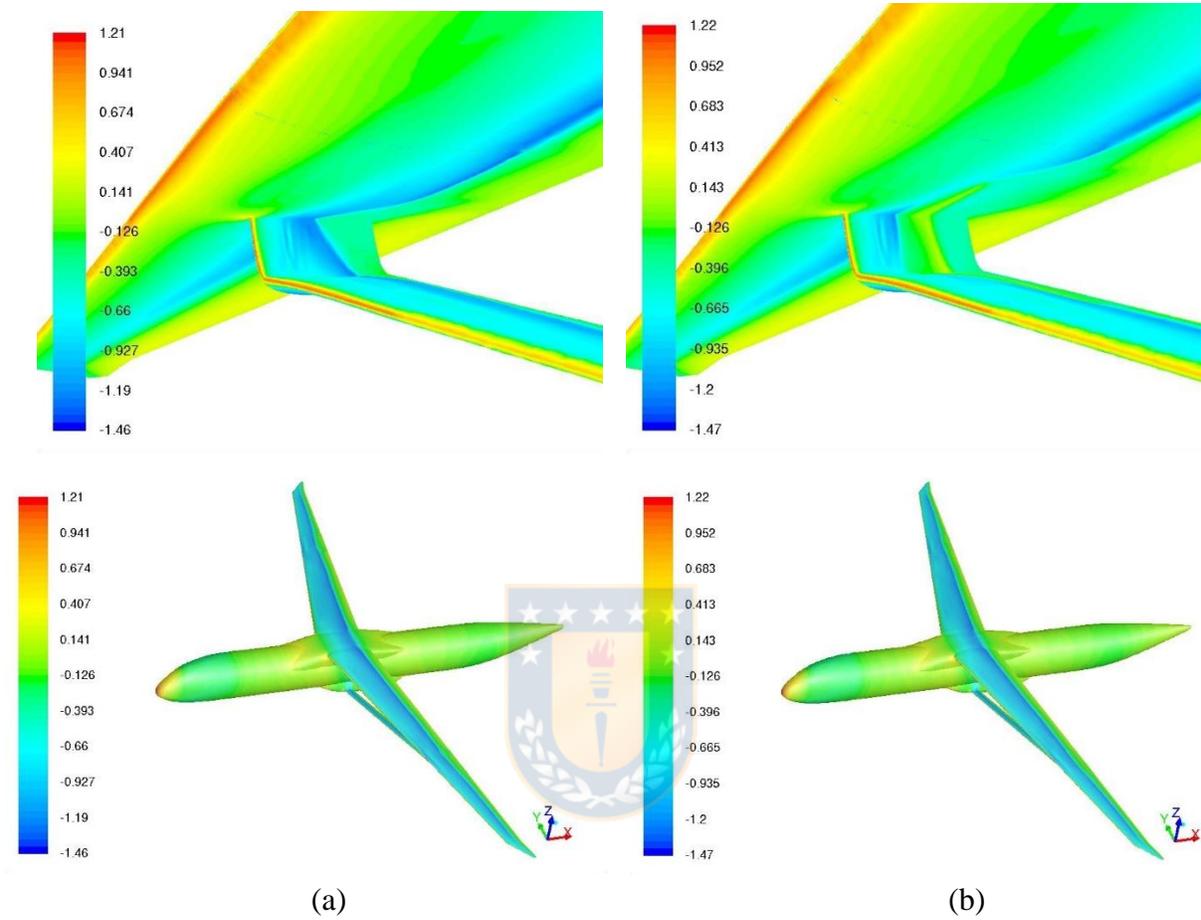


Figura A.85. Coeficiente de presión: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

A.4.10.2. Número de Mach

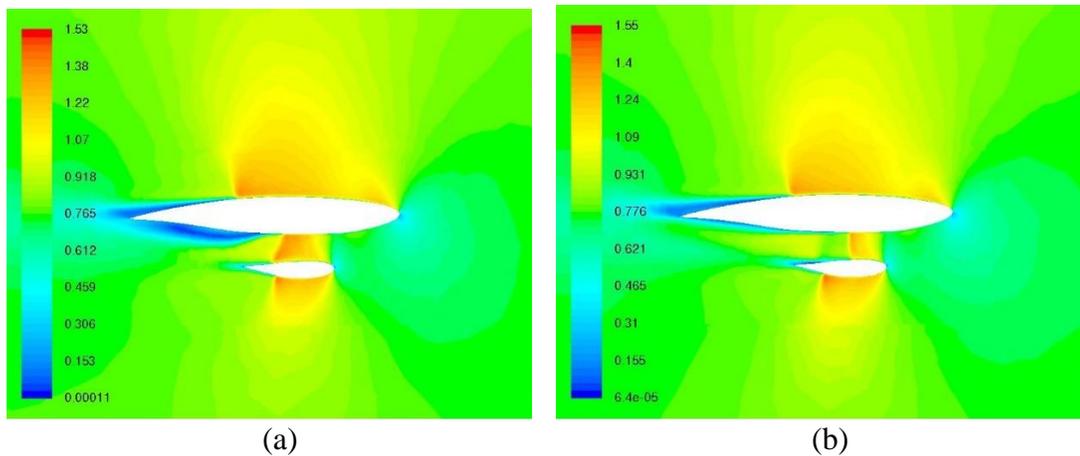


Figura A.86. Mach para Y= 16.41[m]: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

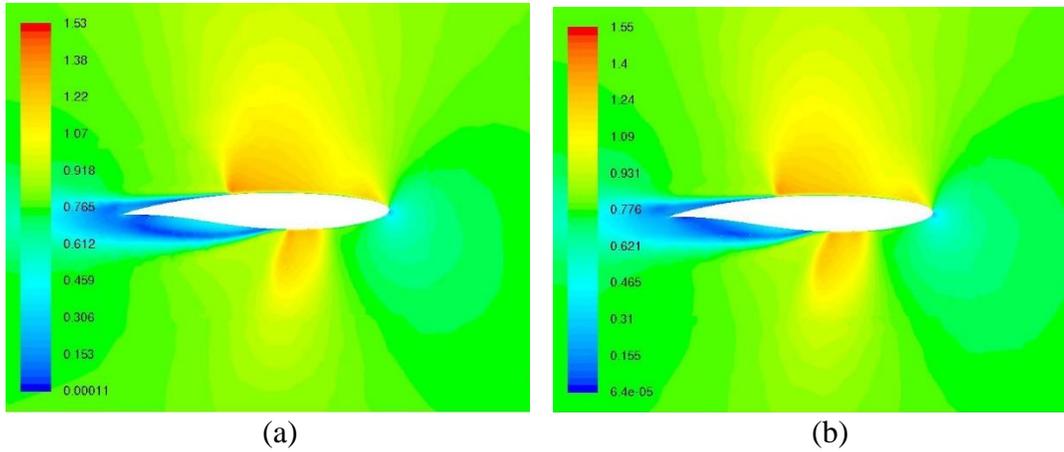


Figura A.87. Mach para $Y=16.67$ [m]: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

A.4.10.3. Wall Shear Stress X Direction

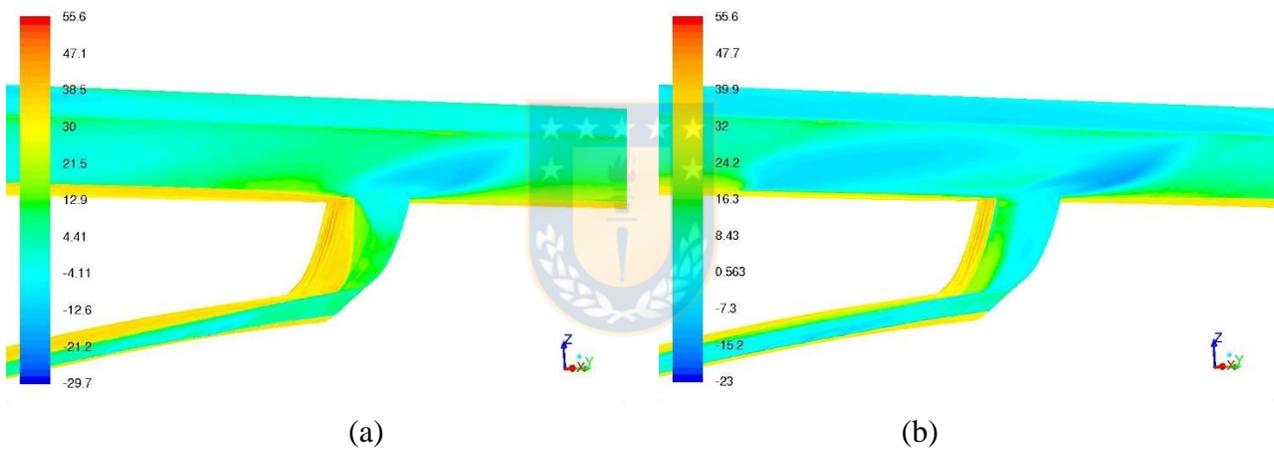


Figura A.88. Fuerza de corte en dirección X: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

A.4.10.4. Wave Drag Function

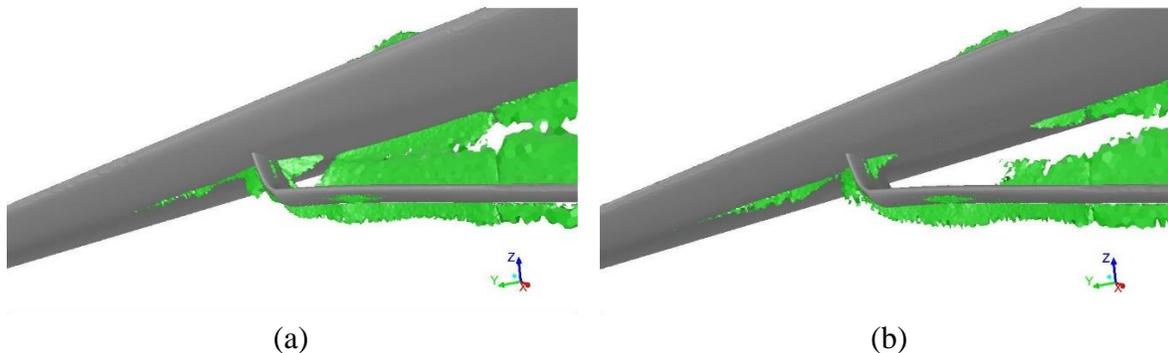


Figura A.89. Wave drag generado: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

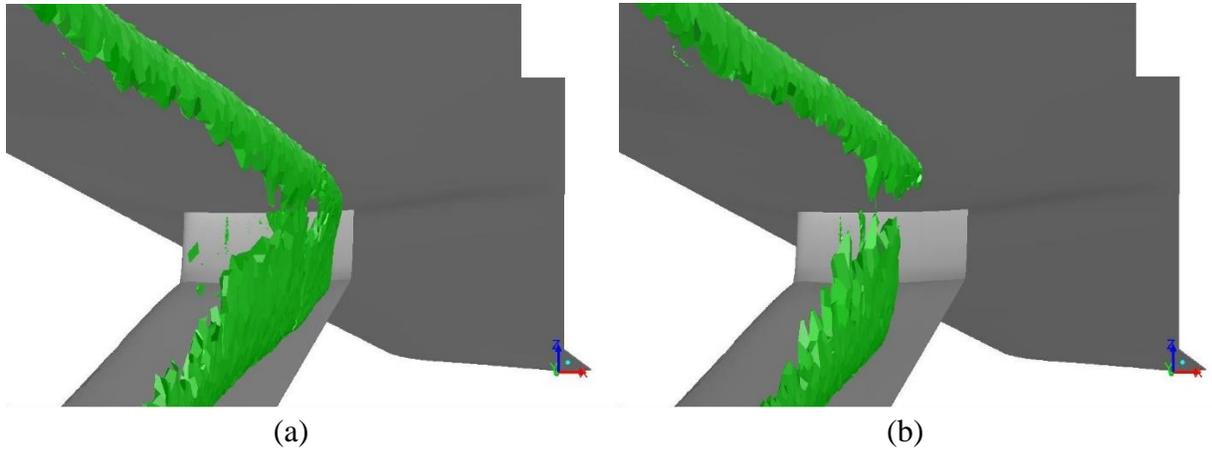


Figura A.90. Wave drag generado (Vista interna): (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

A.4.10.5. Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico

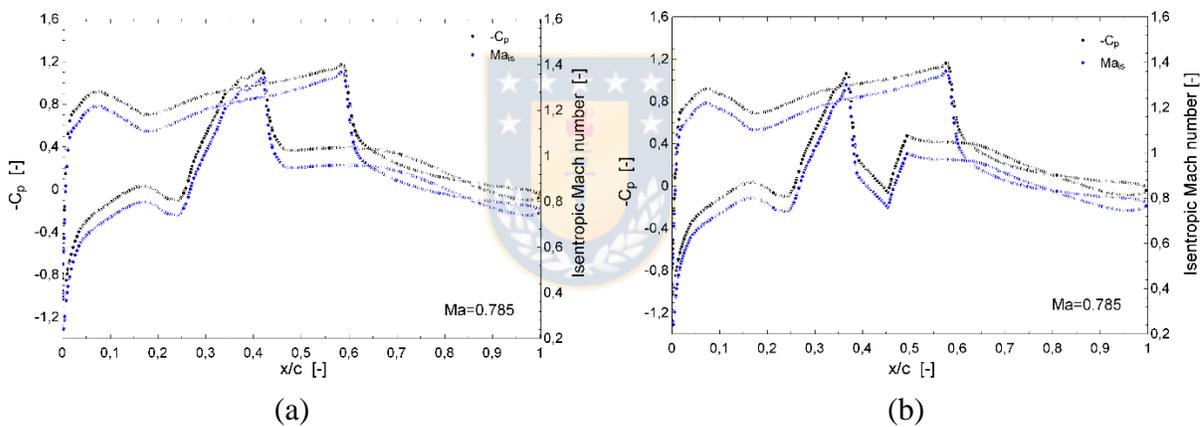


Figura A.91. Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico del ala para $Y=16.41$ [m]: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

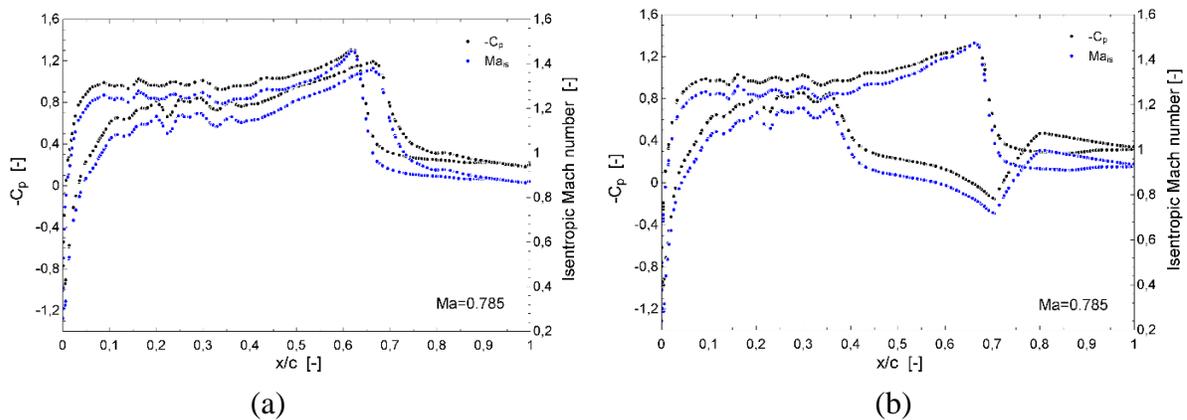


Figura A.92. Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico del soporte para $Y=16.41$ [m]: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

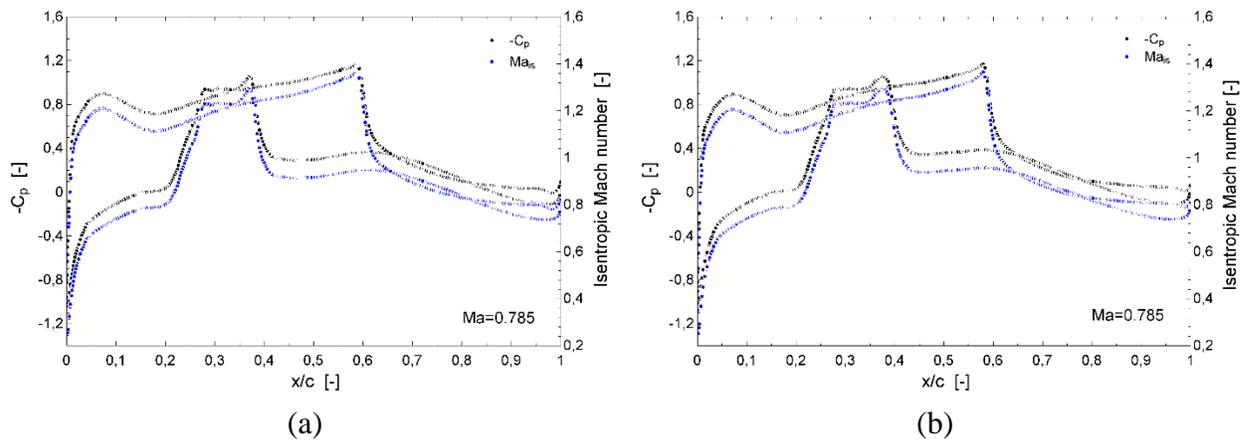


Figura A.93. Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico del ala para $Y=16.67$ [m]: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

A.4.11. Caso Mach 0.79

A.4.11.1. Coeficiente de Presión

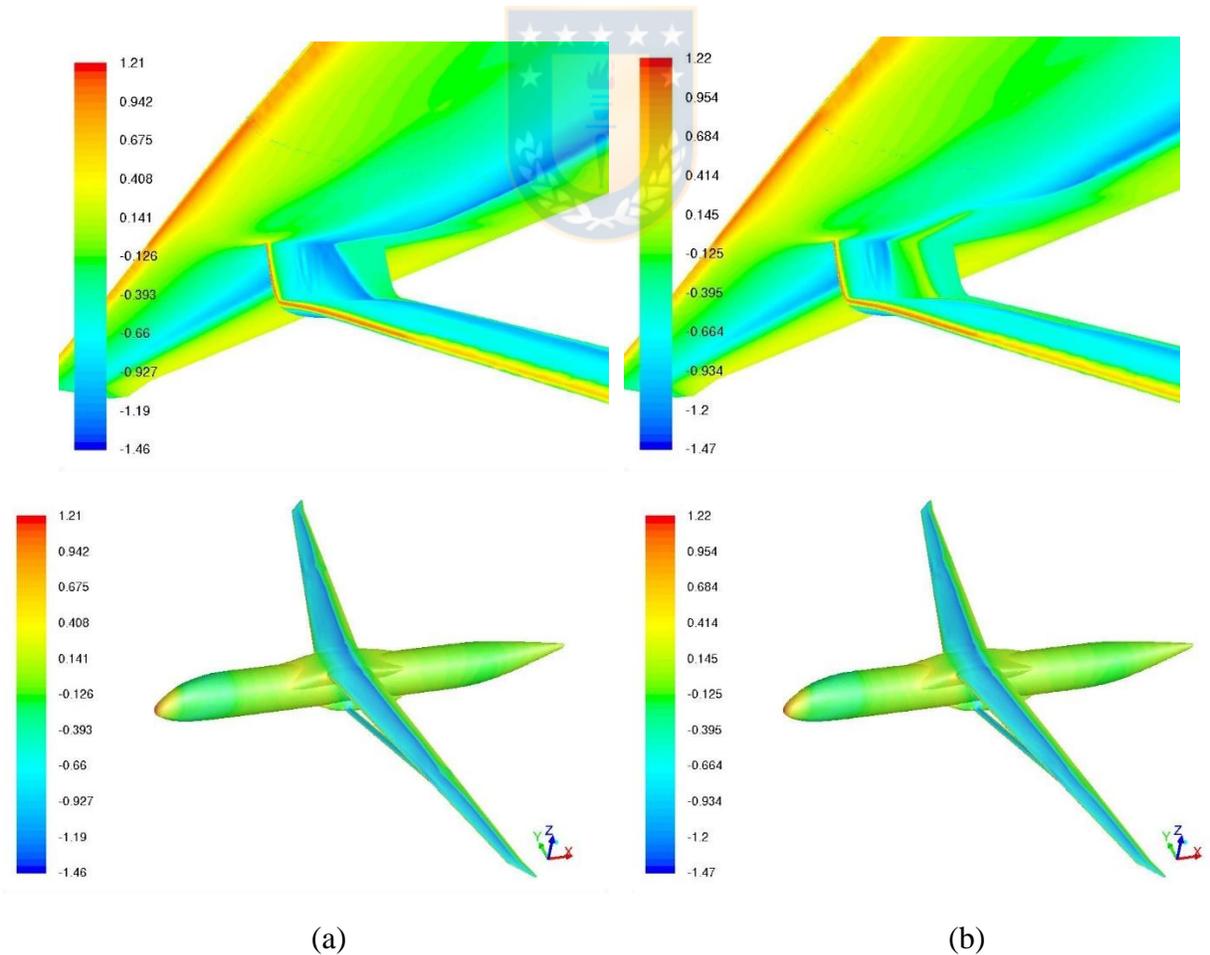


Figura A.94. Coeficiente de presión: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

A.4.11.2. Número de Mach

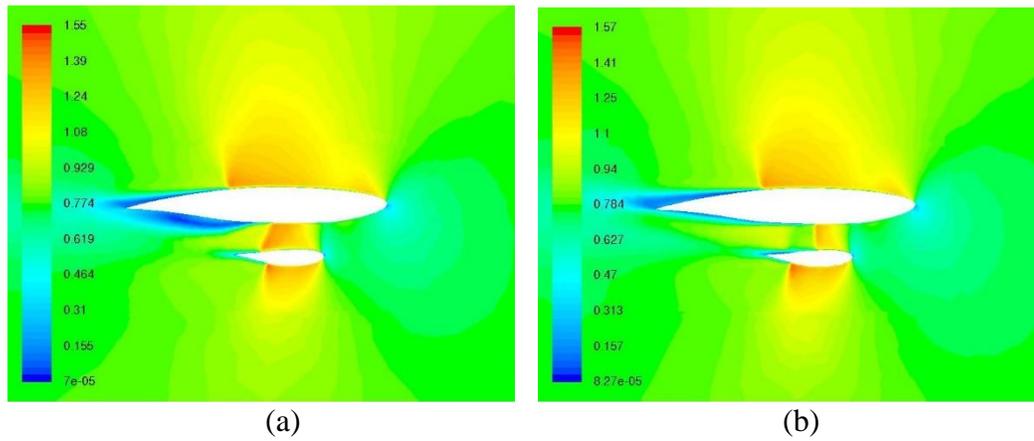


Figura A.95. Mach para $Y= 16.41[m]$: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

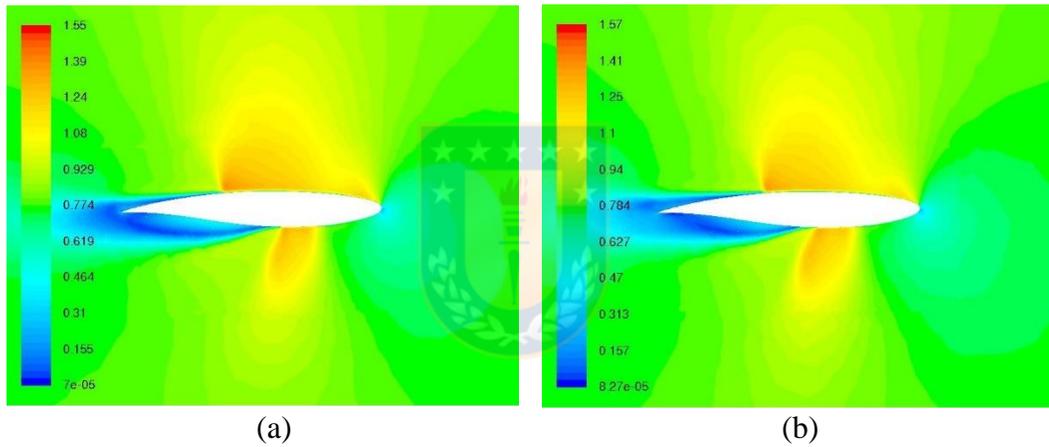


Figura A.96. Mach para $Y= 16.67[m]$: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

A.4.11.3. Wall Shear Stress X Direction

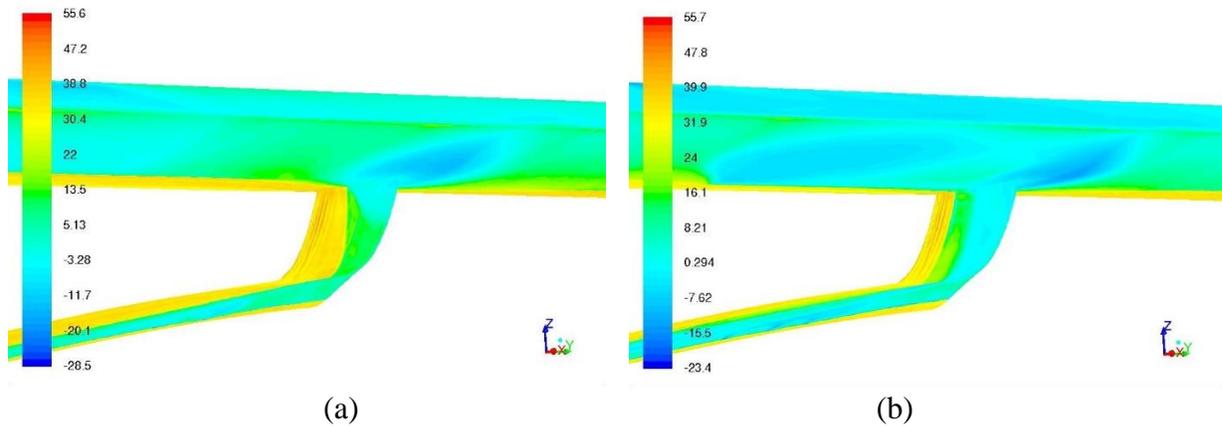


Figura A.97. Fuerza de corte en dirección X: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

A.4.11.4. Wave Drag Function

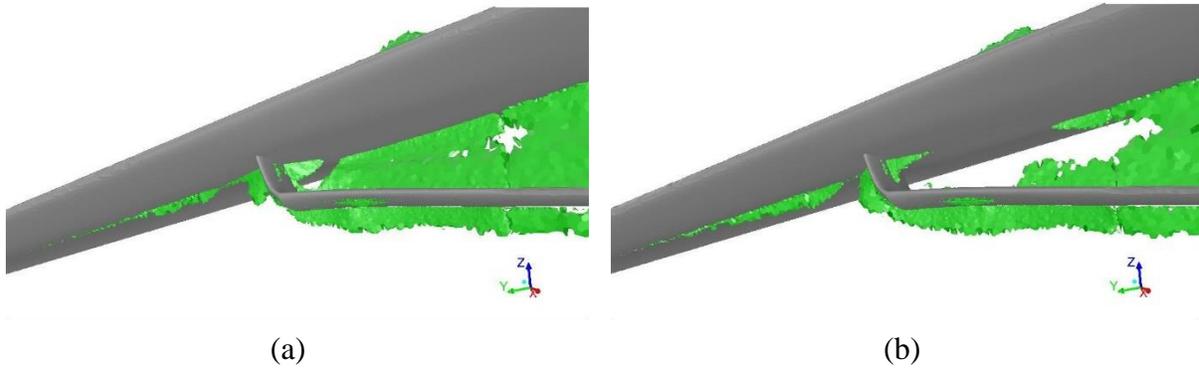


Figura A.98. Wave drag generado: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].



Figura A.99. Wave drag generado (Vista interna): (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

A.4.11.5. Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico

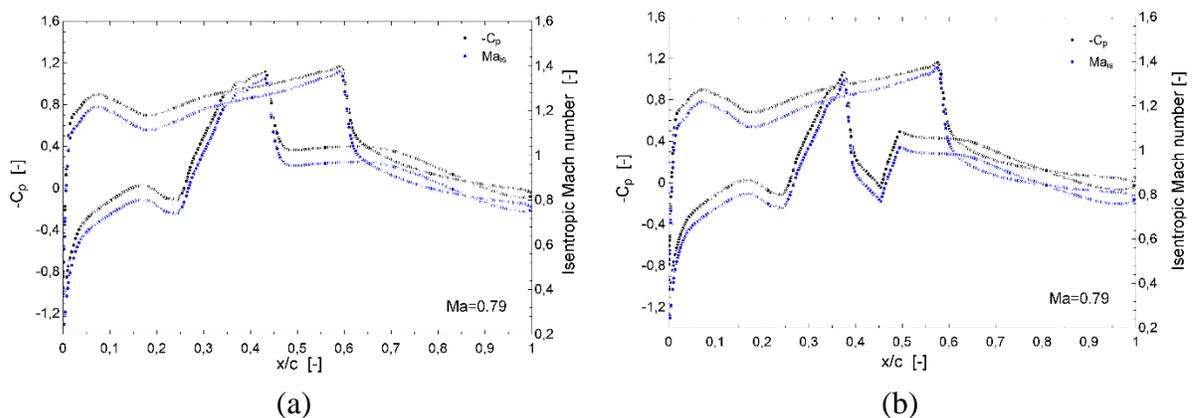


Figura A.100. Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico del ala para $Y=16.41$ [m]: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

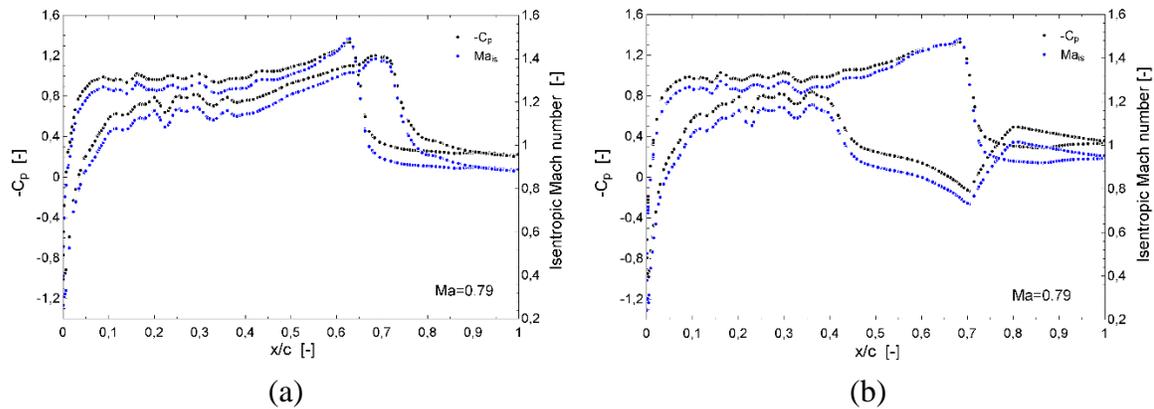


Figura A.101. Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico del soporte para $Y=16.41$ [m]: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

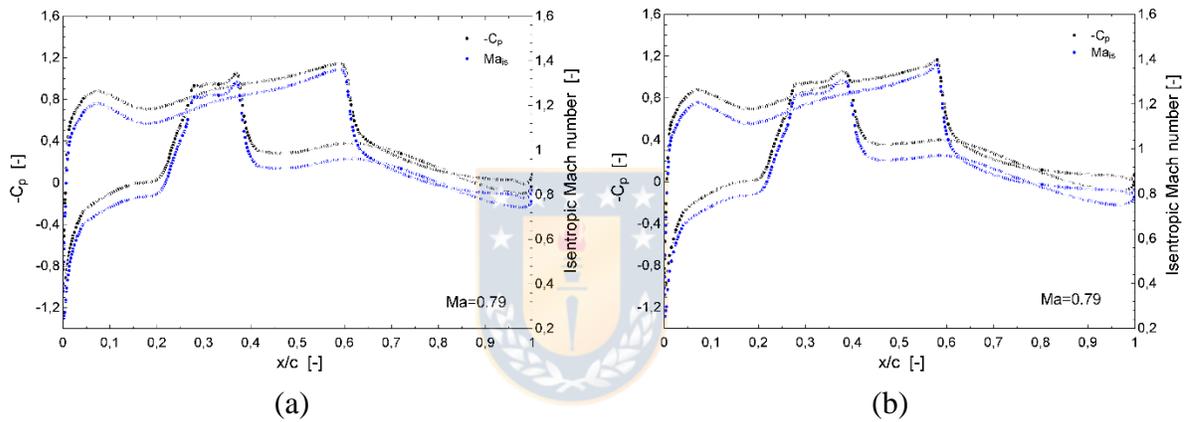
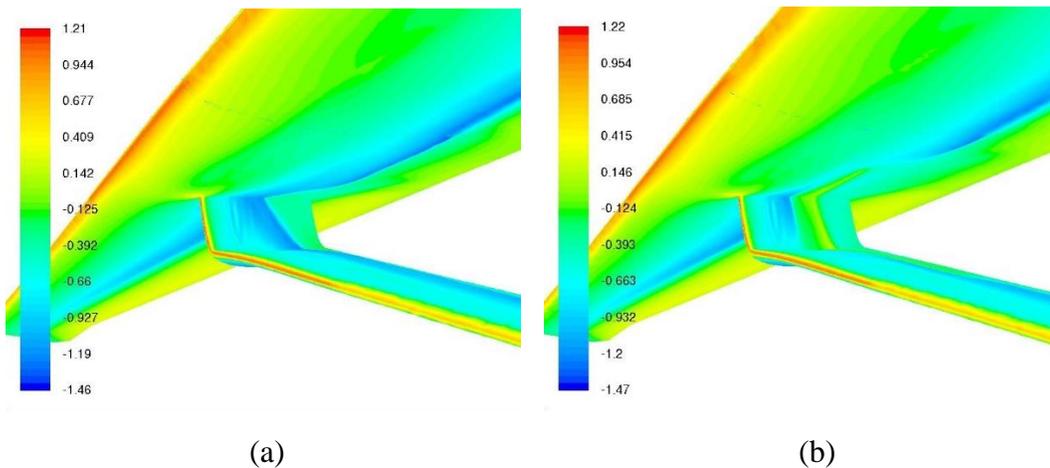
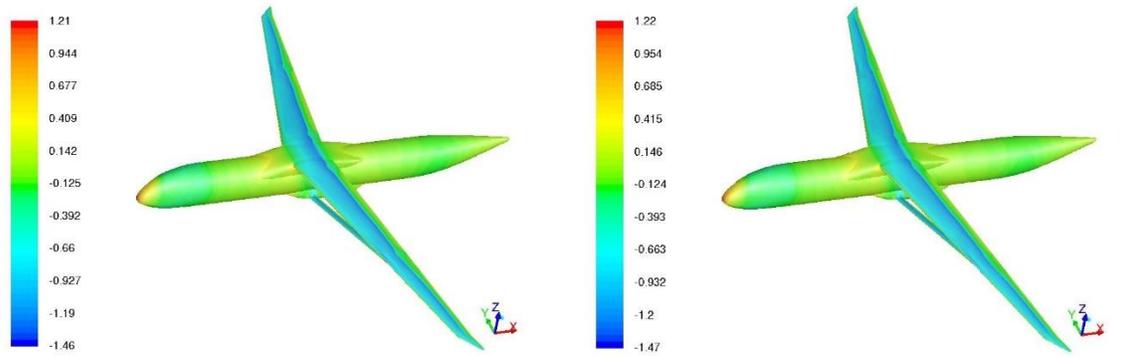


Figura A.102. Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico del ala para $Y=16.67$ [m]: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

A.4.12. Caso Mach 0.795

A.4.12.1. Coeficiente de Presión



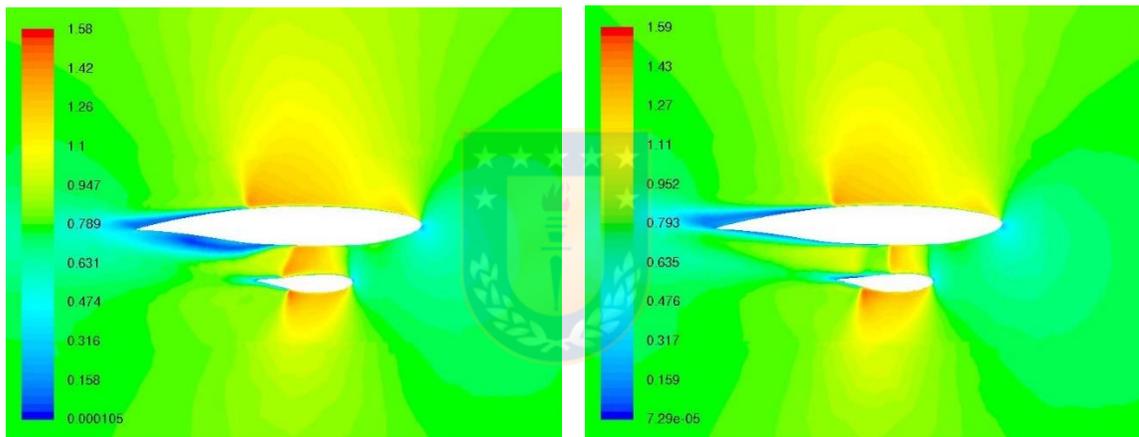


(a)

(b)

Figura A.103. Coeficiente de presión: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

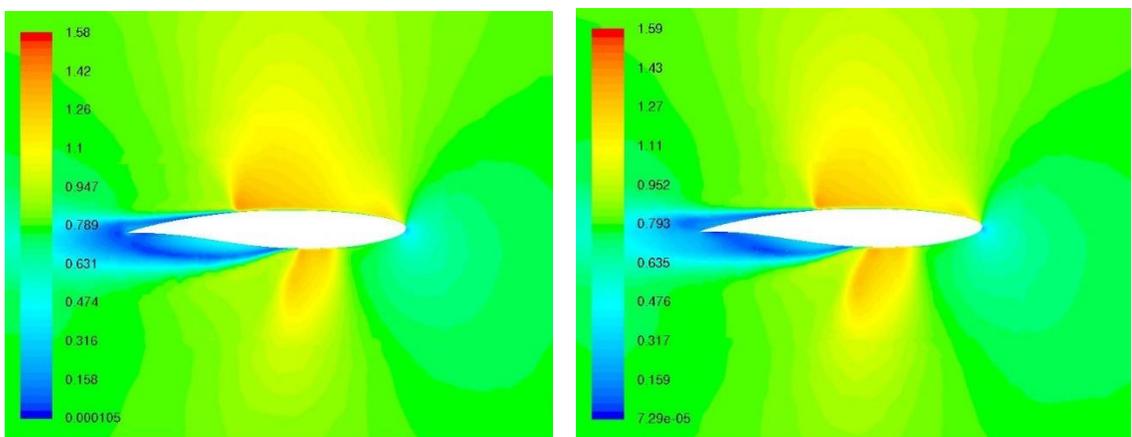
A.4.12.2. Número de Mach



(a)

(b)

Figura A.104. Mach para $Y= 16.41[m]$: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].



(a)

(b)

Figura A.105. Mach para $Y= 16.67[m]$: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

A.4.12.3. Wall Shear Stress X Direction

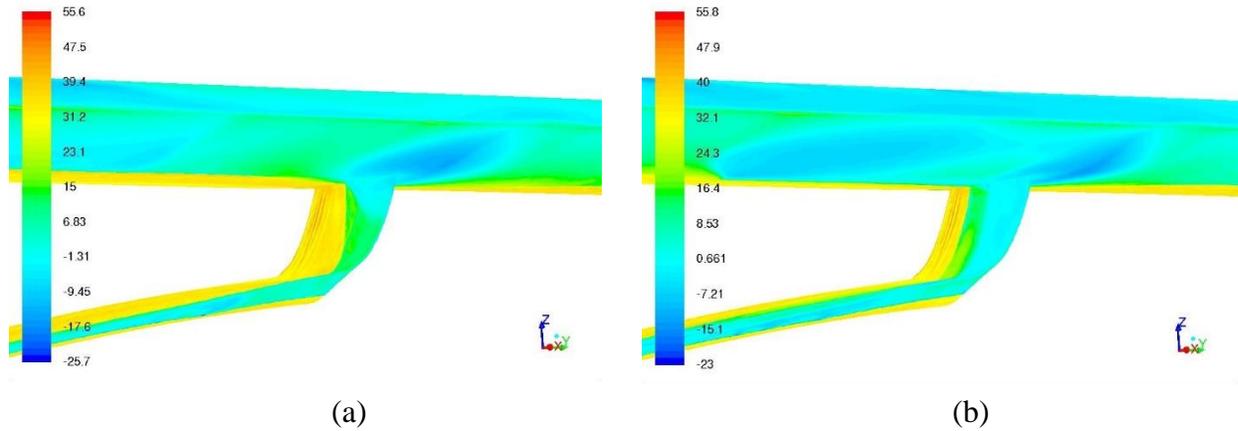


Figura A.106. Fuerza de corte en dirección X: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

A.4.12.4. Wave Drag Function

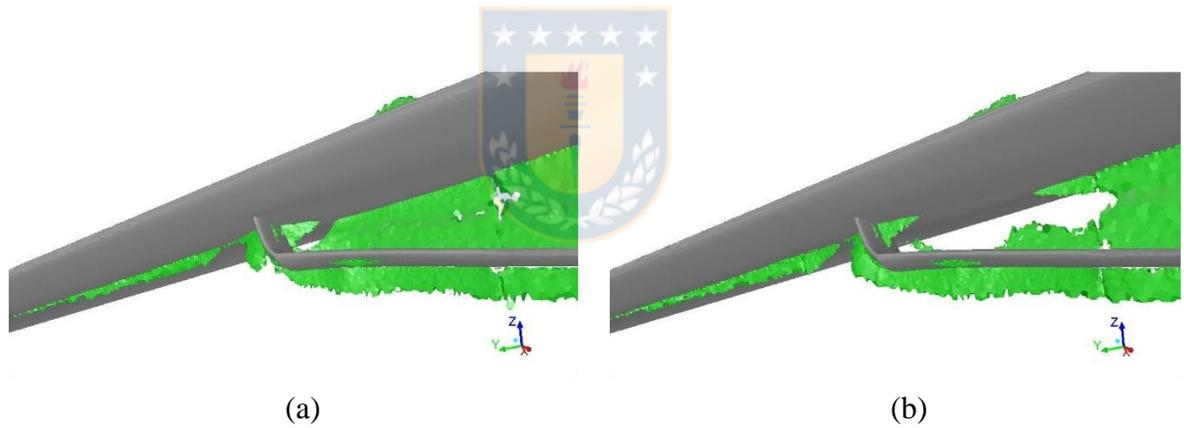


Figura A.107. Wave drag generado: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

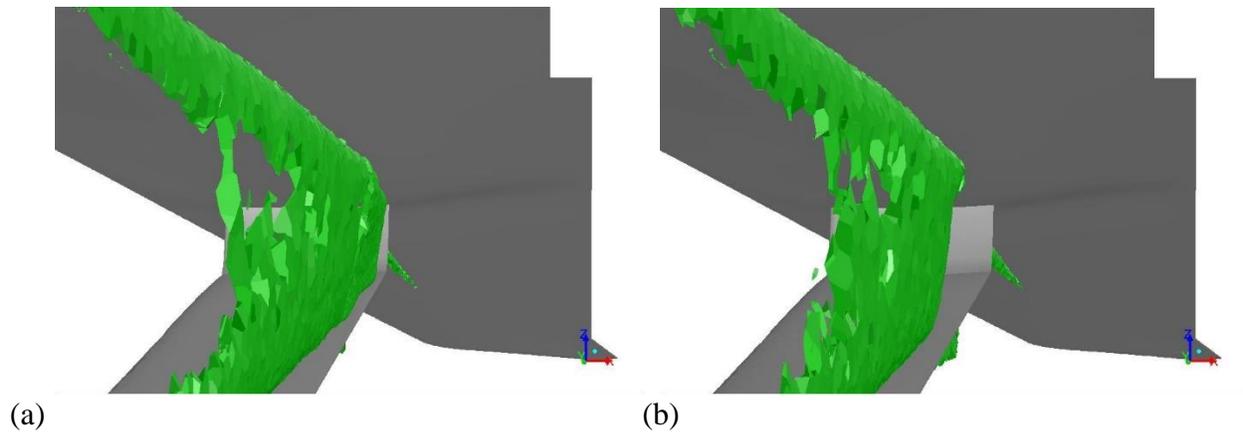


Figura A.108. Wave drag generado (Vista interna): (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

A.4.12.5. Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico

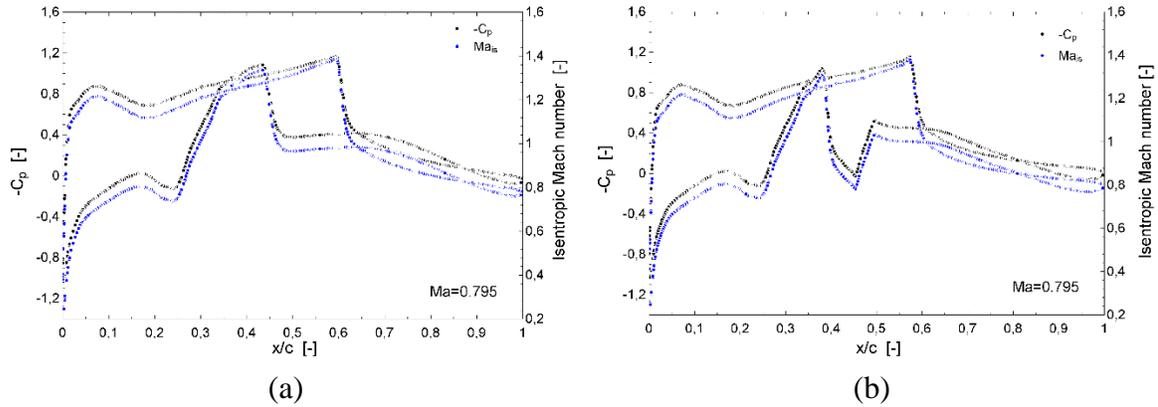


Figura A.109. Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico del ala para $Y=16.41$ [m]: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

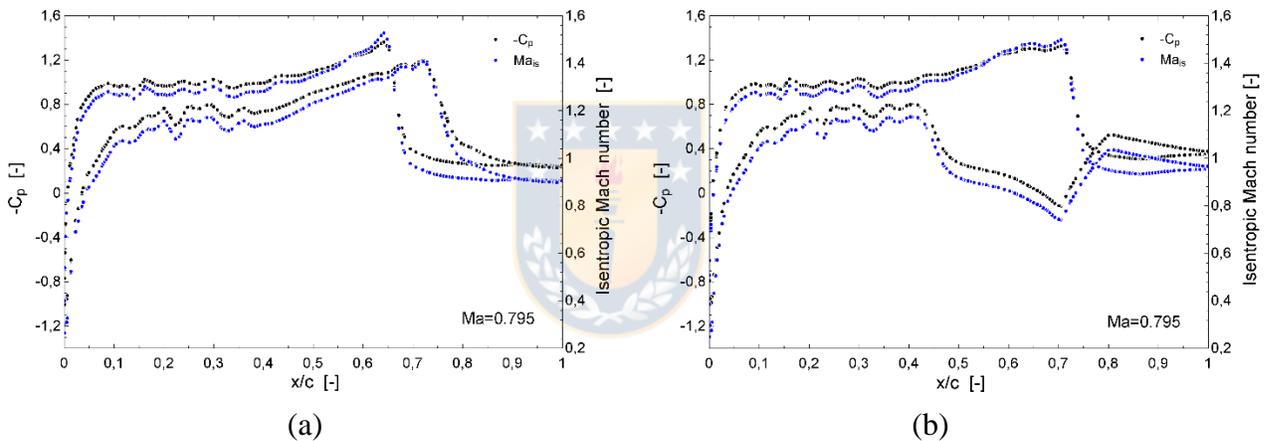


Figura A.110. Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico del soporte para $Y=16.41$ [m]: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

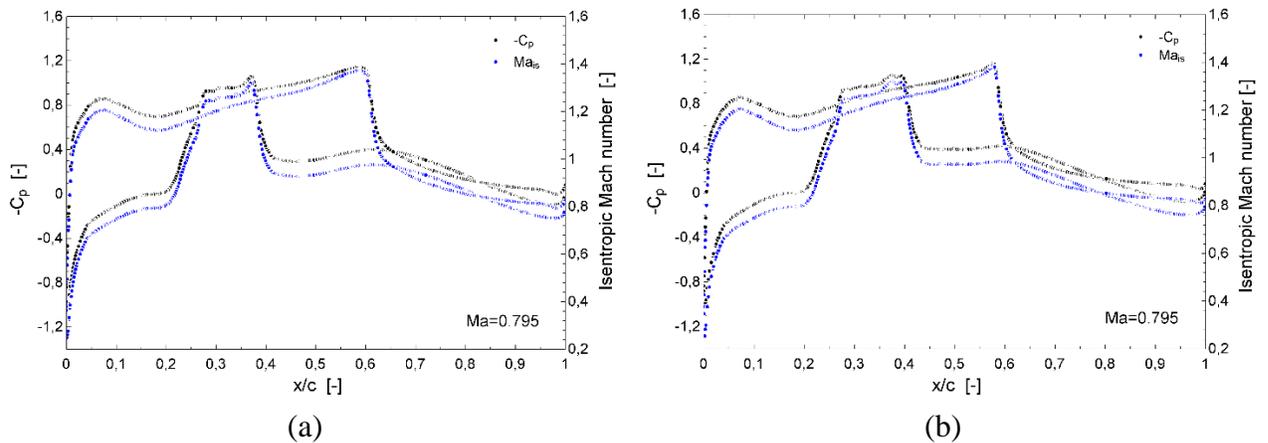


Figura A.111. Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico del ala para $Y=16.67$ [m]: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

A.4.13. Caso Mach 0.80

A.4.13.1. Coeficiente de Presión

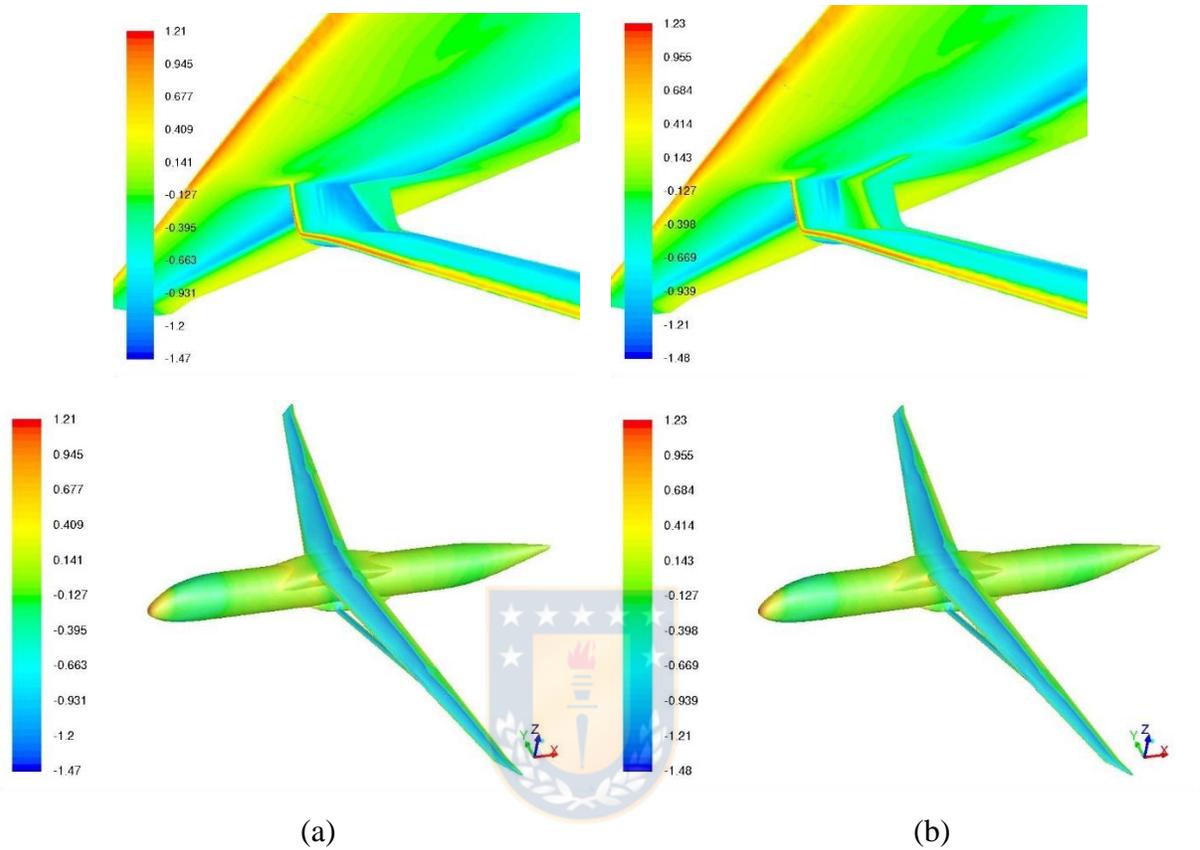


Figura A.112. Coeficiente de presión: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

A.4.13.2. Número de Mach

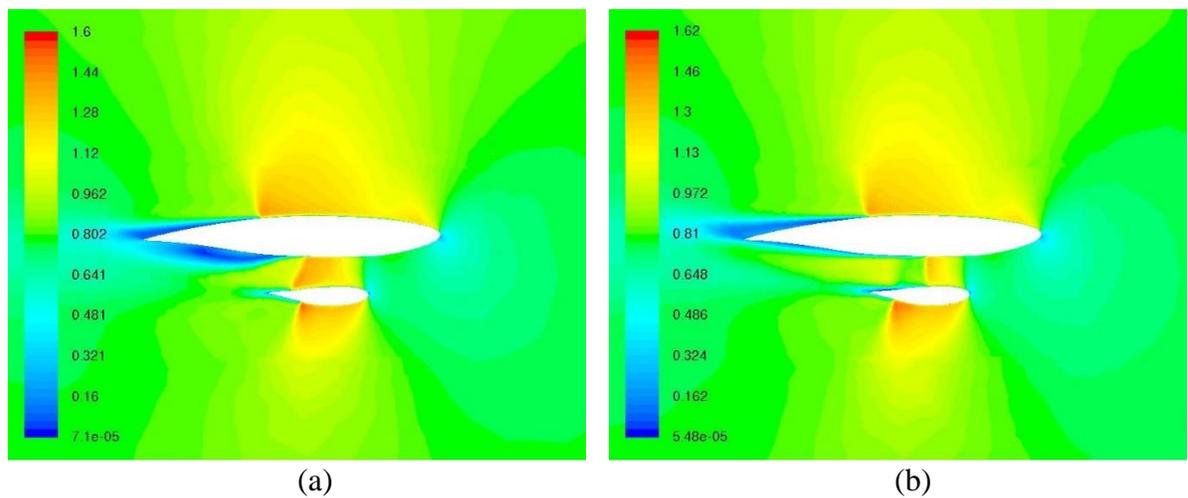


Figura A.113. Mach para $Y = 16.41$ [m]: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

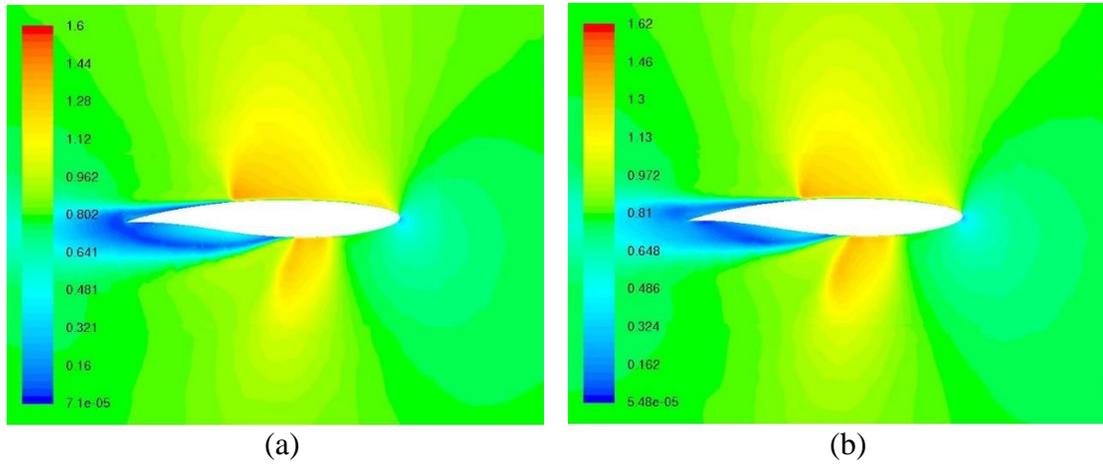


Figura A.114. Mach para $Y=16.67$ [m]: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

A.4.13.3. Wall Shear Stress X Direction

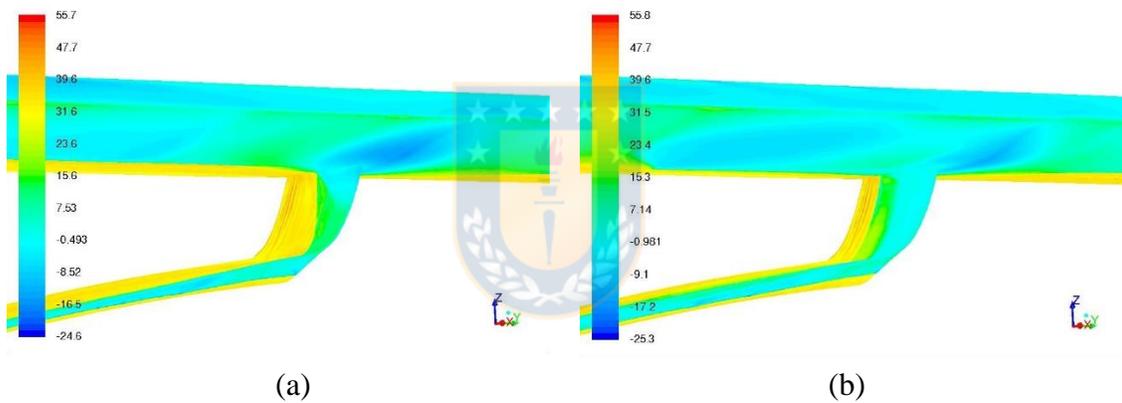


Figura A.115. Fuerza de corte en dirección X: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

A.4.13.4. Wave Drag Function

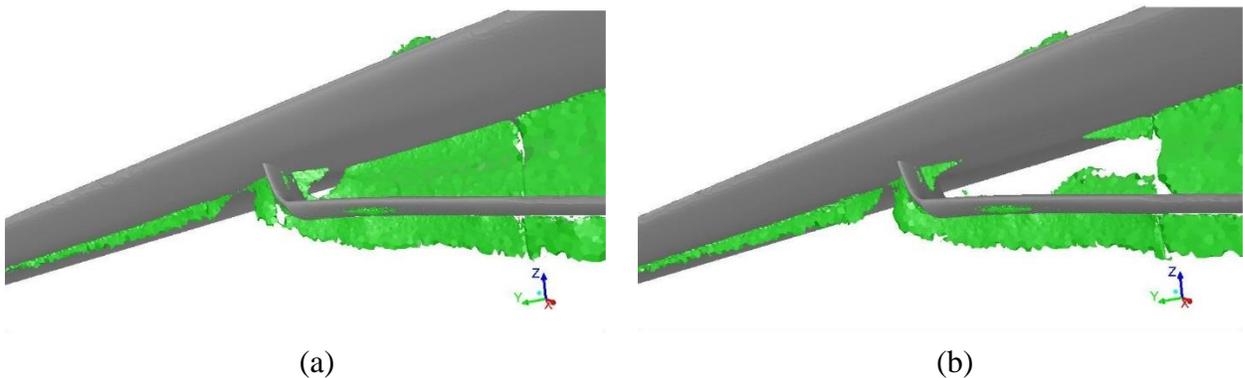


Figura A.116. Wave drag generado: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

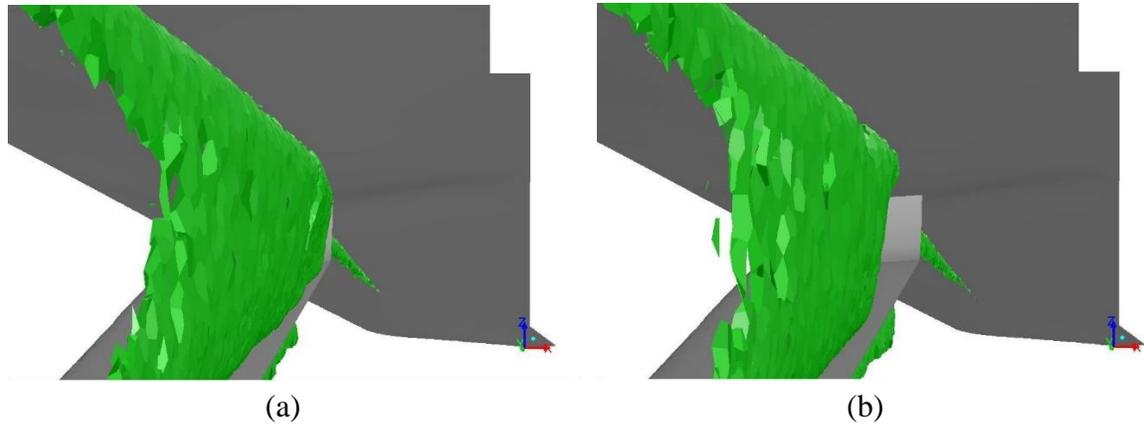


Figura A.117. Wave drag generado (Vista interna): (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

A.4.13.5. Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico

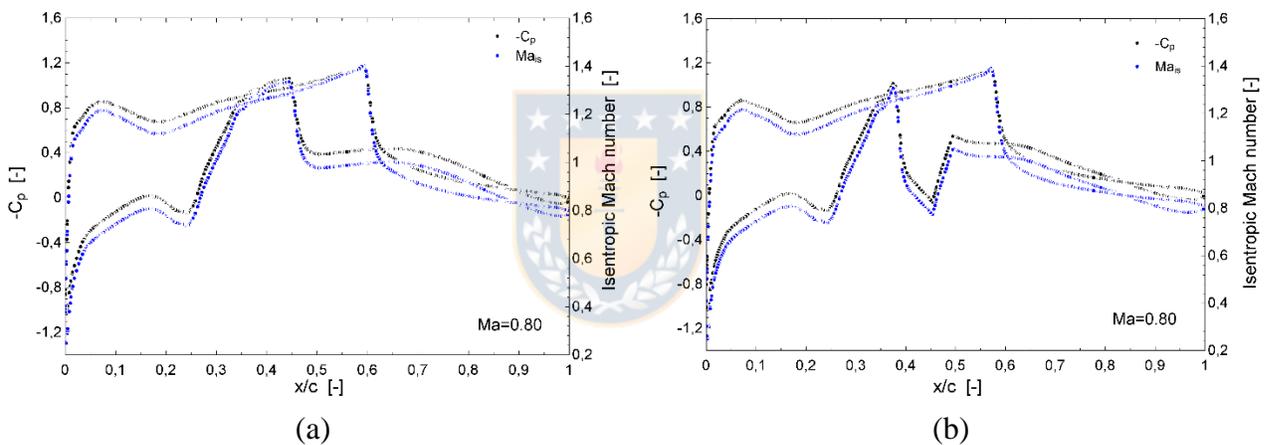


Figura A.118. Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico del ala para $Y=16.41$ [m]: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

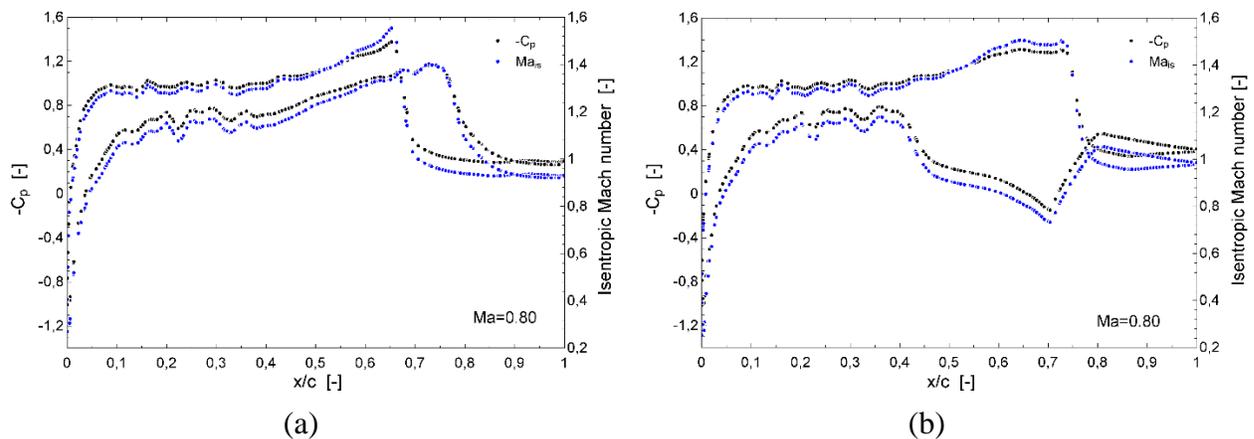


Figura A.119. Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico del soporte para $Y=16.41$ [m]: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

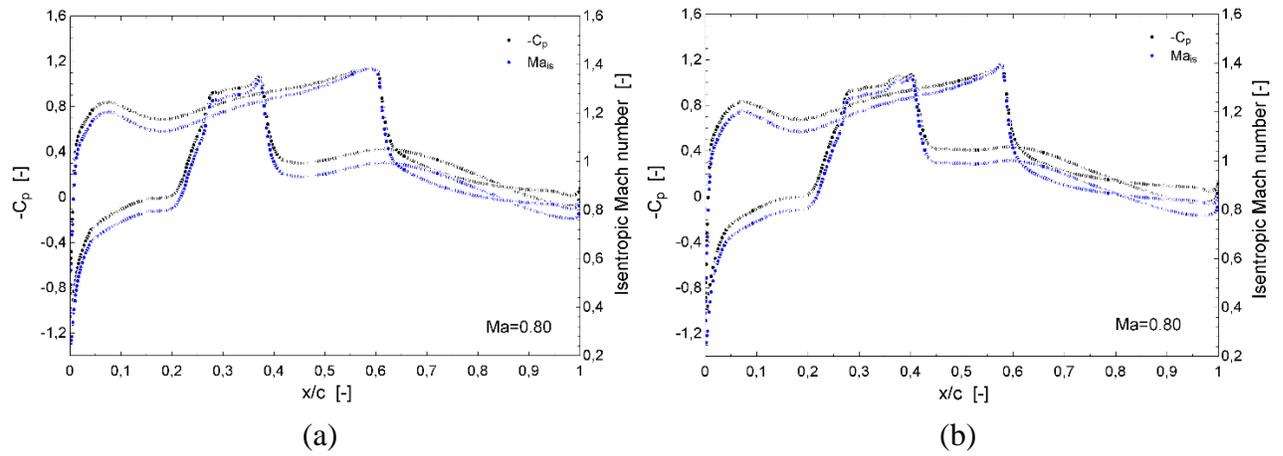


Figura A.120. Contornos de Coeficiente de Presión y Número de Mach Isentrópico del ala para $Y=16.67$ [m]: (a) Sin AFC; (b) Con AFC. Fuente: [Elaboración Propia].

