

DISEÑO DEL ALA PARA UN VEHICULO AEREO NO TRIPULADO

ANDRES BERNAL ORTIZ
SANTIAGO ORREGO BUSTAMANTE

UNIVERSIDAD EAFIT
ESCUELA DE INGENIERIAS
DEPARTAMENTO DE INGENIERIA MECANICA
MEDELLIN

2007

DISEÑO DEL ALA PARA UN VEHICULO AEREO NO TRIPULADO

ANDRES BERNAL ORTIZ
SANTIAGO ORREGO BUSTAMANTE

Proyecto de Investigación
Como parte de los requerimientos para la obtención del título
de Ingeniero Mecánico

Asesor
Ing. Nicolás Ariza Vélez

UNIVERSIDAD EAFIT
ESCUELA DE INGENIERIAS
DEPARTAMENTO DE INGENIERIA MECANICA
MEDELLIN
2007

Salvo algunas excepciones, queremos dedicar este proyecto de grado a todos los estudiantes de Ingeniería Mecánica que no creen en los alcances de la ciencia colombiana y prefieren escudar sus acciones en cargos administrativos como reyes desde tronos cuadrados de madera.

También queremos dedicar el resultado de esta investigación a todas aquellas personas que influyeron de manera positiva y negativa en nuestra paso por la Universidad, sin ellos no hubiera sido posible formar el carácter que nos llevo hasta este punto.

AGRADECIMIENTOS

Queremos agradecer a nuestras familias por aguantarnos durante el tiempo invertido en el desarrollo del proyecto, por el apoyo incondicional y por las ideas aportadas a lo largo de la carrera.

Vale la pena agradecer la confianza otorgada por Industrial Aeronáutica S.A., especialmente al Ing. Nicolás Ariza, Ing. Juan Guillermo Arboleda, y al Ing. Daniel Restrepo, puesto que nos permitieron hacer parte del equipo de diseño del proyecto SSAV, aportándonos consejos y recomendaciones indispensables para el desarrollo de este proyecto de grado.

Al Doctor James Charles Date cuya ayuda desinteresada se convirtió en la pieza clave que impulsó en mayor medida este proyecto. Sus palabras de aliento, sus ideas y su tiempo ayudaron a darle forma a los resultados presentados.

En última instancia queremos agradecer a todas las personas que de una u otra forma influenciaron las ideas plasmadas en este documento.

CONTENIDO

	pág.
0. PROLOGO	19
0.1 INTRODUCCION	19
0.2 JUSTIFICACION	21
0.3 OBJETIVO GENERAL	23
0.4 OBJETIVOS ESPECIFICOS	24
1. CONCEPTUALIZACION	26
1.1 VEHICULO AEREO NO TRIPULADO - UAV	26
1.2 AERODINAMICA	29
1.2.1 Variables Aerodinámicas	30
1.2.2 Fuerzas y Momentos Aerodinámicos.	33
1.2.3 Perfiles Alares.	35
1.2.4 Curva Polar.	40
1.2.5 Curva de Sustentación	41

1.2.6	Superficie de Sustentación Principal	47
1.3	CFD – DINAMICA DE FLUIDOS COMPUTACIONAL	55
1.3.1	Historia.	55
1.3.2	Aplicaciones.	56
1.3.3	Fundamentación matemática.	57
1.3.4	Metodología CFD.	59
1.3.5	<i>Ansys CFX</i> y otros software.	62
2.	REQUERIMIENTOS DE DISEÑO	65
2.1	CARACTERISTICAS TECNICAS:	65
3.	DISCRIMINACION DE PERFILES	68
3.1	PROCESO DE SELECCIÓN DEL PERFIL	68
3.2	CONCLUSIONES AL CAPITULO	83
4.	ANALISIS CFD DE LOS PERFILES	85
4.1	MALLA	88
4.1.1	Clasificación de mallas.	90
4.1.2	Refinamiento de malla.	92

4.1.3	Software seleccionado para mallar.	93
4.2	CARACTERISTICAS DE LA MALLA SELECCIONADA PARA EL ANALISIS	98
4.3	ANALISIS DE INDEPENDENCIA DE MALLA	99
4.4	ENTORNO Y CONDICIONES PARA PRE-PROCESAMIENTO	105
4.4.1	Definición del tipo de análisis.	105
4.4.2	Definición del material.	105
4.4.3	Definición del dominio.	106
4.4.4	Entrada. A (<i>Inlet</i>).	109
4.4.5	Salida. B (<i>Outlet</i>).	110
4.4.6	Perfil. C (<i>Foil</i>).	110
4.4.7	Simetría. D (<i>Symp</i>).	111
4.4.8	Libre. E (<i>Free</i>).	111
4.4.9	Inicialización y parámetros de convergencia.	112
4.4.10	Puntos de Monitoreo.	114

4.4.11	Expresiones.	114
4.5	CONCLUSIONES AL CAPITULO	115
5.	VALIDACION RESULTADOS CFD	116
5.1	ANALISIS DE VARIACION DE PARAMETROS	119
5.2	VALIDACION DE RESULTADOS Y COMPARACIONES	120
5.3	CONCLUSIONES AL CAPITULO	121
6.	ELECCION UNICO PERFIL POR MEDIO DE CFD	122
6.1	CURVAS POLARES Y CURVAS DE SUSTENTACION	122
6.2	CONCLUSIONES AL CAPITULO	136
7.	DISENO DE LA SUPERFICIE DE SUSTENTACION PRINCIPAL	138
8.	ANALISIS CFD Y ELECCION del ALA	143
8.1	MALLA SELECCIONADA PARA EL ANALISIS	143
8.2	INDEPENDENCIA DE MALLA	144
8.3	CONDICIONES DE PRE-PROCESAMIENTO	150
8.4	CURVAS POLARES Y CURVAS DE SUSTENTACION	151
8.5	CONCLUSIONES DEL CAPITULO	162

9. CONCLUSIONES	163
10. RECOMENDACIONES	167
BIBLIOGRAFIA	170
ANEXOS	175

LISTA DE TABLAS

	pág.
Tabla 1. UAV recientes con gran éxito en el mercado	28
Tabla 2. Regímenes Sónicos y Subsónicos	32
Tabla 3. Valores de carga alar para diferentes aeronaves	52
Tabla 4. Tabla de requerimientos	66
Tabla 5. Lista de perfiles con bajo número de <i>Reynolds</i>	70
Tabla 6. Lista de perfiles con filtro de forma	72
Tabla 7. Nomenclatura para la selección	72
Tabla 8. Lista de perfiles con filtro de espesor	74
Tabla 9. Nomenclatura para el espesor	74
Tabla 10. Condiciones atmosféricas a considerar	76
Tabla 11. Valores extremos para el análisis	76
Tabla 12. Resultados obtenidos con <i>XFOIL</i>	77
Tabla 13. Lista de criterios para la selección de perfiles	78
Tabla 14. Valores de <i>XFOIL</i> para las condiciones especificadas	79
Tabla 15. Característica de pérdida	79
Tabla 16. Ángulo de crucero	80
Tabla 17. Características para ángulos de crucero	81
Tabla 18. Clasificación de la posición para la ponderación	81
Tabla 19. Tabla de variables	82
Tabla 20. Característica de pérdida	82
Tabla 21. Resultados finales	83
Tabla 22. Análisis de independencia para C_l y C_d	101
Tabla 23. Valores teóricos de C_l y C_d obtenidos del reporte NACA	116
Tabla 24. Modificación de parámetros	119
Tabla 25. Recomendación final para la modificación de parámetros	119

Tabla 26. Resultados obtenidos en la simulación definitiva	120
Tabla 27. Error obtenido en la simulación	121
Tabla 28. Resultados de la simulacion @ <i>Reynolds</i> 600e3	123
Tabla 29. Características Aerodinámicas en crucero @ Re. 200e3	130
Tabla 30. Tabla de ponderacion de los resultados de la simulacion	132
Tabla 31. Comparación X-Foil Vs. Ansys CFX	133
Tabla 32. Requerimientos de diseño - Variables Aerodinámicas	138
Tabla 33. Valores de CL y CD para el perfil seleccionado @ Re.600e3	139
Tabla 34. Arrastre total y Arrastre inducido para diferentes AR	140
Tabla 35. Resultados de diseño - Superficie principal de sustentación	141
Tabla 36. Resultados del estudio de independencia	145
Tabla 37. Características aerodinámicas - Ala	152
Tabla 38. Características Aerodinámicas @ Re. 200e3	156
Tabla 39. Resultados Aerodinámicos finales	156
Tabla 40. Fuerzas Aerodinámicas	157
Tabla 41. Listado de Perfiles para bajo numero de <i>Reynolds</i> - Filtro 1	175
Tabla 42. . Listado de Perfiles para bajo numero de <i>Reynolds</i> - Filtro 2	184
Tabla 43. . Listado de Perfiles para bajo numero de Reynolds - Filtro 3	188
Tabla 44. Resultados X-FOIL	189
Tabla 45. Resultados X-FOIL – AoA 12 °	195
Tabla 46. Características de pérdida	196
Tabla 47. Resultados X-FOIL – Análisis de Crucero	197
Tabla 48. Resultados X-FOIL – Análisis crucero	201
Tabla 49. Análisis final - Filtro 4	204
Tabla 50. Criterios de evaluación	205

LISTA DE FIGURAS

	pág.
Figura 1. UAV de propósito militar "Sig Rascal"	27
Figura 2. Flujo de Aire sobre un cuerpo dado	33
Figura 3. Fuerzas y Momentos Aerodinámicos	34
Figura 4. Fuerzas Principales en un perfil	34
Figura 5. Regiones que conforman un perfil	35
Figura 6. Características importantes del perfil	36
Figura 7. Angulo de ataque	36
Figura 8. Líneas de flujo sobre el perfil	37
Figura 9. Punto de Separación - Flujo laminar y turbulento	37
Figura 10. Longitudes de referencia para coeficientes aerodinámicos	40
Figura 11. Curva Polar	41
Figura 12. Curva de Sustentación	42
Figura 13. Curva de Sustentación – C_l máximo – Angulo $C_l=0$	42
Figura 14. Pérdida de borde de ataque	43
Figura 15. Perdida de borde de fuga	44
Figura 16. Influencia del espesor en las características de pérdida del perfil	44
Figura 17. Relación entre C_l máximo y el C_d máximo	45
Figura 18. Valor Máximo de L/D	46
Figura 19. Efecto de flujo en las puntas de las alas	47
Figura 20. Inducción de vórtices en las puntas de las alas	48
Figura 21. Arrastre total	49
Figura 22. Comparación de diferentes AR	50
Figura 23. Configuración geométrica para diferentes alas	52
Figura 24. Sustentación en la superficie del ala para cada configuración.	54
Figura 25. Ejemplos de malla	60

Figura 26. Etapas para un análisis CFD	61
Figura 27. Logo de Ansys CFX	63
Figura 28. Maletín de campaña para el UAV	66
Figura 29. Perfil AS5046 – No cumple con el requisito	71
Figura 30. Perfil NACA4418 - Si cumple con el requisito	71
Figura 31. Fenómeno del aire a través de un perfil	85
Figura 32. Modelación CAD del fenómeno del aire a través del perfil	86
Figura 33. Modelación CAD dimensionada	87
Figura 34. Obtención de coordenadas para la modelación CAD	87
Figura 35. Un dominio de análisis y su respectiva malla	89
Figura 36. Malla estructurada	90
Figura 37. Malla no estructurada	91
Figura 38. Malla hibrida	92
Figura 39. Logo ICEM CFD	93
Figura 40. Ejemplo Mallado ICEM CFD	94
Figura 41. Regiones del perfil	94
Figura 42. Modelo CAD definitivo para el análisis	96
Figura 43. Elemento tipo Hexaedro	97
Figura 44. Malla con hexaedros, para geometría compleja	97
Figura 45. Bloques del modelo CAD para la correcta distribución de malla	97
Figura 46. Bordes de control para modelo CAD	98
Figura 47. Análisis de independencia	100
Figura 48. Malla con borde de control 1 con una distribución de 20 nodos	101
Figura 49. Malla con borde de control 1 con una distribución de 40 nodos	102
Figura 50. Malla con borde de control 1 con una distribución de 70 nodos	102
Figura 51. Malla con borde de control 1 con una distribución de 105 nodos	102
Figura 52. Malla con borde de control 1 con una distribución de 158 nodos	103
Figura 53. Análisis de independencia para valores de Cd	103
Figura 54. Malla definitiva para el análisis	104

Figura 55. Malla definitiva para el análisis	104
Figura 56. Propiedades del aire	106
Figura 57. Capa limite	107
Figura 58. Condiciones de Frontera – Caso 2º a 12º	108
Figura 59. Condiciones de Frontera – Caso 0º	108
Figura 60. Condiciones de Frontera – Caso -4º a -2º	109
Figura 61. Variación de la dirección de la velocidad	112
Figura 62. Expresiones en CFX	114
Figura 63. Curva de Sustentación teórica NACA 4415	117
Figura 64. Curva Polar teórica NACA 4415	118
Figura 65. Grafico de C_l Vs. Alfa NACA 4415 @ Re. 600e3	124
Figura 66. Grafico C_l Vs. Alfa NACA 4418 @ Re. 600e3	125
Figura 67. Curva Polar C_l Vs. C_d NACA 4415 @ Re. 600e3	126
Figura 68. Curva Polar C_l Vs. C_d NACA 4418 @ Re. 600e3	127
Figura 69. Grafico L/D Vs. Alfa NACA 4415 @ Re. 600e3	128
Figura 70. Grafico L/D Vs. Alfa NACA 4418 @ Re. 600e3	129
Figura 71. Presión NACA 4415 @ Re. 600e3 - AoA 4º	133
Figura 72. Velocidad NACA 4415 @ Re. 600e3 - AoA 4º	134
Figura 73. Viscosidad Turbulenta NACA 4415 @ Re. 600e3 - AoA 4º	134
Figura 74. Presión NACA 4415 @ Re. 600e3 - AoA 12º	135
Figura 75. Velocidad NACA 4415 @ Re. 600e3 - AoA 12º	135
Figura 76. Viscosidad Turbulenta NACA 4415 @ Re. 600e3 - AoA 12º	136
Figura 77. Relación entre el AR y el factor de <i>Oswald</i>	140
Figura 78. Vista Isométrica ala	141
Figura 79. Vista superior del ala	142
Figura 80. Vista frontal del ala	142
Figura 81. Vista lateral del ala	142
Figura 82. Regiones para mallado del ala	143
Figura 83. División de las zonas en bloques	144

Figura 84. Malla 1 - 16148 elementos	145
Figura 85. Malla 2 - 102345 elementos	146
Figura 86. Malla 3 - 345678 elementos	146
Figura 87. Malla 4 - 419223 elementos	146
Figura 88. Malla 5 - 480794 elementos	147
Figura 89. Resultados análisis independencia-Gráfico L/D vs. Núm. elementos	147
Figura 90. Malla definitiva	148
Figura 91. Malla definitiva sobre la región del ala	149
Figura 92. Malla definitiva sobre los bordes de control	149
Figura 93. Malla definitiva	149
Figura 94. Condiciones de frontera	150
Figura 95. Curva de Sustentación @ Re. 600e3	153
Figura 96. Curva Polar @ Re. 600e3	154
Figura 97. Curva LD Vs. Alfa @ Re. 600e3	155
Figura 98. Comparación CL Vs. Alfa para Ala Long. Infinita y Ala Long. Finita	157
Figura 99. Comparación CL Vs. Alfa NACA 4415 - ALA @ Re. 600e3	158
Figura 100. Presión sobre el Ala @ Re. 600e3 - AoA 4°	159
Figura 101. Distribución de Presión en el Ala @ Re. 600e3 - AoA 4°	159
Figura 102. Distribución de Presión resultante sobre Ala @ Re. 600e3-AoA 4°	160
Figura 103. Velocidad en el Ala @ Re. 600e3 - AoA 4°	160
Figura 104. Viscosidad Turbulenta en el Ala @ Re. 600e3 - AoA 4°	161

LISTA DE ECUACIONES

	pág.
Ecuación 1. Numero de <i>Reynolds</i>	31
Ecuación 2. Numero <i>Mach</i>	31
Ecuación 3. Coeficiente de sustentación	38
Ecuación 4. Coeficiente de arrastre	39
Ecuación 5. Coeficiente de momento	39
Ecuación 6. Relación L/D	46
Ecuación 7. Arrastre total	48
Ecuación 8. AR	50
Ecuación 9. Arrastre inducido	50
Ecuación 10. Ecuación diferencial para la conservación de masa	55
Ecuación 11. Ecuaciones de <i>Navier-Stokes</i>	57
Ecuación 12. Numero de <i>Reynolds</i> para cálculo	76
Ecuación 13. Coeficiente de sustentación	82
Ecuación 14. Intensidad de turbulencia y <i>Epsilon</i>	110
Ecuación 15. Porcentaje de Error	120
Ecuación 16. Coeficientes de sustentación y arrastre para el ala	139
Ecuación 17. Factor de Eficiencia de <i>Oswald</i>	139

LISTA DE SIMBOLOS

Re = Número de Reynolds.

M = Número Mach.

V = Velocidad.

ρ = Densidad.

L = Fuerza de Sustentación.

D = Fuerza de Arrastre.

c_l = Coeficiente de sustentación perfiles.

c_d = Coeficiente de arrastre perfiles.

C_L = Coeficiente de Sustentación.

C_d = Coeficiente de Arrastre Parásito.

C_m = Coeficiente de Momento.

C_{Max} = Coeficiente de Sustentación Máximo.

C_{Di} = Coeficiente de Arrastre Inducido.

c_d = Coeficiente de Arrastre Total.

α = Angulo de ataque.

$\alpha_{L=0}$ = Angulo de dtaque sustentación cero.

$\frac{L}{D}$ = Relación L/D.

AR = Relación de aspecto.

TR = Relación de estrechamiento.

c = Cuerda del perfil.

b = Envergadura del ala

L = Longitud de referencia.

S = Area de referencia.

LISTA DE ANEXOS

pág.

Anexo A. Tablas con los resultados del proceso de selección inicial de perfiles 175

0. PROLOGO

0.1 INTRODUCCION

El comportamiento de los fenómenos físicos que se conocen en el mundo, ha sido el interrogante natural de todos los seres humanos a lo largo de la historia. Fenómenos complejos como reacciones químicas, análisis acústicos y movimiento de fluidos han sido difícilmente estudiados en épocas anteriores, debido principalmente a las limitantes tecnológicas y a la debilidad en la teoría empleada para acomodar el comportamiento real al mundo matemático paralelo; base indiscutible de las leyes físicas que rigen el mundo conocido hasta la fecha.

El hombre siempre se ha visto en la obligación de utilizar el espacio aéreo para el desarrollo de actividades civiles y militares, como ventaja significativa y competitiva frente al desarrollo tradicional de las labores ejercidas en tierra; es así como los aviones se presentan como herramienta útil y necesaria para solucionar los problemas y necesidades exigidas por la civilización moderna.

Con base en modelos matemáticos formulados a mediados del siglo XX se construyen las bases para el diseño y desarrollo de los aviones militares y comerciales. El análisis de flujo, el diseño de superficies de sustentación, el diseño de motores, entre otros; constituyen los engranajes fundamentales del campo aeronáutico, hasta ahora poco explorado y desarrollado en Colombia (Ariza, 2005), el cual encuentra en la Ingeniería Mecánica, de manera más concreta en la rama de Ingeniería Aeronáutica, su mejor aliado.

Los grandes productores de aeronaves (*Boeing, Airbus, Embraer, etc.*) y el resto de la industria aeronáutica mundial enfocan sus esfuerzos en la construcción de

aviones civiles y militares eficientes, que permitan ampliar el rango de funciones realizadas por vehículos que se desplazan en el aire. Muestra de esta tendencia es el surgimiento de los vehículos aéreos no tripulados, micro aviones y planeadores entre otros (Ariza,2006).

Los vehículos aéreos no tripulados, denominados UAV, *Unmanned Air Vehicle*, por sus siglas en inglés, son aeronaves capaces de realizar misiones de vuelo sin la necesidad de intervención humana. Su elevada e independiente maniobrabilidad sobre el terreno, facilita su aplicación a tareas de inspección y vigilancia en entornos de zonas fronterizas, volcanes, zonas afectadas por desastres naturales o de otra tipo como tráfico de autovías, tendidos eléctricos, campos minados, etc. Su empleo es de utilidad en muchas de las misiones habitualmente realizadas por vehículos aéreos convencionales (tripulados) disminuyendo de esta manera los costos de la misión y los riesgos asociados en ellas. (VAMPIRA@, 2006)

Las aeronaves de poco tamaño presentan grandes retos aerodinámicos, mecánicos, eléctricos, de control, etc., que pueden ser solucionados de manera tan compleja, o tan sencilla, como el equipo de diseño lo proponga (Ariza, 2006); es por esto y por el auge actual de este tipo particular de aeronaves, que se enfocará el proyecto en realizar los estudios aerodinámicos necesarios, para las condiciones de misión y de diseño planteados por la empresa Industrial Aeronáutica S.A.

El crecimiento exponencial de la tecnología informática, las herramientas y modelos matemáticos que se han desarrollado durante el último siglo, ofrecen en el campo de la aviación avances acelerados y significativos; donde la interacción entre el ingeniero analista y un fenómeno físico permite el acceso a modelos dinámicos aproximados de su comportamiento, obteniendo secuencias de resultados que pueden ocurrir en el sistema del mundo real.

Además de modernos túneles de viento, la introducción masiva de software CFD (*Computer Fluid Dynamics* – Dinámica de Fluidos Computacional) durante los últimos 20 años presenta el impulso más significativo al diseño aerodinámico dentro de este primer siglo de la aviación. El CFD es una herramienta de análisis de gran utilidad en la industria aeronáutica (UDECA, 2005), ya que permite predecir el comportamiento del aire alrededor de un cuerpo dado, gracias a lo cual se obtienen resultados en todo el modelo que pueden ser visualizados en forma gráfica.

Este proyecto de grado realiza un aporte al conocimiento, tratando temas científicos actuales, donde en un futuro no muy lejano pueda tener una importante vigencia y sirva como soporte y guía a la industria aeronáutica colombiana, restringida y afectada por la confianza en los desarrollos nacionales y en las limitantes económicas propias de un país en guerra.

0.2 JUSTIFICACION

La lucha por el desarrollo en el mundo hace de la vida diaria una competencia continua. La industria aeronáutica se ve obligada a crear nuevos productos y a implementar nuevas tecnologías que permitan predecir las características de vuelo de una aeronave de forma rápida, eficiente y confiable.

El diseño de aeronaves en Colombia es un área de la ingeniería poco estudiada, debido en mayor medida a limitaciones de tipo económico y sociocultural y a la falta de confianza del pueblo colombiano en el desarrollo de productos nacionales de categoría mundial. Hasta ahora el proyecto con mayor difusión y alcance ha sido el GAVILAN, cuyo éxito fue reducido debido a las trabas impuestas por la entidad reguladora aeronáutica de los Estados Unidos durante el proceso de certificación para su producción (Ariza, 2005). Como respuesta a la naciente inconformidad presentada por un grupo de futuros profesionales que creen en la

capacidad y el ingenio propios, infinidad de proyectos en esta rama se están gestando.

Se obtiene y analiza información que permite la selección y creación de las superficies de sustentación principales de un vehículo aéreo, con el fin de inyectar nuevas ideas al creciente desarrollo de la industria aeronáutica en Colombia (Ariza, 2005). Las principales variables aerodinámicas controlables por el equipo de diseño, se ejercen en su mayoría en el perfil alar; esta entidad geométrica formada por curvas esbeltas y características especiales, es la encargada de asignar condiciones trascendentales de arrastre, sustentación y momento.

El éxito de un diseño eficiente recae en mayor medida en la adecuada selección o diseño de un perfil alar, ya que a partir de este se determinan las diferentes variables que afectarán en gran medida el rendimiento del vehículo, demarcando ventajas competitivas valiosas para potenciales inversionistas y usuarios (Ariza, 2006).

El desarrollo de un proyecto aeronáutico requiere un trabajo multidisciplinario que garantice la solución más adecuada para la misión planteada, con el fin de llegar a resultados óptimos y viables teniendo presente la disponibilidad tecnológica, la cantidad de dinero a invertir y la confianza en el trabajo a realizar (Ariza, 2005).

Las ventajas competitivas entre los ingenieros analistas existentes en el mundo, se fundamentan en la posibilidad de aplicar conocimientos adquiridos en las diferentes situaciones de la vida práctica que aun no tengan amplia difusión y sobre las cuales queda mucho por explorar.

El análisis CAD, diseño asistido por computador, y el CAE, ingeniería asistida por computador, ofrecen a los ingenieros modernos las herramientas necesarias para analizar y simular los diseños de ingeniería realizados por medio de un computador, para estimar sus características, propiedades, viabilidad y

rentabilidad. Su finalidad es optimizar su desarrollo para obtener una aproximación de los posibles costos de fabricación y reducir al máximo las pruebas para la obtención del producto deseado. Estas herramientas no son muy utilizadas en la industria colombiana, debido a su alto costo y poco mercado, ya que se desconoce su potencial real y la veracidad de sus resultados. Se busca con este tipo de trabajos, dar a conocer las ventajas de su aplicación e impulsar su crecimiento con el fin de optimizar una variedad de procesos productivos existentes.

La empresa Industrial Aeronáutica S.A. desea construir una aeronave diseñada con la mejor tecnología disponible en el medio colombiano y seleccionar personas interesadas en aprender la teoría aeronáutica para servir de soporte a futuros proyectos (Ariza, 2005). Por lo anterior, la empresa mencionada se constituye en beneficiario directo de este trabajo de grado ya que los resultados obtenidos serán parte del rompecabezas que conforma la aeronave en su totalidad; pese a esto, las personas que desarrollan el análisis en el tema seleccionado adquieren conocimientos y habilidades que los convierten también en beneficiarios, pues así se aumenta su ventaja competitiva frente a las otras personas que conforman la rama de la ingeniería.

0.3 OBJETIVO GENERAL

Diseñar las superficies de sustentación principales de un UAV que cumplan con los requerimientos de diseño solicitados por la empresa Industrial Aeronáutica S.A., mediante el uso de un modelo CAD simulado en un software CFD, en cada una de las fases de vuelo de la aeronave.

0.4 OBJETIVOS ESPECIFICOS

- a) Evaluar la información referente al diseño de las superficies de sustentación principales, con base en las variables mas relevantes dentro del comportamiento aerodinámico de cada una de las fases de vuelo.

- b) Comprender el funcionamiento de la metodología CFD y su aplicación en la ciencia aerodinámica.

- c) Recolectar los requerimientos y características de diseño solicitadas por la empresa Industrial Aeronáutica S.A. que sean relevantes en el desempeño de la aeronave.

- d) Elegir un único perfil que por facilidades de manufactura, reducida complejidad en diseño y condiciones aerodinámicas, obtenidas a partir del software CFD utilizado, solucione de la mejor manera el problema planteado.

- e) Diseñar el modelo CAD de la superficie de sustentación principal que cumpla con los requerimientos de la misión.

- f) Verificar el comportamiento del ala diseñada con apoyo de un software CFD que permita realizar análisis tridimensionales.

g) Concluir los principales resultados obtenidos en el proyecto y plantear recomendaciones para futuros investigadores.

1. CONCEPTUALIZACION

La estructura y distribución de capítulos a lo largo del trabajo se llevará a cabo de tal forma que se siga una curva predeterminada de aprendizaje.

Se presenta de manera inicial la teoría y soportes científicos que facilitan la comprensión en la toma de decisiones necesarias para el correcto cumplimiento de los objetivos planteados.

1.1 VEHICULO AEREO NO TRIPULADO - UAV

Los Vehículos Aéreos No Tripulados denominados UAV, *Unmanned Air Vehicle* por sus siglas en inglés, son aeronaves motorizadas capaces de operar por medio de controladores situados en tierra o en el aire, sin que sea requerida la figura del piloto humano que gobierne sus mandos. Las misiones principales para las cuales son utilizados estos vehículos son las siguientes:

- Transporte de cargas letales y no letales destinadas al reconocimiento, mando y control de operaciones de señuelo.
- Fotografía de blancos, lugares específicos u objetivos militares.
- Tareas de inspección y vigilancia.
- Monitoreo ambiental, estudio de meteorología, reconocimiento de la vida silvestre y administración de los recursos naturales.

La configuración y geometría de los diferentes UAV encontrados, dependen básicamente de los requerimientos de diseño, el diseño conceptual del vehículo, la misión a desarrollar, los materiales usados en su manufactura y un sinnúmero de variables adicionales definidas de manera única y exclusiva por el equipo

diseñador. La Figura 1 muestra una posible configuración de un UAV para la industria militar.

Figura 1. UAV de propósito militar “Sig Rascal”



URUEÑA @ 2006

En la actualidad, Europa y Estados Unidos, poseen el mayor porcentaje de acciones en el mercado civil y militar en todo tipo de aplicaciones que cumplen estas aeronaves. En América Latina son vehículos relativamente novedosos, y solo países como Brasil, Chile y Argentina han incursionado con modernas propuestas (Ariza, 2006).

La tendencia mundial es el incremento en la participación de este tipo de vehículos en todas las tareas que sea posible gracias a sus numerosas ventajas. Para lograr esto, tanto gobiernos europeos como estadounidenses, trabajan en conjunto para crear un ente regulatorio que permita controlar los aspectos del diseño, fabricación, operación y mantenimiento de los UAV. La Tabla 1 muestra una recopilación de UAV recientes que han tenido gran éxito en el mercado mundial (Ariza,2006).

Tabla 1. UAV recientes con gran éxito en el mercado

VARIABLE	WASP	RAVEN	SWIFT
Carga paga	EO Camaras delanteras y laterales	Doble EO camaras delanteras y laterales, Zoom electronico con estabilizador, IR camaras delanteras y laterales (6.5 oz carga paga).	Doble EO camaras delanteras y laterales, IR camaras delanteras y laterales (6.5 oz carga paga).
Rango	2 km a 4 km	10 km	10 km
Velocidad	40-60 km/h	20 - 57 km/h, 17-50 nudos	32-82 km/h
Altitud de Operacion	50-1,000 ft AGL, 15-300 m AGL	100-500 ft (30-152 m) AGL, 14,000 ft MSL max. altitud de lanzamiento	100-500 ft AGL, 30-150 m
Span	1.37 ft (41 cm)	4.5 ft (1.4 m)	3.75 ft (1.1 m)
Longitud	0.5 ft (15 cm)	3.0 ft (0.9 m)	3 ft (0.9 m)
Peso	0.6 lb/275 g (Aterrizaje), 0.64 lb/290 g (Mar)	4.2 lb (1.9 kg)	6.1 lb (2.8 kg)
Metodo de Lanzamiento	Lanzado a mano o por cauchera manual desde la zona de trabajo	Lanzado a mano	Lanzado a mano o con cauchera
Metodo de recuperacion	Aterrizaje horizontal o amarizaje	Lanzamiento Vertical forzado	Aterrizaje horizontal convencional
Duracion	45-60 minutos	60-90 minutos (Bateria Recargable), 80-110 Minutos (Una sola bateria)	60-75 minutos (Una sola bateria)
VARIABLE	DRAGON-EYE	PUMA	
Carga paga	Doble EO camaras delanteras y laterales, IR camaras delanteras y laterales (6.5 oz carga paga).	2 EO Camaras, 2 IR Camaras	
Rango	5 km	10 km	
Velocidad	35 km/h	25-50 km/h	
Altitud de Operacion	100-500 ft AGL	100-500 ft (30-152 m) AGL	
Span	3.75 ft (1.1 m)	8.5 ft (2.6 m)	
Longitud	3 ft (0.9 m)	5.9 ft (1.8 m)	
Peso	5.9 lb (2.7 kg)	12 lb (5.5 kg). Dos baterias	
Metodo de Lanzamiento	Lanzado con cauchera	Lanzado a mano	
Metodo de recuperacion	Aterrizaje horizontal convencional	Lanzamiento Vertical forzado	
Duracion	45-60 minutos (Una sola bateria)	4 horas estimadas (Una sola bateria) 2.5 horas nominales (bateria Recargable)	

Autoría propia

Pese a que la historia del UAV en el mundo se remota a 20 años atrás, a nivel Latinoamericano el concepto sigue siendo novedoso y no se ha dimensionado el potencial que tiene este tipo de vehículos en aplicaciones locales. Un análisis de mercado efectuado por firmas consultoras aeronáuticas, revela que Latinoamérica se sitúa como usuario potencial de este tipo de vehículos, para operaciones de seguridad fronteriza, manejo y prevención de desastres, vigilancia privada, búsqueda y rescate y contraterrorismo.

El mercado colombiano no podía ser la excepción suramericana y en los últimos dos años solo se han llevado a cabo proyectos de este tipo por parte de Universidades. Su objetivo ha sido la demostración de tecnología y su evolución, pero lastimosamente en la mayoría de los casos no ha pasado de la etapa de diseño conceptual (Ariza, 2006).

1.2 AERODINAMICA

La presión que el viento ejerce sobre los cuerpos que se oponen a su libre paso, puede ser considerada la primera manifestación que ha revelado al hombre la existencia de los fluidos.

La palabra fluido se utiliza para denominar a las sustancias cuyo espaciamento molecular es superior al encontrado en cuerpos sólidos, lo cual se traduce en fuerzas intermoleculares débiles que permiten un mayor movimiento entre las partículas. Esta movilidad obtenida en líquidos y gases permite agrupar las propiedades físicas de tal modo que es posible realizar estudios dinámicos cobijados por el nombre de dinámica de fluidos (Anderson, 2001, 10).

La dinámica de fluidos es la rama de la mecánica de fluidos que estudia las acciones presentes en los cuerpos sólidos cuando existe un movimiento relativo entre éstos y el fluido que los rodea (WIKIPEDIA@,2007). Cuando el fluido de trabajo es aire a esta rama se le conoce como Aerodinámica, ciencia práctica con múltiples aplicaciones de ingeniería (Anderson, 2001, 10). Los principales objetivos de esta ciencia son los siguientes:

- La predicción de fuerzas y momentos de cuerpos moviéndose a través de un fluido, usualmente el aire. Como ejemplo se encuentran la sustentación, el arrastre y el momento calculado sobre perfiles, alas y fuselaje de aviones; esto conoce como aerodinámica externa.
- La determinación de condiciones de movimiento de fluidos en ductos, tuberías y túneles de viento; conocido como aerodinámica interna.

1.2.1 Variables Aerodinámicas

Las ciencias están rodeadas de un vocabulario técnico utilizado para describir conceptos y fenómenos, quien lo comprende y hace propio domina un lenguaje que le permite comunicarse con los seres que así lo hacen y que le rodean. Se definirán a continuación los términos más usados en aerodinámica (Anderson, 2001, 12).

La Presión es la fuerza que ejerce un fluido en una superficie, debido a la razón de cambio de las moléculas del gas impactando o cruzando la región analizada. Esta variable usualmente es definida en un punto del fluido o en una superficie del sólido, y su magnitud puede variar según el punto estudiado (Anderson, 2001, 13).

La Densidad se define como la cantidad de masa por unidad de volumen. Tal como en la presión, ésta propiedad puede variar según el punto analizado (Anderson, 2001, 14). Cuando se presentan variaciones de la densidad a través de un campo de fluido se determina que se está analizando un fluido compresible, de lo contrario el fluido se considera incompresible (Anderson, 2001, 30).

La Temperatura de un gas es directamente proporcional al promedio de energía cinética de las moléculas de un fluido; como resultado de esto, un incremento en la temperatura, elevará la energía cinética de las moléculas y por ende la energía interna del sistema será más alta (Anderson, 2001, 14).

La Viscosidad es la oposición que presenta el fluido ante la aplicación de esfuerzos cortantes (WIKIPEDIA@, 2007). El aire pese a tener valores pequeños de viscosidad puede intervenir notablemente en las características del medio que rodea a los cuerpos analizados.

El Número de *Reynolds* es un número adimensional, que relaciona las fuerzas inerciales con las fuerzas viscosas en el movimiento de los fluidos (Anderson, 2001, 33). Su valor se traduce en característica del fluido y es sumamente

apreciado en análisis de modelos y comparación de flujo. Como ilustración, un flujo con un número de *Reynolds* alrededor de 100.000 (típico en el movimiento de una aeronave pequeña) expresa que las fuerzas viscosas son 100.000 veces menores que las fuerzas inerciales, y por lo tanto aquellas pueden ser ignoradas. La Ecuación 1 presenta el modelo de cálculo de esta variable.

Ecuación 1. Numero de *Reynolds*

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

ρ : *Densidad Absoluta*

v : *Velocidad Medida*

μ : *Viscosidad Dinámica*

l : *Longitud Característica*

Anderson, 2001, 37

El Número *Mach* es también un coeficiente adimensional, que relaciona la velocidad de flujo de cualquier objeto con la velocidad del sonido. Su valor es parámetro fundamental en la determinación de las características sónicas del fluido. En la Ecuación 2 se puede observar claramente que cuando este número es igual a 1 el fluido analizado, aire, se mueve con la misma velocidad del sonido, 341 [m/s] aproximadamente, a condiciones atmosféricas estándares.

Ecuación 2. Numero *Mach*

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

V : *Velocidad del Objeto*

V_s : *Velocidad del Sonido*

Anderson, 2001, 37

La utilidad del número *Mach* reside en que permite expresar la velocidad de un objeto no de forma absoluta en [km/h o m/s], sino tomando como referencia la

velocidad del sonido, la cual cambia dependiendo de las condiciones de la atmósfera; de esta manera no es necesario conocer la velocidad del sonido para saber si un avión que vuela a una velocidad dada, la ha superado; basta con determinar su número *Mach*. Como parámetro fundamental las velocidades de vuelo se clasifican según su número de *Mach* en (WIKIPEDIA@, 2007):

Tabla 2. Regimenes Sónicos y Subsónicos

Subsónico	$M < 0,7$
Transónico	$0,7 < M < 1,2$
Supersónico	$1,2 < M < 5$
Hipersónico	$M > 5$

WIKIPEDIA@, 2007

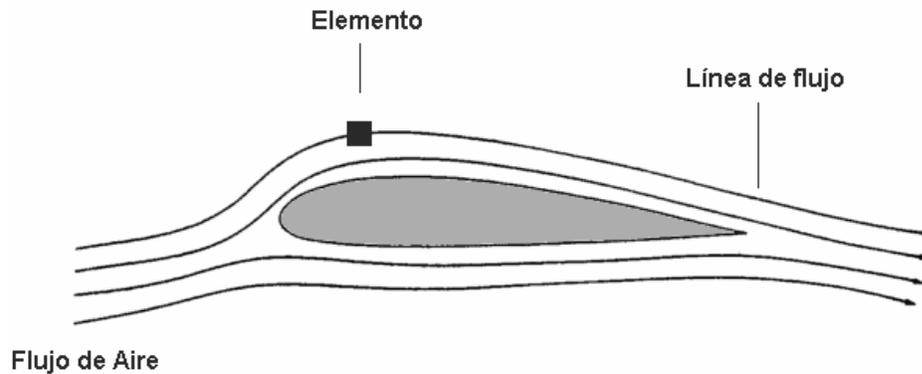
Los fluidos presentan variaciones en su estructura y composición interna como resultado de la acción de estímulos externos que afectan el equilibrio. El aire no es la excepción, y experimenta una serie de cambios a medida que varían las condiciones físicas en las que se encuentra. Variables como temperatura, viscosidad y densidad, cambian notablemente a medida que aumenta la altura sobre el nivel del mar a la que se encuentra una partícula. Las normas internacionales indican que para un incremento de 0.3048 [m] la temperatura desciende 2 [°C], causando una variación en la densidad y viscosidad (AMME@,2006).

Los conceptos aerodinámicos explicados se consideran los principales parámetros que pueden influir sobre un fenómeno físico. Un entendimiento claro de ellos permite una interpretación adecuada sobre los cambios y las posibles consecuencias en los fenómenos analizados.

Si consideramos el aire moviéndose a través de un objeto, como lo muestra la Figura 2, y nos enfocamos en el recorrido del elemento infinitesimal de masa del gas, denominado Elemento en el Fluido, se observa que a medida que pasa el

tiempo se presenta un cambio en la dirección y la magnitud de su velocidad; lo cual nos permite definir la velocidad de flujo como la velocidad de un gas que fluye en cualquier punto del espacio (Anderson, 2001, 14).

Figura 2. Flujo de Aire sobre un cuerpo dado



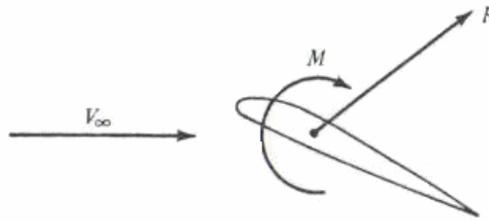
Autoría propia

En la Figura 2 se observa también que para fluidos en estado permanente, es decir que no cambia con el tiempo, el historial del camino recorrido por un elemento puede ser graficado por medio de líneas denominadas líneas de flujo, las cuales son dibujadas de manera constante ya que sirven como herramienta importante en la visualización del movimiento (Anderson, 2001, 15).

1.2.2 Fuerzas y Momentos Aerodinámicos.

Las fuerzas y momentos aerodinámicos presentes en cualquier cuerpo moviéndose a través de un fluido, son originadas debido a la distribución de presiones y a la distribución del esfuerzo cortante sobre su superficie (Anderson, 2001,15). Cuando el cuerpo lleva una orientación determinada, como en el caso de los perfiles, se presentan diferentes condiciones de fuerzas y momentos resultantes, como lo muestra la Figura 3.

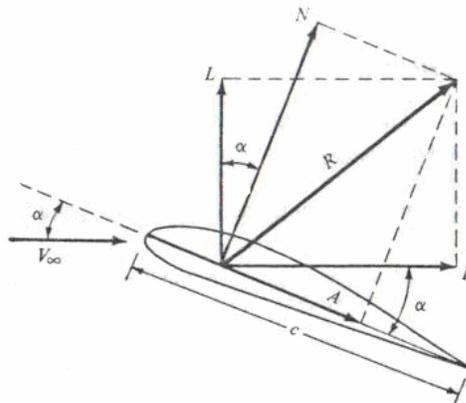
Figura 3. Fuerzas y Momentos Aerodinámicos



Anderson, 2001, 16

Con base en la Figura 3 pueden deducirse las dos fuerzas aerodinámicas principales: La fuerza de sustentación, que es la componente de la fuerza resultante, siendo perpendicular a la dirección de la velocidad del aire que incide sobre el cuerpo y la fuerza de arrastre que es la componente de la fuerza resultante, siendo paralela a la dirección de la velocidad del aire. Todas las consecuencias que deja el paso del aire a través de un cuerpo se reflejan en la generación de fuerzas y momentos que son objeto de estudio para la ciencia aerodinámica (Anderson, 2001, 17).

Figura 4. Fuerzas Principales en un perfil



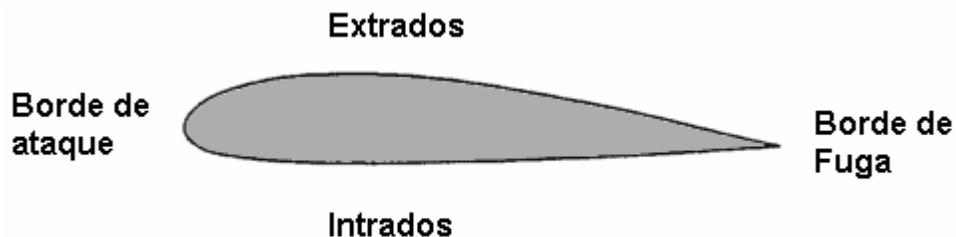
Anderson, 2001, 16

1.2.3 Perfiles Alares.

En aeronáutica se denomina perfil alar, perfil aerodinámico o simplemente perfil, a un contorno de forma curvada, que al desplazarse a través del aire es capaz de crear a su alrededor una distribución de presiones tal que genere sustentación propia.

En esta entidad geométrica pueden identificarse unas regiones específicas: borde de ataque, el cual se enfrenta a la corriente del fluido incidente, el borde de fuga, lugar de salida del fluido en la parte posterior, extradós o parte superior e intradós o parte inferior, tal como lo muestra la Figura 5 (WIKIPEDIA@, 2007).

Figura 5. Regiones que conforman un perfil

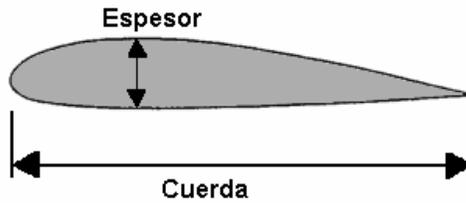


Autoría propia

Las relaciones geométricas existentes entre las regiones definidas en el párrafo anterior, reciben nombres específicos y de su determinación se afectan los parámetros que influyen directamente en el comportamiento aerodinámico del perfil.

Existen otras características importantes del perfil, que son usadas por los expertos para el diseño y análisis. En la Figura 6 se presenta la cuerda como la distancia lineal desde el borde de ataque hasta el borde de fuga y el espesor como la mayor distancia entre el extradós y el intradós (Anderson, 2001, 17).

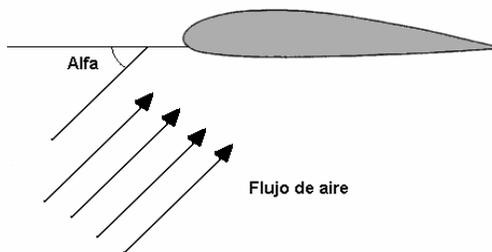
Figura 6. Características importantes del perfil



Autoría propia

El ángulo de ataque, alfa en la Figura 7, es definido como el ángulo que se forma entre la cuerda y la dirección de la velocidad del flujo incidente (Anderson 2001, 17).

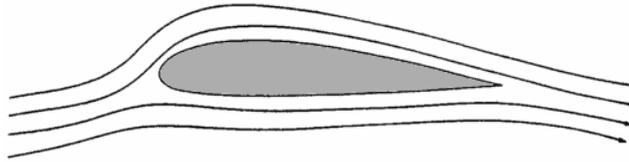
Figura 7. Angulo de ataque



Autoría propia

El aire incidente en el perfil es forzado a separarse de tal modo que fluya por el extradós y el intradós para su posterior reencuentro en el borde de fuga, como se observa en la Figura 8. El aire que pasa cerca del perfil roza las superficies afectando el estado y propiedades, creando una capa de reducción en momento denominada capa límite, en la cual la velocidad del fluido respecto a las superficies (intradós y extradós) varía desde cero hasta el 99% de la velocidad de la corriente exterior; tal y como se muestra (WIKIPEDIA@, 2007).

Figura 8. Líneas de flujo sobre el perfil

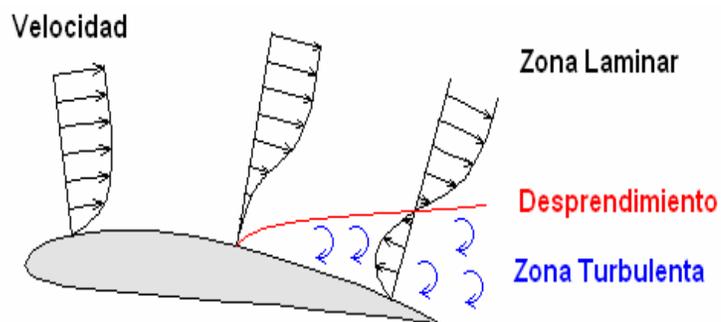


Autoría propia

Dependiendo de las características del fluido la capa límite puede ser laminar, turbulenta o mixta, solo si se presenta el fenómeno de separación. Como se observa en la

Figura 9, en la zona turbulenta la viscosidad es la responsable de que se presente un vórtice en el punto de desprendimiento, el cual se define como flujo turbulento en rotación espiral con trayectorias de corriente cerradas. Este tipo de corrientes son determinadas con base en modelos matemáticos diseñados (como ejemplo el *Shear Stress Transport*) para la dinámica de fluidos, en el cual se relaciona la cantidad de circulación o rotación de un fluido por unidad de área (WIKIPEDIA@, 2007).

Figura 9. Punto de Separación - Flujo laminar y turbulento



Autoría propia

Para un fluido que se mueve por un perfil a un *Reynolds* mayor de 100.000, es decir, a una velocidad inmersa en ciertas condiciones atmosféricas, la variación en el ángulo de ataque conlleva a un cambio del punto de transición, entre zonas de

flujo laminar y turbulento, desde el borde de ataque hasta el borde de fuga. Para la mayoría de perfiles a ángulos de ataque mayores a 14° , este hecho condiciona de manera adversa el comportamiento del perfil puesto que la capa límite turbulenta es menos sensible a los gradientes adversos de presión (Anderson, 2001, 290).

El análisis del comportamiento de los perfiles bajo el movimiento de fluidos es un tema tanto apasionante como complejo, el cual ha sido analizado desde 1890 por los Hermanos *Wright* con sus reducidas pruebas de flujo en superficies de vuelo. Con la intención de describir las fuerzas aerodinámicas que actúan sobre los cuerpos en la forma más general posible y de obtener datos universales de ensayos realizados a escala, se definen los coeficientes adimensionales que relacionan la mayoría de variables explicadas en párrafos anteriores. Los principales coeficientes utilizados en aerodinámica son:

El Coeficiente de Sustentación, C_l , es el encargado de relacionar la fuerza de sustentación con la forma del cuerpo y las propiedades del fluido.

Ecuación 3. Coeficiente de sustentación

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

L : *Fuerza de Sustentacion*

ρ : *Densidad Absoluta*

V : *Velocidad del Fluido*

S : *Area de referencia*

Anderson, 2001, 41

El Coeficiente de Arrastre, C_d , es el encargado de relacionar la fuerza de arrastre con la forma del ala y las propiedades del fluido.

Ecuación 4. Coeficiente de arrastre

$$C_d = \frac{2.R}{\rho.V^2.S}$$

R : Fuerza de Arrastre

ρ : Densidad Absoluta

V : Velocidad del Fluido

S : Area de referencia

Anderson, 2001, 43

El coeficiente de momento, C_m , es el encargado de relacionar el momento de giro con respecto a un punto determinado. Para análisis aeronáuticos este punto se escoge generalmente a $\frac{1}{4}$ de la cuerda medida desde el borde de ataque.

Ecuación 5. Coeficiente de momento

$$C_m = \frac{2.M}{\rho.V^2.S.L}$$

M : Momento

ρ : Densidad Absoluta

V : Velocidad del Fluido

S : Area de referencia

L : Longitud de referencia del perfil

Anderson, 2001, 20

El cálculo de los coeficientes utiliza valores diferentes de S y L según el tipo de perfil que se requiera analizar. Aunque los fenómenos en 2D no se presentan en la vida real, en aerodinámica, el análisis de perfiles bajo estas condiciones es muy apreciado por diseñadores, ya que permite inferir el comportamiento ideal de la superficie de sustentación que se encuentre diseñando; para estos casos de dos dimensiones las variables son escritas en letras minúsculas y su longitud de referencia se determina según la siguiente Figura 10 (Anderson, 2001, 20);

Figura 10. Longitudes de referencia para coeficientes aerodinámicos

c_l : *coeficiente de sustentacion* [m]

c_d : *coeficiente de arrastre* [m]

S : *cuerda del perfil, no se utiliza area de referencia*

Anderson, 2001, 20

La obtención de estos coeficientes juega un papel importante en el diseño preliminar de aviones y cuerpos cuya interacción con los fluidos es vital para su adecuado funcionamiento. Una correcta combinación de sus variables, para una velocidad y ángulo de ataque dados, permite obtener resultados que armonizan el medio con el cuerpo analizado de tal modo que se optimice el comportamiento del cuerpo bajo la acción de un flujo dado.

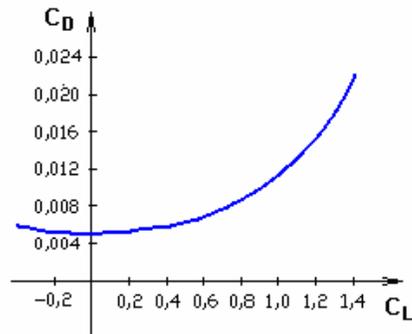
En la aerodinámica existen una diversidad de variables geométricas, de propiedades de fluido y de fenómenos físicos entre otros, que influyen sobre el comportamiento y rendimiento de los cuerpos analizados; donde una modificación inadecuada se convierte en una cadena de variaciones que aunque puede presentar mejores resultados, pierde todo tipo de trazabilidad. El caso específico de este trabajo requiere el uso de curvas y relaciones matemáticas que permitan predecir de manera correcta el comportamiento de los perfiles y alas, de tal modo que se infieran los resultados adecuados. A continuación se presentarán las curvas estudiadas.

1.2.4 Curva Polar.

Esta curva relaciona el coeficiente de arrastre con el coeficiente de sustentación. Su comportamiento indica que ambas variables son proporcionales y un aumento en una, se refleja como un aumento en la otra. La curva ofrece una lectura directa del arrastre, indeseable, en función de la sustentación, lo cual resulta útil en el

análisis del comportamiento de un perfil aerodinámico, ya que permite inferir puntos óptimos de trabajo. En la Figura 11 se puede observar este tipo de curva:

Figura 11. Curva Polar

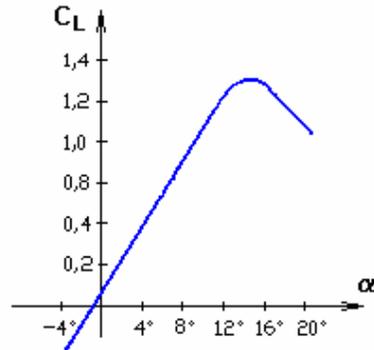


Autoría propia

1.2.5 Curva de Sustentación

El ángulo de ataque tiene incidencia directa en el coeficiente de sustentación según lo ilustrado en la Figura 12. En esta gráfica se puede observar que a medida que aumenta el ángulo de ataque también lo hace la sustentación del perfil, hasta un punto máximo donde ocurre el fenómeno de pérdida de sustentación o “*stall*” como resultado de la falta de adherencia del fluido a las paredes del cuerpo, lo cual conlleva a la creación de vértices irregulares o turbulencia en el espacio no ocupado. Esta característica está directamente relacionada con el tipo de perfil y las características geométricas seleccionadas (Anderson, 2001, 282).

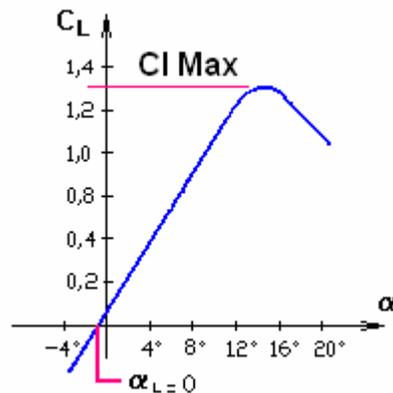
Figura 12. Curva de Sustentación



Autoría propia

En la curva de sustentación de la Figura 12 se puede observar dos parámetros adicionales que han de ser revisados para cada una de las superficies de vuelo. El primero es el un ángulo de ataque para el coeficiente de sustentación cero $\alpha_{L=0}$, importante en la determinación de valores de operación extremos y define el ángulo donde la sustentación es nula. El segundo es el punto máximo que alcanza esta curva, el cual se conoce como $C_{L_{Max}}$; este valor es el obtenido justo antes de la pérdida y de su resultado se obtiene la velocidad de pérdida de la aeronave (Anderson, 2001, 41).

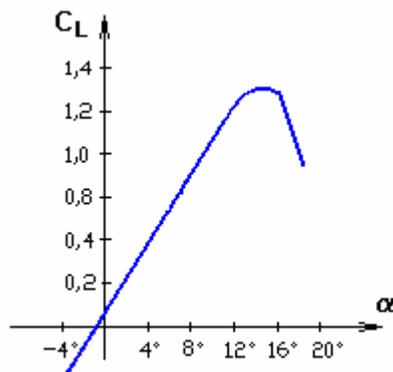
Figura 13. Curva de Sustentación – C_L máximo – Angulo $C_L=0$



Autoría propia

El fenómeno de pérdida puede presentarse de diferente manera para cada perfil; el caso en que la cima de la curva presenta un cambio brusco en la pendiente, ver Figura 14, se denomina pérdida de borde de ataque y se presenta generalmente en perfiles con espesor entre el 10%-14% valor de la cuerda. El fenómeno físico que describe este caso, es la separación abrupta del fluido sobre toda la superficie del perfil.

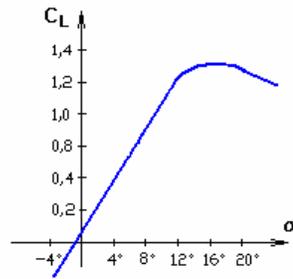
Figura 14. Pérdida de borde de ataque



Autoría propia

El segundo caso que puede presentarse es la denominada pérdida de borde de fuga, el cual se presenta generalmente en perfiles con espesores mayores al 14% del valor de la cuerda. El fenómeno físico que describe este caso es la separación gradual del fluido, desde el borde de ataque hasta el borde de fuga, a medida que el ángulo de ataque aumenta. (Anderson, 2001, 334).

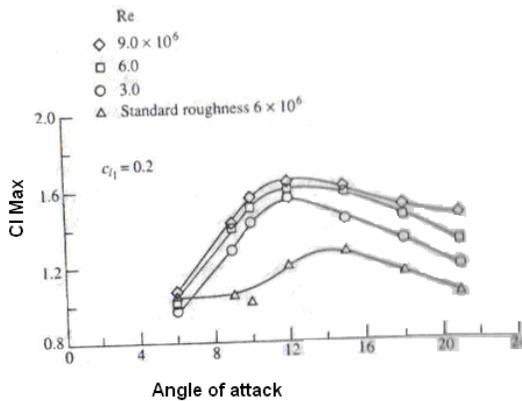
Figura 15. Perdida de borde de fuga



Autoría propia

La Figura 16 ilustra en el eje x valores de espesor de perfiles y en el eje y valores de $C_{l_{max}}$, representando el efecto que tiene el espesor del perfil en el comportamiento aerodinámico mencionado en párrafos anteriores.

Figura 16. Influencia del espesor en las características de pérdida del perfil



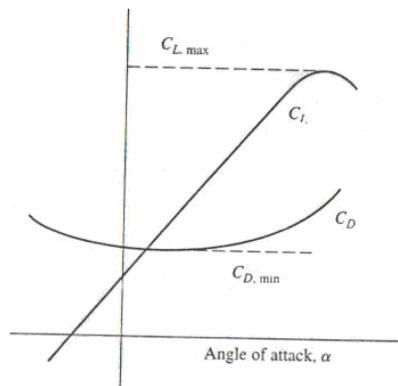
Anderson, 2001, 335

Con base en las imágenes presentadas, puede inferirse que para ángulos de ataque aproximados entre 0° - 10° , la corriente de flujo permanece adherida de tal modo al cuerpo que la variación es lineal en el coeficiente de sustentación. Para ángulos de ataque mayores a 10° , el desprendimiento de la corriente provoca un cambio no lineal en el coeficiente de la curva de sustentación.

La velocidad máxima de un avión, representado en el perfil, se obtiene cuando el máximo de potencia entregado por el motor, es combinado con el valor mínimo del coeficiente de arrastre, Cd_{\min} . Los parámetros mencionados dan cuenta de la importancia del uso de adecuado de los coeficientes aerodinámicos para predecir el comportamiento de una aeronave, situación que se ve reflejada en correctos parámetros de diseño.

Se desea obtener el mayor valor de sustentación en combinación con el menor arrastre, situación virtualmente imposible debido al comportamiento ilustrado en la curva polar, puesto que el mayor valor de sustentación se encuentra en la zona de pérdida donde el coeficiente de arrastre toma un valor elevado, ver Figura 11 y Figura 17. Con el fin de determinar la mejor combinación de estos dos criterios, la comunidad aeronáutica definió una relación que cuantifica la eficiencia del perfil para cada ángulo de ataque. Esta relación se conoce como eficiencia aerodinámica o la relación L/D y se define como el cociente entre la sustentación y el arrastre, para un ángulo de ataque dado. Su valor puede ser obtenido de la curva polar trazando la tangente a la curva desde el origen. La Ecuación 6 muestra el modelo de cálculo (Anderson, 2001, 44).

Figura 17. Relación entre C_L máximo y el C_D máximo



Anderson, 2001, 42

Ecuación 6. Relación L/D

$$\frac{L}{D} = \frac{C_l}{C_d}$$

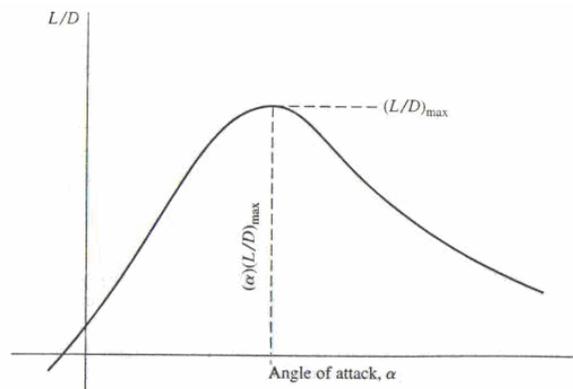
$L = \text{Fuerza de Sustentacion}$

$D = \text{Fuerza de Arrastre}$

Anderson, 2001, 44

Esta relación se varía según el ángulo de ataque tal como se muestra en la Figura 18. El valor máximo de L/D se obtiene en la zona de crucero ya que es en esta fase de vuelo donde se debe presentar el menor arrastre y la mayor sustentación. Realizando un correcto análisis de la curva polar puede inferirse el ángulo de ataque que tomará el avión en esta etapa (Anderson, 2001, 335).

Figura 18. Valor Máximo de L/D



Anderson, 2001, 46

La información presentada a lo largo de este capítulo asume que el fluido es incompresible, simplificación adecuada para bajos números de *Mach* (hasta 0.3). Para números mayores de *Mach* (hasta 0.8 - 0.9) son notables los efectos de compresibilidad en las características del perfil ya que se forman ondas de choque transversales a la corriente incidente, como resultado de la aceleración local de la

corriente en el extradós, lo cual origina una zona de velocidad supersónica que recupera carácter subsónico a través de una onda de choque (Anderson, 2001, 335).

1.2.6 Superficie de Sustentación Principal

Las propiedades descritas para el análisis de perfiles y cuerpos que interactúan con el aire pueden ser aplicadas de la misma manera para alas, las cuales son perfiles con envergadura finita. Se explicarán los fenómenos que diferencian el análisis de alas con respecto a los estudios realizados en perfiles, de tal modo que su fundamento sea encontrado en la teoría presentada en párrafos anteriores (Anderson, 2001, 351).

En los perfiles analizados, secciones transversales de las alas, se considera flujo en 2D debido a que la envergadura es infinita de tal modo que se desprecien los efectos causados por un componente de flujo en dirección de la envergadura del ala, perpendicular a la cuerda del perfil.

Esta componente “longitudinal” es causada por un fenómeno físico ocurrido en el borde del ala, el cual es explicado a continuación. En el extradós del perfil se produce una presión de succión responsable de manera parcial de la sustentación, la cual es complementada por un aumento en la presión en el intradós. Esta diferencia de presiones origina un flujo desde el intradós al extradós en la punta de las alas que tiende a igualar las presiones, disminuyendo la fuerza de sustentación en las proximidades de la punta, la Figura 19 ilustra este fenómeno:

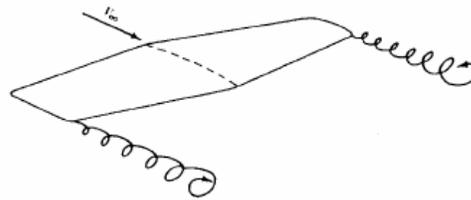
Figura 19. Efecto de flujo en las puntas de las alas



Anderson, 2001, 352

La tendencia del fluido a deslizarse por la superficie del borde del ala conlleva, de manera adicional, a la inducción de un campo de velocidades rotatorio que forma vórtices o tornados débiles en zonas posteriores al borde de fuga del perfil en la punta del ala. La Figura 20 ilustra este fenómeno:

Figura 20. Inducción de vórtices en las puntas de las alas



Anderson, 2001, 353

El efecto negativo de estos vórtices es representado por la inducción de una corriente de aire con componente de velocidad negativa denominada *downwash*, la cual tiende a arrastrar el aire que rodea el ala y por ende a generar un arrastre denominado Arrastre Inducido (Anderson, 2001, 354).

Los efectos viscosos del fluido que rodea la superficie de sustentación principal causan en el comportamiento aerodinámico, una variación debido a la separación del fluido. Estos efectos se conocen como Arrastre de Presión y Arrastre por Fricción (Anderson, 2001, 355) y de su suma se obtiene el Arrastre Parásito. El arrastre total es expresado por medio de la Ecuación 7 inferida de la Figura 21.

Ecuación 7. Arrastre total

$$C_d = c_d + C_{d_i}$$

c_d : Coeficiente de Arrastre Parasito

C_{d_i} : Coeficiente de Arrastre Inducido

C_d : Coeficiente de Arrastre Total

Anderson, 2001, 356

Figura 21. Arrastre total



Autoría propia

El efecto de la punta del ala debe ser considerado en los análisis y no deben tomarse decisiones del comportamiento de la aeronave basados únicamente en datos inferidos de resultados de perfiles en 2D. Los análisis que se pretenden realizar por medio del software CFD, permiten determinar el comportamiento del ala para diferentes condiciones de vuelo donde el fluido se encuentre en estado estable.

A continuación se presentarán variables aerodinámicas adicionales, las cuales sólo aplican en el diseño de alas.

- *AR (Aspect Ratio)*, variable fundamental que relaciona la envergadura de ala con la superficie en contacto con el fluido. Su fórmula es presentada en el siguiente modelo de cálculo:

Ecuación 8. AR

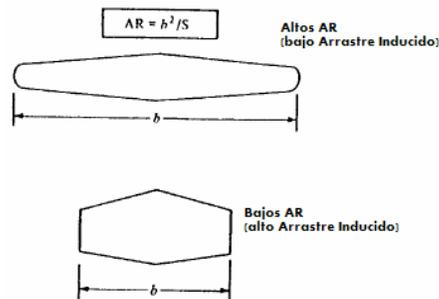
$$AR = \frac{b^2}{S}$$

b : Envergadura (ver figura 22)

S : Superficie de contacto (ver figura 22)

Anderson, 2001, 370

Figura 22. Comparación de diferentes AR



Anderson, 2001, 370

A pesar de que el valor de esta variable es determinado como criterio de diseño, a continuación se presentan los parámetros que deben ser tenidos en cuenta al momento de su obtención.

- El arrastre inducido es inversamente proporcional al AR. Se desea tener el mayor AR que garantice reducción en esta variable que puede llegar a ser el 25% del arrastre total en las fases de despegue y aterrizaje (Anderson, 2001, 246). La Ecuación 9 para el arrastre inducido confirma esta recomendación.

Ecuación 9. Arrastre inducido

$$Cd_i = \frac{Cl^2}{\pi * AR}$$

Cl : Sustentacion

AR : Aspect Ratio

Anderson, 2001, 369

- b. La resistencia estructural de alas con valores altos de AR (mayor a 17) es reducida, por lo cual se incurre en peso extra para los refuerzos en las zonas de unión de esta superficie con el fuselaje (Anderson, 2001, 247).
 - c. Altos AR se traducen en elevados momentos de flexión como resultado de la distribución de presiones y el peso propio del cuerpo (Anderson, 2001, 385).
 - d. El AR debe ser seleccionado de tal modo que se obtenga el mejor comportamiento aerodinámico y el menor requerimiento estructural (Anderson, 2001, 369).
- Carga Alar, [kg/m² o Lb/ft²], parámetro de diseño que determina el desempeño de la aeronave en crucero, distancia de despegue y aterrizaje, y requerimientos de potencia. Las consideraciones respecto de esta variable son las siguientes (Ebenhart, 2001, 62):
- a. A mayor carga alar mayor será la velocidad de pérdida.
 - b. A mayor carga alar menor será la velocidad tope de crucero.

La Tabla 3 presenta valores típicos de esta variable para diferentes aviones. Se desea la menor carga alar, similar a la obtenida en planeadores, de tal modo que se obtenga mayor sustentación en elevados ángulos de ataque (Ebenhart, 2001, 63).

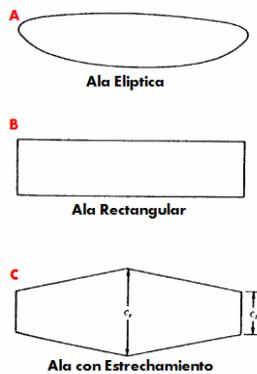
Tabla 3. Valores de carga alar para diferentes aeronaves

TIPO DE AERONAVE	CARGA ALAR TÍPICA	
	[Lb/ft ²]	[Kg/m ²]
Planeador	6	30
Aviación General (un solo motor)	17	185
Aviación General (dos motores)	26	130
Jet de Combate	70	350
Jet de Transporte	120	600

Ebenhart, 2001, 62

Con el objetivo de determinar el ala óptima para la aplicación seleccionada, se presentarán a continuación los tipos de superficies con que son construidas gran parte de aviones existentes. El enfoque se concentrará en las ventajas y desventajas que cada una de éstas posee, de tal modo que se prepare el camino que lleve a la decisión final en la selección de la geometría.

Figura 23. Configuración geométrica para diferentes alas



Autoría propia

Las superficies de sustentación presentes en los aviones diseñados alrededor del mundo, fundamentan su geometría en alguno de los tipos presentados en la Figura 23, las cuales presentan una distribución de presiones uniforme a lo largo de toda la superficie. Para aplicaciones especiales, los diseñadores no fundamentan sus análisis en geometrías conocidas y concentran todos sus esfuerzos en el diseño de curvas y líneas propias que se ajusten de mejor manera a las características y deseos requeridos, situación que se encuentra fuera del

alcance de este proyecto de grado. La denominación de cada una de las alas mostradas en la figura es la siguiente:

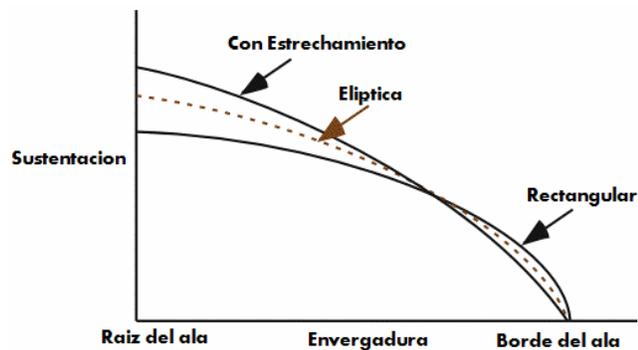
- a. Ala Elíptica: Ala ideal para cualquier aeronave; el factor de eficiencia es 1 y solo ha sido utilizada de manera exitosa en el *Spitfire* Inglés debido a que el costo de fabricación asociado es muy alto.
- b. Ala Rectangular: Ala de menor eficiencia; su facilidad de construcción la hace apta para aplicaciones que no requieran características aerodinámicas especiales.
- c. Ala con estrechamiento: Combina perfiles de cuerdas distintas en su extremo y en su raíz, de tal modo que se aproxime a la eficiencia superior de un ala elíptica, basándose en un ala cuadrada. Este tipo de ala es la más utilizada en la industria puesto que sus desventajas aerodinámicas son compensadas por facilidades en la construcción. Entre sus ventajas se encuentra:
 - I. Alas con estrechamientos inferiores a 0.5 se asemejan a alas elípticas.
 - II. Alas con valores de estrechamiento superiores a 0.5 tiene su valor máximo de sustentación local en las puntas de las alas, es decir, entra primero en pérdida la punta del ala que el resto de la superficie.
 - III. Estrechamiento de 1 (ala triangular) no tiene efectos prácticos en aviones subsónicos.

El diseño seleccionado se fundamentará en la geometría de un ala con estrechamiento debido a las ventajas que ésta presenta (Ebenhart, 2001, 67-69):

- a. Distribución de la carga alar a criterio del diseñador. Esto permite reducir la carga en la punta del ala de tal modo que se requieran estructuras menos robustas y se reduzca el peso de la aeronave.

- b. Distribución de la sustentación a lo largo del ala que conlleve a una reducción en el arrastre. Este tipo de superficies de sustentación presenta una distribución elíptica que toma su valor mínimo en la punta del ala, según lo visto en la Ecuación 9, una reducción en la sustentación se convierte en una reducción del arrastre inducido. La Figura 24 presenta una comparación de este fenómeno en las diferentes superficies.

Figura 24. Sustentación en la superficie del ala para cada configuración.



Ebenhart, 2001, 67-69

El mecanismo de torsión, mecánico o aerodinámico, presenta un sinnúmero de ventajas en cuanto a distribución de sustentación sobre el ala se refiere. Mediante el uso de esta característica se distribuye la sustentación de tal modo que la raíz del ala entre en pérdida primero y se evite reducción inmediata de la sustentación en la punta, donde se encuentran los alerones. A pesar de las ventajas que esto ofrece, la construcción de este tipo de alas y la determinación adecuada de sus parámetros se encuentra fuera de los alcances de este trabajo.

La información presentada en los párrafos anteriores conlleva a la selección de la configuración geométrica de ala con estrechamiento para la superficie principal de sustentación. El capítulo de diseño de alas presenta las variables seleccionadas para su diseño y la configuración obtenida.

La teoría aerodinámica presentada, fundamenta las bases que sirven de sustento para la toma de decisiones y cálculos aerodinámicos posteriores.

1.3 CFD – DINAMICA DE FLUIDOS COMPUTACIONAL

El CFD es una herramienta de diseño y análisis de gran utilidad en problemas de ingeniería que involucran fenómenos físicos de movimiento de fluidos, reacciones químicas, transferencia de calor y procesos relacionados (ANSYS®, 2004). Mediante esta es posible predecir el comportamiento del fenómeno alrededor de un cuerpo dado, el cual puede ser visualizado de forma gráfica.

La metodología empleada en CFD permite la simulación de un sinnúmero de procesos que involucran el movimiento de fluidos entre sus fronteras, por medio de la solución numérica de las ecuaciones diferenciales parciales (EDP) de conservación de materia, energía y cantidad de movimiento, aplicados a una entidad geométrica infinitesimal, transformada en una malla de puntos (como ejemplo ver Ecuación 10). Estos métodos numéricos permiten obtener las variables características del sistema o dominio analizado (Presión, Velocidad, Temperatura, etc.) en cada punto del cuerpo discretizado en función de la malla generada (Xing y Stern®, 2006, 1-3).

Ecuación 10. Ecuación diferencial para la conservación de masa

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w)}{\partial z} = 0$$

Xing y Stern®, 2006.

1.3.1 Historia.

La evolución del CFD ha estado ligada de manera directa al desarrollo en el área de la computación. Las herramientas proporcionadas por la Dinámica de Fluidos Experimental y la Dinámica de Fluidos Teórica (EFD y TFD respectivamente por sus siglas en ingles) (Anderson, 1995, 4) permitieron ampliar el campo de aplicación de esta ciencia, para así pasar de algoritmos particulares para

problemas específicos, a códigos comerciales con atractivas funciones (ANSYS@ 2004).

En los inicios, el elevado conocimiento en TFD y el requerimiento de poderosos computadores llevaron a convertir al CFD en una herramienta única y exclusiva de centros y laboratorios de investigación. La expansión de la tecnología, acompañada por la comercialización de software especializado, ha permitido el ajuste de cualquier situación / problema de tal modo que la solución arroja resultados robustos obtenidos de manera sencilla y rápida. Esta reducción de tiempo conlleva a una considerable disminución de costos y labores que permite acercar la herramienta a todos los ingenieros diseñadores que ven en ella una alternativa para búsqueda de respuestas a problemas de ingeniería y análisis complejos (ANSYS@, 2004).

Pese a la evolución de los computadores y la implementación de nuevos y mejores modelos matemáticos, esta metodología se enfrenta a restricciones y limitaciones impuestas por la elevada exigencia de máquina para la acertada y rápida obtención de resultados, los cuales conllevan al uso de súper computadoras y estaciones de trabajo especiales. Sin embargo, el aumento en los costos de la tecnología nunca será superior al dinero y al tiempo invertido en los túneles de viento y pruebas experimentales (Ariza, 2006).

1.3.2 Aplicaciones.

Históricamente el desarrollo del CFD desde el año 1960 fue conducido por las necesidades de la comunidad aeronáutica. Sin embargo, en la actualidad esta disciplina se ofrece como una alternativa importante para ramas donde la dinámica y movimiento de un fluido son importantes. Algunas de las principales aplicaciones son:

- Industria Aeronáutica y aeroespacial.

- Industria Automotriz y su división de motores.
- Industria manufacturera (moldes, plásticos).
- Industria Naval (barcos, submarinos).
- Aplicaciones de la ingeniería civil (reología de ríos, edificaciones).
- Análisis de problemas ambientales.
- Explosiones y reacciones nucleares.
- Turbo maquinaria.

El CFD es una herramienta que ofrece una amplia cobertura para un sinnúmero de aplicaciones que dependen y son ejercidas alrededor de los fluidos (gases y líquidos). La clave en el éxito de sus simulaciones radica en el correcto planteamiento y definición de la situación que debe resolver el software, mediante modelos matemáticos, de manera tal que la diferencia entre la realidad y la teoría desaparezca.

1.3.3 Fundamentación matemática.

Los códigos privados y comerciales de CFD fundamentan su metodología en la solución de la forma diferencial de las ecuaciones de *Navier-Stokes* tal como se muestra en la Ecuación 11, las cuales pese a ser formuladas desde principios del siglo XIX no tienen soluciones analíticas conocidas y deben ser discretizadas y evaluadas por medio de métodos numéricos.

Ecuación 11. Ecuaciones de *Navier-Stokes*

$$\begin{aligned}
 \rho \frac{\partial u}{\partial t} + \rho u \frac{\partial u}{\partial x} + \rho v \frac{\partial u}{\partial y} + \rho w \frac{\partial u}{\partial z} &= -\frac{\partial \hat{p}}{\partial x} + \mu \left[\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} \right] \\
 \rho \frac{\partial v}{\partial t} + \rho u \frac{\partial v}{\partial x} + \rho v \frac{\partial v}{\partial y} + \rho w \frac{\partial v}{\partial z} &= -\frac{\partial \hat{p}}{\partial y} + \mu \left[\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial z^2} \right] \\
 \rho \frac{\partial w}{\partial t} + \rho u \frac{\partial w}{\partial x} + \rho v \frac{\partial w}{\partial y} + \rho w \frac{\partial w}{\partial z} &= -\frac{\partial \hat{p}}{\partial z} + \mu \left[\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial z^2} \right]
 \end{aligned}$$

Aceleración Local
Convección
Gradientes Piezométricos de presión
Termino Viscoso

Xing y Stern@, 2006.

El fenómeno particular que se analice, puede requerir la adición de ciertas ecuaciones que deben ser solucionadas en conjunto con las ecuaciones de continuidad mencionadas en el párrafo anterior, algunos de estos casos son presentados a continuación (Lange, Physical modelling):

- Ecuación de energía térmica: Casos de transferencia de calor
- Ecuaciones de transporte de especies: Casos de transferencia de masa
- Ecuaciones de flujo de dominios multifase: Casos de fenómenos multifase sólido/gas, sólido/liquido y gas/liquido
- Ecuaciones para reacciones químicas
- Ecuaciones para campos magnéticos: casos de magneto hidrodinámica
- Modelos de turbulencia

La manera en que son solucionadas estas ecuaciones es variada y puede diferir según el código seleccionado; sin embargo, la mayoría de casas fabricantes de software se inclinan por los tres tipos siguientes (Dyson@, 2004, 17):

- a. Método de los volúmenes finitos: el cuerpo analizado es dividido en pequeñas regiones denominadas volúmenes de control. Las ecuaciones son discretizadas y evaluadas iterativamente en cada uno de estos volúmenes. El resultado de esta evaluación es la obtención de un valor aproximado de cada una de las variables en todos los puntos del dominio (Lange, Discretization methods).
- b. Método de los elementos finitos: el cuerpo analizado es dividido en elementos en cuyos extremos se encuentran nodos interconectados con otros elementos. Las ecuaciones son evaluadas iterativamente en cada uno de estos nodos, de tal modo que sus resultados son “ensamblados” en un conjunto global de ecuaciones algebraicas (Lange, Discretization methods).

- c. Método de las diferencias finitas: el cuerpo analizado es dividido en un conjunto de puntos, para cada uno de los cuales son planteadas las ecuaciones que han de ser solucionadas de manera global por medio de un sistema de ecuaciones algebraicas (Lange, Discretization methods).

La mayoría de los códigos comerciales presentes en el mercado, utiliza el método de los volúmenes finitos debido a las ventajas que presenta en relación con los otros métodos, algunas de estas son las siguientes (Lange, Discretization methods):

- Mayor precisión en los resultados que los otros dos métodos.
- Los términos de la formulación discretizada tienen interpretaciones físicas directas.
- Método más eficiente para análisis de flujo y transferencia de calor.

Las ecuaciones planteadas para cada uno de los nodos, deben ser resueltas por medio de métodos numéricos (*LU, Gauss-Seidel, Jacobi, etc.*) que iteran de manera continua para definir las variables resultantes. Una adecuada especificación de las condiciones de frontera, en combinación con un acertado ajuste de los parámetros de convergencia (RMS, MAX, etc.), conllevan a una solución que simula las condiciones presentes en el fenómeno real planteado.

1.3.4 Metodología CFD.

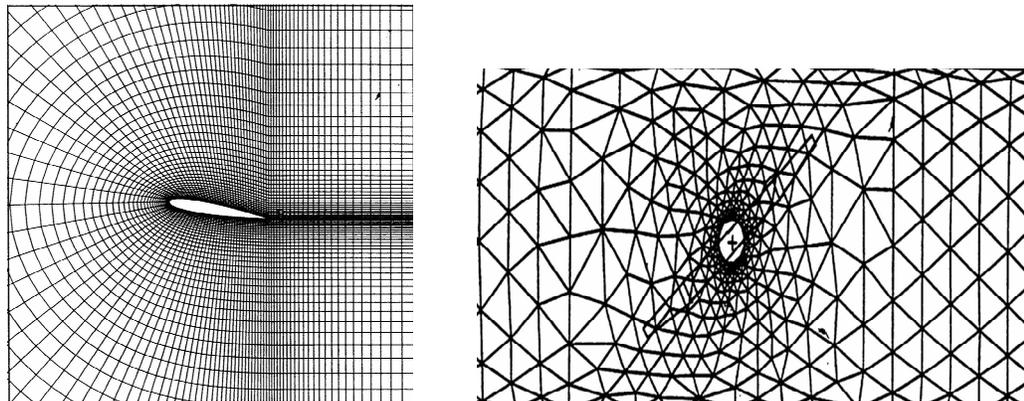
Toda aplicación analizada con metodología CAE (Ingeniería Asistida por Computador, por sus siglas en inglés) deber ser conducida por tres fases, que garanticen una ordenada y correcta definición de los parámetros. Estas etapas son las siguientes: Pre-Procesamiento, Procesamiento y Post-Procesamiento. A continuación se realizará una breve descripción de cada una de ellas.

1.3.4.1 Pre-Procesamiento.

La etapa de preprocesamiento está compuesta de los siguientes pasos:

- a. Creación de un modelo CAD que represente de manera física el problema.
- b. Generación de la malla que se ajusta al modelo CAD anterior. Paso trascendental para la garantía de resultados acertados. Según el enfoque definido para la aplicación requerida se define la malla utilizando los comandos específicos del programa seleccionado; algunos ejemplos se presentan en la Figura 25.

Figura 25. Ejemplos de malla



Dyson@, 2004, 25-26

- c. Definición física: etapa final del pre-procesamiento. Los modelos físicos, las propiedades del fluido, las condiciones de frontera y los parámetros de solución son definidos de tal manera que se obtenga una solución adecuada al fenómeno simulado (ANSYS@, 2004).

La etapa de Pre-Procesamiento define las características del problema / simulación y requiere un entendimiento y control adecuado del fenómeno y el problema de tal modo que se garanticen resultados acertados.

1.3.4.2 Procesamiento.

Solución de las ecuaciones diferenciales parciales que son integradas de manera no interactiva, de tal modo que se aplican leyes de conservación de materia y momento a cada uno de los volúmenes de control que definen la región analizada. Las integrales planteadas son convertidas en un sistema de ecuaciones algebraicas por medio de una aproximación de cada uno de los términos presentes en la integral de la cual proviene. El cálculo iterativo, debido a la naturaleza no lineal de estos sistemas, conlleva a la obtención de los resultados que definen las variables en cada uno de los nodos presentes en la malla (ANSYS®, 2004).

1.3.4.3 Post-Procesamiento.

Se considera la etapa de análisis e interpretación. Los resultados obtenidos son presentados de forma visual sobre el modelo, de manera que puedan analizarse para así obtener las recomendaciones de diseño.

En la Figura 26 se puede observar en resumen las etapas mencionadas:

Figura 26. Etapas para un análisis CFD



ANSYS®, 2006

Las variables que intervienen en cualquier simulación CFD requieren una preparación sistemática clara, de tal forma que exista la posibilidad de realizar una retroalimentación en los parámetros del fenómeno modelado, con el propósito de ayudar a una convergencia acertada y rápida de los resultados.

La mayoría de los modelos matemáticos utilizados en esta metodología provienen de formulaciones aproximadas de una realidad compleja y distante; tal es el caso

de los modelos de turbulencia y transición de flujo (laminar a turbulento) sobre los cuales recae gran parte de la incertidumbre introducida al proceso. Una adecuada comparación de datos experimentales con los resultados obtenidos en la simulación, permiten la validación de un modelo que puede ser ensayado bajo las condiciones requeridas por el diseñador.

1.3.5 *Ansys* CFX y otros software.

En la actualidad existen diversas empresas y universidades que se han encargado de desarrollar códigos particulares, mediante el uso de las metodologías existentes para la solución de las ecuaciones diferenciales.

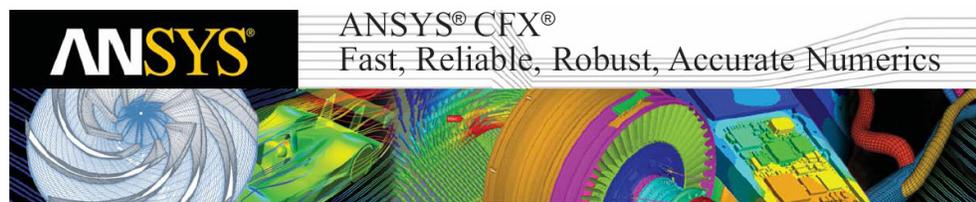
El software seleccionado para ser utilizado en el análisis de los fenómenos físicos involucrados en este proyecto de grado, es *ANSYS-CFX*, cuya imagen de visualización se muestra en la Figura 27. La decisión se toma con base en los siguientes parámetros:

- Recomendaciones hechas por docentes de la Universidad EAFIT que han trabajado con el software, lo cual se traduce en soporte a lo largo del desarrollo.
- La vasta documentación de ayuda para el aprendizaje y manejo, ofrecida por *Ansys* y por comunidades en Internet.
- La integración en un solo programa de todas las etapas de la metodología CFD, Pre-Procesamiento, Procesamiento y Post-Procesamiento, permite una estabilidad, conexión y relación adecuada, que facilita el proceso y evita los errores producidos por extensiones en archivos e inadecuados manejos de información entre las etapas.
- La existencia de casos y simulaciones resueltas que han sido validadas de manera positiva con datos experimentales, garantizan la veracidad del código usado por *Ansys*.

- La establecida conectividad entre el *software* CAD (*Pro Engineer*) y el generador de malla con el CFX.
- La disponibilidad ofrecida en el medio antioqueño.
- El manejo que tiene CFX de varios modelos de turbulencia y transición, permite una mejor aproximación del fenómeno en el análisis de perfiles y alas.

La forma del desarrollo del proyecto, las dificultades encontradas y la veracidad en los resultados comprobables con datos experimentales, indicará a los lectores si la decisión tomada fue la adecuada.

Figura 27. Logo de Ansys CFX



ANSYS®, 2004

El crecimiento del mercado apropiado para el uso de estas aplicaciones, planta la atmósfera adecuada para el surgimiento de empresas dedicadas a desarrollar y mejorar modelos matemáticos que permitan obtener soluciones más acertadas de la manera más rápida, sencilla y amigable para el usuario.

La mayoría de *software* de procesamiento CFD ofrece soluciones veraces y validadas en el campo aeronáutico para análisis en 2 y 3 dimensiones. Los códigos más reconocidos son:

Fluent: código CFD comercial que en el último año fue adquirido por *Ansys*. Es uno de los más reconocidos a nivel mundial para un rango amplio de aplicaciones.

No se selecciona debido a que el apoyo y soporte en Colombia son prácticamente nulos.

Otros: *CF-Design*, *Flow 3D*, *OpenFoam*, *CFD2000*, *CFD-ACE*. Poca información y escasa validez de resultados eliminan de manera directa estas aplicaciones (CFD-ONLINE@, 2006).

2. REQUERIMIENTOS DE DISEÑO

El diseño de la superficie de sustentación principal del UAV se encuentra enmarcado dentro del desarrollo de un proyecto de Industrial Aeronáutica S.A. en conjunto con ProAntioquia y otros asociados. La meta principal del proyecto es diseñar y construir un vehículo aéreo no tripulado, capaz de realizar diferentes tareas, tanto militares como civiles, basadas en las necesidades del cliente, teniendo como ventajas competitivas el bajo costo de operación, simplicidad operacional, seguridad, rendimiento y bajo costo de adquisición (Industrial Aeronáutica S.A., 2006).

Adicionalmente, el vehículo autónomo debe cumplir con los más altos estándares de diseño, confiabilidad, mantenimiento y operación actualmente vigentes, para que sea fácilmente incorporado en espacio aéreo controlado y ofrezca facilidad en su forma de construcción (Industrial Aeronáutica S.A., 2006).

2.1 CARACTERÍSTICAS TÉCNICAS:

Las características técnicas de la aeronave para la cual son diseñadas las superficies principales de sustentación son las siguientes:

- Nombre Proyecto: SSAV (*Search & Surveillance Autonomous Vehicle*)
- Categoría: MAV (*Medium Range low altitude*)
- Tipo de construcción: Materiales Compuestos y Aleaciones de aluminio. El ala debe ser de forma simétrica, evitando curvaturas complejas que dificulten la manufactura.
- Mecanismo de transporte: Ensamble modular adecuado y ergonómico para transporte en el maletín de campaña presentado en la Figura 28.

Figura 28. Maletín de campaña para el UAV



LUGGAGE@,2006

A continuación se presenta la recopilación de los requerimientos, características y deseos expresados por Industrial Aeronáutica S.A. en la fase de conceptualización del proyecto:

Tabla 4. Tabla de requerimientos

REQUERIMIENTOS DE RENDIMIENTO	
Velocidad Maxima (m/s)	28.00
Velocidad de Crucero (m/s)	23.00
Velocidad de Stall (m/s)	18.67
Rata de ascenso (m/min)	329.00
Duracion (hr)	2.00
Rango (km)	100.00
Peso avionica y equipos (kg)	0.95
Peso vacio (kg)	4.55
Peso maximo de despegue (kg)	5.50
Potencia del Motor Electrico (W)	240.00
REQUERIMIENTOS AERODINAMICOS	
AR	11.00
Espesor del Perfil	> 14%
Area del ala (m2)	0.44
Envergadura (m)	2.20
Cuerda (m)	0.30
CRUCERO	
Techo maximo de operacion (m)	3048.00
Velocidad (m/s)	23-28
V stall (m/s)	18.67
LANZAMIENTO - METODO DE RECUPERACION	
Lanzamiento	A Mano
Recuperacion	Aterrizaje Vertical Pronunciado

Autoría propia

Los parámetros presentados se constituyen en el punto de partida de diseño, puesto que permiten calcular las variables físicas involucradas en la definición del

modelo matemático. Estos parámetros no representan una limitante para el proyecto y su alteración y/o modificación permanece abierta, previa autorización de Industrial Aeronáutica S.A., de tal modo que se obtenga la configuración aerodinámica óptima para la aeronave propuesta.

El UAV debe ser diseñado y construido en su totalidad con tecnología local, manteniendo los más altos estándares de la industria aeronáutica y regulaciones extranjeras aplicables a este tipo de vehículos, siempre considerando como variables objetivo, el bajo costo de operación, fácil mantenimiento, seguridad y confiabilidad.

El proyecto se enmarca para aeronaves cuya velocidad de aproximación sea inferior a 90 nudos indicados (46 m/s)¹, ofrecidos por las diferentes industrias aeroespaciales, con el fin de clasificarlo de tal modo que la regulación colombiana le asigne un lugar como vehículo experimental en el espacio aéreo controlado.

Los análisis aerodinámicos se realizan en techos atmosféricos, que comprendan alturas de 0, 5.000 y 10.000 [pies] sobre el terreno, con el fin de obtener resultados del desempeño de la aeronave bajo diferentes propiedades del aire, para todo su recorrido de ascenso.

La recolección de los requerimientos y características de diseño solicitadas por la empresa Industrial Aeronáutica S.A., indican el camino que debe seguirse en la selección y elección de un único perfil, que se ajuste a las necesidades presentadas.

¹ Aeronaves de categoría A según Manual de Normas Rutas y Procedimientos A.T.S de la República de Colombia – Limitante definida según criterios FAA (*Federal Aviation Administration*).

3. DISCRIMINACION DE PERFILES

Los conceptos presentados en el capítulo 1 en combinación con los requerimientos de diseño presentados en el capítulo 2 indican el camino para la preselección de los perfiles que deben ser analizados de manera profunda con la metodología CFD. A continuación se presenta el proceso de selección llevado a cabo, el cual debe finalizar con la selección de dos únicos perfiles aptos para la misión especificada.

3.1 PROCESO DE SELECCIÓN DEL PERFIL

La elección de un único perfil que por facilidades de manufactura, reducida complejidad en diseño y condiciones aerodinámicas adecuadas, solucione de la mejor manera el problema planteado, es un proceso complejo debido en mayor medida a la gran cantidad de posibilidades existentes en el medio.

El proyecto se enfoca en la discriminación de perfiles previamente diseñados y recomendados para la aplicación requerida; y no en la creación de un perfil específico. La razón de esta decisión se fundamenta en el hecho, que el análisis de la información experimental existente para el perfil seleccionado, se convertirá en el mecanismo adecuado para la validación del modelo determinado para su posterior análisis en CFD.

A mediados del siglo XX, empresas como la NACA (antigua NASA), se dedicaron al diseño y creación de perfiles, realizando pruebas y obteniendo valores de C_l , C_d , entre otros. Gracias a esto existen millones de perfiles a nivel mundial que ofrecen características aerodinámicas interesantes, que pueden ser utilizados en aplicaciones diferentes.

El desarrollo de esta primera etapa de discriminación, consiste en obtener una base de datos que recolecte información de los perfiles que se ajusten a nuestra aplicación, teniendo siempre una relación con las exigencias y necesidades impuestas. Por medio de filtros y análisis de variables, se llegará a una primera selección de dos perfiles de toda la base de datos, que posteriormente serán analizados a profundidad por medio del software CFD, permitiendo conseguir las bases suficientes para la elección del único perfil que conformará el diseño del ala.

La gran mayoría de perfiles presentados en la tabla a continuación son proporcionados por *Davinci Technologies LLC*. (Davinci, @ 2004), compañía que desarrolla soluciones aerodinámicas para aplicaciones específicas. La información de los perfiles aplicados a aeronaves existentes y de cuya experimentación existen registros de vuelo, fue proporcionada por el profesor *David Lednicer* de la empresa *Analytical Methods Inc* (Lednicer@, 2006) en la cual se recopila información relacionada de la mayoría de aeronaves existentes en el mundo y el perfil utilizado para la construcción de sus superficies de sustentación principales.

Internet se constituyó en un recurso invaluable a partir del cual se obtuvieron amplias recomendaciones e informaciones de perfiles para la aplicación analizada, originando la base de datos requerida para el comienzo de la discriminación.

Las condiciones especificadas en los requerimientos de diseño son muestra del régimen de vuelo determinado por Industrial Aeronáutica S.A. para el UAV. El filtro inicial para la selección del perfil se fundamenta en lo siguiente:

- Bajo número de *Reynolds*: El bajo número de *Reynolds*, aproximado entre 100.000 y 1.000.000, indica la categoría de vuelo de la aeronave y limita el número de perfiles disponibles (Ariza, 2006).
- Información teórica existente: El perfil seleccionado debe haber sido utilizado en alguna aeronave real, de tal modo que sus características

aerodinámicas sean comprobables y estén contenidas en registros experimentales.

- Recomendación: Casas fabricantes de planeadores, UAV, turbinas, aeronaves y aviones de control remoto, utilizan diferentes perfiles según las condiciones de trabajo deseadas.

La Tabla 5 muestra información referente al filtro inicial del proceso, donde se presenta una imagen incompleta de la tabla general debido a que su tamaño no permite que sea acomodada junto a este texto, la información completa puede ser encontrada en el anexo A.

Tabla 5. Lista de perfiles con bajo numero de *Reynolds*

PERFILES BAJO NUMERO DE REYNOLDS $Re = 100.000 - 1.000.000$		
DESIGNACION DEL PERFIL	DESCRIPCION DEL PERFIL	AVION - RECOMENDACION
A7526	A7526 by Don Ayers. 7.5% Thick, 2.6% Camber. Designed for high speed RC model aircraft.	SIN INFO.
arad6	Aeronautical Research Association/Bocci-Dowty Rotol ARA-D 6% thick propeller airfoil	SIN INFO.
ag03	AG 03 (flat aft bottom) Apogee HLG series Wood Wing Mark Drela	SIN INFO.
ag35	AG 35	SIN INFO.
ag37	AG 37	SIN INFO.
rk40	Airfoil RK40 Ralf Kornmann (racer F5D électrique champion du monde 2000)	SIN INFO.
ah21-7	Andrew Hollom AH 21 airfoil (7% version)	SIN INFO.
a18	Archer A18 F1C free flight airfoil	SIN INFO.
AS5045	AS5045 Airfoil Developed by Ashok Gopalarathnam for the KR-2	SIN INFO.
AS5046	AS5046 Airfoil Developed by Ashok Gopalarathnam for the KR-2	SIN INFO.
AS5048	AS5048 Airfoil Developed by Ashok Gopalarathnam for the KR-2	SIN INFO.
nlr1t	Bell/NASA/NLR NLR-1T rotorcraft airfoil	SIN INFO.
vr1	Boeing-Vertol VR-1 rotorcraft airfoil	SIN INFO.
vr5	Boeing-Vertol VR-5 rotorcraft airfoil	SIN INFO.
vr7	Boeing-Vertol VR-7 rotorcraft airfoil	SIN INFO.
vr7b	Boeing-Vertol VR-7 rotorcraft airfoil with tab	SIN INFO.
vr12	Boeing-Vertol/Dadone VR-12 rotorcraft airfoil	SIN INFO.
vr13	Boeing-Vertol/Dadone VR-13 rotorcraft airfoil	SIN INFO.
vr14	Boeing-Vertol/Dadone VR-14 rotorcraft airfoil	SIN INFO.
vr15	Boeing-Vertol/Dadone VR-15 transonic rotorcraft airfoil	SIN INFO.
vr11x	Boeing-Vertol/NASA/Dadone VR-11X transonic rotorcraft airfoil	SIN INFO.
cast102	CAST 10-2/DOA 2 transonic airfoil	SIN INFO.
clarkk	CLARK K airfoil	SIN INFO.
clarkv	CLARK V airfoil	SIN INFO.

Autoría propia

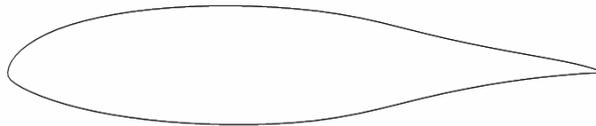
El uso de filtros dinámicos en el *software* Excel permite la primera discriminación de los perfiles seleccionados en la base de datos por aeronave utilizada, bajo los criterios de bajo número de *Reynolds* y recomendación en la aplicación de tal modo que se eliminen los perfiles no adecuados para el proyecto.

El siguiente filtro fundamenta su metodología en la complejidad en la geometría del perfil, de tal modo que su construcción no se dificulte hasta el punto en que no se garanticen las coordenadas geométricas que definen sus superficies. Pese a ser un filtro altamente subjetivo, la elaboración de las superficies principales de sustentación será llevada a cabo de manera “artesanal” en materiales compuestos definidos por Industrial Aeronáutica S.A., por lo cual se debe recurrir curvas sencillas y escasos cambios en la concavidad del perfil. La Figura 29 y la Figura 30 ilustran ejemplos del criterio especificado.

Los parámetros analizados en cada uno de los perfiles son los siguientes:

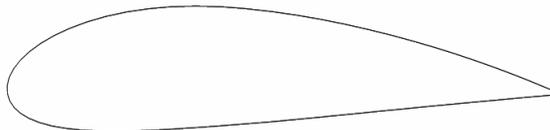
- Borde de Fuga (T.E.) no agudo
- Borde de Ataque (L.E.) no agudo
- Simetría
- Curvas suaves

Figura 29. Perfil AS5046 – No cumple con el requisito



Davinci@2006

Figura 30. Perfil NACA4418 - Si cumple con el requisito



Davinci@2006

La Tabla 6 muestra información referente a este segundo filtro, donde se presenta una imagen incompleta de la tabla general debido a que su tamaño no permite que

sea acomodada junto a este texto, la información completa puede ser encontrada en el anexo A.

Tabla 6. Lista de perfiles con filtro de forma

PERFILES BAJO NUMERO DE REYNOLDS $Re = 100.000 - 1.000.000$		
DESIGNACION DEL PERFIL	DESCRIPCION DEL PERFIL	COMPLEJIDAD DE MANUFACTURA
clarky	CLARK Y airfoil	-
clarkyh	CLARK YH airfoil	-
dae21	Drela DAE21 low Reynolds number airfoil	+
dae31	Drela DAE31 low Reynolds number airfoil	+
dae51	Drela DAE51 low Reynolds number airfoil	+
e169	Eppler E169 low Reynolds number airfoil	-
e205	Eppler E205 low Reynolds number airfoil	-
e222	Eppler E222 low Reynolds number airfoil	+
e387	Eppler E387 (Dicke 9.06%) low Reynolds number airfoil	-
e603	Eppler E603 general purpose airfoil	+
e662	Eppler E662 sailplane airfoil	+
faugel	Fauvel 14% flying wing airfoil	+
goe256	Gottingen 256 (JUNKERS E) airfoil	-
goe436	Gottingen 436 airfoil	-
goe533	Gottingen 533 airfoil	+
goe535	Gottingen 535 airfoil	+
goe549	Gottingen 549 airfoil	+
10	NACA 0010	-
12	NACA 0012	-
23012	NACA 23012	-
23015	NACA 23015	-
23018	NACA 23018	-
2412	NACA 2412	-
2415	NACA 2415	-
2418	NACA 2418	-
4412	NACA 4412	-
4415	NACA 4415	-
4418	NACA 4418	-

Autoría propia

Tabla 7. Nomenclatura para la selección

COMPLEJIDAD	SIMBOLO	DESCRIPTION
BAJA	-	NO Simetrico - Simetrico - Curvas Suaves
ALTA	+	NO Simetrico - NO Curvas Suaves

Autoría propia

En el capítulo 2 se indica la necesidad de un espesor de 14% del valor de la cuerda para cada uno de los perfiles seleccionados. La decisión es tomada en Industrial Aeronáutica S.A. con base a los siguientes parámetros (Ariza, 2006):

- Espesores mayores al 14% permiten una adecuada ubicación de los equipos electrónicos de vigilancia, equipos electrónicos de navegación y fuentes de poder (baterías).
- Espesores mayores al 14% brindan a la superficie de sustentación principal una rigidez estructural adecuada para soportar las cargas generadas por el peso de la aeronave y por su comportamiento aerodinámico.
- En perfiles con espesores mayores al 14% se presentan un incremento considerable en la sustentación, sin que se presente un incremento importante en el arrastre y el momento (Heintz@, 2006).
- Espesores mayores al 14% brindan al perfil características suaves de pérdida como resultado del aumento en el coeficiente máximo de sustentación, la Figura 16 ilustra este criterio. (Anderson, 2001, 332-335)

Los perfiles seleccionados con base a sus características geométricas, son sometidos a un nuevo tamiz en el cual son eliminados si su espesor es inferior al 14%, ya que no se obtienen las características deseadas. La Tabla 8 muestra la información referente a este tercer filtro del proceso.

Tabla 8. Lista de perfiles con filtro de espesor

PERFILES BAJO NUMERO DE REYNOLDS $Re = 100.000 - 1.000.000$		
DESIGNACION DEL PERFIL	DESCRIPCION DEL PERFIL	ESPESOR
clarky	CLARK Y airfoil	0.1171
clarkyh	CLARK YH airfoil	0.1190
e169	Eppler E169 low Reynolds number airfoil	0.1440
e205	Eppler E205 low Reynolds number airfoil	0.1048
e387	Eppler E387 (Dicke 9.06%) low Reynolds number airfoil	0.0907
goe256	Gottingen 256 (JUNKERS E) airfoil	0.1601
goe436	Gottingen 436 airfoil	0.1100
10	NACA 0010	0.1001
12	NACA 0012	0.1200
23012	NACA 23012	0.1201
23015	NACA 23015	0.1500
23018	NACA 23018	0.1801
2412	NACA 2412	0.1200
2415	NACA 2415	0.1501
2418	NACA 2418	0.1801
4412	NACA 4412	0.1201
4415	NACA 4415	0.1501
4418	NACA 4418	0.1801
raf48	RAF-48 airfoil	0.1496
s2091	Selig S2091 low Reynolds number airfoil	0.1011
s4061	Selig S4061 low Reynolds number airfoil	0.0963
s8036	Selig S8036 low Reynolds number airfoil	0.1601
sd2083	Selig/Donovan SD2083 (9.0%) low Reynolds number airfoil	0.0896
sd6080	Selig/Donovan SD6080 (9.2%) low Reynolds number airfoil	0.0919
usa35b	USA-35B airfoil	0.1162
GEMINI	R/C sailplane Airfoil smooth	0.1538
AVISTAR	Hobbico R/C Avistar Trainer Airfoil	0.1452

Autoría propia

Tabla 9. Nomenclatura para el espesor

CRITERIO	Espesores mayores de 0.14 - Requerimiento Estructural
-----------------	---

Autoría propia

Los filtros del proceso de selección han permitido la eliminación de 316 perfiles, 328 iniciales se convierten en 12 en el tercer filtro, no apto para la misión planteada. En este punto se obtienen perfiles con características aparentemente similares, por lo que se requiere un análisis profundo en el comportamiento aerodinámico. Los 12 finalistas son: *Eppler 169*, *Goettingen 256*, *NACA 23015*, *NACA23018*, *NACA 2415*, *NACA 2418*, *NACA 4415*, *NACA4418*, *RAF 48*, *Selig S8036*, *GEMINI*, *AVISTAR*.

La etapa final del proceso de selección conlleva a un análisis de las características aerodinámicas de tal modo que una comparación en el rendimiento sea el juez que determine los dos mejores perfiles que deben ser analizados de manera profunda e interactiva, utilizando la metodología CFD.

Las variables aerodinámicas son obtenidas por medio del software de distribución libre *X-FOIL* (Drela@, 2006), el cual arroja los resultados de coeficiente de arrastre, sustentación y momento para cada ángulo de ataque escogido para cualquier número de *Reynolds* (Drela@, 2006). Inicialmente se utilizó el software *DesignFOIL* (Dreese Code@, 1996), el cual es un código comercial puesto a disposición de los usuarios en versión DEMO por un periodo de 30 días. La dificultad en su uso, las limitaciones en el manejo de sus resultados, el tedio en la transcripción de los valores y el tiempo consumido en análisis conllevan a un cambio en el programa y la decisión de optar por *X-FOIL* como método de análisis.

Los resultados obtenidos por intermedio de este código no tienen una veracidad del 100%, pero se constituyen en una adecuada medida inicial de las características aerodinámicas, de tal modo que se les juzgue a todos sobre la misma referencia y no se requiera un análisis computacional posterior (análisis en CFD) de los 12 perfiles finalistas.

Cwic Seolfer, investigador de la Universidad *VirginiaTech*, recomienda en su página en Internet una metodología adecuada para el análisis de las coordenadas de cualquier perfil, donde los pasos seguidos de manera sistemática conllevan a la visualización de curvas polares y archivos de texto con los resultados obtenidos (Terrabreak@, 2005).

Con base en el modelo matemático presentado en la Ecuación 12 y a las condiciones atmosféricas requeridas, presentadas en la Tabla 10, se obtienen los números de *Reynolds* adecuados para el análisis de la aeronave. Los resultados son los siguientes:

Ecuación 12. Numero de *Reynolds* para cálculo

$$Re = \frac{Velocidad * Cuerda * Densidad Absoluta}{Viscosidad Dinamica}$$

Anderson, 2001, 37

Tabla 10. Condiciones atmosféricas a considerar

ALTURA (ft)	DENSIDAD (kg/m3)	VELOCIDAD (m/s)	VISCOSIDAD (Pa*s)	CUERDA (m)	Re	Vs (m/s)	Mach
0	1.225	18	1.79E-05	0.3	369,760	340.3	0.0529
0	1.225	23	1.79E-05	0.3	472,471	340.3	0.0676
0	1.225	28	1.79E-05	0.3	575,182	340.3	0.0823
5000	1.0555	18	1.74E-05	0.3	327,381	334.4	0.0538
5000	1.0555	23	1.74E-05	0.3	418,320	334.4	0.0688
5000	1.0555	28	1.74E-05	0.3	509,259	334.4	0.0837
10000	0.90464	18	1.69E-05	0.3	288,715	328.4	0.0548
10000	0.90464	23	1.69E-05	0.3	368,913	328.4	0.0700
10000	0.90464	28	1.69E-05	0.3	449,112	328.4	0.0853

Autoría propia

Los valores de densidad y viscosidad del aire para las condiciones requeridas, se fundamentan en los estándares de la *International Standard Atmosphere* (ISA por sus siglas en inglés) utilizados de manera común en la industria aeronáutica (Aircraft and aerodynamics design group@,1997) en combinación con las altitudes de vuelo de la aeronave. La Tabla 11 muestra el resultado de los valores extremos seleccionados para el análisis del UAV.

Tabla 11. Valores extremos para el análisis

ALTURA (ft)	VELOCIDAD (m/s)	Re
0	28	575,182
5000	28	509,259
0	23	472,471
10000	28	449,112
5000	23	418,320
0	18	369,760
10000	23	368,913
5000	18	327,381
10000	18	288,715

ANALISIS	
Re(1)	200,000
Re(2)	400,000
Re(3)	600,000

Autoría propia

Se determina una variación en el ángulo de ataque de -4° a 12° de tal modo que se analice el comportamiento en el intervalo de actuaciones deseadas. Para los

perfiles seleccionados, un análisis posterior a 12° podría revelar características aerodinámicas inaceptables y poco veraces, como resultado de la dificultad en la modelación de los fenómenos de separación y turbulencia mencionados previamente. Además, generalmente después de un ángulo de ataque de 12° se comienza a presentar el comportamiento de pérdida; etapa indeseable para el desempeño del avión.

La Tabla 12 presenta los resultados obtenidos con *X-FOIL*, se presenta una imagen incompleta de la tabla general debido a que su tamaño no permite que sea acomodada junto a este texto, la información completa puede ser encontrada en el anexo A.

Tabla 12. Resultados obtenidos con *XFOIL*

Gottingen GOE256									
Re=200.000	ANGULO	Cl	Cd	Cm	Re=600.000	ANGULO	Cl	Cd	Cm
	-5	-0.0358	0.0277	-0.1074		-5	-0.0427	0.0116	-0.1002
	-4	0.0600	0.0231	-0.1049		-4	0.0687	0.0114	-0.1002
	-3	0.1685	0.0202	-0.1036		-3	0.1801	0.0113	-0.1003
	-2	0.2749	0.0183	-0.1020		-2	0.2898	0.0109	-0.0998
	-1	0.3788	0.0167	-0.0998		-1	0.3960	0.0102	-0.0987
	0	0.4616	0.0135	-0.0937		2	0.7350	0.0086	-0.0992
	2	0.8244	0.0132	-0.1199		3	0.9261	0.0097	-0.1173
	3	0.9063	0.0135	-0.1140		4	1.0051	0.0105	-0.1115
	4	0.9856	0.0142	-0.1078		5	1.0708	0.0113	-0.1029
	5	1.0665	0.0155	-0.1024		6	1.1099	0.0121	-0.0890
	6	1.1439	0.0168	-0.0964		7	1.1364	0.0130	-0.0731
	7	1.2104	0.0180	-0.0885		8	1.1807	0.0152	-0.0629
9	1.3249	0.0206	-0.0700	9	1.1882	0.0208	-0.0503		
10	1.3536	0.0223	-0.0574	10	1.1877	0.0281	-0.0399		
11	1.3782	0.0253	-0.0469	11	1.2375	0.0326	-0.0360		
12	1.3983	0.0301	-0.0387	12	1.2798	0.0381	-0.0324		

Autoría propia

El proceso de selección de los 2 perfiles del total de 12 finalistas, se fundamentó en el análisis de las variables aerodinámicas particulares obtenidas mediante *X-FOIL*. Se eligieron ciertos parámetros, con un criterio de importancia (pesos) que fueron manipulados por un método de ponderación, lo cual llevo a obtener la mejor opción.

La Tabla 13 muestra los criterios con base a los cuales los perfiles fueron evaluados y su respectivo peso sobre el resto de parámetros.

Tabla 13. Lista de criterios para la selección de perfiles

CARACTERISTICAS DE ANALISIS		
PROPIEDAD (Variable)	UNIDAD DE MEDIDA	PONDERACION (G %)
Posicion L/D CI Max. Re 200e3	Adimensional	10.00
Posicion L/D CI Max. Re 400e3	Adimensional	10.00
Posicion L/D CI Max. Re 600e3	Adimensional	10.00
Caracteristica de perdida	Cualitativo	5.50
Posicion L/D Maximo Crucero Re. 200e3	Adimensional	10.00
Posicion L/D Maximo Crucero Re. 400e3	Adimensional	10.00
Posicion L/D Maximo Crucero Re. 600e3	Adimensional	10.00
Cm crucero Re. 600e3	Adimensional	11.50
Cd crucero Re. 600e3	Adimensional	11.50
CI Crucero Re. 600e3	Adimensional	11.50

Autoría propia

A continuación se explicará a profundidad cada uno de los parámetros seleccionados y su ponderación:

- Posición L/D para CI max. - Todos los *Reynolds*: el CI máximo define el mayor ángulo de ataque al que puede ser sometido el perfil sin que se presenten condiciones generalizadas de pérdida. Este criterio se pondera con el 10% de importancia relativa para cada *Reynolds*, de tal modo que su total sea el 30%, puesto que permite definir la eficiencia para el ángulo máximo de ascenso de la aeronave y para etapas de vuelo donde se necesite la mayor sustentación (Ariza, 2006). La Tabla 14 presenta un fragmento del análisis de este parámetro, debido a que su tamaño no permite que sea acomodada junto a este texto, la información completa puede ser encontrada en el anexo A.

Tabla 14. Valores de *XFOIL* para las condiciones especificadas

	ALFA	Cl	Cd	L/D
EPPLER E169				
Re 200e3	12	1.0500	0.0339	30.9461
Re 400e3	12	1.1279	0.0256	44.1103
Re 600e3	12	1.1815	0.0218	54.1476
RAF- 48				
Re 200e3	12	1.1871	0.03331	35.6379
Re 400e3	12	1.1641	0.03439	33.8500
Re 600e3	12	1.1938	0.03163	37.7426

Autoría propia

- Característica de Pérdida: una aeronave con características abruptas de pérdida es inadecuada para maniobras de reconocimiento y vigilancia, donde actuaciones extremas de la aeronave y ángulos de ataque excesivos pueden ser requeridos (Anderson, 2001, 332-333). Este criterio se pondera con el 5.5% de importancia relativa, ya que pese a tener una alta importancia, es igual para todos los perfiles seleccionados. La Tabla 15 presenta un fragmento del análisis de este parámetro, debido a que su tamaño no permite que sea acomodada junto a este texto, la información completa puede ser encontrada en el anexo A.

Tabla 15. Característica de pérdida

PERFIL	EPPLER E169	NACA 23015	RAF- 48	NACA 23018
PERDIDA	Suave	Suave	Suave	Suave

Autoría propia

- Posición L/D Máximo Crucero – Todos los *Reynolds*: la relación L/D máxima o eficiencia, se obtiene cuando el perfil presenta la mayor sustentación en combinación con el menor arrastre; este valor máximo siempre es obtenido en vuelo recto y nivelado y de su deducción depende

el ángulo de ataque de la aeronave para esta fase de vuelo (Anderson, 2001, 332-333). Este criterio se pondera con el 10% de importancia relativa para cada *Reynolds*, de tal modo que su total sea el 30%, ya que su definición permite determinar el comportamiento aproximado de la aeronave en crucero (Ariza, 2006. La Tabla 16 presenta un fragmento del análisis de este parámetro, debido a que su tamaño no permite que sea acomodada junto a este texto, la información completa puede ser encontrada en el anexo A.

Tabla 16. Angulo de crucero

		EPPLER E169									
		ANGULO	Cl	Cd	L/D			ANGULO	Cl	Cd	L/D
Re=200.000	0	0.0000	0.0122	0.0000	0.0000	Re=600.000	0	0.0000	0.0082	0.0000	
	1	0.1076	0.0122	8.8197			1	0.1117	0.0082	13.5888	
	2	0.2143	0.0123	17.4228			2	0.2233	0.0083	27.0339	
	3	0.3181	0.0124	25.7362			3	0.3342	0.0083	40.1200	
	4	0.4401	0.0126	34.9841			4	0.4433	0.0084	52.5237	
	5	0.6242	0.0133	46.9323			5	0.5480	0.0085	64.4706	
	6	0.7113	0.0139	51.1727			6	0.6960	0.0090	77.3333	
	7	0.8013	0.0148	54.2886			7	0.8200	0.0100	81.7547	
	8	0.8897	0.0159	56.1325			8	0.9108	0.0113	80.5305	
	9	0.9699	0.0178	54.5501			9	0.9941	0.0133	74.5202	
	10	1.0290	0.0215	47.9720			10	1.0718	0.0158	67.8354	
	12	1.0500	0.0339	30.9461			11	1.1397	0.0186	61.2413	
	-	-	-	-	-		12	1.1815	0.0218	54.1476	
-	-	-	-	-	-	-	-	-	-		
-	-	-	-	-	-	-	-	-	-		
-	-	-	-	-	-	-	-	-	-		

Autoría propia

- Cm, Cd, Cl en crucero – máxima Velocidad: con base en el ángulo de ataque de crucero definido en el parámetro anterior se obtienen los valores de sustentación, arrastre y momento que determinarán el rango máximo de la aeronave, la potencia requerida en crucero y la duración de las baterías entre otros. Este criterio se pondera con el 11.5% de importancia relativa para cada *Reynolds*, de tal modo que su total sea el 34.5%. Estos parámetros priman sobre los otros ya que la recomendación de los diseñadores de aeronaves es garantizar un adecuado comportamiento en esta fase de vuelo (Restrepo, 2006). La Tabla 17 presenta un fragmento del análisis de este parámetro, debido a que su tamaño no permite que sea

acomodada junto a este texto, la información completa puede ser encontrada en el anexo A.

Tabla 17. Características para ángulos de crucero

	ALFA	Cl	Cd	Cm
EPPLER E169				
Re 200e3	8	0.8897	0.0159	0.0029
Re 400e3	7	0.8124	0.0113	-0.0036
Re 600e3	7	0.8200	0.0100	-0.0053
RAF- 48				
Re 200e3	7	1.0699	0.01553	-0.0509
Re 400e3	6	0.9997	0.01138	-0.0584
Re 600e3	5	0.9438	0.00959	-0.0172

Autoría propia

Los resultados obtenidos son comparados de tal modo que una escala de 1 a 12 es la adecuada para su clasificación, en la Tabla 18 se ilustra esta condición. La primera variación de este criterio se presenta en la calificación de la característica de pérdida, ver Tabla 20, donde parámetros cualitativos y específicos son requeridos

Tabla 18. Clasificación de la posición para la ponderación

Re 200e3			POSICION	PUNTAJE
PERFIL	VALOR	POSICION		
NACA4418	55.3781	1	1	5.00
NACA4415	52.5848	2	2	4.64
GEMINI	47.1233	3	3	4.27
GOE256	46.4706	4	4	3.91
NACA2418	44.8448	5	5	3.55
NACA23015	43.8551	6	6	3.18
NACA23018	42.0639	7	7	2.82
NACA2415	39.9839	8	8	2.45
RAF48	35.6379	9	9	2.09
S8036	35.4630	10	10	1.73
EPPLER 169	30.9461	11	11	1.36
AVISTAR	27.5789	12	12	1.00

Autoría propia

La segunda variación en este criterio de clasificación se presenta en la definición del C_l mínimo requerido para sustentar el avión en vuelo. La Tabla 19 muestra los resultados obtenidos a partir de la Ecuación 13.

Ecuación 13. Coeficiente de sustentación

$$C_l = \frac{\text{Peso} * \text{gravedad}}{0.5 * \text{Velocidad}^2 * \text{cuerda} * \text{Densidad}}$$

Anderson, 2001, 20

Tabla 19. Tabla de variables

VARIABLES			
Velocidad (m/s)	Densidad (kg/m ³)	CUERDA (c) - [m]	C_l min.
28	0.90464	0.3	0.51
23	0.90464	0.3	0.75
Peso Recomendado (Kg)		Peso Recomendado (N)	
5.5		54.01	

Autoría propia

Tabla 20. Característica de pérdida

CARACTERÍSTICA DE PERDIDA	PUNTAJE	C_l Crucero	PUNTAJE
Suave	5	≥ 0.7	5
Abrupta	1	< 0.7	1

Autoría propia

Los resultados obtenidos por la multiplicación de la ponderación para cada una de las variables y la posición o valor con que son calificados, permiten obtener un único resultado que combina el comportamiento del perfil bajo todos los parámetros analizados. La Tabla 21 muestra los resultados finales y los dos perfiles seleccionados para un análisis profundo con CFD.

Tabla 21. Resultados finales

RESULTADOS FINALES		
POSICION	PERFIL	RESULTADO
1	NACA 4415	411.27
2	NACA 4418	395.69
3	RAF- 48	362.77
4	SELIG S8036	362.77
5	GEMINI	344.90
6	Gottingen GOE256	320.37
7	NACA 23015	319.40
8	NACA 2418	314.21
9	NACA 2415	311.01
10	EPPLER E169	308.83
11	NACA 23018	285.61
12	AVISTAR	270.58

Autoría propia

Los perfiles NACA4415 Y NACA4418, primero y segundo lugar respectivamente, sobresalen sobre los 328 perfiles iniciales. Las tablas y la información utilizada a lo largo del proceso se presentan de manera completa en el anexo A.

El entendimiento previo del lenguaje teórico y técnico del entorno CFD, en combinación con una adecuada validación de resultados experimentales, permiten la selección de un único perfil por medio de *Ansys CFX*. El propósito de los capítulos siguientes, es presentar al lector la metodología que debe ser llevado a cabo para realizar un análisis específico en el tema.

3.2 CONCLUSIONES AL CAPITULO

A continuación se presentan las conclusiones principales del capítulo presentado:

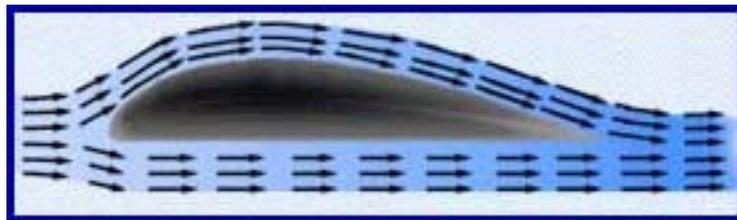
- a. Todos los perfiles presentados tienen características aerodinámicas que les permiten garantizar el vuelo de una aeronave; los criterios aplicados en el proceso permiten la selección de dos perfiles, NACA 4415 y NACA 4418, con base en el desempeño superior presentado para las fases de vuelo analizadas.
- b. La información experimental existente para los perfiles seleccionados en el rango de velocidad especificado, es reducida y debe recurrirse a modelos matemáticos para obtener resultados aproximados de su comportamiento.
- c. Es evidente que en la ciencia aerodinámica se presentan variaciones de los parámetros como resultado de cambios en factores atmosféricos, geométricos, etc., por ende es compleja la unificación de problemas y cada caso particular debe ser analizado de manera específica.

4. ANALISIS CFD DE LOS PERFILES

Toda aplicación analizada con metodología CAE deber ser conducida en tres fases, que garanticen una ordenada definición de los parámetros; estas etapas son las siguientes: Pre-Procesamiento, Procesamiento y Post-Procesamiento.

El paso inicial del proceso de análisis mediante el uso de software CFD, es la modelación CAD del cuerpo que representa de manera gráfica el fenómeno; la Figura 31 presenta el fenómeno particular del proyecto:

Figura 31. Fenómeno del aire a través de un perfil



NASA QUEST@, 2006

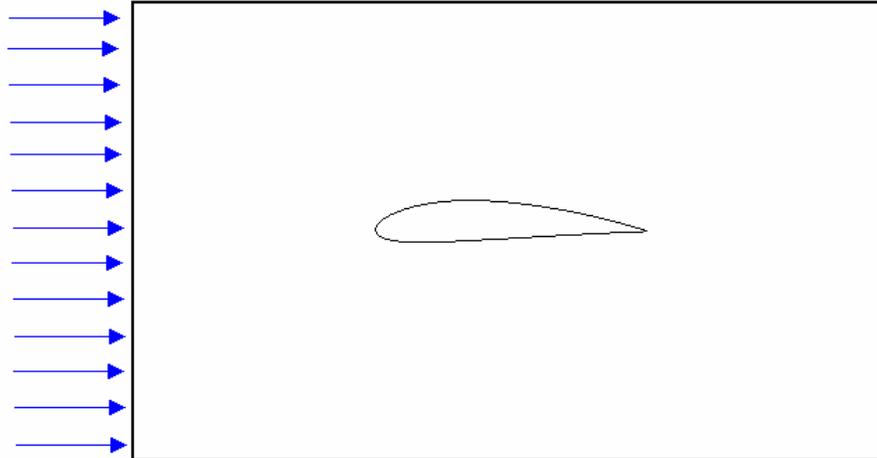
Las características del fluido que recorre de manera libre el cuerpo definen el dominio de trabajo; esto es, una región geométrica que simula el paso del aire a través del perfil donde puedan ser garantizados, en un espacio físico, todos los cambios que pueda sufrir el aire.

Una primera aproximación en la simulación del fenómeno se representa por medio de un rectángulo por el cual pasa un flujo de aire continuo, al interior de él se encuentra el contorno del perfil creado por medio de una resta *booleana*², de tal

² El álgebra *booleana* es un sistema matemático deductivo fundamentado en los valores cero y uno (falso y verdadero). El proceso ocurre por medio de un operador binario que acepta un par de entradas y produce un solo valor *booleano* (Monografías, 2006).

modo que se obligue al aire a fluir por la geometría dada, la Figura 32 ilustra esta situación:

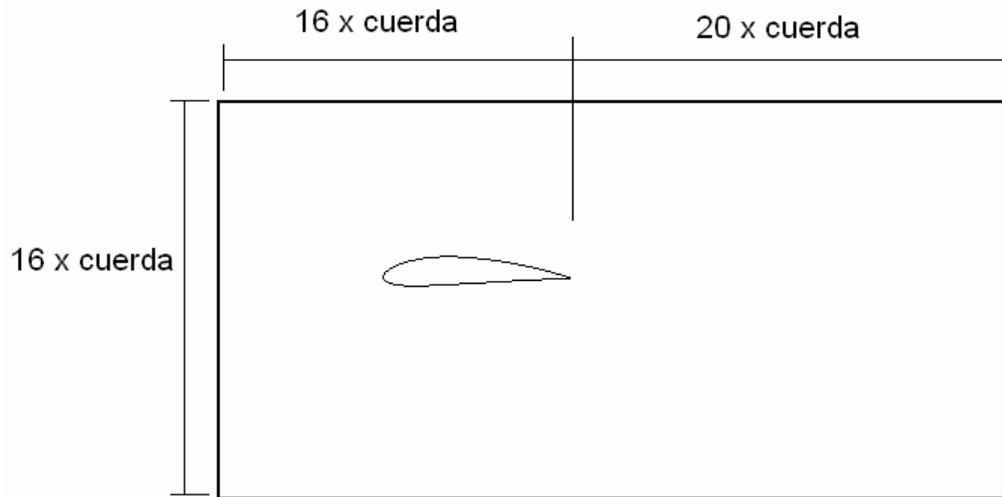
Figura 32. Modelación CAD del fenómeno del aire a través del perfil



Autoría propia

Las medidas de este rectángulo deben ser lo suficientemente grandes para que ningún fenómeno que ocurra, por ejemplo la distribución de presiones a lo largo del extradós, en las partículas de aire durante el paso por el perfil sea discriminado y la información sea desechada. Para la fundamentación en estas medidas se hace referencia a la tesis doctoral “Predicción del desempeño de timones de cola de alta sustentación bajo el efecto de flujos estables y periódicos,” de *James Charles Date* quien colaboró desinteresadamente durante el desarrollo de todo el proyecto, y donde se recomienda un ancho 16 veces el tamaño de la cuerda y un largo, desde el borde de fuga, 20 veces la cuerda (Date, 2001, 94). El resultado de estos parámetros se presenta en el modelo CAD siguiente:

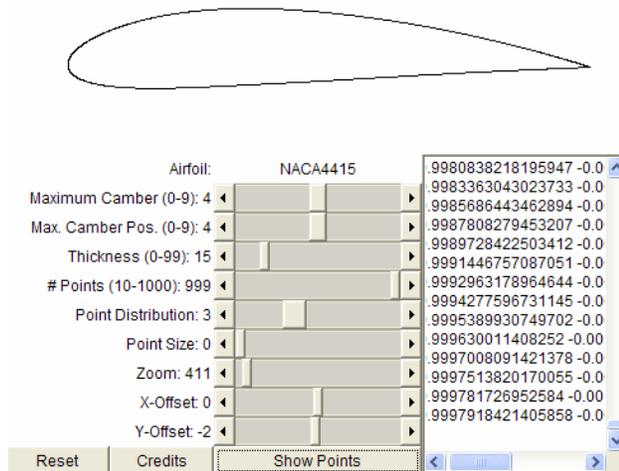
Figura 33. Modelación CAD dimensionada



Autoría propia

La modelación CAD del contorno y curvas del perfil se obtiene directamente de Internet a partir de las coordenadas X & Y que lo definen, donde una aplicación de JAVA, mostrada en la Figura 34, interactúa con el usuario para definir los ajustes deseados (Trapp@,2006).

Figura 34. Obtención de coordenadas para la modelación CAD



TRAPP@, 2006

El paso siguiente en la etapa de pre-procesamiento consiste en la creación de la malla que se ajuste al modelo CAD, de tal modo que se obtengan los rasgos requeridos para un adecuado análisis. Previo a la definición de los parámetros de la malla, se realizará una breve explicación de los procesos de mallado y su significado.

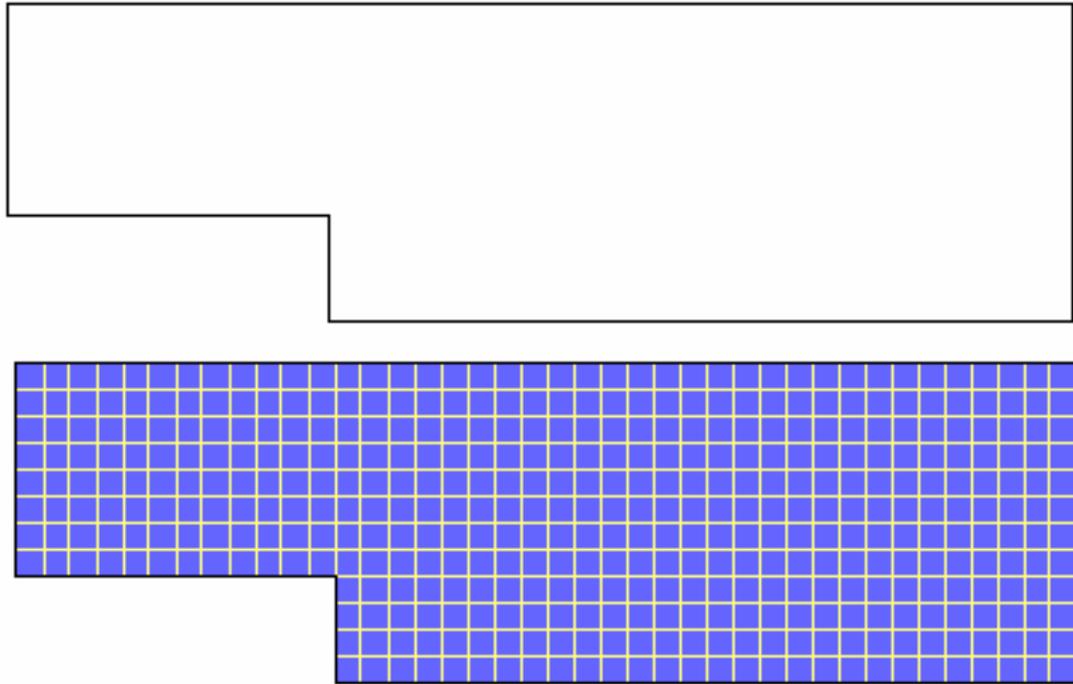
4.1 MALLA

Las ecuaciones diferenciales parciales que gobiernan el movimiento de fluidos y la transferencia de calor, usualmente no son manejables para soluciones analíticas, salvo unos simples casos. Para analizar el movimiento de los fluidos, el dominio del flujo es dividido en pequeños subdominios (hechos de primitivas geométricas como hexaedros y tetraedros en 3D, y cuadriláteros y triángulos en 2D) creados de manera dependiente, la aplicación de las ecuaciones son resueltas al interior de cada uno de sus límites.

El principal cuidado que debe tenerse en la consecución de este proceso, se presenta en las interfaces o unión entre 2 subdominios ya que debe garantizarse una apropiada continuidad, de tal modo que las aproximaciones de la solución al interior de varias regiones, puedan ser juntadas unas a otras y se obtenga así una completa fotografía del movimiento del fluido a lo largo de todo el dominio.

Cada una de las porciones creadas es denominada elemento o celda y la reunión de todos los elementos es conocido como malla. En la Figura 35 se muestra el dominio de un análisis y la malla creada para dicho dominio

Figura 35. Un dominio de análisis y su respectiva malla



WIKIPEDIA@, 2007

El proceso para obtener una malla apropiada es llamado “generación de malla” y es considerado como el cuello de botella de los análisis de procesos debido a la falta de una secuencia automática que se ajuste a cada necesidad en particular del análisis (WIKIPEDIA@, 2007).

El proceso de generación de malla se fundamenta en la discretización del dominio en puntos o nodos donde la solución debe ser obtenida. En los métodos de elementos finitos, los nodos son conectados para formar elementos y en los métodos de volúmenes finitos (el caso de *Ansys CFX*) los nodos son centroides de los volúmenes de control, formados de la división inicial de los elementos (Lange, Discretization methods).

El espaciamiento se define como el tamaño que tiene cada elemento discretizado en el dominio, de tal modo que se presente una distribución de nodos uniforme,

hiperbólica o geométrica a lo largo de la arista asignada. Los valores pequeños de espaciamiento incrementan el consumo computacional, a la vez que aumentan la exactitud en los resultados del análisis.

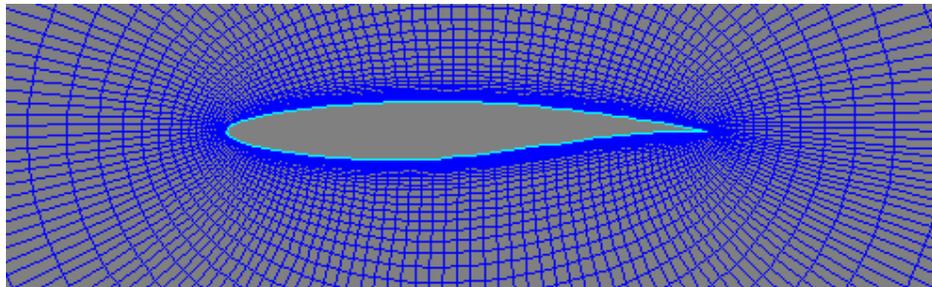
4.1.1 Clasificación de mallas.

Los elementos en una malla pueden ser clasificados en varios tipos según la forma y dimensión. Para problemas en 2D se ofrecen triángulos y rectángulos y para 3D se ofrecen tetraedros y hexaedros. Las bases de esta clasificación se fundamentan en la conectividad de cada elemento, se encuentran en la industria 3 tipos principales:

4.1.1.1 Malla Estructurada.

Su nombre se debe a la conectividad regular que permite la conservación de un espaciamiento uniforme. Esta característica limita la selección de elementos de cuadriláteros para análisis en 2D y hexaedros para 3D. (WIKIPEDIA@, 2007). Pese a que este tipo de mallas son difíciles de generar, como resultado de la irregularidad en la mayoría de geometrías, son las que mejor se acomodan para análisis de flujo para a elevados números de *Reynolds* usando el método de volúmenes finitos (Lange, Discretization methods).

Figura 36. Malla estructurada

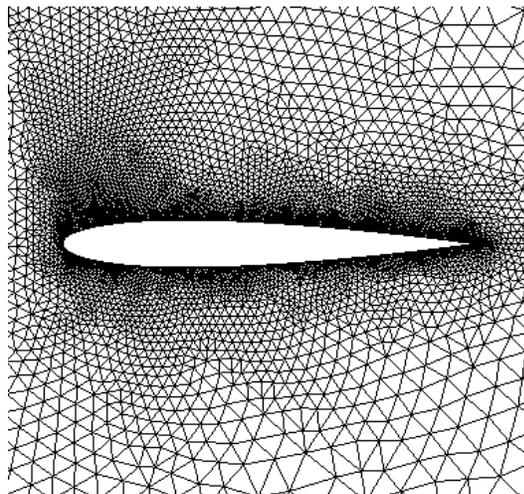


ALBERTA@, 2004

4.1.1.2 Mallas no estructuradas.

Una malla no estructurada es caracterizada por la conectividad irregular de sus elementos (WIKIPEDIA@, 2007). Pese a ser el tipo de malla mas usado en la industria, es de menor eficiencia que las mallas estructuradas, debido al tiempo requerido en la adecuación de la geometría (Lange, Discretization methods).

Figura 37. Malla no estructurada

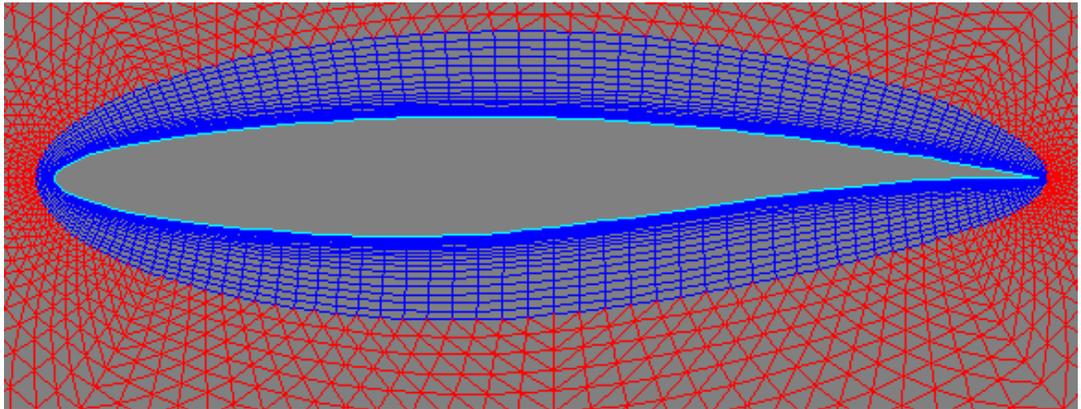


TUDELFT@, 2007

4.1.1.3 Mallas híbridas.

Estas mallas contienen regiones estructuradas y regiones no estructuradas según el área de análisis y las condiciones encontradas. Su uso requiere un conocimiento claro de los parámetros de malla (WIKIPEDIA@, 2007) puesto que exige una adecuación manual de las zonas que requieren características especiales.

Figura 38. Malla hibrida



ALBERTA@, 2004

4.1.2 Refinamiento de malla.

El error de truncamiento en la discretización del dominio es proporcional al espaciamiento y su disminución conlleva a mejoras en la exactitud de los resultados. A pesar de esto, una reducción en el tamaño del elemento no garantiza resultados acertados, ya que existen regiones pequeñas donde el cambio de espaciamiento es grande con respecto al tamaño de la región.

La malla ideal es aquella que provee niveles de distribución del error de truncamiento a lo largo de todo el dominio; un buen analista de CFD debe determinar las partes donde se requiere una mejor precisión debido a gradientes en el flujo, de tal modo que se asignen características especiales que permitan modelar de mejor manera el fenómeno y reducir el error en los resultados.

Después de comprender los conceptos que cobijan el tema de mallado, se procede a mencionar el software CFD que se utilizará para realizar los análisis de los 2 perfiles y el ala.

4.1.3 Software seleccionado para mallar.

El mercado ofrece códigos libres y comerciales que permiten realizar la discretización o generación de malla de cualquier tipo. Al momento de seleccionar el software, debe tenerse en cuenta el control que se pueda tener de la geometría de la pieza o modelo a analizar, el control sobre el número de elementos en las partes donde se requiere un análisis profundo, el control en la forma de los nodos y el control de espaciamiento. Como resultado de búsqueda en el mercado y recomendaciones de usuarios de CFD se selecciona ANSYS ICEM CFD, el cual pese a la dificultad en su manejo y a la falta de información, es un código especializado en la discretización de geometrías. A continuación se presenta una breve reseña.

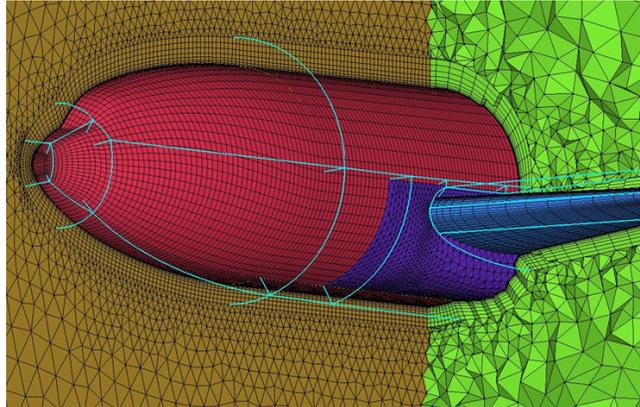
Figura 39. Logo ICEM CFD



ICEM@, 2006

Desde la generación de modelos CAD a la generación de mallas para análisis, este software ofrece opciones de control y edición de mallas paramétricas estructuradas por bloque, de tal modo que puedan ser definidas condiciones de malla, a lo largo del modelo CAD. Adicional a lo anterior, este programa ofrece diferentes elementos, para gran variedad de aplicaciones.

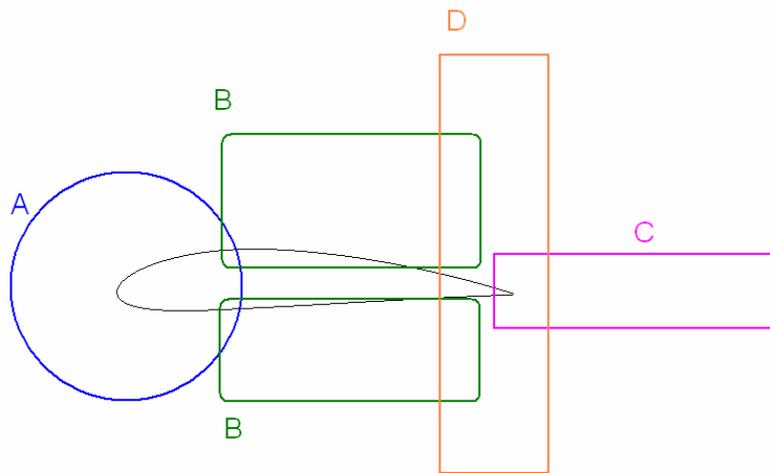
Figura 40. Ejemplo Mallado ICEM CFD



ICEM@, 2006

El comprender los conceptos básicos del mallado y la obtención del modelo CAD del dominio, evidencian la necesidad de realizar un análisis de las partes del perfil que están sujetas a manipular los mayores gradientes en el comportamiento del flujo; esto con el fin de presentar un diseño de malla adecuado, que evite la generación y propagación de errores de truncamiento, de tal modo que se garanticen resultados aceptables. El estudio de las superficies del perfil, revela la necesidad de dividir el cuerpo en las siguientes regiones:

Figura 41. Regiones del perfil



Autoría propia

La zona A representa el borde de ataque del perfil. Esta recibe el impacto directo del flujo de aire, presentando principalmente altos gradientes en la presión y velocidad. Se hace necesaria una concentración de nodos aceptable y una distribución de elementos estructurados que registren tales efectos. El número exacto de nodos y el tamaño de los elementos se determinan en el estudio de independencia.

La zona B representa la superficie intrados (inferior) y extradós (superior) del perfil. Es en el extradós donde ocurre uno de los fenómenos más importantes en el análisis de un perfil: separación del flujo de aire sobre la superficie del perfil, en el cual el desprendimiento del aire que rodea la capa límite, crea vórtices y genera turbulencia que conlleva a que las propiedades del aire cambien de manera drástica. Se requiere una distribución estructurada de elementos, una concentración de nodos mayor que la zona A y un reducido espaciamiento que permita registrar el momento en que se despega el flujo de aire de la capa límite.

En la zona C se encuentra la región donde el fluido que viaja por la parte superior se intersecta con el que viaja por la parte inferior, creando una zona de “vacío” en la capa límite por donde el aire difícilmente pueda viajar. Esta zona influye de manera considerable en la generación de arrastre del perfil, por lo cual debe tener una adecuada concentración de elementos debidamente espaciados, de tal modo que se registren de manera correcta los fenómenos que allí ocurren.

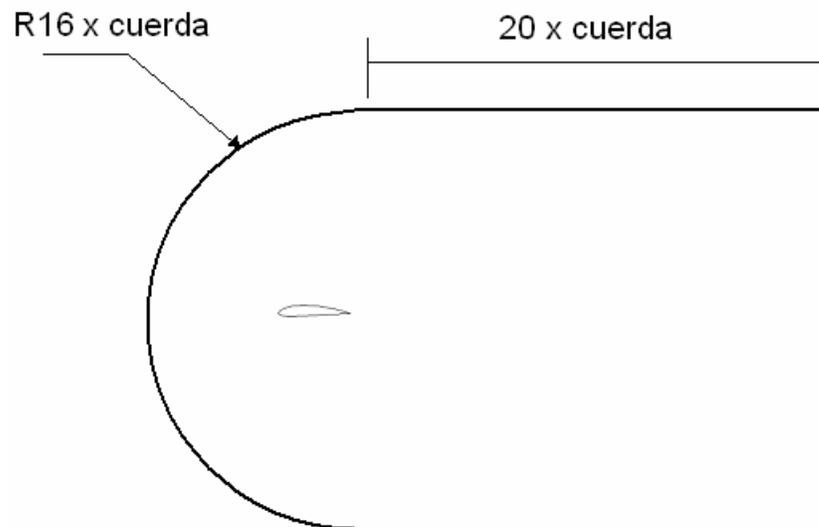
La zona D registra los fenómenos finales que se generan por el paso del aire a través del perfil. Se presenta principalmente un cambio significativo en la distribución de presiones, en un rango vertical que registra el movimiento de partículas. Para esta zona es requerida una densidad de malla moderada.

Conociendo la importancia y características de estas zonas, se procede por medio de ICEM CFD, a generar la malla completa para el dominio (modelo CAD) de tal manera que se cumplan todos los requerimientos explicados. Los parámetros de

número de nodos por zona, espaciamiento y tipo de malla se establecen por prueba y error hasta el punto en que puedan garantizarse resultados aceptables. Los parámetros son los siguientes:

Se requiere una malla estructurada alrededor del perfil, que permita registrar de la mejor manera los cambios que sufre el aire; por lo que se hace necesaria la modificación del modelo CAD creado anteriormente. El cambio consiste en redondeo de la arista vertical izquierda del rectángulo definido de manera previa. El valor de este redondeo debe ser igual al ancho del rectángulo de modo que no afecte las medidas recomendadas, así:

Figura 42. Modelo CAD definitivo para el análisis



Autoría propia

La geometría es diseñada de tal modo que se generen elementos estructurados alrededor del perfil que ofrezcan excelentes resultados; esta forma de malla es reconocida en el medio especializado, como malla tipo *C-Grid* y es altamente recomendada por expertos en el análisis de perfiles (Cfd-Online@,2006). En este tipo de mallado se utilizan elementos denominados hexaedros (Figura 43), apropiados para geometrías complejas (Figura 44) donde el orden de los

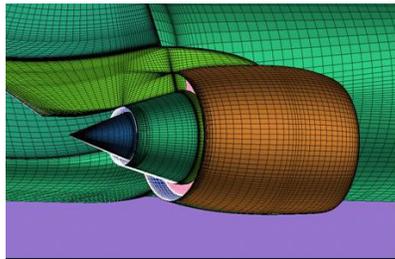
elementos es determinado de manera automática según las características internas y externas de los bloques que conforman el contorno (Figura 45).

Figura 43. Elemento tipo Hexaedro



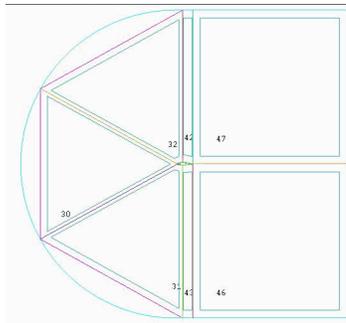
ANST@, 2004

Figura 44. Malla con hexaedros, para geometría compleja



ICEM@, 2006

Figura 45. Bloques del modelo CAD para la correcta distribución de malla



Autoría propia

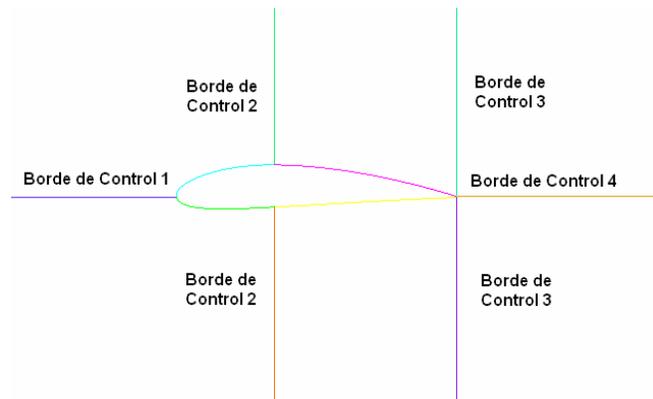
Los parámetros cualitativos definidos en párrafos anteriores deben ser traducidos en variables cuantitativas que puedan ser interpretadas por el programa. El número de nodos y el espaciamiento entre los elementos deben ser determinados

de modo tal que no se exceda la capacidad computacional disponible y se obtengan resultados aceptables para la aplicación modelada.

4.2 CARACTERISTICAS DE LA MALLA SELECCIONADA PARA EL ANALISIS

Las características de malla se designan con base en una herramienta disponible en ICEM CFD denominada “Bordes de Control”, la cual permite asignar nodos, espaciamiento y rata de expansión a lo largo de la arista seleccionada. Para el caso específico de este proyecto se presentan los bordes necesarios en la Figura 46.

Figura 46. Bordes de control para modelo CAD



Autoría propia

El borde de control 1 permite designar los parámetros de malla para la zona A del perfil, del mismo modo en que se especifican en el borde de control 2 para la zona B, en el borde de control 3 para la zona D y en el borde de control 4 para la zona C.

El correcto funcionamiento de los modelos de turbulencia depende en mayor medida de un parámetro de la malla que es convertido en variable de control en el modelo; éste se denomina *Y plus* (Y^+), y es definido como la distancia adimensional existente entre la pared y el primer nodo, definiendo la resolución en

zonas que así lo requiera. La información requerida para juzgar el espaciamiento cercano a las paredes debe ser definido según estándares de la formula de Y^+ . (ANSYS@,2004).

Ansys en sus manuales y la comunidad de CFD (Cfd-Online@,2006) recomiendan valores de $Y^+ < 1$ para análisis con bajos números de *Reynolds*, de tal manera que se garantice que el efecto de desprendimiento de la capa límite va a tener una simulación adecuada por parte de los modelos matemáticos utilizados. (Ansys@,2004).

El tamaño del espaciamiento necesario a lo largo del borde para obtener el valor de Y^+ requerido, se calcula haciendo uso de un programa de distribución libre, el cual toma información del *Reynolds* del fluido y la longitud del borde de control al cual se quería calcular. Dicho programa se basa en la ecuación de viscosidad de Sutherland (Jones@, 1997).

El tamaño del espaciamiento debe ser combinado con una adecuada distribución de nodos en cada borde de control. Con base en requerimientos de resolución y longitud de referencia se designan valores aleatorios, adecuados según las necesidades de las zonas.

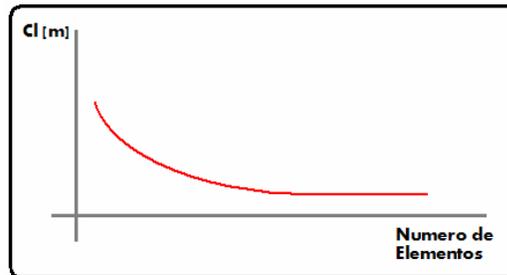
La correcta creación de la malla que provee soluciones acertadas, debe ser comprobada por medio de una herramienta que garantice que el número de nodos-elementos es independiente de la solución; este análisis se conoce como estudio de independencia y se presenta a continuación.

4.3 ANALISIS DE INDEPENDENCIA DE MALLA

El análisis de independencia de malla garantiza que la malla elaborada no interfiera en los resultados obtenidos. Mediante el uso de ICEM CFD se modifican

de manera progresiva los nodos de cada borde de control de modo que se obtengan mínimo 3 mallas diferentes las cuales deben ser analizadas bajo las mismas condiciones. La Figura 47 ilustra esta situación, en la cual se indica que hay un límite asintótico a partir del cual un cambio en la malla (cambio de número de nodos) no se reflejará como cambio en los resultados.

Figura 47. Análisis de independencia



Autoría propia

La figura anterior ilustra el resultado del estudio de independencia de malla. C_l representa un resultado de la simulación de CFD, el cual varía su valor a medida que aumenta el número de nodos y por tanto el número de elementos, hasta un punto en el cual un cambio en la malla no se manifiesta como un cambio en la solución. Este punto indica el número de mínimo de nodos acertados sin que se presente una penalidad en el tiempo invertido en el solucionador (Date emails@,2006).

El análisis toma información de los nodos distribuidos en los bordes de control establecidos y lo compara con los resultados obtenidos de las variables C_l y C_d para cada malla. Se realizan cinco simulaciones diferentes variando la resolución de cada borde de control de modo tal que se garantice una relación consistente en todos los cambios. La Tabla 22 y la Figura 53 presenta los resultados obtenidos:

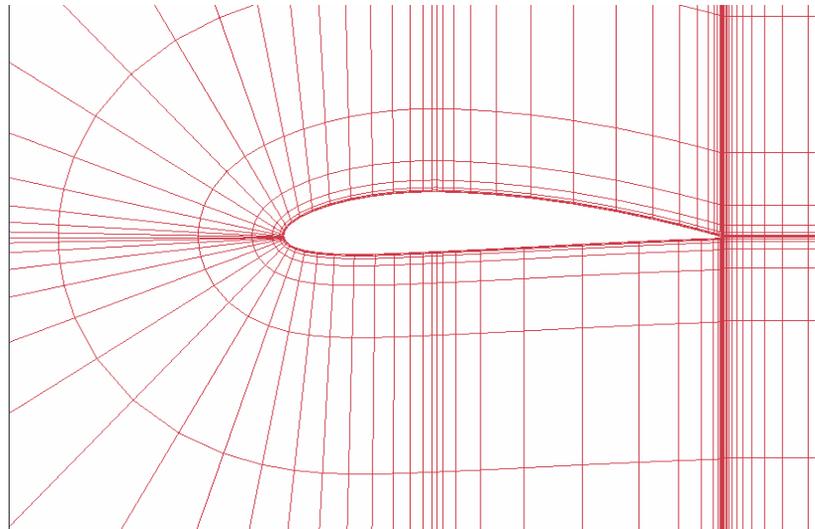
Tabla 22. Análisis de independencia para C_I y C_d

Nodos Borde Control 1	C_I	C_d
20	0,709404	0,0222373
40	0,802573	0,0110702
70	0,792314	0,0094589
105	0,801655	0,0090925
158	0,791417	0,0090469

Autoría propia

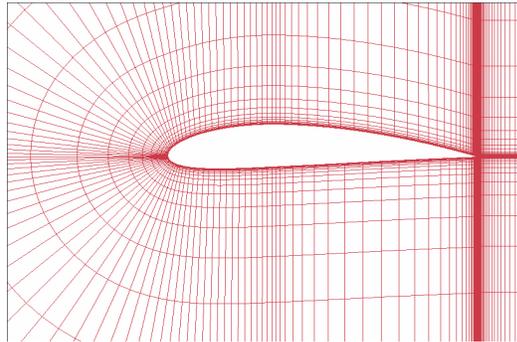
La variación de los parámetros en cada uno de los bordes se refleja como un cambio directo en la malla. Desde la Figura 48 hasta la Figura 52 se ilustra este criterio a partir de la representación de las mallas utilizadas en cada uno de los análisis:

Figura 48. Malla con borde de control 1 con una distribución de 20 nodos



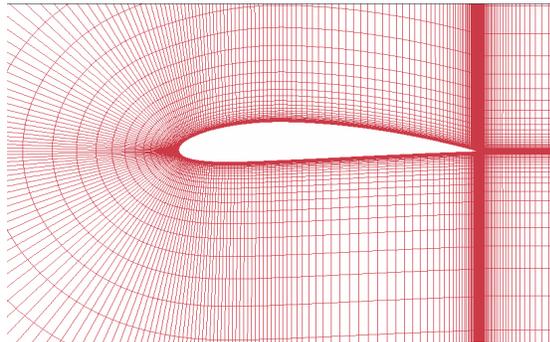
Autoría propia

Figura 49. Malla con borde de control 1 con una distribución de 40 nodos



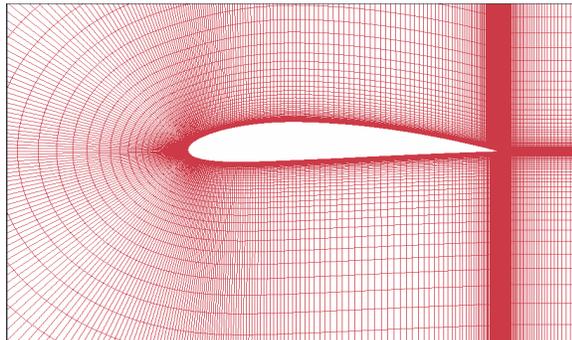
Autoría propia

Figura 50. Malla con borde de control 1 con una distribución de 70 nodos



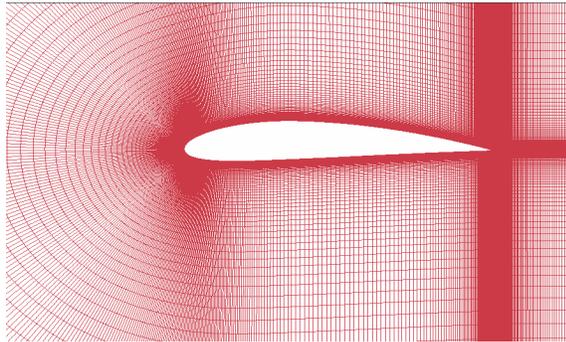
Autoría propia

Figura 51. Malla con borde de control 1 con una distribución de 105 nodos



Autoría propia

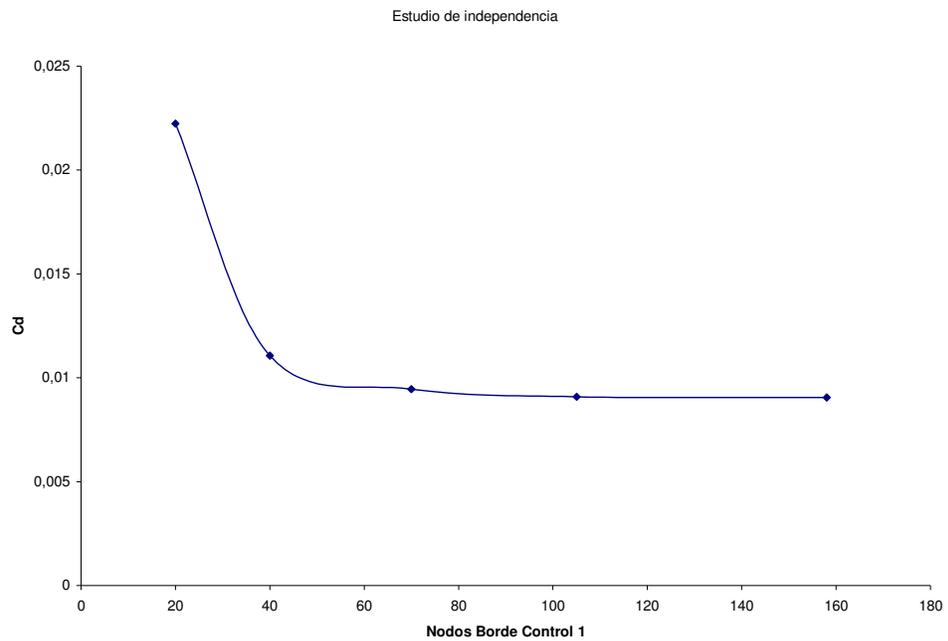
Figura 52. Malla con borde de control 1 con una distribución de 158 nodos



Autoría propia

Los datos obtenidos en el estudio permiten graficar el número de elementos Vs el resultado del coeficiente de arrastre C_d para cada simulación. La gráfica obtenida se presenta en la Figura 53.

Figura 53. Análisis de independencia para valores de C_d



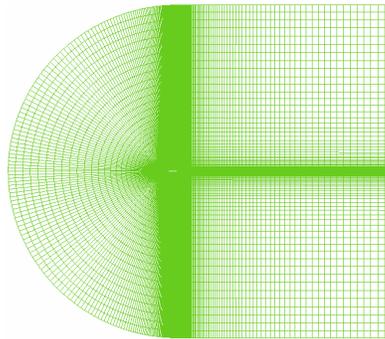
Autoría propia

La figura anterior ilustra el comportamiento esperado al final del estudio. En el punto en que un aumento del número de nodos se refleje como un valor constante de C_d se debe seleccionar el número de nodos con el cual deben ser llevadas a cabo todas las simulaciones. Los resultados son los siguientes:

- 100 nodos para el borde de control 1
- 129 para los bordes de control 2 y 3
- 173 para el borde de control 4.

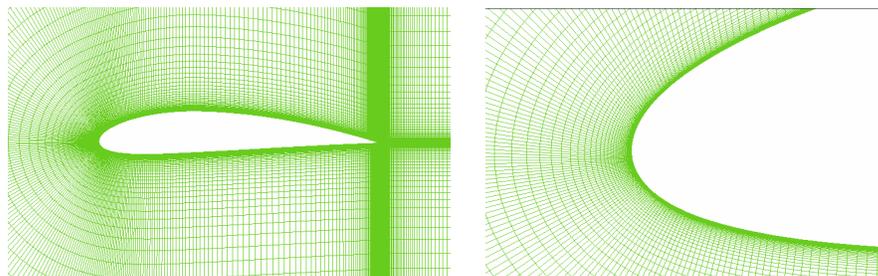
La Figura 54 y Figura 55 presentan la malla definitiva que ha de ser utilizada en la validación del modelo y en la simulación de las condiciones particulares de nuestra aeronave.

Figura 54. Malla definitiva para el análisis



Autoría propia

Figura 55. Malla definitiva para el análisis



Autoría propia

Posterior a la fase de definición de la malla, se procede a definir las condiciones de frontera y condiciones que debe tener los análisis de CFD.

4.4 ENTORNO Y CONDICIONES PARA PRE-PROCESAMIENTO

La tercera y última etapa de pre-procesamiento esta dedicada a la definición del entorno y condiciones de frontera que afectarán el dominio. El programa seleccionado para esta parte del proceso es CFX-Pre.

El capítulo 1 se introduce de manera básica el planteamiento de las condiciones de frontera y criterios de solución. A continuación se presentan las condiciones específicas de CFX para modelar el flujo sobre los perfiles seleccionados (Marnet CFD@).

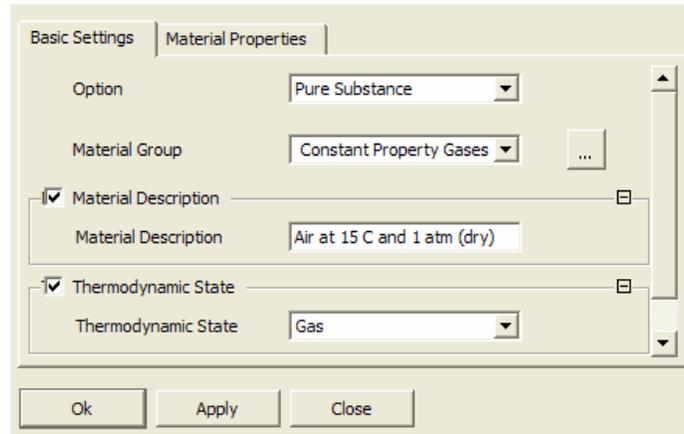
4.4.1 Definición del tipo de análisis.

El tipo de análisis determinado para nuestro caso es el de fluido en Estado Estable, de tal modo que sus condiciones de velocidad, turbulencia y viscosidad entre otros, permanezcan constantes en el tiempo.

4.4.2 Definición del material.

El fluido seleccionado es una sustancia pura denominada aire, con contenido de humedad 0% y cuya presión y temperatura de referencia son de 1 [atm] y 15 [°C] respectivamente según los estándares ISA explicados en el capítulo 1. No se considera el aire del proceso como un gas ideal debido a que este modelo asumiría una viscosidad constante para todos los regímenes de velocidad analizados. Pese a que las velocidades presentes en el UAV son inferiores a las velocidades críticas en las cuales la viscosidad tiene cambio, se asumirá este modelo como base para todas las investigaciones. La Figura 56 muestra las condiciones seleccionadas:

Figura 56. Propiedades del aire



Autoría propia

4.4.3 Definición del dominio.

CFX-Pre utiliza el concepto de dominio para referirse al tipo, a las propiedades, y a la región de fluido o sólido susceptible de análisis. Los dominios son las regiones en las cuales las ecuaciones de flujo y transferencia de calor son solucionadas de tal modo que las condiciones de frontera impuestas sean coherentes con el modelo físico analizado. (Ansys@, 2004). Los parámetros requeridos son los siguientes:

Presión de referencia: 1 [atm]; el perfil seleccionado será ensayado inicialmente en condiciones ISA. Esta variable debe ser dispuesta de tal modo que cambios ligeros en la presión dinámica se reflejen como cambios en la presión total del sistema. En caso que se prevean pocos cambios en la presión dinámica esta variable puede ser establecida como 0 [atm] (Ansys@, 2004).

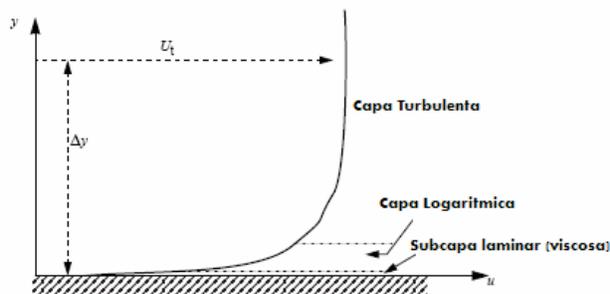
- Flotabilidad: No Flotante. Solo se establece para cuerpos soportados por la superficie libre del fluido.
- Movilidad del Dominio: Estacionaria; el dominio analizado permanece invariable en el tiempo.

- Modelo de Transferencia de Calor: Ninguno. Sistema adiabático, el enfoque de este análisis no se concentra en el flujo de calor sino en el flujo de aire sobre el modelo.

Modelo de turbulencia: *Shear Stress Transport*. Este modelo de turbulencia basado en el sistema de doble ecuación $k-\omega$, fue desarrollado por la comunidad aeronáutica internacional con el fin de obtener predicciones acertadas de la separación de flujo bajo gradientes adversos de presión, esto gracias a la inclusión de los efectos de transporte en la formulación de viscosidad turbulenta (*eddy-viscosity formulation*). Recomendado sobre los otros modelos, SST predice de manera adecuada el comportamiento del fluido en la capa límite del cuerpo, aun cuando mallas poco finas sean utilizadas, ya que su modelo automático regula la cercanía del modelo a las paredes, de modo tal que el comportamiento de los remolinos sea simulado. (Ansys@, 2004).

Turbulence Wall Modeling: automático. La Figura 57 explica el comportamiento de la formulación matemática en la capa límite del cuerpo.

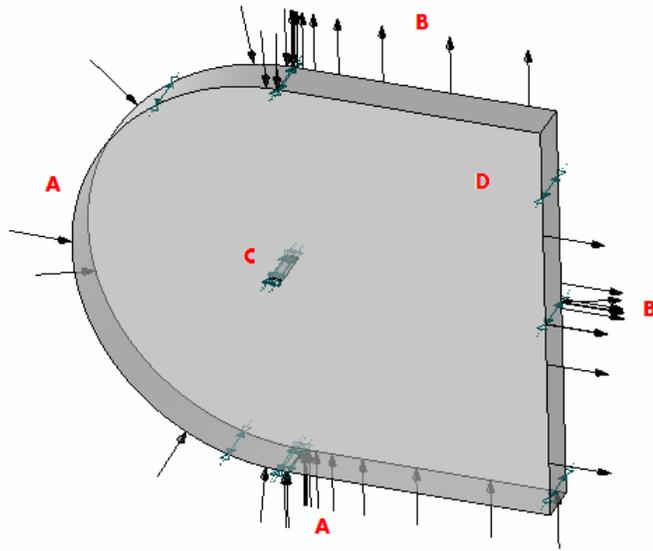
Figura 57. Capa limite



Ansys@, 2004

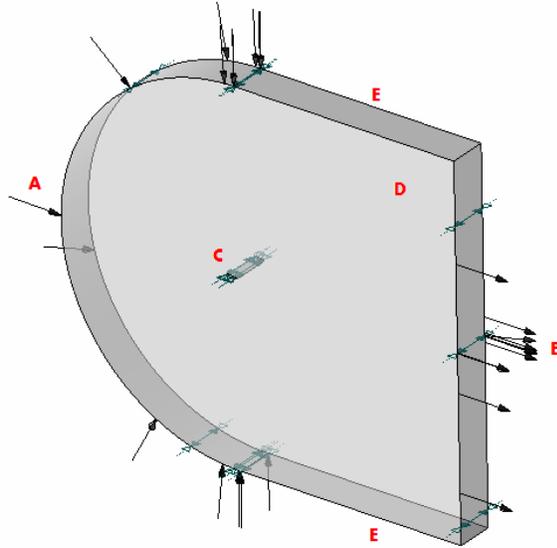
Las condiciones de frontera especificadas para cada uno de los casos analizados son las que se presentan en la Figura 58, Figura 59 y Figura 60 (Date emails@, 2006).

Figura 58. Condiciones de Frontera – Caso 2º a 12º



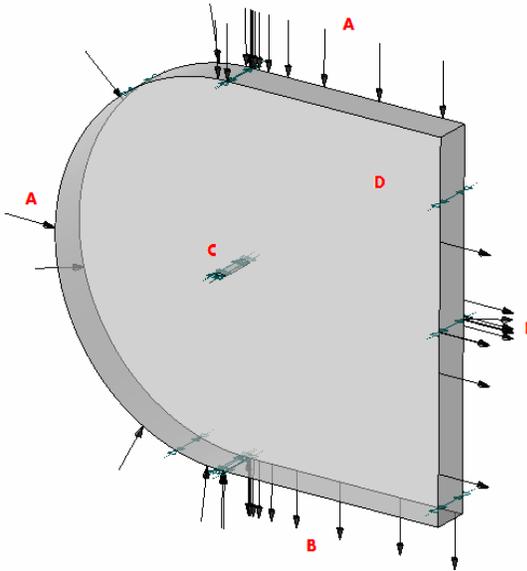
Autoría propia

Figura 59. Condiciones de Frontera – Caso 0º



Autoría propia

Figura 60. Condiciones de Frontera – Caso -4° a -2°



Autoría propia

En cada una de las figuras anteriores las letras que aparecen en rojo representan una condición de frontera específica que es explicada a continuación:

4.4.4 Entrada. A (*Inlet*).

Esta condición de frontera define el ingreso del fluido al dominio de análisis. Los parámetros que se determinan son los siguientes:

- Régimen de Flujo: Subsónico; Numero *Mach* < 1 debido a que las velocidades analizadas son inferiores a la velocidad del sonido.
- Velocidad: Componentes Cartesianos de Velocidad; se definen los componentes U, V y W de la velocidad con que el aire ingresa al dominio.
- Turbulencia: K y *Epsilon*. Los valores requeridos para la formulación de turbulencia se calculan con base a los siguientes modelos matemáticos (Date emails@, 2006):

Ecuación 14. Intensidad de turbulencia y *Epsilon*

$$k = \frac{3}{2} \times (\text{Intensidad Turbulencia})^2 \times (\text{Velocidad Flujo})^2$$

$$Epsilon = \frac{0.085 \times \text{Densidad} \times k^2}{10 \times \text{Viscosidad}}$$

Ansysis@, 2004

La intensidad de turbulencia es de 5% (0.05) según recomendaciones del manual de Ansys. "...Si no se tiene ninguna idea con respecto del nivel de turbulencia que debe ser usado en la simulación, se recomienda utilizar un nivel Medio de Intensidad (5%)...". El resultado de un estudio realizado a partir de la variación de esta cantidad desde 1% hasta 10% muestra que para el régimen de flujo analizado esta variable no tiene impacto considerable en los resultados de sustentación, arrastre y momento (Ansysis@, 2004).

4.4.5 Salida. B (*Outlet*).

Esta condición de frontera define la salida del fluido del dominio de análisis. Los parámetros que se determinan son los siguientes:

- Régimen de Flujo: Subsónico; Numero *Mach* < 1 debido a que las velocidades analizadas son inferiores a la velocidad del sonido.
- Masa y Momento: Promedio de presión Estática de 0 [Pa] sobre todo el dominio de la salida (Date emails@, 2006).

4.4.6 Perfil. C (*Foil*).

En esta condición de frontera se define la característica del cuerpo geométrico existente, es decir el perfil. Se selecciona como una pared que determina las características del flujo.

- Influencia de la pared en el flujo: No deslizante; se consideran los efectos de la fricción en el cuerpo.

4.4.7 Simetría. D (*Symp*).

En esta condición de frontera se define un plano de simetría que solo asume flujo en la dirección perpendicular a su normal. El fluido es confinado entre sus paredes de manera que no pueda salir en dirección perpendicular a la cuerda del perfil.

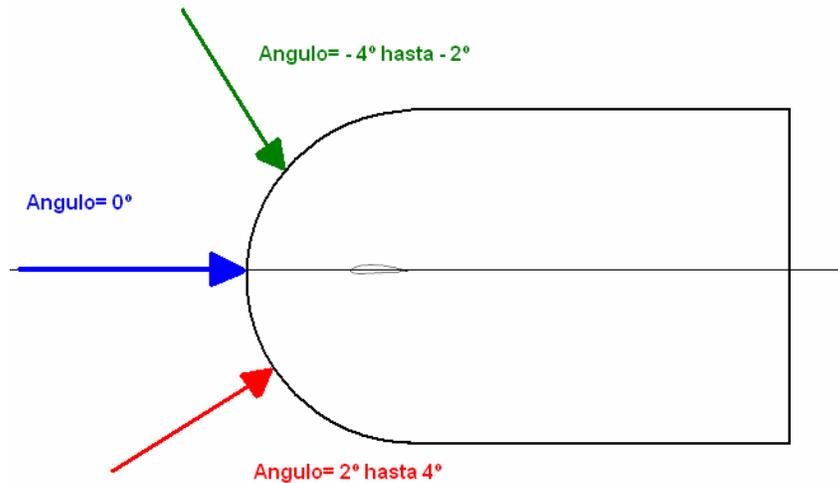
4.4.8 Libre. E (*Free*).

En esta condición de frontera se define el límite superior e inferior del dominio. Se selecciona como una pared que no determina las características del flujo, la cual solo debe ser usada para ángulo de ataque 0°.

- Influencia de la pared en el flujo: Deslizante; No se consideran los efectos de la fricción en el cuerpo.

Como se observa en la Figura 58, la Figura 59 y la Figura 60 las condiciones de frontera de entrada y salida cambian de acuerdo al ángulo de ataque. Esto es debido a que el software CFX maneja la velocidad de forma cartesiana, es decir, que la dirección de cada componente de la velocidad depende del ángulo de ataque. Cabe especificar que para analizar el perfil a diferentes ángulos, el modelo CAD no se modifica ni se gira; por el contrario lo único que se cambia es la dirección del vector de velocidad, tal y como lo muestra la Figura 61. Entonces para ángulos de -4° hasta -2° la dirección de la velocidad es diferente a la usada a 0° y desde 2° hasta 4°.

Figura 61. Variación de la dirección de la velocidad



Autoría propia

La mayor dificultad en la solución de problemas que involucren la metodología CFD radica en la adecuada definición de los parámetros de inicialización y de convergencia del modulo de solución. Con base en recomendaciones y tutoriales presentes en la ayuda de CFX, se plantean los siguientes parámetros:

4.4.9 Inicialización y parámetros de convergencia.

Una adecuada inicialización de las variables involucradas en el modelo asegura la obtención de un estado estable para la simulación. Las variables inicializadas son las siguientes:

- Componentes Cartesianas de la Velocidad: automático con Valor. Se introducen los valores respectivos de velocidad en U, V y W de tal modo que una vez el flujo pase sobre el perfil se encuentre en las condiciones adecuadas.
- Energía Cinética Turbulenta: Se inicializa con el valor calculado de k según el modelo de cálculo presentado en la Ecuación 14. Intensidad de turbulencia y *Epsilon*; de esta manera se garantiza que no hay variaciones en la energía cinética turbulenta para el flujo que ingresa a la región.

- Disipación de Remolinos Turbulentos: Se inicializa con el valor calculado de *Epsilon* según el modelo de cálculo presentado en la Ecuación 14. Intensidad de turbulencia y *Epsilon*; de esta manera se garantiza que no hay variaciones en la disipación de los remolinos turbulentos para el flujo que ingresa a la región.
- Control del Solucionador: Una convergencia que permita obtener valores invariables de los resultados y que a su vez combine los criterios especificados debe ser la meta a seguir. Los parámetros especificados en el modelo son los siguientes:
 - Esquema de Transporte: Este parámetro está relacionado con el transporte del fluido desde la entrada del dominio hacia su salida. Se selecciona el modelo de Alta resolución ya que este permite un adecuado cálculo de las ecuaciones de flujo en regiones donde los gradientes cambian de manera drástica (Ansys®, 2004). Tal es el caso del perfil, donde el borde de ataque y el borde de fuga presentan estas características.
 - Número de Iteraciones: El número de iteraciones se fija en base a análisis previos donde se visualiza la convergencia de las variables analizadas. La gran mayoría de simulaciones requiere entre 50 y 100 iteraciones para lograr una adecuada convergencia. Se determinan 200 iteraciones como límite máximo de convergencia.
 - Tipo de Residuo: máximo (MAX), límite de $1e-4$. Según el manual de Ansys: "...MAX $1e-4$ es buena convergencia, adecuada para la mayoría de aplicaciones de ingeniería..." (Ansys®, 2004). Se realizaron una serie de análisis con criterio MAX $1e-5$ para evaluar la respuesta de las variables a un criterio más apretado, el resultado no indicó grandes variaciones en los resultados ($<0.1\%$) pero sí un incremento considerable en el número de iteraciones y el tiempo de computación, lo cual llevó a determinar MAX $1e-4$ como criterio final.

- Escala de Tiempo: Se determina como parámetro de relajación para las ecuaciones no lineales, de tal modo que se alcance en el tiempo adecuado el estado estable en el fluido. Este parámetro se establece como automático y conservativo ya que su aplicación permitió obtener una adecuada convergencia en un tiempo razonable.

4.4.10 Puntos de Monitoreo.

Los valores de Cl, Cd, Cm y Cn se grafican para cada una de las iteraciones, de tal modo que se visualice la variación de sus resultados y se pueda analizar la convergencia a medida que el análisis transcurre.

4.4.11 Expresiones.

Los modelos matemáticos utilizados para calcular las variables aerodinámicas requeridas y los parámetros de procesamiento se introducen de manera manual como expresiones, las cuales se calculan en el solucionador *CFX-Solver*, para ser exportadas y visualizadas en la etapa de Post-Procesamiento. La Figura 62 presenta las expresiones utilizadas:

Figura 62. Expresiones en CFX

Name	Definition
Alfa	-4 [deg]
CD	Drag/(0.5*Densidad*Chord*FlowSpeed^2)
Chord	300 [mm]
CL	Lift/(0.5*Densidad*Chord*FlowSpeed^2)
CLCD	Lift/Drag
CM	Moment/(0.5*Densidad*Chord^2*FlowSpeed^2)
CN	FNormal/(0.5*Densidad*Chord*FlowSpeed^2)
CPx	torque_z()@FOIL/FNormal
Densidad	1.225 [kg/m^3]
Drag	(force_x()@FOIL*cos(Alfa))+(force_y()@FOIL*sin(Alfa))
FlowSpeed	Re*Viscosity/(Chord*Densidad)
FNormal	(Lift*cos(Alfa))+(Drag*sin(Alfa))
InletE	0.085*Densidad*InletK^2/(10*Viscosity)
InletK	3*(TurbInt^2)*(FlowSpeed^2)/2
Lift	(-1.0*force_x()@FOIL*sin(Alfa))+(force_y()@FOIL*cos(Alfa))
MaxYp	maxVal(Yplus)@FOIL
MinCp	minVal(Pressure/(0.5*Densidad*FlowSpeed^2))@FOIL
Moment	torque_z()@FOIL
Re	600000
TurbInt	0.05
UsrU	FlowSpeed*cos(Alfa)
UsrV	FlowSpeed*sin(Alfa)
UsrW	0 [m s^-1]
Viscosity	1.789e-5 [kg m^-1 s^-1]

Autoría propia

4.5 CONCLUSIONES AL CAPITULO

A continuación se presentan las conclusiones principales del capítulo presentado:

- a. El fenómeno que debe ser analizado es quien impone las condiciones requeridas para la malla y los parámetros de simulación.
- b. Para garantizar veracidad en los resultados debe realizarse primero un estudio de independencia de malla y un estudio de distancia de fronteras, de tal modo que se garantice que variables ajenas al fenómeno no interfieran en los resultados de la simulación.
- c. La selección de los parámetros de pre-procesamiento debe estar fundamentada en recomendaciones de expertos en el área investigada y en los manuales del programa seleccionado. En caso de presentarse problemas no debe dudarse en recurrir a foros especializados en Internet, donde gente con experiencia esta presta a solucionar las inquietudes que puedan presentarse.

5. VALIDACION RESULTADOS CFD

La veracidad de los resultados presentados en este trabajo y la funcionalidad del modelo elaborado, se fundamentan en los datos inferidos en este capítulo, el cual determina de manera aproximada el porcentaje de error que se espera sea obtenido.

Se analizará, mediante CFD y las condiciones planteadas anteriormente, el perfil NACA4415 para un *Reynolds* de $3e6$ (3.000.000) y un ángulo de ataque (AoA) de 4° para obtener valores de C_l y C_d , que al ser comparados con resultados obtenidos en pruebas experimentales en túneles de viento documentadas en el reporte 824 de la NACA (Abbot@, 1945), indiquen la cercanía entre el fenómeno simulado y la realidad. La malla seleccionada para realizar estas pruebas es la obtenida a partir del estudio de independencia presentado en un capítulo anterior, las pruebas que serán llevadas a cabo son las siguientes:

- a. Análisis de variación de parámetros
- b. Validación de resultados y comparaciones.

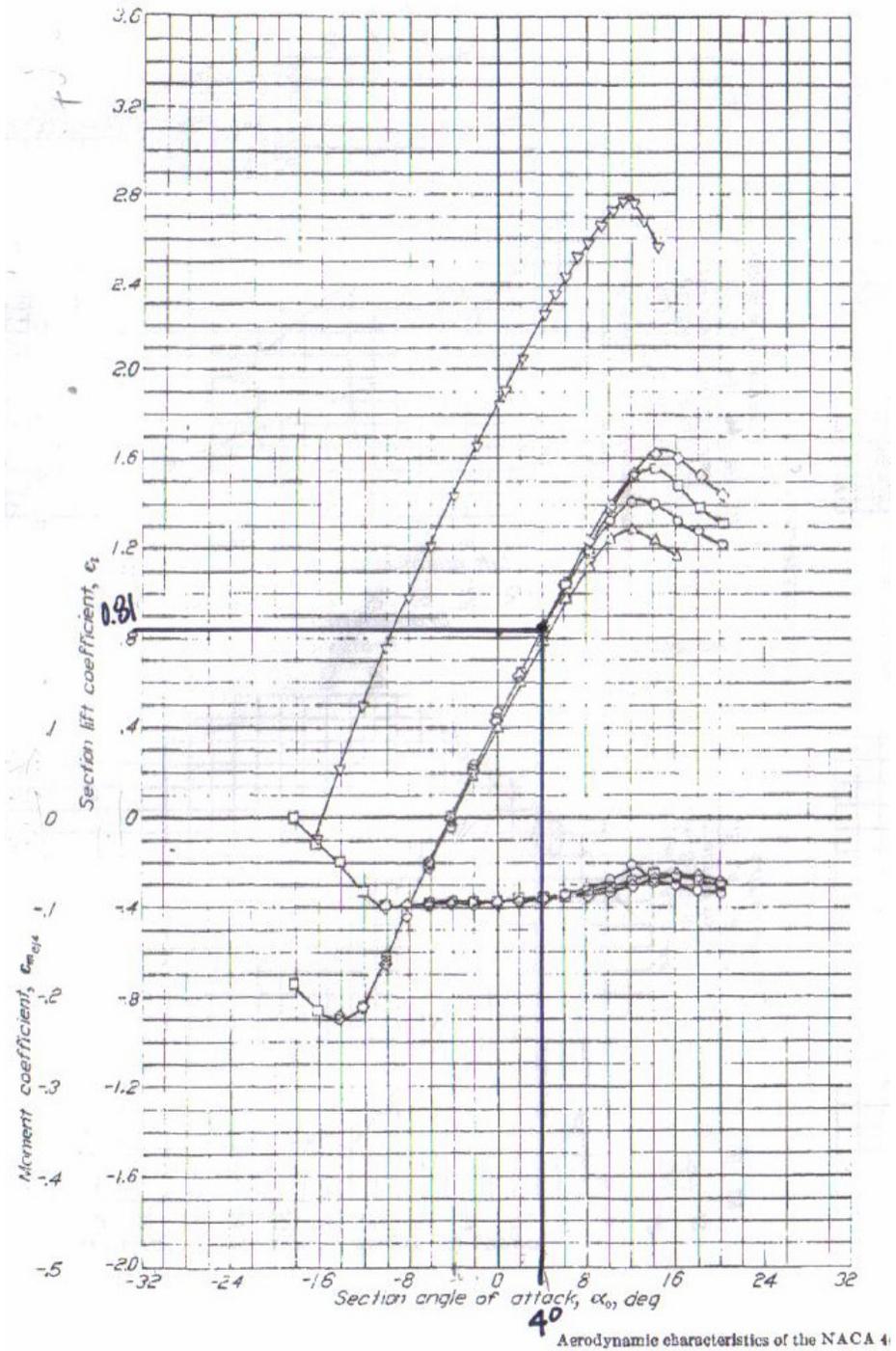
En la Figura 63 y en la Figura 64 se presenta la curva de sustentación y la curva polar para diferentes Reynolds y AoA del perfil 4415. Los valores teóricos obtenidos de dichos gráficos se presentan de forma resumida en la Tabla 23:

Tabla 23. Valores teóricos de C_l y C_d obtenidos del reporte NACA

Re $3e6$ y AoA 4°	
Variable	Valor [m]
C_d	0.008
C_l	0.81

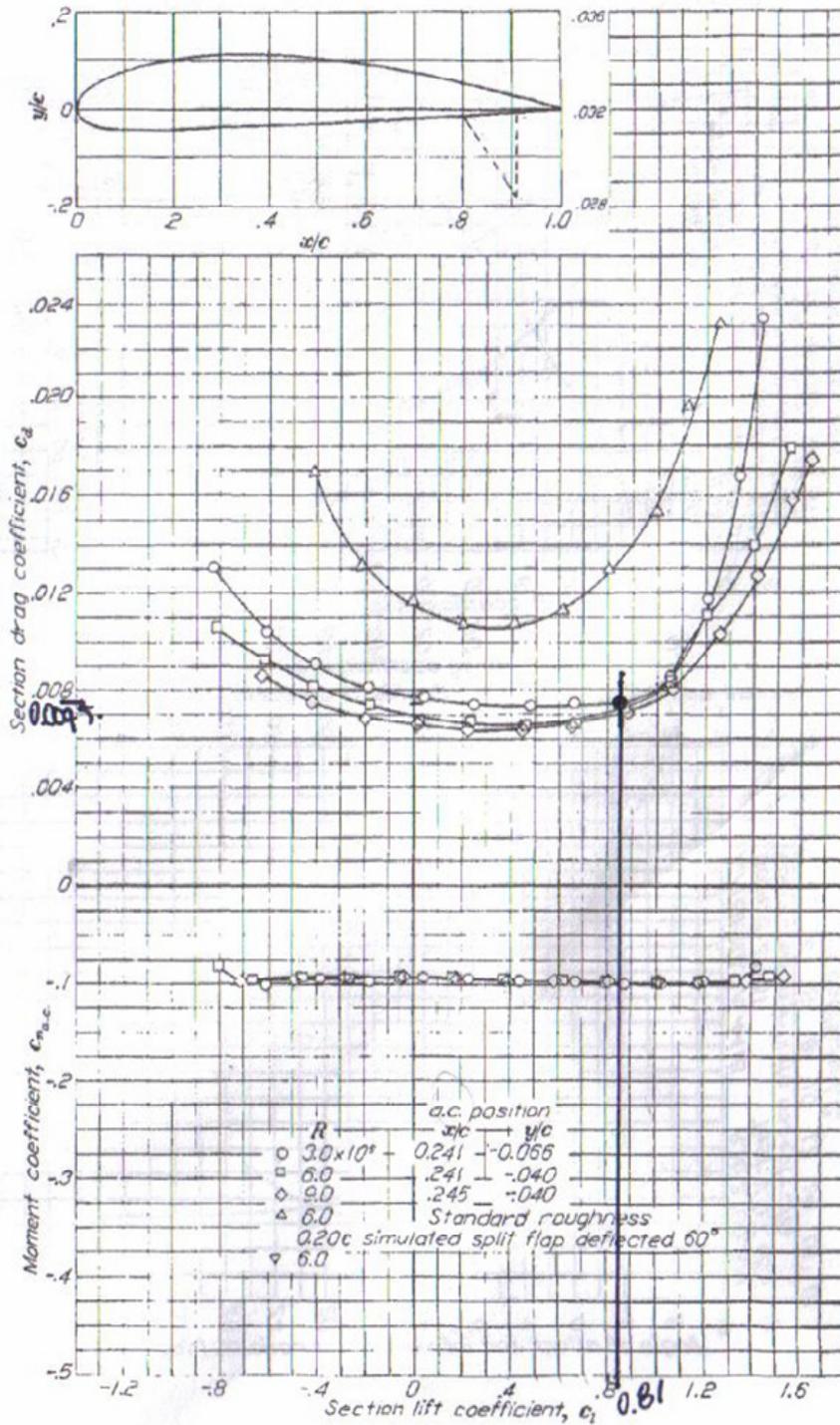
Autoría propia

Figura 63. Curva de Sustentación teórica NACA 4415



Abbot@, 1945, 145

Figura 64. Curva Polar teórica NACA 4415



A 4415 airfoil section, 24-inch chord.

Abbot@, 1945, 146

5.1 ANALISIS DE VARIACION DE PARAMETROS

Este estudio se realiza con el fin de determinar los parámetros óptimos, ofrecidos por CFX-Pre, para que la simulación se ajuste en mayor medida a las condiciones reales. Las variables susceptibles de este análisis son las que presentan variación entre los tutoriales de CFX (Ansys@,2004) y la recomendación de personas que han realizado investigaciones previas en el tema tratado (Cfd-Online@,2006) la Tabla 24 muestra los parámetros modificados, uno a uno, y el porcentaje de error asociado, de modo que se puedan obtener las conclusiones asociadas.

Tabla 24. Modificación de parámetros

PARAMETRO	CL [M]	% ERROR [%]
Presion en la Salida: Presion Estatica Promedio sobre toda la Salida	0.787785	2.743
Escala de Tiempo: Agresivo	0.768091	5.174
Transferencia de Calor: Ninguna	0.790816	2.368
Esquema de Transporte: Upwind	0.733605	9.431
Intensidad Turbulencia: 3%	0.778054	3.944
PARAMETRO	Cd [M]	% ERROR [%]
Presion en la Salida: Presion Estatica Promedio sobre toda la Salida	0.0123138	53.923
Escala de Tiempo: Agresivo	0.0150197	87.746
Transferencia de Calor: Ninguna	0.0155383	94.229
Esquema de Transporte: Upwind	0.0286575	258.219
Intensidad Turbulencia: 3%	0.0135072	68.840

Autoría propia

Como resultado de las variables modificadas en el análisis anterior, se definen de manera permanente los siguientes parámetros, ver Tabla 25, a partir del cual se obtiene los resultados que se utilizan para validar el modelo, logrando la mejor aproximación posible.

Tabla 25. Recomendación final para la modificación de parámetros

PARAMETRO	RECOMENDACION
Presion en la Salida: Presion Estatica Promedio sobre toda la Salida	Cambiar - Mejora CI
Escala de Tiempo: Agresivo	No Cambiar
Transferencia de Calor: Ninguna	Cambiar - Mejora CI
Esquema de Transporte: Upwind	No Cambiar
Intensidad Turbulencia: 3%	No Cambiar

Autoría propia

5.2 VALIDACION DE RESULTADOS Y COMPARACIONES

El modelo final analizado con los parámetros modificados y la adición de un modelo de transición que permite identificar el punto sobre el perfil en el cual el fluido cambia de laminar a turbulento, permite obtener los resultados presentados en la Tabla 26. Los parámetros utilizados en el modelo de transición son los siguientes:

- TRANSICION DE TURBULENCIA: Modelo *Gamma Theta*
- CORRELACION DE INICIO DE TRANSICION: *Langtry Menter*

Este modelo de transición incluido en CFX se encuentra en fase beta de desarrollo, razón por la cual los parámetros son especificados gracias a recomendaciones de personas (Cfd-Online@,2006) que han realizado simulaciones sobre perfiles y alas, puesto que existe poca información en los manuales.

Tabla 26. Resultados obtenidos en la simulación definitiva

Re 3e6 y AoA 4°	
Variable	Valor [m]
Cd	0.0094585
Cl	0.792314

Autoría propia

La Ecuación 15 permite calcular el porcentaje de error existente entre los resultados teóricos y los valores obtenidos en la simulación. En la Tabla 27 se presentan los resultados:

Ecuación 15. Porcentaje de Error

$$\%Error = \frac{|Valor Teorico - Valor Real|}{Valor Teorico} * 100$$

Autoría propia

Tabla 27. Error obtenido en la simulación

Variable	% ERROR [%]
Cd	18.23
Cl	2.18

Autoría propia

Se puede apreciar claramente que el modelo de transición y la adecuación de parámetros, reducen de manera considerable el error hasta el punto en que se encuentra dentro de parámetros aceptables (<20%) (Marnet CFD, 75). Los resultados descritos en este capítulo sirven de modelo para cualquier análisis futuro siempre y cuando se tenga en cuenta el error presente en los resultados.

5.3 CONCLUSIONES AL CAPITULO

A continuación se presentan las conclusiones principales del capítulo presentado:

- a. Una adecuada validación de la malla creada y de los parámetros especificados, es el garante adecuado para la veracidad de los resultados de análisis donde la información experimental sea escasa o nula
- b. Una documentación adecuada en combinación con un ordenado plan de modificación de parámetros, son las bases para lograr que la solución requerida sea obtenida con el nivel de convergencia requerido y en el tiempo esperado.
- c. El modelo y las condiciones impuestas en el CFX-Pre son las óptimas y requeridas para garantizar resultados acertados para en el análisis de perfiles alares.

6. ELECCION UNICO PERFIL POR MEDIO DE CFD

El capítulo de selección de perfiles se presenta como introducción para un análisis CFD más profundo de los dos perfiles seleccionados, NACA4415 y NACA4418. Los resultados obtenidos por medio de la simulación así como los parámetros del estudio se presentan a continuación.

Las simulaciones CFD se realizan para condiciones de vuelo específicas de modo tal que se puedan inferir resultados del comportamiento de la aeronave para cualquier etapa de vuelo. A lo largo de este capítulo se realizarán los análisis CFD necesarios, en dos dimensiones de los perfiles preseleccionados, que generen resultados e información que permita escoger un finalista.

6.1 CURVAS POLARES Y CURVAS DE SUSTENTACION

El comportamiento aerodinámico de los perfiles seleccionados puede ser resumido en las curvas polares y en las curvas de sustentación. El análisis realizado establece los parámetros C_l , C_d , C_m y Y_+ para ángulos de ataque, α , desde -4° hasta 12° , con el fin de determinar las gráficas requeridas. Las condiciones seleccionadas para la simulación son las siguientes:

- *Reynolds*: $600e3$; dadas condiciones ISA, este valor de *Reynolds* es convertido en una velocidad de 28 [m/s], máxima velocidad de la aeronave. Las maniobras del avión serán llevadas a cabo en su mayoría a este régimen por lo cual debe determinarse su comportamiento a todos los ángulos de ataque. La Tabla 28 presenta los resultados obtenidos.

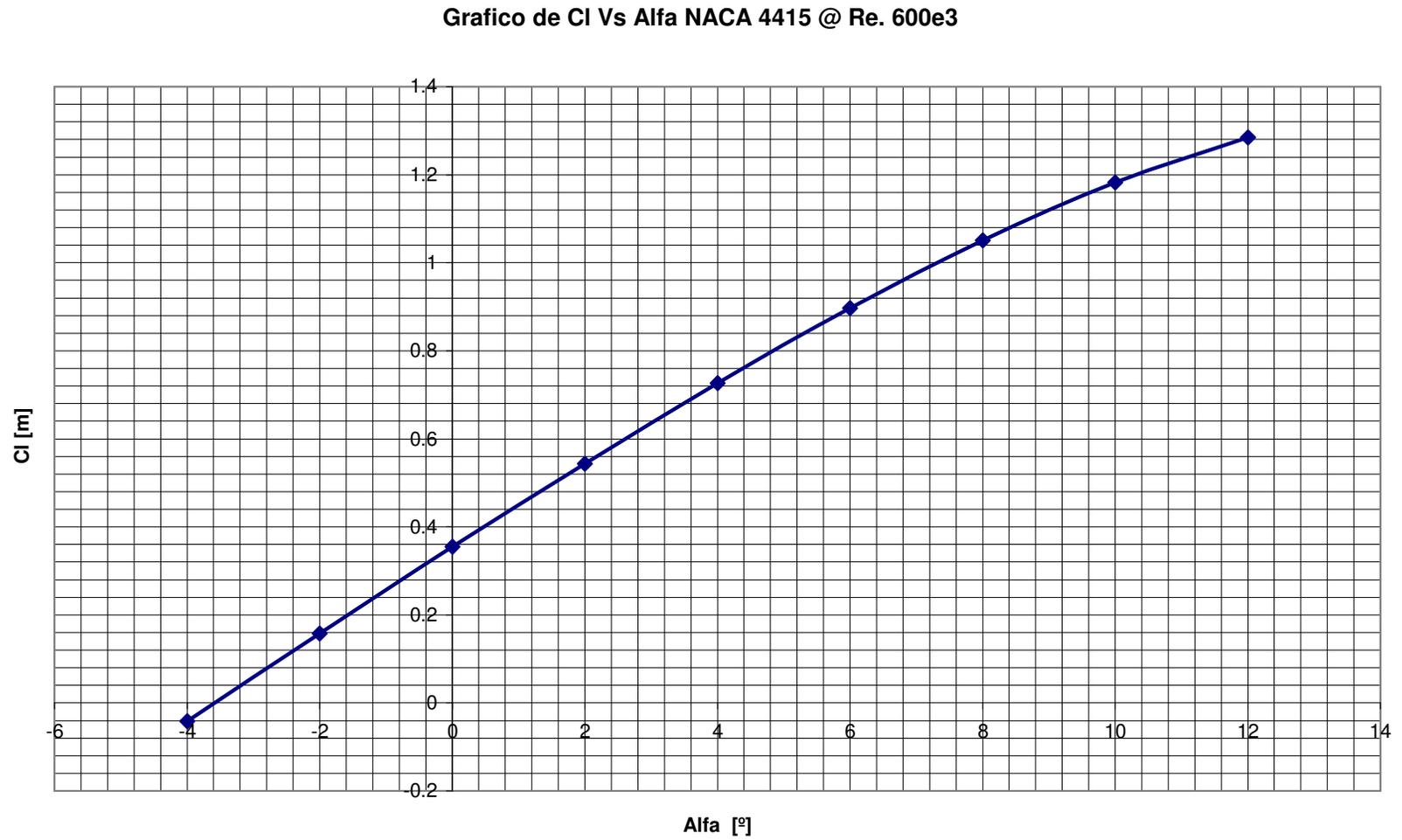
Tabla 28. Resultados de la simulación @ Reynolds 600e3

CARACTERISTICAS AERODINAMICAS Re 600E3										
PERFIL	NACA 4418					NACA 4415				
Alfa [°]	Cl [m]	Cd [m]	Cm [m]	L/D	Y+	Cl [m]	Cd [m]	Cm [m]	L/D	Y+
-4	-0.0151593	0.0152616	0.0663515	-0.9932969	0.433593	-0.0414965	0.0141764	0.073121	-2.92715	0.4638
-2	0.137617	0.0151321	0.108419	9.09437553	0.377255	0.157569	0.013967	0.119456	11.2815	0.404947
0	0.327626	0.0156235	0.15072	20.9700771	0.331738	0.354822	0.0143123	0.164626	24.7914	0.356818
2	0.50913	0.01706	0.190598	29.8434936	0.298125	0.543811	0.0156402	0.207288	34.77	0.30956
4	0.659577	0.0213456	0.223395	30.8999044	0.292801	0.72636	0.0174848	0.247138	41.5378	0.35
6	0.843638	0.0222742	0.223395	37.8751201	0.32505	0.897036	0.0202277	0.282761	44.347	0.3983
8	0.988162	0.0268036	0.28805	36.8667642	0.397872	1.05043	0.0241325	0.312581	43.5278	0.456402
10	1.1081	0.0333119	0.309178	33.264389	0.397872	1.18268	0.0297231	0.336259	39.7897	0.5
12	1.19277	0.0432634	0.322065	27.5699552	0.521617	1.28456	0.0297231	0.352262	33.8394	0.588031

Autoría propia

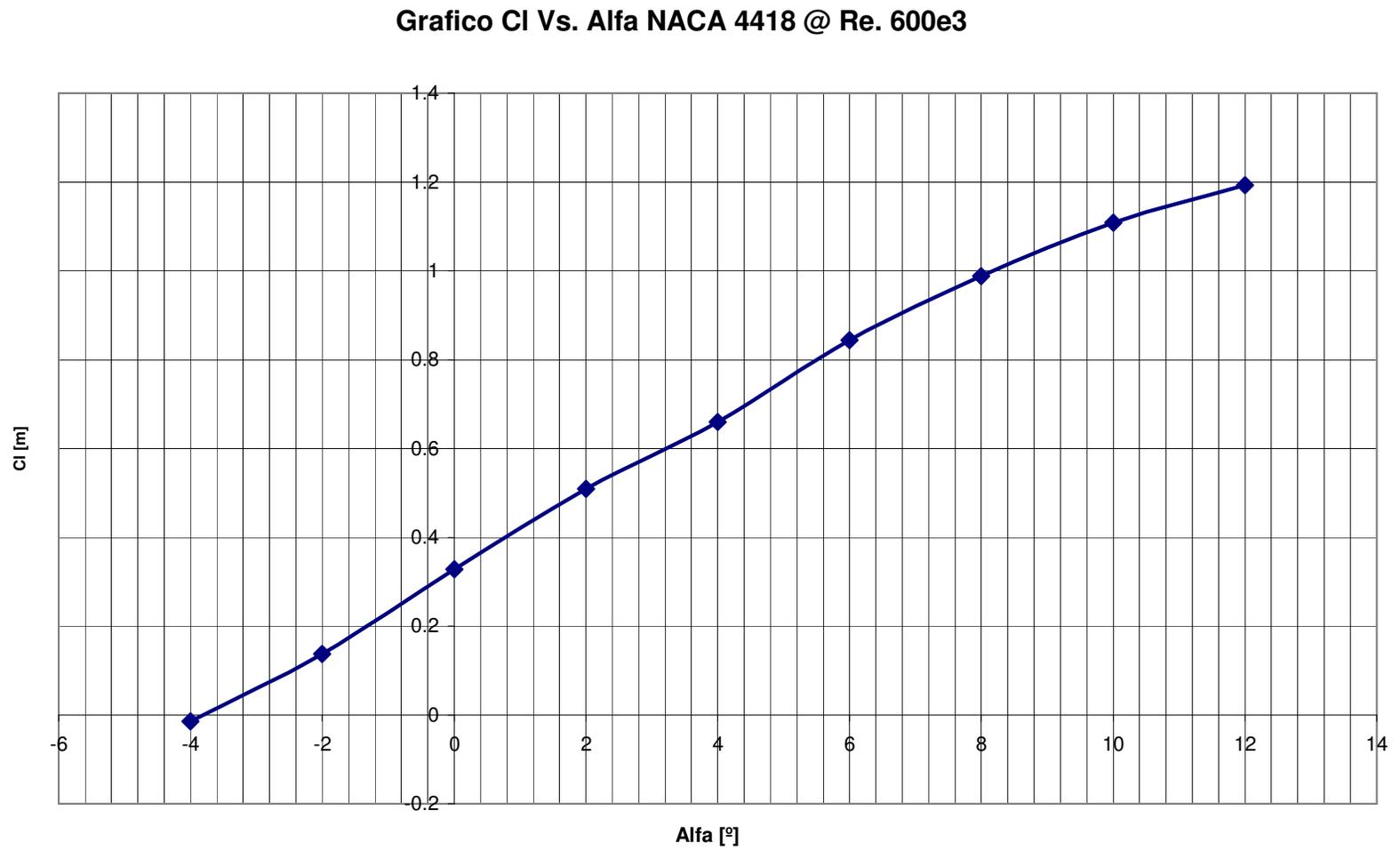
La relación L/D máxima se obtiene cuando el perfil presenta la mayor sustentación en combinación con el menor arrastre; este valor máximo siempre es obtenido en crucero y de su deducción depende el ángulo de ataque de la aeronave en esta fase de vuelo (Anderson, 2001, 332-333). Para ambos perfiles se presenta un ángulo de crucero de 6°, situación comprobada a partir de las curvas polares y curvas de sustentación inferidas a partir de los resultados de la Tabla 28; estas curvas se presentan en las Figura 65 a Figura 70.

Figura 65. Grafico de C_l Vs. Alfa NACA 4415 @ Re. 600e3



Autoría Propia

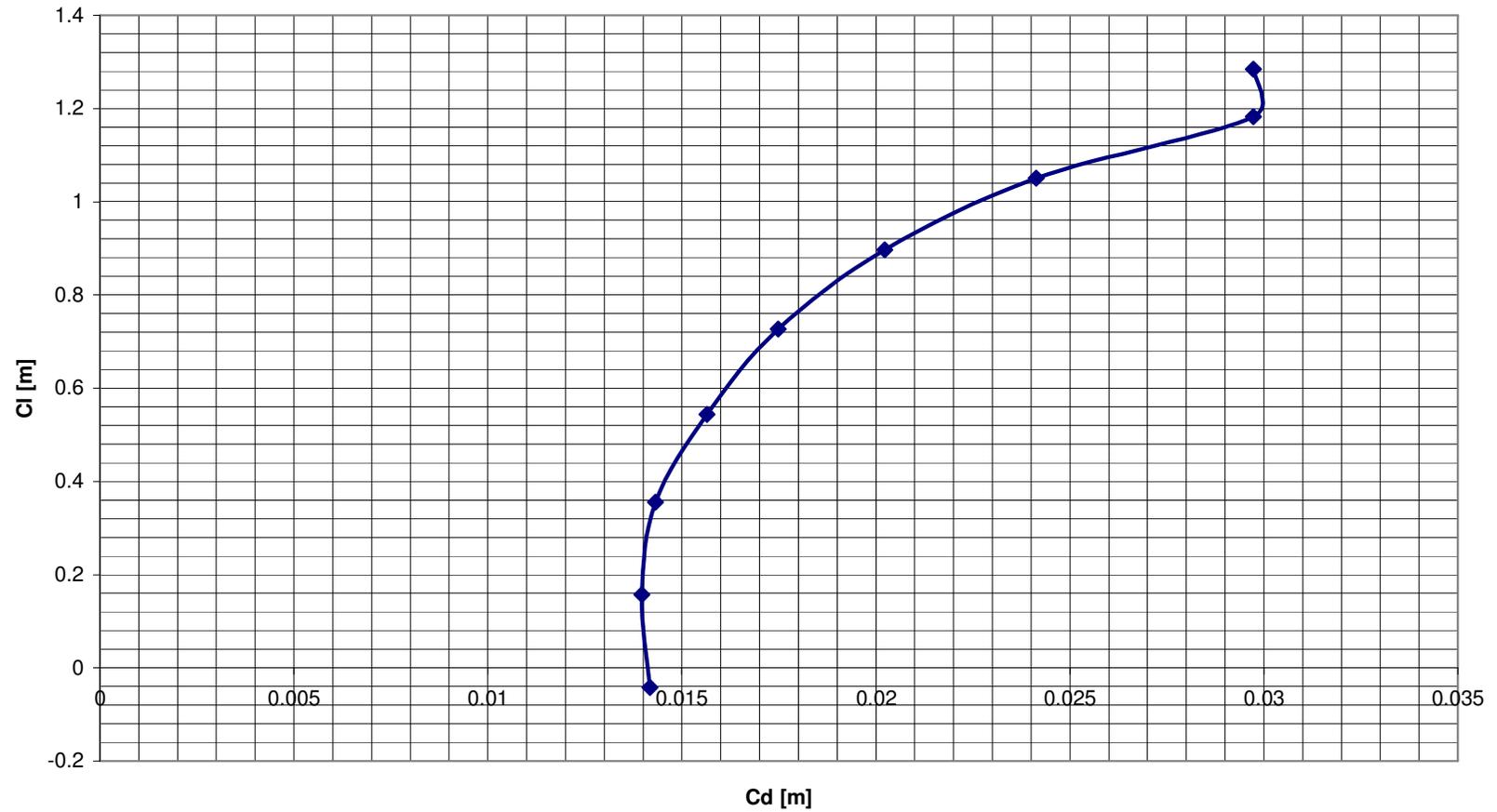
Figura 66. Grafico C_i Vs. Alfa NACA 4418 @ Re. 600e3



Autoría Propia

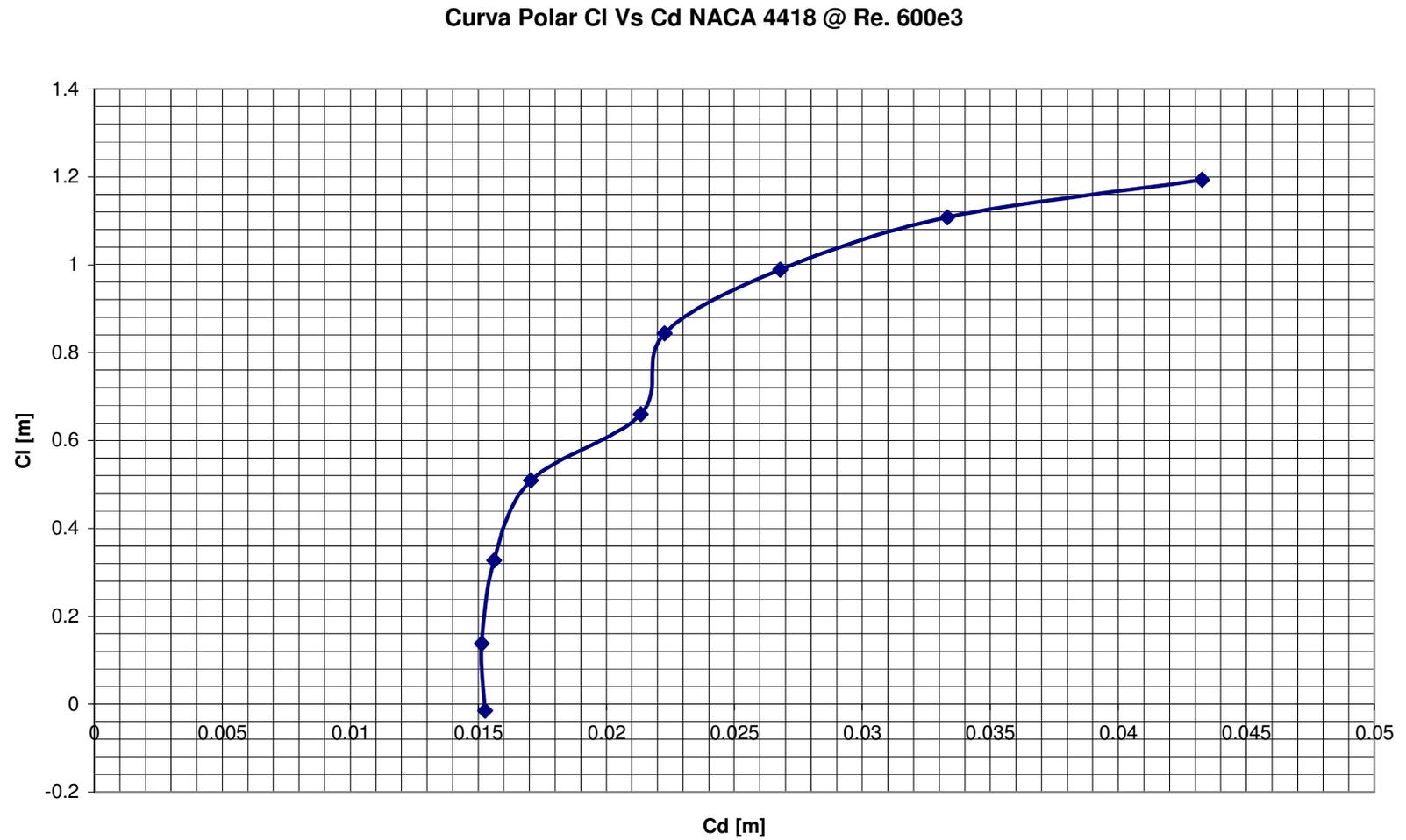
Figura 67. Curva Polar C_l Vs. C_d NACA 4415 @ $Re. 600e3$

CURVA POLAR C_l Vs. C_d NACA 4415 @ $Re. 600e3$



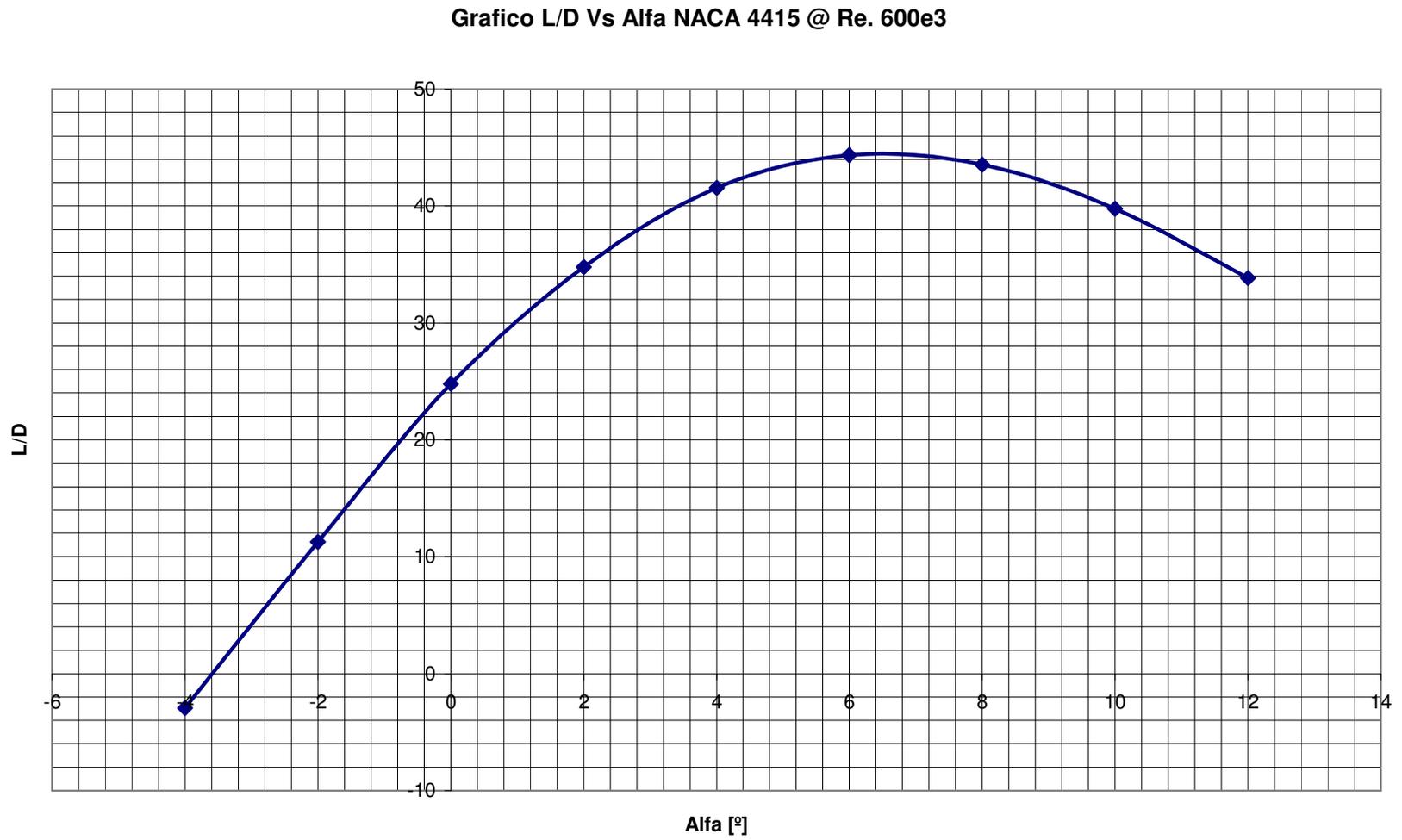
Autoría Propia

Figura 68. Curva Polar C_l Vs. C_d NACA 4418 @ Re. $600e3$



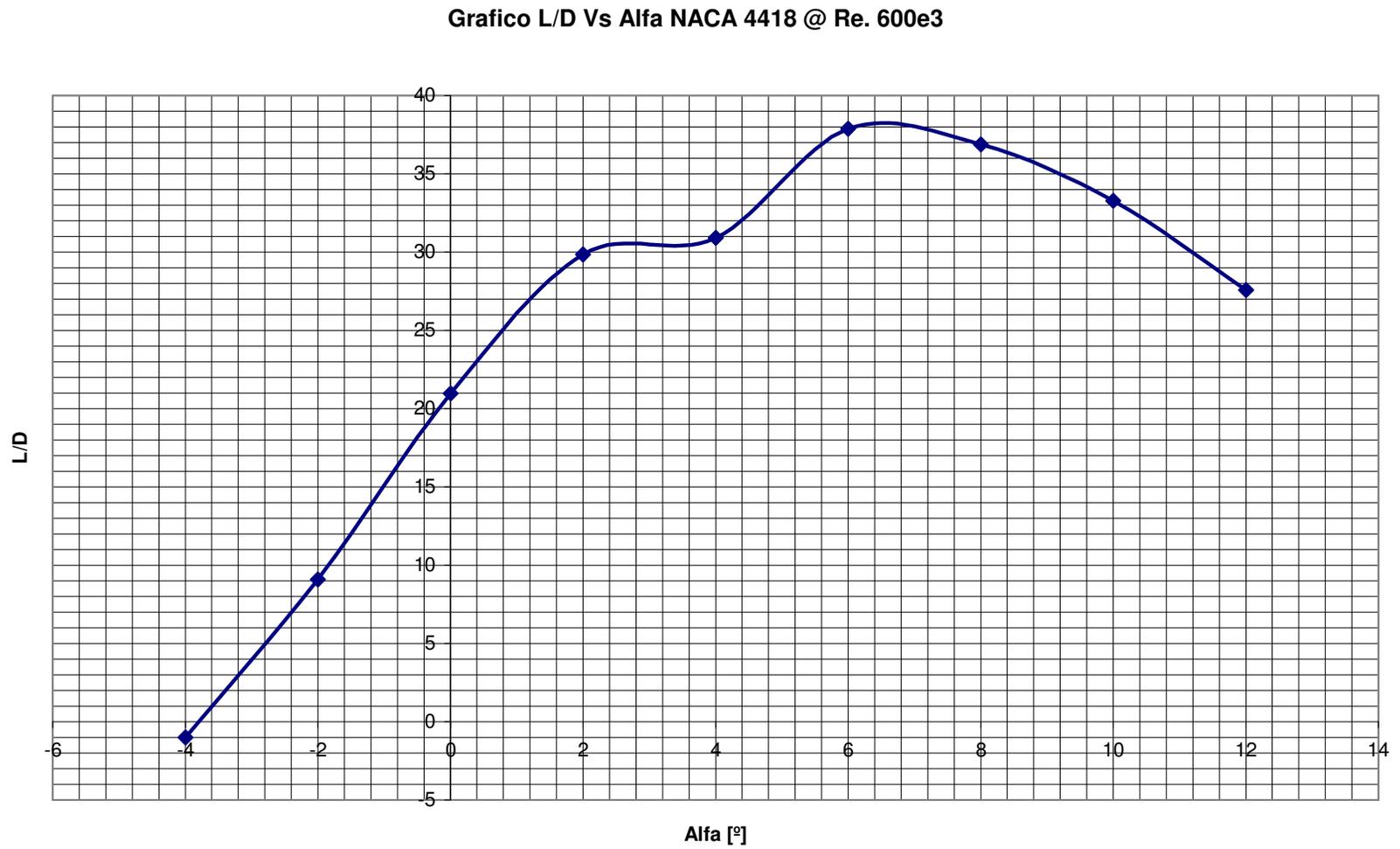
Autoría Propia

Figura 69. Grafico L/D Vs. Alfa NACA 4415 @ Re. 600e3



Autoría Propia

Figura 70. Grafico L/D Vs. Alfa NACA 4418 @ Re. 600e3



Autoría propia

El modelo utilizado en la simulación en CFX esta validado de tal modo que se garanticen los resultados en un margen de error reducido (2%-20%), gracias a las pruebas y procesos previamente desarrollados.

Según lo mencionado en el capítulo de selección de perfiles, se determina una variación en el ángulo de ataque de -4° a 12° de tal modo que se analice el comportamiento en el intervalo de actuaciones deseadas; para los perfiles seleccionados, un análisis posterior a 12° podría revelar características aerodinámicas inaceptables y poco veraces, como resultado de la dificultad en la modelación de los fenómenos de separación y turbulencia mencionados previamente.

Las simulaciones finales consistieron en la obtención de resultados para el ángulo de ataque de crucero y el ángulo de ataque máximo, en condiciones de velocidad mínima, situación requerida para misiones de vigilancia y reconocimiento y el comportamiento bajo los mínimos operaciones de la aeronave. La Tabla 29 presenta los resultados derivados.

Tabla 29. Características Aerodinámicas en crucero @ Re. 200e3

CARACTERISTICAS AERODINAMICAS Re 200E3										
PERFIL	NACA 4418					NACA 4415				
Alfa [°]	Cl [m]	Cd [m]	Cm [m]	L/D	Y+	Cl [m]	Cd [m]	Cm [m]	L/D	Y+
6	0.768479	0.028	0.234138	27.4456786	0.135799	0.836184	0.0249671	0.26102	33.4914347	0.16
12	1.10091	0.0524037	0.298374	21.0082494	0.2883	1.15176	0.0512195	0.317684	22.4867482	0.2347

Autoría propia

Los datos obtenidos en las simulaciones se convierten en el fundamento de la selección del perfil final que ha de ser utilizado para el diseño del ala. A continuación se explicará cada uno de los parámetros seleccionados para la selección y su ponderación:

- Posición L/D Máximo Crucero – Reynolds 600e3: la relación L/D máxima se obtiene cuando el perfil presenta la mayor sustentación en combinación con el menor arrastre; este valor máximo siempre es obtenido en crucero y de su deducción depende el ángulo de ataque de

la aeronave en esta fase de vuelo (Anderson, 2001, 332-333). Este criterio se pondera con el 20% de importancia relativa, puesto que su definición permite determinar el comportamiento aproximado de la aeronave en crucero (Ariza, 2006).

- Posición L/D para Cl máx. - Todos los Reynolds: el Cl máximo define el mayor ángulo de ataque al que puede ser sometido el perfil sin que se presenten condiciones generalizadas de pérdida. Este criterio se pondera con el 10% de importancia relativa, puesto que permite definir el ángulo máximo de ascenso de la aeronave y la eficiencia que presenta a altos valores de sustentación (Ariza, 2006).
- Cm, Cd, Cl en crucero – máxima Velocidad: con base en el ángulo de ataque de crucero definido en el parámetro anterior se obtienen los valores de sustentación, arrastre y momento que determinarán el rango máximo de la aeronave, la potencia requerida en crucero y la duración de las baterías entre otros. Este criterio se pondera con el 10% de importancia relativa, por lo cual tiene 30% del total de influencia sobre los resultados finales. Estos parámetros priman sobre los otros ya que la recomendación de los diseñadores de aeronaves es garantizar un adecuado comportamiento en esta fase de vuelo (Restrepo, 2006).
- Cd, Cl en crucero – Mínima Velocidad: con base en el ángulo de ataque de crucero definido en un análisis previo y el ángulo máximo sin que se presente pérdida, se obtienen los valores de sustentación y arrastre que determinan el comportamiento de la aeronave en misiones de vigilancia y reconocimiento. Este criterio se pondera con el 10% de importancia relativa, por lo cual tiene 40% del total de influencia sobre los resultados finales.

Tabla 30. Tabla de ponderacion de los resultados de la simulacion

VARIABLE	NACA 4418	PONDERACION [%]	RESULTADOS NACA 4418
L/D maximo @ Re 600.000	37.2256738	20.00%	9.30641845
Alfa de Crucero [°]	6	-	-
L/D CI Maximo @ Re 600.000	27.5699552	10.00%	2.75699552
Cd Crucero @ Re 600.000 [m]	0.0226628	10.00%	0.00226628
Cm Crucero @ Re 600.000 [m]	0.223395	10.00%	0.01116975
Cl Crucero @ Re 600.000[m]	0.843638	10.00%	0.0843638
Cd Crucero @ Re 200.000 [m]	0.028	10.00%	0.0028
Cl Crucero @ Re 200.000 [m]	0.768479	10.00%	0.0768479
Cd Minimos Ops. @ Re 200.000 [m]	0.0524037	10.00%	0.00524037
Cl Minimos Ops. @ Re 200.000 [m]	1.10091	10.00%	0.110091
	TOTAL	100.00%	12.35619307
VARIABLE	NACA 4415	PONDERACION [%]	RESULTADOS NACA 4415
L/D maximo @ Re 600.000	44.347	20.00%	11.08675
Alfa de Crucero [°]	6	-	-
L/D CI Maximo @ Re 600.000	33.8394	10.00%	3.38394
Cd Crucero @ Re 600.000 [m]	0.0202277	10.00%	0.00202277
Cm Crucero @ Re 600.000 [m]	0.223395	10.00%	0.01116975
Cl Crucero @ Re 600.000[m]	0.897036	10.00%	0.0897036
Cd Crucero @ Re 200.000 [m]	0.0249671	10.00%	0.00249671
Cl Crucero @ Re 200.000 [m]	0.836184	10.00%	0.0836184
Cd Minimos Ops. @ Re 200.000 [m]	0.0512195	10.00%	0.00512195
Cl Minimos Ops. @ Re 200.000 [m]	1.15176	10.00%	0.115176
	TOTAL	100.00%	14.77999918

Autoría propia

Como se puede observar en la Tabla 30, los resultados obtenidos por medio de la multiplicación de la ponderación para cada una de las variables y el valor que tiene, permiten obtener un único resultado que combina el comportamiento del perfil bajo todos los parámetros analizados. Se selecciona el perfil NACA 4415 como el perfil adecuado para la aplicación deseada. Este se usará en la modelación posterior del ala que será analizada en CFD.

Los resultados presentados demuestran el error introducido en el método de paneles usado por *X-FOIL* para sus análisis y los cuales no aplican de manera correcta para las condiciones requeridas en la misión de la aeronave. La Tabla 31, muestra una comparación de resultados y el error, para las condiciones planteadas, entre *X-FOIL* y *ANSYS CFX*.

Tabla 31. Comparación X-Foil Vs. Ansys CFX

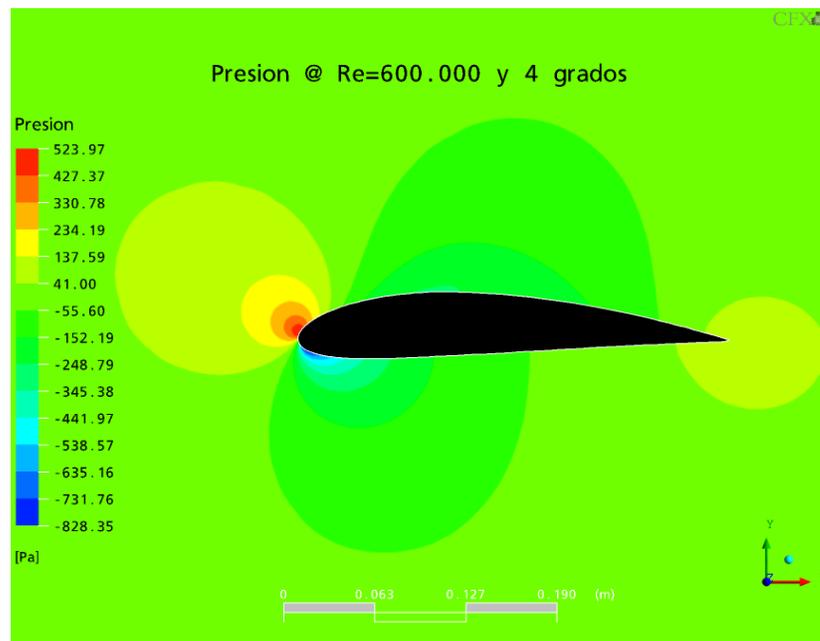
X-FOIL			ANSYS CFX			ERROR		
NACA4415 @ Re:600,000 $\alpha=4^\circ$			NACA4415 @ Re:600,000 $\alpha=4^\circ$			NACA4415 @ Re:600,000 $\alpha=4^\circ$		
Cl	Cd	Cm	Cl	Cd	Cm	Cl	Cd	Cm
0,91	0,00905	-0,0994	0,72636	0,017485	0,243178	25,28%	48,24%	140,88%
NACA4415 @ Re:200,000 $\alpha=6^\circ$			NACA4415 @ Re:200,000 $\alpha=6^\circ$			NACA4415 @ Re:200,000 $\alpha=6^\circ$		
Cl	Cd	Cm	Cl	Cd	Cm	Cl	Cd	Cm
1,1115	0,01591	-0,0963	0,836184	0,024967	0,26102	32,93%	36,28%	136,89%

Autoría propia

Desde la

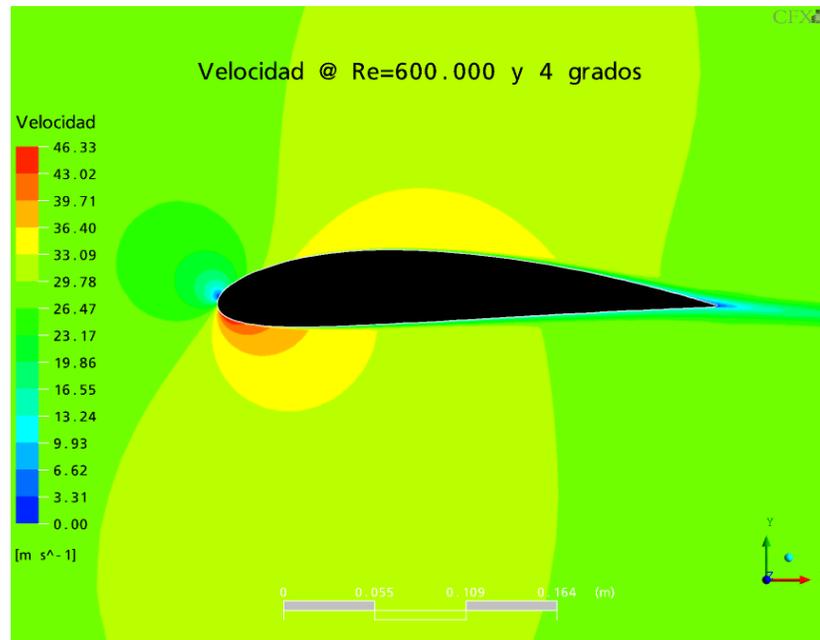
Figura 71 hasta la Figura 76 se presentan algunas imágenes de los resultados obtenidos por medio del programa ANSYS-CFX.

Figura 71. Presión NACA 4415 @ Re. 600e3 - AoA 4º



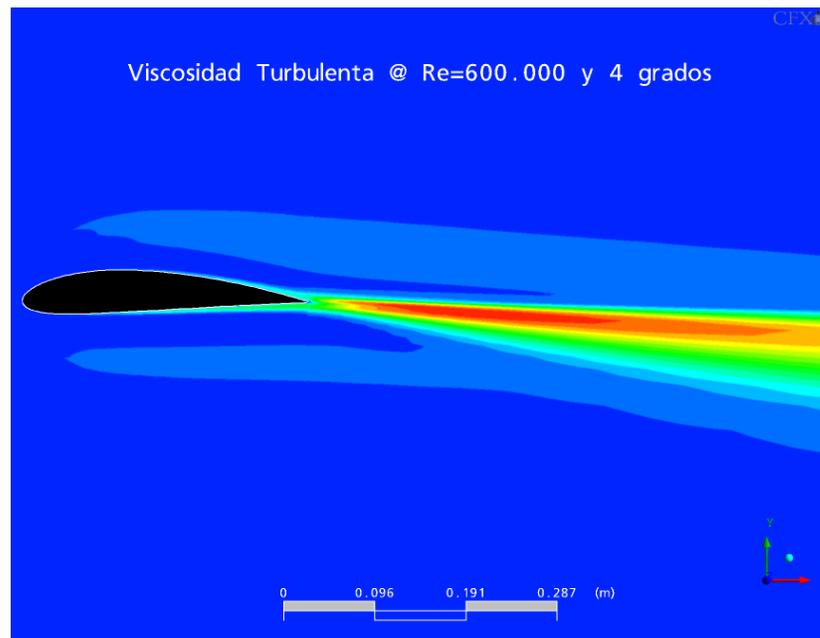
Autoría propia

Figura 72. Velocidad NACA 4415 @ Re. 600e3 - AoA 4º



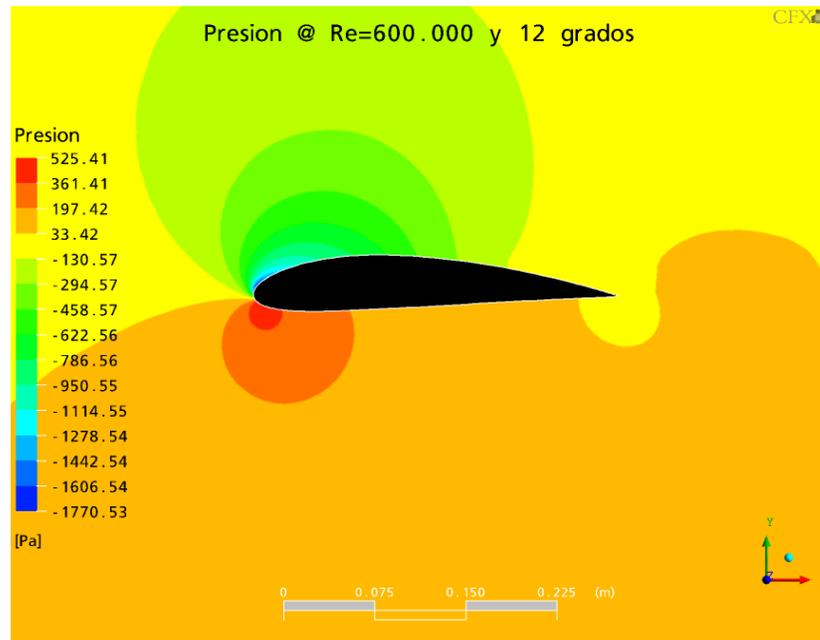
Autoría propia

Figura 73. Viscosidad Turbulenta NACA 4415 @ Re. 600e3 - AoA 4º



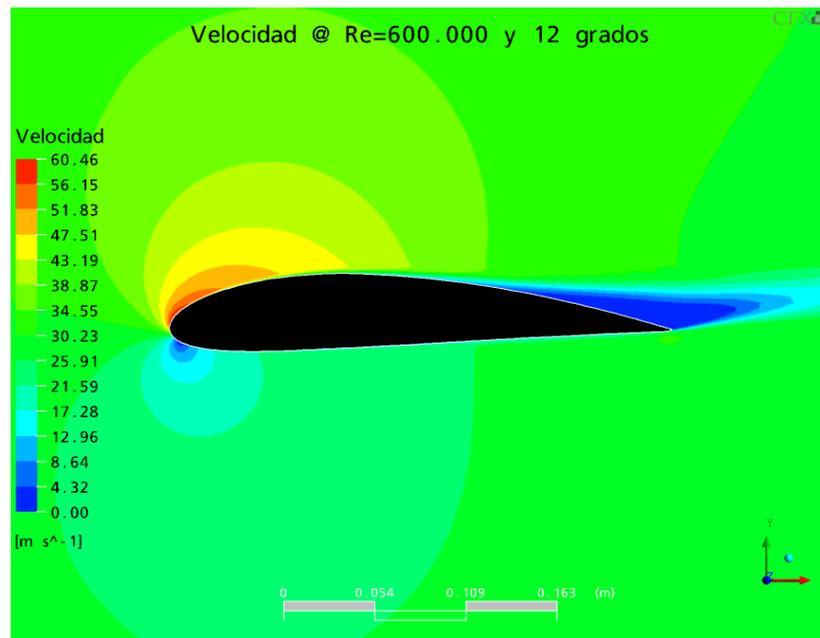
Autoría propia

Figura 74. Presión NACA 4415 @ Re. 600e3 - AoA 12º



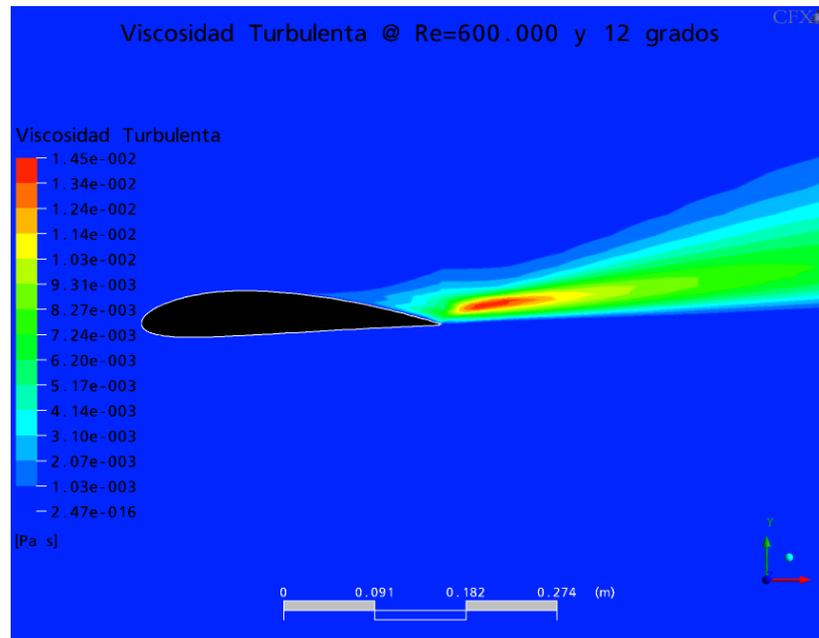
Autoría propia

Figura 75. Velocidad NACA 4415 @ Re. 600e3 - AoA 12º



Autoría propia

Figura 76. Viscosidad Turbulenta NACA 4415 @ Re. 600e3 - AoA 12°



Autoría propia

Con base en las figuras presentadas se realizan las siguientes observaciones:

- En el mapa de presiones, la zona roja indica la zona con mayor presión positiva y la zona azul indica la zona con mayor presión negativa, vacío, que se presenta en el perfil.
- En el mapa de velocidad es posible apreciar que para una velocidad de flujo dada, en el perfil se presenta un incremento en la velocidad local como resultado de la geometría.
- En las figuras donde se presenta la viscosidad turbulenta, la zona roja indica la zona de generación de vórtices en cuyo inicio se presentan los fenómenos de separación del flujo.

6.2 CONCLUSIONES AL CAPITULO

A continuación se presentan las conclusiones principales del capítulo presentado:

- a. El perfil NACA 4415 es el que presenta el mejor desempeño para las fases de vuelo analizadas y fue elegido para continuar con el diseño del ala.

- b. A pesar que en el mundo físico no se encuentren casos de fenómenos en 2D, los resultados presentados influyen de manera considerable en el comportamiento aerodinámico del ala finita, 3D, diseñada.

7. DISEÑO DE LA SUPERFICIE DE SUSTENTACION PRINCIPAL

El núcleo de toda superficie de sustentación principal reside en el perfil aerodinámico; a pesar de que el comportamiento aerodinámico de esta superficie es determinado por el flujo tridimensional que se presenta, una adecuada selección del perfil, en compañía de una acertada definición de parámetros garantizaran un comportamiento aerodinámico correcto para el cuerpo diseñado.

Según se mencionó en el capítulo 1, se seleccionará para la aplicación requerida un ala con estrechamiento, la cual presenta una eficiencia que se ajusta a las necesidades del proyecto, a la vez que reduce los costos asociados a su manufactura (Anderson, 2001, 384).

El costo que se paga por la generación de sustentación se denomina arrastre inducido, el cual según lo mencionado en la teoría presentada es generado por la componente de velocidad vertical negativa inducida por los vórtices en la punta del ala. La Tabla 32 presenta los parámetros establecidos en los requerimientos de diseño, los cuales son fundamentales en el modelo de cálculo utilizado.

Tabla 32. Requerimientos de diseño - Variables Aerodinámicas

VARIABLES FUNDAMENTALES	UNIDADES	VALOR
Cuerda del perfil en la raíz del ala	[m]	0.3
Aspect Ratio (AR)	[]	11
Area del ala (S)	[m ²]	0.11
Envergadura (b)	[m]	1.1

Autoría propia

Se desea minimizar el arrastre inducido con el fin de mejorar el rendimiento de la aeronave sin que ello implique una reducción considerable en la velocidad máxima de crucero. Los valores de sustentación y arrastre para el perfil seleccionado, obtenidos a partir del análisis realizado en CFX, se presentan en

la Tabla 33, a partir de estos se inferirán los resultados finales de la geometría del ala.

Tabla 33. Valores de CL y CD para el perfil seleccionado @ Re.600e3

Reynolds 600e3				
Angulo de Ataque - AoA - [°]	Arrastre - Cd - [m]	Arrastre - CD - []	Sustentacion - Cl - [m]	Sustentacion - CL - []
-4	0.01417640	0.00644382	-0.0414965	-0.018862045
-2	0.01396700	0.00634864	0.157569	0.071622273
0	0.01431230	0.00650559	0.354822	0.161282727
2	0.01564020	0.00710918	0.543811	0.247186818
4	0.01748480	0.00794764	0.72636	0.330163636
6	0.02022770	0.00919441	0.897036	0.407743636
8	0.02413250	0.01096932	1.05043	0.477468182
10	0.02972310	0.01351050	1.18268	0.537581818
12	0.02972310	0.01351050	1.28456	0.583890909

Autoría propia

El valor que se presenta en mayúscula, CD y CL, se refiere al arrastre y sustentación calculado para la superficie de sustentación finita, obtenidos por medio de la Ecuación 16.

Ecuación 16. Coeficientes de sustentación y arrastre para el ala

$$CL = \frac{Cl}{b}$$

$$CD = \frac{Cd}{b}$$

Cl: Coeficiente de Sustentacion [m]

Cd: Coeficiente de Arrastre [m]

b = Envergadura [m]

Anderson, 2001, 386

El modelo de cálculo de la resistencia inducida se fundamenta en la eficiencia de la superficie de sustentación, la cual es medida por medio del Factor de Arrastre Inducido y la Ecuación 17:

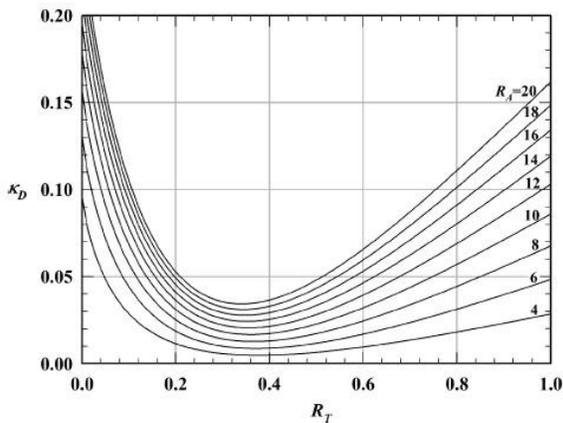
Ecuación 17. Factor de Eficiencia de Oswald

$$Oswald = e = (1 - \text{Factor de Arrastre Inducido})$$

Tobón, 2007

Se pretende determinar la razón de estrechamiento que genere el menor arrastre inducido y presente el mayor valor de eficiencia de *Oswald*, la Figura 77 relaciona AR con TR y el Factor de Arrastre Inducido (Tobón, 2007):

Figura 77. Relación entre el AR y el factor de *Oswald*



PHILLIPS-FUGAL-SPALL@ 2006.

La interpolación de la curva para un AR de 11 permite obtener el valor de arrastre inducido y el valor de eficiencia para cada combinación de TR; los datos presentados en la Tabla 34 se convierten en la referencia adecuada para obtener la mayor eficiencia y el menor arrastre inducido.

Tabla 34. Arrastre total y Arrastre inducido para diferentes AR

Angulo de Crucero 6° - CL: 1.9734792 - CD:0.04450094				
Taper Ratio - TR - []	δ - Factor de Arrastre Inducido	Eficiencia	Arrastre Inducido Cdi	Arrastre Total CDt
0.1	0.0660000	0.9340000	0.0051509217	0.0115947399
0.2	0.0280000	0.9720000	0.0049495482	0.0112981846
0.3	0.0100000	0.9900000	0.0048595564	0.0113651474
0.4	0.0160000	0.9840000	0.0048891879	0.0119983697
0.5	0.0260000	0.9740000	0.0049393849	0.0128870213
0.6	0.0410000	0.9590000	0.0050166433	0.0142110523
0.7	0.0600000	0.9400000	0.0051180435	0.0160873617
0.8	0.0780000	0.9220000	0.0052179619	0.0187284619
0.9	0.1000000	0.9000000	0.0053455121	0.0188560121
1	0.1200000	0.8800000	0.0054670010	0.0054670010

Autoría propia

Los cálculos se realizan para un AoA de 6° en combinación con el mayor valor de *Reynolds*, de tal modo que se analice el comportamiento de la superficie de sustentación principal en la fase de crucero.

El TR seleccionado de 0.3 (30%) es el valor que combina el menor arrastre y presenta la mayor eficiencia aerodinámica. Los datos finales para la modelación y análisis de la superficie de sustentación principal son los siguientes:

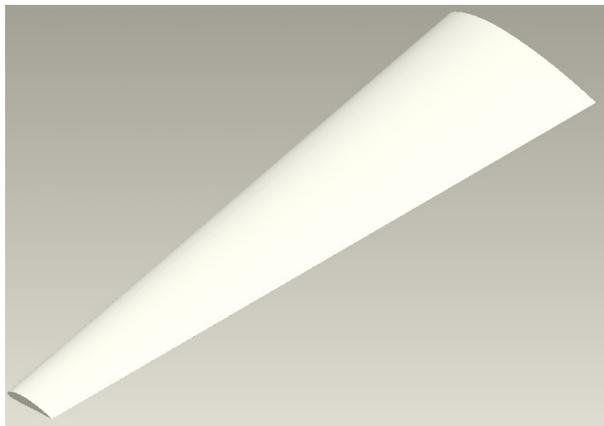
Tabla 35. Resultados de diseño - Superficie principal de sustentación

TIPO DE ALA	[]	Ala con Estrechamiento
CUERDA EN LA RAIZ	[m]	0.3
CUERDA EN LA PUNTA	[m]	0.09
TR	[]	0.3
FACTOR DE EFICIENCIA DE OSWALD	[]	0.99
AR	[]	11
ENVERGADURA	[m]	1.1
AREA	[m ²]	0.11

Autoría propia

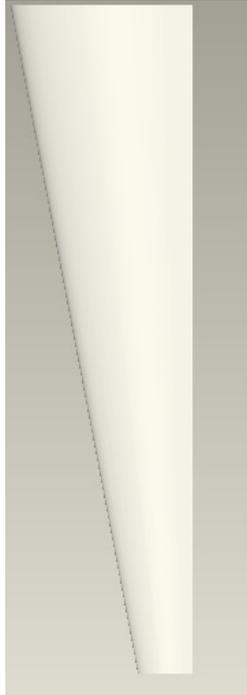
Los resultados presentados en la Tabla 35 permiten el dimensionamiento para la obtención del modelo CAD que representa la superficie del ala diseñada. La Figura 78, la Figura 79, la Figura 80 y la Figura 81 presentan imágenes de la modelación elaborada mediante *Pro Engineer*.

Figura 78. Vista Isométrica ala



Autoría propia

Figura 79. Vista superior del ala



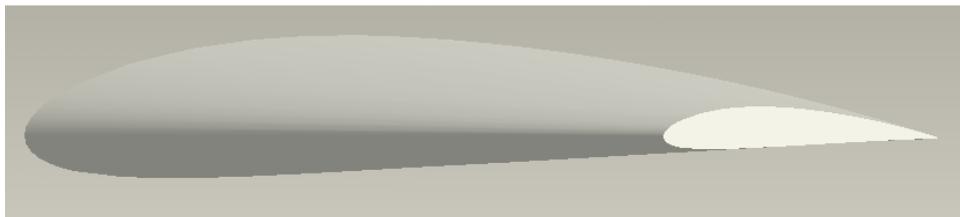
Autoría propia

Figura 80. Vista frontal del ala



Autoría propia

Figura 81. Vista lateral del ala



Autoría propia

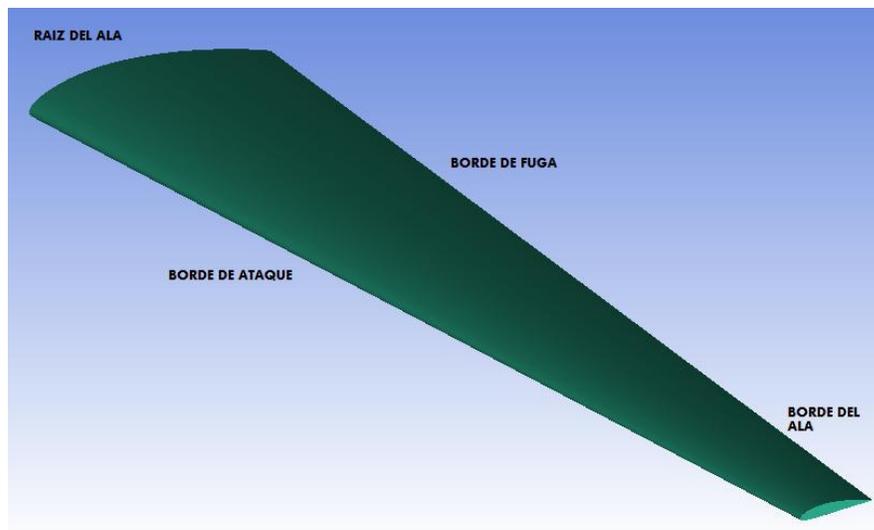
8. ANALISIS CFD Y ELECCION DEL ALA

El análisis CFD del ala diseñada requiere, salvo pequeñas variaciones, la definición de los parámetros de simulación de la misma manera en que estos fueron seleccionados para el análisis CFD de los perfiles. El proceso de definición de la malla y los resultados obtenidos en el análisis se presentan a lo largo de este capítulo.

8.1 MALLA SELECCIONADA PARA EL ANALISIS

Al igual que en el análisis para el perfil, la malla seleccionada requiere de una serie de parámetros específicos que garanticen la fidelidad de los resultados de la simulación. La recomendación de personas expertas en el área de investigación (Date email@,2006) y los consejos dados por personas en foros especializados (Cfd-Online@,2006), conllevan a la división de la región en zonas las presentadas en la Figura 82.

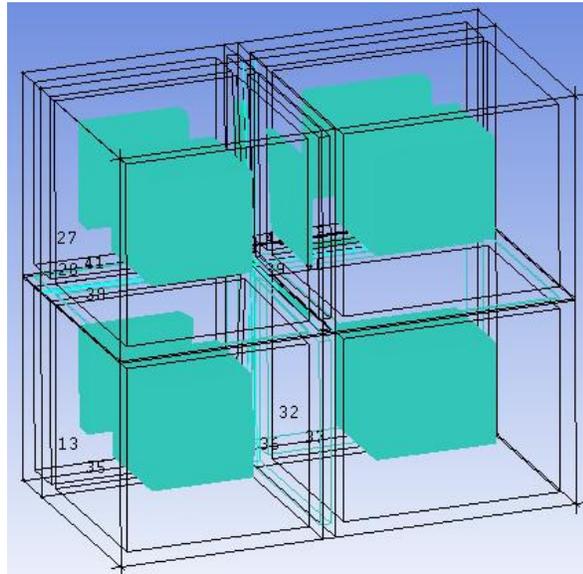
Figura 82. Regiones para mallado del ala



Autoría propia

La división de estas zonas es el resultado de la metodología de bloques especificada por medio de ICEM CFD y a partir de la cual se definirán los parámetros para el mallado. La Figura 83 presenta los bloques asociados:

Figura 83. División de las zonas en bloques



Autoría propia

8.2 INDEPENDENCIA DE MALLA

Los parámetros asociados a cada bloque son el resultado de diferentes pruebas que garanticen el valor de Y^+ requerido. Una vez este parámetro es especificado por el espaciamiento adecuado, debe procederse a realizar un estudio de independencia de malla que garantice la independencia del dominio discretizado de los resultados presentados en la simulación. A diferencia del proceso llevado a cabo en el análisis CFD de perfiles, para los análisis de la superficie de sustentación principal no es requerido un estudio de distancia de fronteras puesto que estas ya han sido establecidas con base en recomendaciones previas.

El análisis toma información de los nodos distribuidos en los bordes de control establecidos, ver Figura 82, y lo compara con los resultados obtenidos de las

variables CL y CD para cada malla. Se realizan cinco simulaciones diferentes variando la resolución de cada borde de control, de modo tal que se garantice una relación consistente en todos los cambios. La Tabla 36 presenta los resultados obtenidos:

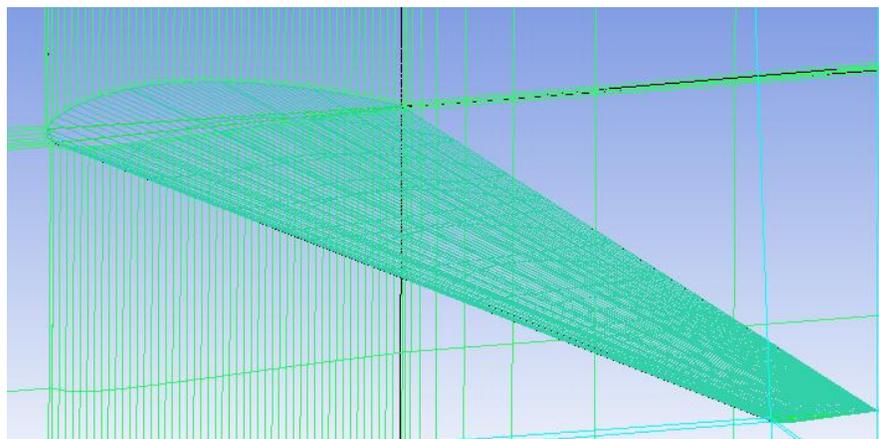
Tabla 36. Resultados del estudio de independencia

No. ELEMENTOS	CD []	CL []	L/D []
16148	0.0329127	0.1588000	4.82488523
102345	0.0256754	0.2134500	8.31340505
345678	0.1843298	0.2645098	1.43498121
419223	0.0166471	0.2858280	17.1698374
480794	0.0160981	0.2932150	18.2142613

Autoría propia

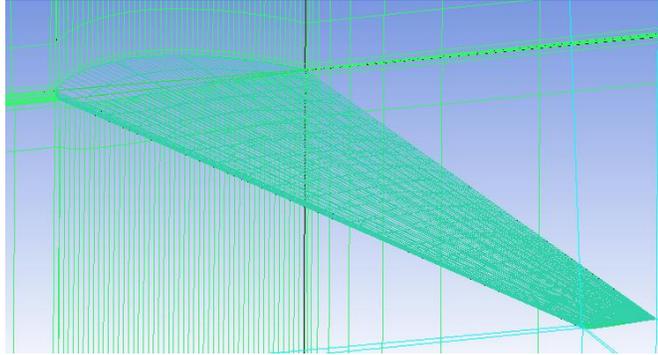
La variación de los parámetros en cada uno de los bordes se refleja como un cambio directo en la malla. En la Figura 84, Figura 85, Figura 86, Figura 87, y Figura 88 se ilustra este criterio a partir de la representación de las mallas utilizadas en cada uno de los análisis:

Figura 84. Malla 1 - 16148 elementos



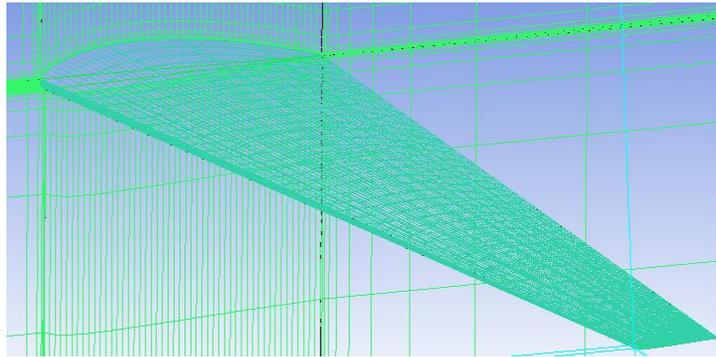
Autoría propia

Figura 85. Malla 2 - 102345 elementos



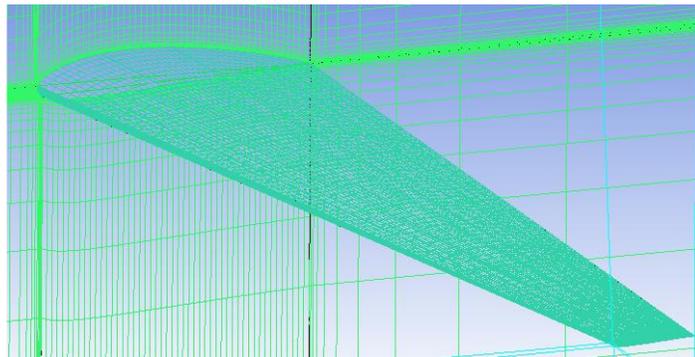
Autoría propia

Figura 86. Malla 3 - 345678 elementos



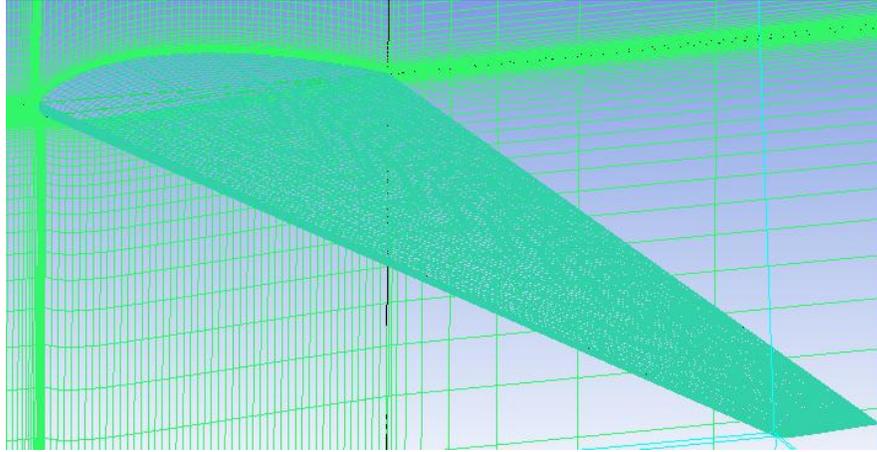
Autoría propia

Figura 87. Malla 4 - 419223 elementos



Autoría propia

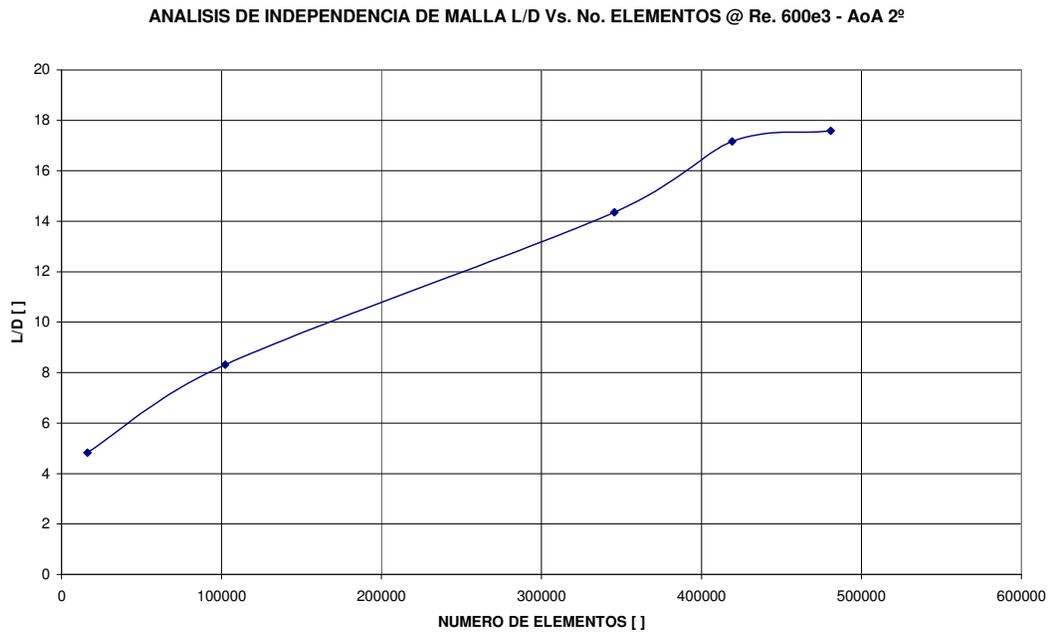
Figura 88. Malla 5 - 480794 elementos



Autoría propia

Los datos obtenidos en el estudio permiten graficar el número de elementos Vs. El resultado del coeficiente de arrastre C_D para cada simulación. La gráfica obtenida se presenta en la Figura 89.

Figura 89. Resultados análisis de independencia - Gráfico L/D vs. Número de elementos



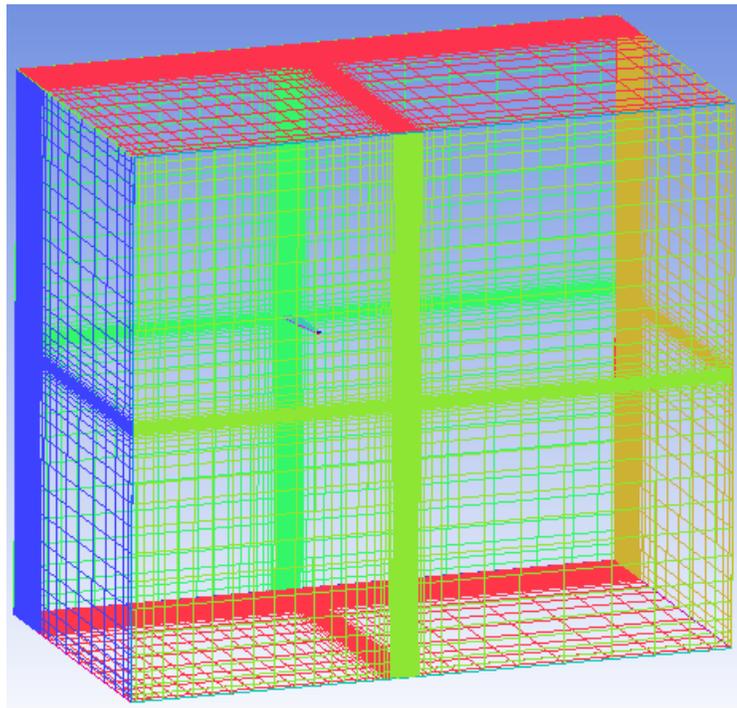
Autoría propia

La figura anterior ilustra el comportamiento esperado al final del estudio. En el punto en que un aumento del número de nodos se refleje como un valor constante de CD se debe seleccionar el número de nodos con el cual deben ser llevadas a cabo todas las simulaciones. Los resultados son los siguientes:

- 80 Nodos para el borde de ataque
- 80 Nodos para el borde de fuga
- 100 Nodos para la punta del ala
- 60 Nodos para la raíz del ala

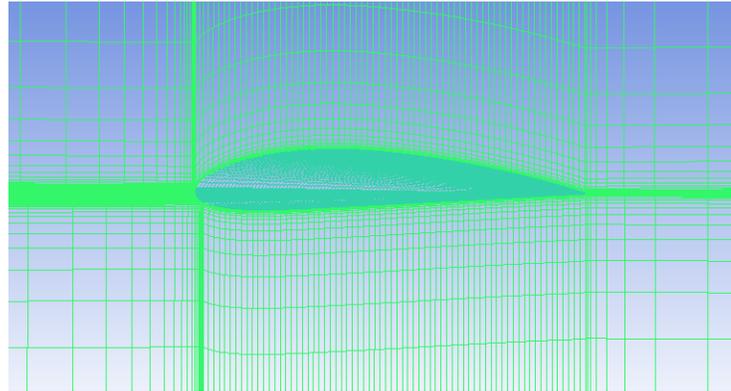
Como resultado del estudio de independencia, se obtiene la malla final, ver Figura 90, que ha de ser utilizada para la simulación de las condiciones particulares de vuelo de nuestra aeronave.

Figura 90. Malla definitiva



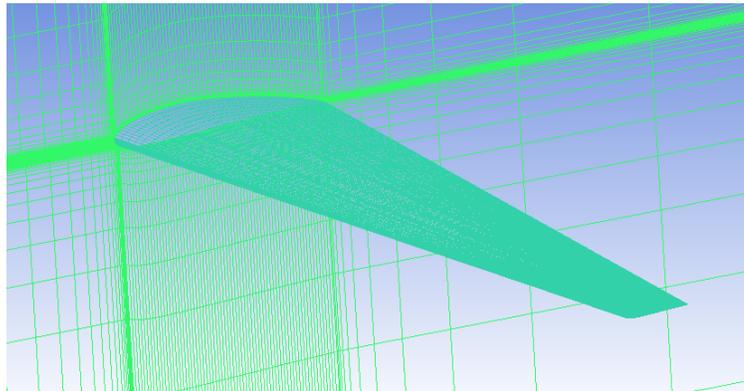
Autoría propia

Figura 91. Malla definitiva sobre la región del ala



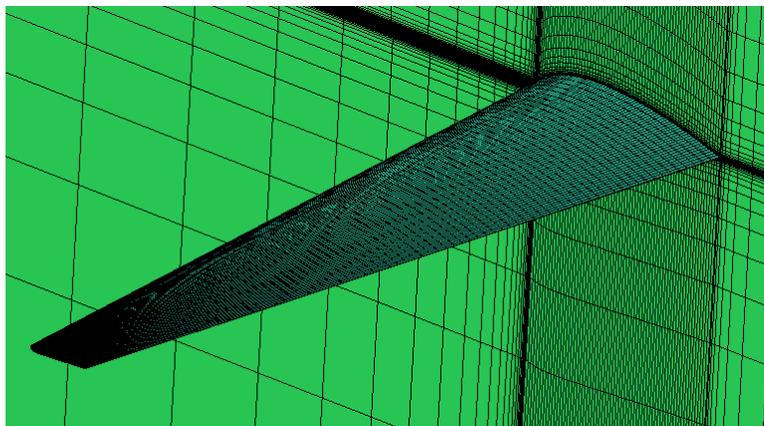
Autoría propia

Figura 92. Malla definitiva sobre los bordes de control



Autoría propia

Figura 93. Malla definitiva



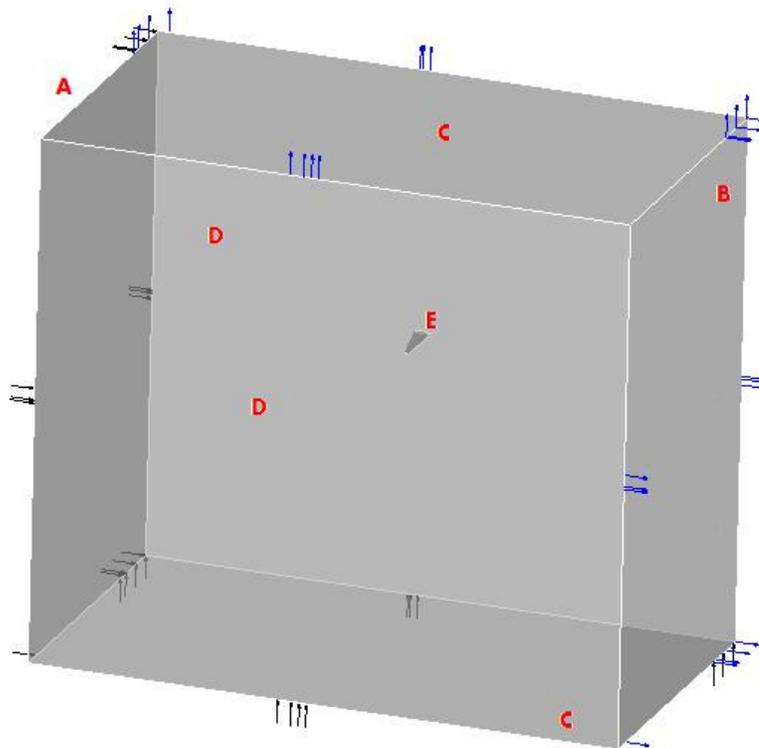
Autoría propia

Posterior a la fase de definición de la malla, se procede a definir las condiciones de frontera y los parámetros del análisis CFD.

8.3 CONDICIONES DE PRE-PROCESAMIENTO

Las condiciones de procesamiento son definidas con base en criterios explicados en el capítulo 4 de este documento. La única variación se presenta en las condiciones de frontera definidas para los planos verticales del modelo, ver Figura 94. A continuación se presentan las condiciones específicas de CFX para modelar el flujo sobre el ala diseñada.

Figura 94. Condiciones de frontera



Autoría propia

Las letras presentadas en la Figura 94 representan las siguientes condiciones de frontera.

- Entrada. A (*Inlet*): los parámetros establecidos son iguales a los definidos para el análisis de perfiles.
- Salida. B (*Outlet*): los parámetros establecidos son iguales a los definidos para el análisis de perfiles.
- Variable. C: esta frontera se define de igual modo en que se definió para el análisis de perfiles. Las especificaciones son las siguientes:
 - análisis -4° a -2° : La parte superior hace parte del ingreso del fluido y la parte inferior hace parte de la salida del fluido.
 - análisis 0° : La parte superior y la parte inferior se definen como superficies de flujo libre que no generan efectos adicionales en el ala.
 - análisis 2° a 12° : La parte superior hace parte de la salida del fluido y la parte inferior hace parte del ingreso del fluido.
- Flujo. Libre. D (*Free*): esta es la única condición que varía con respecto al análisis de perfiles. Se define una superficie de flujo libre que no genere efectos adicionales en el ala.
- Ala. E (*Wall*): los parámetros establecidos son iguales a los definidos para el análisis de perfiles.

8.4 CURVAS POLARES Y CURVAS DE SUSTENTACION

El comportamiento aerodinámico de la superficie de sustentación principal puede ser resumido en las curvas polares y en las curvas de sustentación. El análisis realizado estableció los parámetros C_L , C_D y C_M para ángulos de ataque, α , desde -4° hasta 12° , con el fin de determinar las gráficas requeridas. Las condiciones seleccionadas para la simulación son las siguientes:

Reynolds: $600e3$; dadas condiciones ISA, este valor de *Reynolds* es convertido en una velocidad de 28 [m/s], máxima velocidad de la aeronave. Las maniobras del avión serán llevadas a cabo en su mayoría a este régimen por lo cual debe determinarse su comportamiento a todos los ángulos de ataque. La Tabla 37 presenta los resultados obtenidos.

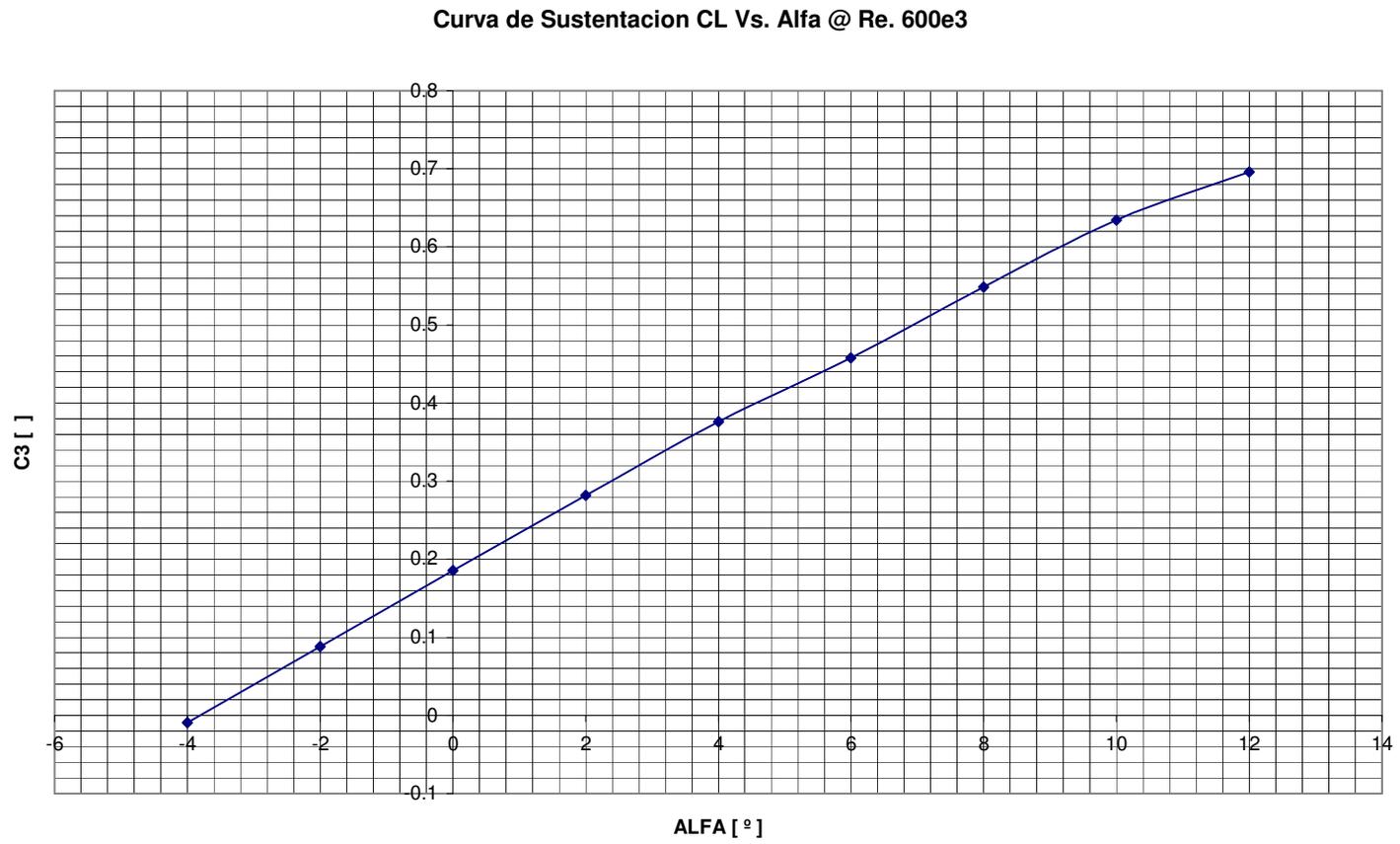
Tabla 37. Características aerodinámicas - Ala

CARACTERÍSTICAS AERODINAMICAS Re 600E3				
Alfa [°]	CL []	CD []	CM []	L/D
-4	-0.0094853	0.014627	0.0313938	-0.64847884
-2	0.088234	0.0145864	0.075643	6.0490594
0	0.185516	0.0146546	0.120082	12.6592333
2	0.281835	0.017947	0.162228	15.7037388
4	0.376093	0.0212593	0.206174	17.6907518
6	0.457725	0.028019	0.241264	16.3362361
8	0.54868	0.0342387	0.282354	16.0251411
10	0.634544	0.043947	0.316073	14.4388468
12	0.695608	0.053625	0.345711	12.971711

Autoría propia

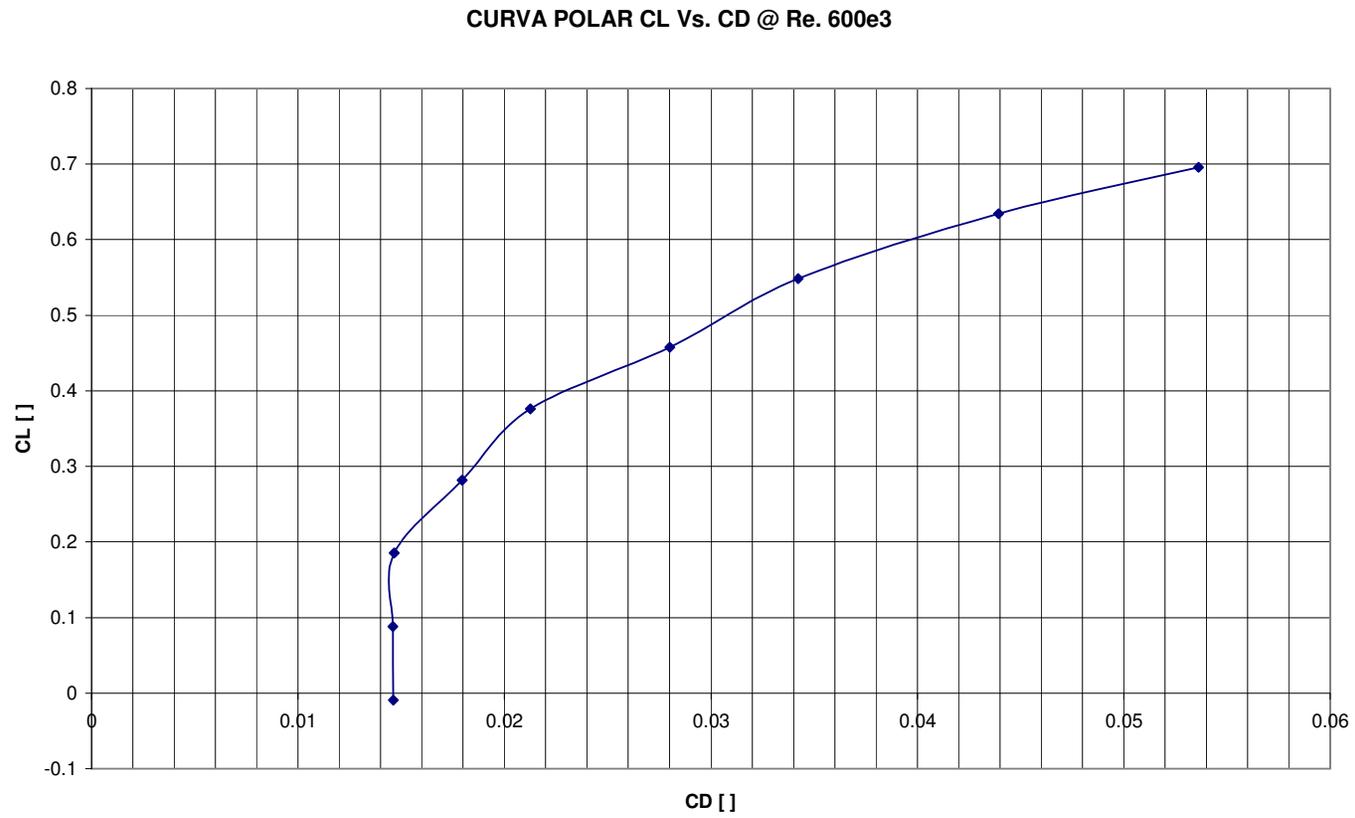
La relación L/D máxima se obtiene cuando el ala presenta la mayor sustentación en combinación con el menor arrastre. Este valor máximo siempre es obtenido en crucero y de su deducción depende el ángulo de ataque de la aeronave en esta fase de vuelo (Anderson, 2001, 332-333). La Figura 95, la Figura 96 y la Figura 97 presentan las curvas obtenidas.

Figura 95. Curva de Sustentación @ Re. 600e3



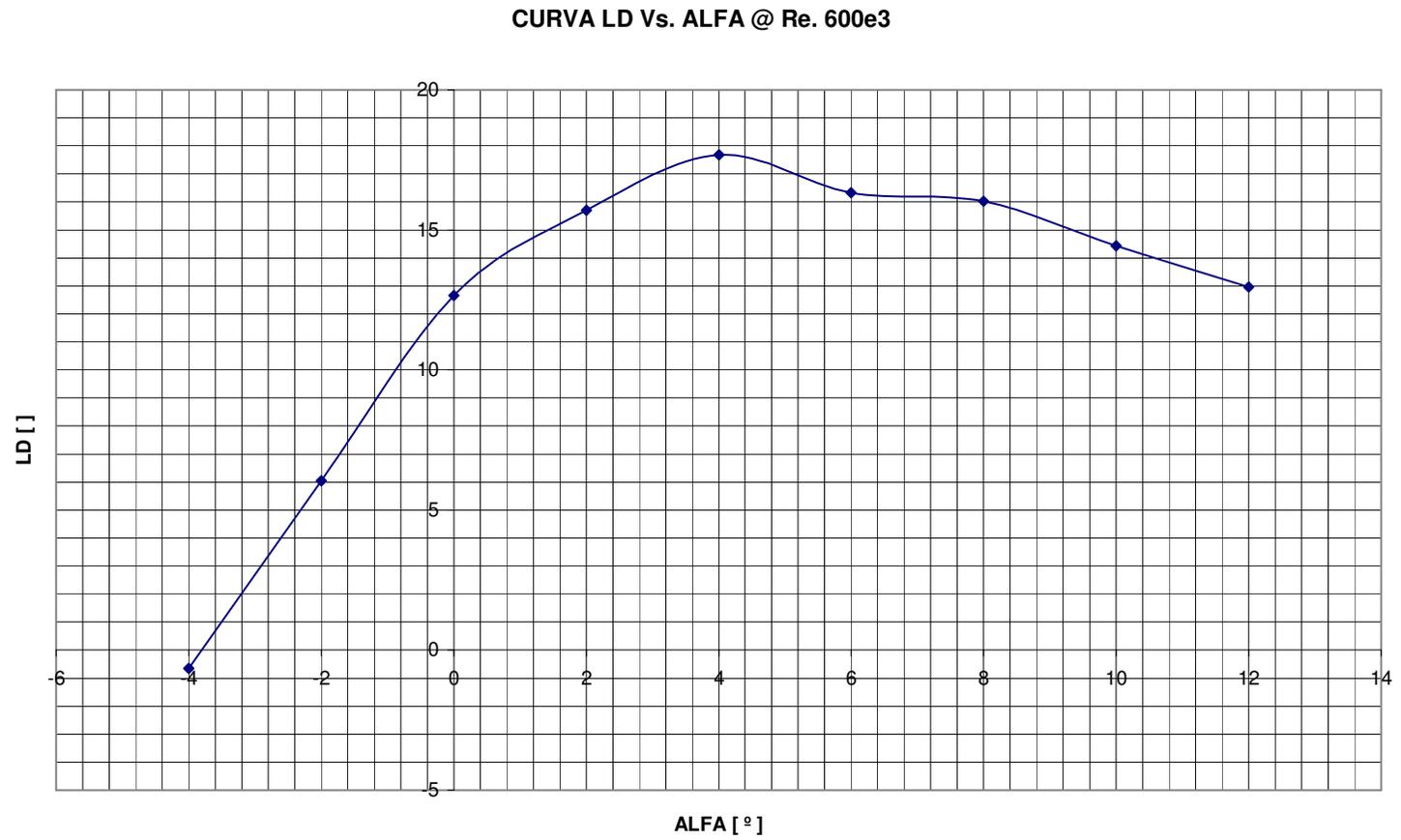
Autoría propia

Figura 96. Curva Polar @ Re. 600e3



Autoría propia

Figura 97. Curva LD Vs. Alfa @ Re. 600e3



Autoría propia

Según lo mencionado en el capítulo de selección de perfiles, se determina una variación en el ángulo de ataque de -4° a 12° , de tal modo que se analice el comportamiento en el intervalo de actuaciones deseadas. Como resultado de la dificultad en la modelación de los fenómenos de separación y turbulencia mencionados previamente, un análisis posterior a 12° podría revelar características aerodinámicas inaceptables y poco veraces para el ala diseñada.

Las simulaciones finales se realizaron con el fin de inferir resultados para los ángulos de crucero y máximo en función de la velocidad mínima, situación requerida para misiones de vigilancia y reconocimiento bajo condiciones de mínimos operacionales de la aeronave. La Tabla 38 presenta los resultados derivados.

Tabla 38. Características Aerodinámicas @ Re. $200e3$

CARACTERISTICAS AERODINAMICAS Re 200E3				
Alfa [°]	CL []	CD []	CM []	L/D
4	0.3464750	0.0229045	0.1884600	15.1269000
12	0.6290960	0.0588896	0.3127030	10.6826000

Autoría propia

Los resultados aerodinámicos finales de la simulación para cada una de las fases de vuelo analizadas, se presentan en la Tabla 39 y Tabla 40.

Tabla 39. Resultados Aerodinámicos finales

VARIABLE	RESULTADOS
L/D maximo @ Re 600.000	17.6907518
Alfa de Crucero [°]	4
L/D CL Maximo @ Re 600.000	12.971711
CD Crucero @ Re 600.000 []	0.0212593
CM Crucero @ Re 600.000 []	0.206174
CL Crucero @ Re 600.000 []	0.376093
CD Crucero @ Re 200.000 []	0.0229045
CL Crucero @ Re 200.000 []	0.3464750
CD Minimos Ops. @ Re 200.000 []	0.058896
CL Minimos Ops. @ Re 200.000 []	0.629096

Autoría propia

Tabla 40. Fuerzas Aerodinámicas

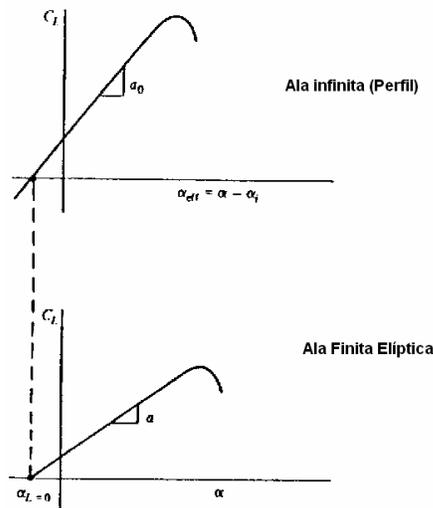
FUERZAS AERODINAMICAS Re 600E3		
Alfa [°]	Sustentacion [N]	Arrastre [N]
-4	-1.63561	2.52222
-2	15.2148	2.5152
0	31.9897	2.52698
2	48.5987	3.09472
4	64.852	3.66587
6	78.9286	4.8315
8	94.6123	5.90399
10	109.419	7.57807
12	119.948	9.24689

FUERZAS AERODINAMICAS Re 200E3		
Alfa [°]	Sustentacion [N]	Arrastre [N]
4	6.63831	0.438841
12	12.0532	1.1283

Autoría propia

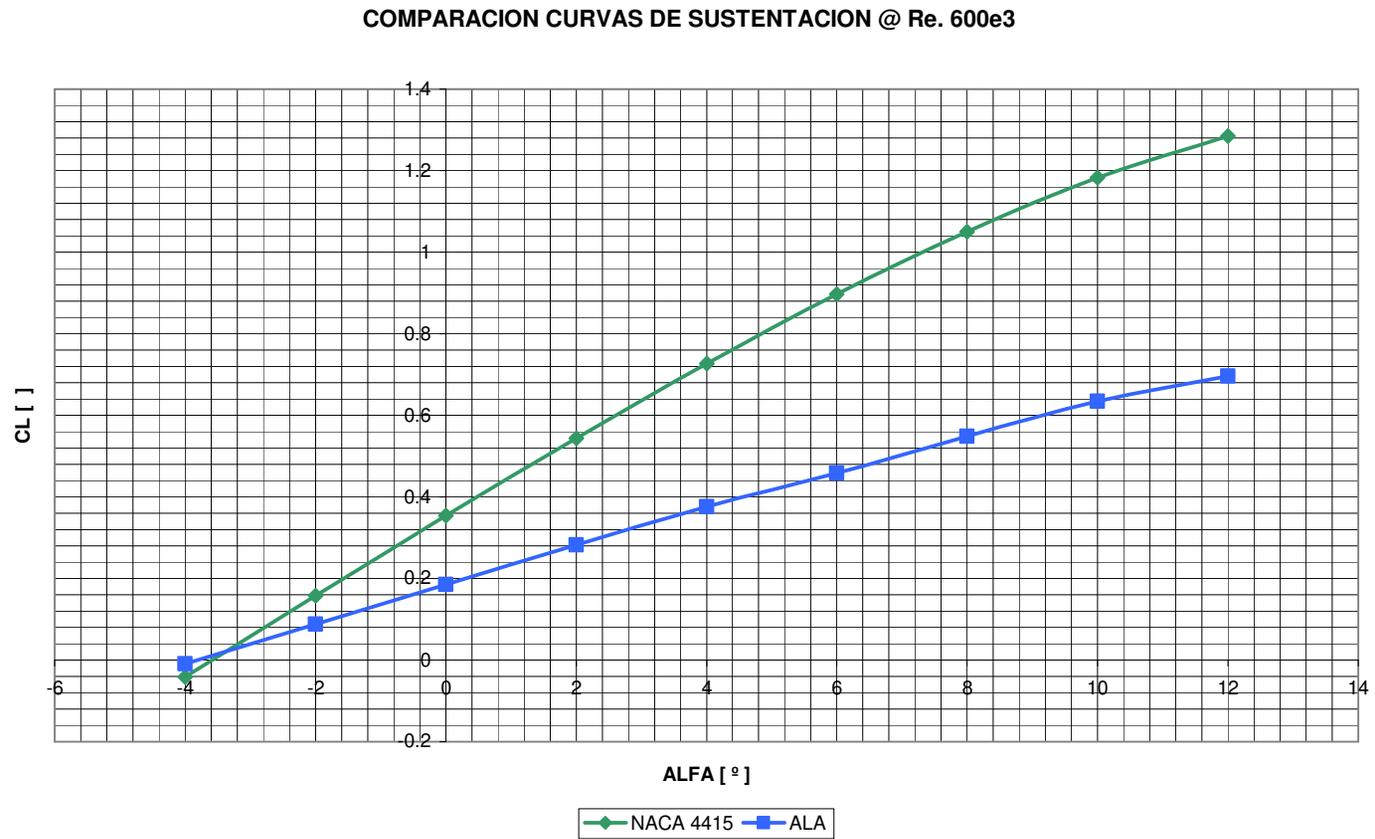
La teoría consultada indica que para superficies de sustentación principales de longitud finita se presenta una reducción en la sustentación para cada Angulo de ataque (Anderson, 2001, 337). La Figura 98 ilustra la aproximación teórica que puede ser corroborada por medio de los resultados obtenidos en la simulación, ver Figura 99.

Figura 98. Comparación CL Vs. Alfa para Ala Long. Infinita y Ala Long. Finita



Anderson, 2001, 379

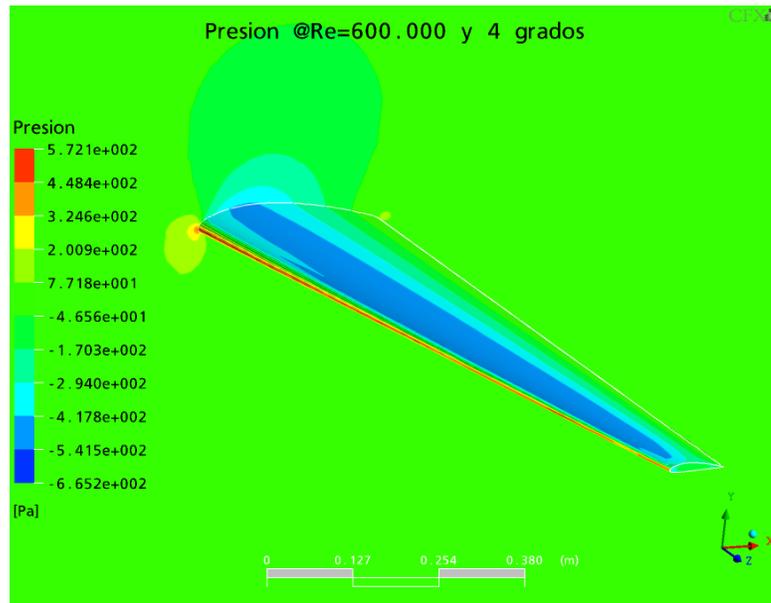
Figura 99. Comparación CL Vs. Alfa NACA 4415 - ALA @ Re. 600e3



Autoría propia

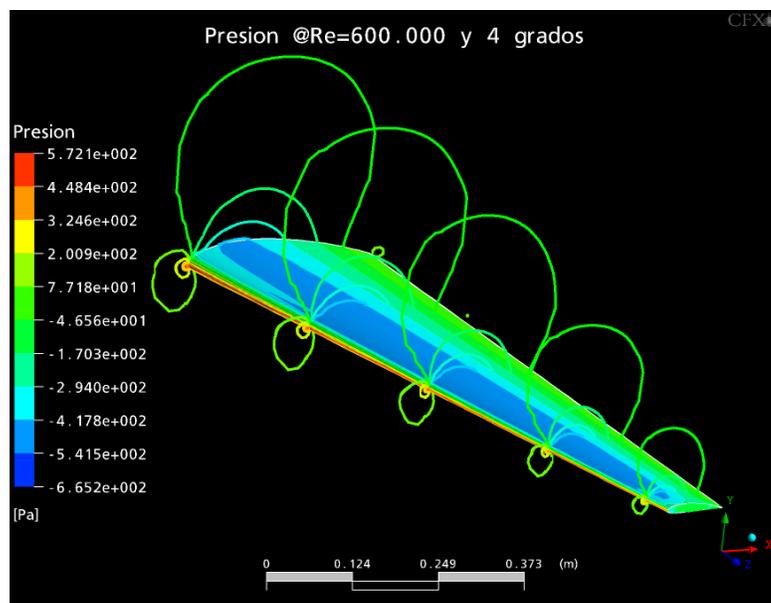
A continuación se presentan algunas imágenes de los resultados obtenidos por medio del programa *ANSYS-CFX*.

Figura 100. Presión sobre el Ala @ Re. 600e3 - AoA 4º



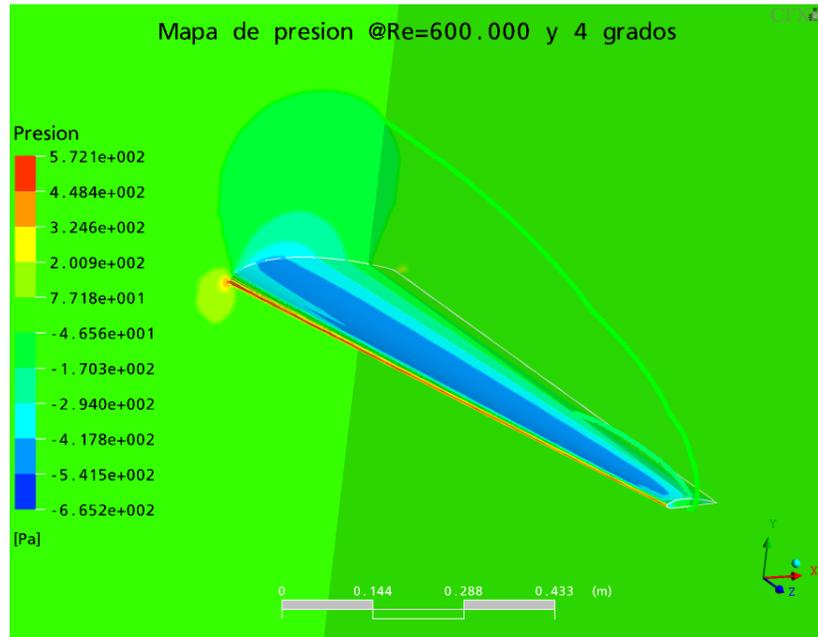
Autoría propia

Figura 101. Distribución de Presión en el Ala @ Re. 600e3 - AoA 4º



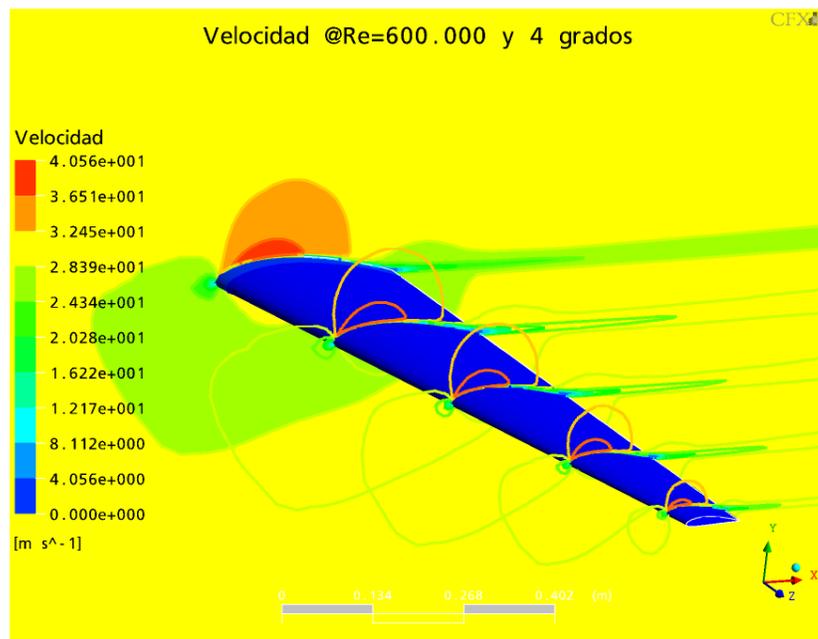
Autoría propia

Figura 102. Distribución de Presión resultante sobre el Ala @ Re. 600e3 - AoA 4º



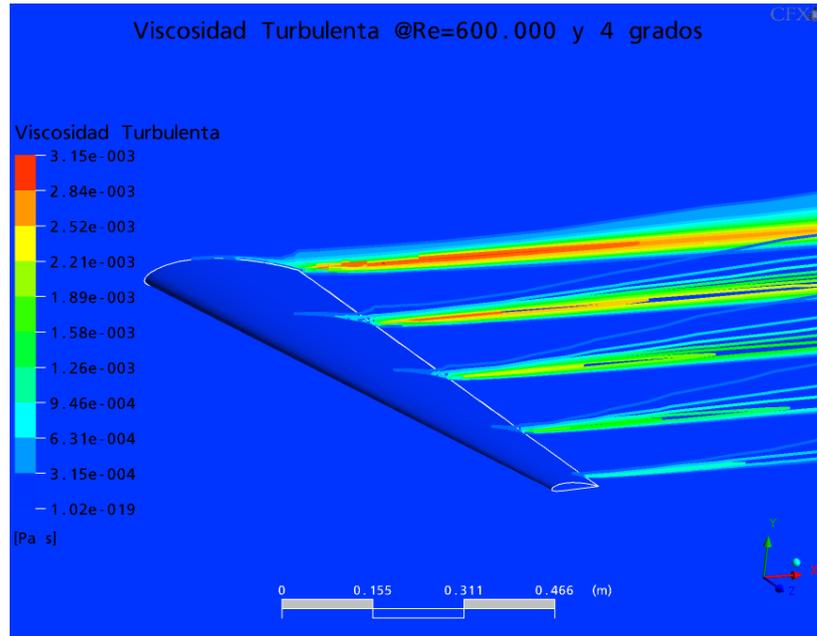
Autoría propia

Figura 103. Velocidad en el Ala @ Re. 600e3 - AoA 4º



Autoría propia

Figura 104. Viscosidad Turbulenta en el Ala @ Re. 600e3 - AoA 4°



Autoría propia

Con base en las figuras presentadas se realizan las siguientes observaciones:

- En el mapa de presiones, la zona roja indica la zona con mayor presión positiva y la zona azul indica la zona con mayor presión negativa, vacío, que se presenta en el perfil.
- La distribución de presiones muestra la distribución elíptica de presión esperada en el ala diseñada.
- En el mapa de velocidad es posible apreciar que para una velocidad de flujo dada, en el perfil se presenta un incremento en la velocidad local como resultado de la geometría.
- En las figuras donde se presenta la viscosidad turbulenta, la zona roja indica la zona de generación de vórtices en cuyo inicio se presentan los fenómenos de separación del flujo.

8.5 CONCLUSIONES DEL CAPITULO

A continuación se presentan las conclusiones principales del capítulo presentado:

- a. La superficie de sustentación principal genera la mitad de la fuerza de sustentación requerida para soportar el avión. Esto se presenta desde un AoA de 0° a un $Reynolds$ de $600e3$; una vez se encuentren ensambladas las dos alas en la aeronave se obtendrá el valor total requerido de fuerza.
- b. Para misiones donde se requiera una reducción en la velocidad, $Reynolds$ $200e3$, es necesario el uso de superficies de hipersustentación puesto que la sustentación obtenida no es suficiente para soportar la aeronave.
- c. El comportamiento experimental CFD de la superficie de sustentación se aproxima de manera adecuada al comportamiento teórico esperado según los gráficos mencionados.
- d. La validez de los resultados esta ligada a los errores presentados en el capítulo de validación del modelo. En caso que se requiera verificar el comportamiento real de las superficies de sustentación principales, es necesario que se realicen pruebas en túneles de viento.
- e. La mayor limitante encontrada en la modelación de los fenómenos presentes en el ala, es el recurso computacional disponible. Un gran número de elementos se reflejan en tiempos de computación aproximados de 4 horas, los cuales se reducirían si los análisis fueran llevados a cabo en estaciones de trabajo o por medio de computación paralela.

9. CONCLUSIONES

El proceso de aprendizaje es el resultado de la evolución continua de los conceptos e ideas adquiridas a lo largo del tiempo. Las conclusiones presentadas en este capítulo reflejan el punto alcanzado en la curva de aprendizaje, la cual se encuentra aun en etapas iniciales.

Un vago conocimiento de las variables que afectan los fenómenos modelados y una inadecuada fundamentación de los efectos físicos que en estos ocurran, es la combinación perfecta para desperdiciar el tiempo en análisis inútiles y sin sentido. La aplicación de la teoría aerodinámica requiere destrezas tanto artísticas como científicas, ya que una pequeña variación en alguno de los parámetros involucrados puede desencadenar resultados inesperados, en los cuales la trazabilidad es poco viable.

Todo perfil aerodinámico existente cumple con unos requerimientos aerodinámicos básicos que le permiten ser utilizados en cualquier tipo de aeronave. En el capítulo 3 del trabajo se discriminaron 327 perfiles que garantizaban características de vuelo, pero que no se adecuaban de la mejor manera a los requerimientos de diseño. El proceso de selección garantiza que para los requerimientos de misión establecidos, el perfil seleccionado se acomoda en mejor medida a todos los estados analizados.

No se recomienda el uso de *X-FOIL* para aplicaciones en que se requiera un alto grado de confiabilidad en los datos y análisis para elevados números de *Reynolds*, puesto que una comparación de los resultados obtenidos a partir del modelo validado en *CFX* y los resultados obtenidos por medio de este programa son clara muestra de la variación en los datos presentados, alcanzando errores del orden de 25% para el C_l , 48% para el C_d y 140% para el C_m ; sin embargo, *X-FOIL* se convirtió en una herramienta excepcional para reducir el número de perfiles disponibles, ya que todos fueron juzgados bajo el

mismo criterio y pese a no ser los resultados reales del fenómeno físico, indican el camino que debe seguirse.

Las diferentes fases de vuelo por las cuales pasa una aeronave conllevan a una inevitable variación de los parámetros aerodinámicos. Se decide analizar el comportamiento de la aeronave en situaciones extremas como: despegue (Re: 200.000, Velocidad: 18 [m/s], Altitud: 0 [m]), crucero (Re: 600.000, Velocidad: 28 [m/s], Altitud: 3048 [m]), aterrizaje (Re: 200.000, Velocidad: 18 [m/s], Altitud: 0 [m]), entre otras; de tal modo que se garantice un comportamiento adecuado de la aeronave y se infieran resultados que validen las decisiones tomadas en cuanto a diseño de las superficies principales de sustentación.

La adecuada modelación CAD que represente el aspecto físico de la situación que se desea analizar, es fundamental en la correcta simulación de los fenómenos que allí puedan ocurrir, de tal modo que no se omitan factores representativos sobre los resultados esperados.

Pese a que el nivel requerido para las simulaciones y análisis realizados no requiere conocimientos avanzados en métodos numéricos y metodología CFD, es necesario tener unas bases sólidas con respecto a las variables y fenómenos que influyen en la situación a analizar, de modo que se facilite la toma de decisiones y se reduzca el tiempo dedicado a la resolución de problemas, el cual bien podría ser invertido en análisis de diferente índole.

No puede pedirse credibilidad en los resultados de CFD sin que se realice antes un estudio de independencia de malla y de distancia a las fronteras en un análisis de flujo libre sobre un cuerpo dado; pese al trabajo que esto involucra es indispensable en la determinación del balance entre computación y malla que reduzca el tiempo de análisis y presente los mejores resultados; lo que llevó a trabajar con aproximadamente 430.000 elementos para las simulaciones del ala en tres dimensiones, ahorrando grandes tiempos de computo.

Los análisis CFD requieren un estudio iterativo y “malicioso” de los parámetros disponibles que ofrecen los fabricantes del software; es necesario comprender el impacto que cada uno de estos tiene en la simulación de tal modo que se obtenga una convergencia adecuada y unos resultados veraces con el menor gasto computacional posible.

Es de vital importancia la creación de puntos de control para las variables sobre las cuales se requiere información – en nuestro caso C_l , C_d , fuerza de sustentación y arrastre – con el fin de monitorear los cambios que ocurren estos a lo largo del proceso de solución y se puedan tomar decisiones en cuanto a veracidad y conveniencia de resultados.

El modelo de turbulencia seleccionado, SST, fue la selección adecuada para el fenómeno modelado ya que análisis llevados a cabo con otros modelos no permitieron una validación adecuada del modelo diseñado y de los parámetros establecidos, aspecto fundamental en la credibilidad de los resultados frente a la ausencia de modelos experimentales y túneles de viento.

Los métodos matemáticos aplicados en conjunto con la teoría disponible, presentan falencias en la predicción del punto de separación de la zona laminar a turbulenta y su uso esta condicionado a retroalimentación de datos obtenidos en experimentaciones previas. Los fenómenos ocurridos en la capa límite para ángulos de ataque mayores al analizado, 12° , son difíciles de reproducir y requieren un conocimiento en mecánica de fluidos, CFD y métodos numéricos que se encuentran fuera de los alcances y recursos de este proyecto de grado.

En el transcurso del proyecto fue necesaria la modificación de requerimientos de diseño y la toma de decisiones que llevaran a resultados óptimos para los recursos disponibles. A continuación se presentan los cambios más significativos encontrados en el proyecto:

- Peso inicial 30 Kg.: Este peso debe ser cambiado por 5 Kg. ya que una aeronave de 30 Kg. no puede ser lanzada a mano ni transportada en un maletín de campana.
- AR no definido al inicio del proyecto: Se determina un valor de 11 para esta variable como resultado del espacio disponible en el maletín y consideraciones ergonómicas de transporte y carga.

El proceso de selección llevado a cabo en conjunto con las simulaciones desarrolladas, nos permiten concluir que el ala diseñada cumple con los requerimientos de diseño y los resultados que se presentan en los capítulos anteriores son el punto de partida para definir variables requeridas en el diseño total de la aeronave.

Los recursos reducidos y el tiempo disponible para el desarrollo del proyecto se constituyen en los mayores limitantes del estudio realizado. La aerodinámica y el CFD son temas que consumen mucho tiempo para el entendimiento y manejo; además los tiempos de cada simulación en tres dimensiones se demoraron alrededor de 3 [horas] con los recursos disponibles. El capítulo presentado a continuación se constituye en la guía para los futuros investigadores que deseen continuar con el proyecto.

10. RECOMENDACIONES

A continuación se presentan recomendaciones para las personas interesadas en continuar con el tema investigado:

- a. El estudio realizado se enfocó en el análisis estacionario del flujo libre que se mueve en las proximidades de la superficie principal de sustentación; un estudio en estado transiente, en combinación con las recomendaciones presentadas a continuación, permitirán al ingeniero-diseñador predecir con mayor veracidad el comportamiento de la aeronave sin que esta ingrese en el espacio aéreo controlado del mundo.
- b. Debe considerarse la posibilidad de diseñar un perfil propio que se ajuste de la mejor manera a las condiciones de vuelo del vehículo aéreo, por medio del uso apropiado de las herramientas computacionales disponibles para la creación y análisis de variables.
- c. Los estudios llevados a cabo en los perfiles fueron elaborados para condiciones extremas de las etapas de vuelo. Se recomienda analizar virajes y fenómenos de agua y hielo sobre las superficies de sustentación principales, los cuales tiene fuerte impacto en el rendimiento.
- d. Debe garantizarse un mecanismo de lanzamiento que garantice una velocidad mínima de 18 [m/s] en el momento en que la energía total del sistema se transforme en impulso para la aeronave y de esta manera no entre en pérdida. Consideramos que el lanzamiento manual limita la carga paga de la aeronave, la cual puede ser aumentada por mecanismos alternativos o de cauchera.
- e. En caso que la implementación de un sistema alternativo no sea posible y las limitantes de manufactura lo permitan, se recomienda el uso de

superficies hipersustentadoras simples, las cuales reducen la velocidad de pérdida a un mínimo alcanzable por medio de lanzamiento manual. Una reducción de la velocidad de pérdida a 10 m/s es recomendada para lanzamiento manual, en la cual la conversión de la energía del lanzamiento debe permitir a la aeronave alcanzar un punto de operación en el cual se apoye en el motor eléctrico disponible.

- f. El arrastre inducido es el precio que se paga por generar sustentación y como resultado del componente vertical de velocidad inducido en la punta del ala. Se recomienda una investigación del impacto que pueda causar la implementación de *winglets* para el rendimiento de la aeronave y la viabilidad de su implementación en cuanto a costos y manufactura se refiere.
- g. Pese a la validez de los resultados presentados en este proyecto de grado, se recomienda la evaluación experimental por medio de un túnel de viento de un modelo a escala del ala diseñada. Los datos recolectados garantizarán los resultados y servirán de retroalimentación al modelo simulado.
- h. Se recomienda a los usuarios de CFD no dudar en la variación de los parámetros del programa seleccionado, de modo que un cambio documentado permita obtener mejores resultados en menor tiempo posible. La experiencia es resultado del tiempo de simulación acumulado, el cual sólo se logra a partir de errores y fracasos. Si los errores presentados se relacionan a problemas de convergencia se recomienda:
 - Cambiar los parámetros de convergencia,
 - Refinar la malla en las zonas con fuertes gradientes
 - Modificar la escala de tiempo en concordancia con la velocidad de ingreso del fluido al dominio y la longitud característica de análisis.
 - Modificar los parámetros del modelo de turbulencia, de modo que soluciones interpoladas de resultados anteriores permitan alcanzar la convergencia de la simulación.

- Modificar el dominio y las condiciones de frontera.
- i. Como se mencionó en el capítulo de conclusiones, el modelo de transición se encuentra aun en fase beta y su implementación requiere un detallado y cuidadoso estudio de los parámetros de convergencia. Se recomienda la lectura de foros y documentos especializados que permitan concluir los casos en los cuales debe ser aplicado y las recomendaciones para su uso.
- j. La simulación de fenómenos físicos mediante CFD permite la obtención de resultados aproximados que nunca deben ser adoptados como verdaderos, mientras no se validen los modelos y los parámetros de solución. Las gráficas llamativas y los colores atractivos no convencen a quienes ven en los resultados el fin una investigación con resultados pobremente validados.

BIBLIOGRAFIA

ANDERSON, John D Jr. Fundamentals of aerodynamics. 3 ed. New York, Estados Unidos: Mc-Graw Hill, 2001. 1-417 p. ISBN 0-07-237335-0.

ANDERSON, John D Jr. Computational Fluid Dynamics: The basic with applications. 1 ed. Estados Unidos: Mc-Graw Hill, 1995.1-215 p. ISBN 0-07-001685-2.

EBERHARDT, Scott y ANDERSON, David. Understanding flight. 1 ed. Estados Unidos. Mc-Graw Hill, 2001. 62-69 p. ISBN 0-07-136377-7.

MILNE-THOMSON. Theoretical Aerodynamics. 4 ed. New York, Estados Unidos: Dover Publications, 1966. 0-30 p. ISBN 0-486-61980-X.

LANGE, Carlos F. Discretization methods for ODEs and PDEs. Canada.

LANGE, Carlos F. Physical Modelling. Canada.

DATE, James Charles. Predicción del desempeño de timones de cola de alta sustentación bajo el efecto de flujos estables y periódicos. Southampton, Inglaterra, 2001. Trabajo de grado (Doctorado). Universidad de Southampton. Facultad de Ingeniería y ciencia aplicada. Área de ciencias y estructura de fluido.

ABBOT. Naca summary Report 824. [Documento electrónico]. Estados Unidos, 1945. 142,143 p.

DATE, James. Conversaciones email. [correo electrónico]. 2006.

TOBON, Juan Sebastián. Conversaciones sobre alas. [correo electrónico]. 2006.

DYSON. Computacional fluid dynamics: Course notes. [Documento electrónico]. 2004. (citado: 12 Diciembre 2006). 17 p.

ANSYS. CFX Tutorials. [Documento electrónico]. Estados Unidos, 2004.

DATE, James. Conversaciones.[correo electrónico]. Inglaterra, 2006.

ARIZA, Nicolás. Conversaciones de aeronáutica y aerodinámica en Colombia. Medellín, Colombia : Hangares Aeropuerto Olaya Herrera. Febrero de 2005.

ARIZA, Nicolás. Conversaciones de aeronáutica y aerodinámica en Colombia. Medellín, Colombia : Hangares Aeropuerto Olaya Herrera. Agosto de 2006.

RESTREPO, Constantino. Conversaciones de aeronáutica y aerodinámica en Colombia. Medellín, Colombia: Universidad Pontificia Bolivariana. Octubre de 2006.

INDUSTRIAL AERONAUTICA S.A. Promotora UAV. [Documento electrónico]. 2006.

XING, Tao y STERN, Fred. Introduction to computational fluid dynamics (CFD) [Documento electrónico]. Estados Unidos, 2006.

MARNET CFD. Best practices guidelines for marine applications of computational fluid dynamics. [Documento electrónico].

PHILLIPS, Warren, FUGAL, Spencer y SPALL, Robert. Minimizing induced drag with wing twist, CFD validation. [Documento electrónico]. Estados Unidos, 2006. 4 p.

INTERNET

UDEC, Departamento de Ingeniería Mecánica, "Aerodinámica mediante CFD". [Documento electrónico]. Chile, 2001. (citada: 29 Septiembre 2006)
<http://www.dim.udec.cl/aero/cfd/aerodinamica.html>

VAMPIRA, Grupo de Robótica de DISAM (Universidad Politécnica de Madrid). [Documento electrónico]. España, 2004. (citada: 30 Septiembre 2006)
<http://www.disam.upm.es/~vampira/uavs.html>

URUEÑA, Gustavo. Historia del desarrollo de los UAV. [Documento electrónico]. Colombia, 1999. (citada: 17 Octubre 2006)
<http://meltingpot.fortunecity.com/manchaca/557/maga1.html>

WIKIPEDIA la enciclopedia libre. [Documento Electrónico]. 2006. (citada: 18 Julio 2006)
<http://es.wikipedia.org/wiki>

LUGGAGE Venta de maletines de toda clase. [Documento electrónico]. Estados Unidos, 2006. (citada: 12 Diciembre 2006)
<http://www.luggage.com/Kelty-210400X-OY1041.html>

DA VINCI proyectos aerodinámicos. [Documento electrónico]. Estados Unidos, 2004. (citada: 1 Diciembre 2006)
<http://www.davincitechnologies.com/toc.htm>

LEDNICER, David. The incomplete guide for airfoil usage. [Documento electrónico]. Estados Unidos, 2006. (citada: 1 Diciembre 2006)
<http://www.ae.uiuc.edu/m-selig/ads/aircraft.html>

HEINTZ, Chris. Airfoils part II. [Documento electrónico]. Estados Unidos, 2006. (citada: 4 Enero 2007)

<http://www.zenithair.com/kit-data/ht-87-6.html>

DRELA, Mark. X-Foil. [Aplicación electrónico]. Estados Unidos, 2006. (citada: 11 Diciembre 2006)

<http://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/>

DREESECODE. Design Foil. [Software]. Estados Unidos, 1996. (citada: 28 Noviembre 2006)

<http://www.dreeseocode.com/>

TERRABREAK. X-Foil Tutorial. [Documento electrónico]. Estados Unidos, 2005. (citado: 12 Diciembre 2006)

<http://www.terrabreak.org/groundloop/xfoil.shtml>

AIRCRAFT AND AERODYNAMICS DESIGN GROUP. Standard atmosphere calculations. [Aplicación electrónico]. Estados Unidos, 1997. (citado: 22 Diciembre 2006)

<http://aero.stanford.edu/StdAtm.html>

AMME, University of Sydney. Aerodynamics for students. [Documento electrónico]. Australia, 2006. (citada: 14 Noviembre 2006)

<http://www.ae.su.oz.au/aero/atmos/atmos.html>

CFD-ONLINE foros libres. [Documento Electrónico]. Estados Unidos, 2006. (citada: 14 Octubre 2006)

<http://www.cfd-online.com>

JONES, Bill. Viscous Grid Spacing Calculator. [Aplicación electrónico]. Estados Unidos, 1997. (citada: 3 Enero 2007)

<http://geolab.larc.nasa.gov/APPS/YPlus/>

MONOGRAFIAS enciclopedia libre. [Documento Electrónico]. 2006. (citada: 18 Diciembre 2006)

<http://www.monografias.com>

TRAPP, Jens. Naca 4 digits series. [Aplicación electrónica]. (citado: 2 Diciembre 2006)

<http://www.pagendarm.de/trapp/programming/java/profiles/NACA4.html>

TUDELFT Universidad de DELFT. [Documento Electrónico]. Francia, 2006. (citada 18 de enero de 2007)

<http://ta.twi.tudelft.nl/main.php?item=0>

ALBERTA. Universidad de Alberta. [Documentos Electrónicos]. Canadá, 2004. (citada 11 de enero de 2007)

<http://www.mece.ualberta.ca/Courses/mec539>

NASA QUEST Pagina para aprendizaje interactivo de la NASA. [Documento Electrónico]. Estados Unidos, 2006. (citada 15 de enero de 2007)

<http://quest.nasa.gov/>

ICEM Pagina del producto ICEM CFD de Ansys. [Documento Electrónico]. Estados Unidos, 2006. (citada 18 de enero de 2007)

<http://www.ansys.com/products/icemcfid.asp>

ANST Pagina Coreana de CFD y Ansys CFX. . [Documento Electrónico]. Corea, 2004. (citada 18 de enero de 2007)

<http://www.anst.co.kr/>

ANEXOS

Anexo A. Tablas con los resultados del proceso de selección inicial de perfiles.

Tabla 41. Listado de Perfiles para bajo numero de *Reynolds* - Filtro 1

PERFILES BAJO NUMERO DE REYNOLDS $Re = 100.000 - 1.000.000$		
DESIGNACION DEL PERFIL	DESCRIPCION DEL PERFIL	AVION - RECOMENDACION
A7526	A7526 by Don Ayers. 7.5% Thick, 2.6% Camber. Designed for high speed RC model aircraft.	SIN INFO.
arad6	Aeronautical Research Association/Bocci-Dowty RotoI ARA-D 6% thick propeller airfoil	SIN INFO.
ag03	AG 03 (flat aft bottom) Apogee HLG series Wood Wing Mark Drela	SIN INFO.
ag35	AG 35	SIN INFO.
ag37	AG 37	SIN INFO.
rk40	Airfoil RK40 Ralf Kornmann (racer F5D électrique champion du monde 2000)	SIN INFO.
ah21-7	Andrew Hollom AH 21 airfoil (7% version)	SIN INFO.
a18	Archer A18 F1C free flight airfoil	SIN INFO.
AS5045	AS5045 Airfoil Developed by Ashok Gopalarathnam for the KR-2	SIN INFO.
AS5046	AS5046 Airfoil Developed by Ashok Gopalarathnam for the KR-2	SIN INFO.
AS5048	AS5048 Airfoil Developed by Ashok Gopalarathnam for the KR-2	SIN INFO.
nlr1t	Bell/NASA/NLR NLR-1T rotorcraft airfoil	SIN INFO.
vr1	Boeing-Vertol VR-1 rotorcraft airfoil	SIN INFO.
vr5	Boeing-Vertol VR-5 rotorcraft airfoil	SIN INFO.
vr7	Boeing-Vertol VR-7 rotorcraft airfoil	SIN INFO.
vr7b	Boeing-Vertol VR-7 rotorcraft airfoil with tab	SIN INFO.
vr12	Boeing-Vertol/Dadone VR-12 rotorcraft airfoil	SIN INFO.
vr13	Boeing-Vertol/Dadone VR-13 rotorcraft airfoil	SIN INFO.

vr14	Boeing-Vertol/Dadone VR-14 rotorcraft airfoil	SIN INFO.
vr15	Boeing-Vertol/Dadone VR-15 transonic rotorcraft airfoil	SIN INFO.
vr11x	Boeing-Vertol/NASA/Dadone VR-11X transonic rotorcraft airfoil	SIN INFO.
cast102	CAST 10-2/DOA 2 transonic airfoil	SIN INFO.
clarkk	CLARK K airfoil	SIN INFO.
clarkv	CLARK V airfoil	SIN INFO.
clarkw	CLARK W airfoil	SIN INFO.
clarkx	CLARK X airfoil	SIN INFO.
clarky	CLARK Y airfoil	Aeronca C-2
clarkyh	CLARK YH airfoil	Beech B17 Staggerwing
clarkys	CLARK YS airfoil	SIN INFO.
clarkz	CLARK Z airfoil	SIN INFO.
cr001sm	Cody Robertson CR 001 R/C hand-launch low Reynolds number airfoil (smoothed)	SIN INFO.
du8608418	Deflt University DU 86-084/18 low Reynolds number airfoil	SIN INFO.
dfvlrr4	DFVLR R-4 transonic airfoil	SIN INFO.
hq300gd2	DFVLR/Braunschweig Horstmann and Quast HQ-300 GD(MOD 2) sailplane airfoil	SIN INFO.
doa5	Dornier A-5 airfoil (reconstruction) (DO 228 wing)	SIN INFO.
drgnfly	DRAGONFLY CANARD	SIN INFO.
dae11	Drela DAE11 low Reynolds number airfoil	SIN INFO.
dae21	Drela DAE21 low Reynolds number airfoil	RECOMENDADO PARA PLANEADORES
dae31	Drela DAE31 low Reynolds number airfoil	RECOMENDADO PARA PLANEADORES
dae51	Drela DAE51 low Reynolds number airfoil	RECOMENDADO POR BAJO Re
du86137_25	DU86-137/25 According to prof. Boermans	SIN INFO.
e231	E231	SIN INFO.
emx07	EMX-07 designed by Martin Lichte	SIN INFO.
e1098	Eppler E1098 general aviation airfoil	SIN INFO.
e1200	Eppler E1200 general aviation airfoil	SIN INFO.
e1210	Eppler E1210 general aviation airfoil	SIN INFO.
e1211	Eppler E1211 general aviation airfoil	SIN INFO.
e1212	Eppler E1212 general aviation airfoil	SIN INFO.
e1213	Eppler E1213 general aviation airfoil	SIN INFO.
e1214	Eppler E1214 general aviation airfoil	SIN INFO.
e1230	Eppler E1230 general aviation airfoil (Long-EZ and Defiant wing airfoil)	SIN INFO.
e169	Eppler E169 low Reynolds number airfoil	RECOMENDADO PARA UAV

e174	Eppler E174 (Dicke 8.92%) low Reynolds number airfoil	SIN INFO.
e176	Eppler E176 (8.83%) low Reynolds number airfoil	SIN INFO.
e178	Eppler E178 (8.69%) low Reynolds number airfoil	SIN INFO.
e180	Eppler E180 (8.59%) low Reynolds number airfoil	SIN INFO.
e182	Eppler E182 (8.47%) low Reynolds number airfoil	SIN INFO.
e186	Eppler E186 (10.27%) low Reynolds number airfoil	SIN INFO.
e205	Eppler E205 low Reynolds number airfoil	RECOMENDADO PARA UAV
e216	Eppler E216 (10.4%) low Reynolds number airfoil	SIN INFO.
e220	Eppler E220 (11.48%) low Reynolds number airfoil	SIN INFO.
e221	Eppler E221 (9.39%) low Reynolds number airfoil	SIN INFO.
e222	Eppler E222 low Reynolds number airfoil	RECOMENDADO PARA UAV
e297	Eppler E297 tailplane airfoil	SIN INFO.
e325	Eppler E325 flying wing airfoil	SIN INFO.
e326	Eppler E326 flying wing airfoil	SIN INFO.
e327	Eppler E327 flying wing airfoil	SIN INFO.
e328	Eppler E328 flying wing airfoil	SIN INFO.
e329	Eppler E329 flying wing airfoil	SIN INFO.
e330	Eppler E330 flying wing airfoil	SIN INFO.
e331	Eppler E331 flying wing airfoil	SIN INFO.
e332	Eppler E332 flying wing airfoil	SIN INFO.
e333	Eppler E333 flying wing airfoil	SIN INFO.
e334	Eppler E334 flying wing airfoil	SIN INFO.
e335	Eppler E335 flying wing airfoil	SIN INFO.
e336	Eppler E336 flying wing airfoil	SIN INFO.
e337	Eppler E337 flying wing airfoil	SIN INFO.
e338	Eppler E338 flying wing airfoil	SIN INFO.
e339	Eppler E339 flying wing airfoil	SIN INFO.
e340	Eppler E340 flying wing airfoil	SIN INFO.
e341	Eppler E341 flying wing airfoil	SIN INFO.
e342	Eppler E342 flying wing airfoil	SIN INFO.
e343	Eppler E343 flying wing airfoil	SIN INFO.
e360	Eppler E360 rotorcraft airfoil	SIN INFO.
e361	Eppler E361 rotorcraft airfoil	SIN INFO.
e385	Eppler E385 (8.41%) airfoil	SIN INFO.
e387	Eppler E387 (Dicke 9.06%) low Reynolds number airfoil	RECOMENDADO PARA UAV
e403	Eppler E403 general purpose airfoil	SIN INFO.
e407	Eppler E407 sailplane airfoil	SIN INFO.

e417	Eppler E417 general purpose airfoil	SIN INFO.
e433	Eppler E433 sailplane airfoil	SIN INFO.
e435	Eppler E435 sailplane airfoil	SIN INFO.
e471	Eppler E471 (6.25%) airfoil	SIN INFO.
e541	Eppler E541 general aviation airfoil	SIN INFO.
e593	Eppler E593 airfoil	SIN INFO.
e598	Eppler E598 airfoil	SIN INFO.
e603	Eppler E603 general purpose airfoil	Stender/Hanle H-121 Globetrotter
e620	Eppler E62 (5.62%) low Reynolds number airfoil	SIN INFO.
e625	Eppler E625 airfoil	SIN INFO.
e635	Eppler E635 airfoil	SIN INFO.
e636	Eppler E636 airfoil	SIN INFO.
e637	Eppler E637 airfoil	SIN INFO.
e638	Eppler E638 airfoil	SIN INFO.
e639	Eppler E639 airfoil	SIN INFO.
e662	Eppler E662 sailplane airfoil	Grob 104 Speed Astir II
e664	Eppler E664 variable geometry sailplane airfoil	SIN INFO.
e668	Eppler E668 sailplane airfoil	SIN INFO.
e682	Eppler E682 sailplane airfoil	SIN INFO.
e694	Eppler E694 sailplane airfoil	SIN INFO.
e710	Eppler E710 (5.15%) low Reynolds number airfoil	SIN INFO.
ste87391	Eppler STE 87(-3)-914 airfoil	SIN INFO.
ste87151	Eppler STE 871-514 airfoil	SIN INFO.
stf86361	Eppler STF 863-615 airfoil	SIN INFO.
fauvel	Fauvel 14% flying wing airfoil	Fauvel AV-36C
GA35-812	GA35-812 by Harry Riblett	SIN INFO.
GA35A612	GA35A612 by Harry Riblett	SIN INFO.
GA35A815	GA35A815 by Harry Riblett	SIN INFO.
GA37-212	GA37-212 by Harry Riblett	SIN INFO.
GA37-312	GA37-312 by Harry Riblett	SIN INFO.
GA37-412	GA37-412 by Harry Riblett	SIN INFO.
GA37-612	GA37-612 by Harry Riblett	SIN INFO.
GA37-812	GA37-812 by Harry Riblett	SIN INFO.
GA37-815	GA37-815 by Harry Riblett	SIN INFO.
GA37A412	GA37A412 by Harry Riblett	SIN INFO.
GA37A612	GA37A612 by Harry Riblett	SIN INFO.
GA37A615	GA37A615 by Harry Riblett	SIN INFO.

GA37A812	GA37A812 by Harry Riblett	SIN INFO.
GA37A815	GA37A815 by Harry Riblett	SIN INFO.
GA40-212	GA40-212 by Harry Riblett	SIN INFO.
GA40-215	GA40-215 by Harry Riblett	SIN INFO.
GA40-312	GA40-312 by Harry Riblett	SIN INFO.
GA40-315	GA40-315 by Harry Riblett	SIN INFO.
GA40-412	GA40-412 by Harry Riblett	SIN INFO.
GA40-415	GA40-415 by Harry Riblett	SIN INFO.
GA40-612	GA40-612 by Harry Riblett	SIN INFO.
GA40-615	GA40-615 by Harry Riblett	SIN INFO.
GA40-812	GA40-812 by Harry Riblett	SIN INFO.
GA40-815	GA40-815 by Harry Riblett	SIN INFO.
GA40A212	GA40A212 by Harry Riblett	SIN INFO.
GA40A215	GA40A215 by Harry Riblett	SIN INFO.
GA40A312	GA40A312 by Harry Riblett	SIN INFO.
GA40A315	GA40A315 by Harry Riblett	SIN INFO.
GA40A412	GA40A412 by Harry Riblett	SIN INFO.
GA40A415	GA40A415 by Harry Riblett	SIN INFO.
GA40A612	GA40A612 by Harry Riblett	SIN INFO.
GA40A615	GA40A615 by Harry Riblett	SIN INFO.
GA40A812	GA40A812 by Harry Riblett	SIN INFO.
GA40A815	GA40A815 by Harry Riblett	SIN INFO.
goe233	Gottingen 233 (MVA CA4) airfoil	SIN INFO.
goe256	Gottingen 256 (JUNKERS E) airfoil	Junkers Ju 87 Stuka
goe318	Gottingen 318 (Hansa-Brandenburg VI.5) airfoil	SIN INFO.
goe324	Gottingen 324 (Hansa-Brandenburg) airfoil	SIN INFO.
goe387	Gottingen 387 airfoil	Kalinin K-5
goe395	Gottingen 395 airfoil	SIN INFO.
goe398	Gottingen 398 airfoil	SIN INFO.
goe431	Gottingen 431 airfoil	SIN INFO.
goe436	Gottingen 436 airfoil	SIN INFO.
goe484	Gottingen 484 airfoil	SIN INFO.
goe533	Gottingen 533 airfoil	New Standard D-24
goe535	Gottingen 535 airfoil	PIK-10
goe54	Gottingen 54 airfoil	SIN INFO.
goe549	Gottingen 549 airfoil	PIK-3c
goe741	Gottingen 741 airfoil	SIN INFO.

goe795	Gottingen 795 airfoil	SIN INFO.
k2	Grumman K-2 transonic airfoil (GAC .80-.53-10.3)	SIN INFO.
k3	Grumman K-3 transonic airfoil (GAC .70-.83-17.5)	SIN INFO.
hs3512	HS 3.5/12 © Hartmut Siegmann	SIN INFO.
hs510	HS 510 © Hartmut Siegmann	SIN INFO.
hh02	Hughes helicopters HH-02 rotorcraft airfoil	SIN INFO.
l7769	Lissaman 7769 human powered aircraft airfoil	SIN INFO.
l188root	Lockheed L-188/P-3 root airfoil NACA 0014 -1.10 40/1.051 Cli=.3 a=.8	SIN INFO.
l188tip	Lockheed L-188/P-3 tip airfoil NACA 0012 -1.10 40/1.051 Cli=.4 a=.8	SIN INFO.
m665	M6 (65%)	SIN INFO.
mh18	Martin Hepperle MH 18 low Reynolds number airfoil, (11.14%) -(Quicky 500)	SIN INFO.
mh20	Martin Hepperle MH 20 low Reynolds number airfoil, (9.02%) - pylon racing, FAI F3D, Re above 500'000	SIN INFO.
mg06	MG06 (c)Marcel Guwang volets a 30%	SIN INFO.
MH18B	MH18B Designed for pylon racing model aircraft (Quickie 500)	SIN INFO.
MH46	MH46 Low moment coefficient airfoil for tailless model aircraft	SIN INFO.
ma409	Michael Achterberg MA409 F1C class free flight airfoil (original)	SIN INFO.
10	NACA 0010	Fokker F28 Fellowship
12	NACA 0012	Pashinin I-21
n11h9	NACA 11-H-9 rotorcraft airfoil	SIN INFO.
23012	NACA 23012	Aero Commander 500
23015	NACA 23015	Aero Commander 200
23018	NACA 23018	Akafflieg Stuttgart FS-18
2412	NACA 2412	Baumann BT-120 Mercury
2415	NACA 2415	Canadian Vickers Delta
2418	NACA 2418	CVV 4 Pellicano
4412	NACA 4412	Whitley Special
4415	NACA 4415	Wickham Bluebird
4418	NACA 4418	Anderson Greenwood 14
n5h10	NACA 5-H-10 rotorcraft airfoil	SIN INFO.
63-210	NACA 63-210	Heuberger Sizzler
63-412	NACA 63-412	Luscombe Aircraft P3 Rattler
63-615	NACA 63-615	Morelli CVT M-200
64-110	NACA 64-110	Davis-Costin Condor
64-209	NACA 64-209	Kaminskas Jungster III
64-210	NACA 64-210	Linn L-1 Mini-Mustang
64-212	NACA 64-212	Lundy Graflite

64-412	NACA 64-412	Mooney 20 Mark 20
64-618	NACA 64-618	Peterson J-4 Javelin
65-012	NACA 65-012	SIN INFO.
65-114	NACA 65-114	SIN INFO.
65-210	NACA 65-210	Lockheed 180 F-94C Starfire
65-212	NACA 65-212	McDonnell F2H Banshee
65-215	NACA 65-215	On Mark Marksman
65-410	NACA 65-410	Fairchild 195
65-412	NACA 65-412	SIN INFO.
65-415	NACA 65-415	Four Winds Aircraft 192
66-012	NACA 66-012	Northrop XP-56
66-015	NACA 66-015	Dyke JD-2 Delta
66-016	NACA 66-016	SIN INFO.
66-018	NACA 66-018	Gevers 6-650 Genesis
66-210	NACA 66-210	SIN INFO.
66-212	NACA 66-212	North American Aviation B-45A
		Tornado
66-215	NACA 66-215	North American Aviation B-45C
		Tornado
66-216	NACA 66-216	Bell 25 P-63A Kingcobra
66-218	NACA 66-218	Bell 33A P-63A Kingcobra
66-415	NACA 66-415	SIN INFO.
66-416	NACA 66-416	SZD-29 Zefir 3
66-418	NACA 66-418	Kendall K.1
67-215	NACA 67-215	SIN INFO.
n6h10	NACA 6-H-10 rotorcraft airfoil	SIN INFO.
n6h15	NACA 6-H-15 rotorcraft airfoil	SIN INFO.
n8h12	NACA 8-H-12 rotorcraft airfoil	Brochocki BKB-1
m11	NACA/Munk M-11 airfoil	SIN INFO.
m5	NACA/Munk M-5 airfoil	SIN INFO.
m6	NACA/Munk M-6 airfoil	SIN INFO.
sc20410	NASA SC(2)-0410 AIRFOIL	SIN INFO.
sc20412	NASA SC(2)-0412 AIRFOIL	SIN INFO.
sc20414	NASA SC(2)-0414 AIRFOIL	SIN INFO.
sc20518	NASA SC(2)-0518 AIRFOIL	SIN INFO.
sc20610	NASA SC(2)-0610 AIRFOIL	SIN INFO.
sc20612	NASA SC(2)-0612 AIRFOIL	SIN INFO.
sc20614	NASA SC(2)-0614 AIRFOIL	SIN INFO.

sc20710	NASA SC(2)-0710 AIRFOIL	SIN INFO.
sc20712	NASA SC(2)-0712 AIRFOIL	SIN INFO.
sc21010	NASA SC(2)-1010 AIRFOIL	SIN INFO.
ames03	NASA/AMES/Kennelly A-03 transonic rotorcraft airfoil	SIN INFO.
rc0864c	NASA/Langley 08-64C rotorcraft airfoil	SIN INFO.
rc1064c	NASA/Langley 10-64C rotorcraft airfoil	SIN INFO.
rc1264c	NASA/Langley 12-64C rotorcraft airfoil	SIN INFO.
hsnlf213	NASA/Langley HSNLF(1)-0213 high speed natural laminar flow airfoil	SIN INFO.
ls013	NASA/Langley LS(1)-0013 general aviation airfoil	SIN INFO.
ls413	NASA/Langley LS(1)-0413 (GA(W)-2) general aviation airfoil	Nat. Aerospace Lab Nalla-3 Hansa
ls421	NASA/Langley LS(1)-0421 general aviation airfoil	SIN INFO.
ms313	NASA/Langley MS(1)-0313 general aviation airfoil	Lockheed Martin LOCAAS
ms317	NASA/Langley MS(1)-0317 general aviation airfoil	IPTN N-250
ms413	NASA/LANGLEY MS(1)-0413 AIRFOIL	SIN INFO.
NLF0414F-16	NASA/LANGLEY NLF 0414F - 16% AIRFOIL	SIN INFO.
NLF0414F	NASA/LANGLEY NLF 0414F AIRFOIL	SIN INFO.
rc510	NASA/Langley RC(5)-10 rotorcraft airfoil	SIN INFO.
rc10b3	NASA/Langley RC-10(B)3 rotorcraft airfoil	SIN INFO.
rc10n1	NASA/Langley RC-10(N)1 rotorcraft airfoil	SIN INFO.
rc12b3	NASA/Langley RC-12(B)3 rotorcraft airfoil	SIN INFO.
rc12n1	NASA/Langley RC-12(N)1 rotorcraft airfoil	SIN INFO.
sc20714	NASA/Langley SC(2)-0714 supercritical airfoil	SIN INFO.
whitcomb	NASA/Langley Whitcomb integral supercritical airfoil	SIN INFO.
nlf0215f	NASA/Langley/Somers NLF(1)-0215F natural laminar flow airfoil	SIN INFO.
nlf416	NASA/Langley/Somers NLF(1)-0416 natural laminar flow airfoil	SIN INFO.
nlf1015	NASA/Langley/Somers-Maughmer NLF(1)-1015 natural laminar flow airfoil	SIN INFO.
nlf0115	NASA/Langley/Somers-Selig-Maughmer NLF(1)-0115 natural laminar flow airfoil	SIN INFO.
ls417	NASA/Langley/Whitcomb LS(1)-0417 (GA(W)-1) general aviation airfoil	SIN INFO.
nlf415	NASA/Langley-DFVLR/Somers(NASA)-Horstmann(DFVLR) NLF(2)-0415 natural laminar	SIN INFO.
nl722343	NLR NLR-7223-43 transonic rotorcraft airfoil	SIN INFO.
nl722362	NLR NLR-7223-62 transonic rotorcraft airfoil	SIN INFO.
nplx	NPL transonic airfoil FROM ARC CP 1372	SIN INFO.
k1	NYU/Grumman K-1 transonic airfoil (GAC .75-.63-11.6)	SIN INFO.
p51dtp	P-51D tip (BL215) airfoil	SIN INFO.
phoenix	Phoenix	SIN INFO.

hq259b	Quabeck HQ 2.5/9 B R/C sailplane airfoil	SIN INFO.
hq2590sm	Quabeck HQ 2.5/9 R/C sailplane airfoil (smoothed)	SIN INFO.
rae2822	RAE 2822 transonic airfoil	SIN INFO.
rae5214	RAE 5214 transonic airfoil	SIN INFO.
rae5215	RAE 5215 transonic airfoil	SIN INFO.
rae5212	RAE(NPL) 5212 transonic airfoil	SIN INFO.
rae69ck	RAE6-9CK transonic airfoil	SIN INFO.
raf15	RAF-15 airfoil	Boulton Paul P.7 Bourges
raf34	RAF-34 airfoil	Cloudcraft Phantom
raf48	RAF-48 airfoil	Luton Minor
r1046	RONCZ 1046 VOYAGER CANARD AIRFOIL	SIN INFO.
r1080	RONCZ 1080 VOYAGER INNER AFT WING AIRFOIL	SIN INFO.
r1082	RONCZ 1082 VOYAGER ROOT OUTER AFT WING AIRFOIL	SIN INFO.
S5020-2087	S 5020 2,0/8,7	SIN INFO.
s8055	S8055 (12%)	SIN INFO.
sb97_fw	SB97 FW 8.93/2 (RCM 12/98)	SIN INFO.
s1012	Selig S1012 HPV airfoil	SIN INFO.
s1014	Selig S1014 HPV airfoil	SIN INFO.
s1210	Selig S1210 12% high lift low Reynolds number airfoil	SIN INFO.
s2091	Selig S2091 low Reynolds number airfoil	RECOMENDADO POR BAJO Re - UAV
s4022	Selig S4022 low Reynolds number airfoil	SIN INFO.
s4053	Selig S4053 low Reynolds number airfoil	SIN INFO.
s4061	Selig S4061 low Reynolds number airfoil	RECOMENDADO POR BAJO Re
s4062	Selig S4062 low Reynolds number airfoil	RECOMENDADO POR BAJO Re
s4158	Selig S4158 low Reynolds number airfoil	SIN INFO.
s4180	Selig S4180 low Reynolds number airfoil	RECOMENDADO POR BAJO Re
s4320	Selig S4320 low Reynolds number airfoil	SIN INFO.
s5010	Selig S5010 low Reynolds number airfoil	SIN INFO.
s5020	Selig S5020 low Reynolds number airfoil	SIN INFO.
s8036	Selig S8036 low Reynolds number airfoil	P47 Thunbderbolt
sd2083	Selig/Donovan SD2083 (9.0%) low Reynolds number airfoil	RECOMENDADO POR BAJO Re
sd6080	Selig/Donovan SD6080 (9.2%) low Reynolds number airfoil	RECOMENDADO POR BAJO Re
sd7034	Selig/Donovan SD7034 low Reynolds number airfoil	SIN INFO.
sg6042	SG6042	SIN INFO.
sg6043	SG6043	SIN INFO.
sg6051	SG6051	SIN INFO.

ssca09	Sikorsky/Flemming SSC-A09 transonic rotorcraft airfoil	SIN INFO.
usa27	USA-27 airfoil	Bourdon B-2 Kitty Hawk
usa35b	USA-35B airfoil	American Eagle 251 Phaeton
fx057816	Wortmann FX 057-816 airfoil	SIN INFO.
fx05h126	Wortmann FX 05-H-126 rotorcraft airfoil	Beatty B-6
fx082512	Wortmann FX 082-512 airfoil	SIN INFO.
fx2	Wortmann FX 2 airfoil	SIN INFO.
fx38153	Wortmann FX 38-153 airfoil	SIN INFO.
fx60100	Wortmann FX 60-100 airfoil	RECOMENDADO POR BAJO Re
fx60126	Wortmann FX 60-126 airfoil	Caproni Vizzola Calif A-12
fx60157	Wortmann FX 60-157 airfoil	Mechta AC-4
fx60177	Wortmann FX 60-177 airfoil	SIN INFO.
fx61163	Wortmann FX 61-163 airfoil	PIK-17a
fx61184	Wortmann FX 61-184 airfoil	SCAY LCA-11 Topaze
fx62k153	Wortmann FX 62-K-153/20 airfoil	VFW-Fokker FK-3
fx63137	Wortmann FX 63-137 human power aircraft airfoil (Liver Puffin) airfoil	Diamond DA 20 Katana
fx67k170	Wortmann FX 67-K-170/17 airfoil	Hollmann Condor
fx72150a	Wortmann FX 72-MS-150A airfoil	SIN INFO.
fx77w153	Wortmann FX 77-W-153 wind turbine airfoil	SIN INFO.
fx79k144	Wortmann FX 79-K-144/17 sailplane airfoil	Masak Scimitar I
GEMINI	R/C sailplane Airfoil smooth	RECOMENDADO POR BAJO Re
AVISTAR	Hobbico R/C Avistar Trainer Airfoil	RECOMENDADO POR BAJO Re

Autoría propia

Tabla 42. . Listado de Perfiles para bajo numero de *Reynolds* - Filtro 2

PERFILES BAJO NUMERO DE REYNOLDS $Re = 100.000 - 1.000.000$		
DESIGNACION DEL PERFIL	DESCRIPCION DEL PERFIL	COMPLEJIDAD DE MANUFACTURA
clarky	CLARK Y airfoil	-
clarkyh	CLARK YH airfoil	-

dae21	Drela DAE21 low Reynolds number airfoil	+
dae31	Drela DAE31 low Reynolds number airfoil	+
dae51	Drela DAE51 low Reynolds number airfoil	+
e169	Eppler E169 low Reynolds number airfoil	-
e205	Eppler E205 low Reynolds number airfoil	-
e222	Eppler E222 low Reynolds number airfoil	+
e387	Eppler E387 (Dicke 9.06%) low Reynolds number airfoil	-
e603	Eppler E603 general purpose airfoil	+
e662	Eppler E662 sailplane airfoil	+
fauvel	Fauvel 14% flying wing airfoil	+
goe256	Gottingen 256 (JUNKERS E) airfoil	-
goe436	Gottingen 436 airfoil	-
goe533	Gottingen 533 airfoil	+
goe535	Gottingen 535 airfoil	+
goe549	Gottingen 549 airfoil	+
10	NACA 0010	-
12	NACA 0012	-
23012	NACA 23012	-
23015	NACA 23015	-
23018	NACA 23018	-
2412	NACA 2412	-
2415	NACA 2415	-
2418	NACA 2418	-
4412	NACA 4412	-
4415	NACA 4415	-
4418	NACA 4418	-
63-210	NACA 63-210	+
63-412	NACA 63-412	+
63-615	NACA 63-615	+
64-110	NACA 64-110	+
64-209	NACA 64-209	+

64-210	NACA 64-210	+
64-212	NACA 64-212	+
64-412	NACA 64-412	+
64-618	NACA 64-618	+
65-210	NACA 65-210	+
65-212	NACA 65-212	+
65-215	NACA 65-215	+
65-410	NACA 65-410	+
65-415	NACA 65-415	+
66-012	NACA 66-012	+
66-015	NACA 66-015	+
66-018	NACA 66-018	+
66-212	NACA 66-212	+
66-215	NACA 66-215	+
66-216	NACA 66-216	+
66-218	NACA 66-218	+
66-416	NACA 66-416	+
66-418	NACA 66-418	+
n8h12	NACA 8-H-12 rotorcraft airfoil	+
ls413	NASA/Langley LS(1)-0413 (GA(W)-2) general aviation airfoil	+
ms313	NASA/Langley MS(1)-0313 general aviation airfoil	+
ms317	NASA/Langley MS(1)-0317 general aviation airfoil	+
raf15	RAF-15 airfoil	+
raf34	RAF-34 airfoil	+
raf48	RAF-48 airfoil	-
s2091	Selig S2091 low Reynolds number airfoil	-
s4061	Selig S4061 low Reynolds number airfoil	-
s4062	Selig S4062 low Reynolds number airfoil	+
s4180	Selig S4180 low Reynolds number airfoil	+
s8036	Selig S8036 low Reynolds number airfoil	-
sd2083	Selig/Donovan SD2083 (9.0%) low Reynolds number airfoil	-

sd6080	Selig/Donovan SD6080 (9.2%) low Reynolds number airfoil	-
usa27	USA-27 airfoil	+
usa35b	USA-35B airfoil	-
fx05h126	Wortmann FX 05-H-126 rotorcraft airfoil	+
fx60100	Wortmann FX 60-100 airfoil	+
fx60126	Wortmann FX 60-126 airfoil	+
fx60157	Wortmann FX 60-157 airfoil	+
fx61163	Wortmann FX 61-163 airfoil	+
fx61184	Wortmann FX 61-184 airfoil	+
fx62k153	Wortmann FX 62-K-153/20 airfoil	+
fx63137	Wortmann FX 63-137 human power aircraft airfoil (Liver Puffin) airfoil	+
fx67k170	Wortmann FX 67-K-170/17 airfoil	+
fx79k144	Wortmann FX 79-K-144/17 sailplane airfoil	+
GEMINI	R/C sailplane Airfoil smooth	-
AVISTAR	Hobbico R/C Avistar Trainer Airfoil	-
COMPLEJIDAD	SIMBOLO	DESCRIPTION
BAJA	-	NO Simetrico - Simetrico - Curvas Suaves
ALTA	+	NO Simetrico - NO Curvas Suaves

Autoría propia

Tabla 43. . Listado de Perfiles para bajo numero de Reynolds - Filtro 3

PERFILES BAJO NUMERO DE REYNOLDS Re = 100.000 - 1.000.000		
DESIGNACION DEL PERFIL	DESCRIPCION DEL PERFIL	ESPESOR
clarky	CLARK Y airfoil	0,1171
clarkyh	CLARK YH airfoil	0,1190
e169	Eppler E169 low Reynolds number airfoil	0,1440
e205	Eppler E205 low Reynolds number airfoil	0,1048
e387	Eppler E387 (Dicke 9.06%) low Reynolds number airfoil	0,0907
goe256	Göttingen 256 (JUNKERS E) airfoil	0,1601
goe436	Göttingen 436 airfoil	0,1100
10	NACA 0010	0,1001
12	NACA 0012	0,1200
23012	NACA 23012	0,1201
23015	NACA 23015	0,1500
23018	NACA 23018	0,1801
2412	NACA 2412	0,1200
2415	NACA 2415	0,1501
2418	NACA 2418	0,1801
4412	NACA 4412	0,1201
4415	NACA 4415	0,1501
sd6080	Selig/Donovan SD6080 (9.2%) low Reynolds number airfoil	0,0899
usa35b	USA-35B airfoil	0,1482
GEMINI	R/C sailplane Airfoil smooth	0,1538
AVISTAR	Hobbico R/C Avistar Trainer Airfoil	0,1452
s8036	Selig S8036 low Reynolds number airfoil	0,1601
sd2083	Selig/Donovan SD2083 (9.0%) low Reynolds number airfoil	0,0896

CRITERIO	Espesores mayores de 0.14 - Requerimiento Estructural
-----------------	--

Autoría propia

Tabla 44. Resultados X-FOIL

	EPPLER E169				NACA 23015				NACA 2415				Gottingen GOE256				SELIG S8036				AVISTAR				
	α	Cl	Cd	Cm	α	Cl	Cd	Cm	α	Cl	Cd	Cm	α	Cl	Cd	Cm	α	Cl	Cd	Cm	α	Cl	Cd	Cm	
Re=200,000	0	0,0000	0,0122	0,0000	-2	-0,0907	0,0107	0,0128	-3	-	0,0939	0,0132	0,0586	-5	0,0358	0,0277	0,1074	-2	0,0389	0,0134	0,0307	-2	0,0003	0,01558	0,0483
	1	0,1076	0,0122	0,0015	-1	0,0099	0,0106	0,0070	-2	0,0141	0,0117	0,0563	-4	0,0600	0,0231	0,1049	0	0,1745	0,0136	0,0274	-1	0,0956	0,01415	0,0438	
	2	0,2143	0,0123	0,0033	0	0,1190	0,0115	0,0026	-1	0,1182	0,0109	0,0522	-3	0,1685	0,0202	0,1036	2	0,3955	0,0139	0,0265	1	0,3949	0,01188	0,0553	
	3	0,3181	0,0124	0,0059	1	0,2531	0,0124	0,0054	0	0,2214	0,0109	0,0473	-2	0,2749	0,0183	0,1020	3	0,5451	0,0141	0,0339	2	0,5588	0,01201	-0,067	
	4	0,4401	0,0126	0,0054	2	0,4074	0,0135	0,0139	2	0,5404	0,0120	0,0636	-1	0,3788	0,0167	0,0998	4	0,7014	0,0142	0,0428	3	0,6473	0,01206	0,0636	
	5	0,6242	0,0133	0,0091	3	0,5711	0,0146	0,0256	3	0,6654	0,0123	0,0674	0	0,4616	0,0135	0,0937	5	0,8456	0,0144	0,0499	4	0,735	0,01239	0,0591	
	6	0,7113	0,0139	0,0051	4	0,6960	0,0154	0,0300	4	0,7507	0,0128	0,0627	2	0,8244	0,0132	0,1199	6	0,9990	0,0144	0,0597	5	0,8214	0,01298	0,0542	
	7	0,8013	0,0148	0,0011	5	0,7775	0,0163	0,0255	5	0,8339	0,0135	0,0572	3	0,9063	0,0135	0,1140	7	1,0272	0,0150	0,0452	6	0,8714	0,01564	0,0435	
	8	0,8897	0,0159	0,0029	6	0,8577	0,0175	0,0204	6	0,9157	0,0144	0,0513	4	0,9856	0,0142	0,1078	8	1,0336	0,0167	0,0262	7	0,9026	0,02024	0,0307	
	9	0,9699	0,0178	0,0073	7	0,9381	0,0191	0,0152	7	0,9949	0,0154	0,0451	5	1,0665	0,0155	0,1024	9	1,0246	0,0191	0,0056	8	0,9302	0,02376	0,0176	
	10	1,0290	0,0215	0,0136	8	1,0191	0,0209	0,0103	8	1,0690	0,0167	0,0384	6	1,1439	0,0168	0,0964	10	1,0365	0,0227	0,0080	9	0,9579	0,02819	0,0074	
	12	1,0500	0,0339	0,0298	9	1,1015	0,0231	0,0059	9	1,1331	0,0187	0,0307	7	1,2104	0,0180	0,0885	11	1,0649	0,0268	0,0167	10	1,0037	0,03318	0,0006	
	-	-	-	-	10	1,1833	0,0251	0,0016	10	1,1749	0,0217	0,0204	9	1,3249	0,0206	0,0700	12	1,1029	0,0311	0,0228	11	1,1436	0,03841	0,0032	
-	-	-	-	11	1,2571	0,0274	0,0034	11	1,2117	0,0257	-	10	1,3536	0,0223	-	-	-	-	-	12	1,2758	0,04626	-		

0	0,0000	0,0082	0,0000	-2	-0,0879	0,0078	0,0115	-3	0,0827	0,0095	0,0567	-5	0,0427	0,0116	0,1002	-2	0,0309	0,0077	0,0323	-2	0,0179	0,01109	0,0398	
1	0,1117	0,0082	0,0005	-1	0,0127	0,0074	0,0087	-2	0,0226	0,0087	0,0548	-4	0,0687	0,0114	0,1002	-1	0,0721	0,0077	0,0301	-1	0,0837	0,01004	0,0375	
2	0,2233	0,0083	0,0010	0	0,1162	0,0074	0,0062	-1	0,1260	0,0082	0,0524	-3	0,1801	0,0113	0,1003	0	0,1774	0,0077	0,0285	1	0,2534	0,00705	0,0262	
3	0,3342	0,0083	0,0017	1	0,2201	0,0077	0,0038	0	0,2286	0,0080	0,0495	-2	0,2898	0,0109	0,0998	1	0,2820	0,0077	0,0268	2	0,4198	0,00712	0,0383	
4	0,4433	0,0084	0,0027	2	0,3253	0,0083	0,0018	1	0,3310	0,0081	0,0461	-1	0,3960	0,0102	0,0987	2	0,3848	0,0077	0,0248	3	0,5949	0,00801	0,0524	
5	0,5480	0,0085	0,0048	3	0,4327	0,0092	0,0003	2	0,4462	0,0087	0,0454	2	0,7350	0,0086	0,0992	3	0,4836	0,0078	0,0220	4	0,7423	0,0088	0,0609	
6	0,6960	0,0090	0,0022	4	0,5609	0,0101	0,0037	3	0,6004	0,0094	0,0540	3	0,9261	0,0097	0,1173	4	0,5824	0,0078	0,0192	5	0,7898	0,01291	0,0507	
7	0,8200	0,0100	0,0053	5	0,7057	0,0109	0,0111	5	0,8399	0,0105	0,0585	4	1,0051	0,0105	0,1115	5	0,7185	0,0083	0,0249	6	0,8715	0,01441	0,0454	
8	0,9108	0,0113	0,0017	6	0,8490	0,0118	0,0184	6	0,9217	0,0112	0,0527	5	1,0708	0,0113	0,1029	6	0,8653	0,0095	0,0335	7	0,9459	0,01632	0,0391	
9	0,9941	0,0133	0,0027	7	0,9771	0,0126	0,0229	7	1,0016	0,0122	0,0466	6	1,1099	0,0121	0,0890	9	1,0794	0,0147	0,0156	8	1,0048	0,01876	0,0305	
10	1,0718	0,0158	0,0075	8	1,0518	0,0135	0,0164	8	1,0800	0,0136	0,0408	7	1,1364	0,0130	0,0731	10	1,1122	0,0168	0,0033	9	1,0229	0,02257	0,0166	
11	1,1397	0,0186	0,0132	9	1,1290	0,0143	0,0102	9	1,1525	0,0155	0,0345	8	1,1807	0,0152	0,0629	11	1,1511	0,0194	0,0058	10	1,0677	0,02642	0,0093	
12	1,1815	0,0218	0,0220	10	1,2040	0,0154	0,0040	10	1,2095	0,0179	0,0262	9	1,1882	0,0208	0,0503	12	1,1900	0,0230	0,0128	11	1,1135	0,03105	0,0034	
-	-	-	-	11	1,2827	0,0166	0,0010	11	1,2625	0,0209	0,0186	10	1,1877	0,0281	0,0399	-	-	-	-	12	1,1686	0,03566	0,0011	
-	-	-	-	12	1,3587	0,0178	0,0060	12	1,3051	0,0249	0,0116	11	1,2375	0,0326	0,0360	-	-	-	-	-	-	-	-	
-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	12	1,2798	0,0381	0,0324	-	-	-	-	-	-	-	-	
Re=2000																								
RAF- 48					NACA 23018				NACA 2418				NACA 4415				NACA 4418				GEMINI			
α	Cl	Cd	Cm	α	Cl	Cd	Cm	α	Cl	Cd	Cm	α	Cl	Cd	Cm	α	Cl	Cd	Cm	α	Cl	Cd	Cm	
-3	-	0,01346	-	-2	-0,0952	0,01195	-	-3	-0,089	0,01366	-	-5	-0,094	0,01803	-	-5	-	0,01769	-	-2	-	0,01165	-0,042	

	0,0339		0,0548				0,0096				0,0572				0,1065	0,0837		0,1057		0,0137				
-1	0,1452	0,01187	0,0426	-1	0,0058	0,01206	0,0051	-2	0,0152	0,01272	0,0544	-4	0,023	0,01611	0,1067	-4	0,0264	0,01612	0,1047	-1	0,0948	0,01158	-0,04	
0	0,3235	0,01241	-0,054	0	0,1116	0,0124	0,0019	-1	0,1168	0,01221	0,0509	-3	0,1394	0,01447	0,1066	-3	0,1383	0,01495	-0,104	0	0,2173	0,01179	0,0409	
1	0,5041	0,01308	0,0666	1	0,2179	0,01313	0,001	0	0,2194	0,01212	0,0472	-2	0,2487	0,01325	0,1053	-2	0,2436	0,01416	0,1022	1	0,3725	0,01233	0,0489	
2	0,6952	0,01297	0,0832	2	0,3359	0,01429	0,0012	1	0,3233	0,01249	0,0434	-1	0,3528	0,01197	0,1032	-1	0,3451	0,01332	0,0998	2	0,548	0,01275	0,0624	
3	0,7734	0,01303	-0,078	3	0,4722	0,01565	0,0034	2	0,4417	0,01331	0,0426	0	0,4573	0,01127	0,0987	0	0,4404	0,01275	0,0952	3	0,7188	0,01298	0,0761	
4	0,8461	0,01332	0,0712	4	0,6353	0,01702	0,0144	3	0,6041	0,01426	0,0519	1	0,6214	0,01166	0,1092	1	0,5541	0,01316	-0,093	4	0,8059	0,01322	0,0729	
5	0,9221	0,0139	0,0648	5	0,7943	0,01834	0,0253	4	0,7874	0,01493	0,0667	2	0,7145	0,01228	0,1057	2	0,7464	0,01401	-0,109	5	0,8852	0,01381	0,0676	
6	0,9995	0,01465	0,0585	6	0,928	0,01945	0,0317	5	0,8967	0,0153	0,0679	3	0,8115	0,01302	0,1028	3	0,8467	0,01457	0,1081	6	0,9633	0,01464	0,0616	
7	1,0699	0,01553	0,0509	7	0,999	0,02087	0,0258	6	0,9635	0,01597	-0,06	4	0,9112	0,01392	0,1005	4	0,9287	0,01534	0,1028	7	1,0321	0,01543	0,0537	
8	1,1225	0,01656	0,0403	8	1,0601	0,02207	0,0176	7	1,0272	0,01682	0,0512	5	1,0115	0,01485	0,0984	5	1,0158	0,01625	0,0983	8	1,0976	0,01645	0,0453	
9	1,1605	0,01813	0,0278	9	1,124	0,02401	0,0101	8	1,0848	0,01782	0,0413	6	1,1115	0,01591	0,0963	6	1,1067	0,01726	0,0946	9	1,1426	0,01783	0,0335	
10	1,1586	0,02173	0,0121	10	1,1908	0,0259	0,0032	9	1,1385	0,01917	0,0311	7	1,2055	0,01689	0,0932	7	1,1984	0,01833	0,0912	10	1,1008	0,02336	-0,011	
11	1,177	0,02655	0,0035	11	1,245	0,02839	0,0052	10	1,1814	0,0211	0,0202	8	1,2922	0,01792	0,0888	8	1,2884	0,01953	0,0877	12	1,0703	0,04147	0,0066	
12	1,1871	0,03331	0,0025	12	1,3166	0,0313	0,0098	11	1,2229	0,02395	0,0111	9	1,3666	0,01901	0,0824	9	1,3575	0,02071	0,0806	-	-	-	-	
-	-	-	-	-	-	-	-	12	1,257	0,02803	0,0034	10	1,4194	0,0205	0,0726	10	1,4122	0,022	0,0712	-	-	-	-	
-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	11	1,4556	0,0232	-0,062	11	1,459	0,02398	0,0619	-	-	-	-	
-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	12	1,4729	0,02801	0,0516	12	1,4941	0,02698	0,0527	-	-	-	-	
Re=000 000	α	Cl	Cd	Cm	α	Cl	Cd	Cm	α	Cl	Cd	Cm												
	-3	-0,034	0,01072	-	-2	-0,094	0,00915	-	-3	-	0,01014	-	-5	-	0,01207	-	-5	-	0,01221	-	-2	-	0,00839	-

			0,0516				0,0095		0,0842		0,0551		0,0728		0,1065		0,0731		0,1047		0,0048		0,0427	
	-2	0,0622	0,00992	0,0485	-1	0,0078	0,0091	0,0066	-2	0,0201	0,00965	0,0532	-4	0,0351	0,01104	0,1054	-4	0,0332	0,01151	0,1033	-1	0,0931	0,00823	0,0394
	-1	0,1388	0,00852	0,0409	0	0,1104	0,00923	0,0038	-1	0,1229	0,0093	0,0509	-3	0,1445	0,01039	0,1045	-3	0,1401	0,01103	-0,102	0	0,1936	0,00815	0,0366
	0	0,236	0,00823	0,0366	1	0,2145	0,00958	0,0016	0	0,2258	0,00915	0,0484	-2	0,2529	0,00991	0,1035	-2	0,2462	0,01071	0,1006	1	0,3035	0,00825	0,0356
	1	0,3889	0,00839	0,0445	2	0,3174	0,01017	0,001	1	0,3292	0,00922	0,0459	-1	0,36	0,00954	0,1023	0	0,4515	0,01002	0,0968	2	0,4463	0,00868	0,0423
	2	0,5492	0,00904	0,0541	3	0,4198	0,01102	0,0036	3	0,5366	0,00998	0,0403	0	0,4595	0,00873	0,0998	1	0,5496	0,00978	0,0934	3	0,6073	0,00933	0,0533
	3	0,7043	0,00977	0,0632	4	0,5281	0,01208	0,0047	4	0,6653	0,01082	0,0432	1	0,5694	0,00866	0,0977	2	0,6561	0,01013	0,0909	4	0,7586	0,01003	0,0626
	4	0,8571	0,01023	0,0728	5	0,6657	0,01333	0,0009	5	0,8297	0,01166	0,0543	2	0,7146	0,00922	-0,105	3	0,8224	0,0109	0,1024	5	0,8928	0,01065	0,0689
	5	0,9283	0,01072	0,0658	6	0,8132	0,01456	0,0092	6	0,9762	0,0124	0,0624	3	0,8088	0,00976	0,1015	4	0,9252	0,01144	0,1013	6	0,9658	0,01121	0,0621
	6	0,9997	0,01138	0,0584	7	0,9603	0,01572	0,0177	7	1,0333	0,01303	0,0523	4	0,9077	0,01046	-0,099	5	1,0068	0,01202	0,0955	7	1,0356	0,01205	0,0545
	7	1,0679	0,01239	0,0506	8	1,077	0,01689	0,0206	8	1,085	0,01393	0,0411	5	1,008	0,0111	0,0969	6	1,094	0,01273	-0,091	8	1,1011	0,01323	0,0462
	8	1,1011	0,01471	0,0372	9	1,124	0,01798	0,0095	9	1,135	0,0152	-0,03	6	1,1067	0,01181	0,0945	7	1,18	0,01354	0,0864	9	1,112	0,01649	0,0291
	9	1,1139	0,01742	0,0213	10	1,1667	0,01901	0,0024	10	1,1947	0,0171	0,0222	7	1,2007	0,01266	0,0914	8	1,2563	0,01452	0,0802	10	1,1007	0,02198	0,0119
	10	1,114	0,02269	0,0089	11	1,2147	0,02057	0,0124	11	1,2499	0,01977	0,0152	8	1,2868	0,0136	-0,087	9	1,3294	0,01569	0,0741	11	1,1201	0,02752	0,0034
	11	1,1465	0,02751	-0,003	12	1,2767	0,02239	0,0185	12	1,2965	0,02345	0,0088	9	1,3602	0,0148	0,0805	10	1,3954	0,01744	0,0677	12	1,1255	0,03563	0,0024
	12	1,1641	0,03439	0,0016	-	-	-	-	-	-	-	-	10	1,4208	0,01685	0,0729	11	1,4551	0,01984	0,0614	-	-	-	-
	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	11	1,4696	0,01994	0,0648	12	1,5025	0,02331	0,0547	-	-	-	-
	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	12	1,4977	0,02485	-0,056	-	-	-	-	-	-	-	-
Re=600,000	α	Cl	Cd	Cm	α	Cl	Cd	Cm	α	Cl	Cd	Cm	α	Cl	Cd	Cm	α	Cl	Cd	Cm	α	Cl	Cd	Cm
	-3	0,0375	0,00977	0,0501	-2	-0,0948	0,00826	0,0092	-3	0,0878	0,00903	0,0551	-5	0,0767	0,01026	0,1049	-5	-0,078	0,01059	0,1032	-2	0,0029	0,00735	0,0428

-2	0,0622	0,00909	0,0476	-1	0,0094	0,00817	0,0071	-2	0,0187	0,00868	0,0532	-4	0,033	0,00958	0,1042	-4	0,0298	0,01009	0,1021	-1	0,0935	0,00718	0,0393
-1	0,158	0,00822	0,0443	0	0,1137	0,00824	-0,005	-1	0,1235	0,00835	0,0509	-3	0,1428	0,00913	0,1035	-3	0,1372	0,00976	-0,101	0	0,1918	0,0071	0,0363
0	0,2335	0,00702	0,0362	1	0,2196	0,00851	0,0033	0	0,2288	0,0082	0,0484	-2	0,2521	0,00881	0,1028	-2	0,2445	0,00956	0,0998	1	0,2916	0,00708	0,0335
2	0,5129	0,00738	0,0473	2	0,3248	0,00895	0,0015	2	0,4388	0,00831	0,0459	-1	0,3601	0,00862	0,1019	-1	0,3512	0,00941	0,0987	2	0,4107	0,00726	0,0349
3	0,6544	0,00822	0,0535	3	0,4283	0,00959	0,0005	3	0,5429	0,00857	0,0403	0	0,4652	0,00814	0,1007	0	0,4559	0,00914	0,0973	3	0,5635	0,00779	0,0444
4	0,7969	0,00898	0,0606	5	0,6382	0,01118	0,004	4	0,6467	0,00913	0,0432	1	0,5624	0,00767	0,0971	1	0,5574	0,00882	0,0952	4	0,7165	0,00852	0,0541
5	0,9438	0,00959	-0,069	6	0,7632	0,0122	0,001	5	0,7765	0,00988	0,0543	2	0,7052	0,00804	-0,103	2	0,6555	0,00881	0,0916	5	0,8589	0,0093	0,0617
6	1,0111	0,01028	-0,061	7	0,9107	0,01333	0,0075	6	0,9322	0,0108	0,0624	3	0,811	0,00856	-0,102	3	0,7783	0,00935	0,0933	6	0,9795	0,00999	0,0651
7	1,0624	0,01215	0,0504	8	1,0484	0,01457	0,0142	7	1,0526	0,01173	0,0523	4	0,91	0,00905	0,0994	4	0,9283	0,01002	0,1019	7	1,0489	0,01079	0,0574
8	1,0831	0,01484	0,0347	9	1,161	0,01549	0,0161	8	1,1028	0,01254	0,0411	5	1,0112	0,00962	0,0974	5	1,0065	0,01045	0,0953	8	1,1095	0,01234	0,0484
9	1,0792	0,01852	0,0172	10	1,1899	0,01643	0,0013	9	1,1515	0,01369	-0,03	6	1,1104	0,0103	0,0952	6	1,0926	0,01104	0,0904	9	1,0924	0,01691	0,0265
10	1,1115	0,02239	0,0089	11	1,2344	0,01746	0,01	10	1,2149	0,01545	0,0222	7	1,2076	0,01101	0,0927	7	1,1754	0,01177	0,0851	10	1,1305	0,01991	0,0161
11	1,1563	0,02642	0,0039	12	1,2977	0,01935	0,0159	11	1,2768	0,01776	0,0152	8	1,2969	0,01196	0,0889	8	1,2576	0,01275	0,0802	11	1,1644	0,02413	-0,008
12	1,1938	0,03163	0	-	-	-	-	12	1,3305	0,02089	0,0088	9	1,371	0,01337	0,0826	9	1,339	0,01393	0,0757	12	1,1787	0,03095	0,0014
-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	10	1,4363	0,01543	0,0757	10	1,4101	0,01572	0,0702	-	-	-	-
-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	11	1,4852	0,0186	0,0675	11	1,4723	0,01818	0,0642	-	-	-	-
-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	12	1,5199	0,02305	0,0591	12	1,5242	0,0215	0,0580	-	-	-	-
NOTA: CI				máximo																			

Autoría propia

Tabla 45. Resultados X-FOIL – AoA 12 °

	ALFA	Cl	Cd	L/D	ALFA	Cl	Cd	L/D	ALFA	Cl	Cd	L/D
	EPPLER E169				NACA 23015				NACA 2415			
Re 200e3	12	1,0500	0,0339	30,9461	12	1,3253	0,0302	43,8551	12	1,2415	0,0311	39,9839
Re 400e3	12	1,1279	0,0256	44,1103	12	1,3278	0,0211	62,9886	12	1,3051	0,0249	52,3506
Re 600e3	12	1,1815	0,0218	54,1476	12	1,3587	0,0178	76,2030	12	1,3051	0,0249	52,3506
	RAF- 48				NACA 23018				NACA 2418			
Re 200e3	12	1,1871	0,03331	35,6379	12	1,3166	0,0313	42,0639	12	1,257	0,02803	44,8448
Re 400e3	12	1,1641	0,03439	33,8500	12	1,2767	0,02239	57,0210	12	1,2965	0,02345	55,2878
Re 600e3	12	1,1938	0,03163	37,7426	12	1,2977	0,01935	67,0646	12	1,3305	0,02089	63,6908

	ALFA	Cl	Cd	L/D	ALFA	Cl	Cd	L/D	ALFA	Cl	Cd	L/D
	Gottingen GOE256				SELIG S8036				AVISTAR			
Re 200e3	12	1,3983	0,0301	46,4706	12	1,1029	0,0311	35,4630	12	1,2758	0,04626	27,5789
Re 400e3	11	1,2741	0,0300	42,4417	12	1,1446	0,0264	43,4219	12	1,1827	0,03821	30,9526
Re 600e3	12	1,2798	0,0381	33,6259	12	1,1900	0,0230	51,8519	12	1,1686	0,03566	32,7706
	NACA 4415				NACA 4418				GEMINI			
Re 200e3	12	1,4729	0,02801	52,5848	12	1,4941	0,02698	55,3781	10	1,1008	0,02336	47,1233
Re 400e3	12	1,4977	0,02485	60,2696	12	1,5025	0,02331	64,4573	12	1,1255	0,03563	31,5885
Re 600e3	12	1,5199	0,02305	65,9393	12	1,5242	0,02153	70,7942	12	1,1787	0,03095	38,0840

Re 200e3		
PERFIL	VALOR	POSICION
NACA4418	55,3781	1
NACA4415	52,5848	2

Re 400e3		
PERFIL	VALOR	POSICION
NACA4418	64,4573	1
NACA23015	62,9886	2

Re 600e3		
PERFIL	VALOR	POSICION
NACA23015	76,2030	1
NACA4418	70,7942	2

GEMINI	47,1233	3		NACA4415	60,2696	3		NACA23018	67,0646	3	
GOE256	46,4706	4		NACA23018	57,0210	4		NACA4415	65,9393	4	
NACA2418	44,8448	5		NACA2418	55,2878	5		NACA2418	63,6908	5	
								EPPLER			
NACA23015	43,8551	6		NACA2415	52,3506	6		169	54,1476	6	
				EPPLER							
NACA23018	42,0639	7		169	44,1103	7		NACA2415	52,3506	7	
NACA2415	39,9839	8		S8036	43,4219	8		S8036	51,8519	8	
RAF48	35,6379	9		GOE256	42,4417	9		GEMINI	38,0840	9	
S8036	35,4630	10		RAF48	33,8500	10		RAF48	37,7426	10	
EPPLER											
169	30,9461	11		GEMINI	31,5885	11		GOE256	33,6259	11	
AVISTAR	27,5789	12		AVISTAR	30,9526	12		AVISTAR	32,7706	12	

Autoría propia

Tabla 46. Características de pérdida

PERFIL	EPPLER E169	NACA 23015	RAF- 48	NACA 23018	NACA 2418	NACA 4415
PERDIDA	Suave	Suave	Suave	Suave	Suave	Suave
	NACA 2415	Gottingen GOE256	SELIG S8036	NACA 4418	GEMINI	AVISTAR
	Suave	Suave	Suave	Suave	Suave	Suave

Autoría propia

Tabla 47. Resultados X-FOIL – Análisis de Crucero

	EPPLER E169			NACA 23015			NACA 2415				Gottingen GOE256			SELIG S8036				AVISTAR		
	α	Cl	Cd	α	Cl	Cd	α	Cl	Cd	L/D	α	Cl	Cd	α	Cl	Cd	L/D	α	Cl	Cd
Re=200.000	0	0,0000	0,0122	-2	-0,0907	0,0107	-3	-0,0939	0,0132	-7,1244	-5	-0,0358	0,0277	-2	-0,0389	0,0134	-2,9139	-2	0,0003	0,01558
	1	0,1076	0,0122	-1	0,0099	0,0106	-2	0,0141	0,0117	1,2020	-4	0,0600	0,0231	0	0,1745	0,0136	12,8403	-1	0,0956	0,01415
	2	0,2143	0,0123	0	0,1190	0,0115	-1	0,1182	0,0109	10,8540	-3	0,1685	0,0202	2	0,3955	0,0139	28,4942	1	0,3949	0,01188
	3	0,3181	0,0124	1	0,2531	0,0124	0	0,2214	0,0109	20,3680	-2	0,2749	0,0183	3	0,5451	0,0141	38,6870	2	0,5588	0,01201
	4	0,4401	0,0126	2	0,4074	0,0135	2	0,5404	0,0120	45,0333	-1	0,3788	0,0167	4	0,7014	0,0142	49,2556	3	0,6473	0,01206
	5	0,6242	0,0133	3	0,5711	0,0146	3	0,6654	0,0123	54,1857	0	0,4616	0,0135	5	0,8456	0,0144	58,8039	4	0,735	0,01239
	6	0,7113	0,0139	4	0,6960	0,0154	4	0,7507	0,0128	58,4657	2	0,8244	0,0132	6	0,9990	0,0144	69,2308	5	0,8214	0,01298
	7	0,8013	0,0148	5	0,7775	0,0163	5	0,8339	0,0135	61,5879	3	0,9063	0,0135	7	1,0272	0,0150	68,7090	6	0,8714	0,01564
	8	0,8897	0,0159	6	0,8577	0,0175	6	0,9157	0,0144	63,6787	4	0,9856	0,0142	8	1,0336	0,0167	62,0408	7	0,9026	0,02024
	9	0,9699	0,0178	7	0,9381	0,0191	7	0,9949	0,0154	64,7721	5	1,0665	0,0155	9	1,0246	0,0191	53,5599	8	0,9302	0,02376
	10	1,0290	0,0215	8	1,0191	0,0209	8	1,0690	0,0167	63,8590	6	1,1439	0,0168	10	1,0365	0,0227	45,6407	9	0,9579	0,02819
	12	1,0500	0,0339	9	1,1015	0,0231	9	1,1331	0,0187	60,4642	7	1,2104	0,0180	11	1,0649	0,0268	39,6906	10	1,0037	0,03318
	-	-	-	10	1,1833	0,0251	10	1,1749	0,0217	54,1678	9	1,3249	0,0206	12	1,1029	0,0311	35,4630	11	1,1436	0,03841
	-	-	-	11	1,2571	0,0274	11	1,2117	0,0257	47,1112	10	1,3536	0,0223	-	-	-	-	12	1,2758	0,04626
-	-	-	12	1,3253	0,0302	12	1,2415	0,0311	39,9839	11	1,3782	0,0253	-	-	-	-	-	-	-	
-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	12	1,3983	0,0301	-	-	-	-	-	-	-	
Re=400.000	α	Cl	Cd	α	Cl	Cd	α	Cl	Cd	L/D	α	Cl	Cd	α	Cl	Cd	L/D	α	Cl	Cd
	0	0,0000	0,0093	-2	-0,0882	0,0083	-3	-0,0827	0,0095	-8,7144	-5	-0,0298	0,0147	-2	-0,0308	0,0091	-3,3996	-2	-0,0111	0,01238
	1	0,1105	0,0093	-1	0,0112	0,0080	-2	0,0226	0,0087	2,5858	-4	0,0788	0,0143	-1	0,0713	0,0091	7,8009	-1	0,0893	0,01126
	2	0,2205	0,0094	0	0,1125	0,0082	-1	0,1260	0,0082	15,4034	-3	0,1883	0,0140	0	0,1755	0,0092	19,0968	0	0,1661	0,00852
	3	0,3291	0,0095	1	0,2157	0,0088	0	0,2286	0,0080	28,6826	-2	0,2933	0,0126	1	0,2816	0,0092	30,7088	1	0,2673	0,0078
	4	0,4348	0,0096	2	0,3246	0,0097	1	0,3310	0,0081	40,8642	-1	0,3972	0,0118	2	0,3856	0,0092	41,8675	2	0,4748	0,00853
	5	0,5589	0,0097	3	0,4517	0,0108	2	0,4462	0,0087	51,4648	0	0,5018	0,0111	3	0,4856	0,0091	53,2456	4	0,7367	0,00978
	6	0,7209	0,0104	4	0,6034	0,0118	3	0,6004	0,0094	64,1453	4	0,9922	0,0116	4	0,6037	0,0092	65,3355	5	0,8058	0,01185
	7	0,8124	0,0113	5	0,7552	0,0128	5	0,8399	0,0105	80,1431	5	1,0612	0,0125	6	0,8952	0,0109	82,4309	6	0,8574	0,01565
8	0,9030	0,0125	6	0,8787	0,0136	6	0,9217	0,0112	82,5157	6	1,1155	0,0134	8	1,0395	0,0142	73,2042	7	0,923	0,01799	

	9	0,9866	0,0146	7	0,9552	0,0145	7	1,0016	0,0122	82,2332	7	1,1359	0,0143	9	1,0507	0,0161	65,1395	8	0,9665	0,02069	
	10	1,0582	0,0175	8	1,0294	0,0157	8	1,0800	0,0136	79,4118	8	1,1920	0,0157	10	1,0760	0,0188	57,1732	9	0,9901	0,02492	
	11	1,1121	0,0211	9	1,1064	0,0166	9	1,1525	0,0155	74,3069	9	1,2451	0,0181	11	1,1098	0,0222	50,0361	10	1,0352	0,02954	
	12	1,1279	0,0256	10	1,1839	0,0180	10	1,2095	0,0179	67,5321	10	1,2561	0,0237	12	1,1446	0,0264	43,4219	11	1,0983	0,03366	
	-	-	-	11	1,2608	0,0196	11	1,2625	0,0209	60,4356	11	1,2741	0,0300	-	-	-	-	12	1,1827	0,03821	
	-	-	-	12	1,3278	0,0211	12	1,3051	0,0249	52,3506	12	1,2614	0,0398	-	-	-	-	-	-	-	
	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
	α	Cl	Cd	α	Cl	Cd	α	Cl	Cd	L/D	α	Cl	Cd	α	Cl	Cd	L/D	α	Cl	Cd	
Re=600.000	0	0,0000	0,0082	-2	-0,0879	0,0078	-3	-0,0827	0,0095	-8,7144	-5	-0,0427	0,0116	-2	-0,0309	0,0077	-4,0339	-2	-0,0179	0,01109	
	1	0,1117	0,0082	-1	0,0127	0,0074	-2	0,0226	0,0087	2,5858	-4	0,0687	0,0114	-1	0,0721	0,0077	9,3636	-1	0,0837	0,01004	
	2	0,2233	0,0083	0	0,1162	0,0074	-1	0,1260	0,0082	15,4034	-3	0,1801	0,0113	0	0,1774	0,0077	23,0091	1	0,2534	0,00705	
	3	0,3342	0,0083	1	0,2201	0,0077	0	0,2286	0,0080	28,6826	-2	0,2898	0,0109	1	0,2820	0,0077	36,5285	2	0,4198	0,00712	
	4	0,4433	0,0084	2	0,3253	0,0083	1	0,3310	0,0081	40,8642	-1	0,3960	0,0102	2	0,3848	0,0077	49,9092	3	0,5949	0,00801	
	5	0,5480	0,0085	3	0,4327	0,0092	2	0,4462	0,0087	51,4648	2	0,7350	0,0086	3	0,4836	0,0078	62,0796	4	0,7423	0,0088	
	6	0,6960	0,0090	4	0,5609	0,0101	3	0,6004	0,0094	64,1453	3	0,9261	0,0097	4	0,5824	0,0078	74,5711	5	0,7898	0,01291	
	7	0,8200	0,0100	5	0,7057	0,0109	5	0,8399	0,0105	80,1431	4	1,0051	0,0105	5	0,7185	0,0083	86,9855	6	0,8715	0,01441	
	8	0,9108	0,0113	6	0,8490	0,0118	6	0,9217	0,0112	82,5157	5	1,0708	0,0113	6	0,8653	0,0095	91,0842	7	0,9459	0,01632	
	9	0,9941	0,0133	7	0,9771	0,0126	7	1,0016	0,0122	82,2332	6	1,1099	0,0121	9	1,0794	0,0147	73,5787	8	1,0048	0,01876	
	10	1,0718	0,0158	8	1,0518	0,0135	8	1,0800	0,0136	79,4118	7	1,1364	0,0130	10	1,1122	0,0168	66,4000	9	1,0229	0,02257	
	11	1,1397	0,0186	9	1,1290	0,0143	9	1,1525	0,0155	74,3069	8	1,1807	0,0152	11	1,1511	0,0194	59,2434	10	1,0677	0,02642	
	12	1,1815	0,0218	10	1,2040	0,0154	10	1,2095	0,0179	67,5321	9	1,1882	0,0208	12	1,1900	0,0230	51,8519	11	1,1135	0,03105	
	-	-	-	-	11	1,2827	0,0166	11	1,2625	0,0209	60,4356	10	1,1877	0,0281	-	-	-	-	12	1,1686	0,03566
-	-	-	-	12	1,3587	0,0178	12	1,3051	0,0249	52,3506	11	1,2375	0,0326	-	-	-	-	-	-	-	
-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	12	1,2798	0,0381	-	-	-	-	-	-	-	
Re=200.000	RAF- 48			NACA 23018			NACA 2418			NACA 4415			NACA 4418			GEMINI					
	α	Cl	Cd	α	Cl	Cd	α	Cl	Cd	L/D	α	Cl	Cd	α	Cl	Cd	L/D	α	Cl	Cd	
	-3	-0,0339	0,01346	-2	-0,0952	0,01195	-3	-0,089	0,01366	-6,5154	-5	-0,094	0,01803	-5	-0,0837	0,01769	-4,7315	-2	-0,0137	0,01165	
-1	0,1452	0,01187	-1	0,0058	0,01206	-2	0,0152	0,01272	1,1950	-4	0,023	0,01611	-4	0,0264	0,01612	1,6377	-1	0,0948	0,01158		

	0	0,3235	0,01241	0	0,1116	0,0124	-1	0,1168	0,01221	9,5659	-3	0,1394	0,01447	-3	0,1383	0,01495	9,2508	0	0,2173	0,01179
	1	0,5041	0,01308	1	0,2179	0,01313	0	0,2194	0,01212	18,1023	-2	0,2487	0,01325	-2	0,2436	0,01416	17,2034	1	0,3725	0,01233
	2	0,6952	0,01297	2	0,3359	0,01429	1	0,3233	0,01249	25,8847	-1	0,3528	0,01197	-1	0,3451	0,01332	25,9084	2	0,548	0,01275
	3	0,7734	0,01303	3	0,4722	0,01565	2	0,4417	0,01331	33,1856	0	0,4573	0,01127	0	0,4404	0,01275	34,5412	3	0,7188	0,01298
	4	0,8461	0,01332	4	0,6353	0,01702	3	0,6041	0,01426	42,3633	1	0,6214	0,01166	1	0,5541	0,01316	42,1049	4	0,8059	0,01322
	5	0,9221	0,0139	5	0,7943	0,01834	4	0,7874	0,01493	52,7395	2	0,7145	0,01228	2	0,7464	0,01401	53,2762	5	0,8852	0,01381
	6	0,9995	0,01465	6	0,928	0,01945	5	0,8967	0,0153	58,6078	3	0,8115	0,01302	3	0,8467	0,01457	58,1126	6	0,9633	0,01464
	7	1,0699	0,01553	7	0,999	0,02087	6	0,9635	0,01597	60,3319	4	0,9112	0,01392	4	0,9287	0,01534	60,5411	7	1,0321	0,01543
	8	1,1225	0,01656	8	1,0601	0,02207	7	1,0272	0,01682	61,0702	5	1,0115	0,01485	5	1,0158	0,01625	62,5108	8	1,0976	0,01645
	9	1,1605	0,01813	9	1,124	0,02401	8	1,0848	0,01782	60,8754	6	1,1115	0,01591	6	1,1067	0,01726	64,1194	9	1,1426	0,01783
	10	1,1586	0,02173	10	1,1908	0,0259	9	1,1385	0,01917	59,3897	7	1,2055	0,01689	7	1,1984	0,01833	65,3792	10	1,1008	0,02336
	11	1,177	0,02655	11	1,245	0,02839	10	1,1814	0,0211	55,9905	8	1,2922	0,01792	8	1,2884	0,01953	65,9703	12	1,0703	0,04147
	12	1,1871	0,03331	12	1,3166	0,0313	11	1,2229	0,02395	51,0605	9	1,3666	0,01901	9	1,3575	0,02071	65,5480	-	-	-
	-	-	-	-	-	-	12	1,257	0,02803	44,8448	10	1,4194	0,0205	10	1,4122	0,022	64,1909	-	-	-
	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	11	1,4556	0,0232	11	1,459	0,02398	60,8424	-	-	-
	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	12	1,4729	0,02801	12	1,4941	0,02698	55,3781	-	-	-
	α	Cl	Cd	α	Cl	Cd	α	Cl	Cd	L/D	α	Cl	Cd	α	Cl	Cd	L/D	α	Cl	Cd
	-3	-0,034	0,01072	-2	-0,094	0,00915	-3	-0,0842	0,01014	-8,3037	-5	-0,0728	0,01207	-5	-0,0731	0,01221	-5,9869	-2	-0,0048	0,00839
	-2	0,0622	0,00992	-1	0,0078	0,0091	-2	0,0201	0,00965	2,0829	-4	0,0351	0,01104	-4	0,0332	0,01151	2,8844	-1	0,0931	0,00823
	-1	0,1388	0,00852	0	0,1104	0,00923	-1	0,1229	0,0093	13,2151	-3	0,1445	0,01039	-3	0,1401	0,01103	12,7017	0	0,1936	0,00815
	0	0,236	0,00823	1	0,2145	0,00958	0	0,2258	0,00915	24,6776	-2	0,2529	0,00991	-2	0,2462	0,01071	22,9879	1	0,3035	0,00825
	1	0,3889	0,00839	2	0,3174	0,01017	1	0,3292	0,00922	35,7050	-1	0,36	0,00954	0	0,4515	0,01002	45,0599	2	0,4463	0,00868
	2	0,5492	0,00904	3	0,4198	0,01102	3	0,5366	0,00998	53,7675	0	0,4595	0,00873	1	0,5496	0,00978	56,1963	3	0,6073	0,00933
	3	0,7043	0,00977	4	0,5281	0,01208	4	0,6653	0,01082	61,4880	1	0,5694	0,00866	2	0,6561	0,01013	64,7680	4	0,7586	0,01003
	4	0,8571	0,01023	5	0,6657	0,01333	5	0,8297	0,01166	71,1578	2	0,7146	0,00922	3	0,8224	0,0109	75,4495	5	0,8928	0,01065
	5	0,9283	0,01072	6	0,8132	0,01456	6	0,9762	0,0124	78,7258	3	0,8088	0,00976	4	0,9252	0,01144	80,8741	6	0,9658	0,01121
	6	0,9997	0,01138	7	0,9603	0,01572	7	1,0333	0,01303	79,3016	4	0,9077	0,01046	5	1,0068	0,01202	83,7604	7	1,0356	0,01205
	7	1,0679	0,01239	8	1,077	0,01689	8	1,085	0,01393	77,8894	5	1,008	0,0111	6	1,094	0,01273	85,9387	8	1,1011	0,01323
	8	1,1011	0,01471	9	1,124	0,01798	9	1,135	0,0152	74,6711	6	1,1067	0,01181	7	1,18	0,01354	87,1492	9	1,112	0,01649

	9	1,1139	0,01742	10	1,1667	0,01901	10	1,1947	0,0171	69,8655	7	1,2007	0,01266	8	1,2563	0,01452	86,5220	10	1,1007	0,02198
	10	1,114	0,02269	11	1,2147	0,02057	11	1,2499	0,01977	63,2221	8	1,2868	0,0136	9	1,3294	0,01569	84,7291	11	1,1201	0,02752
	11	1,1465	0,02751	12	1,2767	0,02239	12	1,2965	0,02345	55,2878	9	1,3602	0,0148	10	1,3954	0,01744	80,0115	12	1,1255	0,03563
	12	1,1641	0,03439	-	-	-	-	-	-	-	10	1,4208	0,01685	11	1,4551	0,01984	73,3417	-	-	-
	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	11	1,4696	0,01994	12	1,5025	0,02331	64,4573	-	-	-
	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	12	1,4977	0,02485	-	-	-	-	-	-	-
	α	Cl	Cd	α	Cl	Cd	α	Cl	Cd	L/D	α	Cl	Cd	α	Cl	Cd	L/D	α	Cl	Cd
Re=600.000	-3	-0,0375	0,00977	-2	-0,0948	0,00826	-3	-0,0878	0,00903	-9,7231	-5	-0,0767	0,01026	-5	-0,078	0,01059	-7,3654	-2	-0,0029	0,00735
	-2	0,0622	0,00909	-1	0,0094	0,00817	-2	0,0187	0,00868	2,1544	-4	0,033	0,00958	-4	0,0298	0,01009	2,9534	-1	0,0935	0,00718
	-1	0,158	0,00822	0	0,1137	0,00824	-1	0,1235	0,00835	14,7904	-3	0,1428	0,00913	-3	0,1372	0,00976	14,0574	0	0,1918	0,0071
	0	0,2335	0,00702	1	0,2196	0,00851	0	0,2288	0,0082	27,9024	-2	0,2521	0,00881	-2	0,2445	0,00956	25,5753	1	0,2916	0,00708
	2	0,5129	0,00738	2	0,3248	0,00895	2	0,4388	0,00831	52,8039	-1	0,3601	0,00862	-1	0,3512	0,00941	37,3220	2	0,4107	0,00726
	3	0,6544	0,00822	3	0,4283	0,00959	3	0,5429	0,00857	63,3489	0	0,4652	0,00814	0	0,4559	0,00914	49,8796	3	0,5635	0,00779
	4	0,7969	0,00898	5	0,6382	0,01118	4	0,6467	0,00913	70,8324	1	0,5624	0,00767	1	0,5574	0,00882	63,1973	4	0,7165	0,00852
	5	0,9438	0,00959	6	0,7632	0,0122	5	0,7765	0,00988	78,5931	2	0,7052	0,00804	2	0,6555	0,00881	74,4041	5	0,8589	0,0093
	6	1,0111	0,01028	7	0,9107	0,01333	6	0,9322	0,0108	86,3148	3	0,811	0,00856	3	0,7783	0,00935	83,2406	6	0,9795	0,00999
	7	1,0624	0,01215	8	1,0484	0,01457	7	1,0526	0,01173	89,7357	4	0,91	0,00905	4	0,9283	0,01002	92,6447	7	1,0489	0,01079
	8	1,0831	0,01484	9	1,161	0,01549	8	1,1028	0,01254	87,9426	5	1,0112	0,00962	5	1,0065	0,01045	96,3158	8	1,1095	0,01234
	9	1,0792	0,01852	10	1,1899	0,01643	9	1,1515	0,01369	84,1125	6	1,1104	0,0103	6	1,0926	0,01104	98,9674	9	1,0924	0,01691
	10	1,1115	0,02239	11	1,2344	0,01746	10	1,2149	0,01545	78,6343	7	1,2076	0,01101	7	1,1754	0,01177	99,8641	10	1,1305	0,01991
11	1,1563	0,02642	12	1,2977	0,01935	11	1,2768	0,01776	71,8919	8	1,2969	0,01196	8	1,2576	0,01275	98,6353	11	1,1644	0,02413	
12	1,1938	0,03163	-	-	-	12	1,3305	0,02089	63,6908	9	1,371	0,01337	9	1,339	0,01393	96,1235	12	1,1787	0,03095	
-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	10	1,4363	0,01543	10	1,4101	0,01572	89,7010	-	-	-	
-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	11	1,4852	0,0186	11	1,4723	0,01818	80,9846	-	-	-	
-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	12	1,5199	0,02305	12	1,5242	0,0215	70,7942	-	-	-	

Autoría propia

Tabla 48. Resultados X-FOIL – Análisis crucero

	ALFA	Cl	Cd	Cm	ALFA	Cl	Cd	Cm	ALFA	Cl	Cd	Cm
	EPPLER E169				NACA 23015				NACA 2415			
Re 200e3	8	0,8897	0,0159	0,0029	7	0,9381	0,0191	0,0152	7	0,9949	0,0154	0,0451
Re 400e3	7	0,8124	0,0113	0,0036	7	0,9552	0,0145	0,0187	6	0,9217	0,0112	0,0527
Re 600e3	7	0,8200	0,0100	0,0053	9	1,1290	0,0143	0,0102	6	0,9217	0,0112	0,0527
	RAF- 48				NACA 23018				NACA 2418			
Re 200e3	7	1,0699	0,01553	0,0509	8	1,0601	0,02207	0,0176	7	1,0272	0,01682	0,0512
Re 400e3	6	0,9997	0,01138	0,0584	8	1,077	0,01689	0,0206	7	1,0333	0,01303	0,0523
Re 600e3	5	0,9438	0,00959	0,0172	9	1,161	0,01549	0,0161	7	1,0526	0,01173	0,0523
	Gottingen GOE256				SELIG S8036				AVISTAR			
Re 200e3	5	1,0665	0,0155	0,1024	6	0,9990	0,0144	0,0597	5	0,8214	0,01298	0,0542
Re 400e3	4	0,9922	0,0116	0,1088	6	0,8952	0,0109	0,0391	4	0,7367	0,00978	0,0595
Re 600e3	4	1,0051	0,0105	0,1115	6	0,8653	0,0095	0,0335	4	0,7423	0,0088	0,0609
	NACA 4415				NACA 4418				GEMINI			
Re 200e3	8	1,2922	0,01792	0,0888	8	1,2884	0,01953	0,0877	7	1,0321	0,01543	0,0537

Re 400e3	7	1,2007	0,01266	-	0,0914	7	1,18	0,01354	-	0,0864	7	1,0356	0,01205	-	0,0545
Re 600e3	7	1,2076	0,01101	-	0,0927	7	1,1754	0,01177	-	0,0851	6	0,9795	0,00999	-	0,0651

Coefficiente de Momento - Cm

Re 200e3		
PERFIL	VALOR	POSICION
EPPLER		
169	0,0029	1
NACA23015	-0,0152	2
NACA23018	-0,0176	3
NACA2415	-0,0451	4
RAF48	-0,0509	5
NACA2418	-0,0512	6
GEMINI	-0,0537	7
AVISTAR	-0,0542	8
S8036	-0,0597	9
NACA4418	-0,0877	10
NACA4415	-0,0914	11
GOE256	-0,1024	12

Re 400e3		
PERFIL	VALOR	POSICION
EPPLER		
169	-0,0036	1
NACA23015	-0,0187	2
NACA23018	-0,0187	3
S8036	-0,0391	4
NACA2418	-0,0523	5
NACA2415	-0,0527	6
GEMINI	-0,0545	7
RAF48	-0,0584	8
AVISTAR	-0,0595	9
NACA4418	-0,0864	10
NACA4415	-0,0914	11
GOE256	-0,1088	12

Re 600e3		
PERFIL	VALOR	POSICION
EPPLER		
169	-0,0053	1
NACA23015	-0,0102	2
NACA23018	-0,0161	3
RAF48	-0,0172	4
S8036	-0,0335	5
NACA2418	-0,0523	6
NACA2415	-0,0527	7
AVISTAR	-0,0609	8
GEMINI	-0,0651	9
NACA4418	-0,0851	10
NACA4415	-0,0927	11
GOE256	-0,1115	12

Coefficiente de Arrastre - Cd

Re 200e3			Re 400e3			Re 600e3		
PERFIL	VALOR	POSICION	PERFIL	VALOR	POSICION	PERFIL	VALOR	POSICION
NACA4415	0,0127	1	AVISTAR	0,0098	1	AVISTAR	0,0088	1
AVISTAR	0,0130	2	S8036	0,0109	2	S8036	0,0095	2

S8036	0,0144	3		NACA2415	0,0112	3		RAF48	0,0096	3
				EPPLER						
NACA2415	0,0154	4		169	0,0113	4		GEMINI	0,0100	4
								EPPLER		
GEMINI	0,0154	5		RAF48	0,0114	5		169	0,0100	5
GOE256	0,0155	6		GOE256	0,0116	6		GOE256	0,0105	6
RAF48	0,0155	7		GEMINI	0,0121	7		NACA4415	0,0110	7
EPPLER										
169	0,0159	8		NACA4415	0,0127	8		NACA2415	0,0112	8
NACA2418	0,0168	9		NACA2418	0,0130	9		NACA2418	0,0117	9
NACA23015	0,0191	10		NACA4418	0,0135	10		NACA4418	0,0118	10
NACA4418	0,0195	11		NACA23015	0,0145	11		NACA23015	0,0143	11
NACA23018	0,0221	12		NACA23018	0,0145	12		NACA23018	0,0155	12

Coeficiente de Sustentacion - CI

Re 200e3			Re 400e3			Re 600e3		
PERFIL	VALOR	POSICION	PERFIL	VALOR	POSICION	PERFIL	VALOR	POSICION
NACA4415	72,1094	1	NACA4415	94,8420	1	NACA4415	109,6821	1
S8036	69,2308	2	RAF48	87,8471	2	NACA4418	99,8641	2
GOE256	68,9845	3	NACA4418	87,1492	3	RAF48	98,4150	3
RAF48	68,8925	4	GEMINI	85,9419	4	GEMINI	98,0480	4
GEMINI	66,8892	5	GOE256	85,7563	5	GOE256	96,1818	5
NACA4418	65,9703	6	NACA2415	82,5157	6	S8036	91,0842	6
NACA2415	64,7721	7	S8036	82,4309	7	NACA2418	89,7357	7
AVISTAR	63,2820	8	NACA2418	79,3016	8	AVISTAR	84,3523	8
NACA2418	61,0702	9	AVISTAR	75,3272	9	NACA2415	82,5157	9
EPPLER			EPPLER			EPPLER		
169	56,1325	10	169	72,2133	10	169	81,7547	10

NACA23015	49,2441	11		NACA23015	65,8759	11		NACA23015	79,2281	11
NACA23018	48,0335	12		NACA23018	63,7655	12		NACA23018	74,9516	12

Autoría propia

Tabla 49. Análisis final - Filtro 4

ANÁLISIS CUANTITATIVO DE PERFILES ALARES																				
CARACTERÍSTICAS DE ANÁLISIS			EPPLER E169			Gottingen GOE256			NACA 23015			NACA 23018			NACA 2415			NACA 2418		
PROPIEDAD (Variable)	UNIDAD DE MEDIDA	PONDERACION (G %)	VALOR	PUNTAJE	RESULTADO	VALOR	PUNTAJE	RESULTADO	VALOR	PUNTAJE	RESULTADO	VALOR	PUNTAJE	RESULTADO	VALOR	PUNTAJE	RESULTADO	VALOR	PUNTAJE	RESULTADO
Posicion L/D CI Max. Re 200e3	Adimensional	10,00	11	1,36	13,60	4	3,91	39,10	6	3,18	31,80	7	2,82	28,20	8	2,45	24,50	5	3,55	35,50
Posicion L/D CI Max. Re 400e3	Adimensional	10,00	7	2,82	28,20	9	2,09	20,90	2	4,64	46,40	4	3,91	39,10	6	3,18	31,80	5	3,55	35,50
Posicion L/D CI Max. Re 600e3	Adimensional	10,00	6	3,18	31,80	11	1,36	13,60	2	4,64	46,40	3	4,27	42,70	7	2,82	28,20	5	3,55	35,50
Característica de perdida	Cualitativo	5,50	Suave	5,00	27,50	Suave	5,00	27,50	Suave	5,00	27,50	Suave	5,00	27,50	Suave	5,00	27,50	Suave	5,00	27,50
Posicion L/D Maximo Crucero Re. 200e3	Adimensional	10,00	10	1,73	17,30	3	4,27	42,70	11	1,36	13,60	12	1,00	10,00	7	2,82	28,20	9	2,09	20,90
Posicion L/D Maximo Crucero Re. 400e3	Adimensional	10,00	10	1,73	17,30	5	3,55	35,50	11	1,36	13,60	12	1,00	10,00	6	3,18	31,80	8	2,45	24,50
Posicion L/D Maximo Crucero Re. 600e3	Adimensional	10,00	10	1,73	17,30	5	3,55	35,50	11	1,36	13,60	12	1,00	10,00	9	2,09	20,90	7	2,82	28,20
Cm crucero Re. 600e3	Adimensional	11,50	1	5,00	57,50	12	1,00	11,50	2	4,64	53,36	3	4,27	49,11	7	2,82	32,43	6	3,18	36,57
Cd crucero Re. 600e3	Adimensional	11,50	5	3,55	40,83	6	3,18	36,57	11	1,36	15,64	12	1,00	11,50	8	2,45	28,18	9	1,09	12,54
Cl Crucero Re. 600e3	Adimensional	11,50	0,82	5,00	57,50	1,0051	5,00	57,50	1,1298	5,00	57,50	1,161	5,00	57,50	0,9217	5,00	57,50	1,0526	5,00	57,50
PUNTAJE TOTAL					308,83			320,37			319,40			285,61			311,01			314,21
POSICION					11			8			6			9			10			3

CARACTERÍSTICAS DE ANÁLISIS			NACA 4415			NACA 4418			RAF- 48			SELIG S8036			GEMINI			AVISTAR		
PROPIEDAD (Variable)	UNIDAD DE MEDIDA	PONDERACION (G %)	VALOR	PUNTAJE	RESULTADO	VALOR	PUNTAJE	RESULTADO	VALOR	PUNTAJE	RESULTADO	VALOR	PUNTAJE	RESULTADO	VALOR	PUNTAJE	RESULTADO	VALOR	PUNTAJE	RESULTADO
Posicion L/D CI Max. Re 200e3	Adimensional	10,00	2	4,64	46,40	1	5,00	50,00	9	2,09	20,90	10	1,73	17,30	3	4,27	42,70	12	1,00	10,00

Posicion L/D CI Max. Re 400e3	Adimensional	10,00	3	4,27	42,70	1	5,00	50,00	10	1,73	17,30	8	2,45	24,50	11	1,36	13,60	12	1,00	10,00
Posicion L/D CI Max. Re 600e3	Adimensional	10,00	4	3,91	39,10	1	5,00	50,00	10	1,73	17,30	8	2,45	24,50	9	2,09	20,90	12	1,00	10,00
Caracteristica de perdida	Cualitativo	5,50	Suave	5,00	27,50															
Posicion L/D Maximo Crucero Re. 200e3	Adimensional	10,00	1	5,00	50,00	6	3,18	31,80	4	3,91	39,10	2	4,64	46,40	5	3,55	35,50	8	2,45	24,50
Posicion L/D Maximo Crucero Re. 400e3	Adimensional	10,00	1	5,00	50,00	3	4,27	42,70	2	4,64	46,40	7	2,82	28,20	4	3,91	39,10	9	2,09	20,90
Posicion L/D Maximo Crucero Re. 600e3	Adimensional	10,00	1	5,00	50,00	2	4,64	46,40	3	4,27	42,70	6	3,18	31,80	4	3,91	39,10	8	2,45	24,50
Cm crucero Re. 600e3	Adimensional	11,50	11	1,36	15,64	10	1,73	19,90	4	3,91	44,97	5	3,55	40,83	9	2,09	24,04	8	2,45	28,18
Cd crucero Re. 600e3	Adimensional	11,50	7	2,82	32,43	10	1,73	19,90	3	4,27	49,11	2	4,64	53,36	4	3,91	44,97	1	5,00	57,50
CI Crucero Re. 600e3	Adimensional	11,50	1,2076	5,00	57,50	1,1754	5,00	57,50	0,9438	5,00	57,50	0,8653	5,00	57,50	0,9765	5,00	57,50	0,7423	5,00	57,50
PUNTAJE TOTAL					411,27			395,69			362,77			351,89			344,90			270,58
POSICION					1			2			4			5			7			12

Autoría propia

Tabla 50. Criterios de evaluación

POSICION	PUNTAJE	CARACTERISTICA DE PERDIDA	PUNTAJE	CI Crucero	PUNTAJE
1	5,00	Suave	5	≥ 0.7	5
2	4,64	Abrupta	1	< 0.7	1
3	4,27				
4	3,91				
5	3,55				
6	3,18				
7	2,82				

8	2,45
9	2,09
10	1,73
11	1,36
12	1,00

Autoría propia