



ESCUELA POLITÉCNICA NACIONAL



FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA

EVALUACIÓN ESTRUCTURAL DE PROPELAS DE PROPULSIÓN PARA VEHÍCULOS AÉREOS NO TRIPULADOS DE TAMAÑO MEDIANO MEDIANTE EL MÉTODO DE ELEMENTOS FINITOS.

TRABAJO DE TITULACIÓN PREVIO A LA OBTENCIÓN DEL TÍTULO DE
INGENIERO MECÁNICO

CRUZATTY MONTAÑO CRISTIAN STEFANO

cristian.cruzatty@epn.edu.ec

DIRECTOR: ING. SARMIENTO BORJA EDGAR FERNANDO, M.Sc.

edgar.sarmiento@epn.edu.ec

CO-DIRECTOR: ING. VALENCIA TORRES ESTEBAN ALEJANDRO, Ph.D.

esteban.valencia@epn.edu.ec

2020

APROBACIÓN DEL DIRECTOR

Como director del trabajo de titulación “**Evaluación Estructural de Propelas de Propulsión para Vehículos Aéreos No Tripulados de Tamaño Mediano Mediante el Método de Elementos Finitos**” desarrollado por **Cristian Stefano Cruzatty Montaña**, estudiante de la Facultad de Ingeniería Mecánica, habiendo supervisado la realización de este trabajo y realizado las correcciones correspondientes, doy por aprobada la redacción final del documento escrito para que prosiga con los trámites correspondientes a la sustentación de la Defensa oral.



Ing. Edgar Fernando Sarmiento Borja, M.Sc.

DIRECTOR



Ing. Esteban Alejandro Valencia Torres, Ph.D.

CO-DIRECTOR

DECLARACIÓN DE AUTORÍA

Yo, **CRISTIAN STEFANO CRUZATTY MONTAÑO**, declaro bajo juramento que el trabajo aquí descrito es de mi autoría; que no ha sido previamente presentada para ningún grado o calificación profesional; y, que he consultado las referencias bibliográficas que se incluyen en este documento.

La Escuela Politécnica Nacional puede hacer uso de los derechos correspondientes a este trabajo, según lo establecido por la Ley de Propiedad Intelectual, por su Reglamento y por la normatividad institucional vigente.



CRUZATTY MONTAÑO CRISTIAN STEFANO

DEDICATORIA

A mis padres, Xavier y Carolina, por su apoyo incondicional y por enseñarme el valor de la perseverancia, la honestidad y la dedicación.

A mis hermanos Xavier y Andrea, por estar siempre presentes y pendientes de mi bienestar durante mi carrera universitaria.

A mis abuelos, Luz y Onías, por todo el apoyo y motivación que me dieron para seguir adelante.

A mis tías Patricia y Daira, por el apoyo desinteresado que me brindaron durante estos años.

A mi tía Elda, cuyo amor por las ciencias exactas fue mi principal motivación para seguir este camino.

A mis grandes amigas Emily, Andrea y Celeste, con quienes estaré eternamente agradecido por todo el apoyo y cariño desinteresado.

A todas las personas que de una u otra manera me ayudaron a llegar hasta donde estoy y ser quien soy.

Cristian Cruzatty

AGRADECIMIENTO

A toda mi familia, amigos y compañeros de carrera por darme ánimos para seguir adelante y por acompañarme en los momentos más difíciles de este trayecto.

A la toda la Facultad de Ingeniería Mecánica de la Escuela Politécnica Nacional y su cuerpo docente por la invaluable formación profesional otorgada a mi persona.

A mi director, Ing. Edgar Sarmiento, M.Sc. y co-director, Ing. Esteban Valencia, Ph.D. por toda la ayuda ofrecida, tiempo invertido, y sus valiosas enseñanzas, consejos, guías y observaciones realizadas para el desarrollo y mejoramiento de este trabajo.

Índice De Contenidos

RESUMEN.....	VIII
ABSTRACT.....	IX
1. INTRODUCCIÓN.....	1
1.1. Pregunta de Investigación	2
1.2. Objetivo General.....	2
1.3. Objetivos Específicos	2
1.4. Alcance.....	3
1.5. Marco Teórico.....	4
1.5.1.Vehículo Aéreo No Tripulado.....	4
1.5.1.1. Clasificación de UAVs	5
1.5.1.2. UAVs Tipo Fixed Wing	6
1.5.2.Sistema de Propulsión.....	7
1.5.2.1. Principios Generales	8
1.5.2.2. Tipos de Propelas	11
1.5.2.3. Materiales de Construcción	14
1.5.2.4. Cargas Principales Sobre la Propela	15
1.5.2.5. Perfil Aerodinámico	16
1.5.2.6. Teoría de Cantidad de Movimiento.....	19
1.5.2.7. Teoría del Elemento de Pala (BET)	21
1.5.2.8. Teoría Combinada de Momento y Elemento de Pala (BEMT)	23
1.5.3.Método del Elemento Finito	24
2. METODOLOGÍA.....	26
2.1 Características del Bat 12.....	28
2.2 Determinación de Características Aerodinámicas del UAV.	29
2.2.1 Empuje Requerido.....	30
2.2.1.1 Coeficiente de Arrastre en Sustentación Cero (C_{d0}).....	30
2.2.1.2 Parámetro Aerodinámico K.....	32
2.2.2 Potencia Requerida.	33
2.2.3 Velocidad de Estagnación (Entrada en Pérdida).....	34
2.2.4 Determinación de la Velocidad Crucero.....	36
2.3 Dimensionamiento de la Propela	36
2.3.1 Numero de Cuchillas y Coeficiente de Sustentación de Diseño	37
2.3.2 Determinación del Diámetro	37
2.3.3 Determinación de la Eficiencia Preliminar	41

2.3.4	Determinación de la Distribución de Cuerda y Ángulo de Hélice.....	42
2.3.5	Empuje Disponible.....	45
2.4	Análisis de Condiciones de Despegue.....	46
2.5	Simulación CFD.....	48
2.6	Simulación Estructural.....	52
2.7	Verificación de Parámetros de Simulación.....	54
3	RESULTADOS Y DISCUSIÓN	56
3.1.	Dimensionamiento.....	56
3.1.1	Empuje y Eficiencia Generados.....	57
3.2.	Estudio Numérico.....	58
3.1.2	Estudio Numérico CFD.....	58
3.1.2.1	Estudio de Independencia de Malla.....	58
3.1.2.2	Distribución de Presiones.....	60
3.1.2.3	Verificación de los Resultados del CFD.....	61
3.1.3	Estudio Numérico Estructural.....	64
3.1.3.1	Estudio de Independencia de Malla.....	65
3.1.3.2	Esfuerzos Equivalentes y Deformaciones Máximas.....	66
3.1.4	Condición de Despegue.....	69
3.1.4.1	Empuje Disponible.....	69
3.1.4.2	Verificación de Parámetros de Simulación.....	72
3.1.4.3	Discusión de Resultados.....	74
4	CONCLUSIONES.....	76
	Referencias Bibliográficas.....	80
	Anexos.....	85
	Anexo I. Cálculo del Arrastre Parasítico Sobre el Fuselaje del Bat 12.....	86
	Anexo II. Determinación de la Distribución de la Sustentación con AVL.....	89
	Anexo III. Determinación de Diámetros con TN 212.....	92
	Anexo IV. Resultados de Validación Numérica del Procedimiento de Adkins y Liebeck [33].	93
	Anexo V. Configuraciones de Propelas a Simular Calculadas con Adkins-Liebeck [33].	95
	Anexo VI. Distribución de Presiones y Reportes de Empuje en Propelas Simuladas.....	99
	Anexo VII. Esfuerzos Equivalentes, Deformaciones Totales y Factores de Seguridad en Configuraciones de Propelas Simuladas.....	109
	Anexo VIII. Resultados y Error Porcentual de Estudio de Validación CFD.....	125

LISTA DE FIGURAS

Figura 1.1 UAV militar “Predator B”.....	4
Figura 1.2 Configuraciones tipo Ala Fija y Delta.....	6
Figura 1.3 Aeronave tipo BWB.....	7
Figura 1.4 Generación de la sustentación en perfil aerodinámico de propela.	9
Figura 1.5 Paso efectivo y paso geométrico	9
Figura 1.6 Angulo de paso geométrico	10
Figura 1.7 Diferencia de avance entre paso efectivo y geométrico.	11
Figura 1.8 Propelas de paso constante (izq) y variable (der).	12
Figura 1.9 Mecanismo de regulación de paso.....	14
Figura 1.10 Diagrama de fuerzas sobre una sección de la cuchilla.....	16
Figura 1.11 Perfil aerodinámico.	17
Figura 1.12 Velocidad relativa del viento (V_p).....	18
Figura 1.13 Influencia del ángulo de ataque sobre coeficientes de arrastre y sustentación.	18
Figura 1.14 Corriente de aire en la Teoría de Cantidad de Movimiento.....	19
Figura 1.15 Cambios de presión a través del disco.....	20
Figura 1.16 Cambio en la velocidad a través del disco.	20
Figura 1.17 Elemento diferencial de pala.....	21
Figura 1.18 Factores de interferencia axial y rotacional en BEMT.....	23
Figura 1.19 Tipos de elementos finitos.	24
Figura 2.1 Metodología para el desarrollo del estudio.....	27
Figura 2.2 BAT 12 en vuelo	28
Figura 2.3 Dimensiones del Bat 12	29
Figura 2.4 Factor de corrección de la superficie de sustentación.....	31
Figura 2.5 Empuje requerido.....	33
Figura 2.6 Potencia requerida.....	33
Figura 2.7 Coeficiente de sustentación para perfil interno y externo.	34
Figura 2.8 Aplicación del método de sección crítica	35
Figura 2.9 Nomograma de Coeficiente de Desempeño.....	39
Figura 2.10 Diagrama J vs coeficiente de desempeño.....	40
Figura 2.11 Diagrama de componentes utilizados para simulación CFD.....	48

Figura 2.12 Geometría de cuchilla de propela de cuatro aspas, 3500 rpm y $Cl=0.5$	49
Figura 2.13 Dimensiones de dominio externo (izq) e interno (der)	49
Figura 2.14 Malla generada en dominio externo.	50
Figura 2.15 Malla generada en dominio interno	50
Figura 2.16 Malla de inflación generada (propela de 4 cuchillas, 3500rpm, $Cl=0.5$).....	51
Figura 2.17 Calidad Ortogonal (izq) y aspecto ratio (der) de malla generada.....	51
Figura 2.18 Diagrama de componentes utilizados para la simulación estructural.....	53
Figura 2.19 Malla generada en propela de 4 cuchillas, 3500rpm, $Cl=0.5$	53
Figura 2.20 Calidad Ortogonal (izq) y Element Quality (der) para mallado estructural.	54
Figura 2.21 Modelo CAD NACA TN 1834 Modelo 5.....	55
Figura 2.22 Modelo CAD de la APC Slow Flyer 10x7.....	55
Figura 3.1 Eficiencia de propela de 5 cuchillas vs relación de avance adimensional “J” ..	56
Figura 3.2 Eficiencia para diferentes números de cuchillas y velocidades	57
Figura 3.3 Estudio de Independencia de malla CFD.	59
Figura 3.4 Distribución de presiones sobre superficie superior (izq) e inferior (der).	60
Figura 3.5 Distribución de presiones sobre un perfil aerodinámico	61
Figura 3.6 Comparación eficiencia CFD – BEMT.....	62
Figura 3.7. Distribución de presiones en superficie superior. Estudio realizado en [42] (der) presente estudio (izq).	63
Figura 3.8 Distribución de presiones en superficie inferior. Estudio realizado en [42] (der) presente estudio (izq).	63
Figura 3.9 Interacción fluido-estructura (FSI) en ANSYS	64
Figura 3.10 Estudio de independencia de malla estructural (esf. normales direccionales)	65
Figura 3.11 Estudio de independencia de malla estructural (deformación direccional).....	65
Figura 3.12 Esfuerzo equivalente máximo y mínimo ($D=0.99$, $B=4$, $Cl=0.5$).....	67
Figura 3.13 Distribución de la deformación total en cuchilla de 0.99m de diámetro.	68
Figura 3.14 Empuje disponible a 4000 rpm y empuje requerido.....	70
Figura 3.15 Esfuerzo equivalente en condición de despegue	70
Figura 3.16 Factor de seguridad en condición de despegue	71
Figura 3.17 Comparación de resultados computacionales y experimentales	72
Figura 3.18 Distribución de esfuerzos en [55] (izq) y en el presente estudio (izq).	73
Figura 3.19 Resumen gráfico de resultados obtenidos.	75
Figura A1.1 División de áreas considerando configuración alar	86
Figura A1.2 Momento de cabeceo perfil NACA 23021.....	86
Figura A1.3 Momento de cabeceo perfil HS522.....	87

Figura A2.4 Geometría definida en AVL.....	89
Figura A2.5 Distribución de sustentación en $\alpha=11^\circ$	89
Figura A2.6 Distribución de sustentación en $\alpha=12^\circ$	90
Figura A2.7 Distribución de sustentación en $\alpha=13^\circ$	90
Figura A2.8 Distribución de sustentación en $\alpha=14^\circ$	91
Figura A3.9 Determinación del coeficiente de rendimiento.....	92
Figura A3.10 Determinación del diámetro.....	92
Figura A4.11 Longitud de cuerda calculada vs Adkins-Liebeck [33].....	93
Figura A4.12 Ángulo de hélice calculado vs Adkins-Liebeck [33].....	93
Figura A4.13 Factores de interferencia axial y rotacional calculados vs Adkins-Liebeck [33].....	94
Figura A6.14 Distribución de presiones (D=1.48, B=3, Cl=0.3).....	99
Figura A6.15 Reporte de empuje generado. (D=1.48, B=3, Cl=0.3).....	99
Figura A6.16 Distribución de presiones (D=1.48, B=4, Cl=0.3).....	99
Figura A6.17 Reporte de empuje generado (D=1.48, B=4, Cl=0.3).....	100
Figura A6.18 Distribución de presiones (D=1.48, B=4, Cl=0.5).....	100
Figura A6.19 Reporte de empuje generado (D=1.48, B=4, Cl=0.5).....	100
Figura A6.20 Distribución de presiones (D=1.48, B=5, Cl=0.3).....	101
Figura A6.21 Reporte de empuje generado (D=1.48, B=5, Cl=0.3).....	101
Figura A6.22 Distribución de presiones (D=1.17, B=3, Cl=0.3).....	101
Figura A6.23 Reporte de empuje generado (D=1.17, B=3, Cl=0.3).....	101
Figura A6.24 Distribución de presiones (D=1.17, B=4, Cl=0.3).....	102
Figura A6.25 Reporte de empuje generado (D=1.17, B=4, Cl=0.3).....	102
Figura A6.26 Distribución de presiones (D=1.17, B=4, Cl=0.5).....	102
Figura A6.27 Reporte de empuje generado (D=1.17, B=4, Cl=0.5).....	103
Figura A6.28 Distribución de presiones (D=1.17, B=5, Cl=0.3).....	103
Figura A6.29 Empuje generado (D=1.17, B=5, Cl=0.3).....	103
Figura A6.30 Distribución de presiones (D=1.08, B=3, Cl=0.3).....	104
Figura A6.31 Reporte de empuje generado (D=1.08, B=3, Cl=0.3).....	104
Figura A6.32 Distribución de presiones (D=1.08, B=4, Cl=0.3).....	104
Figura A6.33 Reporte de empuje generado (D=1.08, B=4, Cl=0.3).....	105
Figura A6.34 Distribución de presiones (D=1.08, B=4, Cl=0.5).....	105
Figura A6.35 Reporte de empuje generado (D=1.08, B=4, Cl=0.5).....	105
Figura A6.36 Distribución de presiones (D=1.08, B=5, Cl=0.3).....	106
Figura A6.37 Reporte de empuje generado (D=1.08, B=5, Cl=0.3).....	106
Figura A6.38 Distribución de presiones (D=0.99, B=3, Cl=0.3).....	106

Figura A6.39 Reporte de empuje generado (D=0.99, B=3, CI=0.3).....	106
Figura A6.40 Distribución de presiones (D=0.99, B=4, CI=0.3)	107
Figura A6.41 Reporte de empuje generado (D=0.99, B=4, CI=0.3).....	107
Figura A6.42 Distribución de presiones (D=0.99, B=4, CI=0.5)	107
Figura A6.43 Reporte de empuje generado (D=0.99, B=4, CI=0.5).....	108
Figura A6.44 Distribución de presiones (D=0.99, B=5, CI=0.3)	108
Figura A6.45 Reporte de empuje generado (D=0.99, B=5, CI=0.3).....	108
Figura A7.46 Esfuerzos equivalentes (D=1.48, B=3, CI=0.3)	109
Figura A7.47 Factor seguridad (D=1.48, B=3, CI=0.3)	109
Figura A7.48 Deformación total (D=1.48, B=3, CI=0.3)	109
Figura A7.49 Esfuerzos equivalentes (D=1.48, B=4, CI=0.3)	110
Figura A7.50 Factor seguridad (D=1.48, B=4, CI=0.3)	110
Figura A7.51 Deformación total (D=1.48, B=4, CI=0.3)	110
Figura A7.52 Esfuerzos equivalentes (D=1.48, B=4, CI=0.5)	111
Figura A7.53 Factor seguridad (D=1.48, B=4, CI=0.5)	111
Figura A7.54 Deformación total (D=1.48, B=4, CI=0.5)	111
Figura A7.55 Esfuerzos equivalentes (D=1.48, B=5, CI=0.3)	112
Figura A7.56 Factor seguridad (D=1.48, B=5, CI=0.3)	112
Figura A7.57 Deformación total (D=1.48, B=5, CI=0.3)	112
Figura A7.58 Esfuerzos equivalentes (D=1.17, B=3, CI=0.3)	113
Figura A7.59 Factor seguridad (D=1.17, B=3, CI=0.3)	113
Figura A7.60 Deformación total (D=1.17, B=3, CI=0.3)	113
Figura A7.61 Esfuerzos equivalentes (D=1.17, B=4, CI=0.3)	114
Figura A7.62 Factor seguridad (D=1.17, B=4, CI=0.3)	114
Figura A7.63 Deformación total (D=1.17, B=4, CI=0.3)	114
Figura A7.64 Esfuerzos equivalentes (D=1.17, B=4, CI=0.5)	115
Figura A7.65 Factor seguridad (D=1.17, B=4, CI=0.5)	115
Figura A7.66 Deformación total (D=1.17, B=4, CI=0.5)	115
Figura A7.67 Esfuerzos equivalentes (D=1.17, B=5, CI=0.3)	116
Figura A7.68 Factor seguridad (D=1.17, B=5, CI=0.3)	116
Figura A7.69 Deformación total (D=1.17, B=4, CI=0.5)	116
Figura A7.70 Esfuerzos equivalentes (D=1.08, B=3, CI=0.3)	117
Figura A7.71 Factor seguridad (D=1.08, B=3, CI=0.3)	117
Figura A7.72 Deformación total (D=1.08, B=3, CI=0.3)	117
Figura A7.73 Esfuerzos equivalentes (D=1.08, B=4, CI=0.3)	118
Figura A7.74 Factor seguridad (D=1.08, B=4, CI=0.3)	118

Figura A7.75 Deformación total (D=1.08, B=4, Cl=0.3)	118
Figura A7.76 Esfuerzos equivalentes (D=1.08, B=4, Cl=0.5)	119
Figura A7.77 Factor seguridad (D=1.08, B=4, Cl=0.5)	119
Figura A7.78 Deformación total (D=1.08, B=4, Cl=0.5)	119
Figura A7.79 Esfuerzos equivalentes (D=1.08, B=5, Cl=0.3)	120
Figura A7.80 Factor seguridad (D=1.08, B=5, Cl=0.3)	120
Figura A7.81 Deformación total (D=1.08, B=5, Cl=0.3)	120
Figura A7.82 Esfuerzos equivalentes (D=0.99, B=3, Cl=0.3)	121
Figura A7.83 Factor seguridad (D=0.99, B=3, Cl=0.3)	121
Figura A7.84 Deformación total (D=0.99, B=3, Cl=0.3)	121
Figura A7.85 Esfuerzos equivalentes (D=0.99, B=4, Cl=0.3)	122
Figura A7.86 Factor seguridad (D=0.99, B=4, Cl=0.3)	122
Figura A7.87 Deformación total (D=0.99, B=4, Cl=0.3)	122
Figura A7.88 Esfuerzos equivalentes (D=0.99, B=4, Cl=0.5)	123
Figura A7.89 Factor seguridad (D=0.99, B=4, Cl=0.5)	123
Figura A7.90 Deformación total (D=0.99, B=4, Cl=0.5)	123
Figura A7.91 Esfuerzos equivalentes (D=0.99, B=5, Cl=0.3)	124
Figura A7.92 Factor seguridad (D=0.99, B=5, Cl=0.3)	124
Figura A7.93 Deformación total (D=0.99, B=5, Cl=0.3)	124

LISTA DE TABLAS

Tabla 1.1 Clasificación de UAVs según OTAN.....	5
Tabla 1.2 Clasificación de UAVs según su peso.....	6
Tabla 1.3 Sistemas de Propulsión.....	8
Tabla 1.4 Ventajas y desventajas de materiales de construcción de hélices.....	15
Tabla 2.1 Especificaciones del Bat 12.	29
Tabla 2.2 Factor K_p para propelas de metal	38
Tabla 2.3 Diámetro de propela para diferentes velocidades.....	40
Tabla 2.4 FAR 23 y 25.	47
Tabla 2.5 Características de malla global para CFD.	52
Tabla 3.1 Empuje generado por las configuraciones a simular (N).	57
Tabla 3.2 Eficiencias de las configuraciones a simular.	58
Tabla 3.3 Estudio de Independencia de malla	59
Tabla 3.4 Comparación empuje CFD y BEMT.	61
Tabla 3.5 Error porcentual entre eficiencia BEMT y CFD(%).	62
Tabla 3.6 Error porcentual estudio de independencia de malla (esfuerzos normales - MPa).....	66
Tabla 3.7 Error porcentual estudio de independencia de malla (deformaciones direccionales - mm)	66
Tabla 3.8 Esfuerzo equivalente máximo (MPa) en propelas de 3, 4 y 5 cuchillas ($Cl=0.3$)	67
Tabla 3.9 Esfuerzo equivalente máximo (MPa) en propelas de 4 cuchillas ($Cl=0.3$ y 0.5).	67
Tabla 3.10 Deformaciones totales (mm) para distintas velocidades y numero de cuchillas.	68
Tabla 3.11 Deformaciones totales (mm) para distintos coeficientes de sustentación de diseño y 4 cuchillas.....	68
Tabla 3.12 Empuje obtenido en condición de despegue	69
Tabla 3.13 Comparación de resultados obtenidos en simulación estructural.	73
Tabla 3.14 Resumen de resultados obtenidos.	75
Tabla A5.1 Configuraciones de propelas de 3, 4 y 5 cuchillas a 1500 rpm ($D=1.48m$).	95
Tabla A5.2 Configuraciones de propelas de 3, 4 y 5 cuchillas a 2500 rpm ($D=1.17m$).	96

Tabla A5.3 Configuraciones de propelas de 3, 4 y 5 cuchillas a 2500 rpm (D=1.17m).....	97
Tabla A5.4 Configuraciones de propelas de 3, 4 y 5 cuchillas a 2500 rpm (D=1.17m).....	98
Tabla A8.5 Resultados de verificación de parámetros de simulación.....	125

RESUMEN

En el presente documento se evaluaron distintas alternativas de hélices para el sistema de propulsión de una aeronave no tripulada (UAV) de tamaño mediano de tipo blended wing body (BWB) mediante un número de estudios numéricos tanto aerodinámicos como estructurales usando el método de elementos finitos. El estudio parte de la determinación de los requerimientos de propulsión de un UAV determinado a partir de su geometría y condiciones de operación. Estos requerimientos se usaron como parámetros de diseño para obtener distintas configuraciones de propelas que sean capaces de generar sustentación suficiente para elevar y mantener en vuelo a la aeronave eficientemente en vuelo crucero. Dichas geometrías fueron modeladas para posteriormente desarrollar estudios numéricos CFD que determinaran las cargas aerodinámicas que actúan sobre la propela en condición de vuelo crucero. Mediante una vinculación entre el componente CFD y un componente estructural en ANSYS, se importaron estas cargas aerodinámicas para determinar los esfuerzos que actúan sobre la estructura y evaluar la integridad estructural de la propela para la condición de vuelo impuesta. Finalmente se compararon los resultados de esfuerzos y eficiencias para las distintas configuraciones.

Palabras clave: Vehículo aéreo no tripulado, sistema de propulsión, hélice, propela, interacción fluido-estructura, FSI, BWB, BEMT.

ABSTRACT

In the following document, different propeller alternatives were evaluated for the propulsion system of a mid-sized blended wing body (BWB) unmanned aerial vehicle (UAV) through a series of aerodynamic and structural numerical analyses using finite element analysis (FEA). The study starts off with the determination of the propulsive requirements of a specific UAV from its geometry and operation conditions. These requirements were used as design parameters in determining different propeller configurations that are able to provide and generate enough lift to elevate the UAV to its operating height and efficiently maintain it in sustained flight during cruise condition. These geometries were modeled in order to subsequently develop CFD numerical analyses that were useful to determine the aerodynamic loads acting on the propeller during cruise flight condition. Through a system coupling between the CFD component and a structural component in ANSYS, these aerodynamic loads were imported in order to determine the stresses acting over the structure and evaluate the structural integrity of the propeller for the imposed flight condition. Finally, the stress and efficiency results were compared for the different propeller configurations.

Keywords: Unmanned aerial vehicle, propulsion system, propeller, blade, fluid-structure interaction, FSI, BWB, BEMT.

1. INTRODUCCIÓN

Los vehículos aéreos no tripulados (UAVs), a pesar de haber sido inicialmente desarrollados exclusivamente para misiones de reconocimiento militar, tienen una amplia gama de aplicaciones ajenas al campo bélico en el mundo moderno. Algunas de las aplicaciones civiles incluyen: fotografía aérea, servicios meteorológicos, misiones de búsqueda aérea, inspección de líneas eléctricas y oleoductos, monitoreo de tráfico, mapeo geográfico, geológico y arqueológico, aplicaciones en agricultura, entre otros. En agricultura estos vehículos aéreos se utilizan para misiones de monitoreo y riego de cultivos, e incluso se utilizan actualmente para el arreo de ganado y otros animales [1]. En el Ecuador el uso de UAVs ha sido ampliamente investigado en los últimos años para diversas aplicaciones civiles. Siendo un país con amplia actividad agrícola, el desarrollo y aplicación de UAVs para este campo sería un factor posiblemente revolucionario para el sector.

Se considera que un UAV es un sistema compuesto básicamente de tres subsistemas: Una estación de control o una estación remota; la aeronave como tal, encargada de realizar la misión de vuelo y transportar la carga; y el subsistema de comunicación, encargado de transmitir los comandos de control a la aeronave y recibir en la estación de control información desde la aeronave [1]. El diseño de la aeronave es muy similar al diseño de una aeronave convencional, con dos diferencias fundamentales; siendo la primera que desde el diseño conceptual se debe considerar las diferencias de cargas debido a la inexistencia de una tripulación y sus acomodaciones, y la segunda radica fundamentalmente en el tamaño del vehículo, que en varias aplicaciones suele ser reducido en comparación a una aeronave convencional. Este diseño puede dividirse en cuatro áreas fundamentales: El diseño de las alas, el diseño de la cola, el diseño del sistema de control y estabilización (alerones), y el diseño del sistema de propulsión [2]. Para ciertas configuraciones de aeronaves, como las de tipo Fixed Wing o Blended Wing Body (BWB), en las que el cuerpo y las alas forman una sola estructura, se considera al cuerpo como parte del diseño de las alas, y además no poseen una cola.

El sistema de propulsión para UAVs de despegue horizontal, al igual que en aeronaves convencionales, puede ser de tipo turbina o tipo ala rotatoria. Para las configuraciones de ala rotatoria se usa una o varias propelas puestas en movimiento por la acción de un motor, ya sea eléctrico o de combustión interna, que actúan ejerciendo tracción o empuje sobre la aeronave. En los sistemas en los que la hélice ejerce tracción, el motor y la propela se

sitúan en la parte delantera de la aeronave, específicamente en la nariz de la misma. Este diseño permite una mejor estabilización del vehículo. Cuando la hélice ejerce empuje sobre la aeronave, el motor y la propela se sitúan en la parte posterior de la misma. Este diseño provee mejor control sobre la dirección de vuelo, pero con la desventaja de operar casi exclusivamente en zonas de turbulencia. Una configuración tracción-empuje también es posible, situando una propela tanto en la parte delantera como la parte posterior, sin embargo, esto aumenta el peso total del vehículo considerablemente [2]. El material de construcción de las propelas puede incluir alternativas de madera, aluminio, plásticos reforzados y materiales compuestos [3]. El material de construcción depende de la evaluación de las características de operación, el tamaño del vehículo y otros factores específicos.

1.1. Pregunta de investigación

¿Cómo se selecciona una propela para un vehículo aéreo no tripulado de tamaño mediano y cómo se evalúa su integridad estructural?

1.2. Objetivo general

Desarrollar la evaluación estructural de propelas de propulsión para pequeños y medianos vehículos aéreos no tripulados mediante el método de elementos finitos.

1.3. Objetivos específicos

- Realizar una compilación de información relacionada al diseño aerodinámico y el análisis estructural de propelas para aeronaves no tripuladas y definir un material de construcción.
- Determinar los parámetros básicos de movimiento de la propela, como la velocidad de vuelo y la velocidad rotacional de las aspas.
- Definir los parámetros geométricos de la propela, como el diámetro, el número de aspas, la cuerda y su variación, la torcedura o variación del ángulo de ataque a lo largo del radio de las aspas, espesor, etc.
- Describir un perfil aerodinámico óptimo para cumplir con los requerimientos de eficiencia según los objetivos del UAV.
- Determinar las cargas aerodinámicas que actúan sobre la superficie de la propela.

- Elaborar un análisis estructural de la propela utilizando el método de elementos finitos, analizando los esfuerzos y deformaciones máximas que intervienen en su operación.
- Efectuar una validación de los resultados obtenidos.

1.4. Alcance

El presente trabajo parte de un modelo determinado de UAV tipo fixed wing de tamaño mediano, y a partir del rango de velocidades de operación y tras definir las condiciones de operación para la sierra ecuatoriana, se determinan las cargas de torque y arrastre que actúan sobre la propela. Simultáneamente, tras definir un perfil aerodinámico determinado, se dimensionan las hélices de la propela para un material determinado.

En este trabajo se realiza además un modelado CAD de las propelas dimensionadas y posteriormente un análisis mediante elementos finitos de la integridad estructural de las mismas para las condiciones de vuelo establecidas anteriormente. Finalmente, se realiza una validación de los resultados y un posterior análisis de estos.

1.5. Marco Teórico

1.5.1. Vehículo Aéreo No Tripulado

Se considera vehículo aéreo no tripulado (Unmanned Aerial Vehicle – UAV) a una aeronave que no posee tripulación ni pasajeros y que es capaz de ser controlada desde una fuente externa, o en ciertos casos ser programados para maniobrar autónomamente. Cuando el control de la aeronave es remoto, esta acción es llevada a cabo por un individuo en tierra con la destreza necesaria para manipular el vuelo del UAV y guiar al mismo durante su misión de vuelo. Usualmente la comunicación entre el operador y el UAV se realiza por medio de ondas de radio. Es necesario destacar que los vehículos aéreos no tripulados, por definición, deben ser reutilizables. Esta diferenciación se hace para aislar a misiles y otra tecnología armamentista capaz de realizar vuelos guiados o autónomos de caer dentro de la clasificación de UAV [1][3].

Durante las últimas tres décadas la investigación y desarrollo de vehículos aéreos no tripulados de todo tipo ha experimentado un crecimiento constante. Sus aplicaciones se han expandido de roles netamente militares a un sinnúmero de aplicaciones civiles que incluyen misiones de monitoreo, rescate, alivio de desastres y otras actividades que apuntan a la mejora de la calidad de vida del ser humano. Por tanto, sus requerimientos de diseño han cambiado mucho con los años, y han pasado de priorizar el alcance y rango de vuelo, a priorizar aspectos específicos de cada caso como el costo, detectabilidad, eficiencia energética, peso, capacidad, etc. [4].

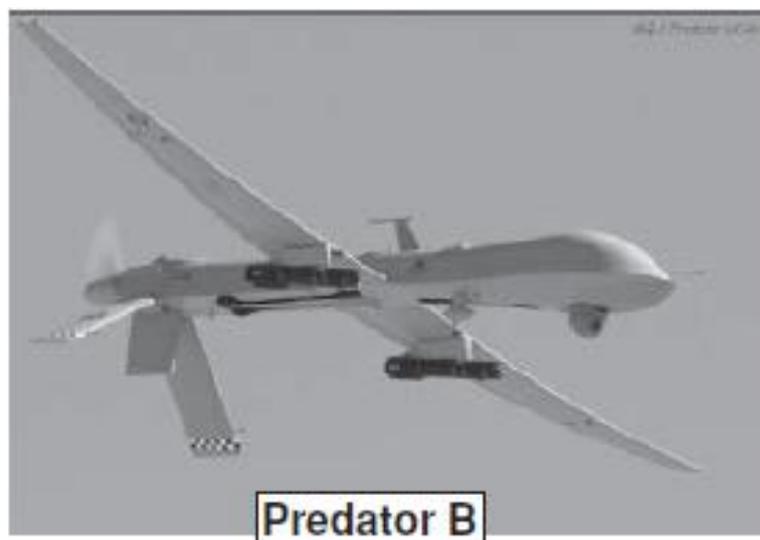


Figura 1.1 UAV militar “Predator B”.
(Fuente: [1])

Los primeros diseños de UAVs se basaron exclusivamente en los principios generales de diseño de aeronaves comunes. Hoy en día existe una amplia gama de documentos de investigación y bibliografía enfocada exclusivamente en el diseño de UAVs, mismo que se diferencia de las aeronaves comunes en que al no tener la necesidad de llevar pasajeros o tripulación permite diseños más flexibles, cada vez más enfocados en la autonomía del vehículo. Otros factores de diseño que se toman en cuenta son el tamaño, que depende principalmente de la finalidad de uso del UAV; los distintos tipos de configuraciones, que presentarán ventajas para ciertas aplicaciones específicas; y el desafío de aplicar distintos sistemas de control y comunicación manteniendo siempre la simplicidad y el bajo costo [4][5].

1.5.1.1. Clasificación de UAVs

No existe una clasificación universal para los UAVs. Sin embargo, ciertas organizaciones militares y civiles han realizado categorizaciones en base a distintos parámetros como el alcance, el tamaño y la velocidad de los UAVs. Una de las clasificaciones mayormente aceptadas es aquella publicada por la OTAN (Organización del Tratado del Atlántico Norte), en la que se realiza una categorización de los UAVs en base a su peso (ver Tabla 1.1) (SNS: Sobre nivel del suelo; SNM: Sobre nivel del mar).

Tabla 1.1 Clasificación de UAVs según OTAN

Clase	Categoría	Altitud de Operación	Radio de Operación Promedio
Clase I (<150kg)	Micro	60 m (SNS)	5 km
	Mini (<15kg)	900 m (SNS)	25 km
	Pequeño (>15kg)	1525 m (SNS)	50 km
Clase II (150kg – 600kg)	Táctico	5500 m (SNS)	200 km
Clase III (>600kg)	MALE (Altitud Media- Largo Alcance)	13700 m (SNM)	Ilimitado
	HALE (Gran Altitud - Largo Alcance)	19800 m (SNM)	Ilimitado
	Combate	19800 m (SNM)	Ilimitado

(Fuente: [6])

Otra clasificación que vale la pena repasar para los objetivos del presente proyecto es la propuesta por el Departamento de Defensa de los Estados Unidos. En esta se la diferenciación entre UAVs se hace en base a su tamaño y peso (ver Tabla 1.3).

Tabla 1.2 Clasificación de UAVs según su peso.

Categoría	Peso durante el Despegue	Altitud de Operación	Velocidad de Vuelo
Grupo 1	< 9 kg	<365 m (SNS)	<100 nudos
Grupo 2	10-25 kg	<1066 m (SNS)	<250 nudos
Grupo 3	< 600 kg	<5500 m (SNM)	<250 nudos
Grupo 4	> 600 kg	<5500 m (SNM)	Cualquiera
Grupo 5	> 600 kg	>5500 m (SNM)	Cualquiera

(Fuente: [54])

1.5.1.2. UAVs tipo Fixed Wing

Una de las configuraciones más habituales de los UAVs es la de tipo fixed-wing o ala fija. Como su nombre lo indica, la estructura de este tipo de UAV, que pertenece a la clasificación de aeronave de despegue y aterrizaje horizontal (HTOL por sus siglas en ingles), posee alas inmóviles y por lo general requieren de una pista para el despegue. Sin embargo, también existen configuraciones tipo fixed wing de despegue vertical o de despegue catapultado [5].

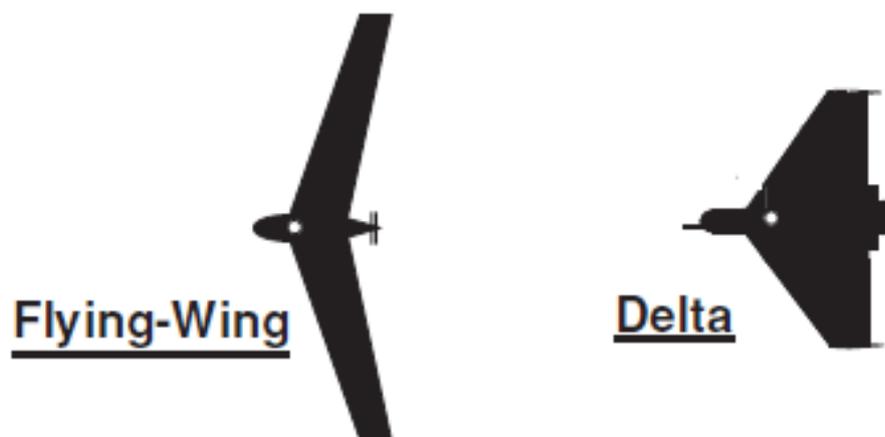


Figura 1.2 Configuraciones tipo Ala Fija y Delta.
(Fuente: [1])

Las alas poseen un barrido hacia atrás y una reducción en la incidencia del perfil del ala a medida que aumenta la distancia desde el centro de masa. Estas características le

proporcionan estabilidad a la aeronave puesto que a medida que la nariz de esta se eleva, el centro aerodinámico de las alas se mueve hacia atrás, provocando que el UAV vuelva a su posición original.

Dentro de la categoría fixed-wing se contiene a los UAVs tipo Blended Wing Body (BWB). En esta configuración el fuselaje y las alas de la aeronave forman un solo cuerpo. Este concepto posee la ventaja de que su fuselaje, al estar integrado con las alas de forma suave y aerodinámica sin una separación marcada entre las dos, contribuye a la elevación de la aeronave y reduce las cargas parasíticas sobre el fuselaje. El diseño BWB permite tener una sola superficie, integrando al cuerpo, que contribuye a la sustentación de la aeronave. Ofrece además la posibilidad de una mejor distribución de la carga de la aeronave a lo largo de la envergadura de las alas. Se ha demostrado además que una aeronave BWB, comparada con una aeronave convencional diseñada para el mismo rango de vuelo, es capaz de quemar un 27% menos de combustible, y presenta una reducción del 15% en el peso al despegue [8]. Existen un sinnúmero de modelos BWB ampliamente reconocidos que han sido desarrollados bajo proyectos militares y civiles.



Figura 1.3 Aeronave tipo BWB.

(Fuente: [9]).

1.5.2. Sistema de Propulsión

El sistema de propulsión es uno de los subsistemas más críticos y de mayor importancia en el diseño de UAVs. Este módulo proporciona el empuje necesario al vehículo para la sustentación de su vuelo. El rendimiento y eficiencia del sistema de propulsión, en conjunto

con otros factores de diseño del UAV, determinan el rango de vuelo, tamaño, peso y otras características del UAV [5].

El sistema de propulsión está compuesto por la fuente energética, el convertidor a energía mecánica y el convertidor de empuje o sustentación. La siguiente tabla muestra los tipos de sistemas de propulsión existentes.

Tabla 1.3 Sistemas de Propulsión.

Fuente Energética	Medio de Almacenamiento	Convertidor mecánico	Convertidor de empuje
Bio-Químico		MCI de pistón	Rotor, propela
		MCI de turbina	Rotor, propela Jet
Carga Eléctrica	Batería	Motor eléctrico	Rotor, propela
Celda Fotovoltaica	Batería	Motor eléctrico	Rotor, propela
Electrolito	Tanque electrolítico	Motor eléctrico	Rotor, propela

(Fuente: [1])

1.5.2.1. Principios Generales

Una propela es un dispositivo que aprovecha la energía transmitida a él por medio de un motor para generar una fuerza o empuje con el fin de dirigir un vehículo a través de un fluido, ya sea agua o aire. Para llevar a cabo esta tarea, la propela pone en movimiento a un volumen determinado de dicho fluido en una dirección opuesta al movimiento del vehículo [10].

Una propela se puede analizar como una serie de alas rotatorias con perfiles aerodinámicos determinados creando sustentación en la dirección del movimiento de la aeronave. La sustentación se genera gracias a la diferencia de presiones entre la parte superior e inferior del perfil de cada una de las palas de la propela (Figura 1.4). Esta diferencia de presión se produce por efecto del “estiramiento” en volumen del aire en la parte superior del perfil, que provoca una caída de presión y un aumento de la velocidad del aire en esta zona [10].

A medida que aumenta la velocidad de rotación de la propela, aumenta también la fuerza de sustentación. Sin embargo, también se debe considerar la existencia de la fuerza de

arrastre que se genera debido a la resistencia del aire, misma que también aumenta con el incremento de la velocidad rotacional [10].

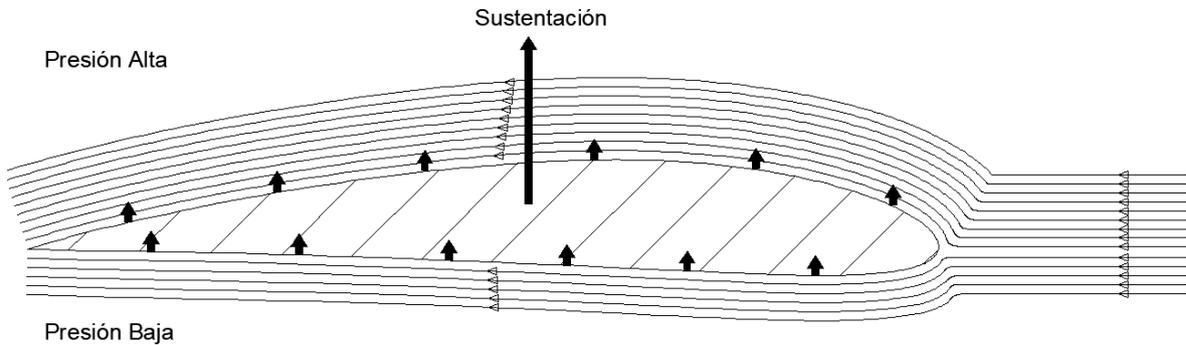


Figura 1.4 Generación de la sustentación en perfil aerodinámico de propela.
(Fuente: Propia)

Las propelas de aeronaves suelen ser llamadas “airscrews”, o tornillos de aire, puesto que avanzan a medida que giran a través del aire. Al igual que en un tornillo, uno de los parámetros importantes a la hora de definir una propela es el paso. Se puede hablar de tres tipos de paso. El paso efectivo es el avance neto de la propela al completarse una revolución. El paso geométrico, a su vez, se refiere al avance teórico que tuviera una pala de la propela en una revolución si avanzara a lo largo de una hélice con un ángulo igual al ángulo de la pala [10].

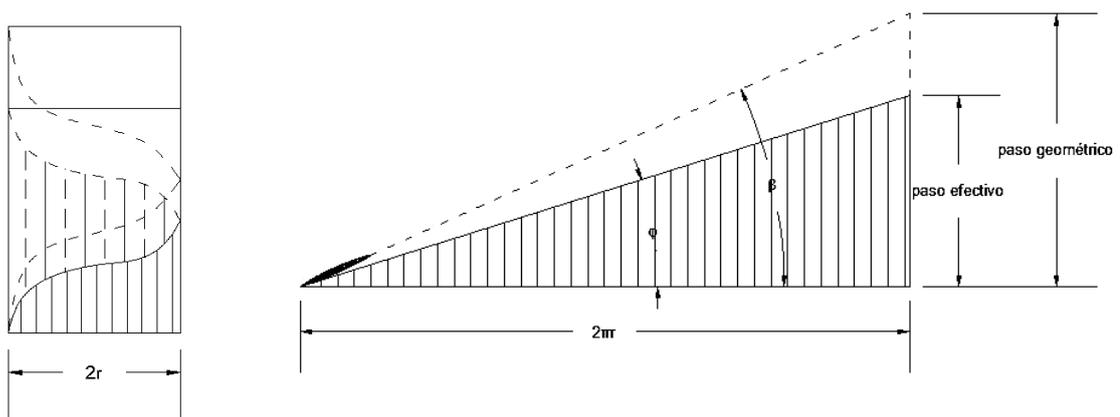


Figura 1.5 Paso efectivo y paso geométrico.
(Fuente: [10])

El paso suele ser expresado en pulgadas. Por lo tanto, una propela con un paso de 42 pulgadas se moverá 42 pulgadas hacia adelante por cada revolución. El ángulo geométrico

de paso se puede entender como el ángulo que forma la hélice del movimiento con el plano de rotación (Figuras 1.5 y 1.6). Debido a que el ángulo geométrico de una cuchilla usualmente no se mantiene constante en toda su longitud, se suele considerar el ángulo de la cuchilla a una distancia igual a $0.75R$ medida desde el eje de rotación. Usando relaciones geométricas se puede deducir que la relación entre el ángulo geométrico de paso y el paso es aquella definida en la ecuación 1.1 [34].

$$\tan\beta = \frac{P_D}{2\pi r_{ref}} \quad (1.1)$$

Donde:

P_D : Paso de la propela

r_{ref} : Radio de referencia (75% de R)

El paso efectivo se puede entender en el caso de una propela avanzando en un fluido de baja densidad. En estas condiciones el avance de la propela será menor por cada revolución que lo indicado por el paso geométrico. El ángulo formado entre la hélice del movimiento y el plano de rotación para este caso se conoce como ángulo de hélice " ϕ ".

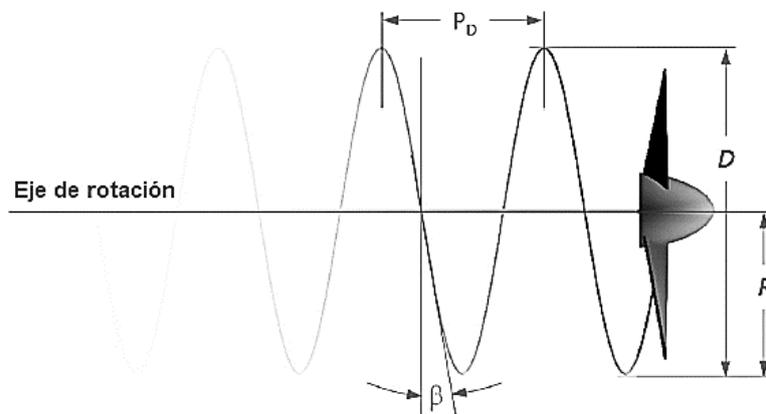


Figura 1.6 Ángulo de paso geométrico.
(Fuente: [34])

El ángulo de hélice puede ser estimado si se conoce la velocidad de avance de la propela, como indica la ecuación 1.2.

$$\tan\phi = \frac{2\pi r n}{V_0} \quad (1.2)$$

Donde:

n : Velocidad de rotación (revoluciones por segundo)

V_0 : Velocidad de avance (m/s)

La figura 1.7 muestra la diferencia entre el avance teórico y real de una propela bajo eficiencias del 100% y el 80%, respectivamente.

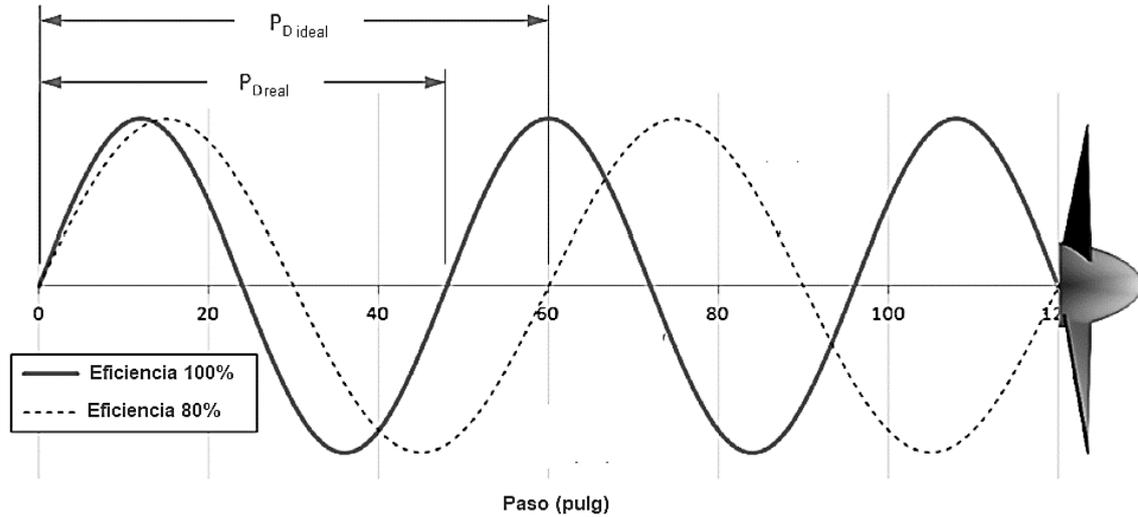


Figura 1.7 Diferencia de avance entre paso efectivo y geométrico.
(Fuente: [34])

1.5.2.2. Tipos de Propelas

Propelas de Paso Constante

Considerando que la velocidad del flujo incidente para una sección de la propela cerca del eje de rotación es mucho menor que aquella en una sección cercana al extremo de la propela, la sustentación generada en cada sección a lo largo de la propela puede variar de manera dramática e incluso producir empuje negativo a velocidades de avance altas. Para esto, se pretende que cada sección aproveche el flujo incidente de manera que el empuje generado se maximice para una condición de vuelo específica. Una forma de lograr esto es diseñar la propela de manera que el avance o paso de todas las secciones sea constante. Debido a que la longitud del arco formado por cada revolución es mucho menor para una sección más cercana al eje de rotación, el ángulo geométrico de paso para estas secciones debe ser considerablemente más alto que aquel de una sección cercana al extremo de la propela. Esto genera la típica torcedura observada en las propelas. Este método de diseño permite establecer una relación matemática simple entre el ángulo geométrico de una sección de la cuchilla y la distancia al eje o radio de dicha sección como muestra la ecuación 1.3 [34].

$$\tan\beta = \frac{P}{2\pi r} \quad (1.3)$$

La Figura 1.8 (izq) muestra el paso que experimenta cada sección bajo este método de diseño.

Propelas de Paso Variable

En este tipo de propelas el paso no se mantiene constante a lo largo de la propela. En este tipo de diseños se pretende cargar de alguna manera específica la propela. Por ejemplo, mantener una sustentación uniforme a lo largo de la propela o evitar que una sección de la propela entre en pérdidas para una condición de operación determinada. La Figura 1.8 (der) muestra la distribución del paso para una propela de paso variable [34].

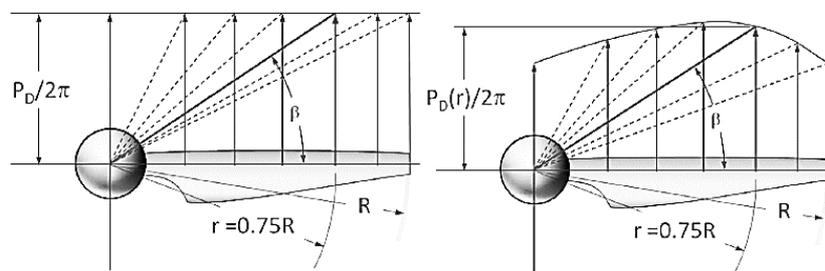


Figura 1.8 Propelas de paso constante (izq) y variable (der).
(Fuente: [34])

Propelas de Paso Fijo

No deben confundirse con las propelas de paso constante. A diferencia de estas, las propelas de paso fijo refieren al paso característico de la propela y no al paso individual de las secciones de esta. Una propela de paso fijo tiene, como su nombre lo indica, un paso determinado predispuesto durante la fabricación que no puede ser modificado. Este tipo de propelas es ideal para ser usado a una velocidad rotacional predeterminada y constante durante el vuelo, bajo la que ha sido diseñada para obtener ciertos parámetros de eficiencia. La operación fuera de este rango de diseño tendría consecuencias significativas sobre la eficiencia de la propulsión [38]. Usualmente suelen ser diseñadas para obtener altas eficiencias para una condición de operación determinada, específicamente crucero o ascenso. Una propela que ha sido diseñada para obtener su máxima eficiencia en vuelo crucero tendrá un rendimiento pobre durante el despegue y ascenso [34].

Dentro de la categoría de propelas de paso fijo, se encuentran las propelas de paso ajustable. En este tipo de propelas, es posible ajustar el ángulo de ataque entre un rango

predeterminado entre paso fino y grueso, dependiendo de la velocidad de rotación que se establezca al motor de la aeronave. El ajuste se debe realizar manualmente en tierra, con el motor apagado y previo al vuelo [39].

Propelas de Velocidad Constante

También llamadas propelas de ajuste automático, estas son capaces de ajustar automáticamente el ángulo de ataque de sus aspas sin intervención del piloto o controlador, con la finalidad de mantener una velocidad de rotación constante independientemente de la altura, velocidad del aire o fase de vuelo [38]. Cuando una aeronave con una propela de paso fijo se encuentra en fase de ascenso, inevitablemente lo hará a una velocidad más baja que aquella para la que su sistema de propulsión ha sido diseñado y por ende el ángulo de ataque de las aspas será muy alto y por ende el arrastre generado será alto. Esto significa que se generará más torque sobre el eje de rotación y por lo tanto la velocidad de rotación del motor caerá. El efecto inverso ocurre durante el descenso y otras variaciones ocurrirán al cambiar la altitud de vuelo debido a la variación de la resistencia ejercida por el aire [34]. En una propela de velocidad constante si el motor experimenta un cambio de velocidad en el eje, el ángulo de ataque cambiará hasta regular nuevamente la velocidad de rotación. Cuando un motor gira a una velocidad constante, el torque ejercido por el motor en el eje de la propela debe igualar la carga provista por la resistencia del aire. El torque absorbido por la propela puede ser controlado variando la velocidad de giro del motor. Sin embargo, en el caso de una propela de velocidad constante, la velocidad de giro se mantiene constante y el ángulo de la cuchilla varía con la finalidad de regular la resistencia del aire sobre las cuchillas [38]. La Figura 1.9 muestra un mecanismo de regulación de paso usado en propelas de velocidad constante.

El mecanismo funciona detectando la velocidad de giro del eje usando un conjunto de pesos ligeros o “flyweights” conectados a un resorte que a su vez controla la posición de una placa agujereada que obstruye o permite el paso de aceite hacia el pistón que regula la posición del aspa de la propela. Cuando la velocidad de giro es la especificada por el piloto u operario, la placa se ubica de manera que el aceite se dirija a un sumidero. Cuando la velocidad de giro es más alta que la especificada el aceite presiona un pistón conectado a las aspas que altera su posición, aumentando el ángulo geométrico de paso y por ende disminuyendo la velocidad de rotación del motor. Lo contrario ocurre cuando la velocidad está por debajo de la especificada [34].

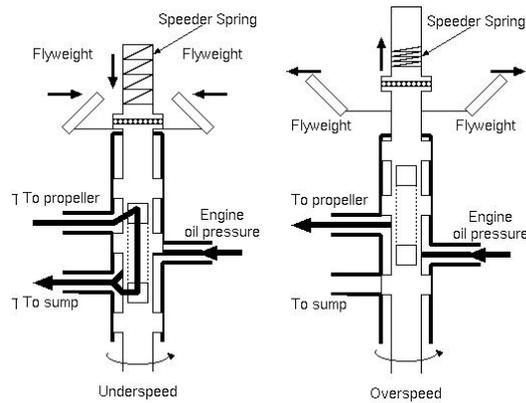


Figura 1.9 Mecanismo de regulación de paso.
(Fuente: [46])

Algunas propelas de velocidad constante también cuentan con mecanismos de paso reversible y posición abanderada. Las propelas de paso reversible son de ajuste automático con la capacidad de dar valores negativos al ángulo de ataque de la propela con la finalidad de producir altos valores de arrastre sobre la aeronave. Se usan principalmente durante el aterrizaje para reducir abruptamente la velocidad de la nave y durante ciertas maniobras de picada. Por su lado, las propelas abanderadas tienen la capacidad de cambiar su ángulo de ataque hasta quedar paralelas al flujo de aire, con la finalidad de reducir en la mayor medida posible el arrastre. Esta funcionalidad se utiliza en casos de falla del motor o en ocasiones en las que sea necesario apagar el motor durante el vuelo para mejorar la maniobrabilidad de la nave [39].

1.5.2.3. Materiales de Construcción

Las primeras propelas fueron fabricadas de madera, pero el aluminio y el acero tomaron prioridad a mediados de la década de 1920. Los materiales compuestos también han sido tomados en cuenta partir de 1960 [11]. Sin embargo, la tendencia a usar materiales compuestos ha tomado importancia en los últimos años, siendo en la actualidad el material de preferencia para pequeños y medianos UAVs. A pesar de esto, la madera aún se usa en aeronaves controladas remotamente. Los plásticos reforzados son otra opción en la fabricación de propelas, debido a su baja densidad y alta resistencia.

Tabla 1.4 Ventajas y desventajas de materiales de construcción de hélices.

Material	Ventajas	Desventajas
Madera	<ul style="list-style-type: none"> • Bajo peso con relación a su resistencia mecánica. • Resistencia última invariante ante cargas cíclicas. (Buena resistencia a la fatiga) • Facilidad de maquinado. 	<ul style="list-style-type: none"> • Susceptibilidad a la erosión y deformación causada por condiciones ambientales (partículas, lluvia, humedad). • Requiere acabado manual, por lo que se dificulta su producción en serie.
Aluminio	<ul style="list-style-type: none"> • Alta resistencia mecánica con relación a su densidad. • Bajo costo de producción. 	<ul style="list-style-type: none"> • Peso muy alto para pequeños UAV. • Alto riesgo de impacto en UAVs comercialmente disponibles restringe su uso por motivos de seguridad.
Acero	<ul style="list-style-type: none"> • Buenas propiedades mecánicas. 	<ul style="list-style-type: none"> • Su alto peso restringe sus aplicaciones a aeronaves comerciales y limita su proceso de manufactura a estructuras huecas.
Compuestos	<ul style="list-style-type: none"> • En construcciones complementadas por otros materiales como el acero (asta recubierta) o las espumas de poliuretano (monocasco) son ideales por su alta resistencia y bajo peso, especialmente en aeronaves de despegue vertical. 	<ul style="list-style-type: none"> • Alto costo.
Plásticos Reforzados	<ul style="list-style-type: none"> • Buena relación peso-resistencia. 	<ul style="list-style-type: none"> • Proceso de manufactura complejo.

(Fuente: [11][12])

1.5.2.4. Cargas Principales sobre la Propela

Cualquier cuerpo expuesto a un flujo experimenta una distribución de presiones a lo largo de su superficie. La sección de una propela al moverse a través del aire experimenta una distribución de presiones tal que en su superficie superior posee una presión mayor a aquella de su superficie inferior. Esto resulta en una fuerza que empuja a la hélice hacia adelante y genera el movimiento en la aeronave. Esta fuerza está compuesta por dos componentes. La primera es la fuerza de sustentación (lift). La fuerza aerodinámica de sustentación tiene una dirección perpendicular al flujo que incide sobre el perfil. La segunda componente es la fuerza de arrastre (drag). Esta, a su vez, posee una dirección paralela al flujo incidente.

En la Figura 1.10 se observa esquemáticamente las fuerzas que actúan sobre la sección de una propela. V_∞ es el flujo de aire incidente, α el ángulo de ataque, D es la fuerza de arrastre, L la fuerza de sustentación, y R la resultante entre estas dos. Las fuerzas normal y axial; N y A en la figura, respectivamente; son expresiones de las cargas sobre la propela tomando como referencia la cuerda del perfil o sección.

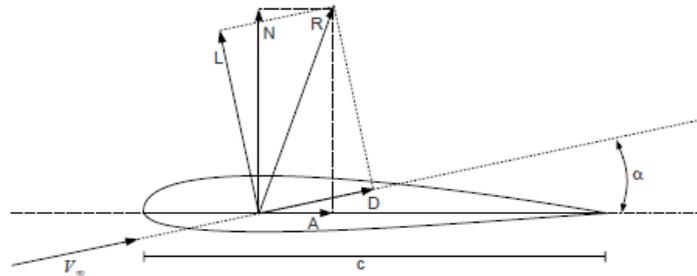


Figura 1.10 Diagrama de fuerzas sobre una sección de la cuchilla.
(Fuente: [16])

La sustentación y el arrastre suelen ser utilizados en los cálculos por medio de sus coeficientes adimensionales. El coeficiente de sustentación C_L se define de la siguiente manera [13]:

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 S} \quad 1.4$$

Donde L es la fuerza de sustentación, ρ_∞ la densidad del flujo libre, V_∞ es la velocidad de flujo libre y c la longitud de cuerda (1.5.2.5). Por su lado, el coeficiente de arrastre se define como [13]:

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 S} \quad 1.5$$

Un parámetro importante a la hora de diseñar y evaluar la eficiencia de una propela es la relación coeficiente-arrastre (L/D). Este coeficiente expresa la eficiencia con la que el perfil es capaz de generar sustentación frente a el arrastre que se genera en el para un determinado ángulo de ataque [10].

1.5.2.5. Perfil Aerodinámico

La sección transversal de una propela es un perfil aerodinámico o perfil alar. La teoría de elementos de pala considera a un aspa de la propela como un único perfil de sección y

ángulo variable desde la raíz hasta el extremo de esta [10]. En la siguiente figura se muestran los parámetros geométricos de un perfil.

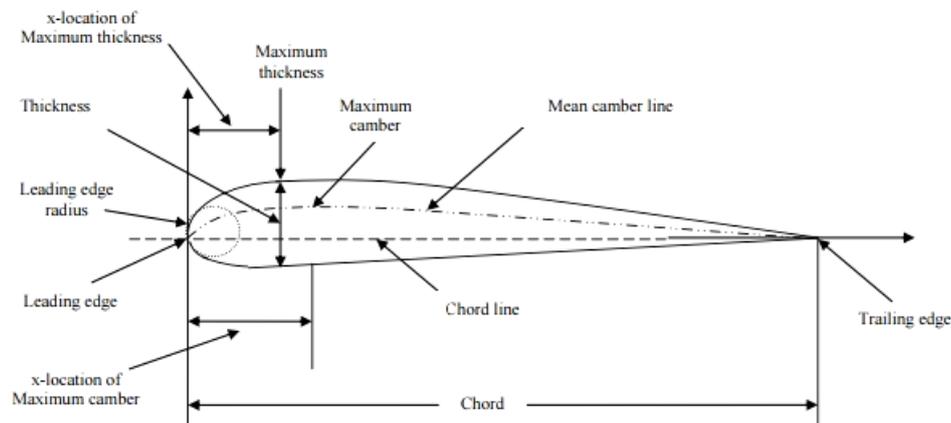


Figura 1.11 Perfil aerodinámico.
(Fuente: [47])

Uno de los principales parámetros geométricos que describen un perfil aerodinámico es la línea o longitud de cuerda (*chord line*), que se refiere a la línea recta trazada entre el borde de ataque (*leading edge*) y el borde de salida (*trailing edge*).

La línea de curvatura media (*mean camber line*) es a su vez, es una línea curva que se traza a lo largo de los puntos medios entre la superficie superior y la superficie inferior; o, en otras palabras, una curva equidistante a ambas superficies. La curvatura de un perfil está definida por la familia de perfil que lo describe. Existe una variedad de familias de perfiles; estando entre las más conocidas los perfiles CLARK Y, RAF 6, NACA, LIEBECK, etc. Por ejemplo, en los perfiles NACA se tienen familias de 4, 5 y 6 dígitos. Los números de un perfil de 4 dígitos (p.ej. 4412) indican, correspondientemente, la curvatura máxima en una relación porcentual con la cuerda (4%), la distancia desde el borde de incidencia de la curvatura máxima en décimas porcentuales (40%), y los dos últimos dígitos el espesor máximo del perfil en términos porcentuales de la longitud de cuerda (12%) [15].

Ciertos estudios [10] han revelado que la curvatura de la superficie superior tiene mayor impacto en la diferencia de presiones que se genera en un perfil aerodinámico. Esto es evidente porque la mayor parte de la presión de empuje horizontal se genera en la parte superior del perfil. En uno de estos estudios (NACA T.R. 259), realizado en una serie de perfiles de diferentes espesores y con una superficie inferior llana, se demostró que el

coeficiente de sustentación es mayor para los perfiles de mayor espesor independientemente del ángulo de ataque.

El ángulo de ataque (α) del perfil es también un parámetro importante en la eficiencia de una propela. El ángulo de ataque se refiere a el ángulo formado entre la línea de cuerda de la cuchilla, y la velocidad relativa del aire incidente sobre la misma.

Esta velocidad relativa es la resultante de la suma entre la velocidad de la aeronave y la velocidad de rotación de la sección de la cuchilla (Figura 1.12).

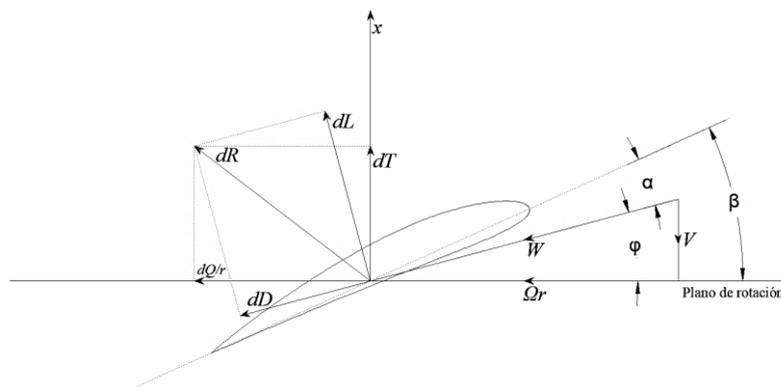


Figura 1.12 Velocidad relativa del viento (V_p).
(Fuente: Propia)

El ángulo de ataque (α) afecta directamente la distribución de presiones sobre la propela. Con ángulos de ataque positivos se asegura que la presión tanto en la superficie superior como inferior del perfil contribuyan a la generación de sustentación de vuelo. El ángulo de ataque también influye en el paso de la propela. En la siguiente figura se muestra la influencia del ángulo de ataque sobre coeficientes de sustentación y arrastre y la relación correspondiente entre estos dos parámetros (L/D) para un perfil aerodinámico determinado.

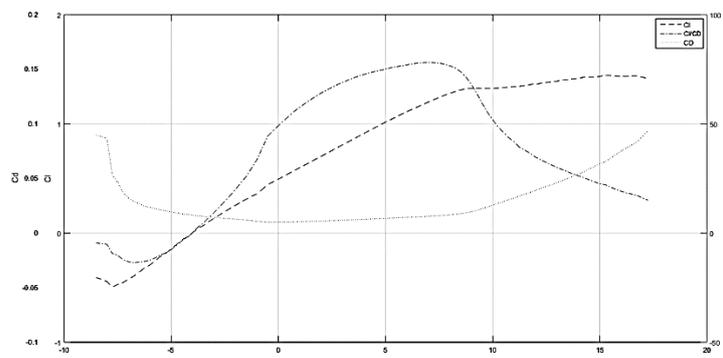


Figura 1.13 Influencia del ángulo de ataque sobre coeficientes de arrastre y sustentación.
(Fuente: Propia)

Se puede notar que existe un ángulo de ataque para el cual el arrastre se vuelve mínimo con relación a la sustentación ($\alpha \approx 8^\circ$ en Fig. 1.13), situación que es deseable para incrementar la eficiencia de la propela.

1.5.2.6. Teoría de Cantidad de Movimiento

La teoría de cantidad de movimiento se basa en el principio de que cuando una propela produce empuje, causa un movimiento de aire en dirección opuesta al avance de la máquina. Fue desarrollada originalmente por Rankine, W. (1865) y Froude, W. (1878), y en ella se asume que la propela actúa como un disco conformado por un número infinito de cuchillas que se mueve a través de un flujo incompresible, uniforme y no viscoso. La diferencia entre estos dos autores es que el primero realiza un análisis de la propela dividiéndola en una serie de anillos elementales cuyos efectos son luego sumados, y el segundo analiza la propela como un solo elemento [10].

En esta teoría se considera que el disco se mantiene estacionario en un flujo de aire, contrario a lo que sucede en la práctica, donde la propela se mueve a través del aire. El concepto general se basa en que la corriente de aire experimenta cambios de presión y velocidad al pasar por el disco, como se muestra en la Figura 1.15.

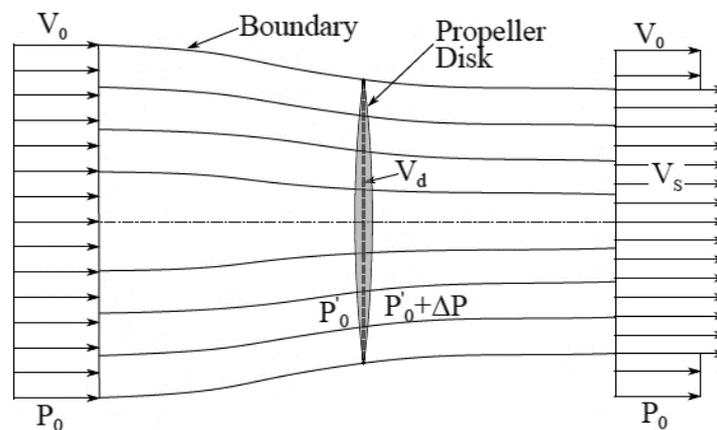


Figura 1.14 Corriente de aire en la Teoría de Cantidad de Movimiento.
(Fuente: [17])

El flujo de aire incidente tiene una presión inicial P_0 y experimenta una caída de presión P_0' en la parte frontal del disco antes de pasar por la propela. Una vez que atraviesa la propela la presión aumenta en ΔP , para luego caer nuevamente a la presión inicial P_0 .

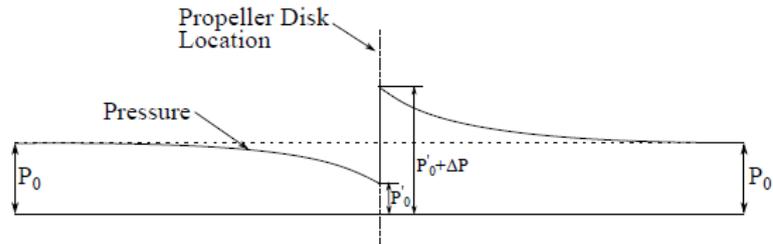


Figura 1.15 Cambios de presión a través del disco.
(Fuente: [17])

En tanto, la velocidad del flujo inicialmente es V_0 , y aumenta suavemente a V_s , pasando por una velocidad intermedia V_d al momento de ingresar al disco.

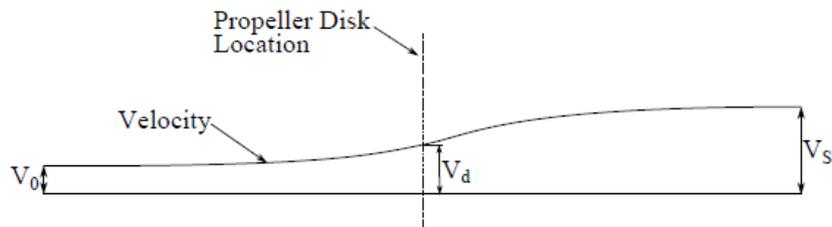


Figura 1.16 Cambio en la velocidad a través del disco.
(Fuente: [17])

Considerando esto se puede entonces calcular el empuje que la propela es capaz de ejercer mediante la teoría clásica de la cantidad de movimiento [17]. Luego, a partir de las ecuaciones de Bernoulli se puede calcular la caída de presión a través del disco. Mediante una serie de relaciones matemáticas se llega a concluir que la velocidad de la corriente en el instante previo a su ingreso al disco de la propela ya ha aumentado su velocidad en una cantidad igual a la mitad del incremento total de la velocidad de la corriente al pasar por la propela.

Por otra parte, la eficiencia se define como el trabajo a la salida dividido para el trabajo de ingreso al sistema. El trabajo de ingreso puede ser definido como la energía cinética del sistema y el trabajo a la salida se puede tomar como el empuje multiplicado por la velocidad. Para evaluar la eficiencia de la propela se describe en esta teoría un factor adimensional para el empuje conocido como coeficiente de empuje:

$$C_t = \frac{F_t}{\frac{1}{2}\rho V_0^2 A} \quad 1.6$$

Sin embargo, la teoría de cantidad de movimiento, a pesar de ser útil para encontrar un valor de eficiencia ideal para la propela, no tiene un valor real en describir de manera precisa el funcionamiento de una propela puesto que no toma en cuenta factores decisivos como el torque [10].

1.5.2.7. Teoría del Elemento de Pala (BET)

Es otra de las teorías fundamentales de propelas. La teoría del elemento de pala (BET por sus siglas en inglés) investiga la acción de las cargas sobre la propela en mayor detalle. Para esto, se considera que la propela está conformada por un gran número de pequeños elementos sobre los cuales inciden las fuerzas del aire. La diferencia fundamental con la teoría de la cantidad de movimiento es que en esta el estudio se enfoca en el flujo de aire, mientras que en la teoría de elementos de pala el enfoque está fijado en las fuerzas sobre la propela. Se atribuye su desarrollo a Drzewiecki (1907), basado en las publicaciones de Froude (1878).

El método consiste en calcular la sustentación y arrastre en cada elemento para luego calcular el empuje y torque sobre cada elemento y finalmente sumar los efectos de cada elemento para encontrar las cargas totales sobre la propela. En la figura 1.18. se muestra esquemáticamente un elemento diferencial para la teoría de elementos de pala.

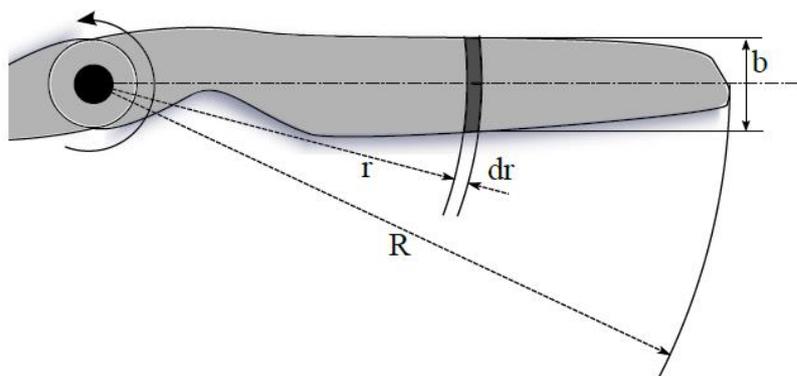


Figura 1.17 Elemento diferencial de pala.
(Fuente: [17])

En este elemento se puede calcular la sustentación y el arrastre a partir de los coeficientes adimensionales descritos anteriormente.

$$dL = qC_L bdr \quad 1.7$$

$$dD = qC_D bdr \quad 1.8$$

Donde q es la presión dinámica y se define como:

$$q = \frac{1}{2} \rho V_{rel}^2 \quad 1.9$$

Considerando que el empuje se ejerce en dirección paralela al plano de rotación y el torque es perpendicular a este, como se muestra en la figura 1.13, se puede calcular estas fuerzas como:

$$dF_t = dL \cos(\phi) - dD \sin(\phi) \quad 1.10$$

$$dQ = r dF \quad 1.11$$

Desarrollando las ecuaciones de empuje y torque y considerando que:

$$V_{Rel} = \frac{V_0}{\sin(\phi)} \quad 1.12$$

Se llega a las expresiones simplificadas para empuje y torque:

$$dF_t = \frac{1}{2} \rho V^2 bdr C_L \left(\frac{\cos(\gamma + \phi)}{\sin^2 \phi \cos \gamma} \right) \quad 1.13$$

$$dQ = \frac{1}{2} \rho V^2 bdr C_L \left(\frac{\sin(\gamma + \phi)}{\cos \gamma \sin^2 \phi} \right) \quad 1.14$$

Estas ecuaciones pueden ser integradas a lo largo del radio de la cuchilla para encontrar el torque y empuje total generados por una cuchilla.

$$F_t = \int_0^r \frac{1}{2} \rho V^2 bdr C_L \left(\frac{\cos(\gamma + \phi)}{\sin^2 \phi \cos \gamma} \right) \quad 1.15$$

$$Q = \int_0^r \frac{1}{2} \rho V^2 brdr C_L \left(\frac{\sin(\gamma + \phi)}{\cos \gamma \sin^2 \phi} \right) \quad 1.16$$

Finalmente, ese valor se multiplica por el número de cuchillas para encontrar el empuje y el torque total sobre la propela. La eficiencia se calcula de la misma manera que en la teoría de cantidad de movimiento.

$$\eta = \frac{F_t V_0}{2\pi n Q} \quad 1.17$$

En [18] se describe que la eficiencia calculada en un elemento situado a $0.75R$ describe la eficiencia de toda la cuchilla.

1.5.2.8. Teoría Combinada de Momento y Elemento de Pala (BEMT)

Si se toman las ecuaciones de la teoría del elemento de pala y se las combina con lo que deduce la teoría de momento, es posible tomar en consideración las velocidades inducidas en los planos axial y rotacional. Adkins y Liebeck [33], realizan esta formulación para introducir a las ecuaciones de empuje y torque del BET dos factores de interferencia a y a' . El factor de interferencia axial a es el incremento en la velocidad del flujo anterior a la propela, como indica la teoría del momento. De manera similar, el factor de interferencia rotacional a' es la disminución de la velocidad rotacional relativa del flujo. La Figura 1.18 muestra las modificaciones de estos factores en el diagrama vectorial de velocidades del BET [17].

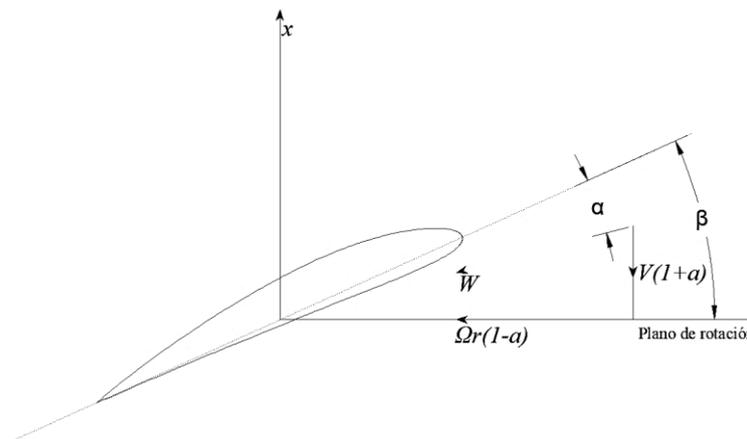


Figura 1.18 Factores de interferencia axial y rotacional en BEMT.
(Fuente: Propia)

Adkins y Liebeck [33], y Glauert [48] de manera más detallada, proporcionan las ecuaciones 1.18 y 1.19 para empuje y torque usando BEMT. En el presente documento, las características geométricas de las propelas y la estimación del empuje generado se obtienen usando BEMT.

$$F_t = \int_0^r 2\pi r \rho V(1+a)(2VaF) dr \quad (1.18)$$

$$\frac{dQ}{r} = \int_0^r 8\pi \rho n r^2 V a'(1+a)F dr \quad (1.19)$$

Donde F es el factor de pérdidas de Prandtl. Este factor se describe de manera detallada en la sección 2.3.4.

1.5.3. Método del Elemento Finito

El método de elementos finitos (MEF o FEM por sus siglas en inglés) es un método numérico desarrollado en la década del 50, originalmente con la finalidad de ser aplicado para estructuras y que luego fue desarrollado para casi cualquier campo de la ingeniería y ciencias. En estos campos los problemas suelen ser modelados a través de ecuaciones diferenciales parciales, cuya solución en ciertos casos es desconocida. Por esta razón se recurren a los métodos numéricos para alcanzar una solución aproximada. El MEF consiste en una técnica matemática que construye soluciones aproximadas para problemas con condiciones de borde dividiendo el dominio en un número finito de subdominios usando conceptos variacionales para integrar una solución aproximada del problema. [19]

Este método permite resolver desde problemas estáticos lineales simples hasta problemas no lineales dinámicos transitorios de alta complejidad. El método de elementos finitos puede ser visto como un método para encontrar soluciones aproximadas para ecuaciones diferenciales parciales, transformando estas ecuaciones diferenciales en ecuaciones algebraicas que se pueden resolver con mayor facilidad. [20]

Comúnmente, los elementos que se utilizan en el MEF poseen geometrías determinadas. Estas están delimitadas por puntos denominados nodos, en los que se aplican las condiciones límite de manera individual. Pueden ser lineales, bidimensionales o tridimensionales, como se muestran en la figura 1.19.

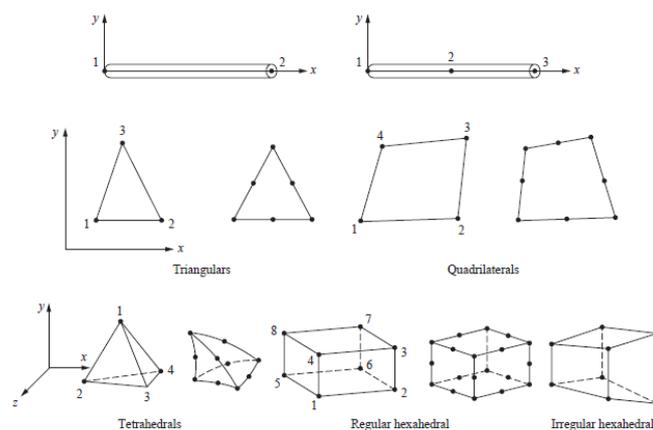


Figura 1.19 Tipos de elementos finitos.
(Fuente: Logan, D. (2012))

Actualmente existen varios programas comerciales como ANSYS, Nastran, Mathematica, Abaqus, etc. que le permiten al usuario establecer forma, tamaño y distribución de los elementos finitos a lo largo del dominio.

2. METODOLOGÍA

Esta sección se desarrolla partiendo de una configuración conocida de un vehículo aéreo no tripulado tipo BWB de tamaño mediano cuyas características son conocidas. Para dicha configuración se debe seleccionar un motor capaz de generar la potencia necesaria para sustentar el vuelo.

El estudio parte de las características del “BAT 12” (Fig. 2.1); un UAV tipo BWB de tamaño mediano desarrollado por Northrop Grumman. De las características aerodinámicas del UAV se encuentran los requerimientos de empuje que debe generar el sistema de propulsión. Esta información junto con las condiciones de operación de la aeronave y un perfil aerodinámico comercial, permiten conseguir una configuración completa de la propela, incluyendo los ángulos de ataque, espesores y longitudes de cuerda en diferentes secciones a lo largo del radio de la propela; utilizando un método iterativo que asegura que la geometría encontrada sea la más adecuada para las condiciones dadas. Se evaluarán distintas configuraciones de propela (velocidades de rotación, diámetros, coeficientes de sustentación) para a su vez evaluar la eficiencia de cada configuración y escoger la más óptima. Con esta información es posible aplicar la teoría de los elementos de pala para encontrar las cargas que afectan a la propela durante el vuelo.

El análisis de estas cargas y cómo afectan a la propela, cuyo material de construcción es el aluminio, se realiza utilizando ANSYS 18; un software de simulación mediante el Método de Elementos Finitos comercialmente distribuido; posterior a la validación de los resultados. Para esto se modela una pala de la propela en un software CAD; específicamente Inventor; tras lo cual el modelo se exporta a ANSYS para la aplicación de las cargas. Esto se realiza usando un modelo de interacción fluido-sólido (FSI), exportando la presión sobre la pala encontrado con Fluent a un módulo estructural dentro del programa.

Los esfuerzos y las deformaciones obtenidas en ANSYS sirven como guía para realizar un análisis cualitativo y cuantitativo de la integridad de la propela durante el vuelo.

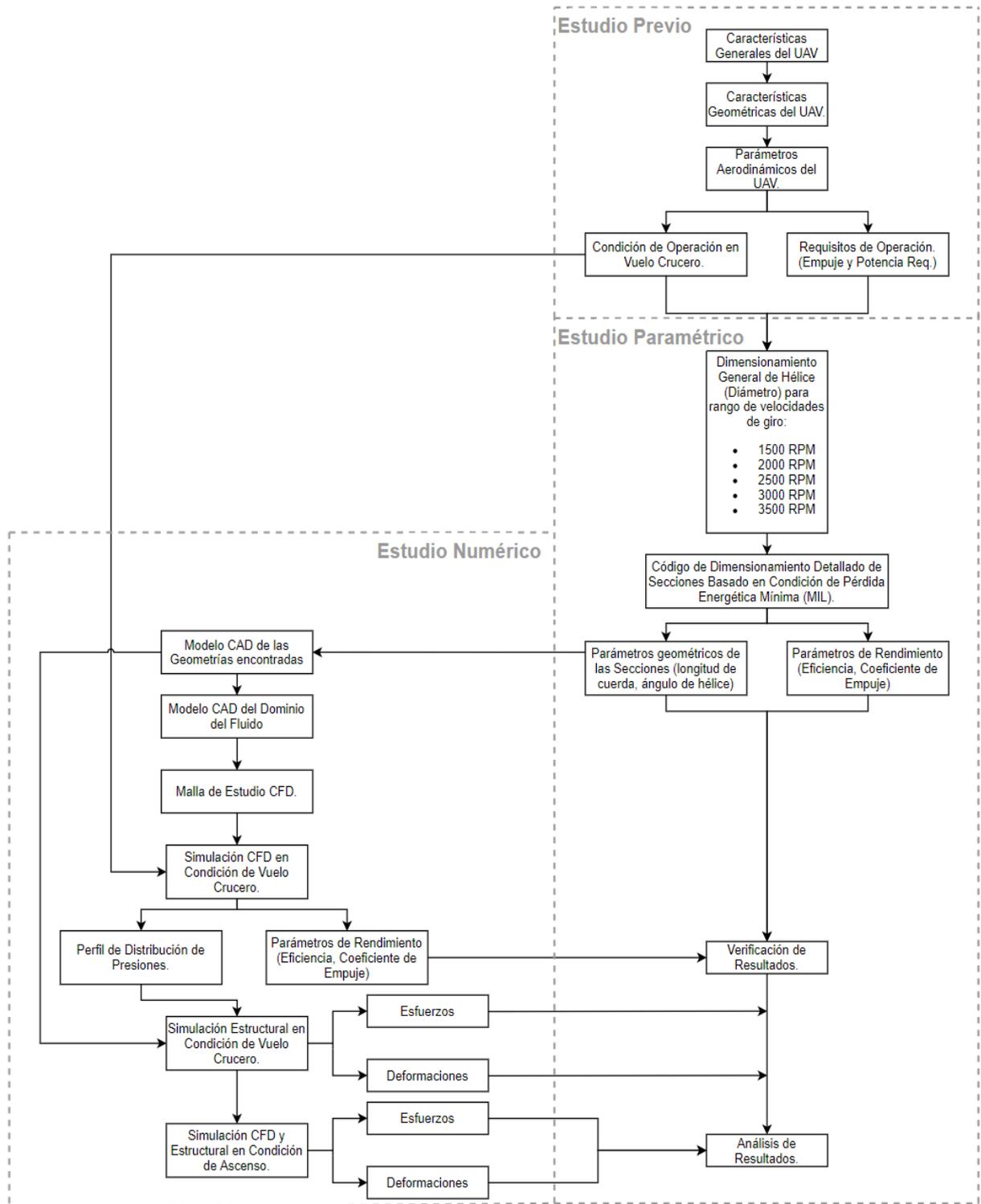


Figura 2.1 Metodología para el desarrollo del estudio.
(Fuente: Propia)

2.1 Características del BAT 12

El Bat 12 es un vehículo aéreo no tripulado propiedad de Northrop Grumman; una compañía norteamericana de defensa militar y desarrollo aeroespacial. El Bat 12 es una aeronave de tipo fuselaje integrado diseñado para volar a altitudes medias a una velocidad máxima de 170 km/h.

El Bat 12 tiene la capacidad de realizar vuelos prolongados y fue diseñado para realizar misiones de inteligencia, reconocimiento y vigilancia en amplias extensiones de terreno. Además, puede ser usado en aplicaciones de seguridad privada, monitoreo aéreo, agricultura, inspecciones de tubería, líneas eléctricas, etc. Originalmente llamado KillerBee, fue desarrollado por Swift Engineering y posteriormente adquirido por Northrop Grumman en 2009.

El fuselaje está construido a partir de compuestos de fibra de carbono y vidrio, otorgándole alta eficiencia estructural. Su estructura tipo fuselaje integrado le permite reducir el arrastre aerodinámico y le otorga un mejor rendimiento de combustible, lo que a su vez le da la capacidad de vuelo sustentado por mayor tiempo. [21]



Figura 2.2 BAT 12 en vuelo.
(Fuente: Northrop Grumman, 2010)

Especificaciones

Tabla 2.1 Especificaciones del Bat 12.

Parámetro	Cantidad
Envergadura	12 pies (3.6m)
Longitud	6.3 pies (1.9m)
Peso máximo de despegue (MTOW)	220 lbs (99.8 kg)
Altitud máxima de vuelo	20000 psnm (6100 msnm)
Velocidad máxima a nivel de vuelo	89 ktas (164 km/h)
Velocidad crucero	63 ktas (115 km/h)

Fuente: [22]

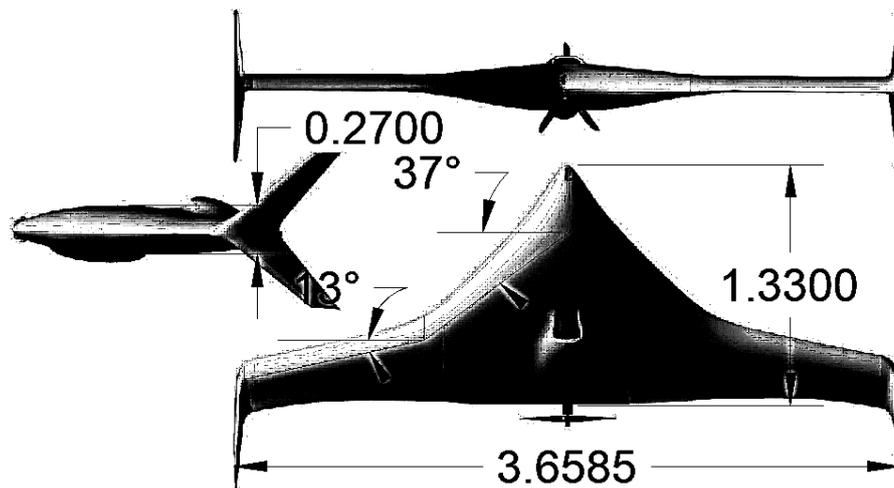


Figura 2.3 Dimensiones del Bat 12.
(Fuente: Northrop Grumman, 2010)

2.2 Determinación de Características Aerodinámicas del UAV.

Un parámetro importante que se debe conocer para obtener las características geométricas de una propela usando el procedimiento detallado en este documento es el empuje y la potencia que requiere la aeronave para mantenerse en vuelo sustentado para la condición de operación en base a la que será diseñado. Esta sección detalla el procedimiento seguido para obtener las características aerodinámicas del UAV que a su vez permiten obtener las curvas de empuje requerido (arrastre) y potencia requerida.

2.2.1 Empuje Requerido.

Para modelar una propela que sea capaz de generar suficiente empuje para mantener al UAV en vuelo sustentado, es necesario conocer la fuerza de arrastre que se genera sobre la aeronave durante su vuelo. Por lo tanto, la potencia y el empuje requeridos por el UAV deben ser estimados. El empuje requerido para mantener la aeronave en vuelo crucero [23] es igual a:

$$T = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_{D_0} + \frac{2KW^2}{\rho V^2 S} \quad (2.1)$$

Donde ρ es la densidad del fluido, V la velocidad crucero de la aeronave, S la superficie mojada de la aeronave, K y C_{D_0} son parámetros característicos de la aeronave y W es el peso total del UAV.

2.2.1.1 Coeficiente de Arrastre en Sustentación Cero (C_{D_0})

El coeficiente de arrastre en sustentación cero (C_{D_0}) para alas a velocidades subsónicas según DATCOM (1978) es:

$$C_{D_0} = C_f \left[1 + L \left(\frac{t}{c} \right) + 100 \left(\frac{t}{c} \right)^4 \right] R_{L.S.} \frac{S_{wet}}{S_{ref}} \quad (2.2)$$

Donde C_f es el coeficiente de fricción de la piel de la aeronave; un factor que toma en cuenta el arrastre generado por el fluido sobre los componentes de la aeronave. L es un parámetro de espesor del perfil. Si el punto de máximo espesor del perfil aerodinámico se encuentra a una distancia igual o mayor a $0.3c$ medida desde el borde de ataque o incidencia se toma un valor de 1.2; caso contrario el valor de L es igual a 2. A su vez, $R_{L.S.}$, denominado factor de corrección de la superficie de sustentación, se obtiene como una función del número de Mach y el ángulo de barrido de la línea de máximo espesor del ala, a partir de la figura 2.3.

Para determinar estos parámetros es necesario contar con información sobre las características del perfil aerodinámico del ala del UAV. Dado que esta información no es proporcionada por el fabricante, se procede a realizar la estimación usando perfiles aerodinámicos que se ajusten geoméricamente y cuyas características aerodinámicas sean las adecuadas para una aeronave de este tipo. Además, se recurrió a perfiles

comúnmente usados para porciones internas y externas de aeronaves tipo fuselaje integrado. La selección de los perfiles aerodinámicos adecuados para aeronaves de tipo fuselaje integrado es crucial. Esta selección se basó en las características descritas en [37] para la asignación de perfiles aerodinámicos para aeronaves tipo BWB. Los perfiles escogidos deben tener un momento de cabeceo (C_m) bajo o igual a cero para ángulos de ataque (α) bajos. Para este estudio se escogieron dos perfiles, uno para la sección interna del UAV, y otro para la sección externa. Ambos perfiles cuentan con momentos de cabeceo cercanos a cero y se ajustan geoméricamente a las dimensiones del Bat 12.

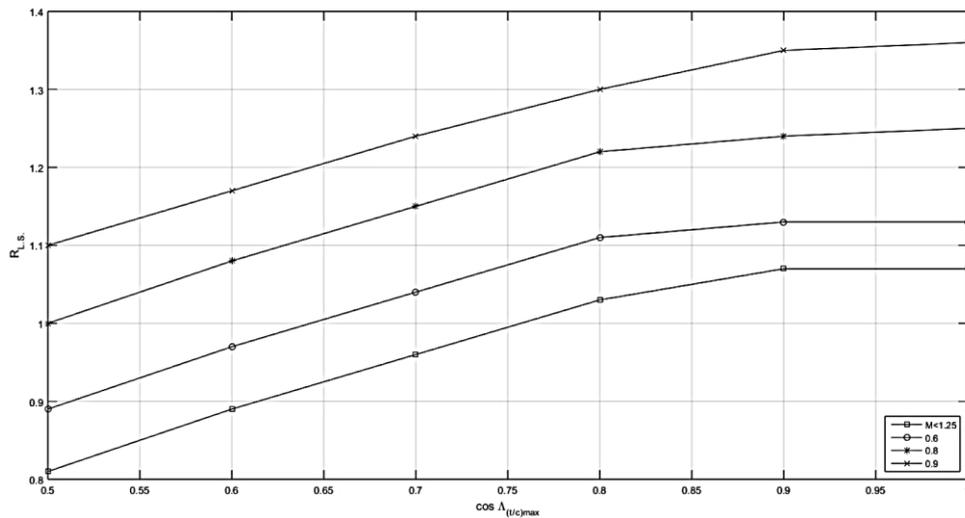


Figura 2.4 Factor de corrección de la superficie de sustentación.
(Fuente: [26])

Para el perfil HS255, considerado para la porción externa del ala, la posición de máximo espesor se encuentra en $0.282c$; por lo tanto, el parámetro L es igual a 2. El perfil NACA 23021, que se tomó en cuenta para la porción interna de la aeronave, tiene una posición de máximo espesor exactamente igual a $0.3c$ y por lo tanto L es igual a 2. Por su parte, puesto que el ala posee una configuración no recta, se divide a la misma en dos áreas de configuración alar aproximadamente constante, con la finalidad de encontrar sus ángulos de espesor máximo. Estos ángulos se muestran en la Figura 2.3. Para encontrar el factor $R_{L,S}$ para este caso se sigue el procedimiento que describe DATCOM (1978), sección 4.1.5.1. El procedimiento se encuentra detallado en el Anexo I.

Tras obtener el arrastre parasítico del fuselaje ($C_{D0}=0.03693$), se debe sumar el aporte al arrastre del tren de aterrizaje. Según Göten, et al (2018) [28], el tren de aterrizaje de aeronaves puede representar entre el 15 y el 28% del total del arrastre parasítico. El aporte

del tren de aterrizaje depende de la geometría de este y de si es o no retractable. Sumando este valor al arrastre parasítico calculado, el nuevo valor de C_{D_0} es:

$$C_{D_0} = 0.05129$$

2.2.1.2 Parámetro Aerodinámico K.

El parámetro K se calcula como:

$$K = \frac{1}{\pi e AR} \quad (2.3)$$

Donde e se conoce como el “factor de Oswald”, que es un factor que toma en cuenta cualquier desviación de la distribución elíptica ideal de la sustentación, y AR es la relación de aspecto o “aspecto ratio”. La relación de aspecto es el cociente entre el cuadrado de la envergadura de la aeronave y su superficie mojada.

$$AR = \frac{b^2}{S} = \frac{(3.6585m)^2}{4.315m^2} = 3.105$$

El factor de Oswald, en general, se considera que puede ser encontrado por:

$$e = \frac{1}{Q + P\pi AR} \quad (2.4)$$

Donde Q expresa una parte ideal o no viscosa del flujo y P la parte viscosa. Obert (2009) a partir del ensayo de un gran número de aeronaves obtuvo un diagrama empírico y propone que el factor de Oswald puede ser calculado con $Q=1.05$ y $P=0.007$.

$$e = \frac{1}{1.05 + 0.007\pi \times 3.105} = 0.894$$

Entonces el parámetro K es igual a:

$$K = \frac{1}{\pi \times 0.894 \times 3.105} = 0.1146$$

Finalmente, se debe agregar el peso del tren de aterrizaje. En [29] se estima que el peso del tren de aterrizaje de un UAV representa el 5% del total del peso máximo de despegue. El empuje como función de la velocidad se muestra en la Fig. 2.5.

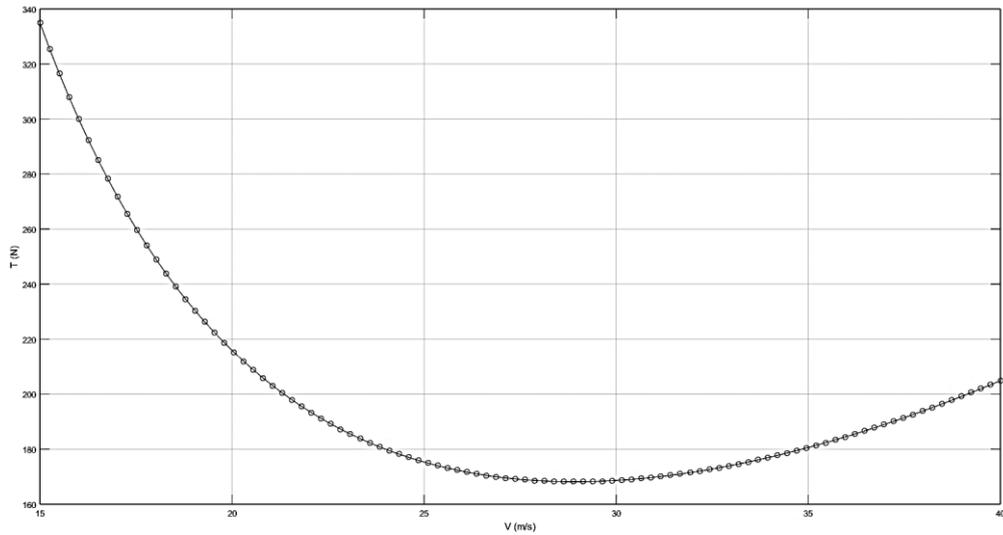


Figura 2.5 Empuje requerido.
(Fuente: Propia)

2.2.2 Potencia Requerida.

La potencia requerida se calcula usando los mismos parámetros aerodinámicos del UAV usados para obtener el arrastre. La potencia que debe generar la propela para mantener el nivel de vuelo en crucero es igual al producto entre el empuje generado y la velocidad de vuelo del UAV. La ecuación desarrollada se muestra en la ecuación 2.5.

$$P = \frac{1}{2}\rho V^3 S C_{D_0} + \frac{2KW^2}{\rho VS} \quad (2.5)$$

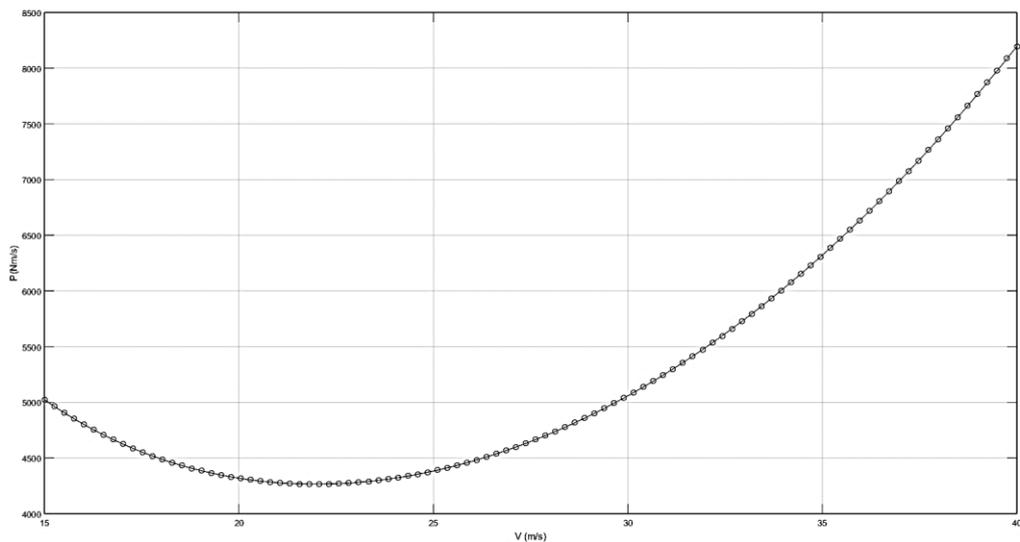


Figura 2.6 Potencia requerida.
(Fuente: Propia)

2.2.3 Velocidad de Estagnación (Entrada en Pérdida)

La velocidad de estagnación es la velocidad a la que el UAV no es capaz de generar suficiente fuerza de sustentación para mantenerse en vuelo. Es necesario determinar esta velocidad para conocer la velocidad mínima del UAV y otros parámetros como la velocidad de despegue y aterrizaje.

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{Lmax}}} \quad (2.6)$$

Considerando que la aeronave consta de dos perfiles aerodinámicos diferentes, para el panel interno NACA23021 el coeficiente de sustentación máximo es igual a 1.3529 a un ángulo de ataque igual a 16°. Para el panel externo HS522 el coeficiente de sustentación máximo tiene un valor de 1.3708 a un ángulo de ataque de 13°. Estos resultados se muestran en la Figura 2.7.

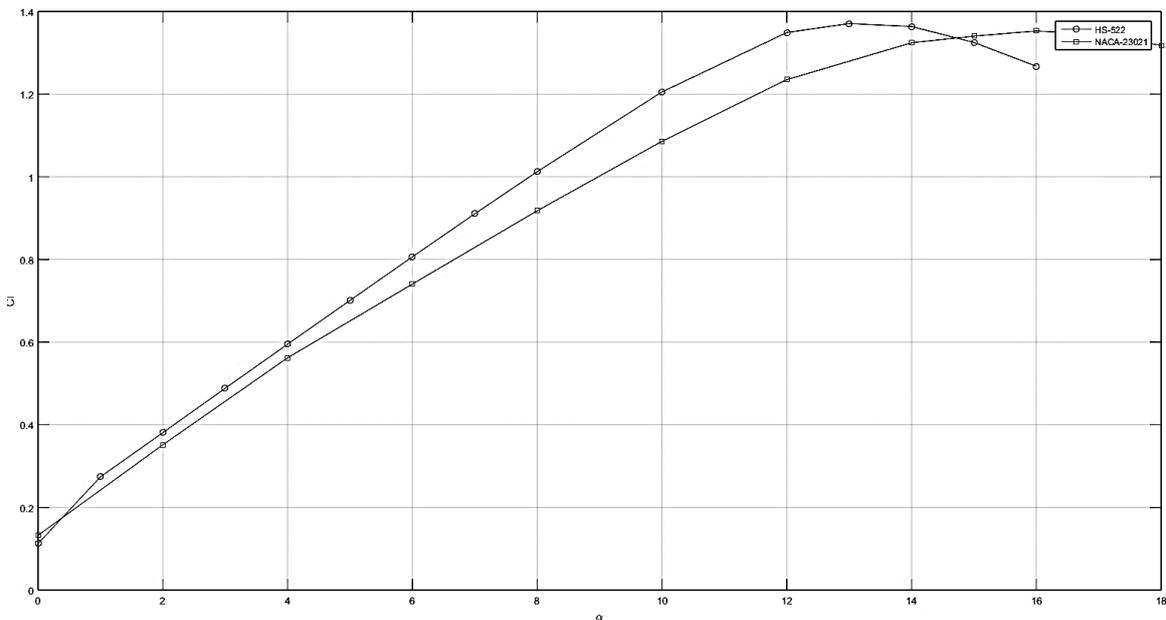


Figura 2.7 Coeficiente de sustentación para perfil interno y externo.
(Fuente: Propia)

Para casos en los que se tiene varios perfiles aerodinámicos a lo largo de la envergadura de la aeronave se puede aplicar el método de la sección crítica.

La teoría de la sección crítica, desarrollada por Abbott y van Doenhoff [31] en 1949; establece que un método para encontrar la sustentación máxima de un aeronave consiste

en encontrar una curva de distribución de sustentación a un ángulo de ataque definido según la teoría VLM (Vortex-Lattice Method) con un valor seccional de sustentación que se acerque en una medida predeterminada (típicamente un error porcentual menor al 1%) a la curva trazada con los valores bidimensionales de sustentación de los perfiles aerodinámicos en cuestión a lo largo de la envergadura de la aeronave.

Para encontrar la distribución de la sustentación a distintos ángulos de ataque se usó el software AVL (Athena Vortex Lattice), que es un programa de software libre que permite analizar el comportamiento aerodinámico de una aeronave a distintas condiciones de operación. Los resultados se muestran en el Anexo II.

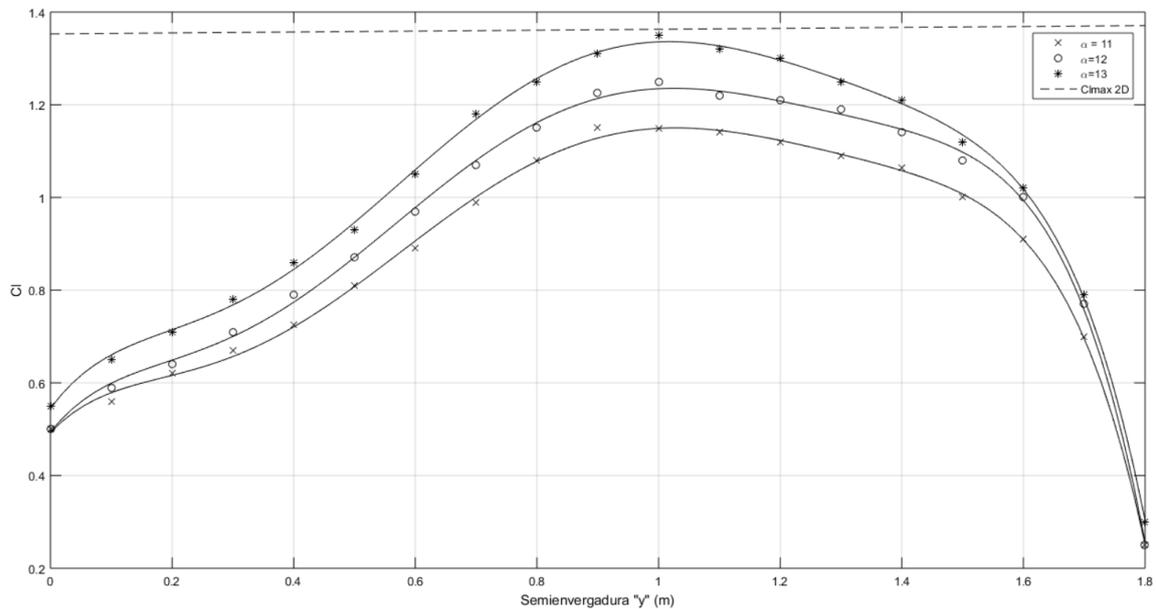


Figura 2.8 Aplicación del método de sección crítica.
(Fuente: Propia)

Una vez aplicado el método de la sección crítica se obtiene que el ángulo de ataque de estagnación (α_{stall}) es igual a 13° (Figura 2.8), correspondiente a un coeficiente de sustentación máximo ($C_{l_{max}}$) igual a 1.3558. Con estos datos se calcula la velocidad de estagnación usando la ecuación 2.6.

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2 \times 105.1 \text{ kg} \times 9.81}{0.90925 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \times 4.315 \text{ m}^2 \times 1.3558}} = 19.68 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

2.2.4 Determinación de la Velocidad Crucero

Miller [35] describe que la velocidad crucero optima es igual a $1.316V_{D_{min}}$, que se refiere a la velocidad de vuelo a la que se genera menor arrastre. De la ecuación de empuje requerido (arrastre), y la Fig. 2.5 se obtiene que el valor de velocidad para el cual el arrastre es mínimo es igual a 28.78m/s. Por ende, la velocidad crucero seleccionada será igual a 37.9m/s (85mph). A esta velocidad se requiere producir un empuje de 193.45N y una potencia de 7331.62 Nm/s (9.82hp).

2.3 Dimensionamiento de la propela

La eficiencia de una propela, que suele rondar entre el 80 y 90%, comienza a caer violentamente cuando la velocidad al extremo de la cuchilla supera una velocidad de 0.85 Mach. Esto sucede porque el aire cercano a las secciones de mayor espesor de la propela alcanzará Mach 1, creando una onda de choque que altera el flujo de aire y disipa la energía de la propela. El rango de velocidad máxima en el extremo de la cuchilla suele considerarse entre 0.8 y 0.9 Mach; o, en ciertos casos 0.7 y 0.8, si lo que se busca es una reducción en el ruido producido por la propela.

La velocidad del sonido a una altura de 3000m y a la temperatura estándar para dicha altura es igual a 328.58m/s según [35]. El 85% de esta velocidad es la que se considera como la velocidad máxima (limite) que puede experimentar el extremo de la propela.

$$V_{t_{max}} = 0.85 \times 328.58 \frac{m}{s}$$
$$V_{t_{max}} = 279.29 \frac{m}{s}$$

La velocidad en el extremo de la propela es la resultante de las componentes de velocidad rotacional de la propela y la velocidad de avance del UAV, como se expresa en la ecuación 2.7. Despejando el diámetro, se obtiene el diámetro máximo de la propela (ecuación 2.8).

$$V_t = \sqrt{V^2 + (2\pi Rn)^2} < V_{t_{max}} \quad (2.7)$$

$$D_{max} = \frac{\sqrt{V_{t_{max}}^2 - V^2}}{\pi \left(\frac{rpm}{60s}\right)} \quad (2.8)$$

2.3.1 Numero de Cuchillas y Coeficiente de Sustentación de Diseño

La selección del número de cuchillas que componen la propela no se basa en un método de selección rígido. En general, para seleccionar el número de cuchillas se considera que teóricamente, a mayor número de propelas se genera una mayor fuerza de empuje al costo de generar mayor fuerza de arrastre, disminuyendo la eficiencia. Un menor número de cuchillas, sin embargo, requiere de un mayor diámetro para aprovechar la potencia entregada a la propela. Para el presente estudio se evalúan propelas de 3, 4 y 5 cuchillas operando a distintas velocidades de rotación para realizar un estudio comparativo de las eficiencias resultantes y la integridad estructural de cada configuración.

Usualmente durante la etapa de diseño se suele designar un coeficiente de sustentación que se desea obtener en las distintas secciones de la propela durante su operación. En la sección 1.5.2 se detallan los métodos de diseño disponibles para diseñadores para obtener la distribución del coeficiente de sustentación en la propela. Sin embargo, uno de los métodos más sencillos y comunes de diseño en este aspecto consiste en asignar un coeficiente de sustentación constante para toda la propela [33][45]. En el presente documento se utiliza este método de diseño realizando una comparación de las eficiencias resultantes usando valores del coeficiente de sustentación de diseño entre 0.3 y 0.5. Cuando se escoge un coeficiente de diseño constante para la propela usualmente se usan valores entre 0.5 y 0.7 [49], sin embargo, en [50] se recomienda usar valores debajo de 0.5 si se desea obtener secciones de mayor espesor o en aplicaciones de alta velocidad.

2.3.2 Determinación del Diámetro

Existen varios métodos disponibles para determinar el diámetro de una propela. Uno de ellos es el método simplificado descrito en [15], donde se provee una ecuación que permite obtener el diámetro de una propela de metal dada la potencia de freno del motor asociado a la propela y el número de aspas de esta (ecuación 2.9).

$$D = K_p \sqrt[4]{P_{BHP}} \quad (2.9)$$

Donde K_p es un factor dependiente del número de aspas de la propela. El factor K_p se encuentra detallado en la tabla 2.2.

En el presente documento no se realiza la evaluación de un emparejamiento motor-propela, en su lugar se pretende evaluar diferentes configuraciones de propelas para diferentes velocidades de rotación, por lo tanto, considerando que la ecuación 2.9 no permite obtener propelas de distintos diámetros para distintas velocidades de rotación, se recurre al método descrito en [13] que permite obtener distintos diámetros como función de la velocidad de rotación, la potencia de la propela y la velocidad de avance.

Tabla 2.2 Factor K_p para propelas de metal

Tipo de Propela	K_p (P en BHP y D en pulg.)	K_p (P en kW y D en m)
Dos aspas	20.4	0.56
Tres aspas	19.2	0.52
Cuatro aspas o más	18.0	0.49

(Fuente: [15][34])

Se sigue el método descrito en NACA TN 212 [13] para la selección del diámetro. La estimación del diámetro se realiza tomando en cuenta varias velocidades de rotación de la propela con la finalidad de evaluar a qué velocidad la eficiencia es mayor. Se toman valores entre 1500 y 3500rpm que son velocidades típicas de rotación de motores de UAVs comercialmente disponibles. Se toma este rango de velocidades para comparar tanto eficiencias como la influencia de la fuerza centrífuga generada por la rotación de la propela a bajas y altas velocidades.

Existen varios coeficientes que deben tomarse en cuenta para dimensionar una propela y determinar si su rendimiento es el apropiado para las dimensiones seleccionadas. Uno de los primeros factores a tomar en cuenta es el factor J , llamado “factor de relación de avance”. Cualquier propela de paso p y diámetro D tiene una condición de operación definida o un valor de J a la cual trabajará bajo su máxima eficiencia. [13]

$$J = \frac{V_F}{ND} \quad (2.10)$$

Donde V_F es la velocidad de vuelo de la aeronave, N es la velocidad rotacional del eje de la propela en RPM y D es el diámetro de la propela.

Dadas la potencia de operación, la velocidad del eje en rpm y la velocidad de vuelo de la aeronave se utiliza un nomograma para encontrar un coeficiente de desempeño. Las instrucciones descritas en el TN 212 de la N.A.C.A. indican que se debe trazar una recta que cruce entre los HP y RPM de funcionamiento y que se extienda hasta la línea de referencia a la derecha del nomograma. Se toma luego este punto como punto de inicio para trazar una segunda recta que pase por la velocidad de vuelo del caso de estudio y que se extienda hasta la parte derecha del nomograma, donde se indicara el coeficiente de desempeño. En la Figura 2.9 se muestra el nomograma tomado de TN 212.

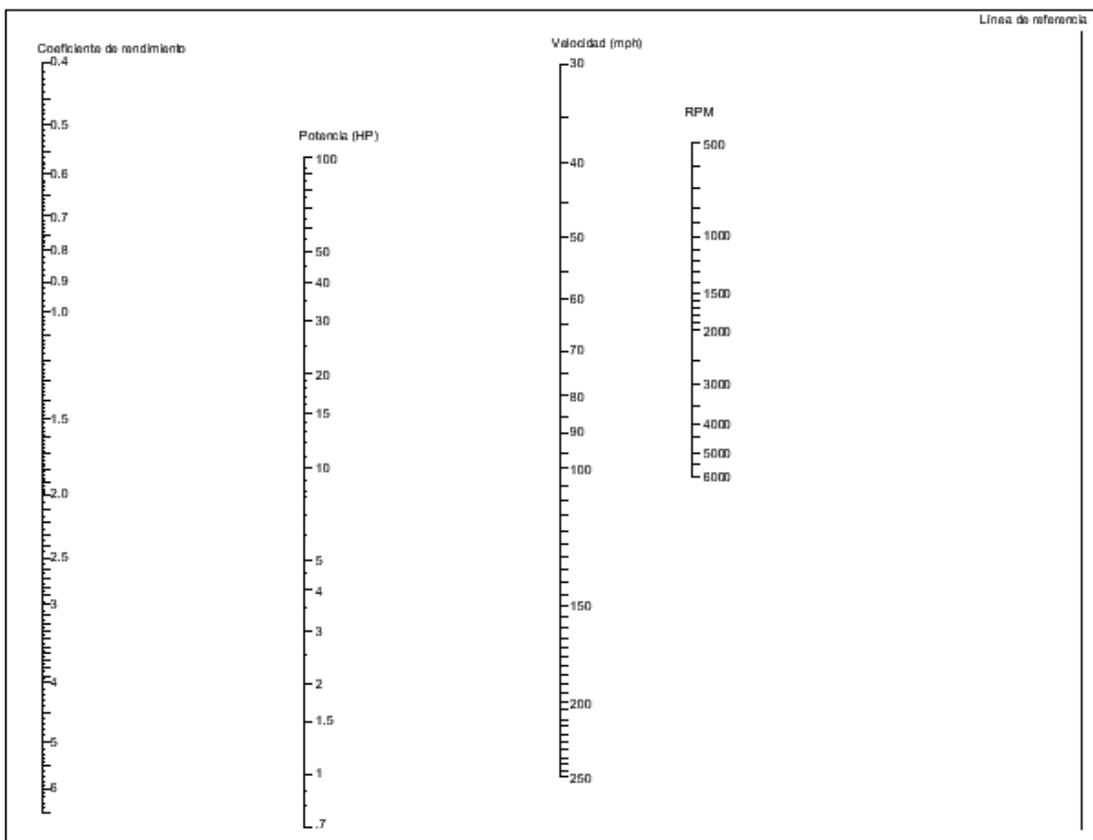


Figura 2.9 Nomograma de Coeficiente de Desempeño.
(Fuente: N.A.C.A. TN 212)

Una vez encontrado el coeficiente se procede a calcular la relación de avance, J , y con este valor encontrar una relación paso-diámetro (p/D) en el siguiente diagrama:

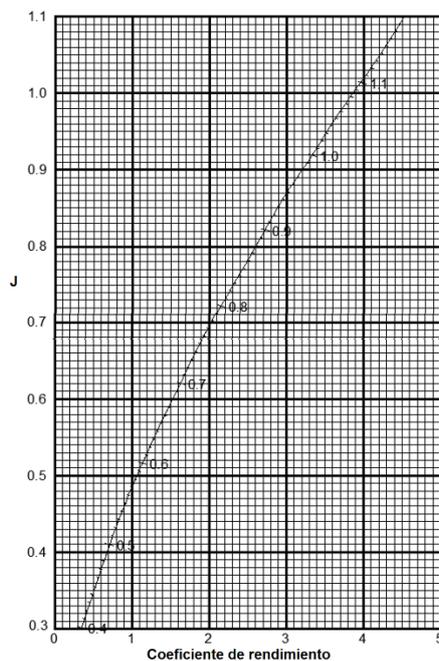


Figura 2.10 Diagrama J vs coeficiente de desempeño.
(Fuente: N.A.C.A. TN 212)

Encontrado estos valores es posible determinar el diámetro ideal para los parámetros de vuelo seleccionados. La estimación de los diámetros usando las tablas provistas en TN 212 se muestra en el Anexo III y los resultados en la Tabla 2.3.

Tabla 2.3 Diámetro de propela para diferentes velocidades

Rpm	D_{TN212}	D_{max}	J
1500	1.48	3.52	1.02
2000	1.30	2.64	0.87
2500	1.17	2.11	0.77
3000	1.08	1.76	0.70
3500	0.99	1.51	0.65

(Fuente: Propia)

Los diámetros encontrados son evaluados en el proceso de dimensionamiento de la sección 2.3.4 para determinar la geometría de las secciones determinando configuraciones de propelas de 3, 4 y 5 aspas y coeficiente de sustentación de diseño igual a 0.3. Las propelas de 4 aspas además fueron evaluadas con coeficientes de sustentación de diseño de 0.5, evaluando un total de 4 configuraciones por velocidad. Estas mismas configuraciones se modelan usando un software CAD y son importadas en ANSYS para realizar simulaciones aerodinámicas y estructurales de cada configuración.

2.3.3 Determinación de la Eficiencia Preliminar

Para la selección del diámetro se necesita una estimación inicial de la eficiencia de la propela. Para esto, Gudmundsson [34] describe un algoritmo para calcular la eficiencia preliminar de diseño a partir de un método iterativo basado en el BEM. Esta eficiencia será útil para determinar la potencia que debe entregar el motor para que la propela genere la potencia requerida según la ecuación 2.11, parámetro necesario para seguir el procedimiento descrito en TN 212.

$$\eta_p P_{motor} = P_{propulsion} \quad (2.11)$$

Los pasos para determinar la eficiencia preliminar en el dimensionado de propelas según [34] son:

- Paso 1: Establecer potencia, P , velocidad de vuelo, V , altitud, H y área del disco propulsor, A .
- Paso 2: Establecer valores iniciales para la eficiencia de la propela, η_p (0.5 recomendado), y la eficiencia del perfil viscoso, η_v (0.85 recomendado).
- Paso 3: Determinar el empuje mediante:

$$T = \frac{\eta_p \times 550 \times P_{BHP}}{V} \quad (2.12)$$

- Paso 4: Determinar la velocidad inducida con la ecuación:

$$w = \frac{1}{2} \left[-V + \sqrt{V^2 + \frac{2T}{\rho A}} \right] \quad (2.13)$$

- Paso 5: Calcular la eficiencia ideal de la propela usando:

$$\eta_i = \frac{1}{\left(1 + \frac{w}{V}\right)} \quad (2.14)$$

- Paso 6: Determinar la nueva eficiencia de la propela como el producto entre η_v y η_i :

$$\eta_{p_{new}} = \eta_v \times \eta_i \quad (2.15)$$

- Paso 7: Calcular la diferencia entre la nueva eficiencia y la inicial. Si esta es mayor que 0.0001, regresar al paso 3.

Se obtiene una eficiencia de 0.8. La potencia entregada por el motor será entonces de 12.12 hp.

2.3.4 Determinación de la Distribución de Cuerda y Ángulo de Hélice

Para determinar la geometría de las secciones de la propela a lo largo del radio de esta se recurre al procedimiento descrito por Adkins y Liebeck [33]. El procedimiento se basa en una combinación de las teorías de momento y de elemento de pala (BEMT) inicialmente descrita por Glauert [51]. La metodología de diseño de las secciones se basa en las condiciones de las pérdidas energéticas mínimas o pérdidas inducidas mínimas (MIL por sus siglas en inglés) desarrollada por Betz [52]. Como variables de ingreso para este método se debe especificar:

- La potencia o empuje de funcionamiento de la propela (P o T).
- Radio del cubo y extremo de la hélice (r_h y R).
- Velocidad de rotación (Ω).
- Velocidad de flujo libre (V).
- Numero de cuchillas (B).
- La distribución del coeficiente de sustentación o el coeficiente de sustentación de diseño ($C_{l(r)}$).
- Un numero definido de estaciones para las cuales se calculará la longitud de cuerda y ángulo de hélice.

El procedimiento se basa en un método de cálculo iterativo para cada sección de la cuchilla, en el que se busca minimizar hasta un valor aceptable el error entre el valor inicial y final en cada iteración de un parámetro adimensional “ ζ ”. El procedimiento puede resumirse en los siguientes pasos:

- Paso 1: Seleccionar un valor inicial para ζ (se recomienda $\zeta=0$). Para reducir el número de iteraciones y por tanto el tiempo de cálculo, este valor se puede calcular como:

$$\zeta = \frac{0.5 P_c}{\xi_e^2 - \xi_0^2} = \frac{0.5 T_c}{\xi_e^2 - \xi_0^2} \quad (2.16)$$

Donde P_c y T_c son los coeficientes de potencia y empuje, respectivamente, y, ξ_e y ξ_0 son el radio adimensional (r/R) del cubo y el radio efectivo de Prandtl, respectivamente.

$$P_c = \frac{2P}{\rho V^3 \pi R^2} = \frac{2Q\Omega}{\rho V^3 \pi R^2} \quad (2.17)$$

$$T_c = \frac{2T}{\rho V^2 \pi R^2} \quad (2.18)$$

$$\xi_e = 1 - 1.386 \frac{\lambda}{B} \quad (2.19)$$

Donde λ es la relación de velocidades $V/\Omega R$.

- Paso 2: Determinar los valores de F (factor de pérdidas de Prandtl) y φ (ángulo de flujo) para cada estación según:

$$F = \left(\frac{2}{\pi}\right) \arccos(e^{-f}) \quad (2.20)$$

Donde:

$$f = \frac{\left(\frac{B}{2}\right)(1 - \xi)}{\sin \varphi_t} \quad (2.21)$$

Donde φ_t es el ángulo de flujo en el extremo de la cuchilla y se encuentra mediante:

$$\varphi_t = \lambda \left(1 + \frac{\zeta}{2}\right) \quad (2.22)$$

Con este parámetro es posible calcular el ángulo de flujo en cada estación según:

$$\tan \varphi = \frac{\tan \varphi_t}{\xi} \quad (2.23)$$

- Paso 3: Determinar el producto W_c (W es la velocidad resultante y c la longitud de cuerda) y el número de Reynolds a partir de:

$$W_c = \frac{4\pi\lambda GVR\zeta}{C_l B} \quad (2.24)$$

Donde G es la función de circulación y viene dada por:

$$G = Fx \cos \varphi \sin \varphi \quad (2.25)$$

Donde x es la distancia adimensional, o la relación inversa local de velocidad $\Omega r/V$, donde r es el radio de la estación. El número de Reynolds de la sección se puede encontrar dividiendo el producto Wc para la viscosidad cinemática.

- Paso 4: Conocido el número de Reynolds y el coeficiente de sustentación local C_l se puede recurrir a tablas de datos del perfil aerodinámico y encontrar el ángulo de ataque α y la relación arrastre/sustentación ε .
- Paso 5: Determinar el factor de interferencia axial (a) y el factor de interferencia rotacional (a') mediante:

$$a = \left(\frac{\zeta}{2}\right) \cos^2 \varphi (1 - \varepsilon \tan \varphi) \quad (2.26)$$

$$a' = \left(\frac{\zeta}{2x}\right) \cos \varphi \sin \varphi \left(1 + \frac{\varepsilon}{\tan \varphi}\right) \quad (2.27)$$

- Paso 6: Encontrar la velocidad resultante W usando:

$$W = \frac{V(1 + a)}{\sin \varphi} \quad (2.28)$$

- Paso 7: Encontrar la longitud de cuerda dividiendo el producto Wc encontrado en el paso 3 y la velocidad resultante encontrada en el paso 6. Calcular también el ángulo de cuchilla $\beta = \alpha + \Omega$.
- Paso 8: Determinar las cuatro derivadas de J e I e integrar entre $\xi = \xi_0$ hasta $\xi = 1$.

$$I'_1 = 4\xi G(1 - \varepsilon \tan \varphi) \quad (2.29)$$

$$I'_2 = \lambda \left(\frac{I'_1}{2\xi}\right) \left(1 + \frac{\varepsilon}{\tan \varphi}\right) \sin \varphi \cos \varphi \quad (2.30)$$

$$J'_1 = 4\xi G \left(1 + \frac{\varepsilon}{\tan \varphi}\right) \quad (2.31)$$

$$J_2' = \left(\frac{J_1'}{2}\right) (1 - \varepsilon \tan \varphi) \cos^2 \varphi \quad (2.32)$$

- Paso 9: Determinar el nuevo valor de ζ y P_c o T_c , dependiendo de cuál variable de ingreso se haya escogido, mediante:

$$\zeta = \left(\frac{I_1}{2I_2}\right) - \left[\left(\frac{I_1}{2I_2}\right)^2 - \frac{T_c}{I_2}\right]^{\frac{1}{2}} = -\left(\frac{J_1}{2J_2}\right) + \left[\left(\frac{J_1}{2J_2}\right)^2 + \frac{P_c}{J_2}\right]^{\frac{1}{2}} \quad (2.33)$$

$$P_c = J_1\zeta + J_2\zeta^2 \quad (2.34)$$

$$T_c = I_1\zeta - I_2\zeta^2 \quad (2.35)$$

- Paso 10: Determinar el error porcentual entre el ζ inicial y el calculado. Si este no está por debajo del 0.1%, volver al paso 2 con el nuevo valor de ζ .
- Paso 11: Una vez alcanzado el valor mínimo de error determinar la eficiencia como T_c/P_c .

Los diámetros encontrados con el TN 212 para las diferentes velocidades que se muestran en la Tabla 2.2 fueron evaluados con este código para las condiciones de vuelo establecidas, variando el número de aspas y el coeficiente de sustentación de diseño como se indica en la sección 2.3.2. En el Anexo V se muestran los resultados de este procedimiento y en la sección 3.1 los resultados de empujes y eficiencias obtenidas con BEMT.

2.3.5 Empuje Disponible

Para encontrar el empuje que genera la propela para distintas velocidades dentro del rango de operación del UAV se recurre al análisis del punto de diseño o single point analysis (SPA). Este método consiste en determinar el coeficiente de empuje característico de la propela a partir de un análisis que se realiza únicamente en el punto de diseño, es decir en un elemento de pala ubicado en 0.75R. El procedimiento para realizar este análisis se describe en [3], y consiste en:

- Determinar el número de Reynolds y ángulo de ataque en dicha estación.
- Determinar la solidez (solidity) de la cuchilla mediante:

$$\sigma_m = \frac{Bc}{2\pi r} \quad (2.36)$$

- Encontrar la relación entre la velocidad de flujo libre y la velocidad en el extremo de la cuchilla (tip speed ratio).

$$\lambda = \frac{V}{\omega R} \quad (2.37)$$

- Determinar el coeficiente de empuje usando:

$$C_T = \frac{\pi^3 \sigma_m}{8} \bar{C}_l f(\lambda) \quad (2.38)$$

Donde:

$$f(\lambda) = \int_{\xi_H}^1 \xi (\lambda^2 + \xi^2)^{\frac{1}{2}} d\xi \quad (2.39)$$

- Determinar el empuje usando la definición de coeficiente de empuje:

$$C_T = \frac{T}{\rho n D^4} \quad (2.40)$$

Donde n es la velocidad de rotación en rps.

Con este procedimiento es posible encontrar curvas de empuje disponible en función de la velocidad de vuelo para condiciones distintas a la de diseño, útiles para determinar parámetros necesarios para encontrar las condiciones ideales de despegue. Este procedimiento se aplica para determinar las curvas mostradas en la sección 3.1.4.1.

2.4 Análisis de Condiciones de Despegue

Cuando el diseño de una propela se hace en base a una condición de vuelo distinta a la de despegue y ascenso, es necesario evaluar si dicha propela es capaz de generar el empuje necesario para elevar la aeronave desde el suelo hasta el nivel de vuelo deseado y para ello es necesario determinar los parámetros de vuelo (velocidad de avance y velocidad de rotación) que permitan generar el empuje requerido durante el ascenso. Otra razón por la que es importante evaluar esta condición de vuelo es que durante esta fase se genera la mayor carga sobre la propela [48]. Por esta razón es necesario evaluar la integridad estructural de la propela durante esta condición como parte de un análisis estructural preliminar.

En esta sección se detalla el procedimiento y las ecuaciones necesarias para determinar el empuje requerido por la aeronave durante el ascenso, y las velocidades de avance y rotación para la condición de despegue y ascenso.

La velocidad de despegue que se define en Torenbeek [32] se detalla en la ecuación 2.41.

$$V_{LOF} = V_3 \left(\frac{1}{1 + \gamma_{LOF} \sqrt{2}} \right)^{\frac{1}{2}} \quad (2.41)$$

Donde V_3 es la velocidad de la aeronave a 30 o 50 pies de altura tras el despegue, y según la regulación FAR (Federal Aviation Regulation) 23 y 25 es igual a:

Tabla 2.4 FAR 23 y 25.

Regulación	V_3/V_{stall}	Altura
FAR 23	1.3	30 pies
FAR 25	1.25-1.3	50 pies

(Torenbeek, 1989)

Por lo tanto, la velocidad V_3 será igual a:

$$V_3 = 1.3V_{stall} = 25.58 \frac{m}{s}$$

Se considera que la condición óptima de despegue es aquella que se realiza a velocidad constante, maximizando la relación empuje-arrastre. Otro parámetro importante para tomar en cuenta es el tiempo que le toma a la aeronave alcanzar su altura de operación. Para minimizar este tiempo el ángulo de elevación debe ser alto, sin que la aeronave exceda el ángulo de ataque de entrada en pérdidas. El ángulo óptimo de ascenso se calcula tomando en cuenta la velocidad a la que la diferencia entre el empuje disponible y el requerido es máxima. La ecuación 2.42 se utiliza para determinar el ángulo óptimo de ascenso:

$$\sin \gamma = \frac{T - D}{W} \quad (2.42)$$

En esta expresión T representa el empuje disponible, es decir el empuje generado por la propela, y D, el arrastre, o en otras palabras el empuje requerido para propulsar la aeronave calculado en la sección 2.2.

Una vez encontrado el ángulo de despegue es posible encontrar el empuje requerido para esta condición de vuelo se calcula con la ecuación 2.43.

$$T = W\gamma + \frac{1}{2}\rho V^2 S C_{D_0} + \frac{2KW^2}{\rho V^2 S} \quad (2.43)$$

Los resultados de estos cálculos se muestran en la sección 3.1.4. Las condiciones encontradas son impuestas al modelo CFD de una propela seleccionada para su evaluación y posterior importación al módulo estructural. De esta manera se pretende determinar si el modelo seleccionado es capaz de soportar la condición de máxima exigencia estructural.

2.5 Simulación CFD

Para evaluar el comportamiento estructural de la propela bajo determinadas condiciones de vuelo, es necesario determinar las cargas que se generan sobre la estructura debido a la interacción de esta con el aire circundante. Para esto se realiza una simulación CFD (Computational Fluid Dynamics) usando el componente ANSYS Fluent, en la que se determina la distribución de presiones sobre la estructura, que luego será exportada al componente estructural para la evaluación de los esfuerzos y deformaciones de la propela.

En la Figura 2.11 se muestran los componentes de ANSYS utilizados para llevar a cabo el estudio numérico CFD.

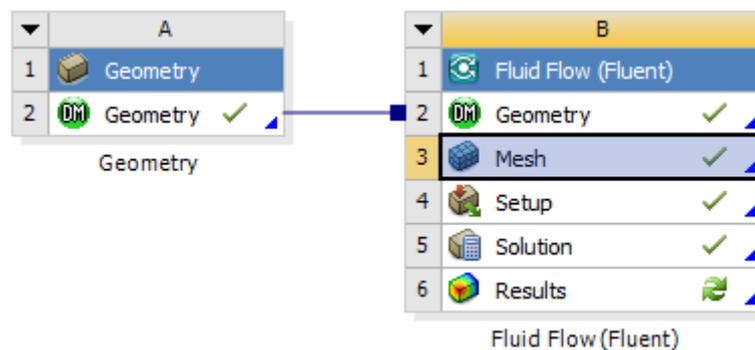


Figura 2.11 Diagrama de componentes utilizados para simulación CFD.
(Fuente: Propia)

En la geometría se definen los dominios de la simulación y la geometría de la propela a estudiar. Para modelar la geometría de la propela se usó el software Inventor, de AutoDesk. Para simplificar la simulación únicamente se modeló una de las aspas de la propela para su simulación. En la Figura 2.12 se muestra una de las geometrías modeladas en Inventor.

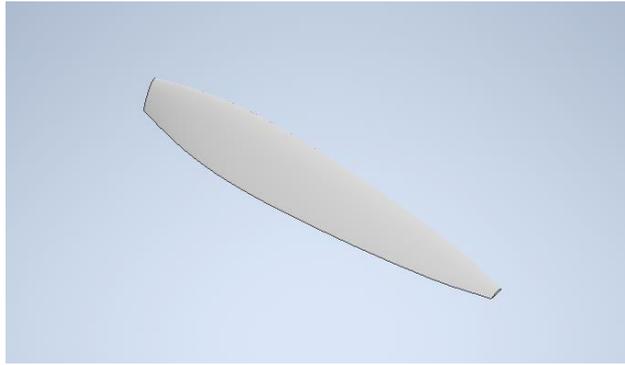


Figura 2.12 Geometría de cuchilla de propela de cuatro aspas, 3500 rpm y $Cl=0.5$.
(Fuente: Propia)

Los dominios que encierran la propela (dominio rotatorio) y el flujo de aire libre (dominio estático) se crearon usando la herramienta “enclosure” en Design Modeler de ANSYS. Las dimensiones de estos se tomaron en base a lo especificado en [40] y [42] para los dominios interno y externo, respectivamente. Estos dominios se muestran en la Figura 2.13.

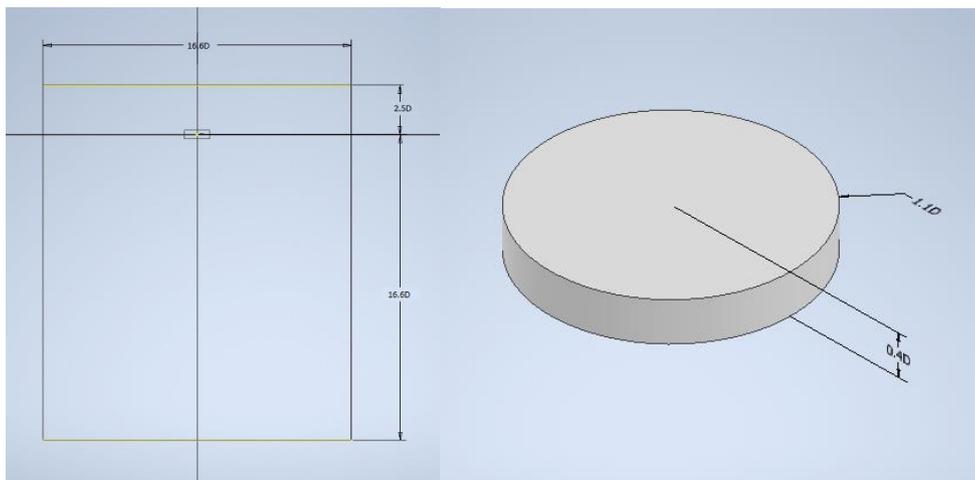


Figura 2.13 Dimensiones de dominio externo (izq) e interno (der).
(Fuente: Propia)

El cuerpo sólido de la cuchilla de la propela es extraído y eliminado del dominio rotatorio, y a su vez, el dominio rotatorio extraído del dominio estático. Una vez creada esta geometría en Design Modeler, y asignadas las caras de ingreso y salida del flujo, y las caras de la superficie de la cuchilla, se procede a utilizar ANSYS Mesher para crear la malla.

La malla generada es de tipo estructurada, generada utilizando el método “CutCell” para ambos dominios, y generando 10 capas de inflación para capturar los efectos de la capa

limite sobre la superficie de la cuchilla. Para determinar el espesor de la primera capa de inflación se recurrió al método y programa descrito en [41].

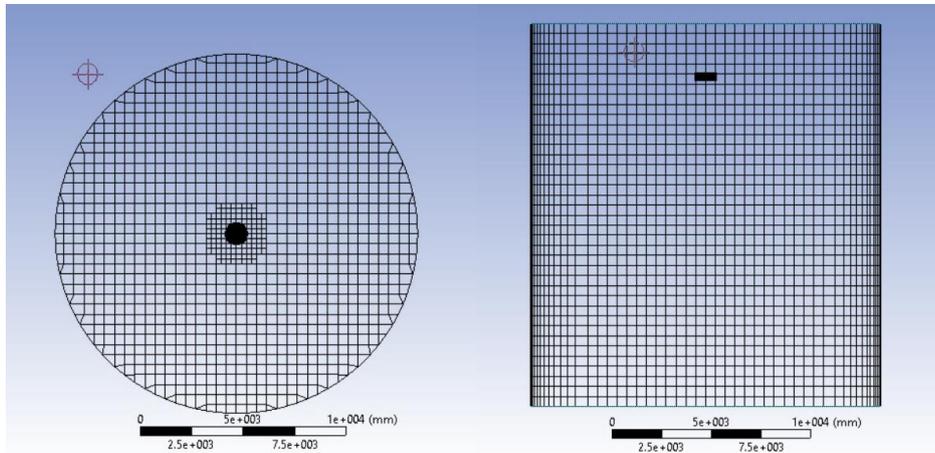


Figura 2.14 Malla generada en dominio externo.
(Fuente: Propia)

Para la generación de la capa de inflación se siguió la “Ley de la Pared”, descrito en [41]. Este método toma en cuenta las velocidades del flujo sobre la pared para determinar un tamaño apropiado para la primera capa de inflación en la capa límite, a partir de la selección de un y^+ apropiado para el método computacional seleccionado. Se trabajó con el método k - ϵ realizable en conjunto con funciones escalables en las paredes, tomando en cuenta las recomendaciones de ANSYS para el caso [43]. A partir de esta primera capa se generaron 10 capas con una relación de crecimiento igual a 1.2, suficientes para que los efectos de la capa límite se tomen en cuenta en los cálculos. En la figura 2.16 se muestra la malla generada en la capa límite para la simulación de la propela de 4 cuchillas a 3500rpm con un coeficiente de sustentación igual a 0.5.

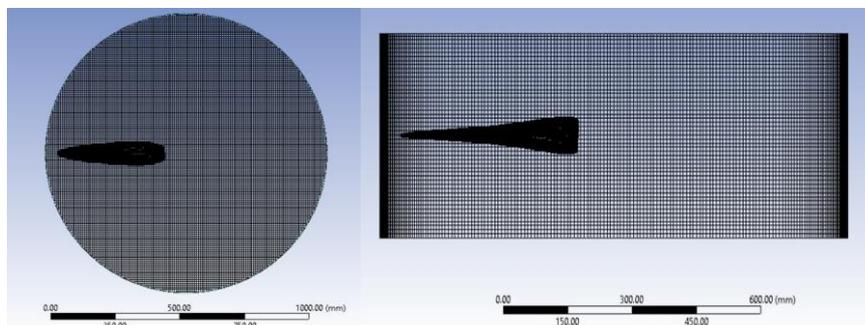


Figura 2.15 Malla generada en dominio interno.
(Fuente: Propia)

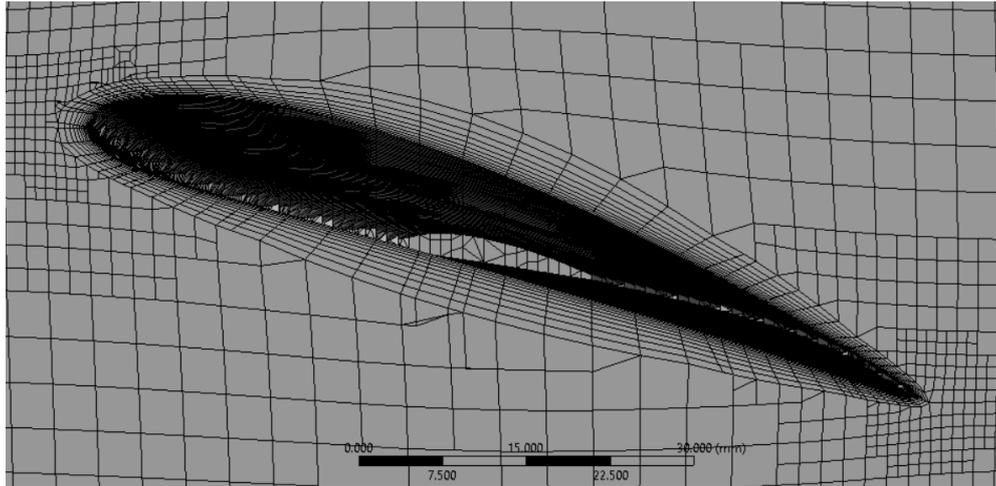


Figura 2.16 Malla de inflación generada (propela de 4 cuchillas, 3500rpm, $Cl=0.5$).
(Fuente: Propia)

Para la simulación CFD la calidad de malla se midió utilizando las métricas de Calidad Ortogonal y relación de aspecto. Para ambas métricas, cuanto más próxima este la calidad a la unidad mejor es la calidad de la malla, y por lo general se considera que la malla es aceptable si no existen elementos con calidad inferior a 0.1 en Calidad Ortogonal. En la Fig. 2.16 se muestra la calidad de la malla generada.

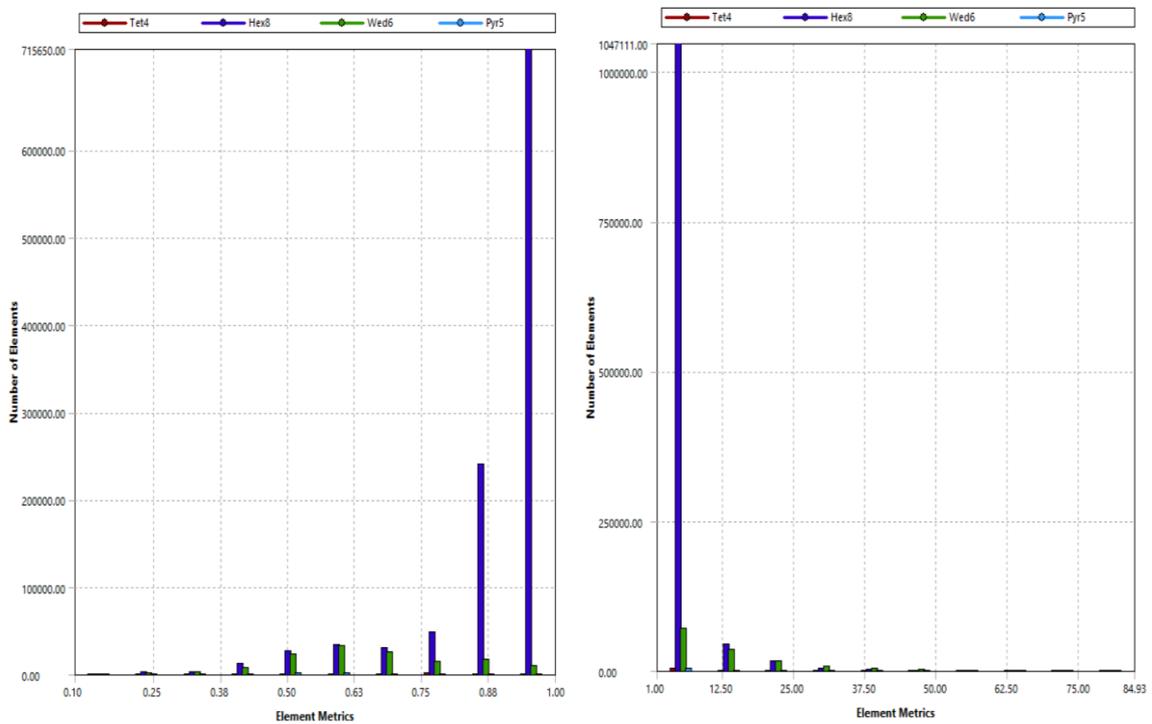


Figura 2.17 Calidad Ortogonal (izq) y aspecto ratio (der) de malla generada.
(Fuente: Propia)

Se observa que la calidad de la malla generada es aceptable puesto que la mayor parte de los elementos generados se encuentran cerca de la unidad para ambas métricas evaluadas. Para la métrica de calidad ortogonal un valor cercano a uno indica una alineación perfecta entre el vector normal de las caras de un elemento y el vector formado entre centroide del elemento y el centroide de dichas caras, puesto que la calidad ortogonal representa el valor mínimo del coseno del ángulo formado entre estos dos vectores para cada cara. La relación de aspecto por su parte toma la proyección sobre un plano de los nodos de un elemento y construye rectángulos a partir de dichas proyecciones. Cuanto más se acerque esta construcción a un cuadrilátero perfecto, más cercana a la unidad será la relación de aspecto. Estos parámetros de evaluación de las métricas de malla fueron aplicados para todas las mallas generados de los distintos modelos evaluados y simulados. Las características generales de la malla global asignada a los distintos modelos de simulación son las que se muestran en la tabla 2.5.

Tabla 2.5 Características de malla global para CFD.

Parámetro	Selección
Advanced Size Function	Curvature
Relevance Center	Fine
Curvature Normal Angle	36°
Min Size	1x10 ⁻⁴ m
Max Tet Size	1.024 m
Growth Rate	1.2

(Fuente: Propia)

2.6 Simulación Estructural

Una vez obtenidos los resultados de la simulación fluidodinámica se procede a importar la distribución de presiones obtenida sobre la superficie de la cuchilla evaluada a un componente estático estructural de ANSYS, como se muestra en la figura 2.16.

El material asignado a la cuchilla es el material más comúnmente utilizado en propelas de aviación general, es decir, aleación de aluminio forjado. El aleante de mayor composición usado en las aleaciones de aluminio es el cobre y el proceso de forjado se utiliza para otorgar una mejor resistencia mecánica al material. Las aleaciones de cobre más utilizadas para aspas de propelas y en general para elementos estructurales de aeronaves son la 2025-T6 y 2024-T4. Estas aleaciones tienen una resistencia a la fluencia de 260 y 320 MPa respectivamente.

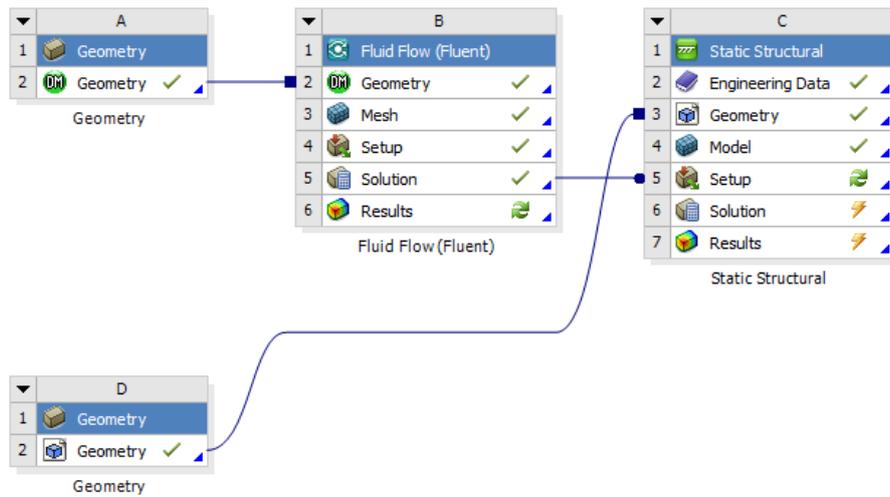


Figura 2.18 Diagrama de componentes utilizados para la simulación estructural.
(Fuente: Propia)

La geometría de la cuchilla para la simulación estructural debe ser la misma utilizada en la simulación CFD. Sin embargo, se utiliza un segundo componente geométrico para la parte estructural porque en esta simulación no es necesario crear dominios de flujo alrededor de la propela.

Para el mallado se utilizó un método “Multizone”, generando una malla estructurada de componentes hexagonales como se muestra en la figura 2.18.

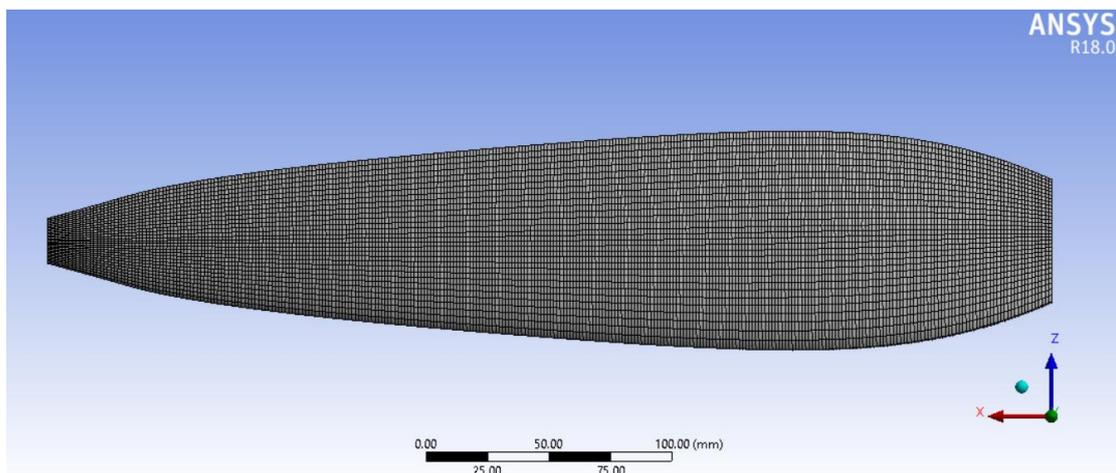


Figura 2.19 Malla generada en propela de 4 cuchillas, 3500rpm, CI=0.5.
(Fuente: Propia)

La calidad de estos elementos se midió utilizando las métricas “Element Quality” y “Skewness”. La calidad obtenida para la propela de 4 cuchillas se muestra en la figura 2.19.

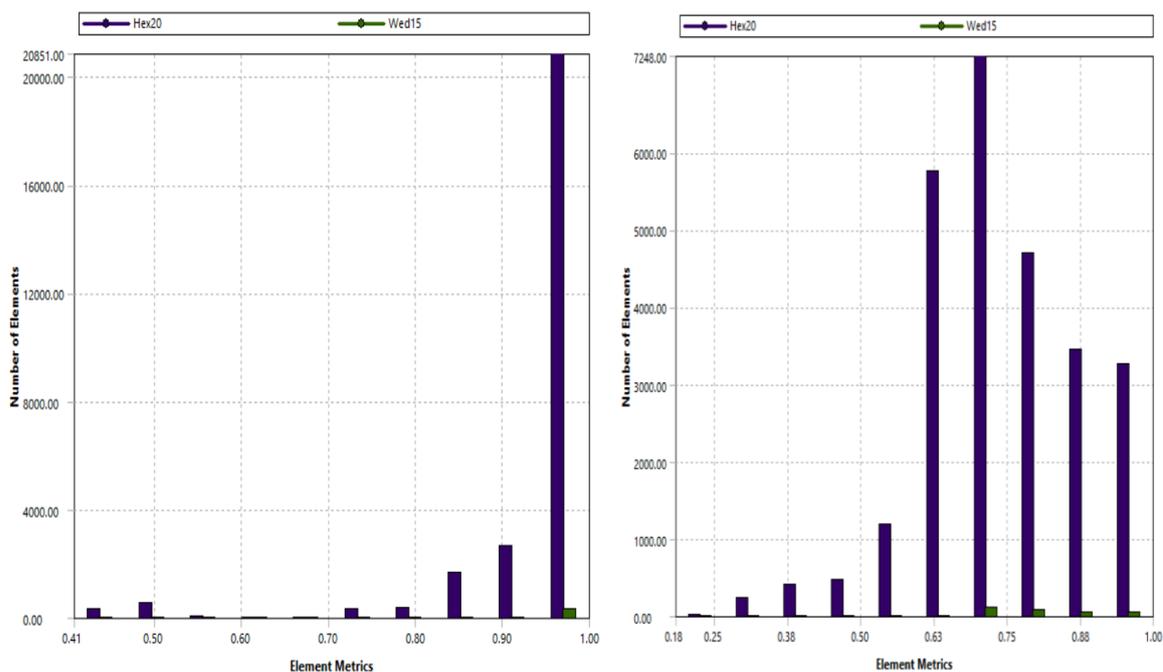


Figura 2.20 Calidad Ortogonal (izq) y Element Quality (der) para mallado estructural. (Fuente: Propia)

Se observa que en la calidad ortogonal la mayoría de los elementos tienen un valor cercano a uno, lo que quiere decir que los rectángulos construidos a partir de las proyecciones de sus nodos se asemejan a un cuadrilátero perfecto. La calidad del elemento (Element quality) mide directamente la relación entre el volumen de un elemento tridimensional y la sumatoria del cuadrado de las longitudes de sus bordes. De esta manera, un valor igual a uno quiere decir que el elemento es un cubo perfecto. Este mismo criterio de evaluación se aplicó para las métricas de cada modelo evaluado en el módulo estructural con el fin de garantizar que la malla sea adecuada y evitar errores durante el cálculo realizado por el programa.

2.7 Verificación de Parámetros de Simulación

Con la finalidad de verificar que la malla generada para las simulaciones CFD resuelven adecuadamente los fenómenos de flujo se replicó uno de los estudios llevados a cabo por Reid [58] en NACA T.N. 1834, donde se evalúan 7 modelos de hélices de 0.85m de diámetro y distintas geometrías para un rango de velocidades de flujo libre a una velocidad rotacional fija. La hélice evaluada fue el modelo 5, con un ángulo de hélice de 37° en el punto de diseño. Se realizó el mallado de este caso con las mismas características tomadas para las simulaciones de este proyecto y se calcularon y compararon los coeficientes de

empuje, potencia y eficiencia de la hélice para las velocidades evaluadas. La figura 2.21 muestra la geometría del modelo 5 reconstruida a partir de los datos proporcionados en [58]. Los resultados de la validación se muestran en la sección 3.1.4.2.

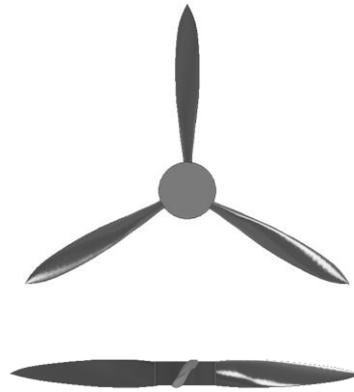


Figura 2.21 Modelo CAD NACA TN 1834 Modelo 5.
(Fuente: Propia)

Para determinar si las condiciones de las simulaciones estructurales evalúan correctamente el comportamiento estructural de las hélices simuladas, se replicó el estudio realizado por Seeni [55], donde se evaluó la propela “APC Slow Flyer 10x7” para distintas velocidades de flujo y una velocidad de rotación constante de 3008 RPM mediante una evaluación numérica tipo interacción fluido-sólido (FSI) similar a la realizada en este proyecto. En la Figura 2.22 se muestra la geometría del APC SF 10x7 reconstruida en Inventor a partir de los datos provistos por Carreño [56].

El estudio se llevó a cabo utilizando los parámetros de mallado aplicados en el presente estudio y contrastando los resultados obtenidos en el CFD con los datos experimentales provistos Brandt & Selig [57], quienes evaluaron una variedad de propelas comercialmente disponibles en túneles de viento. Para la verificación estructural se compararon los resultados obtenidos con los obtenidos en la simulación estructural del APC SF 10x7 encontrado en [55], estudio que de manera similar ha sido validado con datos experimentales.

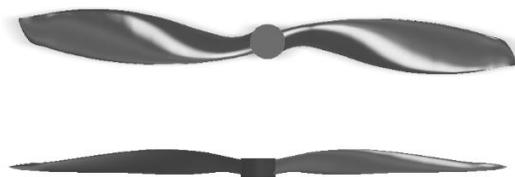


Figura 2.22 Modelo CAD de la APC Slow Flyer 10x7.
(Fuente: Propia)

3 RESULTADOS Y DISCUSIÓN

3.1. Dimensionamiento

Una vez realizados los cálculos según el procedimiento de Adkins [33] para cada configuración de propela se obtienen los resultados que se muestran en la Fig. 2.8. De este análisis se puede observar que la eficiencia es mayor para velocidades de rotación más bajas y, por lo tanto, diámetros mayores. También se observa que la eficiencia incrementa a medida que aumenta el coeficiente de sustentación de diseño.

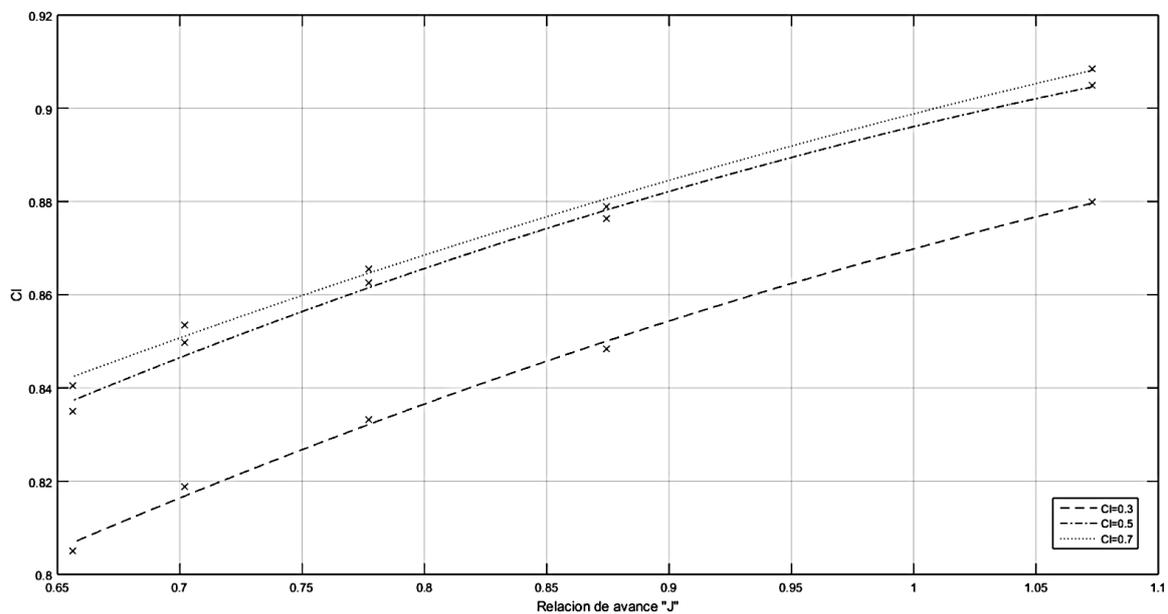


Figura 3.1 Eficiencia de propela de 5 cuchillas vs relación de avance adimensional "J".
(Fuente: Propia)

Así mismo, se hace un análisis considerando propelas de 3, 4 y 5 cuchillas a diferentes velocidades de rotación para comparar sus eficiencias. Los resultados se muestran en la figura 3.2. Se observa que la mejor eficiencia se obtiene en todos los casos con un menor número de cuchillas.

En la figura 3.3 se evidencia que la eficiencia es mayor con un coeficiente de sustentación de diseño (Cl) mayor, al igual que en la figura 3.1. Sin embargo, un Cl de diseño más alto resulta en una configuración más esbelta de la cuchilla, es decir secciones de menor longitud y espesor, sin reducir la magnitud de las cargas generadas por la cuchilla. Usar un Cl alto en la etapa de diseño no es recomendado. Por lo general en aeronaves subsónicas

y propelas con números de Reynolds bajos se recomienda usar un CI de diseño entre 0.3 y 0.7.

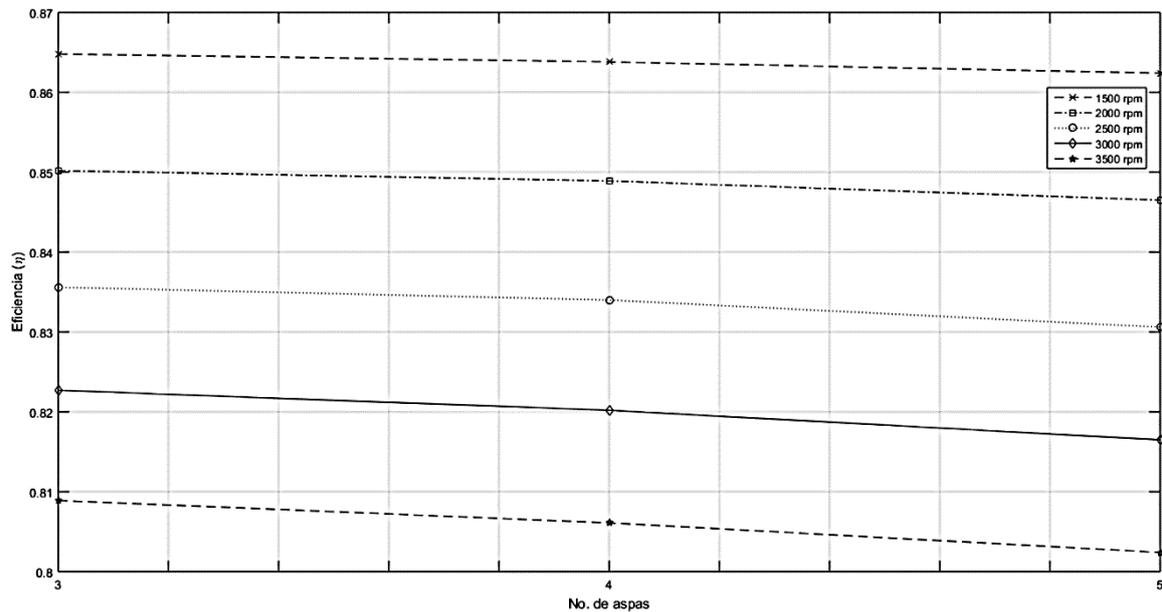


Figura 3.2 Eficiencia para diferentes números de cuchillas y velocidades.
(Fuente: Propia)

3.1.1 Empuje y eficiencia generados.

Para las simulaciones se tomaron distintas configuraciones de propelas para realizar un análisis comparativo entre los resultados obtenidos en la etapa de diseño y la etapa de simulación. Las configuraciones de las propelas de 3, 4 y 5 cuchillas simuladas para velocidades de rotación entre 1500 y 3500 rpm se detallan en el Anexo V.

Usando las ecuaciones 1.12 y 1.13 derivadas de la teoría combinada de momento y elemento de pala (BEMT) se realizaron estimaciones del empuje generado por las distintas configuraciones de propelas durante vuelo crucero. Estas ecuaciones se incluyeron en el código de dimensionamiento realizado en Matlab. Los resultados se muestran en la tabla 3.1.

Tabla 3.1 Empuje generado por las configuraciones a simular (N).

No. de cuchillas	Velocidad de rotación (RPM)			
	1500	2500	3000	3500
3	199.331	192.430	189.440	186.250
4	199.295	192.150	188.952	185.660
5	198.881	191.426	188.152	184.880

(Fuente: Propia)

Con los resultados expuestos en esta tabla se puede corroborar lo observado en la Figura 3.1. El empuje generado es mayor cuando la velocidad de rotación es más baja y usando un menor número de cuchillas. Esto se traduce en una mejor eficiencia puesto que en el código de dimensionamiento la potencia del motor es un parámetro de ingreso, que para todos los casos se consideró constante (12.12hp). Las eficiencias se exponen en la tabla 3.2.

Tabla 3.2 Eficiencias de las configuraciones a simular.

No. de cuchillas	RPM			
	1500	2500	3000	3500
3	0.865	0.836	0.823	0.809
4	0.864	0.834	0.820	0.806
5	0.862	0.831	0.817	0.802

(Fuente: propia)

3.2. Estudio numérico

En esta sección se detallan los resultados obtenidos tras realizar las simulaciones tanto CFD como estructurales mediante el método de elementos finitos para las distintas configuraciones de propelas usando el software ANSYS 18.0.

3.1.2 Estudio numérico CFD.

En este apartado del documento se expone lo obtenido en la preparación y simulación de los estudios numéricos realizados utilizando el solver Fluent de ANSYS.

3.1.2.1 Estudio de Independencia de Malla

Cuando se lleva a cabo un estudio CFD es necesario realizar un estudio de independencia de malla que garantice que el tamaño de malla escogido es adecuado para obtener resultados fiables. Para ello, se evalúa el caso de estudio utilizando diferentes configuraciones de malla global y local, comparando mallas gruesas y finas obteniendo diferentes números de nodos, caras y celdas. Los resultados obtenidos para las diferentes configuraciones de malla se comparan, con el objetivo de minimizar el error sucesivo y obtener resultados cercanos a los esperados.

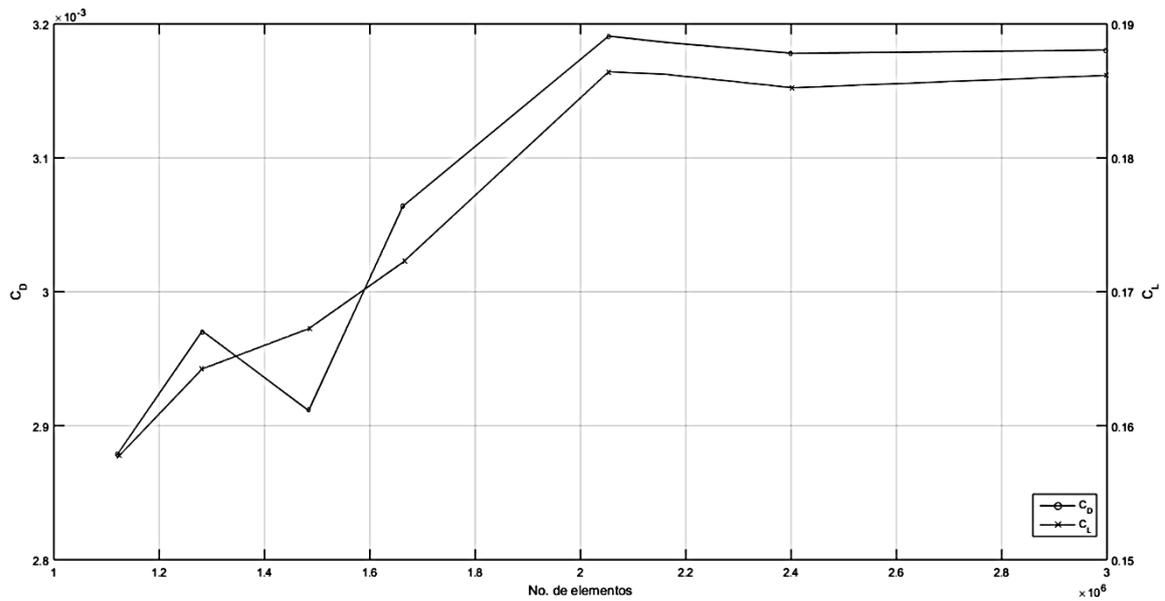


Figura 3.3 Estudio de Independencia de malla CFD.
(Fuente: Propia)

Se realizó un estudio variando la cantidad de elementos entre 1.11×10^6 elementos y 2.99×10^6 elementos para la propela de 4 cuchillas operando a 1500rpm. Se evaluaron los coeficientes de las fuerzas de empuje y arrastre, y se observa que a partir de 2.2 millones de elementos los resultados tienden a converger hacia un mismo valor. En la tabla 3.3 se detallan los valores resultantes de los coeficientes y los errores sucesivos.

Tabla 3.3 Estudio de Independencia de malla

Elementos	Nodos	C _T	C _D	%err C _T	%err C _D
1119268	1308396	0.158	2.878E-03	---	---
1281628	1505867	0.164	2.971E-03	4.235	3.224
1483703	1730206	0.167	2.911E-03	1.828	2.000
1662744	1807796	0.172	3.064E-03	2.962	5.241
2053571	2233949	0.186	3.191E-03	8.264	4.145
2160451	2462495	0.186	3.186E-03	0.103	0.146
2403594	2768544	0.185	3.178E-03	0.540	0.259
2997003	3192547	0.186	3.180E-03	0.498	0.079

(Fuente: Propia)

Se observa que a partir de 2.16 millones de elementos el error porcentual es menor al 1%, por lo que aumentar el número de elementos sobre dicho valor resultaría en un gasto computacional innecesario.

3.1.2.2 Distribución de Presiones

En esta sección se presentan los resultados obtenidos tras realizar las distintas simulaciones CFD, en las que se obtiene un perfil de distribución de presiones sobre las superficies superior e inferior de la cuchilla, y las fuerzas direccionales generadas por el movimiento de esta. De manera demostrativa en la figura 3.5 se muestra la distribución de presiones obtenida sobre la superficie de una cuchilla de la propela de 0.99m de diámetro ($Cl=0.3$) de 4 cuchillas girando a 3500 rpm. Las distribuciones de las presiones de cada uno de los modelos evaluados se muestran en el Anexo VI.

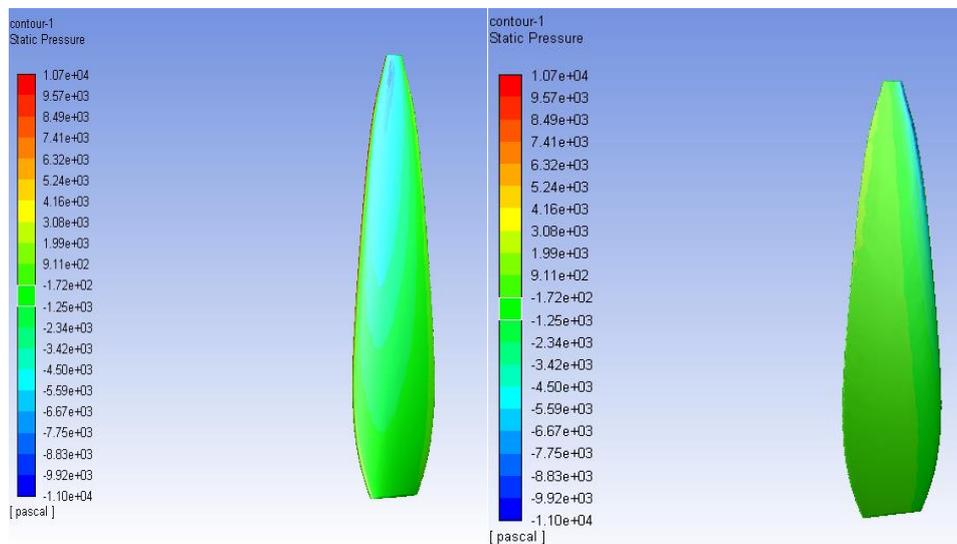


Figura 3.4 Distribución de presiones sobre superficie superior (izq) e inferior (der).
(Fuente: Propia)

Se evidencia que la presión más alta (10.7 kPa) se encuentra en el borde de incidencia del asa, cerca del extremo de la cuchilla, mientras la presión más baja se encuentra en la superficie superior cerca del extremo de la cuchilla. La distribución de presiones observada se corresponde con lo que se espera que suceda teóricamente durante la operación de la propela. La superficie inferior de la cuchilla presenta presiones bajas pero positivas, mientras en toda la superficie superior se observan presiones negativas. Esta distribución genera el empuje en la dirección de avance. La reducción en la magnitud de la presión cerca del extremo se debe a las altas velocidades de flujo que se generan en esta zona del asa. Por otra parte, en el borde de incidencia de las aspas se genera la mayor parte de las fuerzas de arrastre que experimenta la propela, explicando las altas presiones que se generan en el CFD. En la Figura 3.5 se muestran estos fenómenos en una simulación realizada en [53] evaluando el flujo sobre un perfil aerodinámico. Se observa que las presiones generadas son similares a las obtenidas para las zonas descritas.

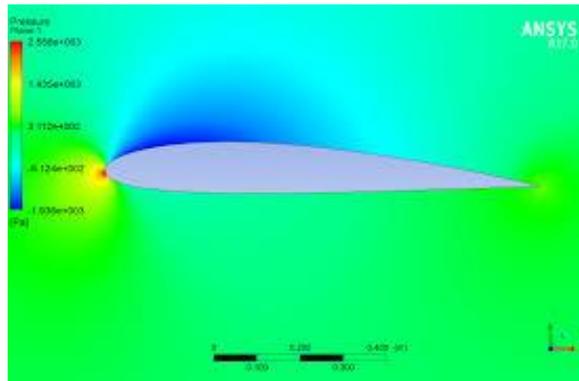


Figura 3.5 Distribución de presiones sobre un perfil aerodinámico.
(Fuente: [53])

3.1.2.3 Verificación de los resultados del CFD

Se realiza una verificación comparando los resultados obtenidos en el CFD con aquellos calculados con el programa desarrollado basado la teoría combinada de momento y elemento de pala (BEMT).

En la tabla 3.4 se compara el empuje obtenido en las simulaciones CFD con el empuje calculado usando BEMT. Para esto se toma el valor del producto entre el empuje calculado por Fluent y el número de cuchillas para cada caso, puesto que las simulaciones se realizaron con una cuchilla para optimizar el tiempo de cálculo. Se calcula el error porcentual entre estos valores con el fin de determinar si el resultado obtenido se aproxima a lo esperado.

Tabla 3.4 Comparación empuje CFD y BEMT.

Velocidad de Giro (RPM)	No. de Cuchillas	T_{BEMT} (N)	T_{CFD} (N)	%error
1500	3	199.33	189.36	5.00
	4	199.29	187.18	6.08
	5	198.88	185.50	6.73
2500	3	192.43	189.02	1.77
	4	192.15	187.08	2.64
	5	191.43	184.46	3.64
3000	3	189.44	184.33	2.70
	4	188.95	183.40	2.94
	5	188.15	181.53	3.52
3500	3	186.25	182.12	2.22
	4	185.66	182.07	1.93
	5	184.88	179.17	3.09

(Fuente: Propia)

La Figura 3.6 muestra una comparación gráfica de las eficiencias calculadas con BEMT y aquellas obtenidas en el CFD para las velocidades evaluadas y diferentes números de cuchillas.

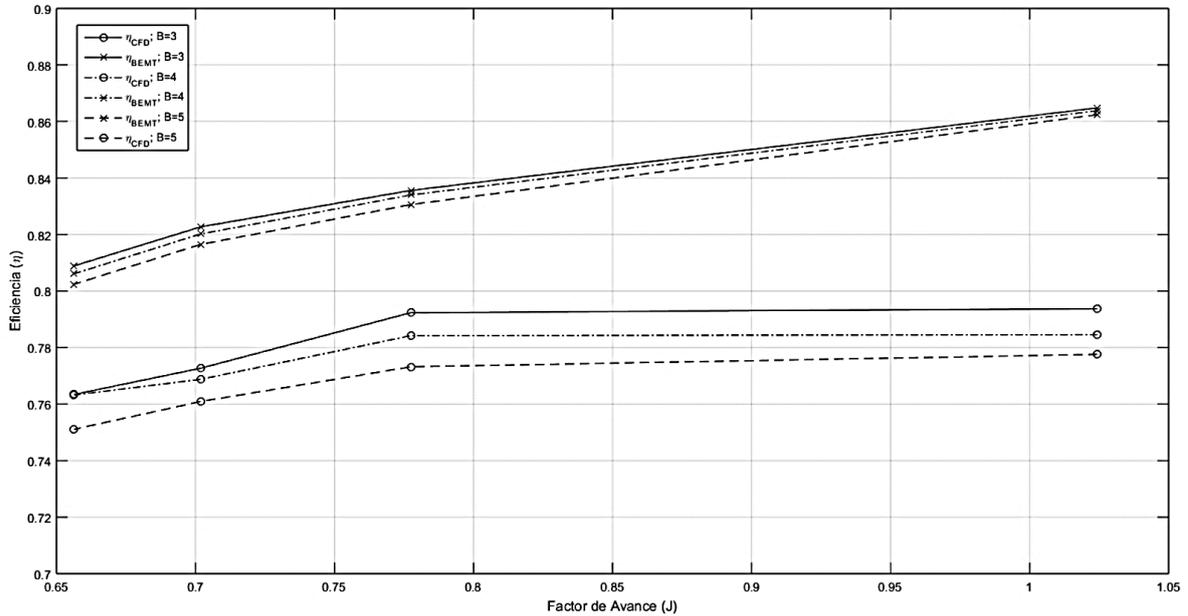


Figura 3.6 Comparación eficiencia CFD – BEMT.
(Fuente: Propia)

En la tabla 3.8 se detalla el error porcentual calculado entre las eficiencias calculadas por BEMT y CFD para cada caso.

Tabla 3.5 Error porcentual entre eficiencia BEMT y CFD(%).

RPM	3	4	5
1500	8.215	9.168	9.835
2500	5.176	5.971	6.911
3000	6.080	6.272	6.807
3500	5.625	5.321	6.398

(Fuente: Propia)

....

Se observa que el error porcentual en cada caso es inferior al 10% y los valores de empuje siguen la tendencia esperada según los cálculos previos, es decir, el empuje generado es mayor usando el menor número de cuchillas y bajo una velocidad de rotación más baja.

En las Figuras 3.7 y 3.8 se muestra la distribución de presiones obtenida en el estudio realizado en [42] en el que se evalúa una propela de 2 cuchillas de 0.6m de diámetro funcionando a 7000rpm y una velocidad de avance de 20m/s ($Re=4.55e5$). De manera

comparativa se muestra la distribución de presiones obtenidas en la propela simulada de 0.99m de diámetro girando a 3500rpm y una velocidad de avance de 37.9m/s ($Re=5.08e5$).

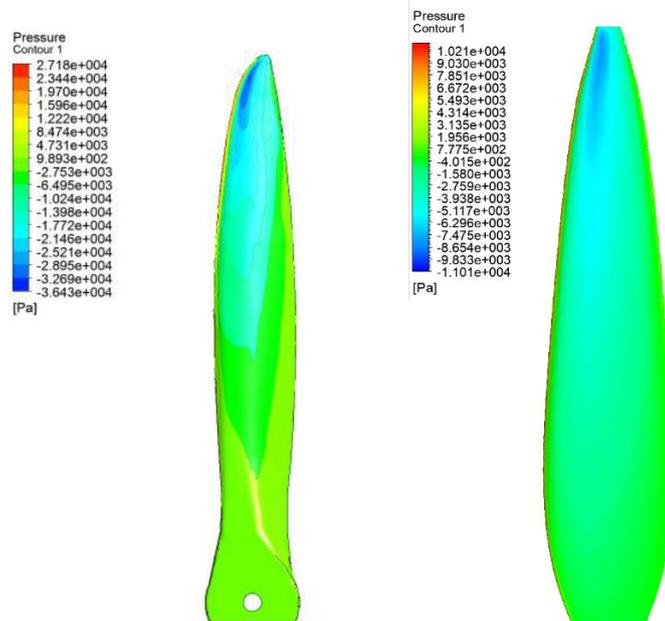


Figura 3.7. Distribución de presiones en superficie superior. Estudio realizado en [42] (der) presente estudio (izq).
(Fuente: Propia)

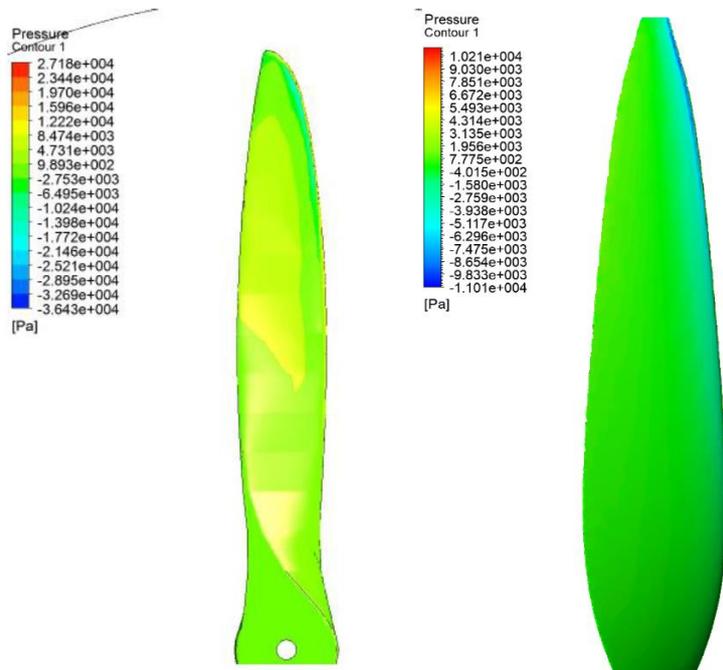


Figura 3.8 Distribución de presiones en superficie inferior. Estudio realizado en [42] (der) presente estudio (izq).
(Fuente: Propia)

En la imagen se aprecia que la distribución de presiones sobre una cuchilla sigue el mismo patrón observado en las distribuciones del presente estudio, generándose una presión positiva y baja en la superficie inferior, presiones negativas en la superficie superior que decrecen en la zona cercana al extremo del aspa y presiones altas en el borde de incidencia donde se generan fuerzas de arrastre. Las magnitudes de las presiones máximas y mínimas están en el mismo orden de magnitud que aquellas obtenidas en las configuraciones de este estudio. La diferencia en los valores obtenidos y la diferencia en las locaciones específicas de las zonas de baja y alta presión pueden ser explicadas por una divergencia en los procedimientos de diseño de propelas aplicados o una distinta distribución de la carga prevista en el diseño, es decir, una distribución diferente del coeficiente de sustentación (Cl) local de las secciones durante el diseño.

3.1.3 Estudio Numérico Estructural

En este apartado se exponen los resultados obtenidos tras realizar los acoples necesarios para modelar las interacciones fluido-estructurales (FSI) y llevar a cabo las simulaciones que permiten determinar el comportamiento estructural de las distintas configuraciones de propelas bajo las cargas aerodinámicas y centrífugas que se generan bajo sus condiciones de operación.

Para realizar una simulación analizando la interacción fluido-estructura en ANSYS se debe conectar la solución obtenida en el módulo Fluent con el setup del módulo estructural, como se muestra en la Figura 3.9.

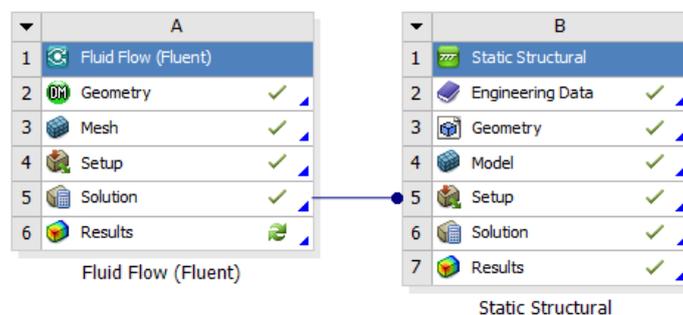


Figura 3.9 Interacción fluido-estructural (FSI) en ANSYS.
(Fuente: Propia)

3.1.3.1 Estudio de Independencia de Malla

Al igual que en el estudio numérico CFD, es indispensable hacer un estudio de independencia de malla para el modelo estructural. El número de elementos en la simulación estructural es significativamente menor que en la simulación CFD puesto que únicamente se analiza la geometría de la cuchilla y no su entorno.

Este estudio se realizó variando el tamaño de la malla entre 22500 y 52200 elementos. Los resultados se muestran en las Figuras 3.10 y 3.11.

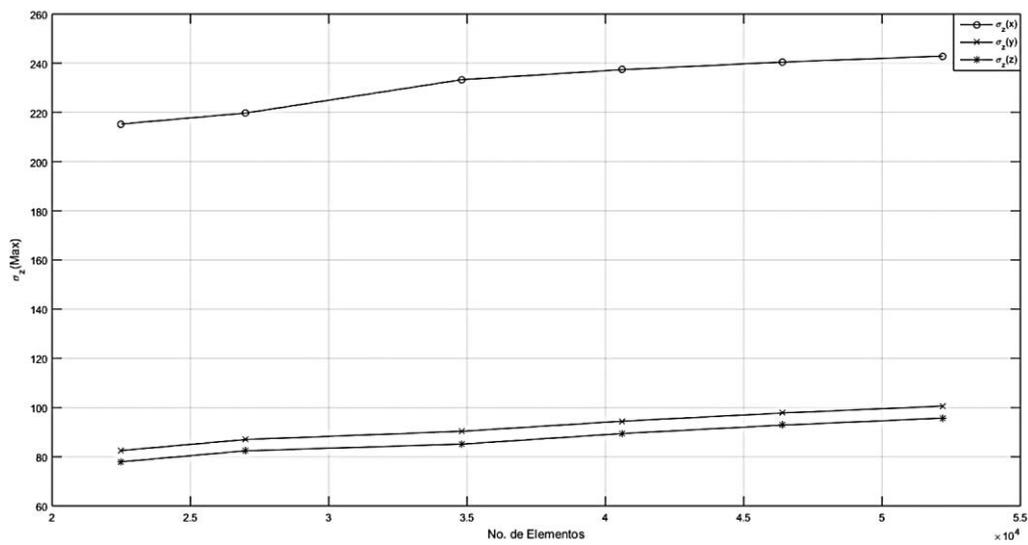


Figura 3.10 Estudio de independencia de malla estructural (esf. normales direccionales)
(Fuente: Propia)

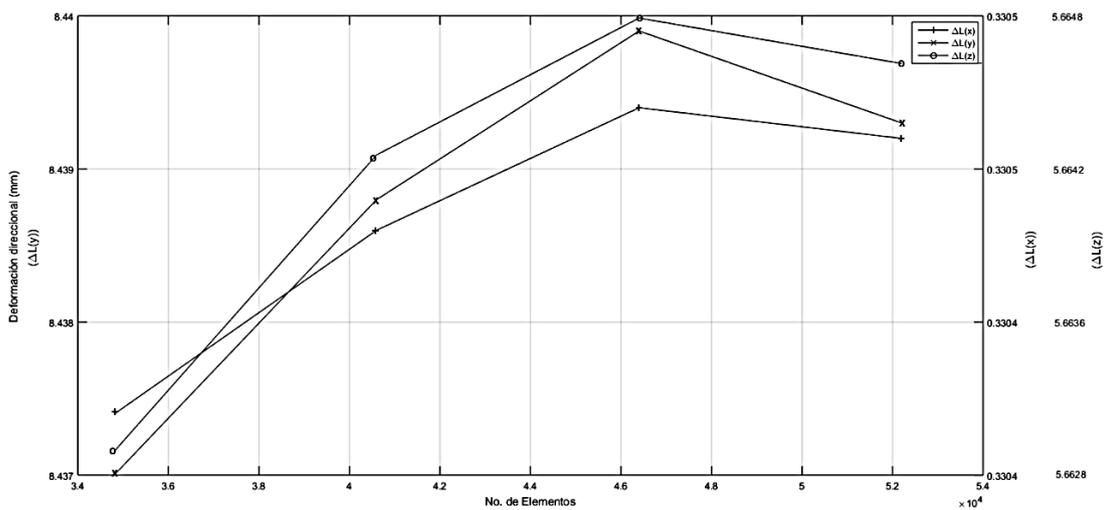


Figura 3.11 Estudio de independencia de malla estructural (deformación direccional)
(Fuente: Propia)

Las variables evaluadas tienden a la convergencia pasados los 40000 elementos. En las tablas 3.6 y 3.7 se detalla la convergencia de errores entre valores sucesivos para los esfuerzos normales y las deformaciones direccionales, respectivamente.

Tabla 3.6 Error porcentual estudio de independencia de malla (esfuerzos normales - MPa)

Elementos	Nodos	$\sigma_z(x)$	$\sigma_z(y)$	$\sigma_z(z)$	%err (x)	%err (y)	%err (z)
22500	113331	215.290	82.532	77.951	---	---	---
27000	135931	219.750	87.003	82.414	2.030	5.139	5.415
34800	171719	233.300	90.348	85.119	5.808	3.702	3.178
40600	200269	237.380	94.431	89.421	1.719	4.324	4.811
46400	228819	240.470	97.778	92.855	1.285	3.423	3.698
52200	257369	242.890	100.590	95.692	0.996	2.796	2.965

(Fuente: Propia)

Tabla 3.7 Error porcentual estudio de independencia de malla (deformaciones direccionales - mm)

Elementos	Nodos	$\Delta L_{\max}(x)$	$\Delta L_{\max}(y)$	$\Delta L_{\max}(z)$	%err (x)	%err (y)	%err (z)
34800	171719	3.3042E-01	8.4370	5.6629	---	---	---
40600	200269	3.3048E-01	8.4388	5.6642	1.82E-02	2.13E-02	2.30E-02
46400	228819	3.3052E-01	8.4399	5.6648	1.21E-02	1.30E-02	1.06E-02
52200	257369	3.3051E-01	8.4393	5.6646	3.03E-03	7.11E-03	3.53E-03

(Fuente: Propia)

3.1.3.2 Esfuerzos Equivalentes y Deformaciones Máximas

Como criterio de evaluación estructural se usó el esfuerzo equivalente de Von Mises, que en términos generales se considera el criterio de preferencia a contrastar con el esfuerzo de fluencia de un material al determinar su integridad estructural, especialmente en un análisis de elementos finitos usando un material isotrópico.

Para este análisis se compararon los esfuerzos obtenidos para las diferentes configuraciones de propelas en sus respectivas condiciones de operación. En la tabla 3.8 se detallan los esfuerzos equivalentes máximos obtenidos en propelas de 3, 4 y 5 cuchillas en sus respectivas configuraciones para las distintas velocidades de rotación evaluadas. En general se observa que el esfuerzo equivalente máximo es mayor para propelas con un mayor número de cuchillas y menor para configuraciones de altas velocidades de rotación. En la tabla 3.9 se exponen los esfuerzos equivalentes máximos para distintas velocidades de rotación en propelas de 4 cuchillas variando el coeficiente de sustentación de diseño entre 0.3 y 0.5.

Tabla 3.8 Esfuerzo equivalente máximo (MPa) en propelas de 3, 4 y 5 cuchillas (Cl=0.3)

RPM	3	4	5
1500	178.02	214.11	222.11
2500	162.20	173.98	183.29
3000	143.27	165.47	173.65
3500	136.61	147.87	163.01

(Fuente: Propia)

Tabla 3.9 Esfuerzo equivalente máximo (MPa) en propelas de 4 cuchillas (Cl=0.3 y 0.5).

RPM	Cl=0.3	Cl=0.5
1500	214.11	353.97
2500	173.98	208.81
3000	165.47	208.85
3500	147.87	182.18

(Fuente: Propia)

En todos los casos evaluados los esfuerzos son más altos cerca de la raíz de la cuchilla, ubicándose el esfuerzo equivalente máximo en el borde de incidencia de la cuchilla como se observa en la figura 3.12. Esto explica por qué el esfuerzo es menor a medida que se aumenta la velocidad de rotación y se disminuye el coeficiente de sustentación de diseño. En el Anexo V se observa que el código de dimensionamiento arroja secciones de mayor tamaño a medida que se aumenta la velocidad (y por lo tanto se disminuye el diámetro) o se disminuye el coeficiente de sustentación. Esto se traduce en un mayor tamaño y espesor en la raíz de la cuchilla.

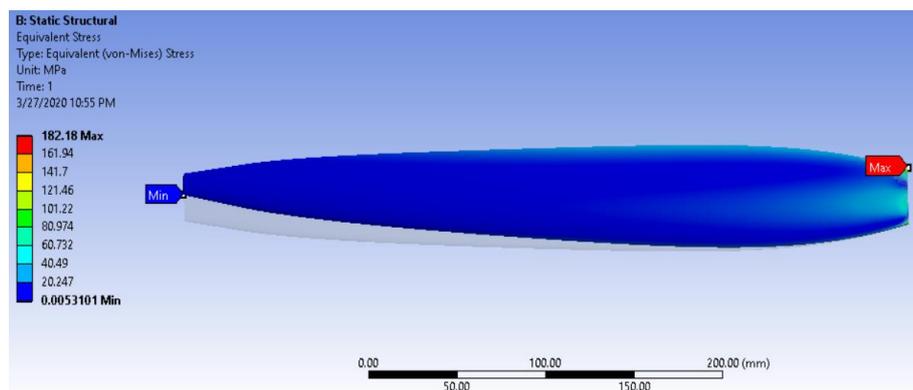


Figura 3.12 Esfuerzo equivalente máximo y mínimo (D=0.99, B=4, Cl=0.5)
(Fuente: Propia)

En el Anexo VII se muestran los esfuerzos obtenidos para las distintas configuraciones de propelas.

Las deformaciones totales sobre las cuchillas también fueron evaluadas. Estas se muestran en la tabla 3.10 para distintas velocidades y números de cuchillas y en la tabla 3.11 para distinto coeficiente de sustentación de diseño y 4 cuchillas. Se evidencia que, para un mayor número de cuchillas y un coeficiente de sustentación de diseño más alto, la deformación es más alta, debido a la disminución del tamaño de la sección transversal de las cuchillas.

Tabla 3.10 Deformaciones totales (mm) para distintas velocidades y numero de cuchillas.

RPM	No. de cuchillas		
	3	4	5
1500	2.2059	3.417	6.394
2500	2.1449	3.557	5.831
3000	2.2994	4.082	6.083
3500	2.1794	3.5377	5.446

(Fuente: Propia)

Tabla 3.11 Deformaciones totales (mm) para distintos coeficientes de sustentación de diseño y 4 cuchillas.

RPM	CI	
	0.3	0.5
1500	3.417	19.284
2500	3.557	11.878
3000	4.082	12.573
3500	3.537	10.162

(Fuente: Propia)

Una cuchilla tiene un comportamiento similar a una viga en voladizo, por lo que la deformación es máxima en el extremo de la cuchilla y mínima en la raíz de esta, como se muestra en la Figura 3.13. En el Anexo VII se muestran las deformaciones totales del resto de simulaciones realizadas.

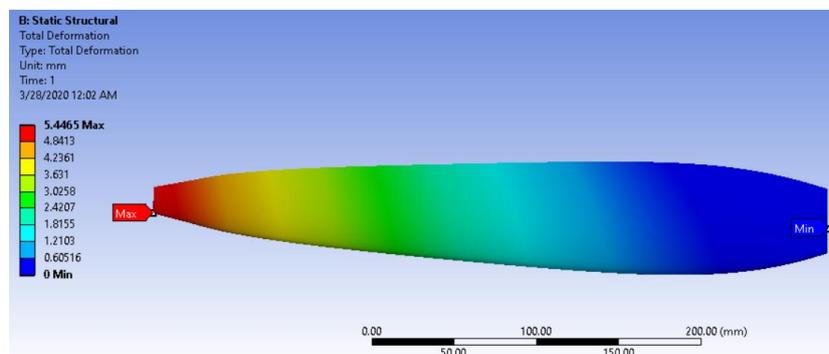


Figura 3.13 Distribución de la deformación total en cuchilla de 0.99m de diámetro.
(Fuente: Propia)

3.1.4 Condición de Despegue

Se considera que la condición de vuelo de despegue es la más exigente estructuralmente para la hélice de una aeronave. Para analizar esta etapa de vuelo se toma la configuración de la propela de 0.99m de diámetro y coeficiente de sustentación de diseño igual a 0.3, puesto que, a partir de los resultados del apartado anterior, representa un buen equilibrio entre eficiencia, resistencia estructural y bajo peso.

Usualmente, para la condición de despegue el piloto de una aeronave aprovecha la máxima potencia que el motor puede entregar, con la finalidad de maximizar el ángulo de elevación. Para esto, el motor es acelerado a su velocidad máxima permisible. En este caso, puesto que no se está estudiando motores específicos, se elevará la velocidad de rotación de manera que el ángulo de elevación se limite a 30° , que es un ángulo típico de elevación en aeronaves de despegue horizontal. Realizando los cálculos descritos en la sección 2.4 se encuentra que esta condición se satisface a 4000 rpm.

3.1.4.1 Empuje Disponible

Para encontrar la velocidad a la que la diferencia entre el empuje disponible y el empuje requerido es máxima, se requiere trazar la curva de empuje disponible en función de la velocidad para 4000 rpm. Para esto se utiliza el single point analysis (SPA) descrito en la sección 2.3.5. En la figura 3.14 se muestra la gráfica de empuje disponible vs empuje requerido. Se encuentra que la diferencia máxima se da a una velocidad de 21.81 m/s. A esta velocidad el empuje generado es 737.53N y el arrastre 195.5N. Con estos datos el ángulo de despegue será de 31.7° y la velocidad de despegue 21.36 m/s.

Estos datos fueron ingresados en Fluent para evaluar el comportamiento de esta configuración bajo su condición de operación de máxima exigencia estructural. En la tabla 3.15 se detallan los resultados del empuje obtenido y la comparación con el empuje disponible a esta velocidad según lo calculado con el SPA.

Tabla 3.12 Empuje obtenido en condición de despegue

$T_{(CFD)}$	$T_{(SPA)}$	Error (%)
193.238	185.55	3.97

(Fuente: Propia)

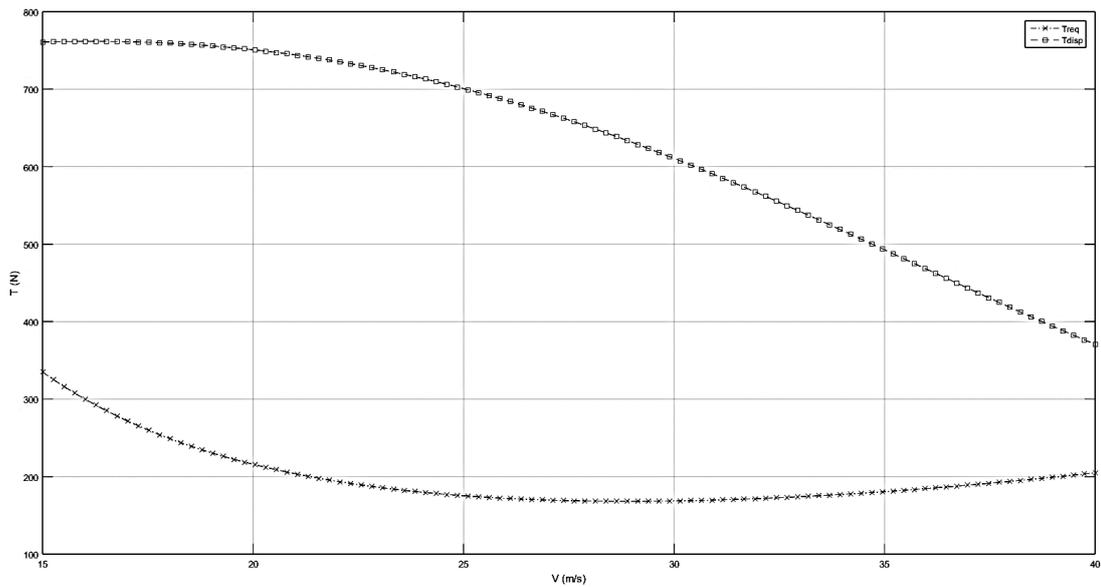


Figura 3.14 Empuje disponible a 4000 rpm y empuje requerido.
(Fuente: Propia)

Estas cargas se importaron al modelo estructural y se evaluaron junto con la influencia de la carga centrífuga generada por la rotación a 4000 rpm, velocidad a la que la aeronave cumpliría con las condiciones óptimas de despegue a un ángulo de 31°. El esfuerzo equivalente sobre la cuchilla se muestra en la Figura 3.15. Se evidencia un incremento significativo en el esfuerzo al que está sometida la estructura con relación al esfuerzo generado en vuelo crucero. Sin embargo, el esfuerzo generado en la raíz, con una magnitud de 196.23 MPa, no supera el límite de fluencia del material (280 MPa).

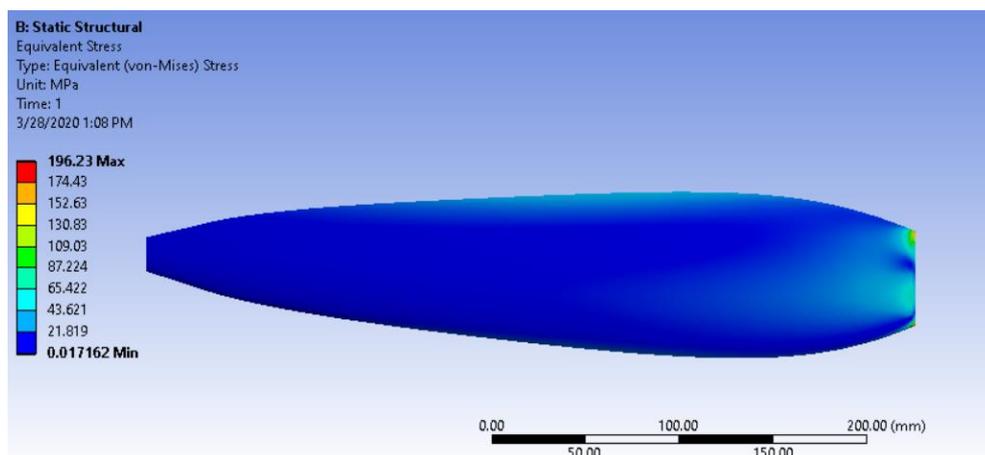


Figura 3.15 Esfuerzo equivalente en condición de despegue.
(Fuente: Propia)

Un criterio de diseño importante que se toma como base para asegurar la integridad de cualquier componente estructural es el factor de seguridad. El factor de seguridad mide la relación entre el esfuerzo máximo generado en el componente y la resistencia mecánica del material en cuestión. En el diseño estructural la resistencia a la fluencia es el criterio más comúnmente usado para la evaluación del factor seguridad. En ciertas aplicaciones, incluido el diseño estructural de componentes de aeronaves, se toma la resistencia última o la carga de rotura del material como criterio referencial. Las ecuaciones 2.44 y 2.45 muestran el factor seguridad de fluencia y el factor de seguridad último, respectivamente.

$$FS_y = \frac{\sigma_y}{\sigma_{max}} \quad (2.44)$$

$$FS_{ult} = \frac{\sigma_{UTS}}{\sigma_{max}} \quad (2.45)$$

Donde:

σ_{max} : Esfuerzo máximo generado durante la operación

σ_y : Resistencia a la fluencia

σ_{UTS} : Resistencia ultima a la tracción

Según lo detallado en las normas de la FAA [44][45], todos los componentes de una aeronave deben cumplir con un factor de seguridad igual a 1.5 con relación a la resistencia última del material. En la Figura 3.16 se muestra el factor seguridad para la condición de despegue, que supone la carga aplicada máxima en la operación de la hélice.

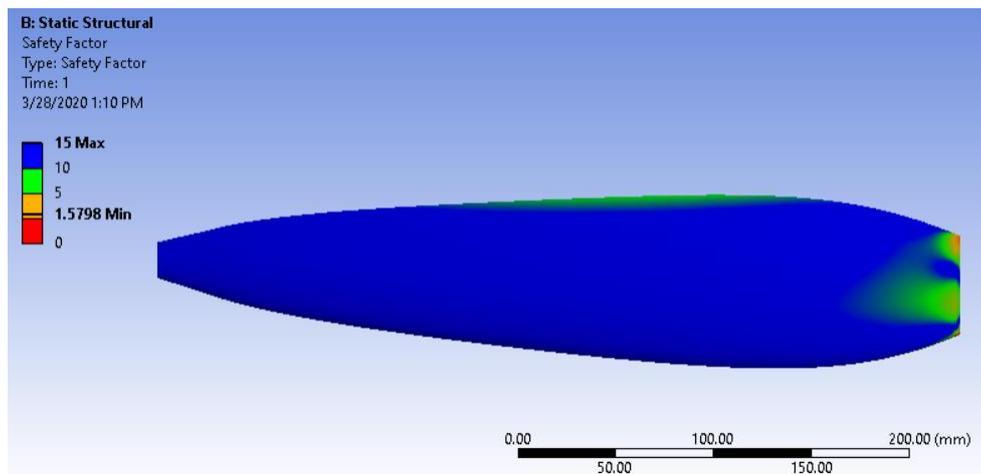


Figura 3.16 Factor de seguridad en condición de despegue
(Fuente: Propia)

Siendo el esfuerzo máximo generado igual a 196.2 MPa y el esfuerzo último a la tracción del material igual a 310 MPa, el factor seguridad calculado es aproximadamente 1.58, superando el mínimo requerido según las normas de diseño aplicables. En la mayor parte de la superficie del aspa el factor seguridad oscila entre 10 y 15, llegando a decrecer dramáticamente en la raíz, siendo esta zona la más susceptible a fallar. El valor mínimo ocurre específicamente en el borde de incidencia de la raíz. Siendo la raíz un apoyo fijo o empotramiento, las cargas de momento flector, los esfuerzos generados por la fuerza centrífuga y los esfuerzos cortantes generados se concentran en esta zona generando esfuerzos altos, similar a lo que ocurre en una viga en voladizo.

3.1.4.2 Verificación de Parámetros de Simulación

En esta sección se muestran los resultados obtenidos tras realizar el procedimiento de verificación descrito en la sección 2.7. Las simulaciones CFD se realizaron para 15 velocidades de flujo libre (avance) distintas con valores entre 15 y 37 m/s. Se obtuvieron los coeficientes de empuje y potencia, y la eficiencia de la hélice para cada velocidad evaluada y se compararon estos resultados con datos experimentales de la propela simulada expuestos en [58]. La Figura 3.17 muestra los resultados computacionales obtenidos contrastados con los experimentales. Los valores de los resultados y el cálculo del error porcentual obtenido para cada caso evaluado se presentan en el Anexo VIII.

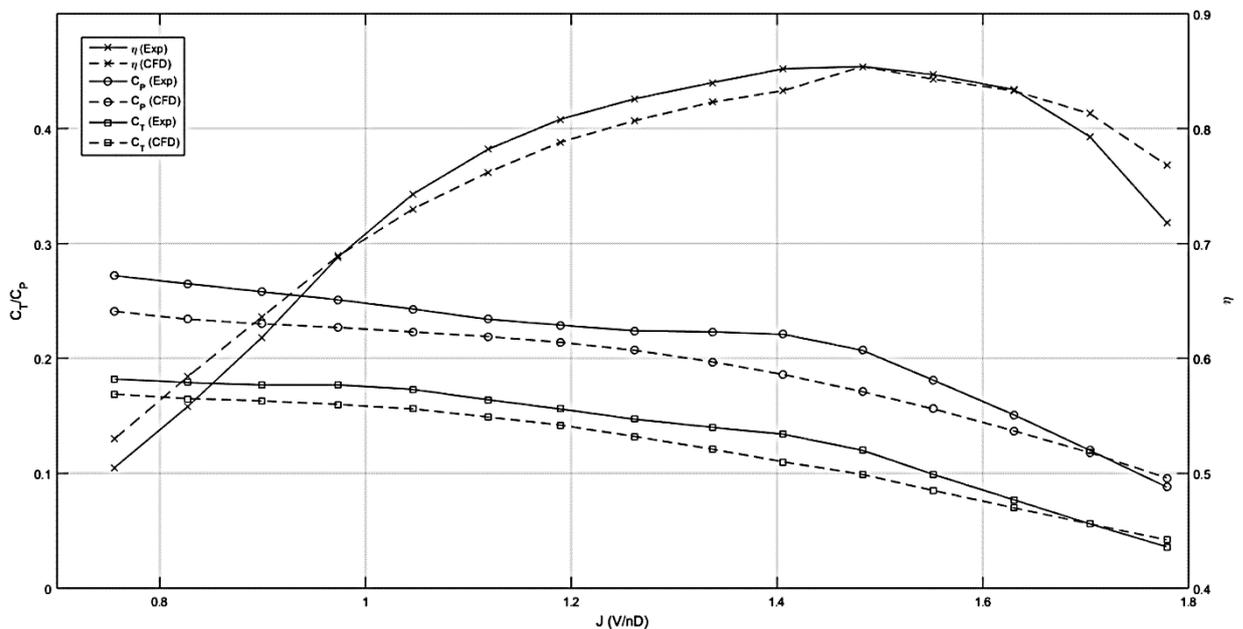


Figura 3.17 Comparación de resultados computacionales y experimentales.
(Fuente: Propia)

En los resultados se observa que el error porcentual oscila entre el 2 y 17%, mostrando una buena concordancia entre resultados. En todos los casos el empuje y potencia calculados computacionalmente están por debajo del valor experimental obtenido.

Para la validación de los parámetros de simulación estructural se realizó una interacción fluido-sólido replicando una de las condiciones evaluadas en el estudio realizado en [55], a una velocidad de rotación de 3008 rpm y una velocidad de avance de 8.3 m/s ($J=0.659$).

Una vez realizado el acople entre el módulo de Fluent y el estructural, se simuló la propela con el material especificado en [55] y se contrastaron los resultados obtenidos con los expuestos en [55] para la misma condición de vuelo. La tabla 3.13 muestra los resultados obtenidos en ambos casos y el error calculado.

Tabla 3.13 Comparación de resultados obtenidos en simulación estructural.

Parámetro	CFD	Estudio [55]	Error (%)
Esfuerzo de Von Mises (MPa)	151.92	181.3	16.20
Deformación porcentual (%)	0.78	0.93	16.12
Deformación total (m)	0.0202	0.0245	17.65

(Fuente: Propia)

Se observa que el error porcentual en los resultados obtenidos alcanza un valor máximo de 17.65%. En la Figura 3.18 se muestra la distribución de los esfuerzos obtenida en la simulación realizada y en el estudio realizado en [55].

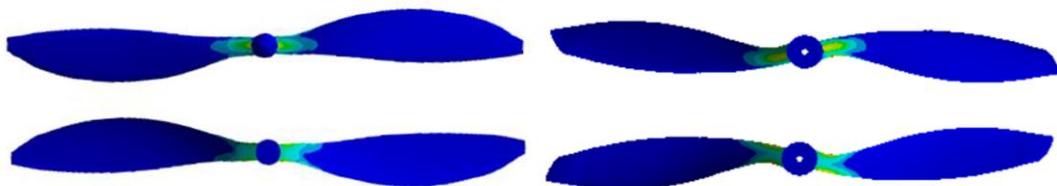


Figura 3.18 Distribución de esfuerzos en [55] (izq) y en el presente estudio (izq).
(Fuente: Propia)

La distribución de esfuerzos es muy similar, observándose una concentración alta de esfuerzos en la zona central de la raíz para la superficie superior que decrece a medida que aumenta el radio. En la parte inferior se observan esfuerzos altos en las zonas de los bordes de incidencia y de salida cercanos a la raíz de la cuchilla.

3.1.4.3 Discusión de Resultados

En esta sección se presenta una síntesis de los resultados obtenidos tras realizar las simulaciones tanto fluidodinámicas como estructurales mediante el método de los elementos finitos y un análisis de las causas detrás de dichos resultados. La Tabla 3.14 muestra un resumen de los resultados más importantes obtenidos en las simulaciones realizadas.

En la tabla 3.14 se puede observar que el esfuerzo máximo que experimenta la raíz de la cuchilla disminuye con la velocidad y aumenta al aumentar el número de cuchillas. El procedimiento de diseño seguido en este documento genera secciones más pequeñas al aumentar el número de cuchillas puesto que el empuje que requiere generar cada cuchilla disminuye. Esta reducción en el área de la raíz genera esfuerzos más elevados. Por otro lado, las secciones generadas para las cuchillas de una propela girando a una velocidad más alta son ligeramente más robustas. Sin embargo, la disminución en el esfuerzo máximo generado se ve más afectado por el hecho de que en el presente procedimiento de diseño el diámetro de la propela disminuye a medida que aumenta la velocidad. Esto implica menor masa distribuida a lo largo de la cuchilla y por lo tanto las fuerzas centrífugas, que son de las principales cargas generadas durante la operación, serán más bajas.

Por su parte, la eficiencia de la propela es mayor a menores velocidades y un menor número de cuchillas. A medida que se aumenta la velocidad de rotación del eje las fuerzas de arrastre generadas son más altas, disminuyendo la eficiencia. La caída de la eficiencia al aumentar el número de cuchillas es conocida desde el punto de vista teórico y se debe al flujo turbulento que incide sobre una cuchilla debido a la cercanía de esta con las demás aspas. En este la caída de la eficiencia no puede ser debida a dicha interacción puesto que únicamente se simuló una cuchilla en todos los casos, y se explica más bien desde el punto de vista del diseño, ya que el cálculo de la eficiencia realizada usando BEMT predice el mismo comportamiento observado sin tomar en cuenta el fenómeno mencionado.

En general, usando el presente procedimiento de diseño resulta ventajoso usar un menor número de cuchillas. En cuanto a la velocidad de rotación seleccionada, estructuralmente es favorable escoger una velocidad más alta y en términos de eficiencia es conveniente seleccionar una velocidad de rotación más baja. Otra ventaja de escoger altas velocidades de rotación es la disminución del diámetro de las propelas para estas condiciones

considerando que siempre es oportuno mantener una mayor distancia entre el suelo y el extremo de la propela para evitar pérdidas y posibles impactos.

Tabla 3.14 Resumen de resultados obtenidos.

RPM	3 cuchillas		4 cuchillas		5 cuchillas	
	η	σ_{\max}	η	σ_{\max}	η	σ_{\max}
1500	0.793	178.020	0.785	218.220	0.777	222.110
2500	0.792	162.200	0.784	173.980	0.773	183.290
3000	0.772	143.270	0.768	165.470	0.760	173.650
3500	0.763	136.610	0.763	147.870	0.751	163.010

(Fuente: Propia)

La Figura 3.19 muestra gráficamente la tendencia obtenida en los resultados. es decir, el incremento en la eficiencia obtenido tras reducir el número de cuchillas, y el aumento de la eficiencia al aumentar la velocidad de rotación al costo de obtener mayores esfuerzos en la raíz de la cuchilla.

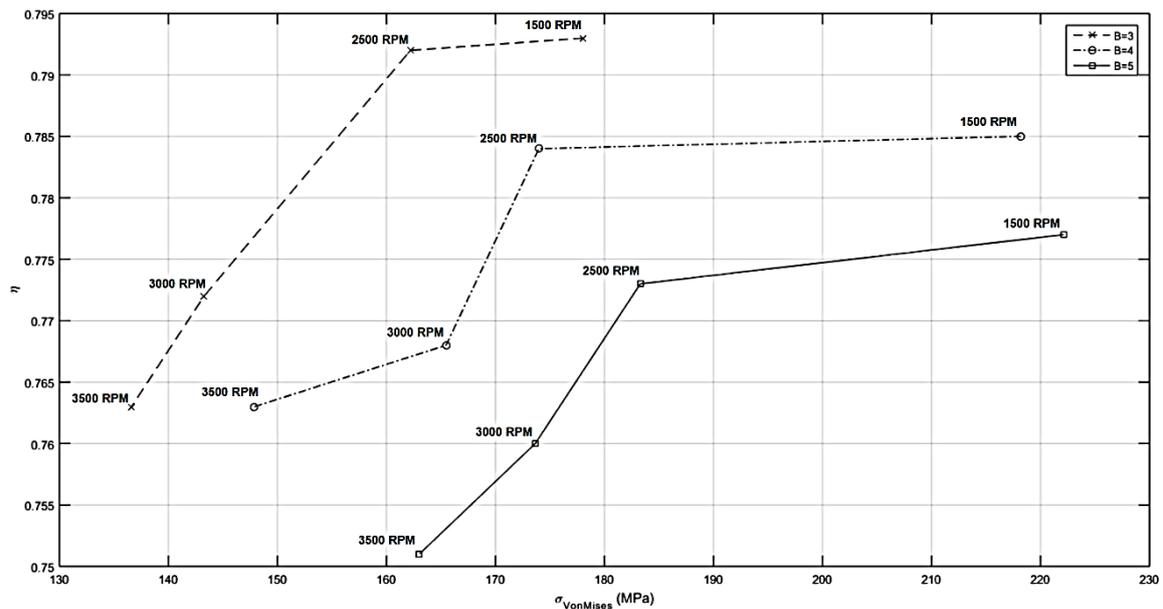


Figura 3.19 Resumen gráfico de resultados obtenidos.
(Fuente: Propia)

4 CONCLUSIONES

4.1 Conclusiones

En el presente estudio se desarrolló el estudio aerodinámico y estructural de varias alternativas de propelas generadas con un procedimiento determinado de diseño, tomando la condición de vuelo crucero como parámetro de diseño. Se logró recopilar información concerniente al diseño de propelas, estableciendo un procedimiento detallado para la selección de los parámetros geométricos principales y la determinación de la geometría específica de las secciones de las aspas.

También se logró resumir y detallar un procedimiento simplificado para determinar los requerimientos de empuje y potencia que la propela debe cumplir basado en el análisis de la geometría de la aeronave estudiada; siendo en este caso una aeronave tipo fuselaje integrado. En base a estos parámetros se describió también, en base a las fuentes bibliográficas revisadas, la velocidad óptima para vuelo crucero como función del arrastre generado por la aeronave estudiada. Para esta sección los programas de acceso público XFOIL y AVL fueron de gran utilidad.

La estimación del diámetro de las propelas se basó en lo extraído de NACA TN212, considerando que para el presente estudio dicho procedimiento resultó más idóneo. Sin embargo, se describieron otros métodos de dimensionamiento de propelas de metal con la finalidad de que el lector pueda determinar cuál procedimiento es más conveniente. Para el número de cuchillas se realizó un estudio comparativo de la eficiencia y resistencia estructural resultante al elaborar propelas de diámetro invariante y distinto número de cuchillas. En este aspecto se determinó que resulta conveniente tomar un menor número de aspas tanto desde un punto de vista estructural como de rendimiento en todos los casos estudiados.

Para la definición de la distribución geométrica de las cuchillas se escribió un programa en MATLAB, que usando un proceso iterativo basado en la teoría de pérdidas inducidas mínimas (MIL) e integrando la herramienta XFOIL para determinar los parámetros aerodinámicos de las secciones en su operación, calcula la longitud de cuerda y el ángulo de hélice para cada sección de manera que la propela sea capaz de generar el empuje o potencia deseada. Cabe recalcar que se usó una metodología de diseño basada en un único coeficiente de sustentación constante a lo largo de toda la propela, y que para esta metodología las secciones calculadas son más robustas al usar un coeficiente más bajo,

lo que resulta conveniente desde un punto de vista estructural, pero viene acompañado de pérdidas en la eficiencia y por ende el empuje generado por la propela.

En el código de dimensionamiento se integraron también las ecuaciones correspondientes a la teoría combinada de momento y elemento de pala (BEMT) para determinar el empuje y torque generados y los coeficientes de fuerza correspondientes a estas cargas. Estos parámetros son útiles para tener una aproximación de la eficiencia de la propela previo a la realización de los estudios numéricos, que generan resultados más fiables.

La realización de los estudios numéricos necesarios para determinar las presiones aerodinámicas generadas sobre las propelas se llevó a cabo utilizando ANSYS 18, basando el dimensionamiento de los dominios de control de flujo y la selección del tamaño de malla en lo realizado por otros estudios relacionados según lo que se describe en la sección 2.5. Tras importar los resultados obtenidos en el CFD a las simulaciones estructurales, también realizadas en ANSYS 18, se determinó que el procedimiento de dimensionamiento utilizado genera geometrías de aluminio estructuralmente fiables para la condición de vuelo de diseño al usar bajos coeficientes de sustentación de diseño.

En el presente estudio, dado que el número de casos estudiados generan una variedad de parámetros y condiciones de operación que afectan individualmente la distribución de presiones y esfuerzos, realizar una validación basada en comparaciones cuantitativas con otros estudios similares resulta improbable. Por esta razón la validez de los resultados se basó en verificaciones comparativas con resultados analíticos obtenidos con los métodos de cálculo más fiables disponibles en la literatura, como se observa en la sección 3.1.3.2. De manera similar, las mallas generadas fueron sometidas a estudios de independencia de malla con la finalidad de obtener resultados precisos.

Tras la realización de este trabajo es posible determinar que, para vehículos no tripulados de tamaño mediano, no resulta favorable usar propelas de gran diámetro puesto que el peso de dichas propelas y las altas cargas aerodinámicas necesarias para poner en movimiento UAVs de gran tamaño y carga útil generan grandes esfuerzos sobre la raíz, especialmente a altas velocidades de rotación. Es por lo tanto necesario tomar en cuenta que siendo la raíz la sección que soporta la mayor parte de las cargas, esta sección debe tener las dimensiones adecuadas para distribuir dichas cargas adecuadamente. Para esto, usar un coeficiente de sustentación de diseño bajo y un menor número de aspas resulta favorable en la etapa de diseño.

Desde el punto de vista de rendimiento también resulta conveniente utilizar un menor número de cuchillas puesto que esto genera eficiencias más altas. En este estudio también se determina que existe una relación directamente proporcional entre el diámetro de la propela y la eficiencia de esta. Por ende, de los casos estudiados, la propela de 3 cuchillas operando a 1500 rpm resulta la más adecuada considerando únicamente la eficiencia (~80%). Desde un punto de vista estructural, la propela de 3 cuchillas operando a 3500 rpm es tiene mayor capacidad de soportar altas condiciones de carga. Es por esta razón que esta configuración fue considerada para evaluar las condiciones de despegue y ascenso. Tras dicha evaluación se determinó que esta configuración es capaz de soportar la condición de ascenso al superar las exigencias mínimas de diseño, con un factor de seguridad mínimo de 1.59 al operar bajo las condiciones estructurales de mayor exigencia.

4.2 Trabajos Futuros

En esta sección se realizan sugerencias de posibles estudios que pueden ser realizados a partir de la información recopilada en el presente trabajo. El objeto de este documento es detallar el procedimiento a seguir para diseñar, modelar y evaluar la eficiencia y la resistencia estructural de una propela para una serie de condiciones de operación definidas. Sin embargo, no se hace suficiente énfasis en la selección del material y únicamente se evalúa el material más comúnmente utilizado en este tipo de aeronaves. En la actualidad la construcción de hélices de propulsión se ha enfocado en la utilización de materiales compuestos. Los compuestos ofrecen buenas resistencias mecánicas y poseen la ventaja de tener densidades relativamente bajas. La reducción en el peso de las aspas podría aliviar los esfuerzos que se generan debido a fuerzas inerciales, que tienen un gran impacto en los esfuerzos generados. Resultaría particularmente interesante estudiar la capacidad de compuestos no convencionales, fabricados con materiales de bajo costo, y comparar la capacidad de estos materiales de resistir las cargas generadas durante las etapas críticas de vuelo frente a compuestos convencionales como aquellos fabricados con fibras de carbono u otros materiales sintéticos.

Por otro lado, en este documento únicamente se estudiaron dos condiciones de vuelo: crucero y ascenso, siendo esta última la de mayor exigencia estructural con relación a las otras dos condiciones de vuelo usuales, es decir, crucero y descenso. Sin embargo, existen ciertas maniobras de vuelo que pueden cargar la propela críticamente. Por lo tanto, es necesario evaluar las otras condiciones presentes en la envolvente de vuelo simétrica de una aeronave.

Otro estudio que es importante realizar es referente a las vibraciones generadas durante la operación. Realizar un análisis modal de los modos de vibración de las aspas durante el vuelo y comparar estos modos de vibración con la frecuencia natural del aspa es vital para asegurar que una propela no falle por fatiga.

Otros estudios que pudieran realizarse incluyen: estudiar y optimizar perfiles aerodinámicos que aumenten la eficiencia de operación de la hélice, diseñar una propela usando una distribución óptima del coeficiente de sustentación en lugar de usar uno constante, estudiar posibles fenómenos de erosión por partículas, etc.

REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1] R. Austin, *Unmanned Aircraft Systems - UAVs Design, Development and Deployment*, West Sussex, UK: John Wiley & Sons Ltd., 2010.
- [2] Y. Vashi and U. Jai, "Concept Design of a Disaster Response Unmanned Aerial Vehicle for India," in *IOP Conference*, 2017.
- [3] B. Rutkay, "A Process for the Design and Manufacture of Propellers for Small Unmanned Aerial Vehicles (Master's Thesis). Recuperado de: <https://curve.carleton.ca>," 2014. [Online].
- [4] M. Sadraey, "A Systems Engineering Approach to Unmanned Aerial Vehicle Design," in *10th AIAA Aviation Technology, Integration and Operations (ATIO) Conference*, 2010.
- [5] K. Valavanis and G. Vachtsevannos, *Handbook of Unmanned Aerial Vehicles*, 2015.
- [6] R. Szabolsci, "Beyond Training Minimums - A New Concept of the UAV Operator Training Program.," in *Knowledge Based Organization International Conference*, 2016.
- [7] L. Ren, "Small Unmanned Aircraft System (sUAS) Categorization Framework for Low Altitude Traffic Services," NASA, 2017.
- [8] H. Liebeck, "Design of the Blended Wing Body Subsonic Transport," *Journal of Aircraft*, pp. 10-25, 2004.
- [9] P. Mahamuni, A. Kulkarni and Y. Parikh, "Aerodynamic Study of Blended Wing Body," *International Journal of Applied Engineering Research*, pp. 29247-29255, 2014.
- [10] F. Weick, *Aircraft Propeller Design*, New York: McGraw-Hill, 1930.
- [11] B. Rutkay, "A Process for the Design and Manufacture of Propellers for Small Unmanned Aerial Vehicles (Master's Thesis). Recuperado de: <https://curve.carleton.ca>," 2014. [Online].
- [12] SR Technics Technical Training, "Basic Maintenance Training Manual, EASA Module 17A B1: Propeller," EASA, 2011.

- [13] F. Weick, *Simplified Propeller Design for Low-Powered Airplanes*, Bureau of Aeronautics, USN, 1925.
- [14] EPI, inc., "Propeller Performance Factors," 2011. [Online]. Available: http://www.epi-eng.com/propeller_technology/selecting_a_propeller.htm.
- [15] D. Raymer, *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, Washington, D.C.: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1989.
- [16] M. Heene, "Aerodynamic Propeller Model for Load Analysis (Master's Thesis). Retrieved from: www.kth.se/sci," 2012.
- [17] D. L. Wall, "Optimum Propeller Design for Electric UAVs (Master's Thesis). Retrieved from: etd.auburn.edu," 2012.
- [18] W. Nelson, *Airplane Propeller Principles*, New Jersey: John Wiley & Sons, 1944.
- [19] G. Calderon and R. Gallo, *Introducción al Método de los Elementos Finitos: Un Enfoque Matemático.*, Caracas: Instituto Venezolano de Investigaciones Científicas, 2011.
- [20] P. Seshu, *Textbook of Finite Element Analysis*, New Delhi: PHI Learning Private Ltd., 2012.
- [21] Airforce Technology, "Bat Unmanned Aerial Vehicle (UAV)," 2011. [Online]. Available: <https://www.airforce-technology.com/projects/northropgrummanbat/>.
- [22] D. Crane, "Northrop Grumman Bat 12 UAS (Unmanned Aircraft System): Catapult-Launched Tactical Low-Observable/Stealth Drone Aircraft with Blended Wing Body for Electronic Warfare," 2013. [Online]. Available: <https://www.defensereview.com>.
- [23] N. Harris, *Steady Aircraft Flight and Aircraft Performance*, Princeton, NJ: Princeton University Press, 2006.
- [24] M. Venkatesan, "Simulation of Wetted Surface Area of a Single Seater Home Based Aircraft," *International Journal of Applied Engineering Research*, 2010.
- [25] D. Schulz, "Aircraft Design," *HOOU Content Projekte*, 2016.

- [26] R. Fink, "USAF Stability and Control DATCOM," McDonnell Douglas Corporation, Long Beach, CA, 1978.
- [27] E. Obert, *Aerodynamic Design of Transport Aircraft*, Amsterdam: Delft University IOS Press, 2009.
- [28] F. Gotten, M. Havermann, C. Braun, F. Gomez and C. Bil, "On the Applicability of empirical Drag Estimation Methods for Unmanned Air Vehicle Design," in *18th AIAA Aviation Technology, Integration and Operations Conference*, Reston, VA, 2018.
- [29] J. Gundlach, *Designing Unmanned Aircraft Systems: A Comprehensive Approach*, Washington, D.C.: AIAA Education Series, 2014.
- [30] N. Qin, A. Vavalle and A. Le Moigne, "Spanwise Lift Distribution for Blended Wing Body Aircraft," *Journal of Aircraft*, pp. 356-365, 2005.
- [31] I. Abbot and A. Von Doenhoff, *Theory of Wing Sections*, New York: Dover Publications, Inc., 1949.
- [32] E. Torenbeek, *Synthesis of Subsonic Airplane Design*, Delft: Delft University Press, 1982.
- [33] C. Adkins and R. Liebeck, "Design of Optimum Propellers," *AIAA Journal of Propulsion and Power Vol. 10*, 1994.
- [34] S. Gudmundsson, *General Aviation Aircraft Design*, Oxford: Butterworth-Heinemann, 2014.
- [35] L. Miller, "Optimal Cruise Performance," *AIAA Journal of Propulsion and Power Vol. 30.*, 2012.
- [36] D. E. Albadan-Molano, J. E. Salamanca-Cespedes and A. P. Gallego-Torres, "Design of Wind Propellers for Horizontal Axis," *Revista Facultad de Ingenieria*, vol. 27, no. 47, pp. 119-126, 2018.
- [37] A. S. Goodman, "Conceptual Aerodynamic Design of Delta-Type Talless Unmanned Aircraft," *International Journal of Unmanned Systems Engineering*, 2014.
- [38] Federal Aviation Administration, *Airplane Flying Handbook FAA-H-8083-38*, Oklahoma City, OK: U.S. Department of Transportation, 2016.

- [39] Aerogates Project, "Module 14-03: Propulsion, Starting and Ignition Systems.," 2006. [Online]. Available: <https://www.aerogates.com>. [Accessed 15 September 2019].
- [40] H. A. Kutty and P. Rajendran, "3D CFD Simulation and Experimental Validation of Small APC Slow Flyer Propeller Blade," *MDPI Aerospace*, vol. 4, no. 1, p. 10, 2017.
- [41] Leap Australia Computational Fluid Dynamics, "Tips & Tricks: Estimating the First Cell Height for Correct Y+," 2016. [Online]. Available: <https://www.computationalfluidynamics.com.au/tips-tricks-cfd-estimate-first-cellheight/>. [Accessed 15 January 2020].
- [42] A. R. Naruanto, A. J. Fitroh and H. Syamsudin, "Analysis of Aerodynamic Load of LSU-03 Propeller," *IOP Conference Series Journal of Physics*, no. 1005 012005, 2018.
- [43] ANSYS, Inc., "Introduction to ANSYS Fluent. Lecture 7: Turbulence Modeling. 15.0 Release.," ANSYS Confidential, 2014.
- [44] J. Zipay, "The Ultimate Factor of Safety for Aircraft and Spacecraft: Its History, Applications and Misconceptions.," in *57th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*, San Diego, CA, 2016.
- [45] Federal Aviation Administration, "Advisory Circular: Airframe Guide for Certification of Part 23 Airplanes," U.S. Department of Transportation, Oklahoma City, OK, 2007.
- [46] Y. Hariguchi, "Constant Speed Propeller," 2005. [Online]. Available: <https://www.hariguchi.org/flying/info/prop.html>. [Accessed 12 February 2020].
- [47] D. Charles, D. Yue and F. You, "Wing Shape Optimization," 2015. [Online]. Available: https://optimization.mccormick.northwestern.edu/index.php/Wing_Shape_Optimization. [Accessed 12 January 2020].
- [48] C. Kong and H. Park, "A Study on Structural Design and Analysis of Composite Propeller Blade of Turboprop for High Efficiency and Light Weight.," in *ECCM15 - 15th European Conference on Composite Materials*, Venice, 2012.

- [49] H. Borst, Summary of Propeller Design Procedures and Data. Volume I: Aerodynamic Design and Installation, Springfield, VA: National Technical Information Service NTIS, 1973.
- [50] M. Hepperle, "Design of a Propeller," 2018. [Online]. Available: https://www.mh-aerotoools.de/airgoils/jp_propeller_design.htm. [Accessed 13 February 2020].
- [51] H. Glauert, Airplane Propellers, Berlin: Julius Springer, 1935.
- [52] A. Betz, "Screw Propellers with Minimum Energy Loss," Gottingen Reports, 193-213, 1919.
- [53] S. Sarkar and S. Beg, "CFD Analysis of Effect of Flow Over NACA 2412 Airfoil Through the Shear Stress Transport Turbulent Model.," *International Journal of Mechanical and Production Engineering ISSN: 2320-2092*, 2017.
- [54] U.S. Army UAS Center of Excellence (2010)., "Eyes of the Army" U.S. Army Roadmap for Unmanned Aircraft Systems, Fort Rucker, Alabama: U.S. Army, 2010.
- [55] A. Seeni, "Aerodynamic Performance Characterization and Static Structural Analysis of Slotted Propeller: Part A Effect of Position," *IEAT Mathematical Modelling of Engineering Problems*, vol. 6, no. 4, pp. 611-624, 2019.
- [56] M. C. Ruiz, *CFD Simulation of Propellers: Best Practices Analysis (Master's Thesis)*, Torino: Politecnico di Torino, 2019.
- [57] J. B. Brandt and M. S. Selig, "Propeller Performance Data at Low Reynolds Numbers," in *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA Paper 2011-1255*, Orlando, FL, 2011.
- [58] E. Reid, "The Influence of Blade-Width Distribution on Propeller Characteristics (NACA T.N. 1834)," National Advisory Committee for Aeronautics, Washington, 1949.

ANEXOS

Anexo I. Cálculo del arrastre parasítico sobre el fuselaje del Bat 12.

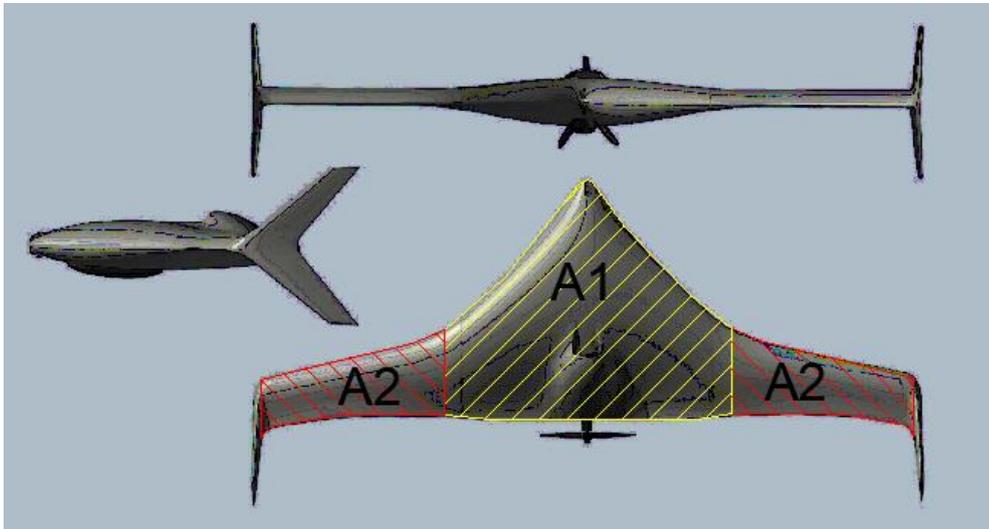


Figura A1.1 División de áreas considerando configuración alar.
(Fuente: Propia)

Panel interno:

Perfil: NACA 23021

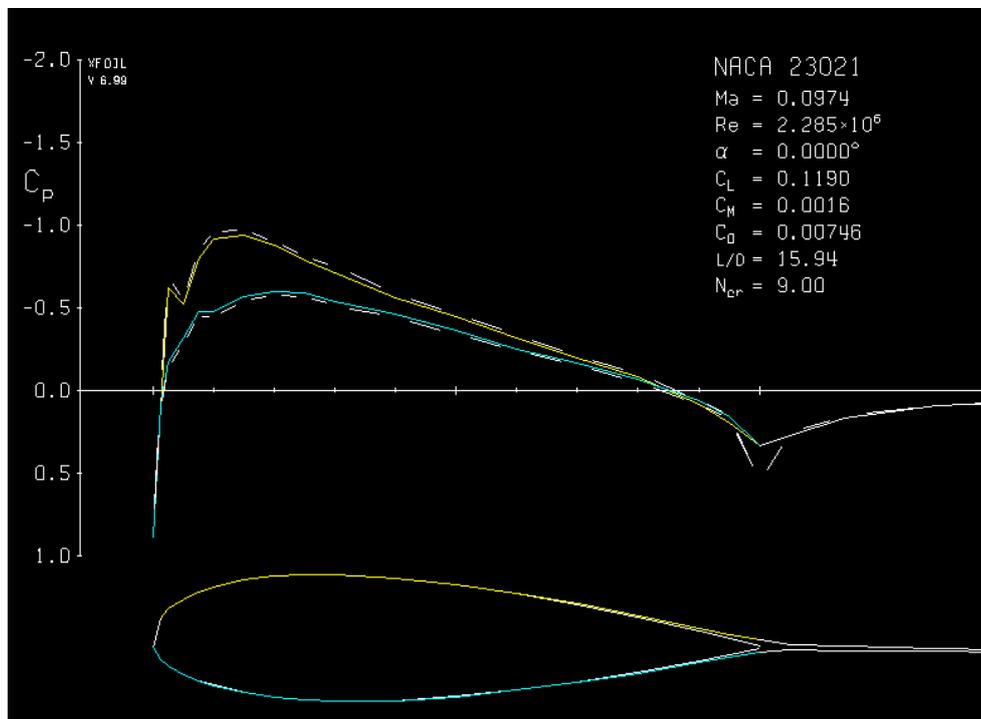


Figura A1.2 Momento de cabeceo perfil NACA 23021.
(Fuente: Propia)

$$\left(\frac{t}{c}\right) = \frac{0.27}{1.33} = 0.203$$

$$\Lambda\left(\frac{t}{c}\right) = 37^\circ$$

$$\cos\left(\Lambda\left(\frac{t}{c}\right)\right) = 0.848$$

$$R_{L.S.} = 1.5$$

$$A_1 = S_{ref_1} = 0.725$$

Si $t/c > 0.05$ [24]:

$$S_{wet1} = S_{ref1} \times \left(1.977 + 0.52 \frac{t}{c}\right)$$

$$S_{wet1} = 1.5098m^2$$

$$Re_{\bar{c}=1.33} = 2.2847 \times 10^6$$

$$C_{f_{turb}} = \frac{0.455}{(\log 2.2847 \times 10^6)^{2.58} (1 + 0.44 \times 0.0974^2)^{0.65}}$$

$$C_{f_{turb}} = 3.838 \times 10^{-3}$$

$$\left[1 + L \left(\frac{t}{c}\right) + 100 \left(\frac{t}{c}\right)^4\right] = 1.57585$$

$$C_{D_0} = (3.838 \times 10^{-3}) \times (1.57585) \times 1.5 \times \left(\frac{1.5098}{0.725}\right)$$

$$C_{D_0} = 0.01889$$

Paneles externos:

Perfil: HS522

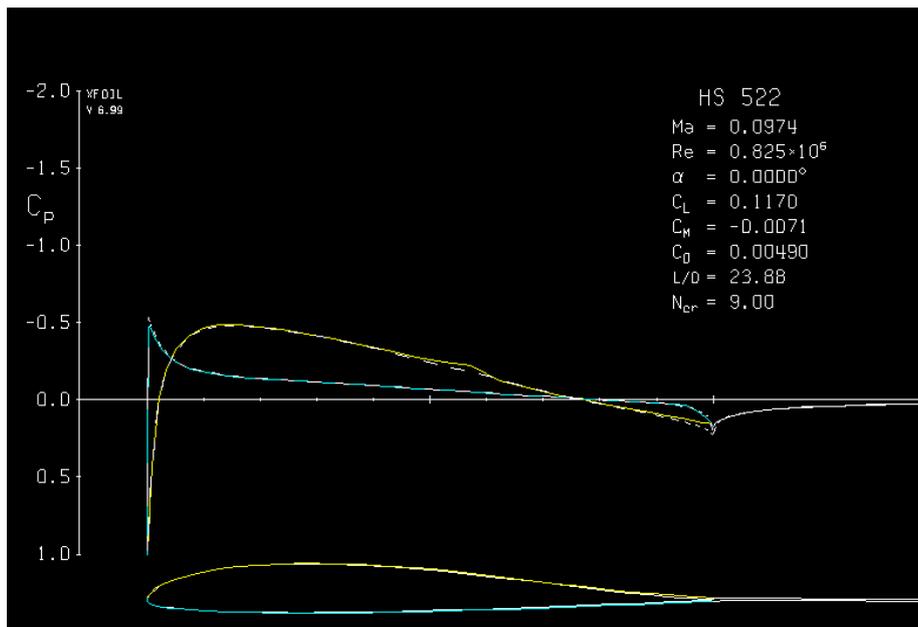


Figura A1.3 Momento de cabeceo perfil HS522.
(Fuente: Propia)

$$\left(\frac{t}{c}\right) = \frac{0.06}{0.48} = 0.125$$

$$\Lambda\left(\frac{t}{c}\right) = 13^\circ$$

$$\cos\left(\Lambda\left(\frac{t}{c}\right)\right) = 0.974$$

$$R_{L.S.} = 1.7$$

$$A_1 = S_{ref1} = 1.374$$

$$S_{wet1} = S_{ref1} \times \left(1.977 + 0.52 \frac{t}{c}\right)$$

$$S_{wet1} = 2.8057m^2$$

$$Re_{\bar{c}=0.48} = 8.2456 \times 10^5$$

$$C_{f_{turb}} = \frac{0.455}{(\log 8.2456 \times 10^5)^{2.58} (1 + 0.44 \times 0.0974^2)^{0.65}}$$

$$C_{f_{turb}} = 4.6234 \times 10^{-3}$$

$$\left[1 + L \left(\frac{t}{c}\right) + 100 \left(\frac{t}{c}\right)^4\right] = 1.27441$$

$$C_{D_0} = (4.6234 \times 10^{-3}) \times (1.27441) \times 1.5 \times \left(\frac{2.8057}{1.374}\right)$$

$$C_{D_0} = 0.01804$$

Total:

$$C_{D_0} = 0.01804 + 0.01889 = 0.03693$$

Anexo II. Determinación de la distribución de la sustentación con AVL.

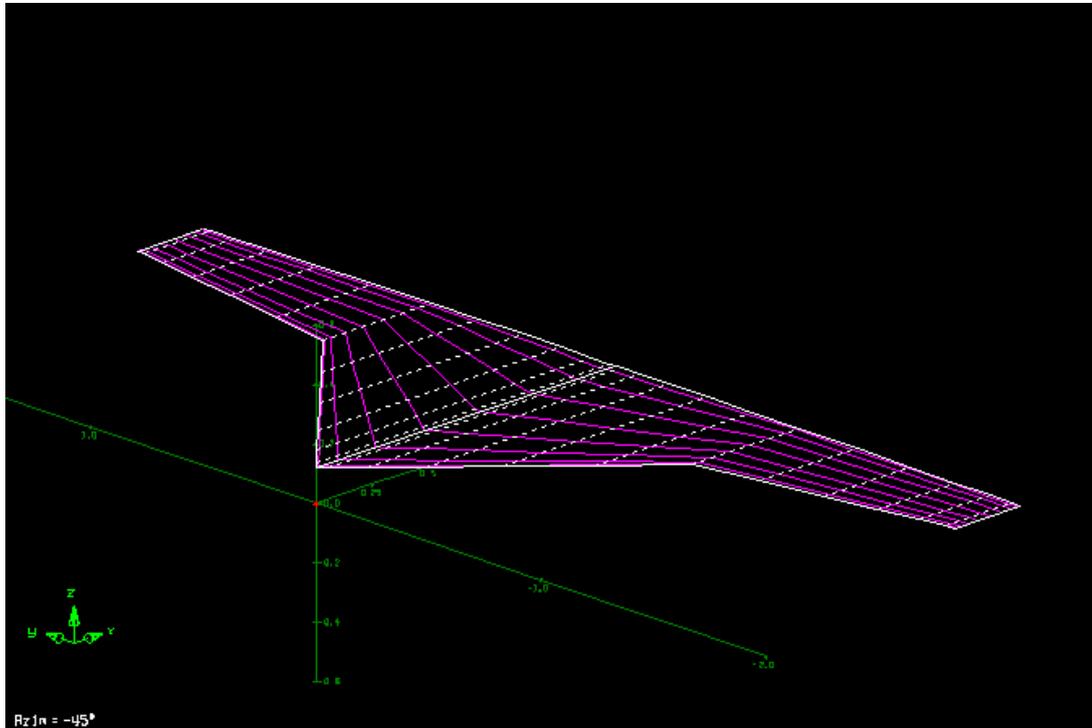


Figura A2.4 Geometría definida en AVL.
(Fuente: Propia)

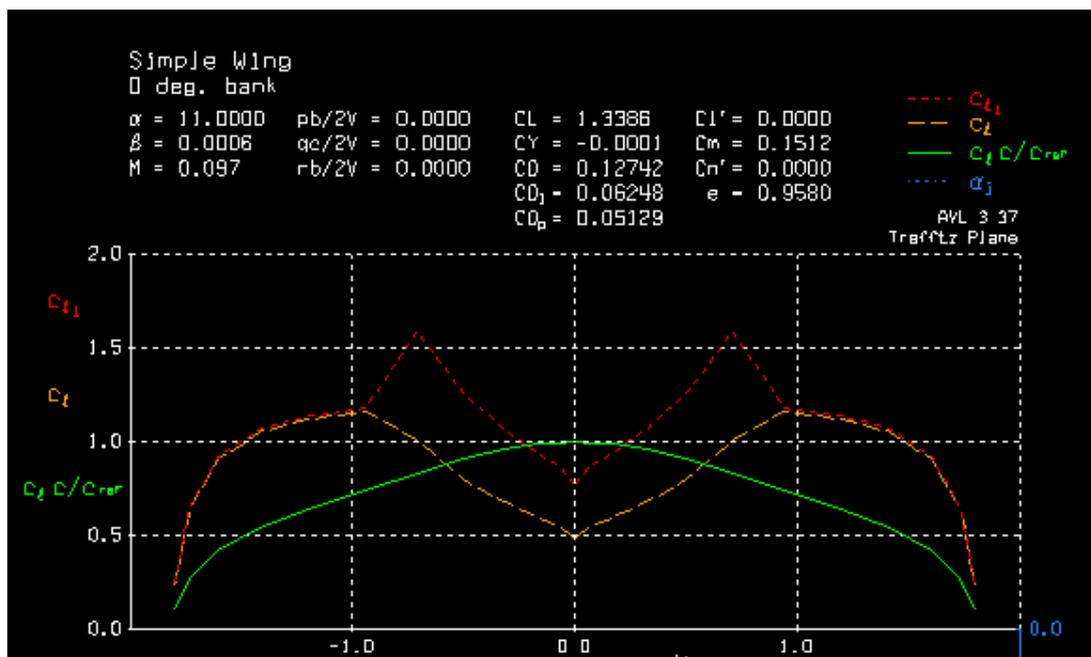


Figura A2.5 Distribución de sustentación en $\alpha=11^\circ$.
(Fuente: Propia)

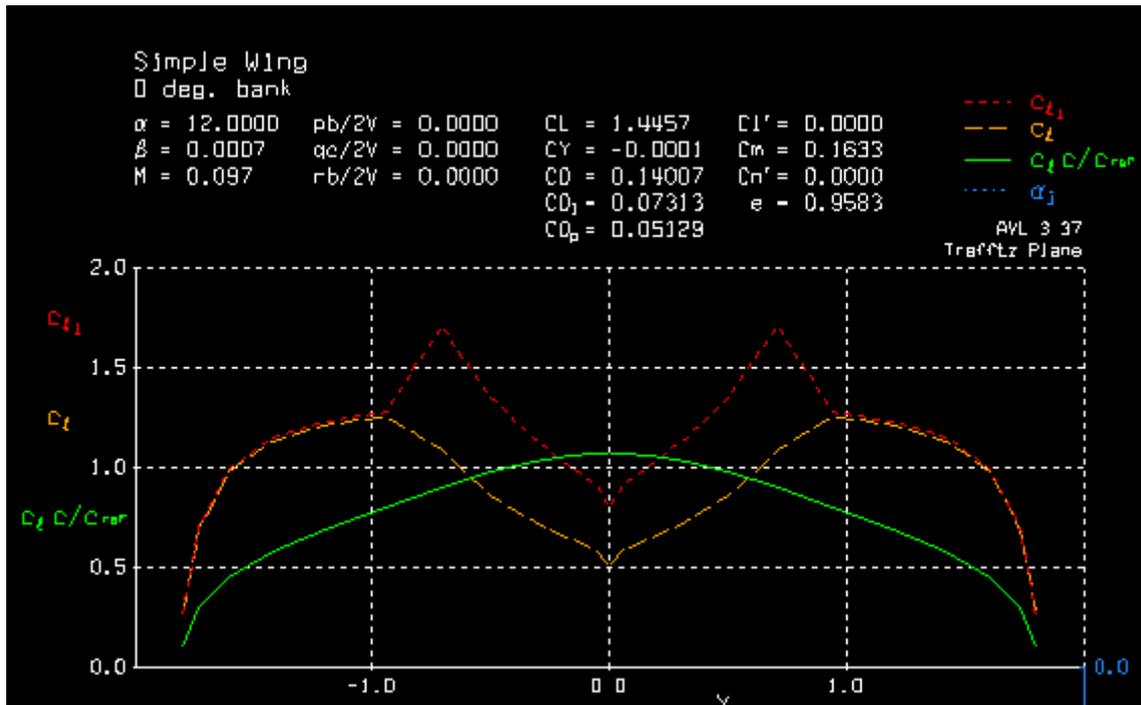


Figura A2.6 Distribución de sustentación en $\alpha=12^\circ$.
(Fuente: Propia)

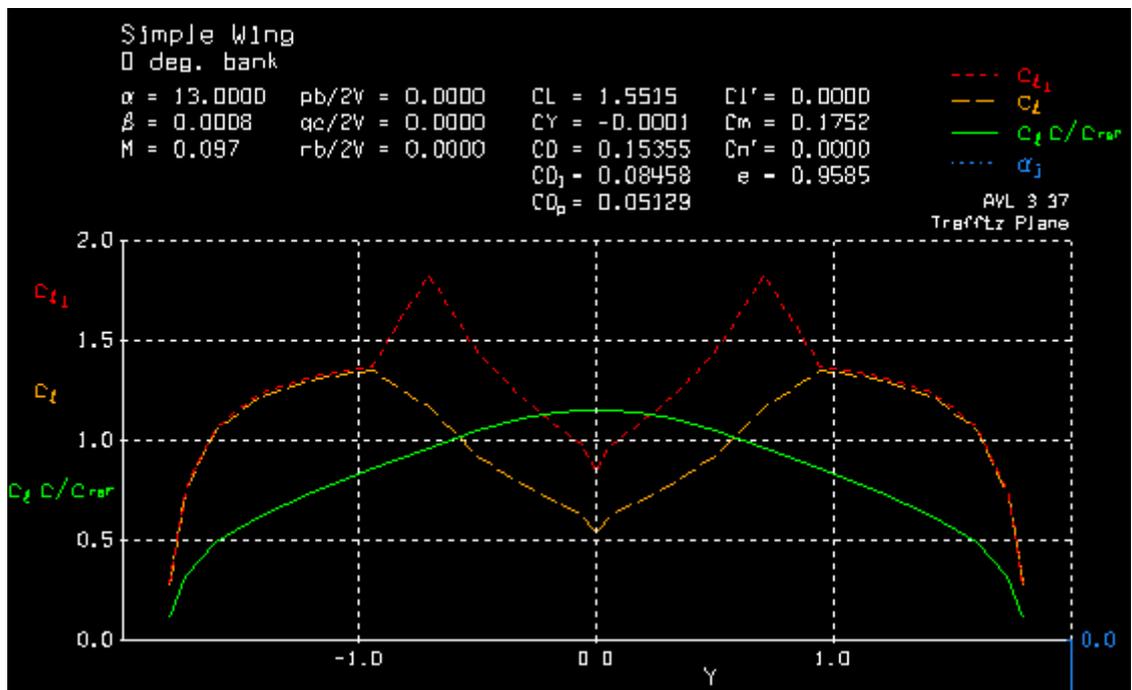


Figura A2.7 Distribución de sustentación en $\alpha=13^\circ$.
(Fuente: Propia)

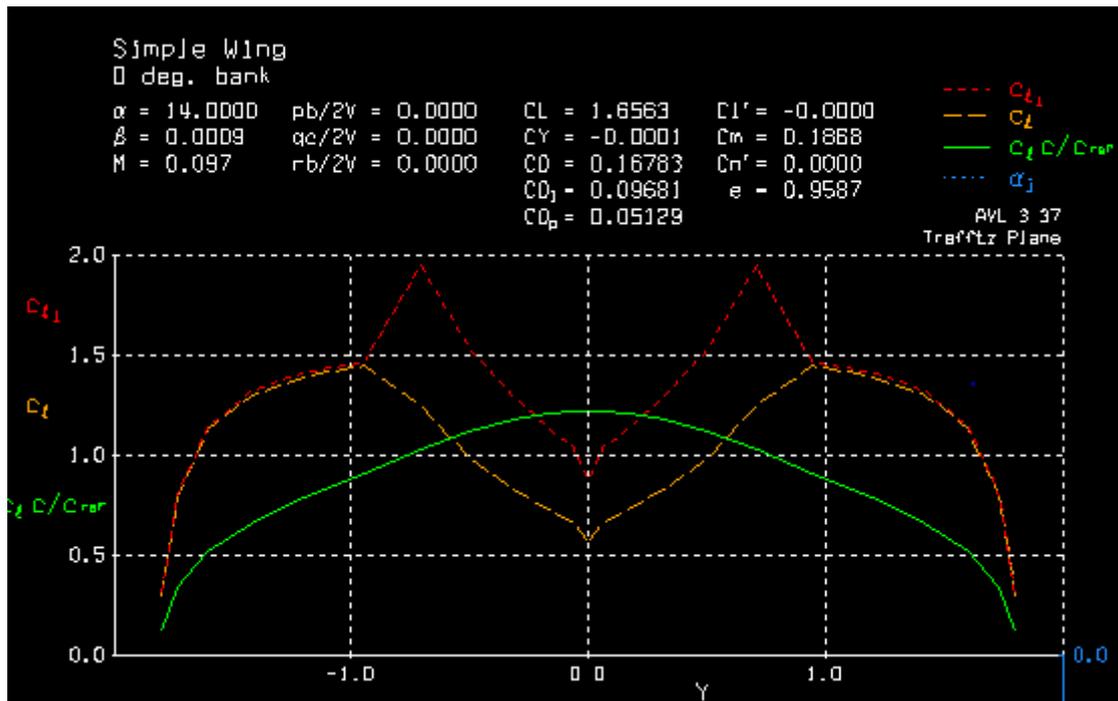


Figura A2.8 Distribución de sustentación en $\alpha=14^\circ$.
 (Fuente: Propia)

Anexo III. Determinación de diámetros con TN 212.

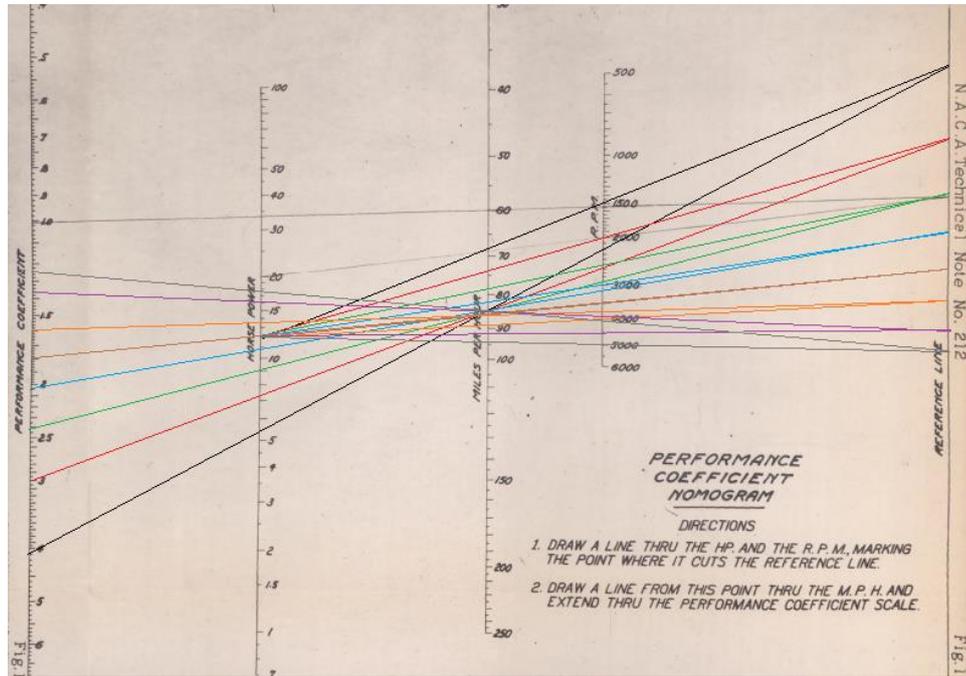


Figura A3.9 Determinación del coeficiente de rendimiento.
(Fuente: Propia)

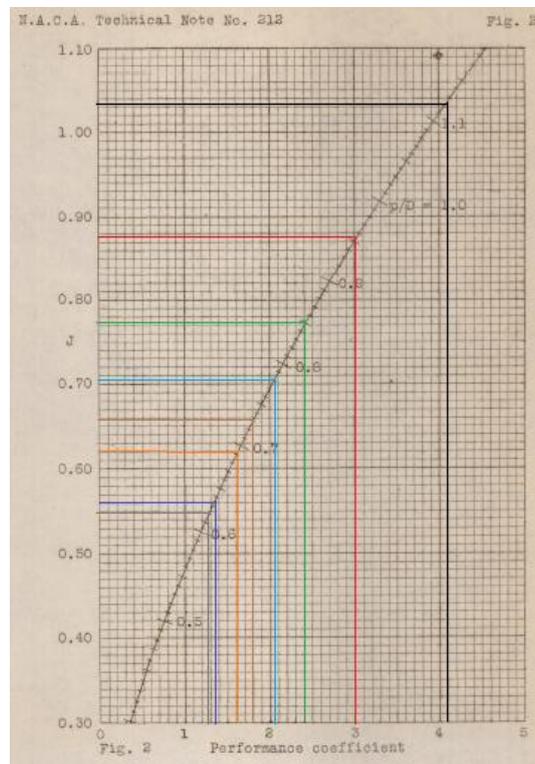


Figura A3.10 Determinación del diámetro.
(Fuente: Propia)

Anexo IV. Resultados de Validación numérica del procedimiento de Adkins y Liebeck [33].

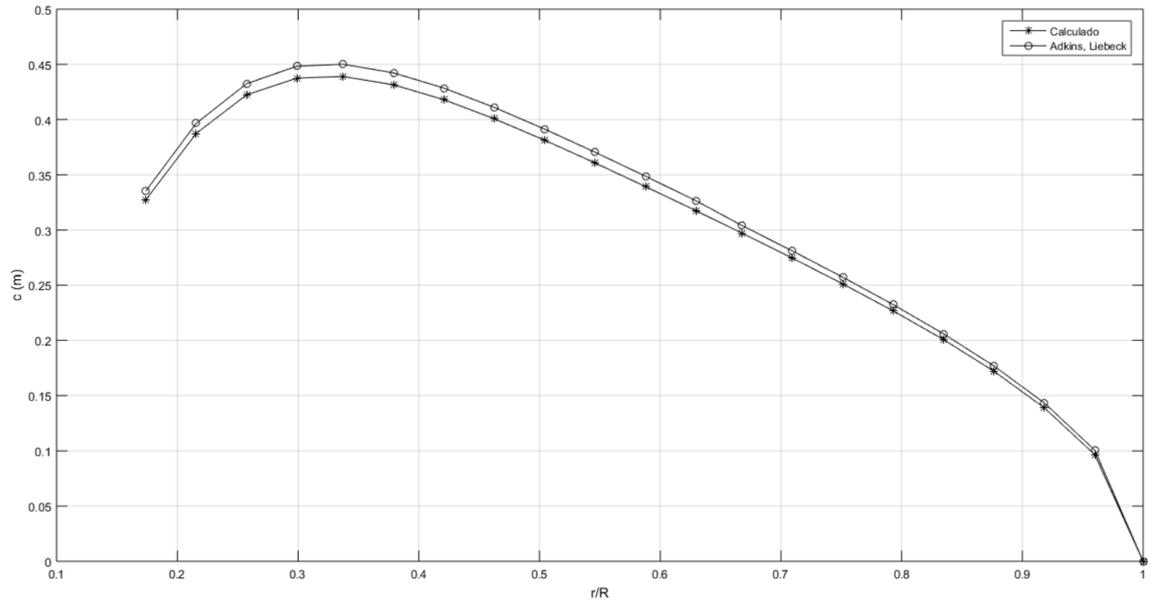


Figura A4.11 Longitud de cuerda calculada vs Adkins-Liebeck [33].
(Fuente: Propia)

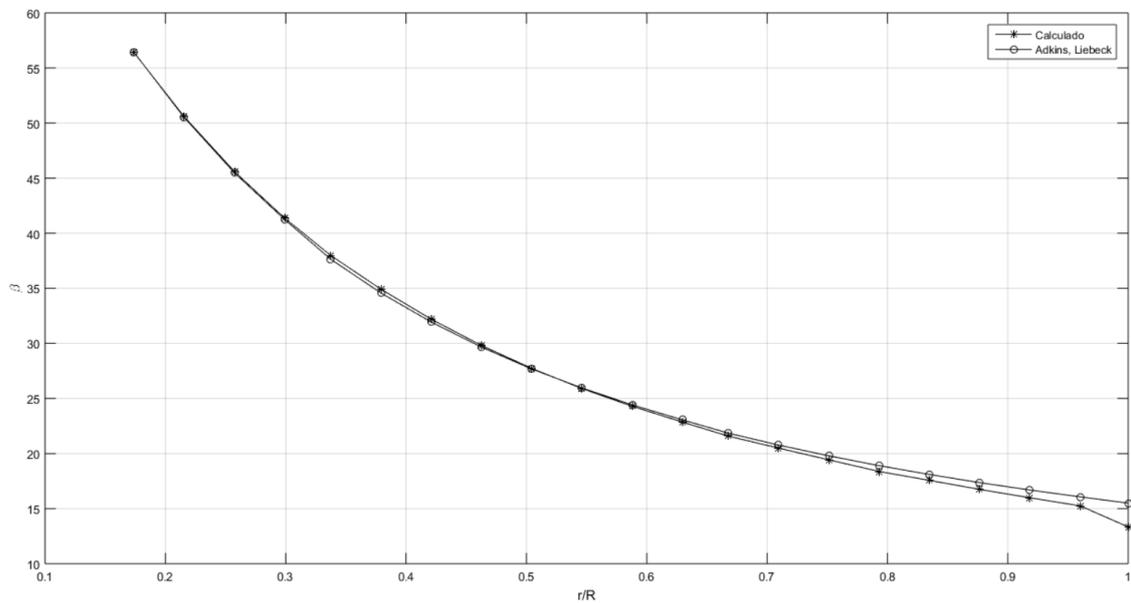


Figura A4.12 Ángulo de hélice calculado vs Adkins-Liebeck [33].
(Fuente: Propia)

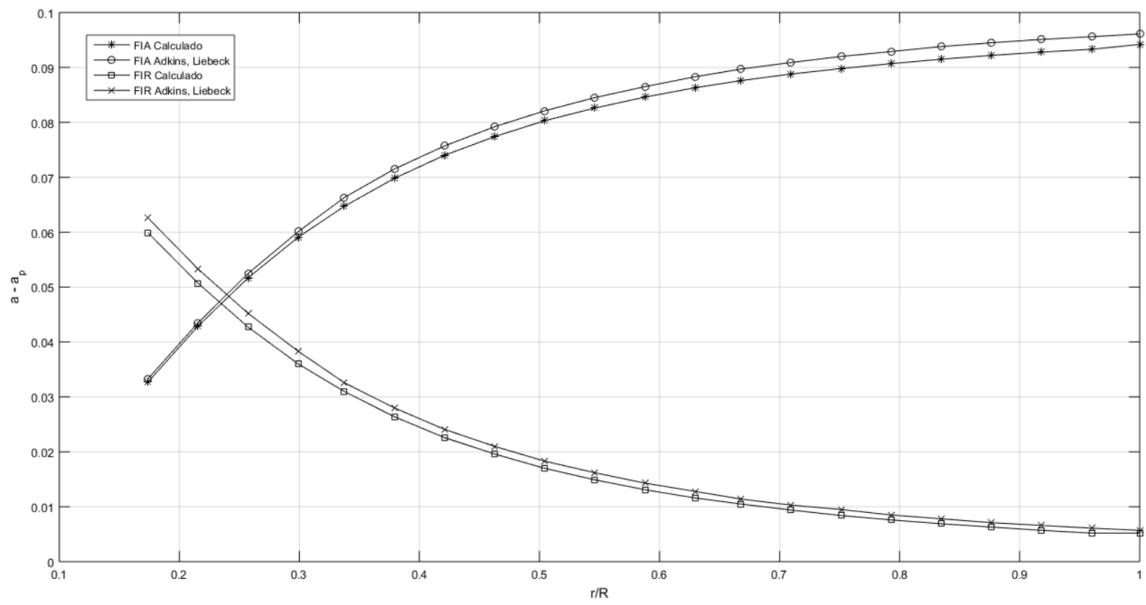


Figura A4.13 Factores de interferencia axial y rotacional calculados vs Adkins-Liebeck [33].
(Fuente: Propia)

Anexo V. Configuraciones de propelas a simular calculadas con Adkins-Liebeck [33].

Tabla A5.1 Configuraciones de propelas de 3, 4 y 5 cuchillas a 1500 rpm (D=1.48m).

1500 rpm	3 cuchillas		4 cuchillas				5 cuchillas	
	Cl=0.3		Cl=0.3		Cl=0.5		Cl=0.3	
r (m)	c (mm)	β (°)	c (mm)	β (°)	c (mm)	β (°)	c (mm)	β (°)
0.129	102.637	62.173	72.786	62.147	44.583	63.976	55.850	62.278
0.160	134.585	56.961	95.548	56.844	58.537	58.609	73.333	56.815
0.191	161.137	52.282	114.568	52.142	70.204	53.873	87.970	52.067
0.221	181.290	48.101	129.144	47.950	79.153	49.675	99.234	47.862
0.250	194.262	44.673	138.688	44.518	85.019	46.237	106.670	44.424
0.281	203.099	41.331	145.418	41.176	89.160	42.887	112.005	41.080
0.311	207.300	38.360	148.946	38.206	91.338	39.976	114.936	38.110
0.342	207.788	35.712	149.913	35.563	91.944	37.377	115.958	35.467
0.373	205.355	33.350	148.870	33.203	91.315	35.054	115.494	33.110
0.404	200.634	31.234	146.251	31.092	89.716	32.970	113.874	31.001
0.435	194.095	29.333	142.370	29.195	87.343	31.096	111.340	29.107
0.466	186.072	27.532	137.439	27.486	84.322	29.405	108.045	27.401
0.494	177.569	26.191	132.093	26.062	81.046	27.992	104.421	25.980
0.525	167.143	24.772	125.387	24.647	76.934	26.581	99.815	24.480
0.556	155.493	23.478	117.713	23.358	72.226	25.291	94.446	23.281
0.587	142.481	22.296	108.914	22.179	66.828	24.105	88.159	22.106
0.618	127.804	21.210	98.696	21.098	60.558	23.008	80.660	21.027
0.649	110.881	20.212	86.538	20.103	53.097	21.980	71.454	20.035
0.680	90.514	19.288	71.408	19.185	43.813	20.989	59.596	19.120
0.710	63.519	18.432	50.657	18.336	31.079	19.977	42.740	18.284
0.740	37.660	17.491	30.779	17.398	18.882	18.919	26.593	17.339

(Fuente: Propia)

Tabla A5.2 Configuraciones de propelas de 3, 4 y 5 cuchillas a 2500 rpm (D=1.17m).

2500 rpm	3 cuchillas		4 cuchillas		5 cuchillas			
	Cl=0.3		Cl=0.3		Cl=0.5		Cl=0.3	
r (m)	c (mm)	β (°)	c (mm)	β (°)	c (mm)	β (°)	c (mm)	β (°)
0.102	110.606	55.938	78.814	55.842	48.488	57.721	60.815	55.876
0.126	135.507	50.123	96.559	49.981	59.428	51.768	74.477	49.918
0.151	152.318	45.113	108.582	44.958	66.855	46.715	83.733	44.872
0.175	162.034	40.808	115.608	40.649	71.207	42.394	89.160	40.465
0.197	166.075	37.306	118.632	37.238	73.090	38.970	91.511	37.144
0.222	166.593	34.077	119.226	34.013	73.476	35.731	92.025	33.919
0.246	164.267	31.369	117.862	31.220	72.651	32.946	91.061	31.129
0.271	160.042	28.934	115.198	28.792	71.022	30.557	89.129	28.703
0.295	154.552	26.802	111.688	26.665	68.868	28.464	86.583	26.579
0.320	148.218	24.923	107.629	24.793	66.373	26.619	83.656	24.711
0.344	141.298	23.258	103.199	23.133	63.646	24.984	80.486	23.054
0.368	133.928	21.774	98.485	21.655	60.743	23.527	77.146	21.579
0.391	126.815	20.549	93.930	20.436	57.935	22.325	73.947	20.363
0.415	118.639	19.341	88.668	19.232	54.690	21.135	70.273	19.077
0.440	109.932	18.248	82.999	18.144	51.193	20.045	66.310	18.077
0.464	100.519	17.255	76.750	17.154	47.338	19.029	61.906	17.091
0.488	90.112	16.347	69.652	16.251	42.957	18.094	56.802	16.190
0.513	78.234	15.515	61.264	15.423	37.781	17.254	50.579	15.365
0.537	63.973	14.749	50.779	14.661	31.313	16.506	42.483	14.609
0.562	45.004	14.041	36.217	13.966	22.331	15.715	30.719	13.926
0.585	26.813	13.195	22.252	13.117	13.717	14.532	19.437	13.067

(Fuente: Propia)

Tabla A5.3 Configuraciones de propelas de 3, 4 y 5 cuchillas a 2500 rpm (D=1.17m).

3000 rpm	3 cuchillas		4 cuchillas		5 cuchillas			
	Cl=0.3		Cl=0.3		Cl=0.5		Cl=0.3	
r (m)	c (mm)	β (°)	c (mm)	β (°)	c (mm)	β (°)	c (mm)	β (°)
0.094	111.236	53.446	79.417	53.331	48.940	55.202	61.426	53.247
0.117	132.434	47.475	94.519	47.330	58.276	49.113	73.058	47.263
0.139	145.194	42.416	103.634	42.260	63.927	44.023	80.074	42.171
0.162	151.257	38.134	108.017	37.975	66.658	39.726	83.449	37.886
0.182	152.583	34.781	109.062	34.626	67.325	36.361	84.265	34.535
0.205	150.915	31.640	108.030	31.491	66.708	33.210	83.498	31.401
0.227	147.152	28.856	105.551	28.802	65.193	30.528	81.638	28.714
0.250	142.084	26.615	102.202	26.478	63.136	28.243	79.134	26.393
0.272	136.254	24.586	98.354	24.455	60.769	26.254	76.275	24.375
0.295	129.971	22.807	94.234	22.683	58.230	24.511	73.239	22.605
0.317	123.410	21.238	89.963	21.119	55.595	22.974	70.127	21.045
0.340	116.646	19.843	85.590	19.730	52.896	21.611	66.980	19.659
0.361	110.268	18.694	81.487	18.501	50.360	20.487	64.061	18.519
0.383	103.060	17.564	76.847	17.461	47.494	19.354	60.799	17.396
0.406	95.480	16.543	71.937	16.444	44.459	18.275	57.367	16.382
0.428	87.348	15.616	66.587	15.520	41.151	17.300	53.614	15.462
0.451	78.389	14.770	60.538	14.680	37.410	16.419	49.302	14.623
0.473	68.160	13.994	53.381	13.908	32.984	15.618	44.044	13.857
0.496	55.840	13.280	44.381	13.199	27.420	14.896	37.145	13.152
0.518	39.366	12.623	31.761	12.556	19.620	14.349	26.984	12.523
0.540	23.552	11.797	19.647	11.724	12.132	13.076	17.230	11.678

(Fuente: Propia)

Tabla A5.4 Configuraciones de propelas de 3, 4 y 5 cuchillas a 2500 rpm (D=1.17m).

3500 rpm	3 cuchillas			4 cuchillas			5 cuchillas	
	Cl=0.3			Cl=0.3			Cl=0.3	
r (m)	c (mm)	β (°)	c (mm)	β (°)	c (mm)	β (°)	c (mm)	β (°)
0.086	113.781	51.968	81.354	51.840	50.141	53.680	63.023	51.818
0.107	133.044	45.924	95.072	45.762	58.631	47.561	73.600	45.689
0.127	143.652	40.856	102.636	40.689	63.331	42.461	79.419	40.598
0.148	147.792	36.605	105.624	36.439	65.206	38.189	81.712	36.342
0.167	147.711	33.298	105.638	33.138	65.238	34.874	81.722	33.040
0.188	144.914	30.219	103.766	30.064	64.102	31.784	80.292	29.970
0.208	140.391	27.588	100.710	27.439	62.230	29.187	77.969	27.350
0.229	134.883	25.322	96.999	25.182	59.950	26.967	75.163	25.095
0.250	128.848	23.357	92.960	23.222	57.462	25.041	72.130	23.140
0.270	122.548	21.636	88.779	21.510	54.885	23.359	69.020	21.432
0.291	116.115	20.121	84.553	20.001	52.277	21.881	65.910	19.926
0.312	109.593	18.777	80.309	18.662	49.656	20.569	62.829	18.591
0.331	103.517	17.673	76.386	17.563	47.232	19.456	60.020	17.494
0.351	96.716	16.585	72.009	16.481	44.526	18.299	56.926	16.415
0.372	89.612	15.604	67.421	15.505	41.688	17.266	53.714	15.442
0.393	82.021	14.714	62.453	14.618	38.614	16.335	50.238	14.560
0.413	73.671	13.902	56.852	13.810	35.148	15.489	46.265	13.754
0.434	64.131	13.158	50.217	13.071	31.043	14.719	41.419	13.018
0.455	52.610	12.472	41.839	12.314	25.859	14.021	35.026	12.343
0.475	37.145	11.841	30.010	11.773	18.546	13.439	25.523	11.740
0.495	22.352	11.019	18.696	10.945	11.550	12.246	16.434	10.898

(Fuente: Propia)

Anexo VI. Distribución de presiones y reportes de empuje en propelas simuladas.

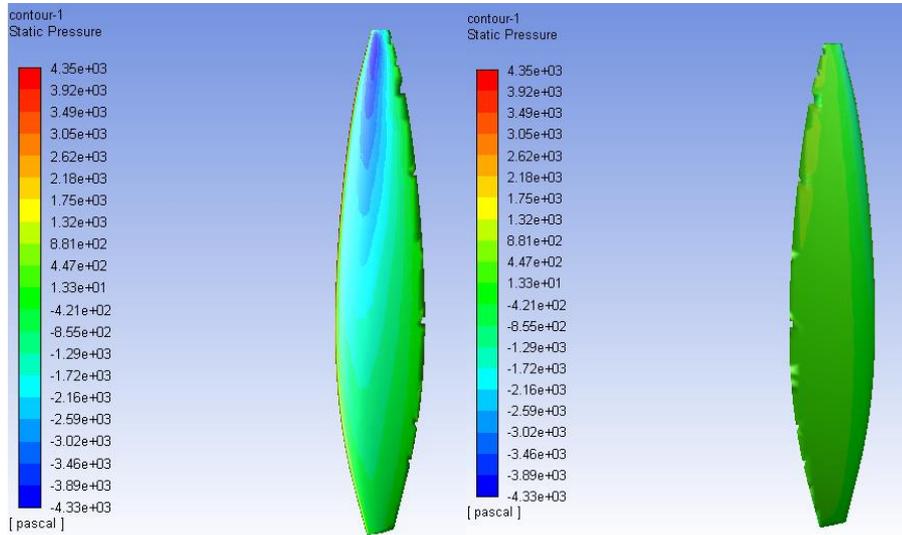


Figura A6.14 Distribución de presiones (D=1.48, B=3, Cl=0.3)

Forces - Direction Vector (0 1 0)			
Zone	Forces (n) Pressure	Viscous	Total
blade	63.981183	-0.85899817	63.122184
Net	63.981183	-0.85899817	63.122184

Figura A6.15 Reporte de empuje generado. (D=1.48, B=3, Cl=0.3)

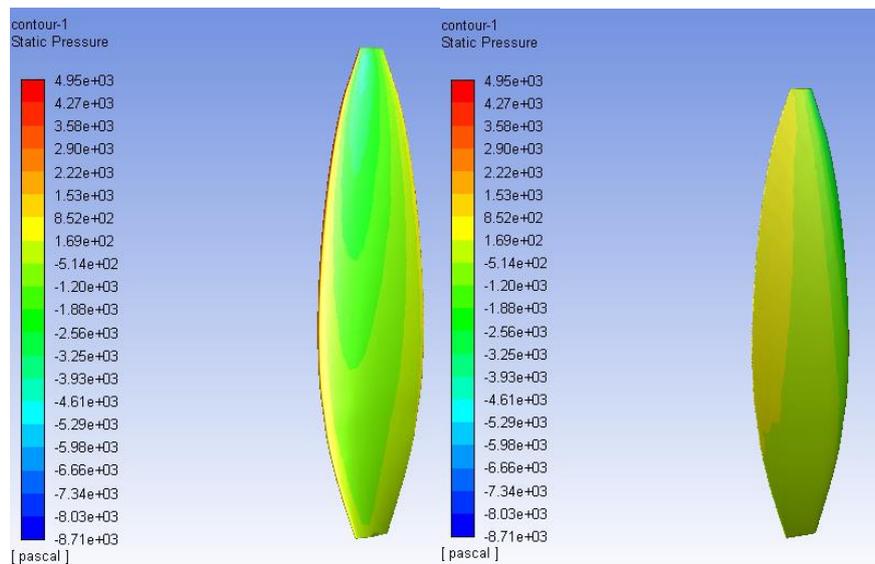


Figura A6.16 Distribución de presiones (D=1.48, B=4, Cl=0.3)

Forces - Direction Vector (0 1 0)			
Zone	Forces (n) Pressure	Viscous	Total
blade	47.694883	-0.90061641	46.794267

Net	47.694883	-0.90061641	46.794267

Figura A6.17 Reporte de empuje generado (D=1.48, B=4, Cl=0.3)

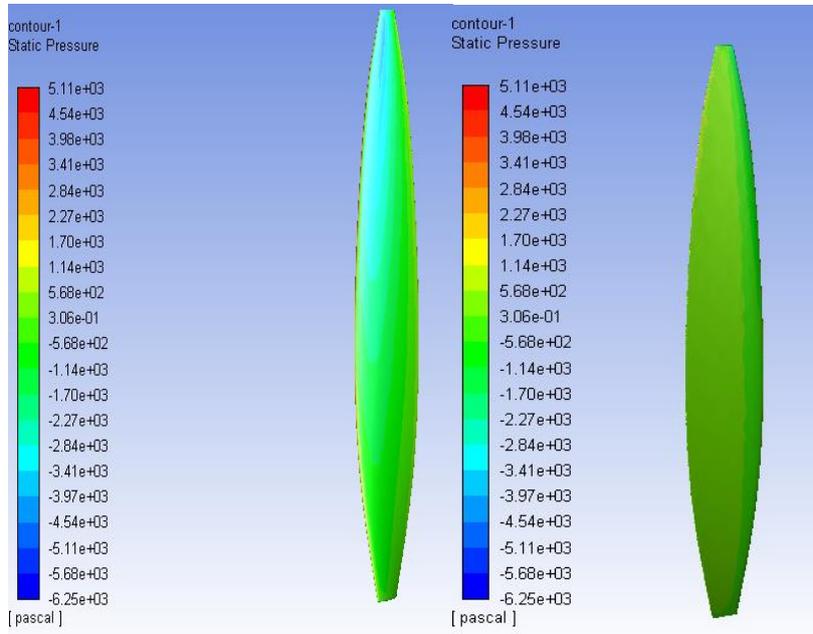


Figura A6.18 Distribución de presiones (D=1.48, B=4, Cl=0.5)

Forces - Direction Vector (0 1 0)			
Zone	Forces (n) Pressure	Viscous	Total
blade	48.046395	-0.64773154	47.398664

Net	48.046395	-0.64773154	47.398664

Figura A6.19 Reporte de empuje generado (D=1.48, B=4, Cl=0.5)

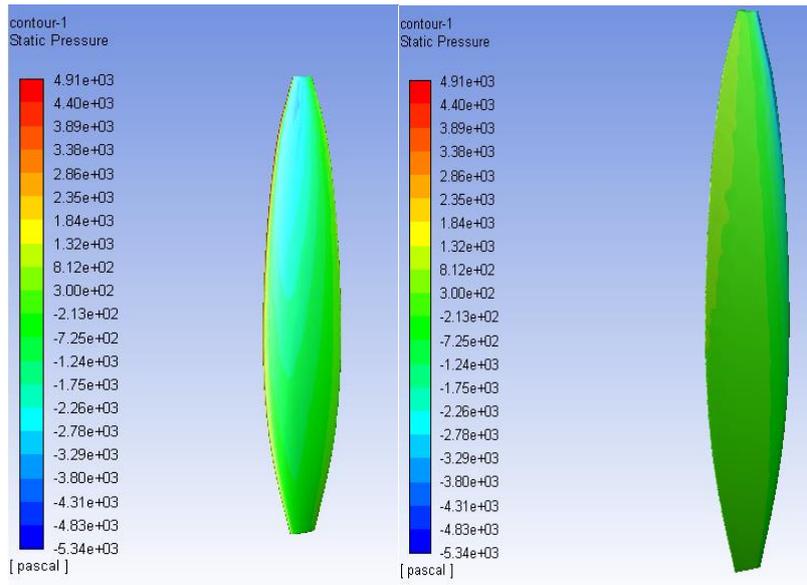


Figura A6.20 Distribución de presiones ($D=1.48$, $B=5$, $Cl=0.3$)

Forces - Direction Vector (0 1 0)			
Zone	Forces (n) Pressure	Viscous	Total
blade	37.835008	-0.7340759	37.100932
Net	37.835008	-0.7340759	37.100932

Figura A6.21 Reporte de empuje generado ($D=1.48$, $B=5$, $Cl=0.3$)

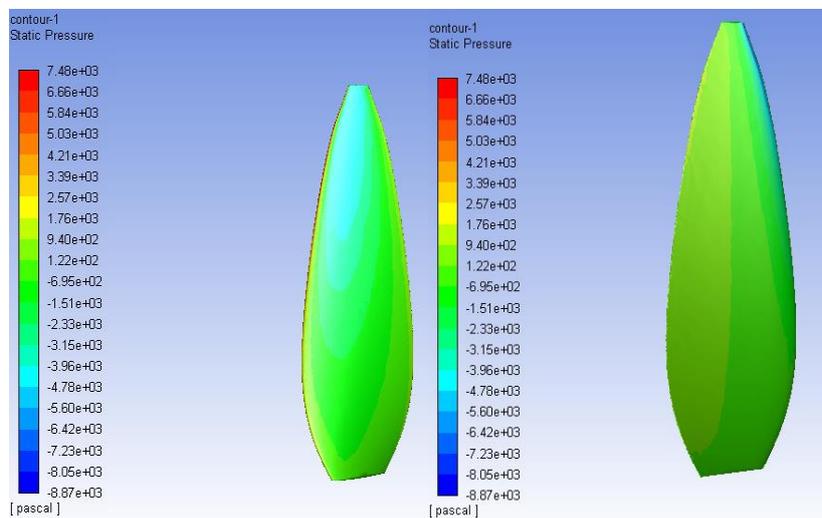


Figura A6.22 Distribución de presiones ($D=1.17$, $B=3$, $Cl=0.3$)

Forces - Direction Vector (0 1 0)			
Zone	Forces (n) Pressure	Viscous	Total
blade	63.891693	-0.88319283	63.0085
Net	63.891693	-0.88319283	63.0085

Figura A6.23 Reporte de empuje generado ($D=1.17$, $B=3$, $Cl=0.3$)

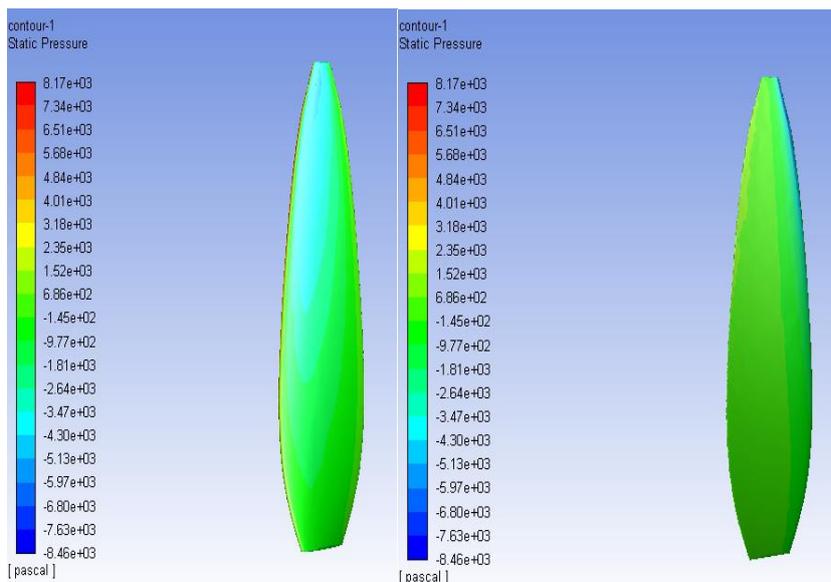


Figura A6.24 Distribución de presiones ($D=1.17$, $B=4$, $Cl=0.3$)

Forces - Direction Vector (0 1 0)

Zone	Pressure	Viscous	Total
blade	47.435593	-0.6654605	46.770132
Net	47.435593	-0.6654605	46.770132

Figura A6.25 Reporte de empuje generado ($D=1.17$, $B=4$, $Cl=0.3$)

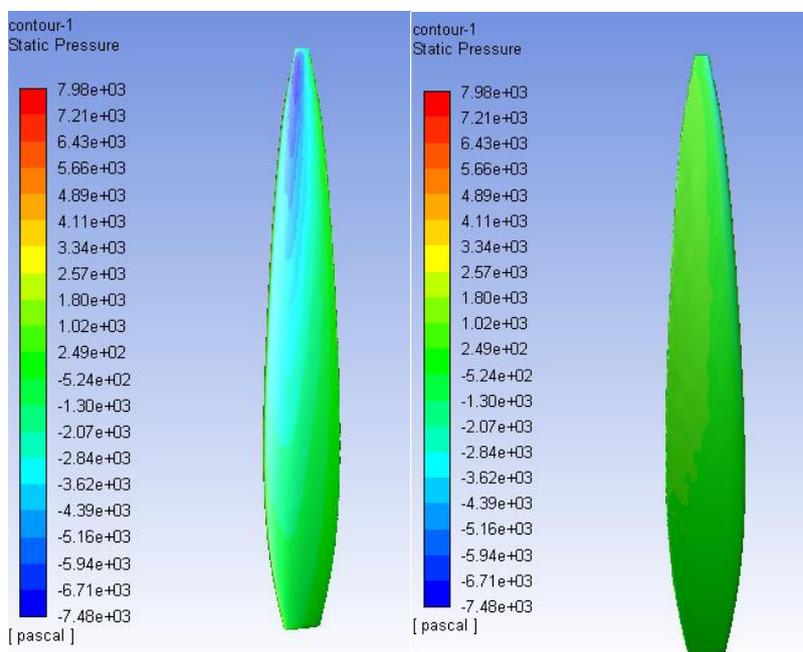


Figura A6.26 Distribución de presiones ($D=1.17$, $B=4$, $Cl=0.5$)

Forces - Direction Vector (0 1 0)			
Zone	Forces (n) Pressure	Viscous	Total
blade	45.858801	-0.44479349	45.414008

Net	45.858801	-0.44479349	45.414008

Figura A6.27 Reporte de empuje generado (D=1.17, B=4, Cl=0.5)

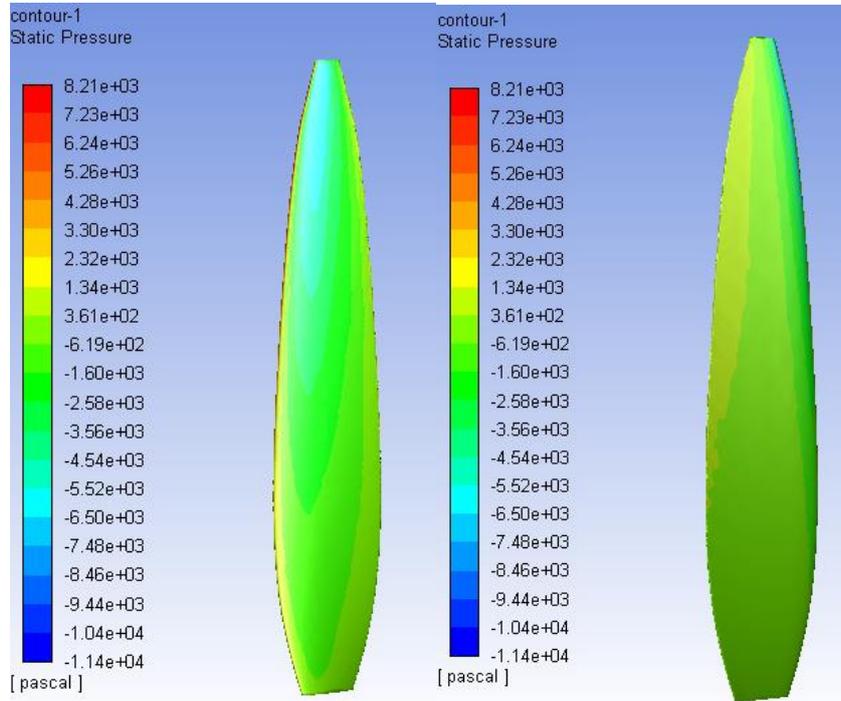


Figura A6.28 Distribución de presiones (D=1.17, B=5, Cl=0.3)

Forces - Direction Vector (0 1 0)			
Zone	Forces (n) Pressure	Viscous	Total
blade	37.423743	-0.53231813	36.891425

Net	37.423743	-0.53231813	36.891425

Figura A6.29 Empuje generado (D=1.17, B=5, Cl=0.3)

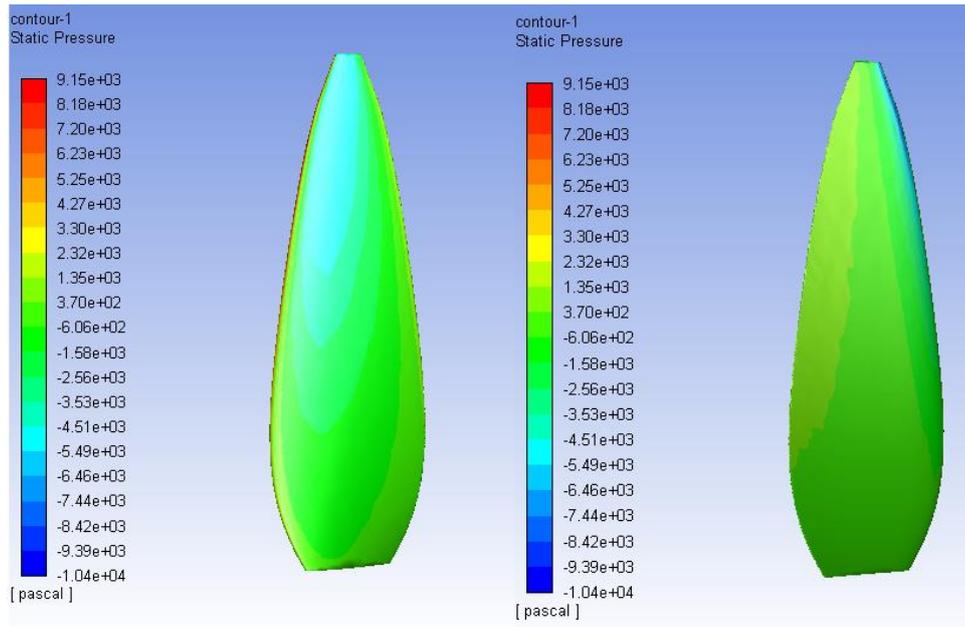


Figura A6.30 Distribución de presiones (D=1.08, B=3, Cl=0.3)

Forces - Direction Vector (0 1 0)

Zone	Forces (n) Pressure	Viscous	Total
blade	62.230974	-0.78751857	61.443455
Net	62.230974	-0.78751857	61.443455

Figura A6.31 Reporte de empuje generado (D=1.08, B=3, Cl=0.3)

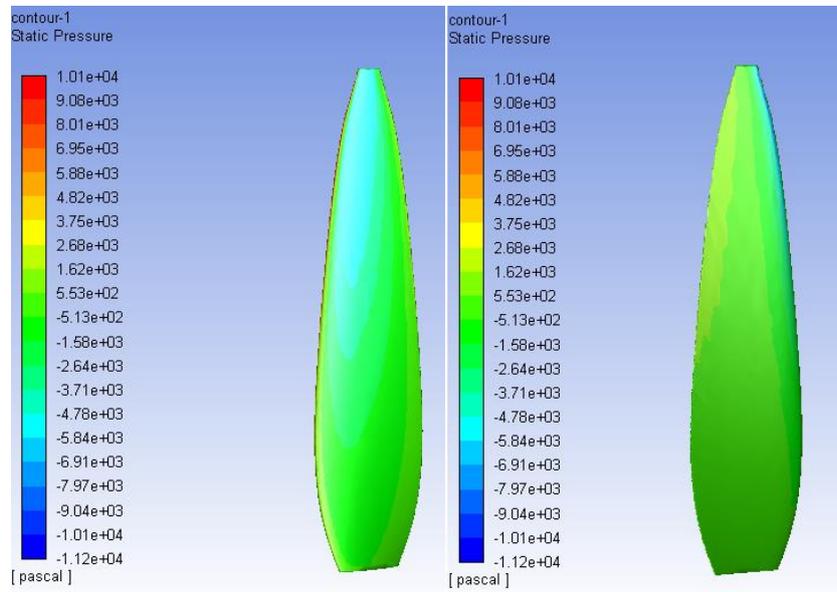


Figura A6.32 Distribución de presiones (D=1.08, B=4, Cl=0.3)

Forces - Direction Vector (0 1 0)			
Zone	Forces (n) Pressure	Viscous	Total
blade	46.460699	-0.6021022	45.858597
Net	46.460699	-0.6021022	45.858597

Figura A6.33 Reporte de empuje generado (D=1.08, B=4, Cl=0.3)

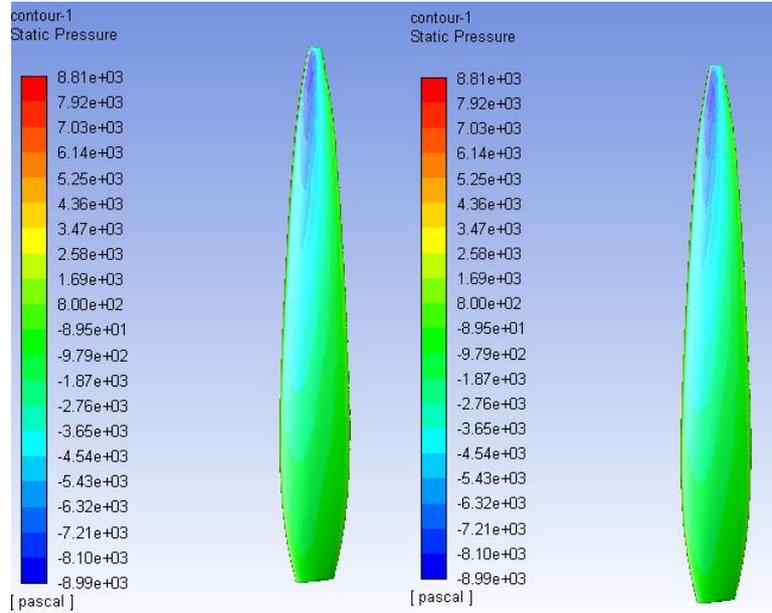


Figura A6.34 Distribución de presiones (D=1.08, B=4, Cl=0.5)

Forces - Direction Vector (0 1 0)			
Zone	Forces (n) Pressure	Viscous	Total
blade	46.375409	-0.40799342	45.967416
Net	46.375409	-0.40799342	45.967416

Figura A6.35 Reporte de empuje generado (D=1.08, B=4, Cl=0.5)

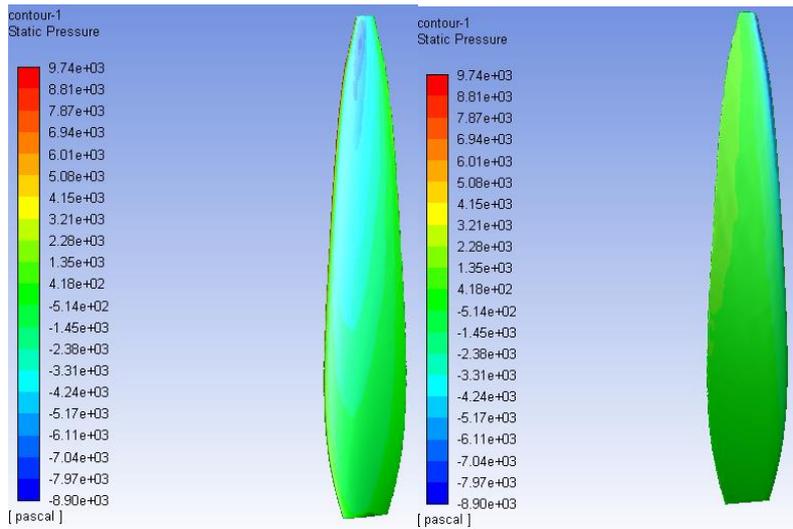


Figura A6.36 Distribución de presiones (D=1.08, B=5, Cl=0.3)

Forces - Direction Vector (0 1 0)			
Zone	Forces (n) Pressure	Viscous	Total
blade	36.775277	-0.47025271	36.305024
Net	36.775277	-0.47025271	36.305024

Figura A6.37 Reporte de empuje generado (D=1.08, B=5, Cl=0.3)

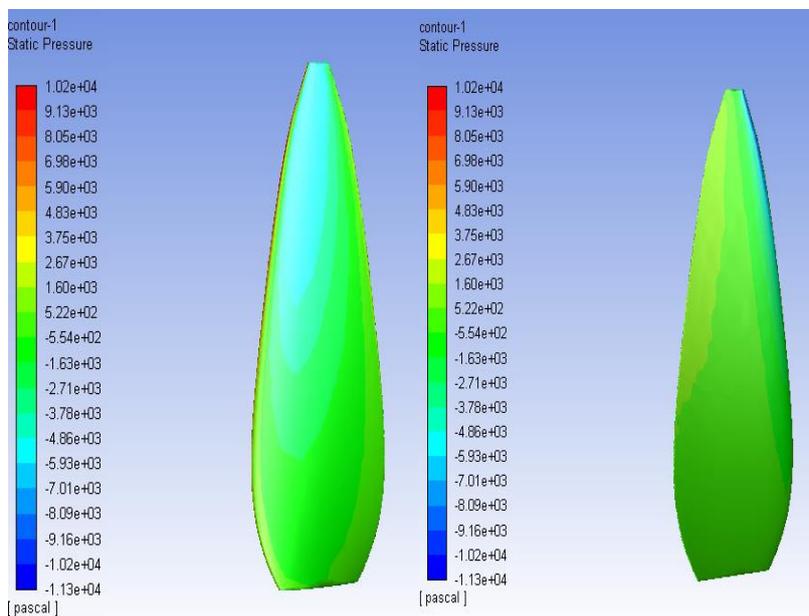


Figura A6.38 Distribución de presiones (D=0.99, B=3, Cl=0.3)

Forces - Direction Vector (0 1 0)			
Zone	Forces (n) Pressure	Viscous	Total
blade	61.431311	-0.72484128	60.70647
Net	61.431311	-0.72484128	60.70647

Figura A6.39 Reporte de empuje generado (D=0.99, B=3, Cl=0.3)

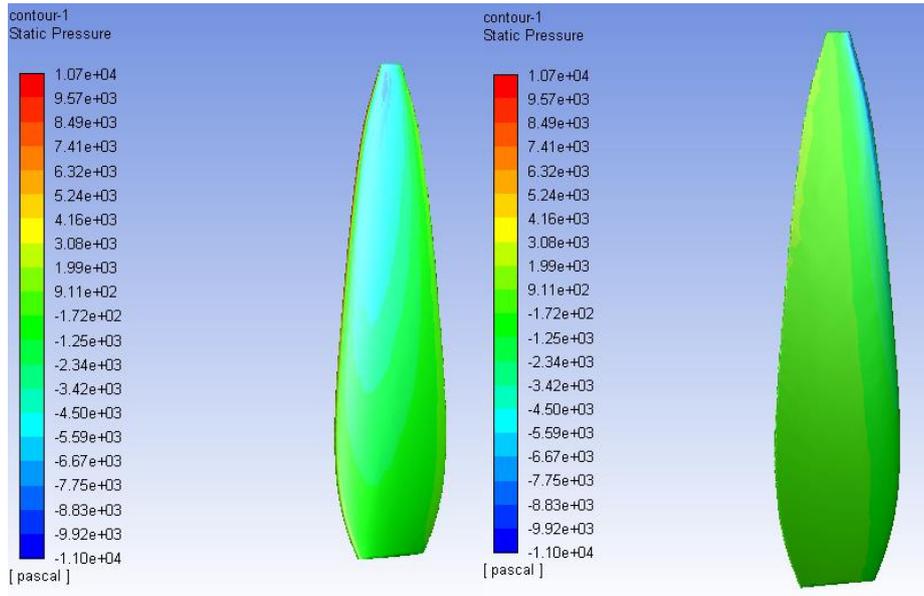


Figura A6.40 Distribución de presiones ($D=0.99$, $B=4$, $Cl=0.3$)

Forces - Direction Vector (0 1 0)

Zone	Forces (n) Pressure	Viscous	Total
blade	46.061979	-0.54381134	45.518167
Net	46.061979	-0.54381134	45.518167

Figura A6.41 Reporte de empuje generado ($D=0.99$, $B=4$, $Cl=0.3$)

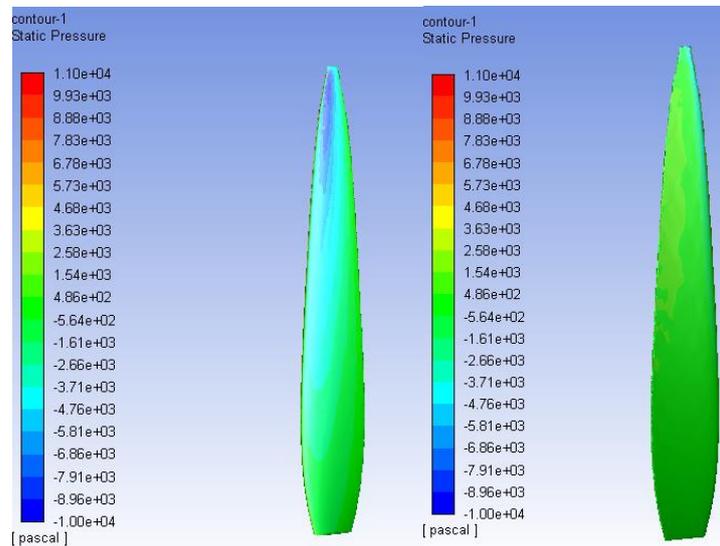


Figura A6.42 Distribución de presiones ($D=0.99$, $B=4$, $Cl=0.5$)

Forces - Direction Vector (0 1 0)			
Zone	Forces (n)		
blade	Pressure	Viscous	Total
	42.310105	-0.35656342	41.953542

Net	42.310105	-0.35656342	41.953542

Figura A6.43 Reporte de empuje generado (D=0.99, B=4, Cl=0.5)

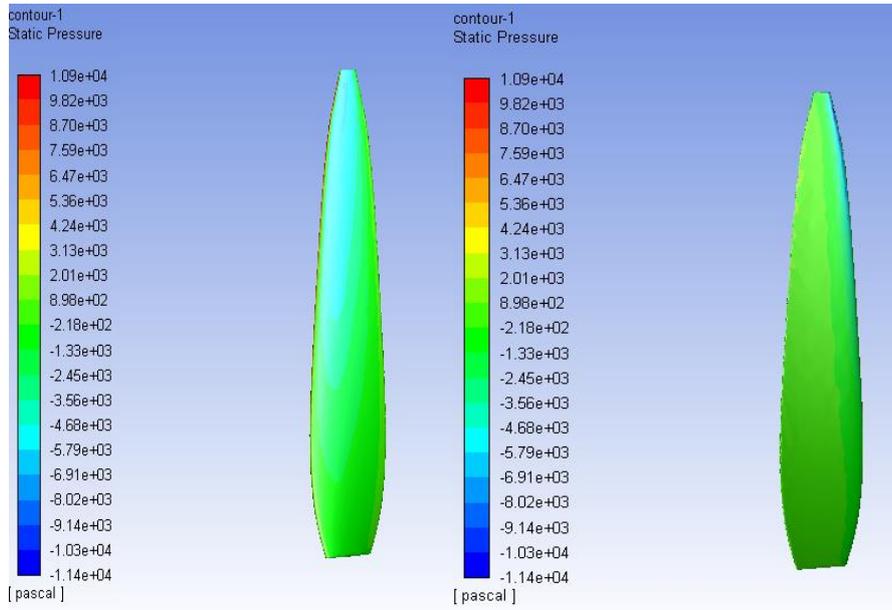


Figura A6.44 Distribución de presiones (D=0.99, B=5, Cl=0.3)

Forces - Direction Vector (0 1 0)			
Zone	Forces (n)		
blade	Pressure	Viscous	Total
	35.864861	-0.42964626	35.435215

Net	35.864861	-0.42964626	35.435215

Figura A6.45 Reporte de empuje generado (D=0.99, B=5, Cl=0.3)

Anexo VII. Esfuerzos equivalentes, deformaciones totales y factores de seguridad en configuraciones de propelas simuladas.

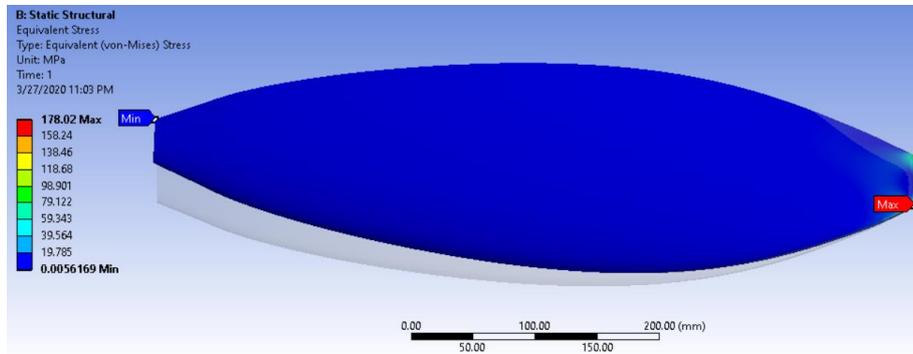


Figura A7.46 Esfuerzos equivalentes (D=1.48, B=3, Cl=0.3)

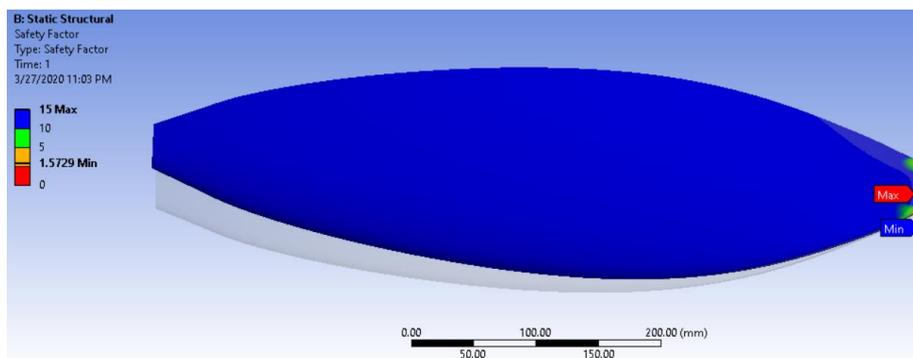


Figura A7.47 Factor seguridad (D=1.48, B=3, Cl=0.3)

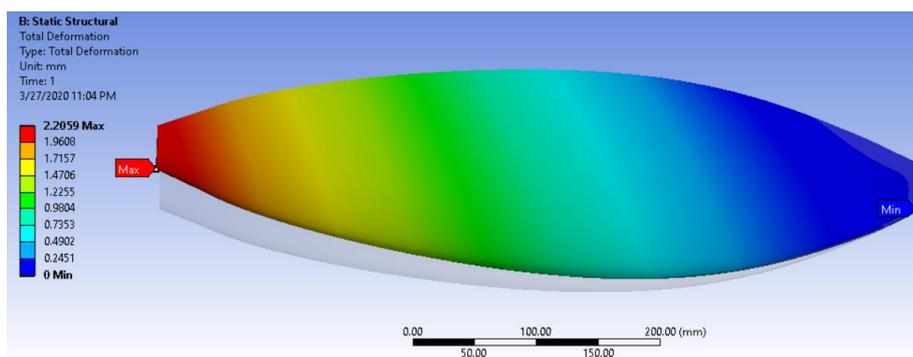


Figura A7.48 Deformación total (D=1.48, B=3, Cl=0.3)

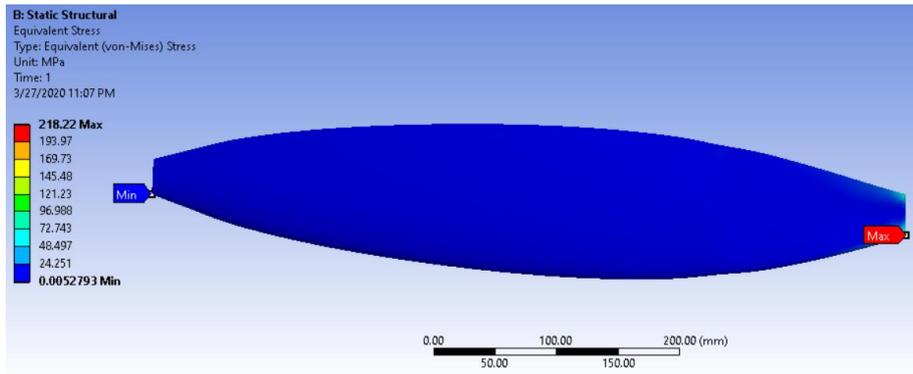


Figura A7.49 Esfuerzos equivalentes (D=1.48, B=4, CI=0.3)

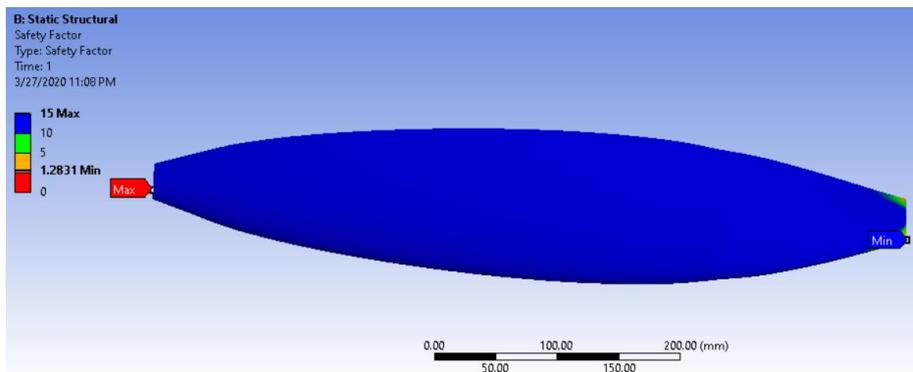


Figura A7.50 Factor seguridad (D=1.48, B=4, CI=0.3)

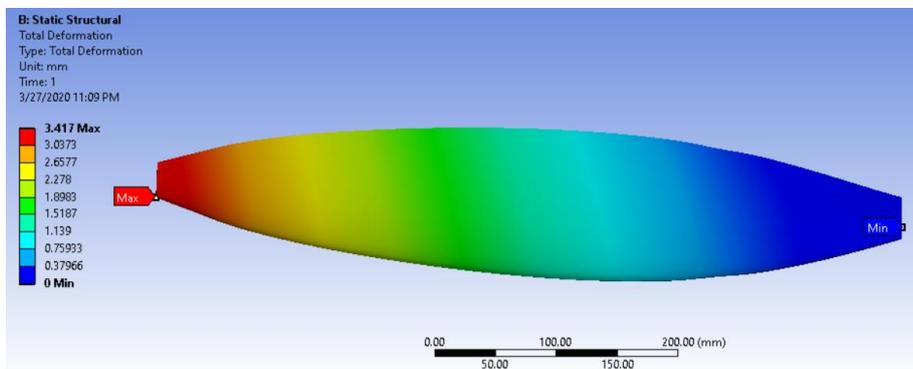


Figura A7.51 Deformación total (D=1.48, B=4, CI=0.3)

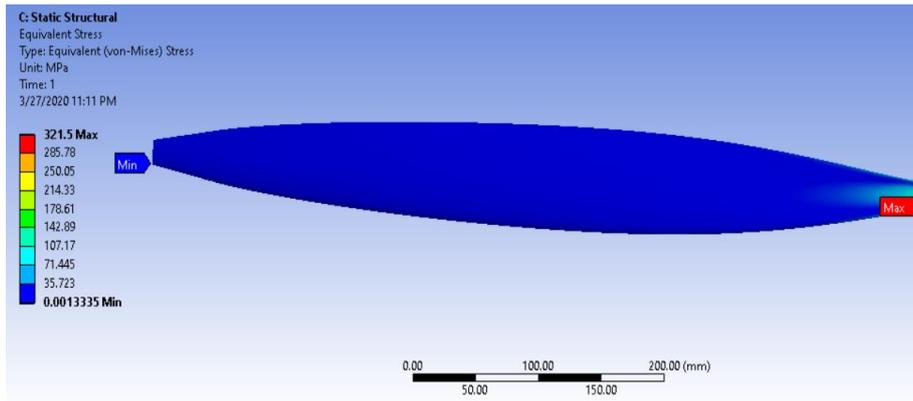


Figura A7.52 Esfuerzos equivalentes (D=1.48, B=4, CI=0.5)

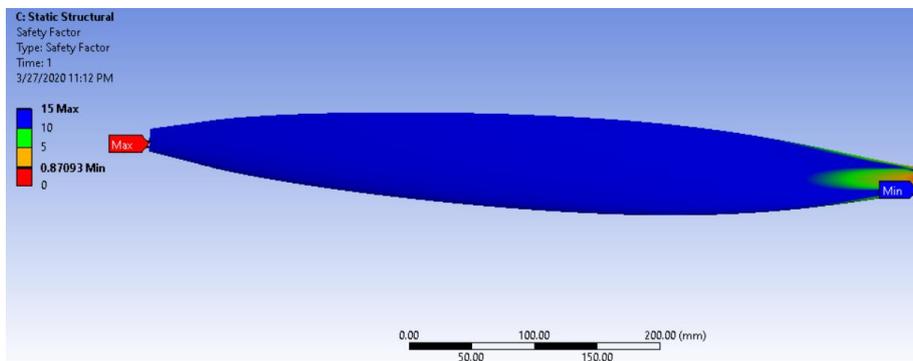


Figura A7.53 Factor seguridad (D=1.48, B=4, CI=0.5)

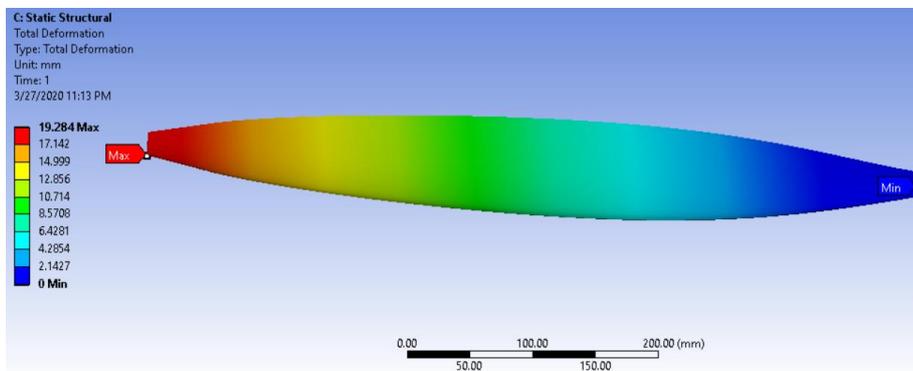


Figura A7.54 Deformación total (D=1.48, B=4, CI=0.5)

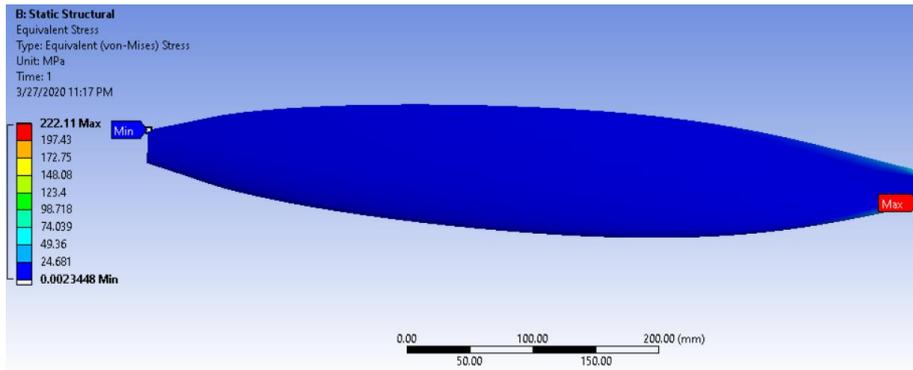


Figura A7.55 Esfuerzos equivalentes (D=1.48, B=5, CI=0.3)

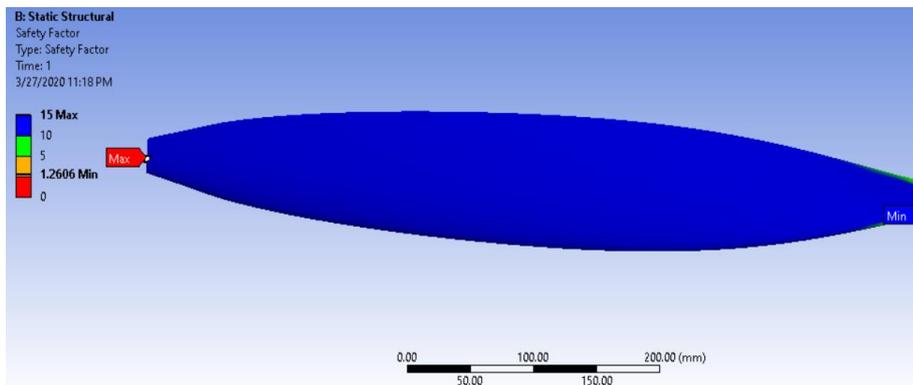


Figura A7.56 Factor seguridad (D=1.48, B=5, CI=0.3)

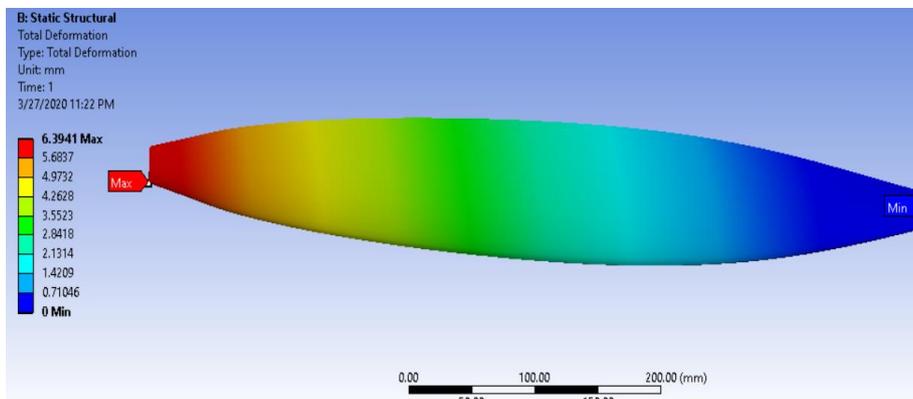


Figura A7.57 Deformación total (D=1.48, B=5, CI=0.3)

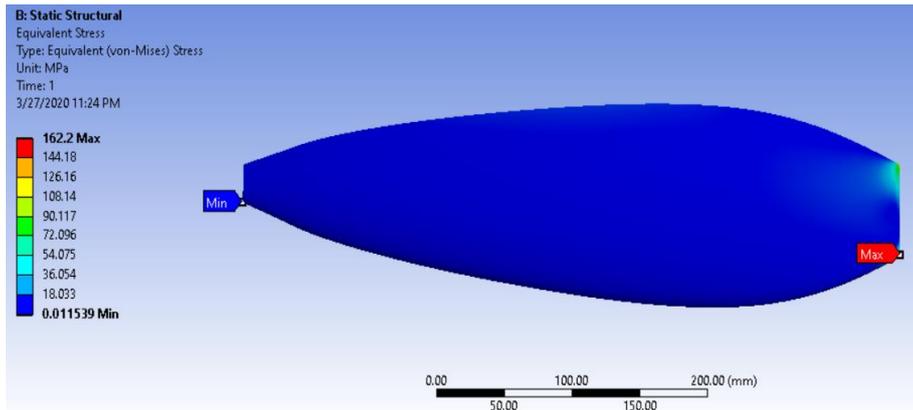


Figura A7.58 Esfuerzos equivalentes (D=1.17, B=3, Cl=0.3)

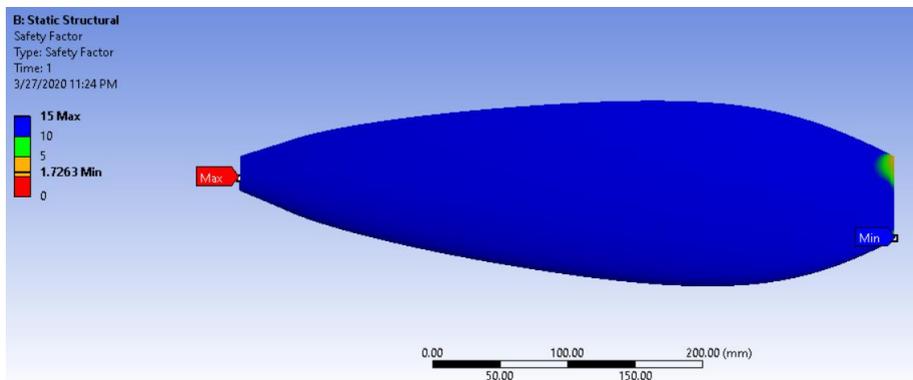


Figura A7.59 Factor seguridad (D=1.17, B=3, Cl=0.3)

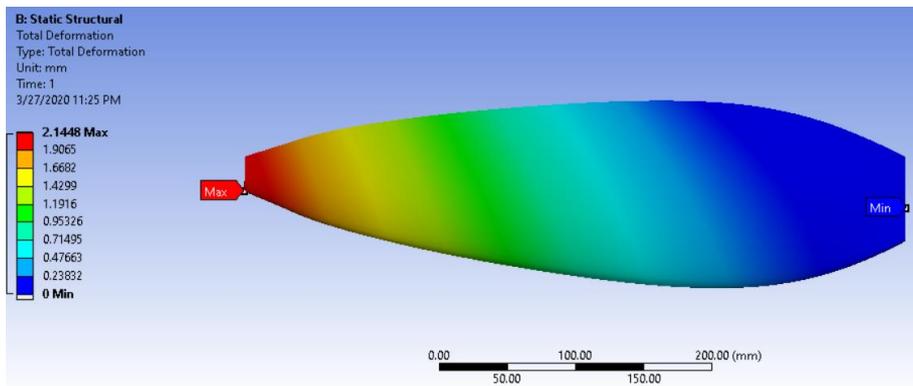


Figura A7.60 Deformación total (D=1.17, B=3, Cl=0.3)

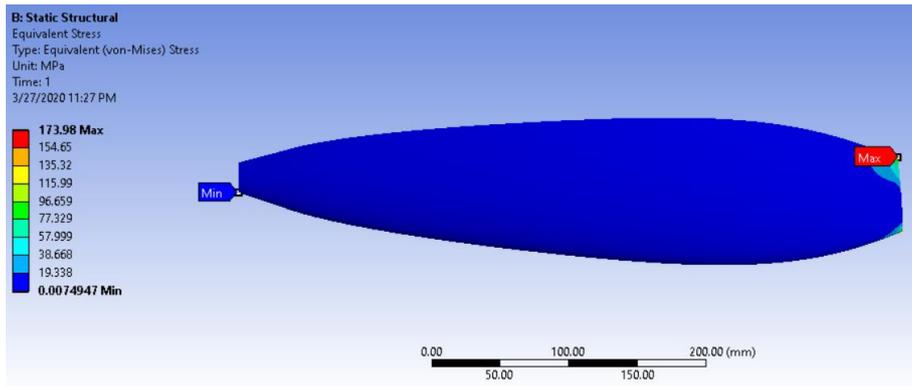


Figura A7.61 Esfuerzos equivalentes (D=1.17, B=4, CI=0.3)

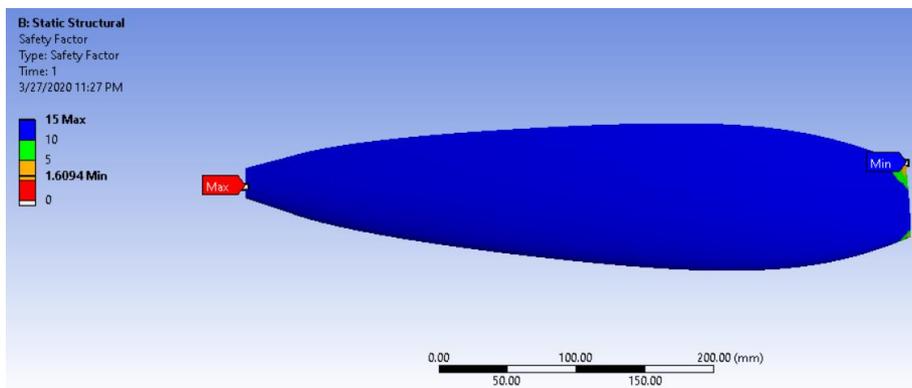


Figura A7.62 Factor seguridad (D=1.17, B=4, CI=0.3)

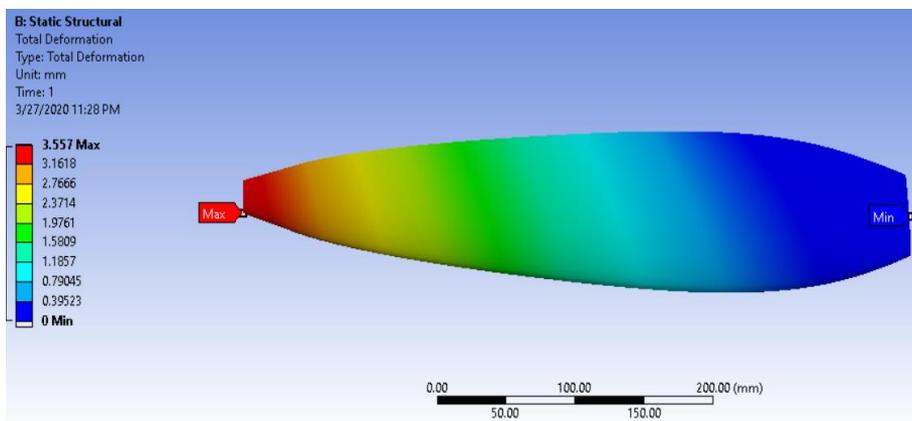


Figura A7.63 Deformación total (D=1.17, B=4, CI=0.3)

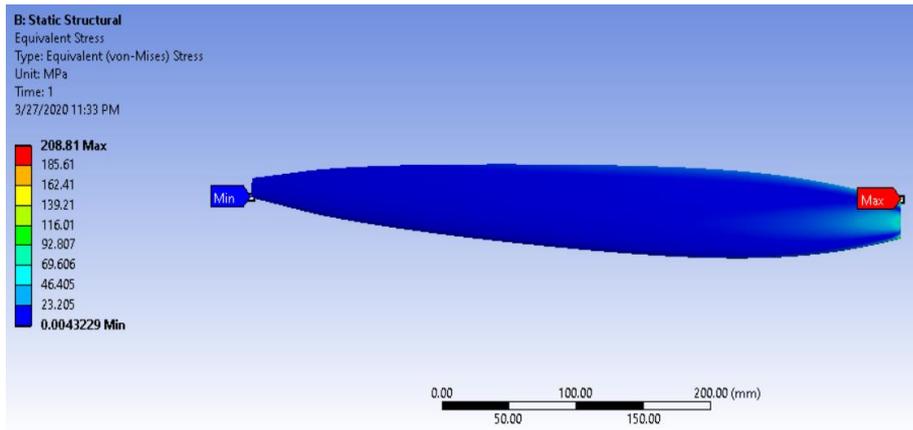


Figura A7.64 Esfuerzos equivalentes (D=1.17, B=4, CI=0.5)

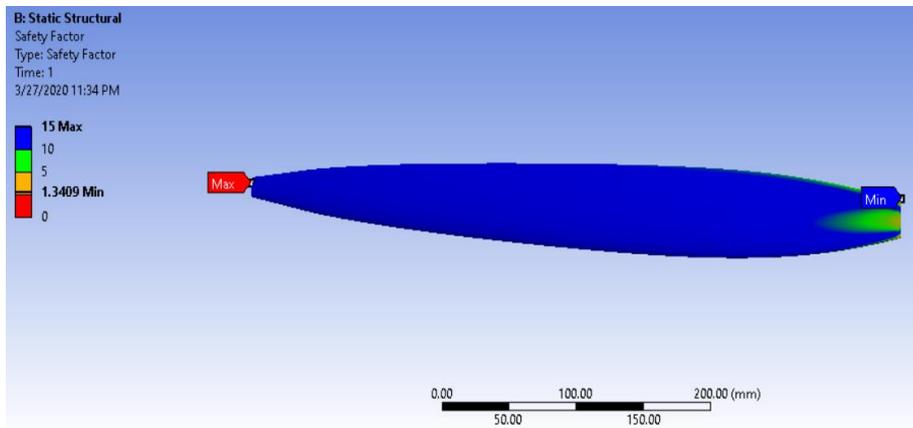


Figura A7.65 Factor seguridad (D=1.17, B=4, CI=0.5)

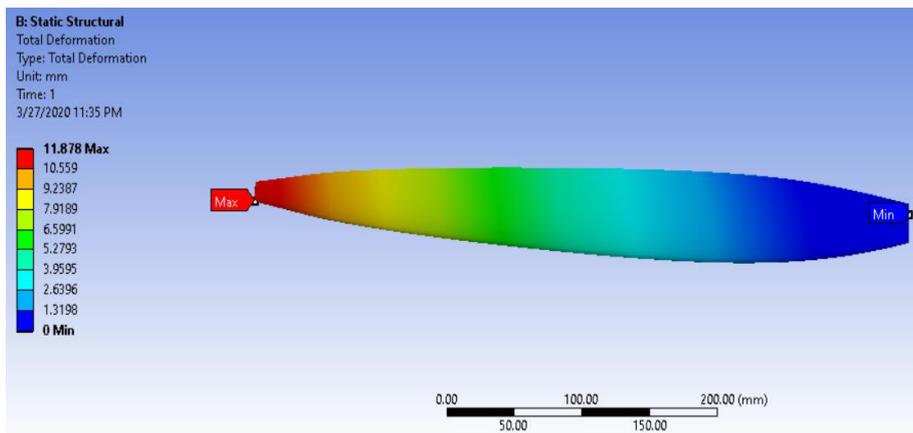


Figura A7.66 Deformación total (D=1.17, B=4, CI=0.5)

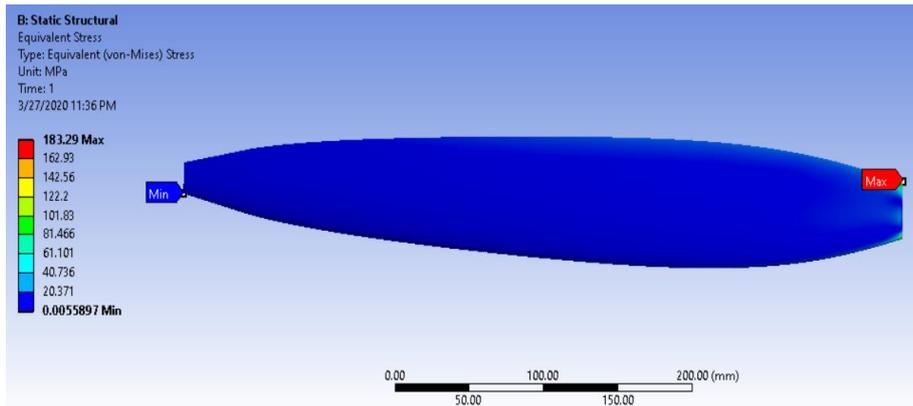


Figura A7.67 Esfuerzos equivalentes (D=1.17, B=5, Cl=0.3)

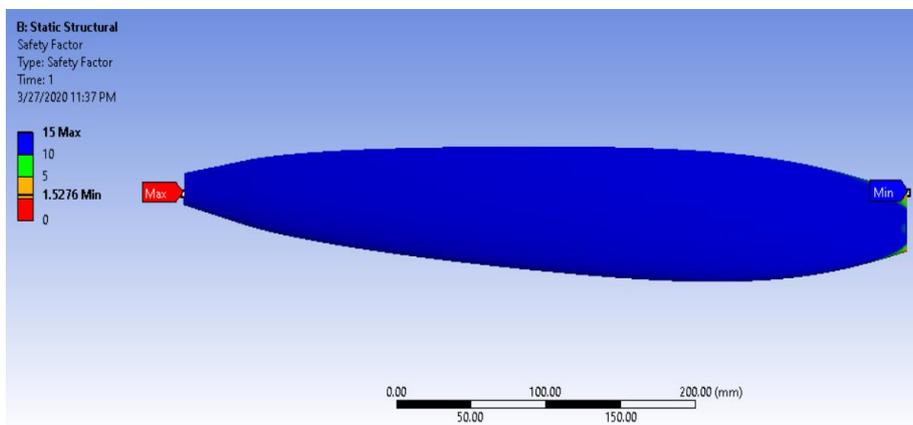


Figura A7.68 Factor seguridad (D=1.17, B=5, Cl=0.3)

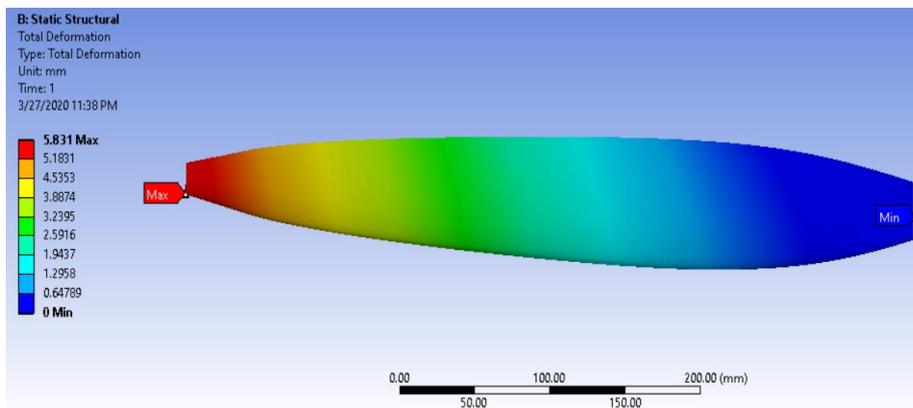


Figura A7.69 Deformación total (D=1.17, B=4, Cl=0.5)

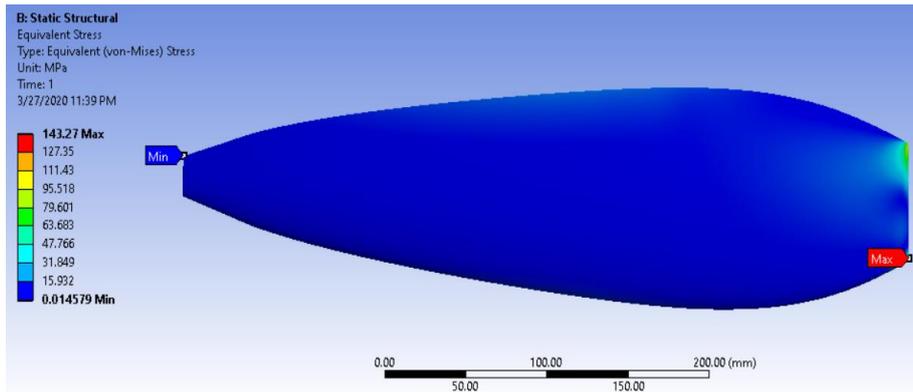


Figura A7.70 Esfuerzos equivalentes (D=1.08, B=3, Cl=0.3)

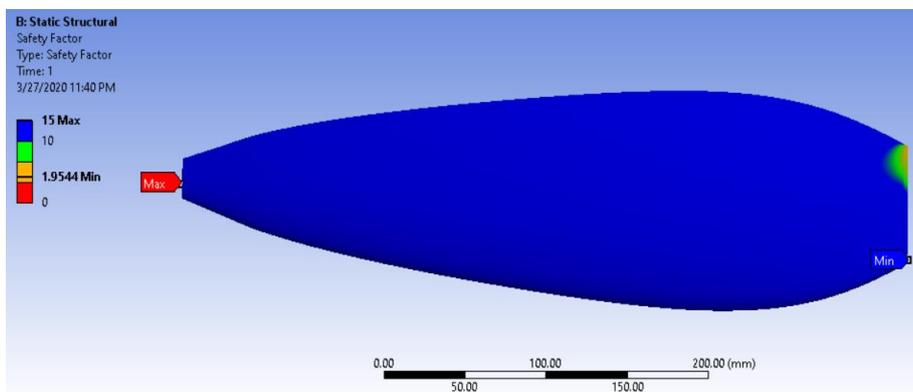


Figura A7.71 Factor seguridad (D=1.08, B=3, Cl=0.3)

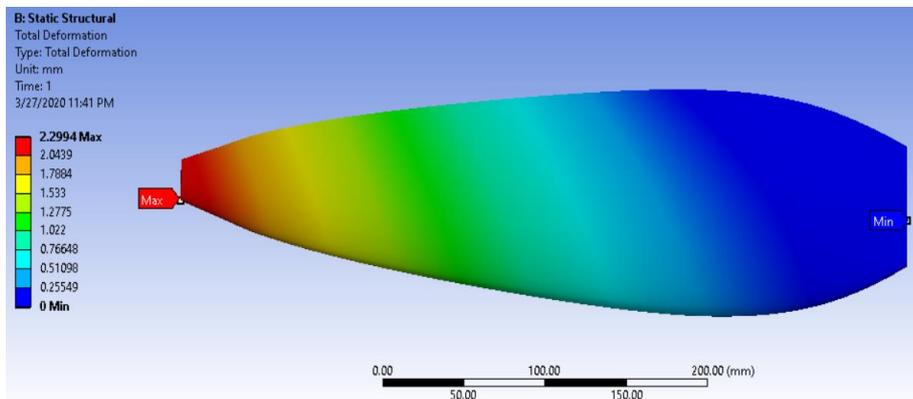


Figura A7.72 Deformación total (D=1.08, B=3, Cl=0.3)

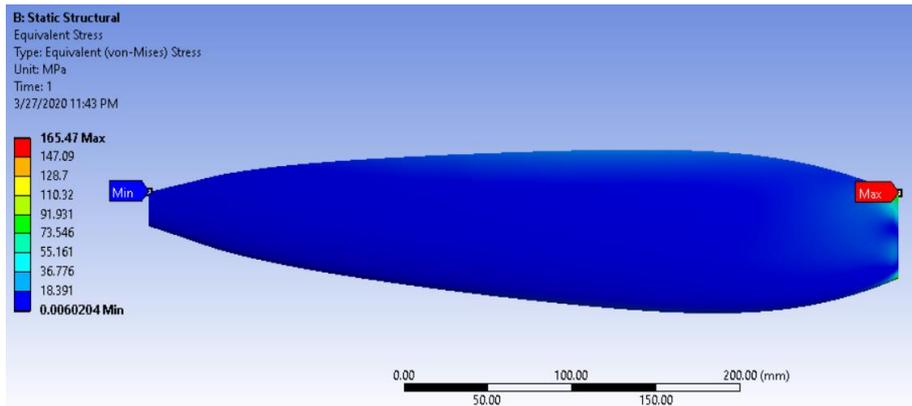


Figura A7.73 Esfuerzos equivalentes (D=1.08, B=4, CI=0.3)

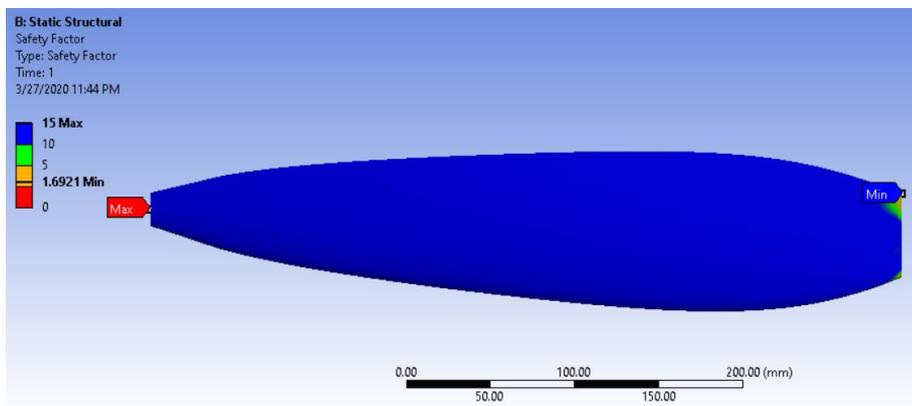


Figura A7.74 Factor seguridad (D=1.08, B=4, CI=0.3)

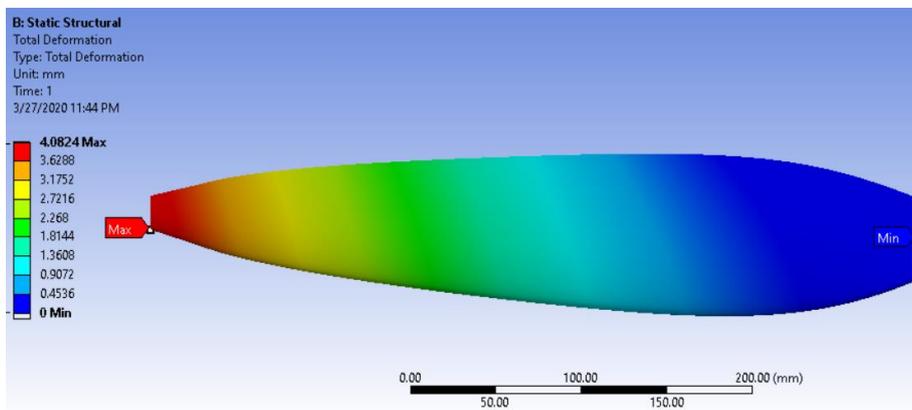


Figura A7.75 Deformación total (D=1.08, B=4, CI=0.3)

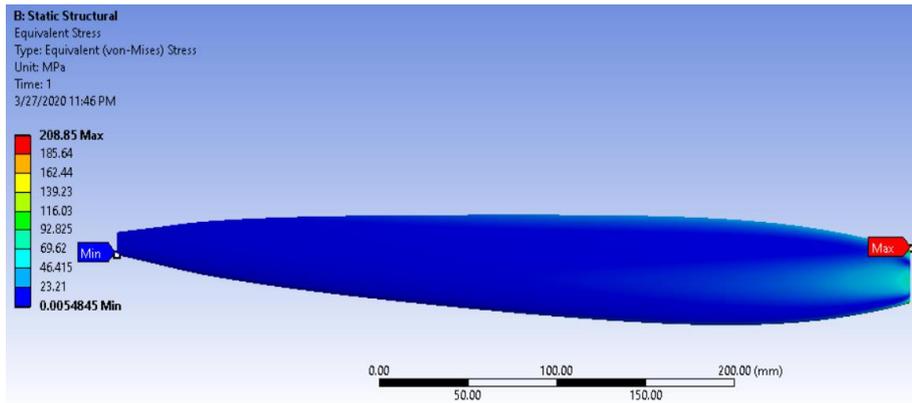


Figura A7.76 Esfuerzos equivalentes (D=1.08, B=4, Cl=0.5)

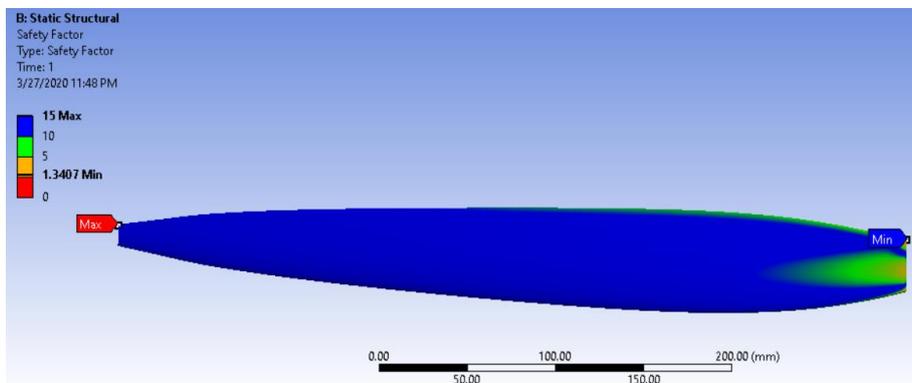


Figura A7.77 Factor seguridad (D=1.08, B=4, Cl=0.5)

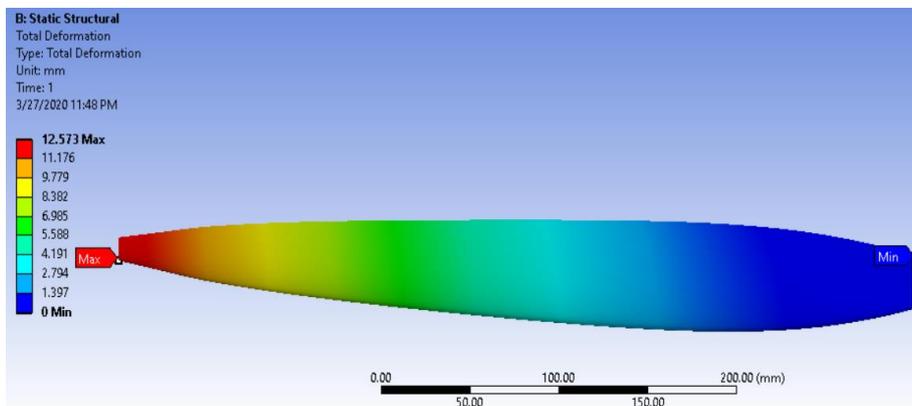


Figura A7.78 Deformación total (D=1.08, B=4, Cl=0.5)

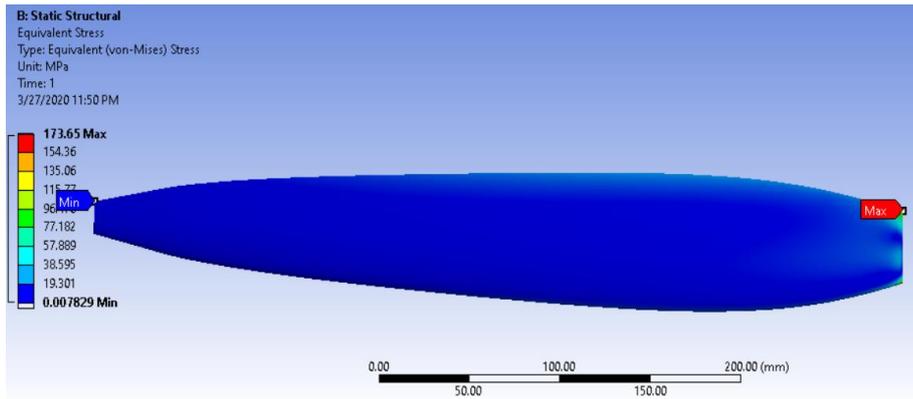


Figura A7.79 Esfuerzos equivalentes (D=1.08, B=5, CI=0.3)

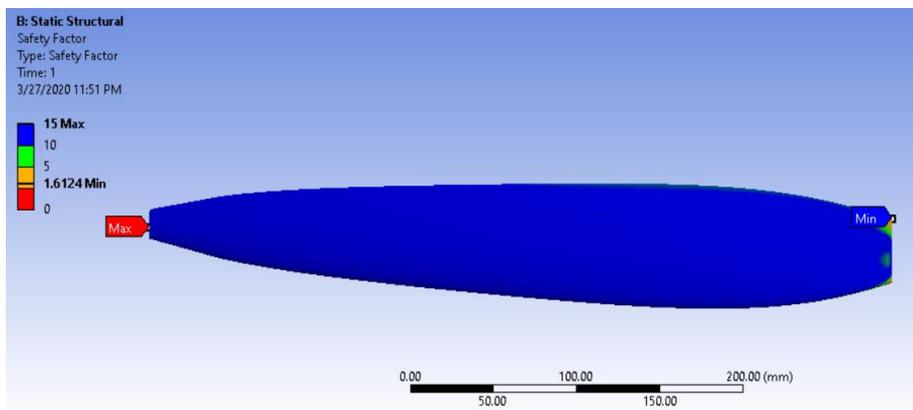


Figura A7.80 Factor seguridad (D=1.08, B=5, CI=0.3)

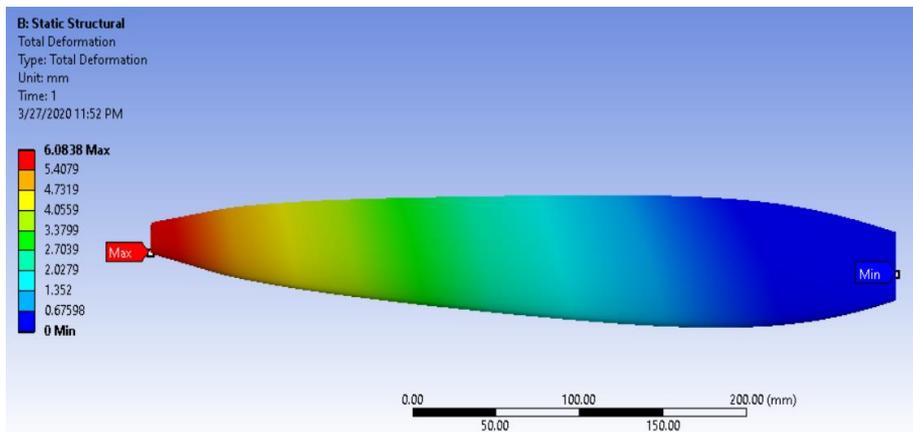


Figura A7.81 Deformación total (D=1.08, B=5, CI=0.3)

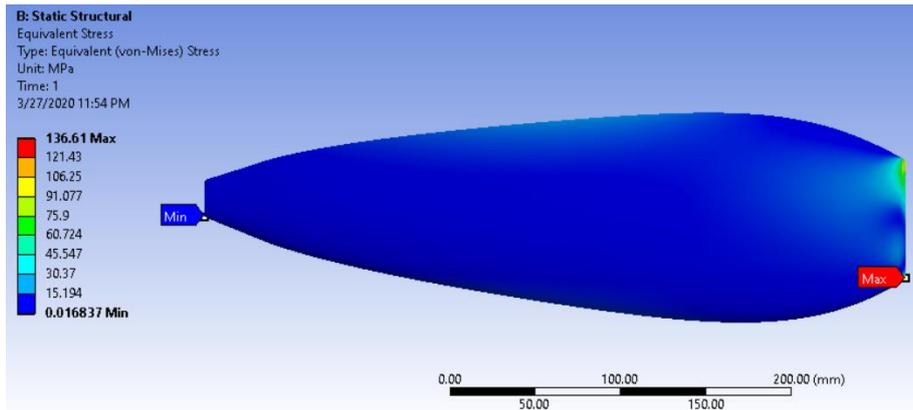


Figura A7.82 Esfuerzos equivalentes (D=0.99, B=3, CI=0.3)

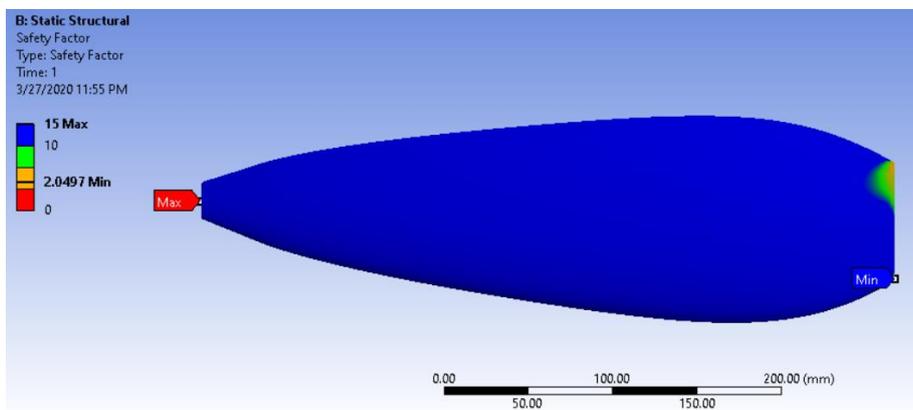


Figura A7.83 Factor seguridad (D=0.99, B=3, CI=0.3)

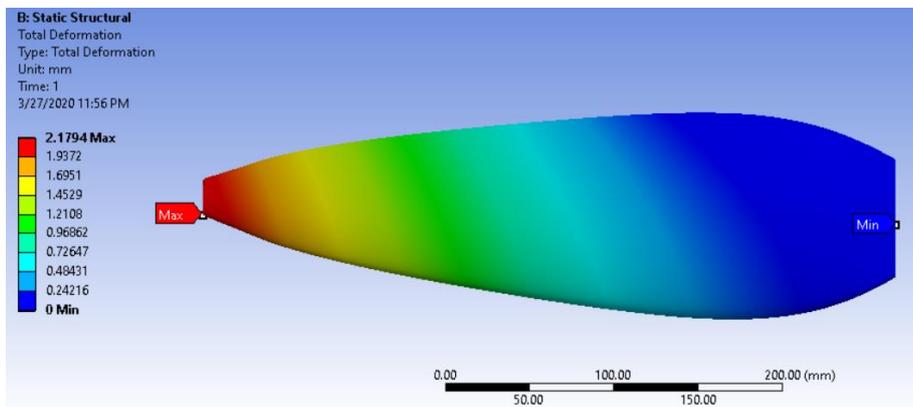


Figura A7.84 Deformación total (D=0.99, B=3, CI=0.3)

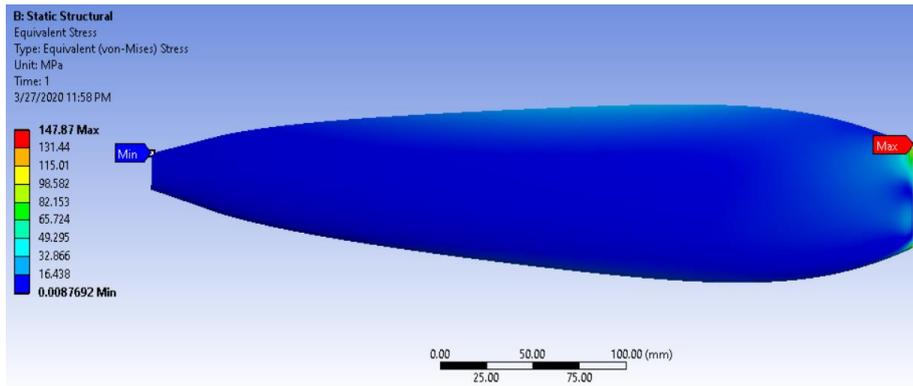


Figura A7.85 Esfuerzos equivalentes (D=0.99, B=4, CI=0.3)

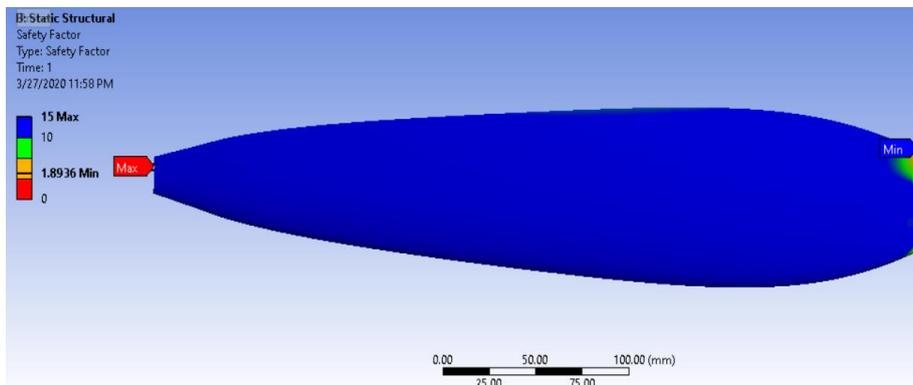


Figura A7.86 Factor seguridad (D=0.99, B=4, CI=0.3)

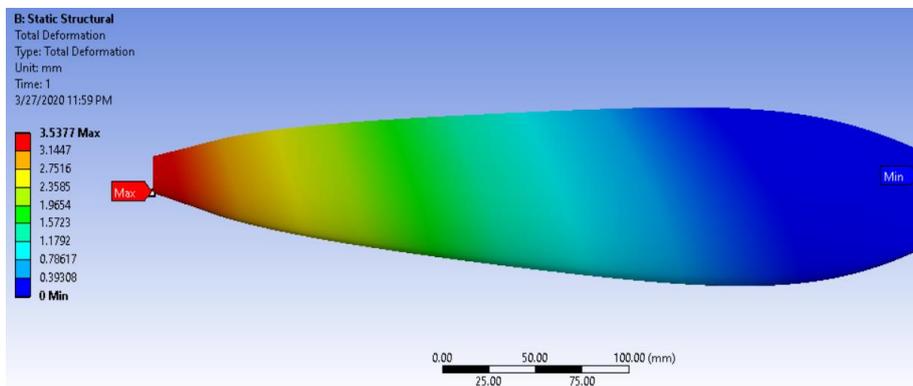


Figura A7.87 Deformación total (D=0.99, B=4, CI=0.3)

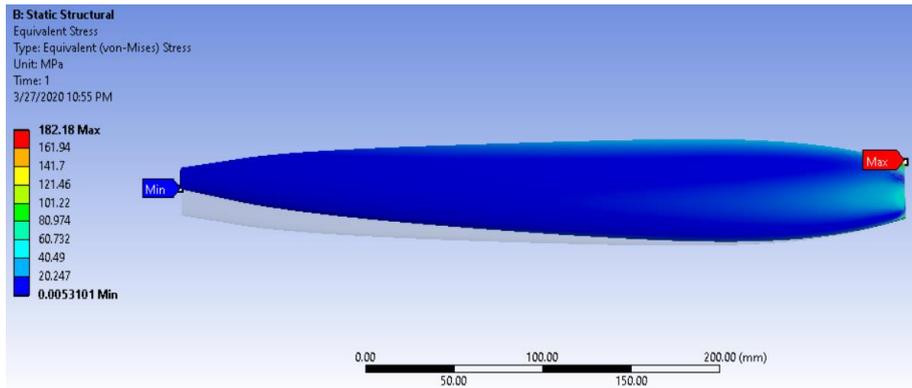


Figura A7.88 Esfuerzos equivalentes (D=0.99, B=4, CI=0.5)

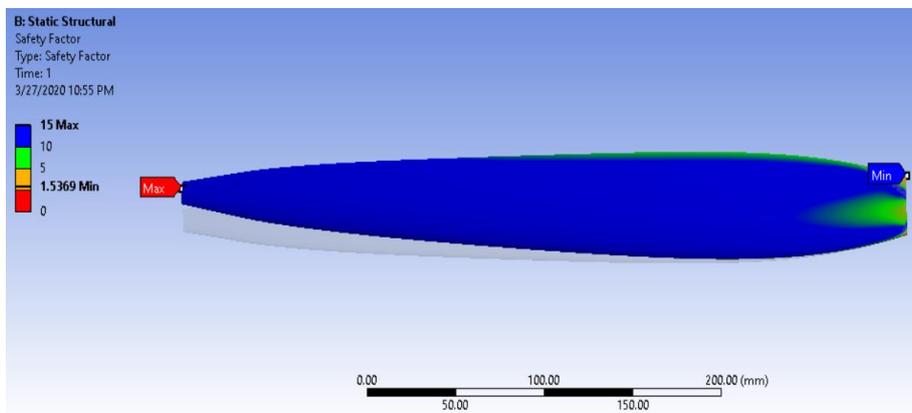


Figura A7.89 Factor seguridad (D=0.99, B=4, CI=0.5)

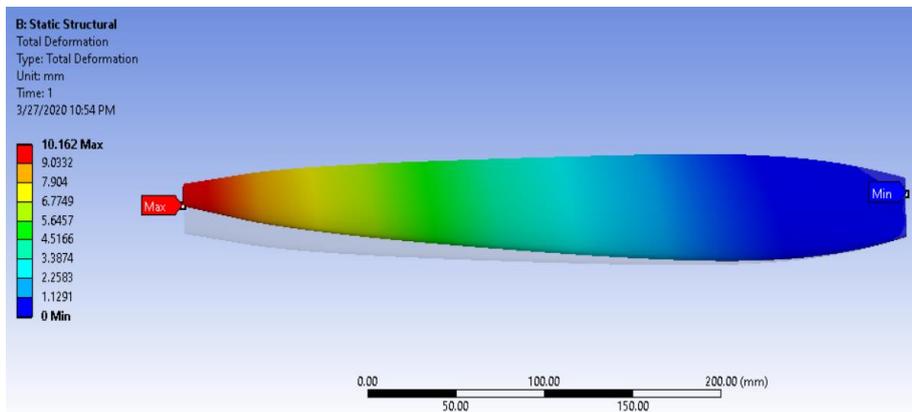


Figura A7.90 Deformación total (D=0.99, B=4, CI=0.5)

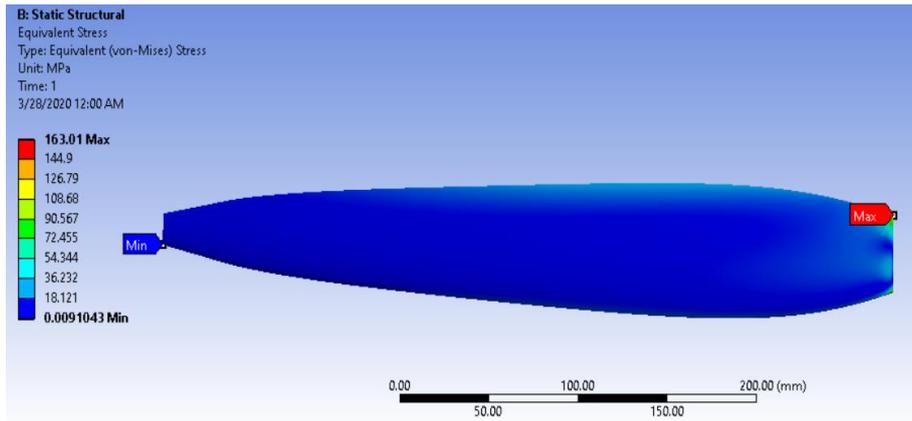


Figura A7.91 Esfuerzos equivalentes (D=0.99, B=5, CI=0.3)

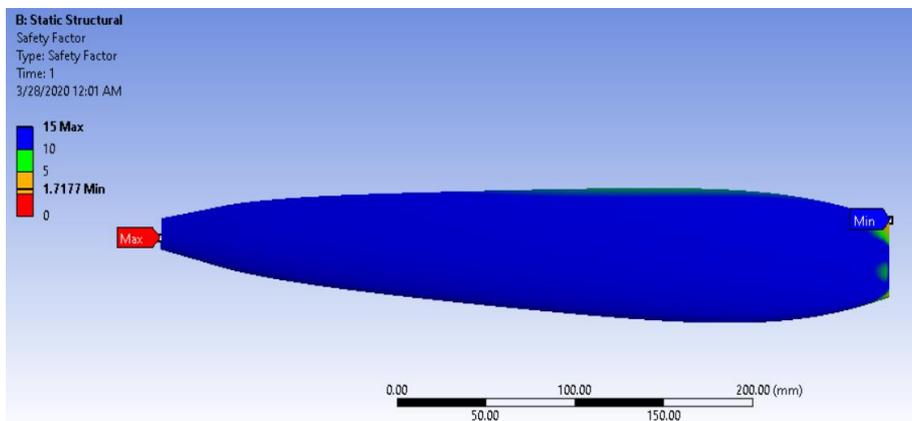


Figura A7.92 Factor seguridad (D=0.99, B=5, CI=0.3)

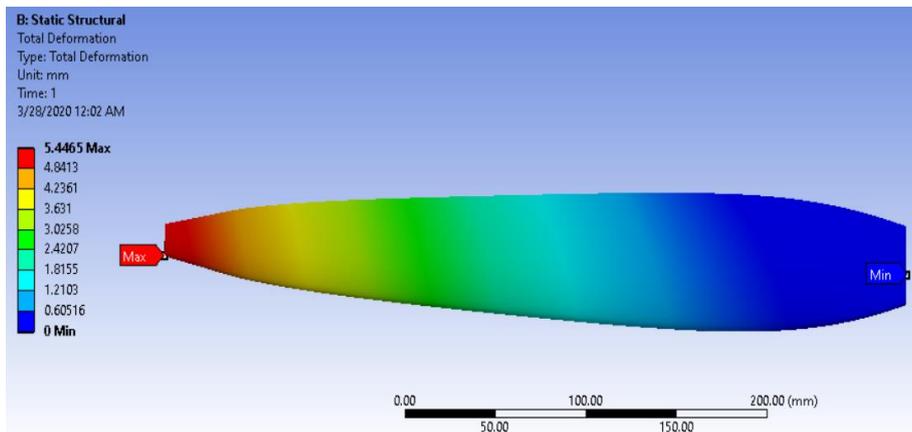


Figura A7.93 Deformación total (D=0.99, B=5, CI=0.3)

Anexo VIII. Resultados y Error Porcentual de Estudio de Validación CFD.

Tabla A8.5 Resultados de verificación de parámetros de simulación.

J	C_T (CFD)	C_T (Exp)	C_P (CFD)	C_P (Exp)	η (CFD)	η (Exp)	Error (%) (CT)	Error (%) (CP)	Error (%) (η)
0.756	0.169	0.182	0.241	0.272	0.530	0.505	7.174	11.588	5.015
0.827	0.165	0.179	0.234	0.265	0.584	0.558	7.515	11.525	4.572
0.899	0.163	0.177	0.230	0.258	0.636	0.618	8.111	10.732	2.929
0.973	0.160	0.177	0.227	0.251	0.689	0.688	9.476	9.642	0.145
1.046	0.156	0.173	0.223	0.243	0.730	0.743	9.727	8.084	1.727
1.119	0.149	0.164	0.219	0.234	0.762	0.782	8.718	6.302	2.517
1.189	0.142	0.156	0.214	0.229	0.788	0.808	9.011	6.611	2.520
1.262	0.132	0.147	0.207	0.224	0.807	0.826	9.984	7.922	2.289
1.337	0.121	0.140	0.197	0.223	0.823	0.840	13.171	11.419	2.015
1.406	0.110	0.134	0.186	0.221	0.833	0.852	17.787	15.910	2.190
1.483	0.099	0.120	0.171	0.207	0.854	0.854	17.451	17.387	0.021
1.552	0.085	0.099	0.156	0.181	0.843	0.847	13.925	13.605	0.506
1.630	0.070	0.077	0.137	0.151	0.833	0.834	9.222	9.059	0.122
1.704	0.056	0.056	0.118	0.120	0.813	0.793	0.384	2.066	2.518
1.779	0.042	0.036	0.096	0.088	0.768	0.718	16.683	9.109	7.007

(Fuente: Propia)