

DISEÑO CONCEPTUAL Y PRELIMINAR DE UNA AERONAVE TIPO
HOMEBUILT DE CONFIGURACIÓN CANARD

EDUARD STHIVEN GÓMEZ BELLO
MILLER DAVID GONZÁLEZ RODRÍGUEZ

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES
FACULTAD DE INGENIERÍAS
PROGRAMA DE INGENIERÍA AERONÁUTICA
BOGOTÁ, D.C.
2017

DISEÑO CONCEPTUAL Y PRELIMINAR DE UNA AERONAVE TIPO
HOMEBUILT DE CONFIGURACIÓN CANARD

EDUARD STHIVEN GÓMEZ BELLO
MILLER DAVID GONZÁLEZ RODRÍGUEZ

Trabajo de grado para optar el título de
Ingeniero Aeronáutico

Director
Nelson Javier Pedraza B.
Ingeniero Aeronáutico

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES
FACULTAD DE INGENIERÍAS
PROGRAMA DE INGENIERÍA AERONÁUTICA
BOGOTÁ, D.C.
2017

Nota de aceptación

Firma del presidente del jurado

Firma del jurado

Firma del jurado

Bogotá D.C.; 23 de enero de 2017

Las directivas de la Fundación Universitaria Los Libertadores, los jurados calificadores y el cuerpo docente no son responsables por los criterios e ideas expuestas en el presente documento. Estos corresponden únicamente a los autores.

Dedico este trabajo de grado a Dios, quien me ha brindado la bendición de vivir, y compartir con diversas personas, como mi abuela, madre y abuelo, a quienes llamé para estar a su lado, a mi amada esposa Liseth, a mi hijo Aarón, a mis hermanos Nicolás, Zamira, a mi segunda “madre” mi Tía Myriam, y a los pocos, pero sinceros amigos, que en diversas formas me han otorgado algo de sí mismos para enseñarme sobre el esfuerzo, la constancia, la fortaleza, el sacrificio, la amistad, el amor, y lo más importante la perseverancia para alcanzar mis metas.

EDUARD GÓMEZ BELLO

Con todo cariño a mi familia, mis padres quienes me regalaron la vida, me dieron una excelente educación, me brindaron su total apoyo y consejos cuando lo necesite. A ti mi amor por ser mi apoyo incondicional a lo largo de estos años.

MILLER GONZÁLEZ RODRÍGUEZ

AGRADECIMIENTOS

Queremos dar nuestros más gratos agradecimientos a:

Al Ingeniero Nelson Javier Pedraza B. Ingeniero Aeronáutico y Director del Proyecto, por guiarnos a lo largo de este trabajo de grado, compartiendo con nosotros sus conocimientos y experiencias en el ámbito del diseño aeronáutico.

Al Ingeniero John Jairo Vaca. Ingeniero Aeronáutico, por su constante apoyo, colaboración, entusiasmo con nuestro proyecto. Gracias inconmensurables por creer en nosotros como personas, por acompañarnos a lo largo de nuestro crecimiento profesional.

Al Señor Carlo Magno Morell. Aeromodelista, Piloto e Ingeniero Aeronáutico de corazón, por compartir sus conocimientos y colaboración en la elaboración del modelo a escala de la aeronave.

Al Ingeniero Guillermo Elkin Casalins Camacho. Ingeniero Aeronáutico por su disposición al momento de requerir sus conocimientos.

CONTENIDO

	pág.
INTRODUCCIÓN	40
OBJETIVOS	41
ALCANCES Y LIMITACIONES	42
1. DISEÑO CONCEPTUAL	43
1.1 REQUERIMIENTOS DE LA AERONAVE	43
1.2 LINEA BASE	43
1.3 PARAMETROS DE CONFIGURACIÓN	46
1.3.1 Ventajas y desventajas de la configuración canard	46
1.3.2 Ventajas y desventajas de propulsión tipo pusher	47
1.4 SKETCH DE LA AERONAVE	49
1.5 PERFIL DE LA MISIÓN	50
2. CALCULOS PRELIMINARES	51
2.1 ESTIMACIÓN DE PESOS	54
2.2 ESTUDIOS DE SENSIBILIDAD Y FACTORES DE CRECIMIENTO	60
2.2.1 Factor de crecimiento del peso de despegue con respecto al peso de la carga paga	61
2.2.2 Factor de crecimiento del peso de despegue con respecto al peso vacío	62
2.2.3 Factor de crecimiento del peso de despegue con respecto al rango	62
2.2.4 Factor de crecimiento del peso de despegue con respecto al consumo específico de combustible	64
2.2.5 Factor de crecimiento del peso de despegue con respecto a la eficiencia de la hélice	65
2.2.6 Factor de crecimiento del peso de despegue con respecto a la relación Lift/Drag	65
2.3 DIMENSIONAMIENTO PRELIMINAR DE LA AERONAVE	66
2.3.1 Velocidad de Pérdida Asumida	67
2.3.2 Distancias de Despegue	69
2.3.3 Requerimientos para la distancia de aterrizaje	73
2.3.4 Requerimientos para Ascenso	75
2.3.5 Velocidad Crucero	84
2.3.6 Unión de Resultados	86
2.4 RENDIMIENTO DE LA AERONAVE	88
2.4.1 Coeficientes de Lift	88
2.4.2 Carga Alar WS	92
2.4.3 Superficie Alar	94
2.4.4 Aspect Ratio	94
2.4.5 Coeficiente de Drag a Zero – Lift	94
2.4.6 Presión Dinámica	95

2.4.7 Drag Inducido	95
2.4.8 Potencia Requerida para el despegue	96
2.4.9 Velocidad del sonido	96
2.4.10 Numero Mach	97
2.4.11 Velocidad de Pérdida Calculada	97
2.4.12 Velocidad de Aproximación	99
2.4.13 Distancia de Aterrizaje	100
2.4.14 Equilibrio Perpendicular	101
2.4.15 Máximo Factor de Carga	102
3. DISEÑO DEL ALA	103
3.1 ESTUDIO Y SELECCIÓN DEL PERFIL ALAR PARA EL ALA	103
3.1.1 Requerimientos geométricos del perfil	103
3.1.2 Requerimientos aerodinámicos para el perfil	104
3.1.3 Gráficas de los perfiles	104
3.1.4 Características de las familias y tipos de perfiles	109
3.1.5 Parámetros de Selección del Perfil del Ala	113
3.1.6 Numero de Reynolds del Ala	117
3.1.7 Velocidad del sonido a 8.000 ft	118
3.1.8 Numero Mach	118
3.1.9 Primer estudio aerodinámico para el perfil del ala	118
3.1.10 Segundo estudio aerodinámico para el perfil del ala	122
3.1.11 Resultados de los estudios aerodinámicos para la selección del perfil del ala	126
3.1.12 Entrada en pérdida del Ala	135
3.2 CÁLCULOS PARA EL DISEÑO DEL ALA	137
3.2.1 Superficie Alar	137
3.2.2 Aspect Ratio y Envergadura	137
3.2.3 Angulo de Incidencia	138
3.2.4 Taper Ratio	139
3.2.5 Cuerda Media Aerodinámica	140
3.2.6 Cuerda de Raíz del ala (C_r) y Cuerda de Punta del ala (C_t)	141
3.2.7 Angulo Sweep	142
3.2.8 Angulo Twist	146
3.2.9 Dispositivos Hipersustentadores	147
3.2.10 Alerones	148
3.2.11 Ubicación de las vigas del ala	149
4. DISEÑO DEL CANARD	150
4.1 ESTUDIO Y SELECCIÓN DEL PERFIL ALAR PARA EL CANARD	150
4.1.1 Parámetros de Selección del Perfil del Canard	150
4.1.2 Numero de Reynolds del Canard	151
4.1.3 Primer estudio aerodinámico para el perfil del canard	151
4.1.4 Segundo estudio aerodinámico para el perfil del canard	154
4.1.5 Resultados de los estudios aerodinámicos para la selección del perfil del canard	158
4.1.6 Entrada en pérdida del Canard	164
4.2 CÁLCULOS PARA EL DISEÑO DEL CANARD	165
4.2.1 Coeficiente de volumen del estabilizador horizontal (Canard)	166

4.2.2	Longitud óptima	166
4.2.3	Superficie del Estabilizador Horizontal o Canard	167
4.2.4	Aspect Ratio del Estabilizador Horizontal o Canard	168
4.2.5	Envergadura y Cuerda del Estabilizador Horizontal o Canard	168
4.2.6	Coefficiente de momento de cabeceo del fuselaje-ala	169
4.2.7	Coefficiente de lift de la aeronave en crucero	169
4.2.8	Coefficiente de lift deseado para el canard	170
4.2.9	Pendiente de la curva del Coeficiente de Lift del Perfil Alar	171
4.2.10	Pendiente de la curva del Coeficiente de Lift del Estabilizador Horizontal o Canard	171
4.2.11	Angulo de incidencia del Estabilizador Horizontal o Canard	172
5.	DISEÑO DEL ESTABILIZADOR VERTICAL	173
5.1	ESTUDIO Y SELECCIÓN DEL PERFIL ALAR PARA EL ESTABILIZADOR VERTICAL	173
5.1.1	Selección del Perfil del Estabilizador Vertical	173
5.1.2	Numero de Reynolds del Estabilizador Vertical	174
5.1.3	Primer estudio aerodinámico para el perfil del Estabilizador Vertical	174
5.1.4	Segundo estudio aerodinámico para el perfil del estabilizador vertical	177
5.1.5	Resultados del estudio aerodinámico para el perfil del estabilizador vertical	179
5.2	CÁLCULOS PARA EL DISEÑO DEL ESTABILIZADOR VERTICAL	184
5.2.1	Coefficiente de volumen del estabilizador vertical	185
5.2.2	Ubicación del estabilizador vertical	186
5.2.3	Longitud optima del estabilizador vertical (vertical tail momento arm)	186
5.2.4	Superficie del Estabilizador Vertical	187
5.2.5	Angulo de Incidencia	187
5.2.6	Aspect Ratio del Estabilizador Vertical	188
5.2.7	Taper Ratio del Estabilizador Vertical	188
5.2.8	Envergadura y Cuerda Media Aerodinámica del Estabilizador Vertical	189
5.2.9	Cuerda de Raíz (<i>CVroot</i>) y Cuerda de Punta (<i>CVtip</i>) del Estabilizador Vertical	189
6.	DIMENSIONAMIENTO Y CONFIGURACION DEL FUSELAJE Y CABINA	191
6.1	FUSELAJE	191
6.2	CABINA	197
6.2.1	Dimensiones Corporales	197
6.2.2	Dimensionamiento Preliminar de los Asientos de la Aeronave	198
6.2.3	Disposición de los Controles de Mando de la Aeronave	200
6.2.4	Angulo de Visión del Piloto	201
6.2.5	Dimensionamiento Preliminar de la Cabina y el Porta-equipaje	201
7.	MOTORES	203
7.1	MOTORES DISPONIBLES PARA LA POTENCIA REQUERIDA	203
7.2	SELECCIÓN DEL MOTOR	210
7.3	DIAMETRO DE LA HELICE	211
7.4	SELECCIÓN DE LA HELICE	212
7.5	UBICACIÓN DEL MOTOR EN LA AERONAVE	214

8.	TREN DE ATERRIZAJE	215
8.1	REQUERIMIENTOS DE DISEÑO DEL TREN DE ATERRIZAJE	215
8.2	CONFIGURACIÓN Y TIPO DEL TREN DE ATERRIZAJE	216
8.3	GEOMETRIA DEL TREN DE ATERRIZAJE	217
8.3.1	Altura del Tren de Aterrizaje	217
8.3.2	Requerimiento de espacio libre entre la aeronave y el suelo	218
8.3.3	Requerimiento de espacio libre en rodamiento para despegue	219
8.3.4	Requerimiento de distancia entre ejes	221
8.3.5	Requerimiento de distancia lateral entre ejes	227
8.4	TREN DE ATERRIZAJE Y CENTRO DE GRAVEDAD	232
8.4.1	Ángulo de inclinación trasero (Tipback angle)	233
8.4.2	Requerimientos de rodamiento al despegar	233
9.	PESOS DE LA AERONAVE	241
9.1	DIVISIÓN DE LOS COMPONENTES MAYORES DE LA AERONAVE	241
9.2	CALCULO DE PESOS DE LA AERONAVE	242
9.2.1	Peso del Ala	243
9.2.2	Peso del Canard	244
9.2.3	Peso del Estabilizador Vertical	245
9.2.4	Peso del Fuselaje	246
9.2.5	Peso del Tren de Aterrizaje	247
9.2.6	Peso del Motor y su Instalación	248
9.2.7	Peso del Sistema de Combustible	249
9.2.8	Peso de Otros Equipos y Sub-sistemas	249
10.	CENTROS DE GRAVEDAD DE LA AERONAVE	251
10.1	CÁLCULO DEL CENTRO DE GRAVEDAD DE LA AERONAVE	251
10.2	UBICACIÓN DEL CENTRO DE GRAVEDAD LONGITUDINAL	254
10.3	CENTRO DE GRAVEDAD ADELANTADO Y ATRASADO	256
11.	SIMILARIDAD DINÁMICA	260
11.1	PARÁMETROS NO DIMENSIONALES	260
11.1.1	Número Mach	261
11.1.2	Número Reynolds	261
11.2	FLUJOS SIMILARES	262
11.3	CALCULOS PARA PRUEBAS EN TUNEL DE VIENTO	262
11.3.1	Condiciones de la aeronave a altitud crucero	263
11.3.2	Condiciones del túnel de pruebas	263
12.	ESTUDIO EN EL TUNEL DE VIENTO	265
12.1	INICIO DEL ESTUDIO	265
12.1.1	Calibración de la balanza	269
12.1.2	Calibración de las fuerzas de drag y el lift en la balanza	270
12.1.3	Limitaciones en la calibración de la balanza	271
12.1.4	Montaje de la aeronave en el túnel de viento	271
12.2	RECOLECCIÓN DE DATOS	273
12.2.1	Resultados obtenidos	274

12.3	CÁLCULOS DE LOS COEFICIENTES	279
12.4	ANÁLISIS DE RESULTADOS	285
13.	MODELADO 3D DE LA AERONAVE EN EL SOFTWARE SOLIDWORKS	288
13.1	MODELADO 3D ALAS, CANARD Y ESTABILIZADOR VERTICAL	288
13.2	MODELADO 3D FUSELAJE	291
13.3	ENSAMBLE DE LA AERONAVE	293
14.	SIMULACIONES DEL COMPORTAMIENTO DEL FLUIDO	295
14.1	PREPARACIÓN DE LAS PIEZAS	295
14.1.1	Canard	296
14.1.2	Ala	312
14.1.3	Estabilizador Vertical	324
14.2	RESULTADOS NUMÉRICOS	339
14.2.1	Canard	339
14.2.2	Ala	345
14.2.3	Estabilizador Vertical	350
14.3	RESULTADOS GRAFICOS	354
14.3.1	Canard	354
14.3.2	Ala	358
14.3.3	Estabilizador Vertical	374
	CONCLUSIONES	383
	RECOMENDACIONES	385
	BIBLIOGRAFÍA	386
	ANEXOS	388

LISTA DE GRÁFICAS

		pág.
Gráfica 1.	Comparación de valores de carga alar	69
Gráfica 2.	Variación relación peso – potencia respecto carga alar en el despegue	72
Gráfica 3.	Variación relación peso – potencia respecto carga alar en parámetros de relación de ascenso.	80
Gráfica 4.	Variación relación peso – potencia respecto carga alar en Gradiente de ascenso	83
Gráfica 5.	Variación relación peso – potencia respecto a carga alar en Velocidad Crucero	85
Gráfica 6.	Exposición conjunta de resultados	86
Gráfica 7.	Coeficiente de Lift VS Ángulo de Ataque	106
Gráfica 8.	Coeficiente de Drag VS Coeficiente de Lift	106
Gráfica 9.	Coeficiente de Drag VS Coeficiente de Lift en un perfil laminar	107
Gráfica 10.	Coeficiente de momento a un cuarto de la cuerda VS ángulo de ataque	108
Gráfica 11.	Coeficiente de momento a un cuarto de la cuerda VS ángulo de ataque	108
Gráfica 12.	Relación lift – drag VS ángulo de ataque	109
Gráfica 13.	Factor de Corrección Drag	281
Gráfica 14.	Factor de Corrección Lift	282
Gráfica 15.	Coeficiente de Lift Vs Ángulos	290
Gráfica 16.	Coeficiente de Drag Vs Ángulos	291
Gráfica 17.	Coeficiente de Momento Vs Ángulos	291
Gráfica 18.	Lift – Canard	351
Gráfica 19.	Coeficiente de Lift – Canard	351
Gráfica 20.	Drag – Canard	351
Gráfica 21.	Coeficiente de Drag – Canard	351
Gráfica 22.	Lift – Ala	355
Gráfica 23.	Coeficiente de Lift – Ala	355
Gráfica 24.	Drag – Ala	356
Gráfica 25.	Coeficiente de Drag - Ala	356
Gráfica 26.	Lift – Estabilizador Vertical	360
Gráfica 27.	Coef. Lift – Estabilizador Vertical	360
Gráfica 28.	Drag – Estabilizador Vertical	360
Gráfica 29.	Coef. Drag – Estabilizador Vertical	360

LISTA DE FIGURAS

		pág.
Figura 1.	Junqua Ibis RJ 03	44
Figura 2.	Long – EZ	44
Figura 3.	Cozy 3	44
Figura 4.	Berkut 360	44
Figura 5.	E – Racer	44
Figura 6.	Configuración Canard	49
Figura 7.	Sketch 1	49
Figura 8.	Sketch 2	49
Figura 9.	Perfil de la misión para el proyecto	50
Figura 10.	Distancias de despegue	69
Figura 11.	Distancias de despegue del proyecto	71
Figura 12.	Distancias de aterrizaje	73
Figura 13.	Distancias de aterrizaje del proyecto	74
Figura 14.	Tipos de dispositivos hipersustentadores	88
Figura 15.	Contribución de lift según el dispositivo híper-sustentador	89
Figura 16.	Batch foil analysis	120
Figura 17.	Análisis aerodinámico del perfil Wortmann FX 63 – 137	121
Figura 18.	Análisis aerodinámico Ala rectangular	123
Figura 19.	Análisis aerodinámico Ala trapezoidal	123
Figura 20.	Análisis aerodinámico Ala trapezoidal, ángulo Sweep 1 pies	123
Figura 21.	Análisis aerodinámico Ala trapezoidal, ángulo Sweep 2 pies	123
Figura 22.	Análisis aerodinámico Ala trapezoidal, ángulo Sweep 3 pies	123
Figura 23.	Análisis aerodinámico Ala trapezoidal, ángulo Sweep 4 pies	123
Figura 24.	Análisis aerodinámico Ala trapezoidal, ángulo Sweep 5 pies	124
Figura 25.	Análisis aerodinámico Ala trapezoidal, ángulo Sweep 6 pies	124
Figura 26.	Análisis aerodinámico Ala trapezoidal, ángulo Sweep -1 pies	124
Figura 27.	Análisis aerodinámico Ala trapezoidal, ángulo Sweep -2 pies	124
Figura 28.	Análisis aerodinámico Ala trapezoidal, ángulo Sweep -3 pies	124
Figura 29.	Análisis aerodinámico Ala trapezoidal, ángulo Sweep -4 pies	124
Figura 30.	Análisis aerodinámico Ala trapezoidal, ángulo Sweep -5 pies	125
Figura 31.	Análisis aerodinámico Ala trapezoidal, ángulo Sweep -6 pies	125
Figura 32.	Selección final de perfiles Root: Eppler 1233 – Tip: Wortmann FX 63-137	127
Figura 33.	Grafica Cl Vs. Cd Perfil Wortmann Fx63 – 137	128

Figura 34.	Grafica C_l Vs. Angulo de Incidencia Perfil Wortmann Fx63 – 137	128
Figura 35.	Grafica C_d Vs. Angulo de Incidencia Perfil Wortmann Fx63 – 137	129
Figura 36.	Grafica C_m Vs. Angulo de Incidencia Perfil Wortmann Fx63 – 137	129
Figura 37.	Grafica C_l/C_d Vs. Angulo de Incidencia Perfil Wortmann Fx63 – 137	130
Figura 38.	Grafica C_l Vs. C_d Perfil Eppler 1233	131
Figura 39.	Grafica C_l Vs. Angulo de Incidencia Perfil Eppler 1233	131
Figura 40.	Grafica C_d Vs. Angulo de Incidencia Perfil Eppler 1233	132
Figura 41.	Grafica C_m Vs. Angulo de Incidencia Perfil Eppler 1233	132
Figura 42.	Grafica C_l/C_d Vs. Angulo de Incidencia Perfil Eppler 1233	133
Figura 43.	Comparación Estudios Aerodinámicos Eppler 1233 y Wortmann FX 63-137	133
Figura 44.	Elaboración del Ala con perfiles seleccionados Root: Eppler 1233 –Tip: Wortmann FX 63-137	135
Figura 45.	Entrada en pérdida de un perfil alar	135
Figura 46.	Análisis aerodinámico de los perfiles seleccionados	136
Figura 47.	Ángulo de Incidencia	139
Figura 48.	Método grafico para determinar el MAC	141
Figura 49.	Flecha Regresiva	142
Figura 50.	Flecha Progresiva	143
Figura 51.	Efecto del ángulo Sweep sobre el comportamiento en stall	143
Figura 52.	Efecto del ángulo Sweep sobre el peso del Ala	144
Figura 53.	Boceto Ala – ubicación Cuerda Media Aerodinámica y c.a	144
Figura 54.	Boceto vista superior - Plano derecho	145
Figura 55.	Boceto vista superior – Geometría del ala	146
Figura 56.	Flap tipo Plain	147
Figura 57.	Boceto vista superior – Ubicación Vigas, Flap y Alerón	149
Figura 58.	Batch foil analysis para Canard	153
Figura 59.	Análisis aerodinámico de Rutan Canard Airfoil	153
Figura 60.	Análisis aerodinámico Ala rectangular	155
Figura 61.	Análisis aerodinámico Ala trapezoidal	155
Figura 62.	Análisis aerodinámico Ala trapezoidal, ángulo Sweep 1 pie	156
Figura 63.	Análisis aerodinámico Ala trapezoidal, ángulo Sweep 2 pies	156
Figura 64.	Análisis aerodinámico Ala trapezoidal, ángulo Sweep 3 pies	156
Figura 65.	Análisis aerodinámico Ala trapezoidal, ángulo Sweep 4 pies	156
Figura 66.	Análisis aerodinámico Ala trapezoidal, ángulo Sweep 5 pies	156
Figura 67.	Análisis aerodinámico Ala trapezoidal, ángulo Sweep 6 pies	156
Figura 68.	Análisis aerodinámico Ala trapezoidal, ángulo Sweep -1 pies	157
Figura 69.	Análisis aerodinámico Ala trapezoidal, ángulo Sweep -2 pies	157

Figura 70.	Análisis aerodinámico Ala trapezoidal, ángulo Sweep -3 pies	157
Figura 71.	Análisis aerodinámico Ala trapezoidal, ángulo Sweep -4 pies	157
Figura 72.	Análisis aerodinámico Ala trapezoidal, ángulo Sweep -5 pies	157
Figura 73.	Análisis aerodinámico Ala trapezoidal, ángulo Sweep -6 pies	157
Figura 74.	Selección final de perfil Canard NACA 23012	159
Figura 75.	Grafica C_l Vs. Angulo de Incidencia Perfil NACA 23012	160
Figura 76.	Grafica C_d Vs. Angulo de Incidencia Perfil NACA 23012	161
Figura 77.	Grafica C_m Vs. Angulo de Incidencia Perfil NACA 23012	162
Figura 78.	Grafica C_l/C_d Vs. Angulo de Incidencia Perfil NACA 23012	163
Figura 79.	Elaboración del Ala con Perfiles Seleccionados Root: NACA 23012 Tip: NACA 23012	164
Figura 80.	Grafica de C_l Vs Angulo Canard	165
Figura 81.	Boceto Canard – ubicación cuerda media aerodinámica y c.a	172
Figura 82.	Batch foil analysis para Vertical Tail	176
Figura 83.	Análisis Aerodinámico Perfil Alar Eppler 521	176
Figura 84.	Gráficas perfiles EPPLER 521 y NACA 0009	178
Figura 85.	Grafica coeficiente de momento - perfiles EPPLER 521 y NACA 0009	179
Figura 86.	Selección final de perfil estabilizador vertical EPPLER 521	180
Figura 87.	Grafica C_l Vs. C_d Perfil Eppler	181
Figura 88.	Grafica C_l Vs. Angulo de Incidencia Perfil Eppler 521	182
Figura 89.	Grafica C_d Vs. Angulo de Incidencia Perfil Eppler 521	183
Figura 90.	Grafica C_m Vs. Angulo de Incidencia Perfil Eppler 521	184
Figura 91.	Grafica C_l/C_d Vs. Angulo de Incidencia Perfil Eppler 521	185
Figura 92.	Elaboración del Estabilizador Vertical. Perfiles Root: Eppler 521 Tip: Eppler 521	186
Figura 93.	Parámetros del Estabilizador Vertical	187
Figura 94.	Boceto Estabilizador Vertical – Ubicación Cuerda Media Aerodinámica y c.a.	192
Figura 95.	Cuatro configuraciones genéricas de fuselaje. (a) Aviones de transporte grande, (b) Aeronaves de combate, (c) Aeronaves Livianas, y (d) Planeadores	195
Figura 96.	Definición de los parámetros geométricos del fuselaje	195
Figura 97.	Parámetros geométricos del fuselaje utilizados actualmente	196
Figura 98.	Longitud del fuselaje Vs W_{TO}	197
Figura 99.	Dimensiones preliminares del fuselaje	198
Figura 100.	Configuración preliminar del fuselaje	198
Figura 101.	Ejemplos de las variaciones de altura entre hombres y mujeres de distintos grupos étnicos. (cm)	199
Figura 102.	Dimensiones lineales del cuerpo. (cm)	200

Figura 103.	Dimensiones preliminares de los asientos de la aeronave I	201
Figura 104.	Dimensiones preliminares de los asientos de la aeronave II	202
Figura 105.	Disposición de los controles de mando de la aeronave	203
Figura 106.	Angulo de visión del piloto	204
Figura 107.	Dimensionamiento preliminar de la cabina y el porta- equipaje	205
Figura 108.	Volkswagen E – Motor	207
Figura 109.	Volkswagen E – Motor con el kit de conversión	208
Figura 110.	Características Motor Lycoming IO-360	210
Figura 111.	Características Motor Lycoming O-235	212
Figura 112.	Motor Buick V-8	214
Figura 113.	Propeller GA200L-72	216
Figura 114.	Spinner, Spacer and Propeller Kit	217
Figura 115.	Ubicación y dimensionamiento del motor en la aeronave	219
Figura 116.	Principales Parámetros del Tren de Aterrizaje	221
Figura 117.	Configuración del Tren de Aterrizaje para Algunas Aeronaves	223
Figura 118.	Configuración del Tren de Aterrizaje para Algunas Aeronaves	224
Figura 119.	Configuración Preliminar Tren de Aterrizaje	225
Figura 120.	Distribución de cargas sobre el tren de aterrizaje	226
Figura 121.	Geometría de cargas en el tren de aterrizaje	228
Figura 122.	Vista frontal – ángulo de volcado	232
Figura 123.	Vista superior – ángulo de volcado	233
Figura 124.	Giro en tierra – vista superior	234
Figura 125.	Giro en tierra – vista frontal	234
Figura 126.	Calculo del ángulo de volcado – tren de nariz y principal	236
Figura 127.	Calculo del ángulo de volcado – vista inferior	237
Figura 128.	Fuerzas y momentos durante el rodamiento I	238
Figura 129.	Fuerzas y momentos durante el rodamiento II	239
Figura 130.	Sistema de ejes coordinados sobre el fuselaje	257
Figura 131.	Vista superior ala – ubicación cg, ac y MAC	259
Figura 132.	Vista lateral A-A ala – ubicación cg, ac	259
Figura 133.	Distancias con respecto a la línea de referencia	260
Figura 134.	Resultante de las Fuerzas Aerodinámicas	265
Figura 135.	Elaboración del modelo a escala	271
Figura 136.	Modelo a escala de la aeronave	271
Figura 137.	Three Component Balance AFA3	272
Figura 138.	Disposición General de la Balanza	272
Figura 139.	Sujeción del modelo a la varilla de la balanza	273
Figura 140.	Balanza nivelada	274
Figura 141.	Resultados obtenidos en el modo calibración	275
Figura 142.	Calibración de Lift y Drag	275
Figura 143.	Montaje de la aeronave	277

Figura 144.	Verificación ángulo de la balanza	277
Figura 145.	Modelo con un ángulo de incidencia de 9°	278
Figura 146.	Modelo a un ángulo de incidencia de 12°	279
Figura 147.	Modelo a un ángulo de incidencia de 15°	279
Figura 148.	Comportamiento del Fluido I	280
Figura 149.	Comportamiento del Fluido II	280
Figura 150.	Vista Isométrica Ala Modelada 3D, Software SOLIDWORKS 2015	294
Figura 151.	Vista Isométrica Canard Modelada 3D, Software SOLIDWORKS 2015	295
Figura 152.	Vista Isométrica Estabilizador Vertical Modelada 3D, Software SOLIDWORKS 2015.	296
Figura 153.	Bosquejo final para el modelamiento del fuselaje, Software Cativa V5	297
Figura 154.	Modelado Inicial del fuselaje, Software SOLIDWORKS 2015	298
Figura 155.	Modelado Final del fuselaje, vista Isométrica, Software SOLIDWORKS 2015	299
Figura 156.	Ensamble de la Aeronave, vista Isométrica, Software SOLIDWORKS 2015	300
Figura 157.	Esquema del Proyecto – Canard	302
Figura 158.	Importar la Geometría – Canard	303
Figura 159.	Herramienta Enclosure - Sistema de Unidades	304
Figura 160.	Selección “Boolean”	304
Figura 161.	Creación del Body of Influence - Canard	305
Figura 162.	Generar Operación Booleana	305
Figura 163.	Pantalla de Inicio “Mesh”	306
Figura 164.	Selección del Dominio de Flujo en Mesh - Canard	306
Figura 165.	Selección del Cuerpo de Influencia en Mesh - Canard	307
Figura 166.	Detalle de Malla para el Leading Edge - Canard	307
Figura 167.	Detalle de Malla para Superficie Superior - Canard	308
Figura 168.	Detalle de “Inflation” – Canard	308
Figura 169.	Enmallado Final Canard – Perspectiva en Corte	309
Figura 170.	Enmallado Final Canard – Lateral en Corte	309
Figura 171.	Detalle de “Inflation” I - Canard	310
Figura 172.	Detalle de “Inflation” II - Canard	310
Figura 173.	Detalle de “Inflation” III - Canard	311
Figura 174.	Pantalla de Acceso a “Fluent”	311
Figura 175.	Configuración General	312
Figura 176.	Modelo de Viscosidad	312
Figura 177.	Tipo de Materiales para Solido y Fluido	313
Figura 178.	Condiciones de Frontera – Velocidad en Inlet	313
Figura 179.	Valores de Referencia	314
Figura 180.	Métodos de Solución	315
Figura 181.	Valores de Referencia	316

Figura 182.	Monitorear - Residuales	316
Figura 183.	Monitorear – Coeficientes de Drag y Lift	317
Figura 184.	Métodos para Inicialización de la Solución	317
Figura 185.	Número de Interacciones	318
Figura 186.	Esquema del Proyecto - Ala	319
Figura 187.	Importar la Geometría - Ala	319
Figura 188.	Opción “Enclosure”	320
Figura 189.	Herramienta “Boolean”	321
Figura 190.	Body of Influence – Ala	321
Figura 191.	Cuerpo de Influencia y División del Plano	322
Figura 192.	Detalles del Cuerpo	322
Figura 193.	Importación de la Geometría para el Enmallado de la Sección Alar	323
Figura 194.	Mesh Control - Sizing	323
Figura 195.	Selección de Caras Sección Alar	324
Figura 196.	Enmallado General de la Sección Alar	324
Figura 197.	Vista Lateral - Enmallado Sección Alar	325
Figura 198.	Detalles del Enmallado – Sección Alar	325
Figura 199.	Nombre de las Partes en el Enmallado	326
Figura 200.	Complemento Fluent - Ala	326
Figura 201.	Configuración Viscosidad del Modelo – Sección Alar	327
Figura 202.	Configuración del Material - Propiedades del Fluido	327
Figura 203.	Boundary Conditions – Sección Alar	328
Figura 204.	Valores de Referencia de la Sección Alar	328
Figura 205.	Métodos de Solución de la Sección Alar	329
Figura 206.	Controles de Solución de la Sección Alar	329
Figura 207.	Parámetros a Monitorear Sección Alar	330
Figura 208.	Parámetros a Monitorear - Coeficientes de Drag y Lift	330
Figura 209.	Inicialización de la Solución de la Sección Alar	331
Figura 210.	Configuración Interacciones e Inicio de Cálculos	331
Figura 211.	Esquema del Proyecto - Estabilizador Vertical	332
Figura 212.	Plataforma ANSYS Workbench – Importar Geometría Estabilizador Vertical	333
Figura 213.	Geometría del Estabilizador Vertical	333
Figura 214.	Elaboración Túnel de Viento Estabilizador Vertical - Domo	334
Figura 215.	Elaboración Túnel del Viento Estabilizador Vertical	334
Figura 216.	Operación Booleana – Extracción de Geometrías 1	335
Figura 217.	Operación Booleana – Extracción de Geometrías 2	335
Figura 218.	Boceto Cuerpo de Influencia	336
Figura 219.	Extrusión Caja Cuerpo de Influencia.	336
Figura 220.	Importación de la Geometría para el Enmallado del Estabilizador Vertical	337
Figura 221.	Enmallado del Túnel de Viento del Estabilizador Vertical	337
Figura 222.	Dimensionamiento del Cuerpo de Influencia del Estabilizador Vertical	338

Figura 223.	Dimensionamiento Caras del Estabilizador Vertical	338
Figura 224.	Enmallado General del Estabilizador Vertical	339
Figura 225.	Domo Enmallado – Vista Lateral del Estabilizador Vertical	339
Figura 226.	Corte Interno – Enmallado Estabilizador Vertical	340
Figura 227.	Dimensionamiento Caras del Estabilizador Vertical	340
Figura 228.	Dimensionamiento Caras del Estabilizador Vertical	341
Figura 229.	Denominación de las Caras del Estabilizador Vertical	341
Figura 230.	Cargando el Estabilizador Vertical en Fluent	342
Figura 231.	Viscosidad del Modelo	342
Figura 232.	Configuración del Material – Propiedades del Fluido	343
Figura 233.	Condiciones de Frontera del Estabilizador Vertical	343
Figura 234.	Valores de Referencia del Estabilizador Vertical	344
Figura 235.	Métodos de Solución del Estabilizador Vertical	344
Figura 236.	Parámetros Monitoreo de Drag	345
Figura 237.	Inicialización de la Solución del Estabilizador Vertical	346
Figura 238.	Inicialización de los cálculos del Estabilizador Vertical	346
Figura 239.	Resultados de Fuerza y Viscosidad Eje X	348
Figura 240.	Variación del Coeficiente de Drag y Lift – Canard 0°	348
Figura 241.	Reporte de las Fuerzas Según la Dirección del Vector	349
Figura 242.	Fuerzas en el Vector (1 0 0) - Drag	349
Figura 243.	Fuerzas en el Vector (0 1 0) – Lift	349
Figura 244.	Interacciones Finalizadas Sección Alar a -4°	352
Figura 245.	Convergencia Coeficiente de Drag en Ala (-4°)	354
Figura 246.	Convergencia Coeficiente de Lift en Ala (-4°)	354
Figura 247.	Resultados de Fuerza y Coeficientes en el Eje X (Drag)	354
Figura 248.	Resultados de Fuerza y Coeficientes en el Eje Y (Lift)	355
Figura 249.	Posición de la Sección Alar Respecto a los Ejes	357
Figura 250.	Cálculos Finalizados para Estabilizador Vertical a 0°	357
Figura 251.	Coeficiente de Drag – Estabilizador Vertical – 0°	359
Figura 252.	Coeficiente de Lift - Estabilizador Vertical (-0°)	359
Figura 253.	Resultados de Fuerza y coeficientes en el eje Z (Lift)	359
Figura 254.	Visualización de los Ejes en el Estabilizador Vertical	361
Figura 255.	Visualización del Canard en el túnel virtual	362
Figura 256.	Coef. Presión - Canard @ -4°	362
Figura 257.	Coef. Presión - Canard @ 4°	362
Figura 258.	Coef. Presión - Canard @ 0°	363
Figura 259.	Coef. Presión - Canard @ 12°	363
Figura 260.	Coef. Presión - Canard @ 30°	363
Figura 261.	Coef. Presión - Canard @ 40°	363
Figura 262.	Velocidad - Contornos @ -4°	364
Figura 263.	Velocidad - Contornos @ 4°	364
Figura 264.	Velocidad - Contornos @ 0°	364
Figura 265.	Velocidad - Contornos @ 12°	364
Figura 266.	Velocidad - Contornos @ 30°	364
Figura 267.	Velocidad - Contornos @ 40°	364

Figura 268.	Líneas de Flujo - Canard @ -4°	365
Figura 269.	Líneas de Flujo - Canard @ 4°	365
Figura 270.	Líneas de Flujo - Canard @ 0°	365
Figura 271.	Líneas de Flujo - Canard @ 12°	365
Figura 272.	Líneas de Flujo - Canard @ 30°	365
Figura 273.	Líneas de Flujo - Canard @ 40°	365
Figura 274.	Túnel de Viento para la Sección Alar	366
Figura 275.	Coef. Presión - Ala @ -4°	367
Figura 276.	Coef. Presión - Ala @ 4°	367
Figura 277.	Coef. Presión - Ala @ 0°	367
Figura 278.	Coef. Presión - Ala @ 12°	367
Figura 279.	Coef. Presión - Ala @ 30°	368
Figura 280.	Coef. Presión - Ala @ 40°	368
Figura 281.	Presión Ala en Punta-Raíz @ -4°	368
Figura 282.	Presión Ala en Punta-Raíz @ 0°	368
Figura 283.	Presión Ala en Punta-Raíz @ 4°	368
Figura 284.	Presión Ala en Punta-Raíz @ 12°	368
Figura 285.	Presión Ala en Punta-Raíz @ 20°	369
Figura 286.	Presión Ala en Punta-Raíz @ 30°	369
Figura 287.	Presión Ala en Punta-Raíz @ 40°	369
Figura 288.	Niveles de velocidad en los X-Y @ 0°	370
Figura 289.	Niveles de Velocidad @ -4°	370
Figura 290.	Niveles de Velocidad @ 4°	370
Figura 291.	Niveles de Velocidad @ 12°	371
Figura 292.	Niveles de Velocidad @ 20°	371
Figura 293.	Niveles de Velocidad @ 30°	371
Figura 294.	Niveles de Velocidad @ 40°	371
Figura 295.	Velocidad Raíz – Punta @ 0°	372
Figura 296.	Velocidad Raíz – Punta @ -4°	372
Figura 297.	Velocidad Raíz – Punta @ 4°	372
Figura 298.	Velocidad Raíz – Punta @ 12°	372
Figura 299.	Velocidad Raíz – Punta @ 20°	372
Figura 300.	Velocidad Raíz – Punta @ 30°	373
Figura 301.	Velocidad Raíz – Punta @ 40°	373
Figura 302.	Líneas de Flujo – Ala II @ -4°	374
Figura 303.	Líneas de Flujo – Ala II @ 0°	374
Figura 304.	Líneas de Flujo – Ala II @ 4°	374
Figura 305.	Líneas de Flujo – Ala II @ 12°	374
Figura 306.	Líneas de Flujo – Ala II @ 20°	374
Figura 307.	Líneas de Flujo – Ala II @ 30°	374
Figura 308.	Líneas de Flujo – Ala II @ 40°	375
Figura 309.	Vórtices Ala @ 0°	375
Figura 310.	Vórtices Ala @ -4°	376
Figura 311.	Vórtices Ala @ 4°	376
Figura 312.	Vórtices Ala @ 12°	376

Figura 313.	Vórtices Ala @ 20°	376
Figura 314.	Vórtices Ala @ 30°	377
Figura 315.	Vórtices Ala @ 40°	377
Figura 316.	Velocidad - Vector @ 0°	377
Figura 317.	Vector - Vista Posterior @ 0°	378
Figura 318.	Velocidad - Vector @ -4°	379
Figura 319.	Vector - Vista Posterior @ -4°	379
Figura 320.	Velocidad - Vector @ 4°	379
Figura 321.	Vector - Vista Posterior @ 4°	379
Figura 322.	Velocidad - Vector @ 12°	379
Figura 323.	Vector - Vista Posterior @ 12°	379
Figura 324.	Velocidad – Vector @ 20°	379
Figura 325.	Vector - Vista Posterior @ 20°	379
Figura 326.	Velocidad – Vector @ 30°	380
Figura 327.	Vector - Vista Posterior @ 30°	380
Figura 328.	Velocidad – Vector @ 40°	380
Figura 329.	Vector - Vista Posterior @ 40°	380
Figura 330.	Túnel de Viento para el Estabilizador Vertical	381
Figura 331.	Coef. Presión - Contornos @ 0°	382
Figura 332.	Coef. Presión - Contornos @ -2°	382
Figura 333.	Coef. Presión - Contornos @ 2°	382
Figura 334.	Coef. Presión - Contornos @ -5°	383
Figura 335.	Coef. Presión - Contornos @ 5°	383
Figura 336.	Velocidad – Niveles @ -2°	383
Figura 337.	Velocidad - Niveles @ 0°	384
Figura 338.	Velocidad - Niveles @ -2°	384
Figura 339.	Velocidad - Niveles @ 2°	384
Figura 340.	Velocidad - Niveles @ -5°	385
Figura 341.	Velocidad - Niveles @ 5°	385
Figura 342.	Líneas de Flujo Vertical Tail @ 0°	385
Figura 343.	Líneas de Flujo Vertical Tail @ -2°	386
Figura 344.	Líneas de Flujo Vertical Tail @ -2°	386
Figura 345.	Líneas de Flujo Vertical Tail @ -2°	386
Figura 346.	Líneas de Flujo Vertical Tail @ -2°	386
Figura 347.	Velocidad - Vector @ 0°	387
Figura 348.	Vector - Vista Posterior @ 0°	387
Figura 349.	Velocidad – Vector @ -5°	388
Figura 350.	Vector - Vista Posterior @ -5°	388
Figura 351.	Velocidad - Vector @ -2°	388
Figura 352.	Vector - Vista Posterior @ -2°	388
Figura 353.	Velocidad - Vector @ 2°	388
Figura 354.	Vector - Vista Posterior @ 2°	388
Figura 355.	Velocidad - Vector @ 5°	388
Figura 356.	Vector - Vista Posterior @ 5°	388

LISTA DE TABLAS

		pág.
Tabla 1.	Rendimiento de las aeronaves de la línea base	45
Tabla 2.	Tipo de motor y potencia de las aeronaves de la línea base	45
Tabla 3.	Dimensionamiento de las aeronaves de la línea base	45
Tabla 4.	Peso promedio de las partes del cuerpo humano	54
Tabla 5.	Pesos de las aeronaves que se usarán en la línea base	55
Tabla 6.	Resultados Obtenidos Carga Alar	93
Tabla 7.	Resultados Obtenidos con Coeficiente de Drag Inducido	96
Tabla 8.	Resultados Obtenidos para Velocidad de Perdida	99
Tabla 9.	Resultados Obtenidos para Velocidad de Aproximación	100
Tabla 10.	Promedio de las cuerdas del ala y Número Reynolds	118
Tabla 11.	Motores de la línea base	206
Tabla 12.	Especificaciones técnicas Volkswagen E – Motor con el kit de conversión	208
Tabla 13.	Limitaciones de utilización Volkswagen E – Motor con el kit de conversión	209
Tabla 14.	Datos del Motor Lycoming IO-360	211
Tabla 15.	Datos del Motor Lycoming O-235	213
Tabla 16.	Configuraciones Motor Buick V-8	214
Tabla 17.	Especificaciones de la hélice	217
Tabla 18.	Peso Promedio por Grupos de Algunas Aeronaves	247
Tabla 19.	Densidad de Materiales Aeroespaciales	248
Tabla 20.	Cargas removibles y la ubicación de su cg	263
Tabla 21.	Valores obtenidos - calibración drag	276
Tabla 22.	Valores Obtenidos Calibración Lift	276
Tabla 23.	Valores a -3° de Incidencia	282
Tabla 24.	Valores a 0° de Incidencia	282
Tabla 25.	Valores a 3° de Incidencia	283
Tabla 26.	Valores a 6° de Incidencia	283
Tabla 27.	Valores a 9° de Incidencia	283
Tabla 28.	Valores a 12° de Incidencia	283
Tabla 29.	Valores a 15° de Incidencia	283
Tabla 30.	Agrupación Datos Obtenidos Túnel de Viento	290
Tabla 31.	Medidas X, Y, Z Fuselaje	296
Tabla 32.	Interacciones alcanzadas en el Canard	347
Tabla 33.	Descomposición de grados - Drag	350
Tabla 34.	Descomposición de grados - Lift	350
Tabla 35.	Fuerzas – Canard	350
Tabla 36.	Coeficientes – Canard	350
Tabla 37.	Descomposición de grados - Drag	353
Tabla 38.	Descomposición de grados - Lift	353
Tabla 39.	Fuerzas – Superficie Alar	353

Tabla 40.	Coeficientes – Superficie Alar	355
Tabla 41.	Descomposición de grados - Drag	355
Tabla 42.	Interacciones alcanzadas en el Estabilizador Vertical	358
Tabla 43.	Descomposición de grados - Drag	358
Tabla 44.	Descomposición de grados - Lift	358
Tabla 45.	Fuerzas – Estabilizador Vertical	360
Tabla 46.	Coeficientes – Estabilizador Vertical	360

LISTA DE CUADROS

	pág.
Cuadro 1. Características de la configuración	46
Cuadro 2. Valores sugeridos para L/D , C_p , η_p para algunas fases de vuelo	56
Cuadro 3. Variación relación peso potencia respecto carga alar en el despegue	72
Cuadro 4. Variación relación peso – potencia respecto carga alar en parámetros de relación de ascenso.	80
Cuadro 5. Variación relación a peso – potencia respecto carga alar en gradiente de ascenso	83
Cuadro 6. Variación relación peso – potencia respecto a carga alar en velocidad crucero	85
Cuadro 7. Perfiles seleccionados para el estudio del ala	119
Cuadro 8. Valores y datos primer estudio aerodinámico Eppler 1212	121
Cuadro 9. Valores y datos segundo estudio aerodinámico Wortmann FX63-137	125
Cuadro 10. Valores y Características resultantes de la selección de los perfiles	128
Cuadro 11. Selección del Taper Ratio	140
Cuadro 12. Promedio de la cuerda del canard y Número Reynolds	151
Cuadro 13. Perfiles seleccionados para el estudio del canard	152
Cuadro 14. Valores y datos primer estudio aerodinámico Rutan Canard Airfoil	154
Cuadro 15. Valores y datos segundo estudio aerodinámico – Canard	158
Cuadro 16. Valores y Características Resultantes de la Selección de los Perfiles del Canard	159
Cuadro 17. Perfiles seleccionados para el estudio del estabilizador vertical	175
Cuadro 18. Valores y datos primer estudio aerodinámico Eppler 521	177
Cuadro 19. Valores y Características Resultantes de la Selección de los Perfiles del Estabilizador Vertical	180
Cuadro 20. Variación de distancias y cargas sobre el tren de aterrizaje	227
Cuadro 21. Variación del centro de gravedad y distancias sobre el tren de aterrizaje	230
Cuadro 22. Cargas y distancias del tren de aterrizaje principal	231
Cuadro 23. Cargas y distancias del tren de aterrizaje de nariz	232
Cuadro 24. Pesos y distancias del cg de cada componente a la línea de referencia	260

LISTA DE ECUACIONES

		pág.
Ecuación 1.	Ecuación de rendimiento de Breguet para la fase de ascenso	56
Ecuación 2.	Ecuación de rango de Breguet para la fase de crucero	57
Ecuación 3.	Ecuación de la fracción de combustible de la misión	58
Ecuación 4.	Ecuación de combustible usado durante de la misión	58
Ecuación 5.	Ecuación de peso tentativo en vacío operacional de la aeronave	59
Ecuación 6.	Ecuación de peso tentativo de la aeronave	59
Ecuación 7.	Ecuación de peso vacío de la aeronave por regresión lineal	59
Ecuación 8.	Ecuación del factor de crecimiento debido a la carga paga	61
Ecuación 9.	Ecuación de factor de crecimiento debido al peso vacío	62
Ecuación 10.	Ecuación de factor de crecimiento debido al Rango	62
Ecuación 11.	Factor F	63
Ecuación 12.	Ecuación de factor de crecimiento debido al consumo específico de combustible	64
Ecuación 13.	Ecuación de factor de crecimiento debido a la eficiencia de la hélice	64
Ecuación 14.	Ecuación de factor de crecimiento debido a la relación Lift/Drag	65
Ecuación 15.	Ecuación de velocidad de pérdida	68
Ecuación 16.	Ecuación de distancia de carrera en tierra	70
Ecuación 17.	Ecuación de distancia total para el despegue	70
Ecuación 18.	Ecuación distancia de carrera en tierra	71
Ecuación 19.	Ecuación de velocidad de aproximación	73
Ecuación 20.	Ecuación de distancia de aterrizaje a recorrer en tierra	73
Ecuación 21.	Ecuación de distancia total de aterrizaje	74
Ecuación 22.	Ecuación Coeficiente de Drag	75
Ecuación 23.	Ecuación Coeficiente de Drag a Zero-lift	75
Ecuación 24.	Ecuación Área Mojada	75
Ecuación 25.	Ecuación Área Parasita	76
Ecuación 26.	Relación de Ascenso	78
Ecuación 27.	Parámetros de Relación de Ascenso	78
Ecuación 28.	Relación de coeficiente de lift - drag para RC	79
Ecuación 29.	Ecuación Gradiente de ascenso	81
Ecuación 30.	Ecuación Climb gradient parameter	81
Ecuación 31.	Ecuación Velocidad Crucero	84
Ecuación 32.	Ecuación Parámetro power index	84
Ecuación 33.	Ecuación Coeficiente de drag zero-lift parámetro power index	84

Ecuación 34.	Ecuación coeficiente de lift máximo flaps a 45°	89
Ecuación 35.	Ecuación máximo coeficiente de lift	90
Ecuación 36.	Variación del coeficiente de lift máximo	90
Ecuación 37.	Ecuación Carga Alar	92
Ecuación 38.	Ecuación Aspect Ratio	94
Ecuación 39.	Ecuación Coeficiente de Drag a Zero-lift	94
Ecuación 40.	Presión Dinámica	94
Ecuación 41.	Ecuación Coeficiente de Drag Inducido	95
Ecuación 42.	Ecuación Potencia Requerida para el Despegue	96
Ecuación 43.	Ecuación Velocidad del Sonido	96
Ecuación 44.	Ecuación Numero Mach	97
Ecuación 45.	Ecuación de velocidad de pérdida	97
Ecuación 46.	Ecuación de velocidad de pérdida sin flaps	98
Ecuación 47.	Ecuación de velocidad de aproximación	99
Ecuación 48.	Ecuación de Distancia de Aterrizaje	100
Ecuación 49.	Ecuación de Equilibrio Perpendicular	101
Ecuación 50.	Ecuación Coeficiente de Lift Climb	101
Ecuación 51.	Ecuación Relación de presiones	101
Ecuación 52.	Ecuación Máximo Factor de Carga	102
Ecuación 53.	Ecuación del Número de Reynolds	117
Ecuación 54.	Ecuación de Coeficiente de Volumen del Estabilizador Horizontal	166
Ecuación 55.	Ecuación de Longitud Optima del Estabilizador Horizontal	167
Ecuación 56.	Ecuación para Aspect Ratio del Estabilizador Horizontal	168
Ecuación 57.	Ecuación de Coeficiente de Momento de Cabeceo del Fuselaje-Ala	169
Ecuación 58.	Ecuación de Coeficiente de Lift de la Aeronave en Crucero	169
Ecuación 59.	Ecuación de Requerimientos para el Ajuste Longitudinal.	170
Ecuación 60.	Ecuación de Pendiente de la Curva de Lift para el Perfil Alar	171
Ecuación 61.	Ecuación de Pendiente de la Curva de Lift para el Estabilizador Horizontal.	171
Ecuación 62.	Ecuación de Coeficiente de Volumen del Estabilizador Vertical	187
Ecuación 63.	Ecuación de Superficie del Estabilizador Vertical	189
Ecuación 64.	Ecuación para Aspect Ratio del Estabilizador Vertical	190
Ecuación 65.	Ecuación de la Cuerda Media Aerodinámica para el Estabilizador Vertical	191
Ecuación 66.	Ecuación Longitud del Fuselaje Vs Wto	197
Ecuación 67.	Ecuación Diámetro de la Hélice Dos Palas	215
Ecuación 68.	Ecuación Diámetro de la Hélice Tres Palas	215
Ecuación 69.	Velocidad de la Punta de la Hélice Estática	217
Ecuación 70.	Velocidad de la Punta de la Hélice Helicoidal	218

Ecuación 71.	Ecuación de ángulo de espacio libre	224
Ecuación 72.	Ecuación de ángulo de inclinación trasero	238
Ecuación 73.	Ecuación de sumatoria de fuerzas en el eje x	240
Ecuación 74.	Ecuación de sumatoria de fuerzas en el eje z	242
Ecuación 75.	Ecuación de momento sobre el centro de gravedad.	242
Ecuación 76.	Ecuación de momento de inercia	244
Ecuación 77.	Ecuación para el Peso del Ala	248
Ecuación 78.	Ecuación para el Peso del Estabilizador Horizontal o Canard	248
Ecuación 79.	Ecuación para el Peso del Estabilizador Vertical	250
Ecuación 80.	Ecuación para el Peso del Fuselaje	251
Ecuación 81.	Ecuación para el Peso del Tren de Aterrizaje	252
Ecuación 82.	Ecuación para el Peso del Motor e Instalación	253
Ecuación 83.	Ecuación para el Peso del Sistema de Combustible	254
Ecuación 84.	Resultante de las Fuerzas Aerodinámicas	265
Ecuación 85.	Número Reynolds Parámetro Longitud de Referencia	266
Ecuación 86.	Ecuación de la Recta	281
Ecuación 87.	Definición general de coeficientes de fuerza	284
Ecuación 88.	Coeficiente de Lift	284
Ecuación 89.	Coeficiente de Drag	284
Ecuación 90.	Coeficiente de Momento	284
Ecuación 91.	Presión Dinámica	284

LISTA DE ANEXOS

		pág.
Anexo A.	Tabla de datos primer estudio aerodinámico perfil del ala	395
Anexo B.	Tabla de datos segundo estudio aerodinámico perfil del ala WORTMANN FX63 – 137 WING SPAN 24 pies	396
Anexo C.	Tabla de datos segundo estudio aerodinámico perfil del ala WORTMANN FX63 – 137 WING SPAN 26 pies	397
Anexo D.	Tabla de datos segundo estudio aerodinámico perfil del ala WORTMANN FX63 – 137 WING SPAN 28 pies	398
Anexo E.	Tabla de datos segundo estudio aerodinámico perfil del ala NFL0215F - WING SPAN 24 pies	399
Anexo F.	Tabla de datos segundo estudio aerodinámico perfil del ala NFL0215F - WING SPAN 26 pies	400
Anexo G.	Tabla de datos segundo estudio aerodinámico perfil del ala NFL0215F - WING SPAN 28 pies	401
Anexo H.	Tabla de datos segundo estudio aerodinámico perfil del ala EPPLER 1233 - WING SPAN 24 pies	402
Anexo I.	Tabla de datos segundo estudio aerodinámico perfil del ala EPPLER 1233 - WING SPAN 26 pies	403
Anexo J.	Tabla de datos segundo estudio aerodinámico perfil del ala EPPLER 1233 - WING SPAN 28 pies	404
Anexo K.	Tabla de datos segundo estudio aerodinámico perfil del ala WORTMANN FX601261 - WING SPAN 24 pies	405
Anexo L.	Tabla de datos segundo estudio aerodinámico perfil del ala WORTMANN FX601261 - WING SPAN 26 pies	406
Anexo M.	Tabla de datos segundo estudio aerodinámico perfil del ala WORTMANN FX601261 - WING SPAN 28 pies	407
Anexo N.	Tabla de datos segundo estudio aerodinámico perfil del ala RONCZ R1145MS - WING SPAN 24 pies	408
Anexo Ñ.	Tabla de datos segundo estudio aerodinámico perfil del ala RONCZ R1145MS - WING SPAN 26 pies	409
Anexo O.	Tabla de datos segundo estudio aerodinámico perfil del ala RONCZ R1145MS - WING SPAN 28 pies	410
Anexo P.	Tabla de datos segundo estudio aerodinámico perfil del ala NFL416 WING - SPAN 24 pies	411
Anexo Q.	Tabla de datos segundo estudio aerodinámico perfil del ala NFL416 WING - SPAN 26 pies	412
Anexo R.	Tabla de datos segundo estudio aerodinámico perfil del ala NFL416 WING - SPAN 28 pies	413
Anexo S.	Tabla de datos análisis aerodinámico perfil del ala WING SPAN 28 pies	414

Anexo T.	Tabla de datos análisis aerodinámico perfil del ala combinación EPPLER 1233 y WORTMANN FX63 – 137	415
Anexo U.	Tabla de datos primer estudio aerodinámico perfil del canard	416
Anexo V.	Tabla de datos segundo estudio aerodinámico perfil del canard EPPLER 793 - WING SPAN 5,6 pies	417
Anexo W.	Tabla de datos segundo estudio aerodinámico perfil del canard EPPLER 793 - WING SPAN 6,1 pies	418
Anexo X.	Tabla de datos segundo estudio aerodinámico perfil del canard EPPLER 793 - WING SPAN 6,6 pies	419
Anexo Y.	Tabla de datos segundo estudio aerodinámico perfil del canard RONCZ R1145MS - WING SPAN 5,6 pies	420
Anexo Z.	Tabla de datos segundo estudio aerodinámico perfil del canard RONCZ R1145MS - WING SPAN 6,1 pies	421
Anexo AA.	Tabla de datos segundo estudio aerodinámico perfil del canard RONCZ R1145MS - WING SPAN 6,6 pies	422
Anexo AB.	Tabla de datos segundo estudio aerodinámico perfil del canard LS (1)-417MOD - WING SPAN 5,6 pies	423
Anexo AC.	Tabla de datos segundo estudio aerodinámico perfil del canard LS (1)-417MOD - WING SPAN 6,1 pies	424
Anexo AD.	Tabla de datos segundo estudio aerodinámico perfil del canard LS (1)-417MOD - WING SPAN 6,6 pies	425
Anexo AE.	Tabla de datos segundo estudio aerodinámico perfil del canard NACA 23012 - WING SPAN 5,6 pies	426
Anexo AF.	Tabla de datos segundo estudio aerodinámico perfil del canard NACA 23012 - WING SPAN 6,1 pies	427
Anexo AG.	Tabla de datos segundo estudio aerodinámico perfil del canard NACA 23012 - WING SPAN 6,6 pies	428
Anexo AH.	Tabla de datos primer estudio aerodinámico perfil del estabilizador vertical	429
Anexo AI.	VISTAS ALA MODELADA 3D, SOFTWARE SOLIDWORKS 2015	430
Anexo AJ.	DIBUJOS DE PIEZA ALA MODELADA 3D, SOFTWARE SOLIDWORKS 2015	431
Anexo AK.	VISTAS CANARD MODELADA 3D, SOFTWARE SOLIDWORKS 2015	432
Anexo AL.	DIBUJOS DE PIEZA CANARD MODELADA 3D, SOFTWARE SOLIDWORKS 2015	433
Anexo AM.	VISTAS ESTABILIZADOR VERTICAL MODELADA 3D, SOFTWARE SOLIDWORKS 2015	434
Anexo AN.	DIBUJOS DE PIEZA ESTABILIZADOR VERTICAL MODELADA 3D, SOFTWARE SOLIDWORKS 2015	435
Anexo Añ.	VISTAS FUSELAJE MODELADA 3D, SOFTWARE SOLIDWORKS 2015	436

Anexo AO.	DIBUJOS DE PIEZA VISTA FRONTAL FUSELAJE MODELADA 3D, SOFTWARE SOLIDWORKS 2015	437
Anexo AP.	DIBUJOS DE PIEZA VISTA LATERAL FUSELAJE MODELADA 3D, SOFTWARE SOLIDWORKS 2015	438
Anexo AQ.	DIBUJOS DE PIEZA VISTA SUPERIOR FUSELAJE MODELADA 3D, SOFTWARE SOLIDWORKS 2015	439
Anexo AR.	DIBUJOS DE PIEZA VISTA INFERIOR FUSELAJE MODELADA 3D, SOFTWARE SOLIDWORKS 2015	440
Anexo AS.	DIBUJOS DE PIEZA VISTA ISOMETRICA FUSELAJE MODELADA 3D, SOFTWARE SOLIDWORKS 2015	441
Anexo AT.	VISTAS ENSAMBLE AERONAVE MODELADA 3D, SOFTWARE SOLIDWORKS 2015	442
Anexo AU.	DIBUJOS DE PIEZA VISTA INFERIOR ENSAMBLE AERONAVE MODELADA 3D, SOFTWARE SOLIDWORKS 2015	443
Anexo AV.	DIBUJOS DE PIEZA VISTA SUPERIOR ENSAMBLE AERONAVE MODELADA 3D, SOFTWARE SOLIDWORKS 2015	444
Anexo AW.	DIBUJOS DE PIEZA VISTA LATERAL ENSAMBLE AERONAVE MODELADA 3D, SOFTWARE SOLIDWORKS 2015	445
Anexo AX.	DIBUJOS DE PIEZA VISTA FRONTAL ENSAMBLE AERONAVE MODELADA 3D, SOFTWARE SOLIDWORKS 2015	446
Anexo AY.	DIBUJOS DE PIEZA VISTA ISOMETRICA ENSAMBLE AERONAVE MODELADA 3D, SOFTWARE SOLIDWORKS 2015	447

GLOSARIO

AERODINÁMICA: Ciencia que se ocupa del estudio del movimiento del aire y de las acciones que el mismo ejerce sobre los cuerpos que se mueven inmersos en él.

AERONAVE: Toda máquina que puede sustentarse y desplazarse en la atmósfera por reacciones del aire que no sean las reacciones del mismo contra la superficie de la tierra y que sea apta para transportar pesos útiles (personas o cosas)

ALA: Cuerpo aerodinámico formado por una estructura compuesta por un perfil alar que envuelve a uno o más largueros y que es capaz de generar una diferencia de presiones entre el extradós y el intradós al desplazarse por el aire lo que produce la fuerza ascendente de sustentación que mantiene al avión en vuelo.

ALERÓN: Superficies de mando y control que se encuentran en los extremos de las alas de los aviones y su misión es llevar a cabo los virajes del avión a ambos lados a través de un movimiento de alabeo.

ALTITUD: Distancia vertical entre un nivel, punto u objeto considerado como punto, y el nivel medio del mar. (MSL)

ALTURA: Distancia vertical entre un nivel, punto u objeto considerado como punto y una referencia especificada.

ÁNGULO DE ATAQUE: Ángulo agudo formado por la cuerda del ala y la dirección del viento relativo.

ÁNGULO DE INCIDENCIA: Ángulo agudo formado por la cuerda del ala con respecto al eje longitudinal del avión. Este ángulo es fijo, pues responde a consideraciones de diseño y no es modificable por el piloto.

ÁNGULO SWEEP O DE FLECHAMIENTO: Ángulo formado entre el eje lateral y el borde de ataque del ala.

ÁNGULO DE ASCENSO: Angulo que forma el vector de velocidad de la aeronave con respecto al horizonte.

ASPECT RATIO: Es la relación entre la longitud y la amplitud de un ala.

ATMÓSFERA ESTÁNDAR: Atmósfera ficticia definida matemáticamente y que se utiliza como patrón de comparación.

BORDE DE ATAQUE: Borde anterior de un perfil aerodinámico, es la parte del ala que primero entra en contacto con el aire.

BORDE DE SALIDA: Sección posterior de un perfil aerodinámico.

CAMBER: Asimetría entre la parte superior y las curvas de la parte inferior de un perfil aerodinámico.

CAPA LIMITE: Es la zona donde el movimiento de un fluido es perturbado por la presencia del sólido con el que se encuentra en contacto.

CARGA ALAR: El peso cargado de la aeronave dividida por el área del ala.

CARLINGA: Se refiere a la cabina de vuelo de una aeronave o al habitáculo para la tripulación y los pasajeros.

CENTRO DE GRAVEDAD: Punto donde se considera ejercida toda la fuerza de gravedad, es decir el peso. El C.G es el punto de balance de manera que si se pudiera colgar el avión por ese punto específico este quedaría en perfecto equilibrio. El avión realiza todos sus movimientos pivotando sobre el C.G.

COEFICIENTE DE SEGURIDAD: Factor de cálculo que se emplea para prever la posibilidad de que puedan producirse cargas superiores a las supuestas; para tomar en consideración las incertidumbres de cálculo y fabricación.

CUERDA: Línea recta imaginaria que une el borde de salida con el centro de la curvatura del borde de ataque de un perfil alar o álabe cualquiera. La longitud de la cuerda es la distancia entre el borde de salida y el punto del borde de ataque donde la cuerda se interseca con este último.

DENSIDAD: Cantidad de masa por unidad de volumen.

DRAG: Es la fuerza de arrastre de un fluido (en nuestro caso aire) que actúa sobre cualquier cuerpo sólido en movimiento en la dirección del mismo fluido.

DRAG INDUCIDO: Es la presión de Drag generada debido a la falta de balance en la dirección del Drag causado por el downwash de los wing tips.

DRAG PARASITO: Es todo el Drag generado por la aeronave que no se origina debido al lift si no es originada por el resto de la estructura y de las superficies auxiliares.

DOWNWASH: Efecto producido por el vórtice de la punta del ala incrementando el Drag inducido.

ENTRADA EN PERDIDA: Disminución ms o menos súbita de la fuerza de sustentación que genera la corriente incidente sobre un perfil aerodinámico.

ENVERGADURA: Distancia entre los dos extremos del ala.

ESPESOR: Distancia entre el extradós y el intradós.

EXTRADOS: Parte superior del ala comprendida entre los bordes de ataque y salida. En esta zona se forman bajas presiones y el aire es acelerado.

FAA: Administración Federal de Aviación.

FACTOR DE CARGA: Relación de un peso específico con el peso total de la aeronave. El peso específico se expresa en cualquiera de las siguientes formas: fuerzas aerodinámicas, fuerza de inercia, o reacciones de tierra o agua.

FACTOR DE EFICIENCIA DE OSWALD: Factor de corrección que representa el cambio en el arrastre con el levantamiento de un ala tridimensional o un avión, en comparación con un ala ideal que tiene la misma relación de aspecto y una distribución elevación elíptica.

FAR: Reglamento Federal de Aviación.

FLUJO LAMINAR: Es un flujo de aire ordenado queriendo significar con ello que las partículas se desplazan en forma de capas o láminas. Cuando el gradiente de velocidad es bajo, la fuerza de inercia es mayor que la de fricción, las partículas se desplazan pero no rotan, o lo hacen pero con muy poca energía, el resultado final es un movimiento en el cual las partículas siguen trayectorias definidas, y todas las partículas que pasan por un punto en el campo del flujo siguen la misma trayectoria.

FLUJO TURBULENTO: Es un flujo de aire desordenado. Al aumentar el gradiente de velocidad se incrementa la fricción entre partículas vecinas al fluido, y estas adquieren una energía de rotación apreciable, la viscosidad pierde su efecto, y debido a la rotación las partículas cambian de trayectoria. Al pasar de unas trayectorias a otras, las partículas chocan entre sí y cambian de rumbo en forma errática.

INTRADOS: Parte inferior del ala comprendida entre los bordes de ataque y salida. En esta zona se forman sobrepresiones.

LIFT: Es la fuerza aerodinámica generada sobre un cuerpo que se desplaza a través de un fluido de dirección perpendicular a la de la velocidad de la corriente incidente responsable de crear la sustentación.

NÚMERO MACH: Es la relación o coeficiente entre la velocidad real de la aeronave y la velocidad del sonido.

NÚMERO DE REYNOLDS: Numero adimensional utilizado para caracterizar el movimiento de un fluido.

PERFIL ALAR: Forma del área transversal de un elemento, que al desplazarse a través del aire es capaz de crear a su alrededor una distribución de presiones que genere sustentación.

PERFORMANCE: Condiciones de rendimiento de las aeronaves.

RANGO: Distancia máxima a la cual es capaz de volar una aeronave.

RAC: Reglamentos Aeronáuticos de Colombia.

RESISTENCIA: Fuerza que impide o retarda el movimiento de una aeronave.

SKETCH: Hace referencia al esbozo o bosquejo de una imagen en el ámbito del dibujo y la ilustración.

TECHO DE VUELO: Altitud máxima que la aeronave puede llegar a alcanzar bajo un conjunto de condiciones determinadas.

UPWASH: Efecto producido por el vórtice de la punta del ala reduciendo el Drag inducido.

VELOCIDAD CRUCERO: Es aquella velocidad constante y uniforme que la aeronave llega a mantener en condiciones normales de presión y temperatura.

VISCOSIDAD: Oposición de un fluido a las deformaciones tangenciales.

WING LET: Dispositivos de punta de ala que evitan que la succión generada en el extradós se encuentre con la presión producida en el intradós.

SIMBOLOS Y ABREVIATURAS

γ	Coeficiente de Dilatación Adiabática
N	Newton
lb	Libra
ft	Pies
R	Constante Universal de los Gases
s	Segundo
T	Temperatura
v_a	Velocidad del Avión
v_s	Velocidad del Sonido
V_{Stall}	Velocidad de Perdida
$^{\circ}R$	Rankine
$^{\circ}C$	Grado Celsius
$^{\circ}F$	Grado Fahrenheit
$^{\circ}K$	Kelvin
$Knots$	Nudos
M	Numero Mach
b	Envergadura
S	Superficie Alar
S_a	Superficie aeronave
AR	Aspect Ratio
W_W	Peso del Ala
W_F	Peso del Fuselaje

W_{HT}	Peso del Estabilizador Vertical
W_{VT}	Peso del Estabilizador Horizontal
W_E	Peso del Motor
W_{LG}	Peso del Tren de Aterrizaje
W_{PL}	Peso de la Carga Paga
W_{fuel}	Peso del Combustible
W_c	Peso de la Tripulación
L	Lift
D	Drag
F	Fuerza
C_F	Coeficiente de Fuerza
L/D	Relación Lift – Drag
E_{cl}	Endurance in Climb
V_{cl}	Velocidad de Ascenso
η_p	Eficiencia de la Hélice
C_p	Consumo Específico de Combustible
R_{cr}	Rango en Crucero
V_{ltr}	Velocidad de Espera
W/S	Carga Alar
s_{TOG}	Distancia de Carrera en Tierra
s_{TO}	Distancia Total para el Despegue
s_{LG}	Distancia de Aterrizaje a Recorrer en Tierra
s_L	Distancia Total de Aterrizaje

W/P	Relación Peso – Potencia
V_A	Velocidad de Aproximación
V_R	Velocidad de Rodamiento
C_D	Coeficiente de Drag
C_{D_0}	Coeficiente de Drag Zero Lift
C_{D_i}	Coeficiente de Drag Inducido
C_M	Coeficiente de Momento
e	Eficiencia de Oswald
S_{wet}	Área Mojada
f	Área Parasita
RC	Rate of Climb
CGR	Gradiente de Ascenso
V_{cr}	Velocidad Crucero
C_L	Coeficiente de Lift
$C_{L_{max}}$	Coeficiente de Lift Máximo
$C_{L_{max_{TO}}}$	Coeficiente de Lift Máximo en Take Off
$C_{L_{max_L}}$	Coeficiente de Lift Máximo en Landing
q_∞	Presión Dinámica
ρ	Densidad
P	Potencia Requerida para el Despegue
v_{aprox}	Velocidad de Aproximación
η	Equilibrio Perpendicular
η_{max}	Máximo Factor de Carga

Re	Reynolds
ϑ	Viscosidad Cinemática
$NCrit$	Numero Crítico
K_{fs}	Factor del Sistema de Combustible
n_{fs}	Ultimo Factor de Carga para el Sistema de Combustible
ρ_f	Densidad del Combustible
N_E	Numero de Motores
K_L	Factor para el Lugar de Aterrizaje
K_{LG}	Factor de Peso del Tren de Aterrizaje
K_{ret}	Factor para el Tren de Aterrizaje
H_{LG}	Altura del Tren de Aterrizaje
m_F	Masa del Fuselaje
L_F	Longitud del Fuselaje
D_{fmax}	Máximo Diámetro del Fuselaje
ρ_{mat}	Densidad del Material
$K_{\rho f}$	Factor de Densidad
m_{VT}	Masa del Estabilizador Vertical
S_{VT}	Superficie del Estabilizador Vertical
MAC	Cuerda Media Aerodinámica
g	Constante Gravitacional
I_o	Momento de Inercia Sobre el Eje de Rotación
I_c	Momento de Inercia del Centro de Gravedad del Objeto

RESUMEN

El presente trabajo de grado, buscó aplicar el concepto aeronáutico del Canard, en el diseño conceptual y preliminar de una aeronave tipo homebuilt. Basándose en los requerimientos iniciales y tomando como guía la línea base, realizándose diversos estudios con el propósito de obtener los mejores resultados en el rendimiento, velocidad, alcance, rango y altura con respecto a otras aeronaves de su tipo.

Se toma el concepto del ala con flecha progresiva o forward sweep y sus características, aplicándolas de forma innovadora a una aeronave de este tipo, con los debidos argumentos y pruebas documentales sobre las mejoras que son posibles obtener. Así mismo se examinó la posibilidad de lograr un diseño aerodinámico que permitiera obtener un alto rendimiento y ser estéticamente más atractiva la aeronave.

ABSTRACT

This degree work, sought to apply the concept of Canard aircraft in the conceptual design and preliminary homebuilt aircraft a type. Based on the initial requirements and taking as guides the baseline, performing several studies with the purpose of obtaining the best results in performance, speed, range, range and height with respect to other aircraft of its kind.

The concept of the wing with progressive arrow or forward sweep and its characteristics, being applied in an innovative way to an aircraft of this type, with the necessary arguments and documentary evidence on the improvements that are possible to obtain. Also considered the possibility of achieving an aerodynamic design that allowed to obtain a high performance and to be aesthetically more attractive the aircraft.

INTRODUCCIÓN

Desde los inicios de la aviación el propósito es el mismo que se busca en cualquier otro campo de la innovación, buscar la mejora continua, en el caso de la Ingeniería Aeronáutica el propósito es volar más lejos, más alto y más rápido.

En la búsqueda de la mejora continua se han desarrollado diferentes métodos de configuración, diseño y construcción de aeronaves de acuerdo a la misión que se vaya a cumplir. Dentro de los diferentes tipos de aeronaves encontramos el homebuilt, el cual se utiliza para propósitos educativos, deportivos y recreativos, estas aeronaves varían su “performance” o rendimiento entre el más simple y básico hasta el más alto en el que interviene su aerodinámica, materiales y motor. La mayoría de estas aeronaves, fueron diseñadas y construidas en un pequeño taller o en el garaje de una casa y pueden ser fácilmente almacenadas, es por ello que se denominan homebuilt. Así mismo gran parte de estas utilizan un motor a pistón.

En Colombia debido a su diversidad topográfica y otras dificultades que se presentan al transitar por vías terrestres, una solución para personas que requieran desplazarse dentro del país en tiempos cortos y a bajos costos, es el diseñar y construir una aeronave homebuilt para dos personas con su respectivo equipaje, la cual pueda cubrir distancias hasta de 1500 millas náuticas.

Sin embargo el diseño de esta aeronave no solo sería para cumplir los requerimientos anteriormente descritos, sino que se buscaría otorgar a la aeronave características que la hagan única en su diseño interno y externo, con un alto rendimiento aerodinámico, que estará sometido a pruebas de modelamiento computacional y en el túnel de viento, buscando exaltar las ventajas ofrecidas por la configuración Canard.

El diseño de la aeronave con Canard crea sustentación y por tanto provoca el elevamiento de la nariz, a diferencia del diseño de estabilizador horizontal en la cola, el cual ejerce una fuerza hacia abajo sobre la cola; permitiendo un mayor peso al despegue.

OBJETIVOS

OBJETIVO GENERAL

Diseño conceptual y preliminar de una aeronave homebuilt de configuración canard, enfatizando en el estudio aerodinámico detallado del ala, canard y estabilizadores.

OBJETIVOS ESPECIFICOS

- ✓ Determinar la misión de la aeronave y la configuración de la aeronave.
- ✓ Realizar cálculos de diseño con apoyo de software para analizar el desempeño aerodinámico del ala, canard y estabilizadores.
- ✓ Comparar los resultados obtenidos en las simulaciones (2D - 3D) en relación a la práctica en el túnel de viento, con el fin de verificar la viabilidad de la configuración aerodinámica alcanzada en el diseño.

ALCANCES Y LIMITACIONES

ALCANCES

Este proyecto, cumplirá con el estudio aerodinámico de los perfiles alares que serán utilizados en el diseño de una aeronave tipo canard, como lo son los utilizados en el ala, canard y estabilizador vertical, realizando una comparación de resultados obtenidos por medio de software de simulación tipo CFD y resultados por medio del túnel de viento ubicado en las instalaciones de la Fundación Universitaria Los Libertadores.

- Se determinara los parámetros que conducirán a establecer las características necesarias para seleccionar de un grupo de perfiles alares pertenecientes diferentes familias, cuales proporcionan los mejores rendimientos y comportamientos en vuelo.
- Con ayuda de software realizar el estudio de comportamiento de los perfiles alares, así como su comportamiento en vuelo.
- Determinar parámetros de selección de la mejor configuración alar, de estabilizador horizontal y vertical.
- Establecer la configuración preliminar de la aeronave, y forma geométrica del fuselaje, ala, estabilizador horizontal y vertical.
- Elaboración del modelo con ayuda de software tipo CAD, para su estudio y simulación en CFD.
- Escalamiento y construcción de un modelo para su estudio y evaluación aerodinámica en el túnel de viento.
- Evaluación y comparación de los datos obtenidos por medio del software y en el túnel de viento.

LIMITACIONES

- El proyecto no seguirá la línea de diseño de un solo autor, sino que se apoyara en varias fuentes.
- El proyecto se enfocara en realizar el estudio, evaluación y selección del perfil alar y forma geométrica para ala, canard y estabilizador horizontal.
- El proyecto no realizara un estudio detallado de las características de estabilidad y control de la aeronave.
- El proyecto no realizara los cálculos ni el diseño de la parte estructural de la aeronave.

1. DISEÑO CONCEPTUAL

1.1 REQUERIMIENTOS DE LA AERONAVE

Los requerimientos definidos a continuación fueron seleccionados con el fin de mejorar las prestaciones descritas de las aeronaves tomadas como línea base; sin salirnos de los parámetros que la configuración Homebuilt delimita en los libros de diseño.

Propósito:	Transporte y recreación.
Carga paga:	Un piloto y un pasajero de 180 libras cada uno y 80 libras de equipaje.
Rango:	1500 millas náuticas con carga paga completa, con reserva para 45 minutos.
Altitud Crucero:	8.000 pies.
Velocidad Crucero:	146 Knots. = 270 Km/h = 246,42 ft/s
Ascenso:	10 minutos para alcanzar su máxima altitud.
Despegue:	Máximo 900 pies de carrera al nivel del mar.
Aterrizaje:	Máximo 1500 pies de carrera al nivel del mar.
Planta motriz:	Un motor a pistón propulsado por una hélice.

1.2 LINEA BASE

Teniendo claro los requerimientos y qué tipo de aeronave se busca diseñar, se procede a realizar un estudio sobre las aeronaves que se encuentren en el medio y algunos de sus requerimientos se ajusten a los del proyecto. Esto es lo que se llama la línea base. Las cuales son algunas aeronaves que con anterioridad han sido sometidas a pruebas de vuelo continuas y constantes, generando que actualmente sean proyectos de venta y construcción en casa, cumpliendo con los estándares de diseño y seguridad aérea. A continuación en las figuras 1, 2, 3, 4 y 5, se muestran las siluetas de las aeronaves escogidas como línea base, y se puede observar en las tablas "1, 2 y 3" una comparación de las principales características de peso, rendimiento, y dimensionamiento.

Figura 1. Junqua Ibis RJ 03



Fuente: RAYMER DANIEL, Aircraft Design: A Conceptual Approach. Washington: AIAA, 1992, p.72

Figura 2. Long – EZ



Fuente: RAYMER DANIEL, Aircraft Design: A Conceptual Approach. Washington: AIAA, 1992, p.72

Figura 3. Cozy 3



Fuente: RAYMER DANIEL, Aircraft Design: A Conceptual Approach. Washington: AIAA, 1992, p.72

Figura 4. Berkut 360



Fuente: RAYMER DANIEL, Aircraft Design: A Conceptual Approach. Washington: AIAA, 1992, p.72

Figura 5. E – Racer



Fuente: RAYMER DANIEL, Aircraft Design: A Conceptual Approach. Washington: AIAA, 1992, p.72

Tabla 1. Rendimiento de las aeronaves de la línea base.

PERFORMANCE										
Aeronave	Wto (lb)	Max. Range (NM)	High Speed (km/h)	Long-range Speed (km/h)	Stall speed (km/h)	Takeoff distance (ft)	Landing distance (ft)	Maximum altitude (ft)	Rate of climb (ft/min)	Cruise altitude (ft)
Junqua Ibis	1036	485	260	180	95	1050	1500	18000	100	8000
Cozy Mark 3	1500	1000	320	290	132	1200	1100	18000	800	10000
Long - EZ	1325	1430	245	184	102	830	680	22000	1350	12000
Berkut 360	2000	1066	399	354	113	1070	1220	32000	2000	25000
E - Racer	1800	868	400	362	113	1200	1500	25000	2500	8000

Fuente: Autores del Proyecto.

Tabla 2. Tipo de motor y potencia de las aeronaves de la línea base

GENERAL		
Aeronave	Engines	Thrust (hp)
Junqua Ibis	Volkswagen 60 a 80 HP	80
Cozy Mark 3	Lycoming IO-360	180
Long - EZ	Lycoming O-235	108
Berkut 360	Lycoming IO-360	180
E - Racer	Buick V - 8	240

Fuente: Autores del Proyecto.

Tabla 3. Dimensionamiento de las aeronaves de la línea base.

DIMENSIONES							
Aeronave	Lenght (ft)	Wing span	Wing area (ft ²)	Height overall	Empty weight	Payload - maximum fuel (lb)	Fuel capacity (US gal)
Junqua Ibis	16	20,66	94	5,8	573	374	16
Cozy Mark 3	16,8	26,1	95,6	7,9	906	-	50
Long - EZ	16,8	26,1	94,8	7,9	750	-	52
Berkut 360	18,5	26,7	110	7,5	1035	446	58
E - Racer	17	26,2	94	7,8	1000	-	46

Fuente: Autores del Proyecto.

1.3 PARAMETROS DE CONFIGURACIÓN

Se realizó un estudio preliminar de los parámetros de configuración de la aeronave a diseñar, teniendo en cuenta los requerimientos de la aeronave. Se toma en cuenta el diseño tipo canard, ya que presenta varias ventajas en su maniobrabilidad y control con respecto a otras configuraciones, así mismo presenta un diseño exterior que llama la atención de cualquier espectador experto en diseño aeronáutico o no. En el cuadro 1, se hace una rápida representación de las principales características de diseño que se aportaran en la aeronave.

Cuadro 1. Características de la configuración

No.	Atributos	Aeronave
1	Estándar	Homebuilt
2	Pista	Asfalto y no preparadas
3	Material	Materiales compuestos
4	Tipo de Motor	Alternativo con hélice
5	Asientos	Dos en tandem
6	Tren de aterrizaje	Triciclo
7	Fijo o retractable	Retráctil
8	Pusher o tractor	Pusher
9	Ubicación del motor	Parte trasera del motor
10	Numero de motores	1
11	Tipo de cabina	Carlinga
12	Tail o canard	Canard
13	Número de alas	Monoplano
14	Ubicación de las alas	Ala media
15	Fijación del ala	Cantiléver
16	Ala fija	Si
17	Superficies de control	Elevador-alerón-timón
18	Transmisión de potencia	Mecánica
19	Tanque de combustible	Fuselaje interno

Fuente: SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: Wiley Publications, 2012, p.84; Modificado por los Autores del Proyecto

1.3.1 Ventajas y desventajas de la configuración canard

Dentro de las ventajas de la configuración Canard se encuentran:

- El máximo coeficiente de Lift para un canard es más alto que para una aeronave convencional.
- Para un disposición de una aeronave de hélice con canard es posible alcanzar un mejor ajuste de la relación Lift / Drag.

La desventaja con esta configuración, es que se debe buscar la entrada en pérdida o stall del canard antes que el ala, con el fin de buscar que la aeronave sufra un cabeceo hacia abajo controlable “ruptura en el cabeceo”¹, ya que en caso contrario el ala entra en pérdida primero que el canard, y la aeronave sufriría un cabeceo violento hacia arriba perdiendo el control de la misma.

Algunas consideraciones descritas por Jan Roskam², es que así el ala se encuentre con flaps extendidos o no, el canard debe entrar en pérdida primero por lo que debe desarrollar una gran coeficiente de sustentación, para lo cual existen diferentes métodos como situar flaps en el canard, permitir variar el ángulo de incidencia o del ángulo sweep.

El efecto producido por la estela del aire del canard sobre el ala, depende de:

- Dimensiones del área alar y envergadura.
- Ubicación vertical y longitudinal del canard y el ala.
- Ángulo de ataque.

La punta del canard crea un vórtice que induce un upwash sobre la parte externa del ala principal y un downwash sobre la parte interna. Lo cual crea una interferencia sobre el comportamiento del ala y el drag inducido, incrementando el momento de flexión en la raíz del ala. Estos efectos pueden ser disminuidos de la siguiente manera:

- Ubicar el canard en la parte más delantera posible y bajo el ala.
- Aplicar una curva opuesta y twist sobre el ala en la estación correspondiente a la envergadura del canard.

1.3.2 Ventajas y desventajas de propulsión tipo pusher

Este tipo de configuración la hélice y el motor se encuentran ubicados en la parte posterior de la aeronave, por lo que se crea un efecto de empuje instantáneo, la mayoría de este tipo de aeronaves tienen montado el motor en la línea central y algunas de sus ventajas son:

- La eficiencia del ala aumenta, ya que el flujo del aire choca directamente sobre esta sin interferencias por la hélice.
- Genera cambios en el centro de gravedad lo que influye en construcción de fuselajes más cortos, afectando directamente en el peso de la aeronave.

¹ ROSKAM, Jan; Airplane Design. Part II. Ottawa, KS: Roskam Aviation and Engineering Corporation. 1985, p.82

² Ibid. p.82.

- Posee una mejor estabilización en cabeceo y guiñada, por lo que la superficie de los estabilizadores puede ser menor, siendo menos vulnerable a los vientos cruzados o efecto veleta.
- Tiene un mejor campo visual, ya que no hay ningún motor que el bloqueando la visión.
- En caso de fugas en fluidos del motor o incendios, estos se dirigen hacia la parte trasera de la aeronave, sin influir en el campo visual del piloto.
- Cuenta con una mayor velocidad en las superficies de control, incrementando su maniobrabilidad y control bajas y altas velocidades.
- Reducción de ruido en el interior de la cabina.

Sin embargo también posee algunas desventajas, sobre todo en la parte de seguridad como lo son:

- En una colisión, el motor tiende a ir hacia la parte delantera de la aeronave lo que podría producir heridas en sus pasajeros o tripulantes.
- El peso del motor en la parte trasera de la aeronave genera configuraciones estructurales más complejas.
- En caso de abandonar la aeronave en vuelo, el personal puede sufrir golpes con la hélice.
- La hélice al estar por detrás del tren principal, puede ser golpeada por objetos extraños.
- En algunos casos la hélice queda muy cerca de la pista, lo cual puede causar daños en la misma en maniobras de despegue o aterrizaje.
- La refrigeración de los motores es escasa, por lo que tienen que generarse entradas de aires laterales para la refrigeración de este.

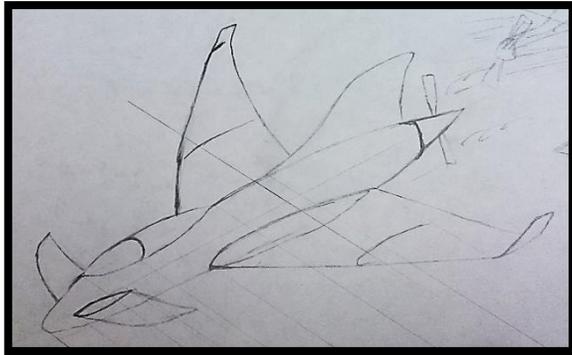
1.4 SKETCH DE LA AERONAVE

Figura 6. Configuración Canard



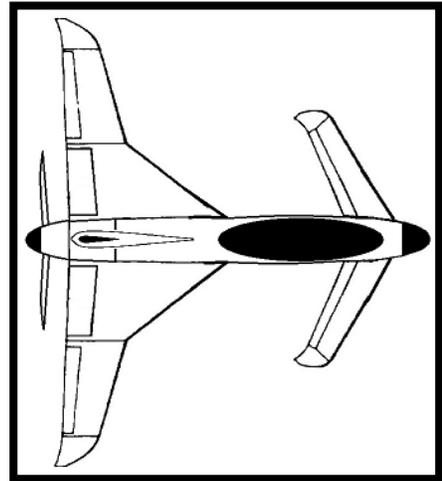
Fuente: RAYMER DANIEL, Aircraft Design: A Conceptual Approach. Washington: AIAA, 1992, p.72

Figura 7. Sketch 1



Fuente: Autores del Proyecto.

Figura 8. Sketch 2



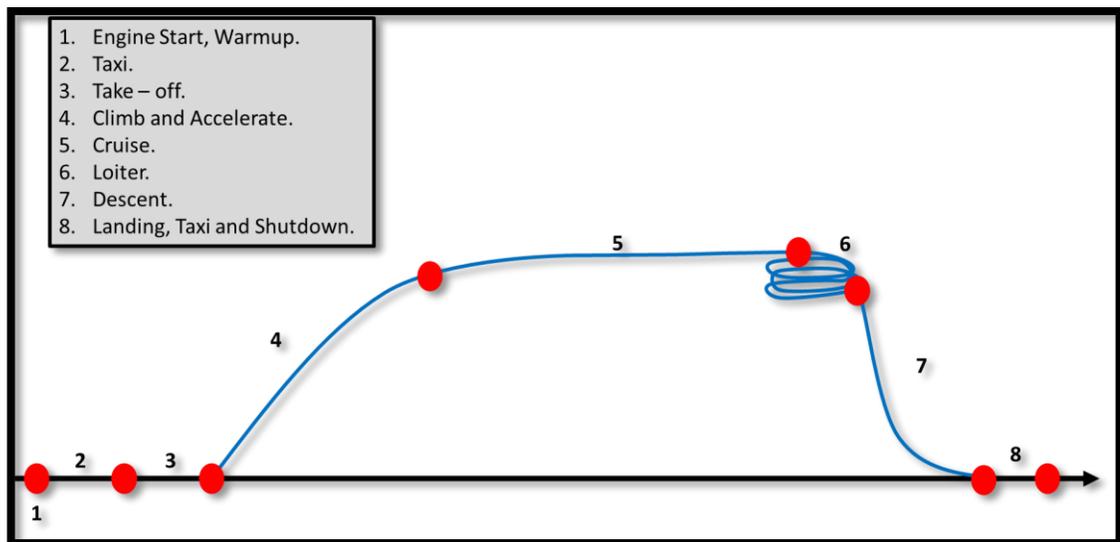
Fuente: Autores del Proyecto.

1.5 PERFIL DE LA MISIÓN

Se determinó que el propósito de la aeronave es de transporte, movilizando a dos personas (piloto y pasajero), asumiendo un peso máximo 180 libras cada uno, con capacidad de carga de 80 libras, con un sistema de propulsión de motor a pistón y un alcance de 1500 millas náuticas, de igual forma estará en la capacidad de realizar despegues y aterrizajes de pistas cortas e improvisadas.

Con el perfil de la misión se determinó las fases, las cuales son representadas en la figura 9. Al establecer la cantidad de fases se inició el proceso de cálculo de pesos de la aeronave, ya que en cada una se tiene un peso inicial y un peso final, debido a que continuamente se está consumiendo el combustible y por ende el peso de la aeronave descende continuamente, afectando el control, velocidad y maniobrabilidad de la aeronave, factores que influyen en su diseño.

Figura 9. Perfil de la misión para el proyecto.



Fuente: Autores del Proyecto.

2. CALCULOS PRELIMINARES

En esta línea del diseño preliminar y configuración de la aeronave, se deben tomar algunas decisiones que se encuentran inmersas en los requerimientos de diseño, el propósito es tomarlas, darles forma y poder plasmarlas en el diseño de la aeronave.

Algunos de los parámetros de diseño otorgados por Jan Roskam¹ son:

1. Selección de la configuración general.

Se busca establecer si la aeronave será:

- Configuración convencional, es decir con el estabilizador horizontal y vertical en la parte trasera o cola de la aeronave.
- Ala volante, es decir no posee estabilizador horizontal o canard.
- Ala en tándem, es decir dos alas una después de la otra, que pueden ser de igual o diferente tamaño.
- Canard, es decir el estabilizador horizontal se encuentra en la parte frontal de la aeronave y funciona también como superficie de sustentación.
- Tres superficies, es decir tiene canard, ala y cola.
- Joined Wing, es decir dos alas unidas.

2. Selección de la configuración del fuselaje.

- Disposición de la tripulación, pasajeros, equipaje, combustible, carga y otros.
- Carlinga o cabina de vuelo.
- Configuración de la cabina.
- Configuración de ventanas, puertas y salidas de emergencia.
- Puntos de revisión de combustible, equipaje y volumen de la carga.
- Almacenamiento y disposición del armamento.
- Accesos para carga y descarga.
- Accesos para servicios y mantenimiento.

3. Selección del tipo y sistema de propulsión.

- Hélice/Pistón con o sin supe cargador.
- Turbohélice.
- Fan inducido.
- Turbojet o turbofan.
- Ramjet o cohete.

¹ ROSKAM, Jan; Airplane Design. Part I - VII. Ottawa, KS: Aviation and Engineering Corporation. 1985.

- Diésel.
 - Eléctrico por celdas solares o celdas de litio.
4. Selección del número de hélices y/o motores.
 5. Integración del sistema de propulsión.
 - Hélice: Pusher o tractor.
 - Instalación de los motores en el fuselaje o las alas.
 - Si estos serán inmersos en el fuselaje o alas o irán en nacelles o góndolas.
 - Disposición de los motores.
 6. Selección de los parámetros de diseño para el ala y empenaje (estabilizadores y/o canard).
 - Tamaño del ala.
 - Relación de aspecto (Aspect ratio).
 - Angulo Sweep (fijo o variable).
 - Espesor del ala.
 - Taper ratio.
 - Tamaño y disposición de las superficies de control.
 - Angulo de incidencia.
 - Angulo diedro.
 7. Selección del tipo, tamaño y ubicación de los dispositivos hipersustentadores.
 - Flaps mecánicos o por motor.
 - Dispositivos en el borde de ataque y/o borde de fuga.
 8. Selección del tipo y disposición del tren de aterrizaje.
 - Fijo o retráctil.
 - Llanta en la cola, triciclo o tándem.
 - Numero de struts y llantas.
 - Ubicación de las ruedas arriba y abajo.
 - Estudio de factibilidad de retracción del tren de aterrizaje.
 9. Selección del tipo de sistemas a emplearse en la aeronave.
 - Sistemas primario y secundario de control de vuelo.
 - Unidad de potencia Auxiliar (APU).

- Sistema de combustible.
- Sistema hidráulico.
- Sistema neumático.
- Sistema eléctrico.
- Sistema de oxígeno.
- Sistema de control de ambiente (sistemas de presurización de cabina).
- Sistema anti-hielo y des-hielo.
- Sistemas de navegación y guía.
- Sistemas de control de fuego.
- Sistema de aspersión, en aeronaves para agricultura.

10. Selección de arreglos estructurales, tipo de estructura y construcción:

- Metálica, materiales compuestos o combinación.
- Conjunto de la estructura primaria de los componentes mayores de la aeronave.
- Estructura necesaria para el tren de aterrizaje.
- Manufactura y secuencia de ensamblaje.

11. Determinación de costos a alcanzar, desarrollo, construcción y operación:

- Assessment

En el diseño preliminar se cuenta en total con 36 pasos, que a su vez se dividen en dos secuencias o series. La primera cuenta desde el paso 1, donde se revisan las especificaciones de la misión y se determina que aspectos influirán con mayor impacto en el diseño, hasta el paso 16 donde se realiza un reporte de los resultados obtenidos y en los que se incluye recomendaciones para cambios, futuros estudios, investigaciones o desarrollos de tareas o trabajos que se necesiten cumplir. Hasta finalizado este paso se puede decir que se ha completado con la primer secuencia de diseño preliminar y este es el propósito a conseguir en el presente proyecto de grado.

En la primera secuencia de Diseño Preliminar se busca llegar a la decisión sobre qué tan factible puede llegar a ser la configuración propuesta, para llevarla a una mesa de trabajo y poder desarrollarla. Si es así entonces es posible continuar a la segunda secuencia de diseño preliminar.

El objetivo en la segunda secuencia del Diseño Preliminar es llegar a un plan real y razonablemente detallado de la configuración de la aeronave. La meta en este punto es ajustar detalles que determinen si la configuración satisface todos los

requerimientos propuestos en la especificación de la misión. Aquí se realizan los pasos desde el 17 al 36.

En cada una de las series se deben realizar cálculos para el drag, estabilidad y control, peso y balance. Así mismo la primera serie se encuentra limitada a la precisión de sus cálculos, a diferencia de la segunda serie en la cual estos serán más precisos y por lo tanto requieren una mayor cantidad de horas de trabajo.

2.1 ESTIMACIÓN DE PESOS

En el tercer libro de Roskam “Airplane Design - Layout Design of Cockpit, Fuselaje, Wing and Empennage” en el capítulo 2.1 “Dimensiones y pesos para los miembros de la tripulación” se especifica en libras el peso promedio de cada componente o parte del cuerpo como se evidencia en la tabla 4.

Tabla 4. Peso promedio de las partes del cuerpo humano.

Body Component	Weight in lbs.
Head and neck	15,0
Upper torso	49,0
Lower torso	28,0
Upper legs	39,9
Lower legs and feet	29,8
Upper arms	9,9
Lower arms and hands	7,7
Total	179,3

Fuente: Autores del Proyecto.

Según la información suministrada se determina que el peso del pasajero a considerar en la aeronave debe ser de 180 lbs.

A continuación se determina el peso de la tripulación, más el peso de los pasajeros, del equipaje y de la carga paga. Sin embargo en algunas aeronaves de bajo peso se opta para sencillez en sus cálculos, tomar el peso de piloto, pasajero y equipaje como peso de carga paga.

No. de pasajeros: 2.
 Peso por pasajero: 180 lb.
 Peso equipaje: 40 lb x pax.

Determinar “The Payload Weight”.

$$W_{PL} = (180 \text{ lb} + 40 \text{ lb}) \times 2 = 440 \text{ lb}$$

Para obtener “The Weight Take-off guess”, se tuvieron en cuenta los datos de la tabla 5 en la cual muestran el peso de despegue y peso en vacío de las aeronaves de la línea base.

Tabla 5. Pesos de las aeronaves que se usarán en la línea base

Aeronave	Wto (lb)	Empty Weight (lb)
Junqua Ibis RJ 03	1036	573
Cozy Mark 3	1500	906
Long - EZ	1325	750
Berkut 360	2000	1035
E - Racer	1800	1000

Fuente: Autores del Proyecto.

Los pesos de las aeronaves fueron tomados de las características de cada casa fabricante, el peso promedio de las aeronaves de la línea base es:

$$W_{TO_{guess}} = 1532,2 \text{ lb}$$

Sin embargo para realizar los cálculos necesarios de la estimación de pesos, se determinó que el peso adecuado para la aeronave son 2000 libras, debido a que el propósito de la aeronave es otorgar el máximo rango de distancia en vuelo, es necesario que tenga la capacidad para almacenar y transportar el combustible que le permita cumplir con esta meta.

Determinar “The Mission Fuel Weight”.

Durante los cálculos para las fases 1, 2, 3, 7, y 8 se tuvieron en cuenta las fracciones de combustible de acuerdo a valores brindados por Roskam¹ en la tabla 2.1.

Fase 1. Engine Start and Warm up.	$W_1/W_{TO} = 0,998$
Fase 2. Taxi.	$W_2/W_1 = 0,998$
Fase 3. Take – off.	$W_3/W_2 = 0,998$
Fase 7. Descent.	$W_7/W_6 = 0,995$
Fase 8. Landing, Taxi and Shutdown.	$W_8/W_7 = 0,995$

¹ ROSKAM, Jan; Airplane Design. Part I. Ottawa, KS: Roskam Aviation and Engineering Corporation. 1985, p.12

Para las fases 4, 5, y 6 se realizaron los cálculos respectivos teniendo en cuenta la ecuación 1 la cual corresponde a la ecuación de rendimiento de Breguet, según cada caso se tomaron los valores del cuadro 2, que corresponde a la relación Lift/Drag, consumo específico de combustible y eficiencia propulsiva de la hélice en las fases de ascenso, crucero y espera.

Así mismo, algunos valores necesarios para realizar los cálculos y que no se poseen en el momento se asumen, teniendo como referencia los valores expuestos en las aeronaves de la línea base y buscando que la aeronave a diseñar deberá tener un rendimiento por encima de estas aeronaves.

Cuadro 2. Valores sugeridos para L/D , C_p , η_p para algunas fases de vuelo

Fase No.	4			5			6		
Misión	Climb			Cruise			Loiter		
Tipo de Aeronave	L/D	C_p	η_p	L/D	C_p	η_p	L/D	C_p	η_p
Homebuilt	10	0,8	0,7	13	0,5	0,8	13	0,5	0,7

Fuente. ROSKAM, Jan; Airplane Design. Part I. Ottawa, KS: Roskam Aviation and Engineering Corporation. 1985, p.14; modificado por los autores del proyecto.

Fase 4. Climb.

Ecuación 1. Ecuación de rendimiento de Breguet para la fase de ascenso

$$E_{cl} = 375 \left(\frac{1}{V_{cl}} \right) \left(\frac{\eta_p}{C_p} \right)_{cl} \left(\frac{L}{D} \right)_{cl} \ln \left(\frac{W_3}{W_4} \right)$$

Fuente. ROSKAM, Jan; Airplane Design. Part I. Ottawa, KS: Roskam Aviation and Engineering Corporation. 1985, p.13

Dónde:

E_{cl} = Endurance in climb = rendimiento en ascenso = 15 min = 0,25 horas.

V_{cl} = Velocidad de Ascenso = $1700 \frac{pies}{min} = 19,32 \frac{sm}{h}$.

η_p = Eficiencia de la Hélice = 0,7.

C_p = Consumo específico de combustible = 0,8.

L/D = 10

$$E_{cl} = 375 \left(\frac{1}{19,32} \right) \left(\frac{0,7}{0,8} \right)_{cl} (10)_{cl} \ln \left(\frac{W_3}{W_4} \right)$$

$$0,25 h = 375(0,05176) (0,875)_{cl} (10)_{cl} \ln \left(\frac{W_3}{W_4} \right)$$

$$0,25/169,8 = \ln(W_3/W_4)$$

$$W_4/W_3 = 0,998$$

Fase 5. Cruise.

Ecuación 2. Ecuación de rango de Breguet para la fase de crucero

$$R_{cr} = 375 \left(\frac{\eta_p}{C_p} \right)_{cr} (L/D)_{cr} \ln(W_4/W_5)$$

Fuente. ROSKAM, Jan; Airplane Design. Part I. Ottawa, KS: Roskam Aviation and Engineering Corporation. 1985, p.15

Dónde:

R_{cr} = Rango en crucero = 1500 millas nauticas.

η_p = Eficiencia de la Hélice = 0,82.

C_p = Consumo específico de combustible = 0,5.

L/D = 13

$$R_{cr} = 375 \left(\frac{0,82}{0,5} \right)_{cr} (13)_{cr} \ln(W_4/W_5)$$

$$1500 \text{ mn} = 375(1,64)_{cr} (13)_{cr} \ln(W_4/W_5)$$

$$1500/7995 = \ln(W_4/W_5)$$

$$W_5/W_4 = 0,829$$

Fase 6. Loiter.

Los requerimientos en esta fase son de 40 minutos de espera, debido a que la aeronave se regirá por las reglas de vuelo visual (VISUAL FLIGHT RULES) FAR 91.151¹. Se aplicó a la ecuación de rendimiento de Breguet:

$$E_{ltr} = 375 \left(\frac{1}{V_{ltr}} \right) \left(\frac{\eta_p}{C_p} \right)_{ltr} (L/D)_{ltr} \ln(W_5/W_6)$$

¹ FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. Federal Aviation Regulations. Part 91. General Operating and Flight Rules. Washington D.C. 2002

Dónde:

$$E_{ltr} = \text{Endurance in loiter} = 40 \text{ minutos} = 0,666 \text{ horas}$$

$$V_{ltr} = \text{Velocidad de espera} = 100 \frac{\text{sm}}{\text{h}}$$

$$\eta_p = \text{Eficiencia de la Hélice} = 0,72$$

$$C_p = \text{Consumo específico de combustible} = 0,5$$

$$L/D = 13$$

$$E_{ltr} = 375(1/100) \left(\frac{0,72}{0,5} \right)_{ltr} (13)_{ltr} \ln(W_5/W_6)$$

$$0,666 \text{ h} = 375 (0,01) (1,44)_{ltr} (13)_{ltr} \ln(W_5/W_6)$$

$$0,666/70,2 = \ln(W_5/W_6)$$

$$W_6/W_5 = 0,991$$

Se calculó la fracción de combustible de la misión con ayuda de la ecuación 3:

Ecuación 3. Ecuación de la fracción de combustible de la misión

$$M_{ff} = \left[(W_1/W_{TO}) (W_2/W_1) (W_3/W_2) (W_4/W_3) (W_5/W_4) (W_6/W_5) (W_7/W_6) (W_8/W_7) \right]$$

Fuente. ROSKAM, Jan; Airplane Design. Part I. Ottawa, KS: Roskam Aviation and Engineering Corporation. 1985, p.52

$$M_{ff} = [(0,998) (0,998) (0,998) (0,998) (0,816) (0,990) (0,995) (0,995)]$$

$$M_{ff} = 0,806$$

Se calcula el peso del combustible usado durante la misión:

Ecuación 4. Ecuación de combustible usado durante de la misión

$$W_{Fused} = (1 - M_{ff})W_{TO}$$

Fuente. ROSKAM, Jan; Airplane Design. Part I. Ottawa, KS: Roskam Aviation and Engineering Corporation. 1985, p.16

$$W_{Fused} = (1 - 0,806)2000 \text{ lb}$$

$$W_{Fused} = 388 \text{ lb}$$

Debido a que en la misión de la aeronave se ha integrado una fase más, la cual es el loiter o espera, la cual actuara como el combustible de reserva de la aeronave, y este valor estará inmerso en el peso total de combustible de la aeronave.

$$W_F = W_{Fused} = 388 \text{ lb}$$

Se procede a determinar el valor del peso operacional en vacío de la aeronave:

Ecuación 5. Ecuación de peso tentativo en vacío operacional de la aeronave

$$W_{OE_{tent}} = W_{TO_{guess}} - W_F - W_{PL}$$

Fuente. ROSKAM, Jan; Airplane Design. Part I. Ottawa, KS: Roskam Aviation and Engineering Corporation. 1985, p.7

$$W_{OE_{tent}} = 2000 \text{ lb} - 388 \text{ lb} - 440 \text{ lb}$$

$$W_{OE_{tent}} = 1172 \text{ lb}$$

Se halló un peso en vacío tentativo para la aeronave. En este caso el peso de la tripulación se encuentra inmerso en el peso de la carga paga, por lo cual en este momento no se tuvo en cuenta:

Ecuación 6. Ecuación de peso tentativo de la aeronave

$$W_{E_{tent}} = W_{OE_{tent}} - W_{tfo} - W_{crew}$$

Fuente. ROSKAM, Jan; Airplane Design. Part I. Ottawa, KS: Roskam Aviation and Engineering Corporation. 1985, p.7

Donde $W_{tfo} = W_{TO} (0,5\%) = 10 \text{ lb}$

Entonces $W_{E_{tent}} = 1172 \text{ lb} - 10 \text{ lb} = 1162 \text{ lb}$

Ahora se procedió a calcular el valor permisible para el peso en vacío, por intermedio de la ecuación 7, la cual representa una regresión lineal donde los valores de las constantes A y B se toman de la tabla 2.15¹

Ecuación 7. Ecuación de peso vacío de la aeronave por regresión lineal

$$W_E = \text{inv. log}_{10} \left\{ \frac{(\log_{10} W_{TO} - A)}{B} \right\}$$

Fuente. ROSKAM, Jan; Airplane Design. Part I. Ottawa, KS: Roskam Aviation and Engineering Corporation. 1985, p.18

Homebuilt Composites $A = 0,8222$ $B = 0,8050$

¹ ROSKAM, Jan; Airplane Design. Part I. Ottawa, KS: Roskam Aviation and Engineering Corporation. 1985, p.47

$$W_E = 10^{\left\{ \frac{(\log_{10} 2100 \text{ lb} - 0,8222)}{0,8050} \right\}}$$

$$W_E = 1200 \text{ lb}$$

Al realizar la comparación de los valores del peso en vacío tentativo y permisible, la diferencia porcentual entre los dos valores no debe ser mayor al 5%, debido a que este es un valor “mínimo permisible” en la variación con respecto a las aeronaves que hacen parte del estado del arte y que se tomaron para el diseño de la aeronave.

$$W_{E_{tent}} = 1162 \text{ lb}$$

$$W_E = 1200 \text{ lb}$$

La diferencia porcentual es de 3,27 %

Con los anteriores cálculos se puede determinar:

$$W_{TO_{guess}} = 2000 \text{ lb}$$

$$W_E = 1200 \text{ lb}$$

$$W_F = 388 \text{ lb}$$

2.2 ESTUDIOS DE SENSIBILIDAD Y FACTORES DE CRECIMIENTO

Este tipo de cálculos sirven para determinar como la variación en algunos valores pueden afectar el peso de despegue como:

- 1- Payload (Carga Paga), W_{PL}
- 2- Empty weight (Peso vacío), W_E
- 3- Range (Rango), R
- 4- Endurance (Rendimiento), E
- 5- Lift to drag ratio (Relación lift – drag), L/D
- 6- Specific fuel consumption (Consumo específico de combustible), c_p
- 7- Propeller efficiency (Eficiencia de la hélice), η_p

De acuerdo a esto se puede definir cuáles son los parámetros más influyentes en el diseño de la aeronave, que nuevas capacidades de la misión se pueden alcanzar, y estimar el impacto en que estos parámetros pueden influir de forma positiva o negativa en el diseño.

2.2.1 Factor de crecimiento del peso de despegue con respecto al peso de la carga paga

Para hallar este factor de crecimiento se utilizó la ecuación 8, de la cual se necesitaban los valores de los factores que la componen, para esto se realizaron algunas operaciones.

Ecuación 8. Ecuación del factor de crecimiento debido a la carga paga

$$\frac{\partial W_{TO}}{\partial W_{PL}} = B W_{TO} \{D - C (1 - B) W_{TO}\}^{-1}$$

Fuente. ROSKAM, Jan; Airplane Design. Part I. Ottawa, KS: Roskam Aviation and Engineering Corporation. 1985, p. 70

Donde el valor de $B = 0,8050$ es el mismo que se había tomado de la tabla 2.15¹, y el peso de la tripulación es 0, debido a que se encuentra incluido en la carga paga. Para hallar D :

$$D = W_{PL} + W_{crew}$$

$$D = 440 \text{ lb} + 0 \text{ lb} = 440 \text{ lb}$$

Para hallar C :

$$C = \{1 - (1 + M_{res})(1 - M_{ff}) - M_{tfo}\}$$

$$C = \{1 - (1 + 0)(1 - 0,806) - 0,005\}$$

$$C = \{1 - (1)(0,194) - 0,005\}$$

$$C = 0,801$$

Se procedió a desarrollar la ecuación 8:

$$\frac{\partial W_{TO}}{\partial W_{PL}} = 0,8050 * 2000 \text{ lb} \{440 \text{ lb} - 0,801 (1 - 0,8050) 2000 \text{ lb}\}^{-1}$$

$$\frac{\partial W_{TO}}{\partial W_{PL}} = 1610 \text{ lb} \{440 \text{ lb} - 312,39 \text{ lb}\}^{-1}$$

$$\frac{\partial W_{TO}}{\partial W_{PL}} = 12,61$$

¹ ROSKAM, Jan; Airplane Design. Part I. Ottawa, KS: Roskam Aviation and Engineering Corporation. 1985, p.47

Este valor indica que por cada libra que se aumente en la carga paga, el peso de la aeronave al despegue tiende a incrementarse por 12,61 libras, lo cual se le llama factor de crecimiento debido a la carga paga.

2.2.2 Factor de crecimiento del peso de despegue con respecto al peso vacío

Para hallar este factor de crecimiento se utilizó la ecuación 9, de la cual se tomaron los valores de A y B de la tabla 2.15

$$\text{Homebuilt Composites} \quad A = 0,8222 \quad B = 0,8050$$

Ecuación 9. Ecuación de factor de crecimiento debido al peso vacío

$$\frac{\partial W_{TO}}{\partial W_E} = B W_{TO} \left[\text{inv. log}_{10} \left\{ \frac{(\log_{10} W_{TO} - A)}{B} \right\} \right]^{-1}$$

Fuente. ROSKAM, Jan; Airplane Design. Part I. Ottawa, KS: Roskam Aviation and Engineering Corporation. 1985, p. 72

Donde se tiene que: $W_{TO} = 2000 \text{ lb}$

Al desarrollar la ecuación 9:

$$\frac{\partial W_{TO}}{\partial W_E} = 0,8050 * 2000 \text{ lb} \left[\text{inv. log}_{10} \left\{ \frac{(\log_{10} 2000 \text{ lb} - 0,8222)}{0,8050} \right\} \right]^{-1}$$

$$\frac{\partial W_{TO}}{\partial W_E} = 0,8050 * 2000 \text{ lb} [1200,30]^{-1}$$

$$\frac{\partial W_{TO}}{\partial W_E} = 1,34$$

Este resultado indica que por cada libra que se incremente el peso vacío, el peso de despegue tiende a incrementarse 1,34 libras, esto se llama el factor de crecimiento debido al peso vacío.

2.2.3 Factor de crecimiento del peso de despegue con respecto al rango

En este momento se pudo hacer uso de la ecuación 10:

Ecuación 10. Ecuación de factor de crecimiento debido al Rango

$$\frac{\partial W_{TO}}{\partial R} = F c_p (375 \eta_p \frac{L}{D})^{-1}$$

Fuente. ROSKAM, Jan; Airplane Design. Part I. Ottawa, KS: Roskam Aviation and Engineering Corporation. 1985, p.76

Donde se tiene que: $c_p = 0,5$ $\eta_p = 0,82$ $L/D = 13$

Ecuación 11. Factor F

$$F = -B W_{TO}^2 \{C W_{TO}(1 - B) - D\}^{-1} (1 + M_{res}) M_{ff}$$

Fuente. ROSKAM, Jan; Airplane Design. Part I. Ottawa, KS: Roskam Aviation and Engineering Corporation. 1985, p.75

Donde se tiene que:

$$W_{TO} = 2000 \text{ lb} \quad M_{res} = 0 \quad M_{ff} = 0,806$$

$$B = 0,8050 \quad C = 0,801 \quad D = 440 \text{ lb}$$

Al despejar el factor F:

$$F = -0,8050 * (2000 \text{ lb})^2 \{0,801 * 2000 \text{ lb}(1 - 0,8050) - 440 \text{ lb}\}^{-1} (1)0,806$$

$$F = -3220000 \{1602 \text{ lb} (0,195) - 440 \text{ lb}\}^{-1} 0,806$$

$$F = 20337,90 \text{ lb}$$

Se procedió a desarrollar la ecuación 10:

$$\partial W_{TO} / \partial R = 20337,90 \text{ lb} * 0,5 (375 * 0,82 * 13)^{-1}$$

$$\partial W_{TO} / \partial R = 10168,95 \text{ lb} (3997,5)^{-1}$$

$$\partial W_{TO} / \partial R = 2,54 \text{ lb} / \text{mn}$$

Este resultado determina que por cada milla náutica que se aumente en el perfil de la misión, deberemos aumentar 2,54 libras en el peso total de despegue de la aeronave.

Se realizaron los cálculos de sensibilidad para el consumo específico de combustible, eficiencia de la hélice y la relación lift – drag, valores que dependen del estado tecnológico del motor, la hélice y la configuración aerodinámica respectivamente. El resultado de la sensibilidad en estos factores puede llevar a variar el diseño y configuración de la aeronave. Para hallar estos factores de

crecimiento fue necesario utilizar la tabla 2.201 en la cual se demuestran diferentes ecuaciones parciales de Breguet, para aeronaves de hélice o jet y que depende hacer uso de la ecuación correspondiente, si se posee un valor específico en el requerimiento de rango o rendimiento.

2.2.4 Factor de crecimiento del peso de despegue con respecto al consumo específico de combustible

En este momento se puede hacer uso de la ecuación 12, debido a que se posee el valor del rango a alcanzar, así mismo que la configuración de la aeronave está dispuesta para hacer uso de un motor a pistón.

Ecuación 12. Ecuación de factor de crecimiento debido al consumo específico de combustible

$$\frac{\partial W_{TO}}{\partial c_p} = F R (375 \eta_p L/D)^{-1}$$

Fuente. ROSKAM, Jan; Airplane Design. Part I. Ottawa, KS: Roskam Aviation and Engineering Corporation. 1985, p.77

Donde se tiene que: $F = 20337,90 \text{ lb}$ $R = 1500 \text{ mn}$ $\eta_p = 0,82$ $L/D = 13$

Al desarrollar la ecuación:

$$\frac{\partial W_{TO}}{\partial c_p} = 20337,90 * 1500 (375 * 0,82 * 13)^{-1}$$

$$\frac{\partial W_{TO}}{\partial c_p} = 30506850 (3997,5)^{-1}$$

$$\frac{\partial W_{TO}}{\partial c_p} = 7631,48 \text{ lb/lb/hp/hr}$$

El valor arrojado por la operación indica que en caso de que el consumo de combustible de la aeronave que se encuentra en 0,5 cambiara a 0,45, habría una variación de 0,05 este valor se multiplicaría por el valor encontrado en el factor de crecimiento y el resultado sería el peso que se reduce el peso total de despegue en la misión.

$$0,05 \times 7631,48 = 381,74 \text{ lb}$$

¹ ROSKAM, Jan; Airplane Design. Part I. Ottawa, KS: Roskam Aviation and Engineering Corporation. 1985, p.77

2.2.5 Factor de crecimiento del peso de despegue con respecto a la eficiencia de la hélice

En este factor se hizo uso de la ecuación 13, siguiendo con los requerimientos de rango y propulsión de la aeronave por motor a pistón.

Ecuación 13. Ecuación de factor de crecimiento debido a la eficiencia de la hélice

$$\frac{\partial W_{TO}}{\partial \eta_p} = -F R c_p (375 \eta_p^2 L/D)^{-1}$$

Fuente. ROSKAM, Jan; Airplane Design. Part I. Ottawa, KS: Roskam Aviation and Engineering Corporation. 1985, p.77

Donde se tiene que: $F = 20337,90 \text{ lb}$ $R = 1500 \text{ mn}$ $\eta_p = 0,82$

$$c_p = 0,5 \quad L/D = 13$$

Al desarrollar la ecuación:

$$\frac{\partial W_{TO}}{\partial \eta_p} = -20339,90 * 1500 * 0,5 (375 * (0,82)^2 * 13)^{-1}$$

$$\frac{\partial W_{TO}}{\partial \eta_p} = -15253462,5 (3277,95)^{-1}$$

$$\frac{\partial W_{TO}}{\partial \eta_p} = -4653,35 \text{ lb}$$

Este valor debe utilizarse en caso de variaciones en la eficiencia de la hélice, si aumenta la eficiencia disminuirá el peso total de despegue, en caso contrario en el que la eficiencia disminuya el peso total de despegue aumentara. Por ejemplo si la eficiencia aumentara de 0,82 a 0,84 su variación sería de 0,02.

$$0,02 \times 4653,35 = 93,067 \text{ lb}$$

2.2.6 Factor de crecimiento del peso de despegue con respecto a la relación Lift/Drag

Para este factor se hace uso de la ecuación 14, siguiendo con los requerimientos de rango y propulsión de la aeronave por motor a pistón.

Ecuación 14. Ecuación de factor de crecimiento debido a la relación Lift/Drag

$$\frac{\partial W_{TO}}{\partial (L/D)} = -F R c_p (375 \eta_p L/D^2)^{-1}$$

Fuente. ROSKAM, Jan; Airplane Design. Part I. Ottawa, KS: Roskam Aviation and Engineering Corporation. 1985, p.77

Donde se tiene que: $F = 20337,90 \text{ lb}$ $R = 1500 \text{ mn}$ $\eta_p = 0,82$

$$c_p = 0,5 \quad L/D = 13$$
$$\frac{\partial W_{To}}{\partial(L/D)} = -20337,9 * 1500 * 0,5 (375 * 0,82 * (13)^2)^{-1}$$

$$\frac{\partial W_{To}}{\partial(L/D)} = -15253425 (51967,5)^{-1}$$

$$\frac{\partial W_{To}}{\partial(L/D)} = -293,51 \text{ lb}$$

El valor nos indica que si el Lift/Drag incrementa de 13 a 14, el peso total de despegue de la aeronave se reduciría en 293,51 libras.

2.3 DIMENSIONAMIENTO PRELIMINAR DE LA AERONAVE

Dentro de los propósitos de diseño de una aeronave se encuentran los objetivos que se buscaran alcanzar y que influyen directamente en el rendimiento de la aeronave, según ROSKAM¹ son los siguientes:

- Velocidad de pérdida.
- Longitud de la pista al despegar.
- Longitud de la pista para aterrizar.
- Velocidad de crucero y máxima velocidad.
- Rata de ascenso.
- Tiempo de ascenso.
- Requerimientos de maniobra.

Para hallar estos objetivos es necesario el uso de unos parámetros de diseño, que al momento se hará una rápida estimación de estos, entre los que se cuenta:

- Superficie alar.
- Potencia para el despegue.
- Máximo coeficiente de lift.
- Máximo coeficiente de lift al despegar.
- Máximo coeficiente de lift al aterrizar.

¹ ROSKAM, Jan Airplane Design; Part I. Ottawa, KS: Aviation and Engineering Corporation. 1985, p.89

Los cuales en una fase posterior se determinaran sus valores de forma más exacta, según SADRAEY¹ los cálculos se deben repetir con el fin de corregir imprecisiones.

Estos resultados se representaran en carga alar y la relación peso – potencia, términos que a continuación se definen como:

Carga alar: es la relación entre el peso de la aeronave y el área del ala, e indica que tanta carga es posible soportar por la unidad de área del ala y se representa como W/S .

Relación peso – potencia: es la relación entre el peso de la aeronave y la potencia del motor, e indica que tan pesada es la aeronave con respecto a la potencia del motor y se representa como W/P . Este término se presenta en aeronaves de motores a combustión y hélice. Es un parámetro que influye sobre el rendimiento de la aeronave, ya que de este depende la forma en que se reaccione ante la aceleración, velocidad de ascenso y velocidad máxima entre otros. Así mismo el peso de la aeronave varía con la cantidad de combustible disponible a medida que se quema durante la misión.

Mencionados resultados se representaran en una gráfica en la cual su eje vertical corresponde a la relación peso – potencia y el eje horizontal es la carga alar. La representación de la variación de los anteriores términos generara unas zonas, en la cual al realizar un análisis de este resultado cumpliremos con los requerimientos de rendimiento de la aeronave, lo cual otorga una alta precisión en el dimensionamiento de la aeronave.

2.3.1 Velocidad de Pérdida Asumida

La velocidad de pérdida según el diccionario de Aviación², “es la perdida de sustentación causada por la ruptura del flujo de aire sobre el ala cuando el de ataque del ala pasa a un punto crítico” y complementando este concepto según Carmona³, es el punto en el cual el ángulo de ataque alcanza su máximo coeficiente de sustentación por lo que la succión que se originaba en el extradós deja de existir, desapareciendo la sustentación.

Según FAR 23⁴, indica que un aeroplano de un solo motor no puede tener un velocidad de perdida mayor a los 61 Kts (nudos), con el peso máximo de despegue

¹ SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: Wiley Publications, 2012, p.115

² CROCKER, David; Dictionary of Aviation. London: A&C Black. 2007, p.217

³ CARMONA, Aníbal; Aerodinámica y Actuaciones del Avión. Madrid: Paraninfo. 2000, p. 139

⁴ FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. Federal Aviation Regulations. Part 23. Airworthiness Standards: Normal, Utility, Acrobatic and Commuter Category Airplanes. Washington D.C. 2002

(W_{TO}). Por esta razón se tomara una velocidad de pérdida de 60 Kts, que corresponden a $101,27 \text{ ft/s}$.

En la ecuación 15 se puede observar que la velocidad de perdida posee una relación directa con la carga alar W/S , por lo que representaremos la velocidad de perdida en términos de esta última. En los otros parámetros como la densidad del aire ρ , se tomara la densidad más alta la cual se obtiene al nivel del mar ($0,002378 \text{ Slug/ft}^3$), y el coeficiente de sustentación máximo al aterrizar $C_{L_{maxL}}$, se tomó de la tabla 3.1¹ con diferentes valores de 1,6 – 1,8 – 2. A esta velocidad de perdida se tomaran diferentes valores de lift con los cuales es posible cumplir con el requerimiento. Es de importancia que los valores de $C_{L_{max}}$ para aeronaves de configuración Canard como el Varieze² alcanzan 2,5 y el Long-Ez³ con 2,4.

Ecuación 15. Ecuación de velocidad de pérdida

$$V_{\text{Stall}} = \left\{ \frac{2 (W/S)}{\rho C_{L_{max}}} \right\}^{1/2}$$

Fuente. ROSKAM, Jan; Airplane Design. Part I. Ottawa, KS: Roskam Aviation and Engineering Corporation. 1985, p.90

Se asumió el valor de la densidad del aire a nivel del mar, y al despejar la ecuación para hallar W/S , se obtiene:

$$W/S = \frac{\rho C_{L_{maxL}} V_s^2}{2}$$

$$W/S = \left[\frac{(0,002378 \text{ Slug/ft}^3) (101,27 \text{ ft/s})^2}{2} \right] C_{L_{maxL}}$$

$$W/S = 12,2 C_{L_{maxL}}$$

Así mismo se especifica que el peso al aterrizaje es:

$$W_L = 0,95 W_{TO}$$

Entonces el requerimiento de carga alar quedara así:

¹ ROSKAM, Jan; Airplane Design. Part I. Ottawa, KS: Roskam Aviation and Engineering Corporation. 1985, p.91

² Ibid., p.91

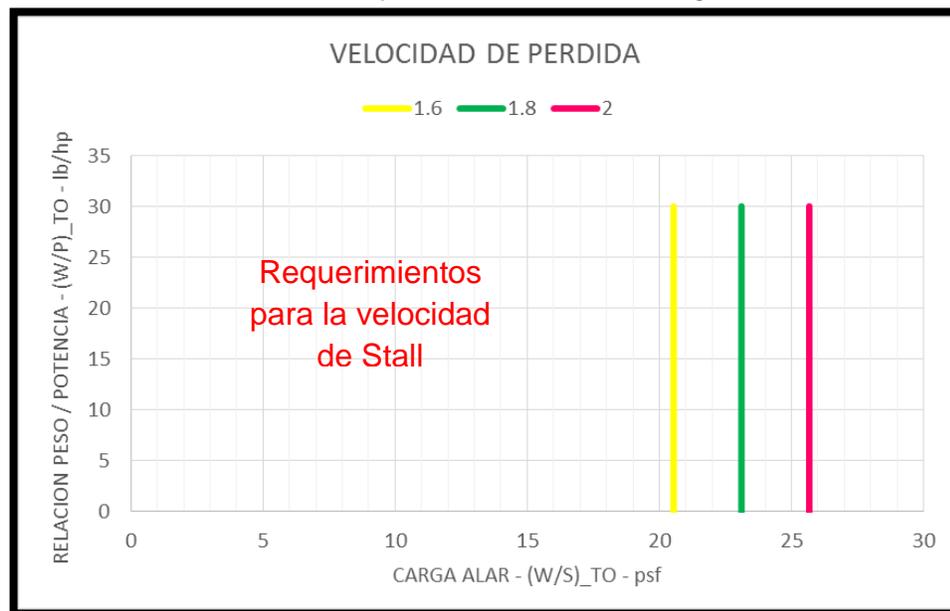
³ RAYMER, Daniel; Simplified Aircraft Design for Homebuilders. Los Ángeles: Design Dimension Press. 2003, p.15

$$W/S = \frac{12,2}{0,95} C_{L_{maxL}}$$

$$W/S = 12,84 C_{L_{maxL}}$$

Se realiza la operación con los coeficientes de lift máximos 1,6 – 1,8 – 2, a los que les corresponde una máxima carga alar de 20,54 – 23,11 – 25,68 psf ⁽¹⁾, respectivamente.

Gráfica 1. Comparación de valores de carga alar.



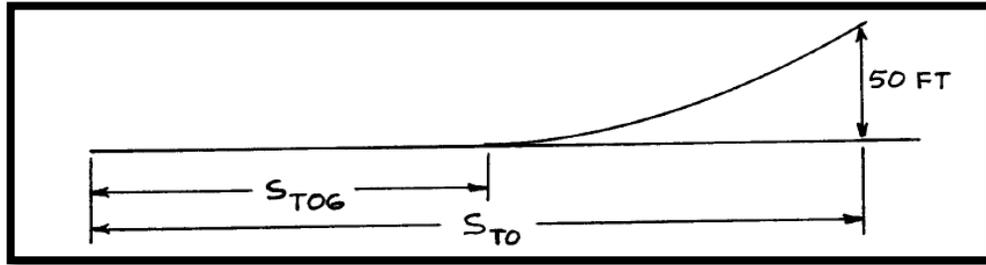
Fuente: Autores del Proyecto.

2.3.2 Distancias de Despegue

El momento en el cual es necesario emplear toda la potencia del motor es en la etapa de despegue, por lo cual es necesario determinar las distancias de despegue y de recorrido en tierra para despegue. Aunque en el caso de nuestra aeronave por ser del tipo homebuilt, no es necesario ampararse en los requerimientos de la FAR 23 sin embargo nos acogeremos a los mismos dados en la sección 23.57 en los cuales se indica que la distancia máxima de despegue son 1500 pies y que al final de los mismos ya se debe poseer una altura mínima de 50 pies sobre el terreno de la pista. En el presente proyecto se tomara una distancia de despegue en tierra de 900 pies.

¹ Pounds per square feet (Libras por pie cuadrado).

Figura 10. Distancias de despegue



Fuente: ROSKAM, Jan; Airplane Design. Part I. Ottawa, KS: Roskam Aviation and Engineering Corporation. 1985, p.93

2.3.2.1 Distancia de Carrera en Tierra – Sizing to Take-off Ground Run

Se procede hacer uso de la ecuación 16, en la cual se determina la distancia de carrera en tierra, haciendo uso de los llamados **parámetros de despegue según FAR 23 (TOP_{23})**, y se recuerda que esta distancia a nivel del mar no será mayor a 900 ft según requerimientos iniciales.

Ecuación 16. Ecuación de distancia de carrera en tierra

$$s_{TOG} = 4,9 TOP_{23} + 0,009 TOP_{23}^2$$

Fuente. ROSKAM, Jan; Airplane Design. Part I. Ottawa, KS: Roskam Aviation and Engineering Corporation. 1985, p.95

$s_{TOG} = 900 \text{ ft}$ Distancia de carrera en tierra según FAR 23

$$900 \text{ ft} = 4,9 TOP_{23} + 0,009 TOP_{23}^2$$

$$0,009 TOP_{23}^2 + 4,9 TOP_{23} - 900 \text{ ft} = 0$$

Se procede a despejar TOP_{23} mediante la fórmula cuadrática:

$$x = \frac{-b \pm \sqrt{b^2 - 4ac}}{2a}$$

$$TOP_{23} = \frac{-4,9 \pm \sqrt{(4,9)^2 - 4(0,009)(-900)}}{2(0,009)}$$

$$x_1 = 145,036 \quad x_2 = -689,48$$

El valor correcto es aquel que al ser utilizado en la fórmula original nos da el valor s_{TOG} indicado.

$$s_{TOG} = 4,9 (145,036) + 0,009(145,036)^2$$

$$s_{TOG} = 902,61 \text{ ft}$$

2.3.2.2 Distancia total para despegue – Total distance for Take-off

Para hallar este valor se puede hacer uso de la ecuación 17.

Ecuación 17. Ecuación de distancia total para el despegue

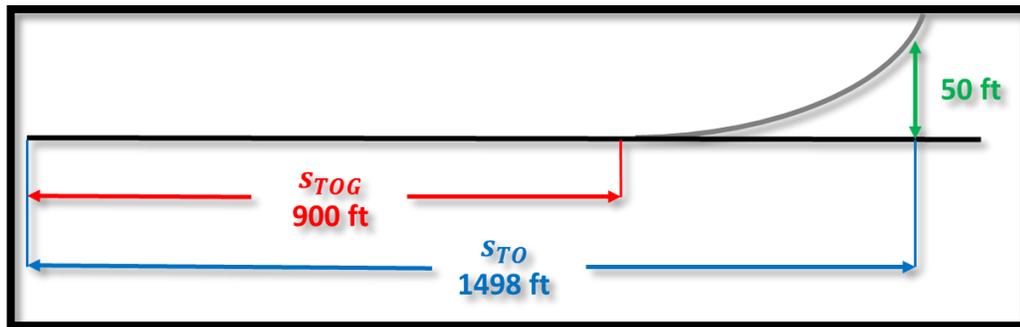
$$s_{TO} = 1,66 s_{TOG}$$

Fuente. ROSKAM, Jan; Airplane Design. Part I. Ottawa, KS: Roskam Aviation and Engineering Corporation. 1985, p.95

$$s_{TO} = 1,66 (902,61 \text{ ft})$$

$$s_{TO} = 1498,33 \text{ ft}$$

Figura 11. Distancias de despegue del proyecto



Fuente: ROSKAM, Jan; Airplane Design. Part I. Ottawa, KS: Roskam Aviation and Engineering Corporation. 1985, p.93. Modificado por los Autores del Proyecto.

A continuación se hace uso de la ecuación 18, en la cual el valor a despejar es la relación de peso – potencia $(W/P)_{TO}$ haciendo uso de los valores anteriormente hallados, y teniendo en cuenta que se están tomando los datos al nivel del mar la relación de densidad del aire σ será uno (1).

Ecuación 18. Ecuación distancia de carrera en tierra

$$s_{TOG} = \frac{(W/S)_{TO} (W/P)_{TO}}{\sigma C_{LmaxTO}} = TOP_{23}$$

Fuente. ROSKAM, Jan; Airplane Design. Part I. Ottawa, KS: Roskam Aviation and Engineering Corporation. 1985, p.95

Como a continuación se demuestra se realiza una tabulación de datos para determinar $(W/P)_{TO}$, en los cuales se varia el valor de C_{LmaxTO} en 1,2 – 1,4 – 1,6 – 1,8¹, así como el valor de $(W/S)_{TO}$.

¹ ROSKAM, Jan; Airplane Design. Part I. Ottawa, KS: Aviation and Engineering Corporation. 1985, p.91

$$TOP_{23} = \frac{(W/S)_{TO} (W/P)_{TO}}{\sigma C_{L_{maxTO}}} = 145,036 \text{ lb}^2 / \text{ft}^2 \text{ hp}$$

$$(W/P)_{TO} (W/S)_{TO} = \left(145,036 \text{ lb}^2 / \text{ft}^2 \text{ hp} \right) \sigma C_{L_{maxTO}}$$

$$\left(\frac{W}{P} \right)_{TO} = \frac{\left(145,036 \text{ lb}^2 / \text{ft}^2 \text{ hp} \right)^{1(1,2)}}{\left(10 \text{ lb} / \text{ft}^2 \right)}$$

$$\left(\frac{W}{P} \right)_{TO} = 17,404 \text{ lb} / \text{hp}$$

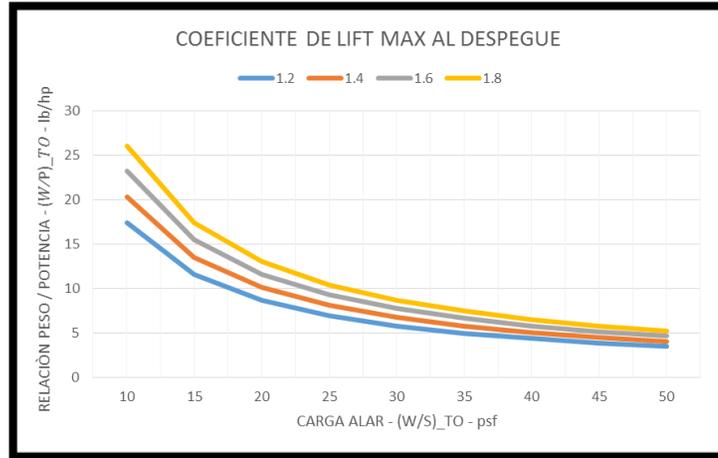
Se determina que la relación empuje potencia con los valores dados es de $17,404 \text{ lb} / \text{hp}$, sin embargo a continuación en el cuadro 3, se realiza una variación continua en los valores del coeficiente de sustentación y carga alar con el fin de determinar el comportamiento de la relación empuje peso, que se puede observar en el cuadro 3.

Cuadro 3. Variación relación peso – potencia respecto carga alar en el despegue.

	$C_{L_{maxTO}}$	1.2	1.4	1.6	1.8
$(W/S)_{TO}$					
10	$\left(\frac{W}{P} \right)_{TO}$	17.404	20.305	23.206	26.107
15		11.603	13.537	15.471	17.404
20		8.702	10.153	11.603	13.053
25		6.962	8.122	9.282	10.443
30		5.801	6.768	7.735	8.702
35		4.973	5.801	6.630	7.459
40		4.351	5.076	5.801	6.527
45		3.868	4.512	5.157	5.801
50		3.481	4.061	4.641	5.221

Fuente: Autores del Proyecto.

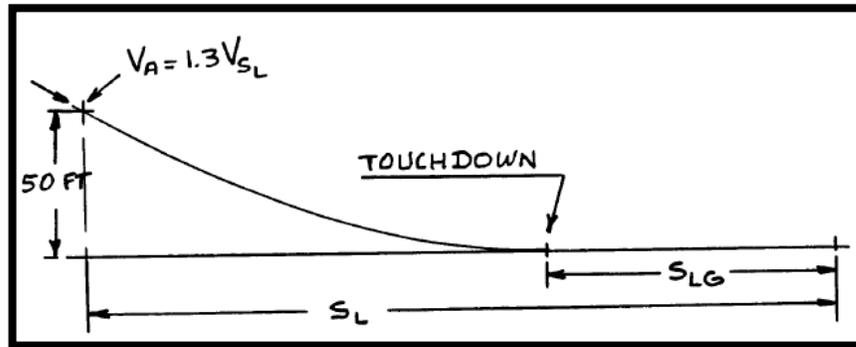
Gráfica 2. Variación relación peso – potencia respecto carga alar en el despegue



Fuente: Autores del Proyecto.

2.3.3 Requerimientos para la distancia de aterrizaje

Figura 12. Distancias de aterrizaje



Fuente: ROSKAM, Jan; Airplane Design. Part I. Ottawa, KS: Roskam Aviation and Engineering Corporation. 1985, p.109

Se tienen en cuenta dos definiciones al momento de hallar la distancia de aterrizaje, como se observa en la figura 12, una se especifica como la distancia total de aterrizaje s_L , y la otra como la distancia de aterrizaje que se recorre en tierra s_{LG} . Al hallar estos valores muchas variables intervienen, entre ellas el peso de la aeronave al momento de realizar la maniobra de aterrizaje, la velocidad de aproximación a tierra, distancia sin obstáculos hacia la pista, tipo de material de la pista, con que métodos de desaceleración cuenta la aeronave, así como el tipo de técnicas que empleara el piloto para aterrizar.

En estos cálculos es de vital importancia la velocidad de pérdida al aterrizaje, en nuestros cálculos anteriores poseemos tres valores tentativos de velocidad de pérdida como los son a 50, 55 y 60 Kts. Sin embargo se tendrá en cuenta los requerimientos de la FAR 23 Sección 23.49 en la cual se informa que no se puede

sobrepasar una velocidad de pérdida de 61 nudos, y al hacer uso de las ecuaciones 19, 20 y 21, con mencionada velocidad arroja por resultado las máximas distancias que podría llegar a usar para la maniobra de aterrizaje.

Ecuación 19. Ecuación de velocidad de aproximación

$$V_A = 1,3V_{sL}$$

Fuente. ROSKAM, Jan; Airplane Design. Part I. Ottawa, KS: Roskam Aviation and Engineering Corporation. 1985, p.108

$$V_A = 1,3(61 \text{ Knots})$$

$$V_A = 79,3 \text{ Knots}$$

Ecuación 20. Ecuación de distancia de aterrizaje a recorrer en tierra

$$s_{LG} = 0,265 V_{sL}^2$$

Fuente. ROSKAM, Jan; Airplane Design. Part I. Ottawa, KS: Roskam Aviation and Engineering Corporation. 1985, p.108

$$s_{LG} = 0,265 (61 \text{ Knots})^2$$

$$s_{LG} = 986,07 \text{ ft}$$

Ecuación 21. Ecuación de distancia total de aterrizaje

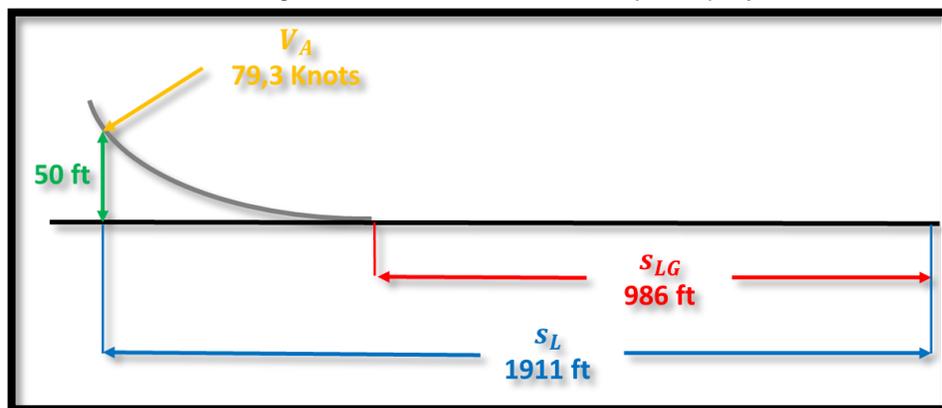
$$s_L = 0,5136 V_{sL}^2$$

Fuente. ROSKAM, Jan; Airplane Design. Part I. Ottawa, KS: Roskam Aviation and Engineering Corporation. 1985, p.108

$$s_L = 0,5136 V_{sL}^2$$

$$s_L = 1911,10 \text{ f}$$

Figura 13. Distancias de aterrizaje del proyecto



Fuente: ROSKAM, Jan; Airplane Design. Part I. Ottawa, KS: Roskam Aviation and Engineering Corporation. 1985, p.109. Modificado por los autores del proyecto.

Los anteriores datos obtenidos a través de cálculos dan una velocidad de aproximación para aterrizaje de 79,3 nudos, así mismo se indica que al momento en que la aeronave se encuentre en carrera final de aproximación y se encuentre a 50 pies sobre la pista de aterrizaje, a partir de este punto deberá disponer de mínimo de una distancia de 1911 pies para aterrizar sin contratiempos, es decir que deberá disponer en tierra de 986 pies desde el momento en que el tren de aterrizaje toque la pista. En conclusión necesitaría un poco menos de 600 metros de pista para alcanzar un óptimo aterrizaje.

2.3.4 Requerimientos para Ascenso

Este es un conjunto de parámetros que en todo tipo de aeronaves debe ser encontrado o satisfacer algún requerimiento. Aquí influye directamente el coeficiente de lift y drag, que dependen directamente del ángulo de ataque, forma del ala, numero Mach, el número de Reynolds y de la superficie alar. Esto permite determinar por medio de gráficas, los valores que se poseen en el coeficiente de lift con respecto de drag. Esta grafica se llama lift-drag polar. Sin embargo en este momento necesitamos de la variación de los valores de drag y de drag a zero-lift.

2.3.4.1 Drag Polar

A velocidades subsónicas el coeficiente de drag está compuesto de dos partes: el drag inducido y el drag parasito. El drag inducido es causado por la generación de lift, y es una función de la envergadura; el drag parasito es el que no está relacionado al lift, es generado por la fricción con la superficie exterior del avión y es directamente proporcional al área expuesta del avión. Entendiendo esto el coeficiente de Drag de una aeronave se puede escribir así:

Ecuación 22. Ecuación Coeficiente de Drag

$$C_D = C_{D_0} + (C_L^2 / \pi A e)$$

Fuente. ROSKAM, Jan; Airplane Design. Part I. Ottawa, KS: Roskam Aviation and Engineering Corporation. 1985, p.118

Así mismo el término C_{D_0} es el coeficiente de drag a zero-lift, y en la ecuación 23, podemos ver que es la relación del área parasita f y la superficie alar S .

Ecuación 23. Ecuación Coeficiente de Drag a Zero-lift

$$C_{D_0} = \frac{f}{S}$$

Fuente. ROSKAM, Jan; Airplane Design. Part I. Ottawa, KS: Roskam Aviation and Engineering Corporation. 1985, p.118

Para determinar el área parasita es necesario encontrar con anterioridad el área mojada S_{wet} .

2.3.4.1.1 Área Mojada

Este término hace referencia a la totalidad de la superficie de la aeronave que hace contacto con el flujo del aire, para este se hará uso de las constantes c y d , que se obtienen de una regresión lineal según la tendencia y estadísticas de 230 aeronaves. Se toman estos valores de la tabla 3.5.¹

Ecuación 24. Ecuación Área Mojada

$$\log_{10} S_{wet} = c + d \log_{10} W_{TO}$$

Fuente. ROSKAM, Jan; Airplane Design. Part I. Ottawa, KS: Roskam Aviation and Engineering Corporation. 1985, p.121

$$c = 1,2362 \quad d = 0,4319$$

$$\log_{10} S_{wet} = (1,2362) + (0,4319) \log_{10} (2.000 \text{ lb})$$

$$\log_{10} S_{wet} = (1,2362) + (1,4257)$$

$$S_{wet} = 10^{(2,662)}$$

$$S_{wet} = 459,2 \text{ ft}^2$$

2.3.4.1.2 Área Parasita

El área parasita es una función del coeficiente de fricción c_f y se determina por promedio generado en aeronaves de características similares que $c_f = 0,0090$, valor que depende de la forma y tipo de superficie de la aeronave. Se observa que de acuerdo este dato obtenemos las constantes a y b de la tabla 3.42, que al reemplazarlas en la ecuación 25 se obtiene el área parasita.

Ecuación 25. Ecuación Área Parasita

$$\log_{10} f = a + b \log_{10} S_{wet}$$

Fuente. ROSKAM, Jan; Airplane Design. Part I. Ottawa, KS: Roskam Aviation and Engineering Corporation. 1985, p.121

$$a = -2,0458 \quad b = 1,0000$$

$$\log_{10} f = (-2,0458) + (1) \log_{10} (459,2 \text{ ft}^2)$$

¹ ROSKAM, Jan; Airplane Design. Part I. Ottawa, KS: Aviation and Engineering Corporation. 1985, p.122

² ROSKAM, Jan; Airplane Design. Part I. Ottawa, KS: Aviation and Engineering Corporation. 1985, p.122

$$\log_{10} f = (-2,0458) + (2,662)$$

$$f = 10^{(0,616)}$$

$$f = 4,13 \text{ ft}^2$$

Para hallar el coeficiente de zero-lift drag es necesario determinar el área de la superficie alar, la cual se estimara de acuerdo a la carga alar que se halló en la velocidad de perdida, tomando la de menor valor indica conlleva a que será mayor la superficie alar, para términos de estimación es acorde y es de 16,94 psf (libras por pie cuadrado).

$$C_{D_0} = \frac{4,13}{118,06} = 0,003498$$

Por lo cual se lograron obtener los siguientes datos:

W_{TO}	$(W/S)_{TO}$	S	S_{wet}	f	C_{D_0}
2.000	16,94	118,06	459,2	0,0034	0,0035

Retomando la ecuación para drag polar a baja velocidad, y reemplazando los valores para el Aspect Ratio $A = 7$, y para la eficiencia de Oswald $e = 0,85$, se obtiene:

$$C_D = C_{D_0} + (C_L^2 / \pi * 7 * 0,85)$$

$$C_D = 0,0035 + 0,0535 C_L^2$$

Para hallar el coeficiente de drag a zero-lift y eficiencia de Oswald en otras condiciones de vuelo en la que es necesario el uso de flaps en despegue y aterrizaje y el tren de aterrizaje, se asumen algunas variaciones en estos términos que se toman de la tabla 3.6¹.

CONFIGURACIÓN	ΔC_{D_0}	e
Take-Off Flaps	0,015	0,8
Landing Flaps	0,065	0,75
Landing Gear	0,020	— —

¹ ROSKAM, Jan; Airplane Design. Part I. Ottawa, KS: Aviation and Engineering Corporation. 1985, p.127

Se obtienen los siguientes datos de Drag Polar:

$$\begin{array}{ll}
 \text{Low Speed, Clean} & C_D = 0,0350 + \frac{C_L^2}{18,69} = C_D = 0,0350 + 0,0535 C_L^2 \\
 \text{Take-Off, gear up} & C_D = 0,05 + \frac{C_L^2}{17,59} = C_D = 0,05 + 0,0568 C_L^2 \\
 \text{Take-Off, gear down} & C_D = 0,07 + \frac{C_L^2}{17,59} = C_D = 0,07 + 0,0568 C_L^2 \\
 \text{Landing, gear up} & C_D = 0,1 + \frac{C_L^2}{16,49} = C_D = 0,1 + 0,0606 C_L^2 \\
 \text{Landing, gear down} & C_D = 0,12 + \frac{C_L^2}{16,49} = C_D = 0,12 + 0,0606 C_L^2
 \end{array}$$

2.3.4.2 Relación de Ascenso

Todo tipo de aeronave debe satisfacer cierto tipo de requerimientos para ascenso, comúnmente conocidos como *Relación de Ascenso (Rate of Climb)*. Este se denomina como el componente vertical de la velocidad de la aeronave y en otras palabras es que tan rápido la aeronave puede ganar altura¹.

Buscando cumplir con los requerimientos para FAR 23 Sección 23.63 y en este caso en el que solo poseemos un motor debemos tomar como (AEO), que es todos los motores operando, y en la cual la mínima relación de ascenso a nivel del mar es 300 fpm (pies por minuto). Así mismo los flaps deben estar en posición de despegue.

Tomando en cuenta la línea base se opta por una relación de ascenso de 800 fpm.

$$RC = 800 \text{ fpm} = \text{Foot per minute}$$

En la ecuación 26, muestra que la aeronave necesita del termino *RCP*, el cual hace referencia a (Parámetros para la relación de ascenso).

Ecuación 26. Relación de Ascenso

$$RC = \text{Rate of Climb} = \frac{dh}{dt} = 33000 \times RCP$$

Fuente. ROSKAM, Jan; *Airplane Design. Part I*. Ottawa, KS: Roskam Aviation and Engineering Corporation. 1985, p.131

Estos otros parámetros se muestran en la ecuación 27, y se relacionan con la carga alar, la relación peso – potencia, la relación de altura - densidad del aire, así como otro término en el que se observa la relación del coeficiente de lift y drag.

¹ SADRAEY, Mohammad. *Aircraft Design: A Systems Engineering Approach*. New Hampshire: Wiley Publications, 2012, p.139

Ecuación 27. Parámetros de Relación de Ascenso

$$RCP = \text{Rate of Climb Parameter} = \left\{ \frac{n_p}{W/P} - \left(\frac{(W/S)^{1/2}}{19 \left(C_L^{3/2} / C_D \right) \sigma^{1/2}} \right) \right\} = \frac{hp}{lbs}$$

Fuente. ROSKAM, Jan; Airplane Design. Part I. Ottawa, KS: Roskam Aviation and Engineering Corporation. 1985, p.131

En esta ecuación 28, a su vez intervienen otros términos como lo son la relación de aspecto, la eficiencia de Oswald y el coeficiente de drag a zero – lift.

Ecuación 28. Relación de coeficiente de lift - drag para RC

$$\left(\frac{C_L^{3/2}}{C_D} \right)_{max} = \frac{1,345 (A e)^{3/4}}{C_{D_0}^{1/4}}$$

Fuente. ROSKAM, Jan; Airplane Design. Part I. Ottawa, KS: Roskam Aviation and Engineering Corporation. 1985, p.131

Retomando nuestra relación de ascenso deseada de 800 fpm, podemos proceder al desarrollo de las anteriores ecuaciones:

$$RCP = (33000)^{-1} RC$$

$$RCP = 0,02424 \frac{hp}{lb}$$

Ahora se busca el C_{D_0} en el cual la aeronave tendrá los flaps en posición para despegue. En la anterior sección se puede observar que en configuración limpia el C_{D_0} es de 0,035, más la variación de 0,015 en posición para despegue:

$$A = 7 \quad e = 0,85$$

$$C_D = 0,0350 + 0,0150 + \frac{C_L^2}{18,69}$$

$$C_D = 0,050 + \frac{C_L^2}{18,69}$$

Con este coeficiente de drag polar se puede calcular:

$$\left(\frac{C_L^{3/2}}{C_D} \right)_{max} = \frac{1,345 (7 \times 0,85)^{3/4}}{0,05^{1/4}}$$

$$\left(\frac{C_L^{3/2}}{C_D}\right)_{max} = 10,836$$

De esta forma se puede asumir la ecuación de Parámetros de relación de ascenso en forma de valores de carga alar y relación peso-potencia, tomando n_p como 0,8.

$$RCP = \left\{ \frac{0,8}{W/P} - \left(\frac{(W/S)^{1/2}}{19 \times (10,836) \times 1} \right) \right\} = 0,02424 \text{ hp/lb}$$

$$\frac{0,8}{W/P} - \frac{(W/S)^{1/2}}{205,884} = 0,02424 \text{ hp/lb}$$

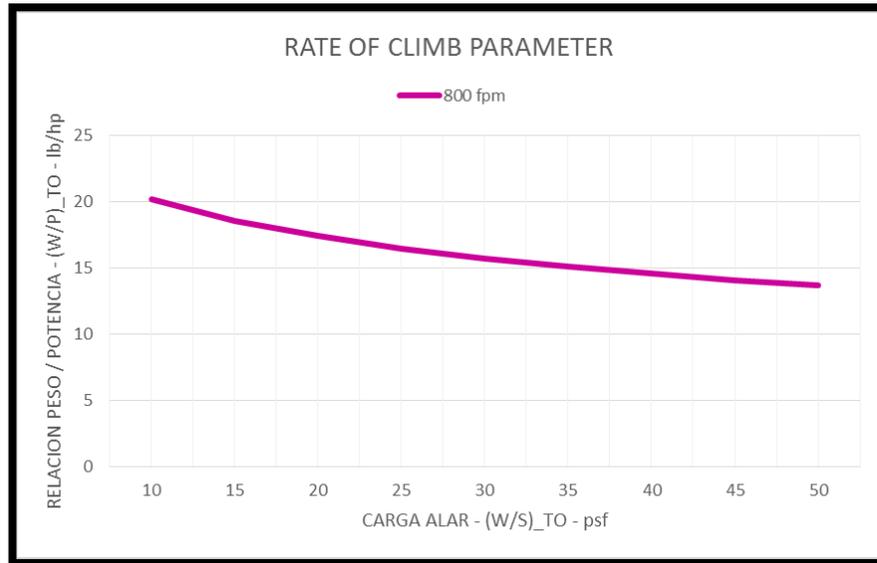
$$\frac{0,8}{\left(\frac{(W/S)^{1/2}}{205,884}\right) + 0,02424} = W/P$$

Cuadro 4. Variación relación peso – potencia respecto carga alar en parámetros de relación de ascenso.

$(W/S)_{TO}$		$\left(\frac{W}{P}\right)_{TO}$
10		20.202
15		18.582
20		17.406
25		16.486
30		15.735
35		15.101
40		14.556
45		14.079
50		13.655

Fuente: Autores del Proyecto.

Grafica 3. Variación relación peso – potencia respecto carga alar en Parámetros de Relación de Ascenso.



Fuente: Autores del Proyecto.

2.3.4.3 Gradiente de Ascenso

El gradiente o inclinación de ascenso es un criterio de apoyo que se les brinda a los operadores de la aeronave, en el que se le indica el ángulo o proporción de ascenso óptima de la aeronave. Según Roskam¹ se puede expresar de la siguiente forma: Ver ecuación 29.

Ecuación 29. Ecuación Gradiente de ascenso

$$CGR = \text{Climb Gradient} = \frac{(dh/dt)}{V}$$

Fuente. ROSKAM, Jan; Airplane Design. Part I. Ottawa, KS: Roskam Aviation and Engineering Corporation. 1985, p.131

Este también depende de otra función llamada parámetro de inclinación de ascenso (*Climb gradient parameter*). Ecuación 30.

Ecuación 30. Ecuación Climb gradient parameter

$$CGRP = \frac{CGR + (L/D)^{-1}}{C_L^{1/2}}$$

Fuente. ROSKAM, Jan; Airplane Design. Part I. Ottawa, KS: Roskam Aviation and Engineering Corporation. 1985, p.131

¹ ROSKAM, Jan; Airplane Design. Part I. Ottawa, KS: Aviation and Engineering Corporation. 1985, p.132

Y se puede expresar en función de la carga alar y de la relación peso – potencia como:

$$CGRP = \frac{18,97 np \sigma^{1/2}}{(W/P)(W/S)^{1/2}}$$

Para encontrar el mejor gradiente para ascenso, es necesario encontrar el mínimo valor para $CGRP$, el cual depende del coeficiente de lift y la relación lift – drag. Se determina que en la mayoría de ocasiones el valor de $CGRP$, se encuentra cuando el coeficiente de lift es muy cercano a C_{Lmax} , lo que comprometería la seguridad de la aeronave en vuelo. Por esta razón Roskam sugiere un margen de 0,2 entre el C_{Lclimb} y el C_{Lmax} .

FAR 23 Sección 23.65, enuncia en los requerimientos para el gradiente de ascenso, que se debe mantener al menos una inclinación de ascenso de 1/12 o un gradiente de 8,3%. Es decir que por cada 100 pies de avance horizontal, debe ascender 8,3 pies.

Se retoma el drag polar usado en la relación de ascenso en el que cual se toman los flaps en posición de despegue, y asumiendo un óptimo C_{Lclimb} de 1,6 que mantiene un buen margen de diferencia con respecto a C_{Lmax} , se procede hallar la relación lift – drag L/D .

$$C_D = 0,050 + \frac{C_L^2}{18,69}$$

$$C_D = 0,187$$

$$(L/D)_{climb} = \frac{C_L}{C_D} = 8,6$$

Procedemos a despejar la ecuación de (*Climb gradient parameter*):

$$CGRP = \frac{CGR + (L/D)^{-1}}{C_L^{1/2}}$$

$$FAR\ 23 - CGR = \frac{1}{12} = 0,0833$$

$$CGRP = \frac{0,0833 + 0,1168}{(1,6)^{0,5}} = 0,1582$$

Y al despejar la anterior ecuación en función de carga alar y relación peso – potencia obtenemos:

$$CGRP = \frac{18,97 * 0,8 * 1}{(W/P)(W/S)^{1/2}} = 0,1582$$

$$(W/P)(W/S)^{1/2} = 95,93$$

$$\frac{95,93}{(W/S)^{1/2}} = (W/P)$$

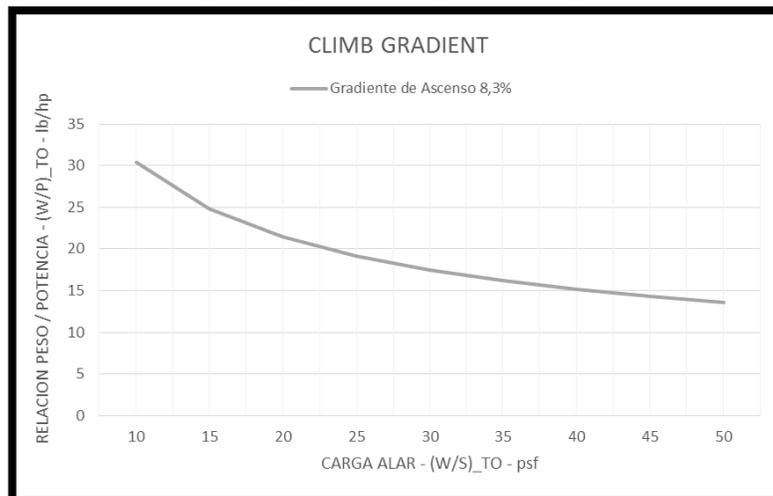
Con este valor se puede proceder a realizar una tabulación con la variación en los datos de carga alar y relación peso – potencia que se acogen a esta restricción.

Cuadro 5. Variación relación a peso – potencia respecto carga alar en Gradiente de Ascenso.

$(W/S)_{TO}$	$(\frac{W}{P})_{TO}$
10	30.335
15	24.769
20	21.450
25	19.186
30	17.514
35	16.215
40	15.168
45	14.300
50	13.566

Fuente: Autores del Proyecto.

Grafica 4. Variación relación a peso – potencia respecto a carga alar en Gradiente de Ascenso.



Fuente: Autores del Proyecto.

2.3.5 Velocidad Crucero

La velocidad crucero es aquella en la cual la aeronave se desplaza a velocidad constante. La velocidad crucero es dada por el fabricante de la aeronave teniendo en cuenta la potencia máxima ofrecida por el motor y la aerodinámica de la aeronave. Sin embargo normalmente se toma entre el 70% y 85% de la potencia total del motor.

Al referirse a la velocidad crucero esta es proporcional a parámetros como la carga alar, relación peso-potencia, eficiencia de la hélice, altitud, y coeficiente de drag a zero lift.

Ecuación 31. Ecuación Velocidad Crucero

$$V_{cr} \propto \left[\left(\frac{(W/S)}{(W/P)} \right) \left(\frac{\eta_p}{\sigma C_{D_0}} \right)^{-1} \right]^{1/3}$$

Fuente. ROSKAM, Jan; Airplane Design. Part I. Ottawa, KS: Roskam Aviation and Engineering Corporation. 1985, p.162

Así mismo es proporcional a un parámetro llamado power index I_p

$$V_{cr} \propto I_p$$

Que a su vez es igual a

Ecuación 32. Ecuación Parámetro power index

$$I_p = \left[\frac{(W/S)}{\sigma * (W/P)} \right]^{1/3}$$

Fuente. ROSKAM, Jan; Airplane Design. Part I. Ottawa, KS: Roskam Aviation and Engineering Corporation. 1985, p. 162

Este valor de power index se puede hallar por la ecuación 33, en la cual se determina el valor del coeficiente de drag a zero lift. Como aspecto a tener en cuenta, en esta ecuación la velocidad se encuentra representada en millas por hora.

Ecuación 33. Ecuación Coeficiente de drag zero-lift parámetro power index

$$C_{D_0} = (1,1140 \times 10^5) \left(\frac{I_p}{V} \right)^3$$

Fuente. ROSKAM, Jan; Airplane Design. Part I. Ottawa, KS: Roskam Aviation and Engineering Corporation. 1985, p.162

Dentro de los requerimientos propuestos para la aeronave se encuentran desarrollar una velocidad crucero de 146 nudos a una altitud crucero de 8000 pies, y retomando el valor del coeficiente de drag a zero-lift.

$$146 \text{ Knots} = 168 \text{ mph}$$

$$I_p = \left[\frac{0,035}{(1,1140 \times 10^5)} \right]^{1/3} * (168 \text{ mph}) = 1,142$$

Con el valor de power index y la relación de densidad de altura se puede realizar el despeje de la ecuación.

$$\sigma @ 8000 \text{ pies} = 0,7860$$

$$(W/S) = 1,17 (W/P)$$

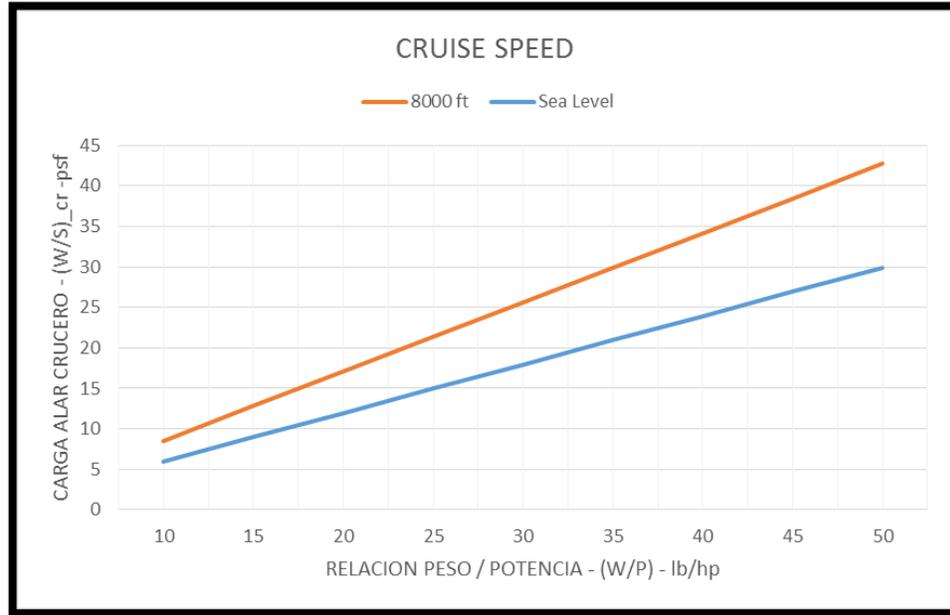
De esta relación se puede obtener la siguiente tabulación de datos “Cuadro 6” y “Grafica 5:

Cuadro 6. Variación relación peso – potencia respecto a carga alar en Velocidad Crucero.

$(W/S)_{cr}$	$(\frac{W}{P})_{cr}$	$(\frac{W}{P})_{MSL}$
10	8.547	5.983
15	12.821	8.974
20	17.094	11.966
25	21.368	14.957
30	25.641	17.949
35	29.915	20.940
40	34.188	23.932
45	38.462	26.923
50	42.735	29.915

Fuente: Autores del Proyecto.

Gráfica 5. Variación relación peso – potencia respecto a carga alar en Velocidad Crucero.

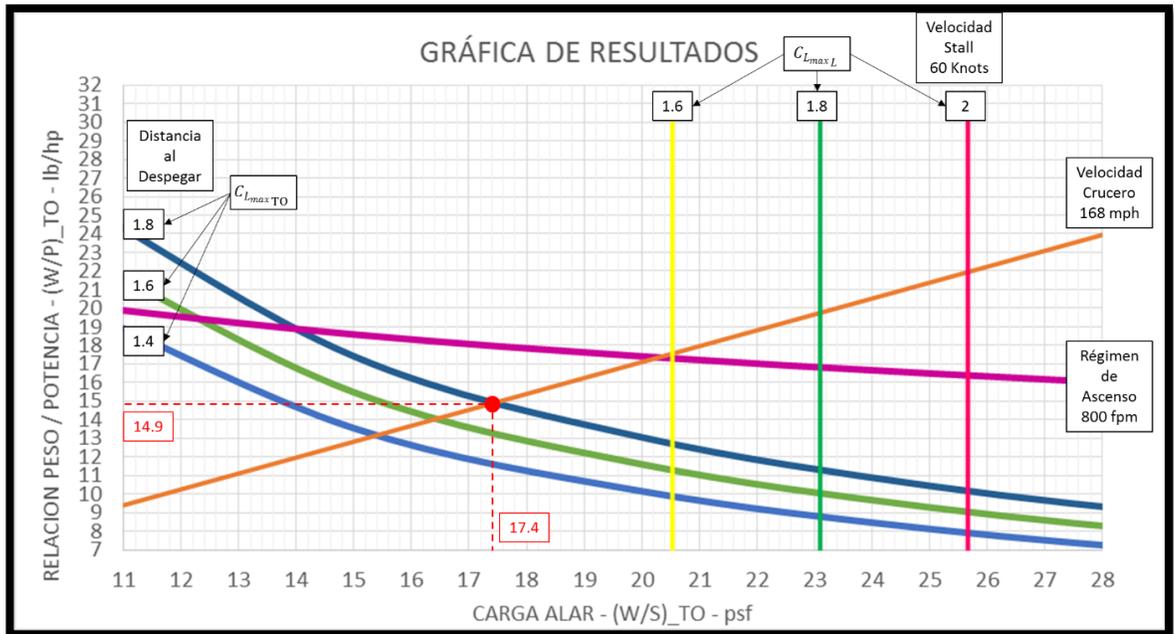


Fuente: Autores del Proyecto.

2.3.6 Unión de Resultados

Se procede a unir en una sola gráfica los anteriores resultados:

Gráfica 6. Exposición conjunta de Resultados.



Fuente: Autores del Proyecto.

De la gráfica 6, se realizó un análisis en el cual se busca encontrar el punto óptimo de diseño, que significa buscar la tendencia de mayor carga alar contra la menor relación de peso – potencia, esto se debe a que a una mayor carga alar se reduce la superficie alar y por ende el peso, así como a una menor relación peso – potencia debido a que indica la potencia necesaria para cada libra de peso, y entre menor sea la potencia por libra menor será el esfuerzo necesario para el motor lo que se traduce en reducción de costos. Buscando hallar este punto óptimo de diseño se extraen las siguientes conclusiones:

- La grafica de régimen de ascenso nos indica que la parte inferior de la misma es en la cual podemos tomar un punto de diseño, el cual estará por debajo del requerimiento de 800 pies por minuto.
- Las gráficas del coeficiente máximo de lift al aterrizaje indica que a una misma velocidad de stall de 60 nudos, se pueden utilizar diferentes valores que cumplirán con esta velocidad, las regiones óptimas se encuentran hacia la izquierda de la gráfica. En este caso se podría tomar un lift de 1,6 y estaría dentro de los parámetros requeridos, subir el lift inducirá a reducir la distancia para el aterrizaje.
- El coeficiente de lift máximo al despegar indica que valor utilizar para cumplir con la distancias al despegue, sin embargo influye en su intersección con la velocidad crucero que brindara la última guía para la toma del punto de diseño.
- La velocidad crucero atraviesa inicialmente las gráficas de coeficiente de lift máximo al despegar, lo cual indica que podríamos hacer uso de cualquiera de ellas. Sin embargo al tomar una de menor valor conlleva a tener una carga alar menor, por esta razón se toma la de mayor valor que en este caso se da a un coeficiente de lift máximo al despegar de 1,8.
- Este punto óptimo de diseño se toma al cruce de valores correspondientes así:

$$\left(\frac{W}{S}\right)_d = 17,4 \frac{lb}{ft^2}$$

$$\left(\frac{W}{P}\right)_d = 14,9 \frac{lb}{hp}$$

Así mismo se toman los valores de:

$$C_{L_{max_{TO}}} = 1.8 \quad C_{L_{max_L}} = 1.6$$

2.4 RENDIMIENTO DE LA AERONAVE

En esta sección se podrán encontrar varios de los parámetros más importantes de la aeronave con los cuales se va a establecer su óptimo rendimiento.

2.4.1 Coeficientes de Lift

Se tiene considerado para nuestra aeronave utilizar dos tipos de perfiles con el fin de realizar un ala con twist aerodinámico. Para realizar los cálculos de los diferentes coeficientes de lift es necesario saber el $C_{l_{max}}$ promedio de los perfiles seleccionados en nuestra línea base, para ello se realizó el estudio de los perfiles en el software XFLR5 con los siguientes datos:

- Reynolds de 500.000 hasta 5.000.000 con intervalos de 100.000
- Mach de 0,227
- Numero Critico de 9
- Alpha de -5° hasta 20°

Los resultados obtenidos por el software fueron:

Eppler 1233	$C_{l_{max}} = 1,699$	$\alpha C_{l_{max}} = 15^\circ$	$C_m = -0,049$	$C_d = 0,044$
Wortman 63-137	$C_{l_{max}} = 1,686$	$\alpha C_{l_{max}} = 15^\circ$	$C_m = -0,133$	$C_d = 0,088$
Roncz 1145MS	$C_{l_{max}} = 1,413$	$\alpha C_{l_{max}} = 15^\circ$	$C_m = -0,019$	$C_d = 0,059$

Los perfiles seleccionados para el obtener el $C_{l_{max}}$ promedio fueron los que poseen el mayor coeficiente de lift (Eppler 1233 y Wortman 63-137).

$$C_{l_{max}Promedio} = \frac{(1,699 + 1,686)}{2}$$

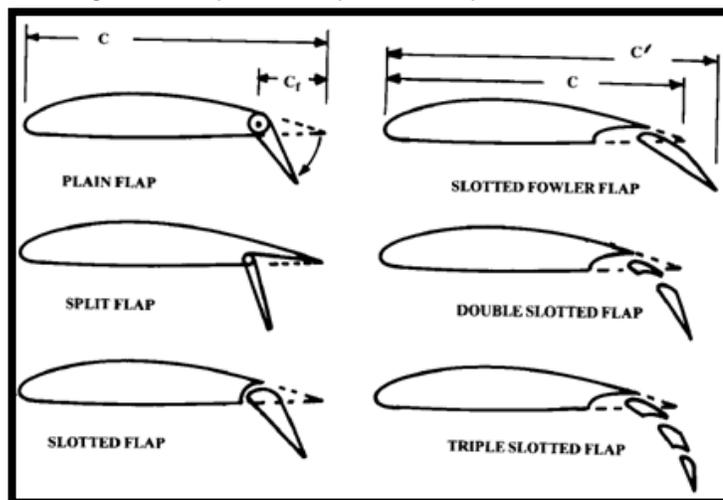
$$C_{l_{max}Promedio} = 1,692$$

Se procede a seleccionar el tipo de superficie hipersustentadora que poseerá el ala; dado que la aeronave en un ángulo de ataque de 15° inicia la pérdida de sustentación, no se emplearan mecanismos en el borde de ataque del ala, sino en el borde de salida.

Los efectos que producen los Flaps son: Aumenta la resistencia, dependiendo el tipo de configuración a utilizar aumenta la superficie alar, aumenta la sustentación, se puede volar a velocidades más bajas sin entrar en pérdida, menor distancia requerida para el despegue y aterrizaje de la aeronave.

Como se puede observar en la figura 14; existen diferentes tipos de dispositivos hipersustentadores, cada uno con características y formas diferentes.

Figura 14. Tipos de dispositivos híper-sustentadores



Fuente: Raymer, Daniel P. Aircraft Design: A Conceptual Approach. Washington. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992. p. 276

En la figura 15 se observa la contribución al lift de los diferentes dispositivos hipersustentadores.

Figura 15. Contribución de lift según el dispositivo híper-sustentador

High-lift device	$\Delta C_{l_{max}}$
Flaps	
Plain and split	0.9
Slotted	1.3
Fowler	1.3 c'/c
Double slotted	1.6 c'/c
Triple slotted	1.9 c'/c
Leading edge devices	
Fixed slot	0.2
Leading edge flap	0.3
Kruger flap	0.3
Slat	0.4 c'/c

Fuente: Raymer, Daniel P. Aircraft Design: A Conceptual Approach. Washington. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992. p. 279

De todas las configuraciones se seleccionan los Flap Slotted dado que este genera un buen incremento en la sustentación, permite el paso de una fracción de la alta presión proveniente de la parte inferior del ala sobre la parte superior del flap, lo cual tiende a reducir la separación, incrementa la sustentación y disminuye la resistencia.

El coeficiente de lift máximo con Flaps se obtiene con un ángulo de deflexión de 40° a 45° aproximadamente.

Ecuación 34. Ecuación coeficiente de lift máximo flaps a 45°

$$C_{l_{max}} Flaps 45^{\circ} = C_{l_{maxPromedio}} + \Delta C_{l_{max}}$$

Fuente: Raymer, Daniel P. Aircraft Design: A Conceptual Approach. Washington. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992. p. 270

$\Delta C_{l_{max}} = \text{Contribucion del Flap}$

$$C_{l_{max}} Flaps 45^{\circ} = C_{l_{maxPromedio}} + \Delta C_{l_{max}}$$

$$C_{l_{max}} Flaps 45^{\circ} = 1,692 + 1,3$$

$$C_{l_{max}} Flaps 45^{\circ} = 2,992$$

Entendiendo que el máximo coeficiente de lift $C_{L_{max}}$ de un ala al ser infinita y tridimensional no posee el mismo coeficiente de lift $C_{l_{max}}$ del perfil, se debe hallar el valor del máximo coeficiente de lift $C_{L_{max}}$ que tendrá el ala según la ecuación 35 tenemos:

Ecuación 35. Ecuación máximo coeficiente de lift

$$C_{L_{max}} = 0,9 C_{l_{max}} \text{Cos} \Lambda_{0.25 c}$$

Fuente: Raymer, Daniel P. Aircraft Design: A Conceptual Approach. Washington. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992. p. 270

Donde:

$C_{L_{max}}$ = Coeficiente de Lift Máximo del Ala

$C_{l_{max}}$ = Coeficiente de Lift Máximo del Perfil

$\Lambda_{0.25 c}$ = Angulo del Ala al 25% de Cuerda

Por el momento se considera un ala rectangular sin aflechamiento, por ende el ángulo del ala al 25% de cuerda tomaría un valor de cero "0".

$$C_{L_{max}} = 0,9 C_{l_{max}} Flaps 45^{\circ} \text{Cos} \Lambda_{0.25 c}$$

$$C_{L_{max}} = 0,9 (2,992)(\text{Cos } 0)$$

$$C_{L_{max}} = 2,6928$$

Esta aeronave solamente utilizara los Flaps desplegados totalmente (45°) en el momento del aterrizaje. Razón por la cual el valor calculado será el $C_{L_{max}}$ para el aterrizaje o $C_{L_{maxL}}$.

$$C_{L_{maxL}} = 2,6928$$

Para el despegue se espera que la aeronave utilice los Flaps desplegados a 25°. En la ecuación 36 encontramos la variación de dicho coeficiente.

Ecuación 36. Variación del coeficiente de lift máximo

$$\Delta C_{l_{max}} = 1,3 (25/45)$$

Fuente: ANDERSON, Jhon D. Aircraft Performance and Design, McGraw-Hill, 1999 p.412

$$\Delta C_{l_{max}} = 1,3 (25/45)$$

$$\Delta C_{l_{max}} = 0,7222$$

$$C_{l_{max}} \text{ Flaps } 25^\circ = C_{l_{maxPromedio}} + \Delta C_{l_{max}}$$

$$C_{l_{max}} \text{ Flaps } 25^\circ = 1,692 + 0,7222$$

$$C_{l_{max}} \text{ Flaps } 25^\circ = 2,414$$

$$C_{l_{maxTO}} = 2,414$$

El coeficiente de lift máximo real o el máximo para el ala a 25° es:

$$C_{L_{maxTO}} = 0,9 C_{l_{max}} \text{ Flaps } 25^\circ \text{ Cos } \Lambda_{0,25 c}$$

$$C_{L_{TO}} = 0,9 (2,414)(\text{Cos } 0)$$

$$C_{L_{maxTO}} = 2,172$$

El coeficiente de lift máximo real o el máximo limpio del ala es:

$$C_{L_{max}} = 0,9 C_{l_{maxPromedio}} \text{ Cos } \Lambda_{0,25 c}$$

$$C_{L_{max}} = 0,9 (1,692)(\text{Cos } 0)$$

$$C_{L_{max}} = 1,5228$$

Resumiendo; se obtienen los siguientes valores calculados sin flaps, flaps a 25° y flaps totalmente desplegados (en su respectivo orden):

$$C_{L_{max}} = 1,5228 \quad C_{L_{max_{TO}}} = 2.172 \quad C_{L_{max_L}} = 2.6928$$

2.4.2 Carga Alar (W/S)

La carga alar condiciona directamente varios aspectos aerodinámicos de la aeronave como el peso máximo de despegue, la velocidad de subida y el radio de giro. Esta influye directamente en la velocidad por tanto un ala con una carga baja vuela con una diferencia de presión relativamente baja que le permite una mayor capacidad de sustentación, lo que le proporciona en comparación con un avión de igual masa y mayor carga alar una menor velocidad de aterrizaje y despegue, una mayor capacidad de ascenso y una menor velocidad de entrada en pérdida.

La estabilidad de la aeronave asimismo se ve afectada por el nivel de carga alar ya que las turbulencias y cambios en la densidad del aire son más claras en aviones con alas relativamente grandes en relación a su masa, por tanto con menor carga alar, en las cuales dichas turbulencias tienen más superficie para actuar y las diferencias de presión causadas por el vórtice son proporcionalmente más intensas.

Para hallar la carga alar W/S de nuestra aeronave, se necesitan los valores de $C_{L_{max}}$, calculados anteriormente:

$$C_{L_{max}} = 1,6 \quad C_{L_{max_{TO}}} = 1.8 \quad C_{L_{max_L}} = 1.6$$

Se busca que la carga alar sea la menor ya que nos generara un menor esfuerzo en la estructura de la aeronave. En la ecuación 37 tenemos:

Ecuación 37. Ecuación Carga Alar

$$W/S = \frac{\rho C_{L_{max}} V_s^2}{2}$$

Fuente: ANDERSON, Jhon D, Fundamentals of Aerodynamics, Section 5.3 (4th edition), McGraw-Hill 1984.

Carga Alar con Flaps a 45°

$$W/S = \frac{\rho C_{L_{max_L}} V_s^2}{2}$$

$$W/S = \frac{(0,002378 \text{ Slug}/ft^3) (1,6) (101,27 \text{ ft}/s)^2}{2}$$

$$(W/S)_L = 19,51 \text{ lb}/ft^2$$

Carga Alar con Flaps a 25°

$$W/S = \frac{\rho C_{L_{maxTO}} V_s^2}{2}$$

$$W/S = \frac{(0,0023769 \text{ Slug}/ft^3)(1,8)(101,27 \text{ ft}/s)^2}{2}$$

$$(W/S)_{TO} = 21,94 \text{ lb}/ft^2$$

Carga Alar sin Flaps

$$W/S = \frac{\rho C_{L_{max}} V_s^2}{2}$$

$$W/S = \frac{(0,0023769 \text{ Slug}/ft^3)(1,6)(101,27 \text{ ft}/s)^2}{2}$$

$$W/S = 19,51 \text{ lb}/ft^2$$

En la tabla 6 se observa los resultados obtenidos al calcular la carga alar sin flaps, con flaps a 25° y 45°.

Tabla 6. Resultados Obtenidos Carga Alar

	CARGA ALAR (W/S)
SIN FLAPS	19,51 lb/(ft ²)
FLAPS 25°	21,94 lb/(ft ²)
FLAPS 45°	19,51 lb/(ft ²)

Fuente: Autores del Proyecto.

Según las gráficas e iteraciones realizadas en el capítulo anterior “Dimensionamiento Preliminar de la Aeronave” el valor de la carga alar dada como punto de diseño es de $(W/S)_d = 17,4 \text{ lb}/ft^2$ y como se explicó al comienzo de este literal, se busca que la carga alar sea la menor ya que generara un menor esfuerzo en la estructura de la aeronave. Por esta razón al comparar los resultados calculados con el obtenido con los puntos de diseño se escoge el de punto de diseño.

2.4.3 Superficie Alar

Con los datos obtenidos en la carga alar se procede a despejar la superficie sabiendo de antemano el peso de la aeronave dado en los requerimientos.

$$W/S = 17,4 \text{ lb}/ft^2$$

$$S = W / 17,4 \text{ lb}/ft^2$$

$$S = 2.000 \text{ lb} / 17,4 \text{ lb}/ft^2$$

$$S = 114,94 \text{ ft}^2$$

2.4.4 Aspect Ratio

A través de los cálculos realizados en la sección de la Superficie Alar se sabe que el área máxima que requiere la aeronave es de $114,94 \text{ ft}^2$, la cual se aproxima a 115 ft^2 . Desarrollando la ecuación 38 se asume una envergadura de $b = 28 \text{ ft}$ basándonos en la línea base.

Ecuación 38. Ecuación Aspect Ratio

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

Fuente: ANDERSON, Jhon D, Fundamentals of Aerodynamics, Section 5.3 (4th edition), McGraw-Hill 1984.

$$AR = \frac{(28 \text{ ft})^2}{(115 \text{ ft}^2)}$$

$$AR = 6,81$$

2.4.5 Coeficiente de Drag a Zero – Lift

Ecuación 39. Ecuación Coeficiente de Drag a Zero-lift

$$C_{D0} = f/S$$

Fuente. ROSKAM, Jan; Airplane Design. Part I. Ottawa, KS: Roskam Aviation and Engineering Corporation. 1985, p.118

Donde "f" equivale al Área Parasita y "S" a la Superficie Alar.

$$C_{D0} = 4,13 \text{ ft}^2 / 115 \text{ ft}^2$$

$$C_{D0} = 0,035$$

2.4.6 Presión Dinámica

Ecuación 40. Presión Dinámica

$$q_{\infty} = \frac{1}{2} \rho V_s^2$$

Fuente. CARMONA, Aníbal; Aerodinámica y Actuaciones del Avión. 12 ed. Madrid. Paraninfo, 2000. p 91

$$q_{\infty} = \frac{1}{2} \left(0,0023769 \text{ Slug}/ft^3 \right) (101,27 \text{ ft}/s)^2$$

$$q_{\infty} = 12,18 \text{ lb}/ft^2_s$$

2.4.7 Drag Inducido

La resistencia inducida depende del coeficiente de sustentación:

Ecuación 41. Ecuación Coeficiente de Drag Inducido

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi e AR}$$

Fuente. CARMONA, Aníbal; Aerodinámica y Actuaciones Del Avión. Madrid: Paraninfo. 2000, p. 133

Para las aeronaves de ala fija convencional con Aspect Ratio moderado, el número de eficiencia de Oswald con flaps retraídos va de 0,7 y 0,85. A velocidades supersónicas, número eficiencia Oswald disminuye sustancialmente. Por esta razón para nuestra aeronave se asumirá un valor de $e = 0,85$.

Coeficiente de Drag Inducido con Flaps a 45°

$$C_{Di} = \frac{C_{L_{maxL}}^2}{\pi e AR}$$

$$C_{Di} = \frac{(1,6)^2}{\pi (0,85)(6,81)}$$

$$C_{Di} = 0,14$$

Coeficiente de Drag Inducido con Flaps a 25°

$$C_{Di} = \frac{C_{L_{maxT0}}^2}{\pi e AR}$$

$$C_{Di} = \frac{(1,8)^2}{\pi (0,85)(6,81)}$$

$$C_{Di} = 0,17$$

Coeficiente de Drag Inducido sin Flaps

$$C_{Di} = \frac{C_{L_{max}}^2}{\pi e AR}$$

$$C_{Di} = \frac{(1,6)^2}{\pi (0,85)(6,81)}$$

$$C_{Di} = 0,14$$

En la tabla 7 podemos observar los resultados obtenidos al calcular el coeficiente de drag inducido sin flaps, con flaps a 25° y con flaps a 45.

Tabla 7. Resultados Obtenidos con Coeficiente de Drag Inducido

	COEFICIENTE DE DRAG INDUCIDO (Cdi)
SIN FLAPS	0,14
FLAPS 25°	0,17
FLAPS 45°	0,14

Fuente: Autores del Proyecto.

2.4.8 Potencia Requerida para el despegue

La potencia requerida en vuelo horizontal viene dada por:

Ecuación 42. Ecuación Potencia Requerida para el Despegue

$$P = \frac{W_{TO}}{\left(\frac{W}{P}\right)_d}$$

Fuente. CARMONA, Aníbal; Aerodinámica y Actuaciones Del Avión. Madrid: Paraninfo. 2000, p. 289

$$P = \frac{2000 \text{ lb}}{14,9 \text{ lb/hp}}$$

$$P = 134,23 \text{ hp}$$

2.4.9 Velocidad del sonido

Velocidad del sonido a 8.000 ft

Ecuación 43. Ecuación Velocidad del Sonido

$$v_s = \sqrt{\gamma \cdot R \cdot T}$$

Fuente. CARMONA, Aníbal; Aerodinámica y Actuaciones Del Avión. Madrid: Paraninfo. 2000, p. 26

$$\gamma = 1.4 \text{ Cte}$$

$$R = 1716,5 \text{ ft}^2/\text{s}^2 \text{ } ^\circ\text{R}$$

$T_{@8000 \text{ ft}} = 490,17^\circ\text{R}$ Tabla de Atmosfera Estándar Apéndice B

$$v_s = \sqrt{\gamma \cdot R \cdot T} = \sqrt{(1.4) \left(1716,5 \text{ ft}^2/\text{s}^2 \cdot ^\circ\text{R}\right) (490,17^\circ\text{R})}$$

$$v_s = 1085,32 \text{ ft/s} = 643,03 \text{ Knots}$$

2.4.10 Numero Mach

Ecuación 44. Ecuación Numero Mach

$$M = \frac{v_a}{v_s}$$

Fuente. CARMONA, Aníbal; Aerodinámica y Actuaciones Del Avión. Madrid: Paraninfo. 2000, p. 45

$$M = \frac{v_a}{v_s} = \frac{146 \text{ Knots}}{643,03 \text{ Knots}}$$

$$M = 0,227$$

2.4.11 Velocidad de Pérdida Calculada

En la sección 2.3.1 se indicó que la FAR 23¹, explica el tema de velocidad de pérdida de una aeronave con características similares al presente proyecto y por esto se toma como referencia el valor de velocidad de pérdida de 60 Kts, que corresponden a $101,27 \text{ ft/s}$.

Se procede a calcular la velocidad de pérdida en las diferentes fases de vuelo y se comparara con el valor asumido en anteriores cálculos.

Ecuación 45. Ecuación de velocidad de pérdida

$$V_{\text{Stall}} = \left\{ \frac{2 (W/S)}{\rho C_{L_{\text{max}}}} \right\}^{1/2}$$

Fuente. ROSKAM, Jan; Airplane Design. Part I. Ottawa, KS: Roskam Aviation and Engineering Corporation. 1985, p.90

¹ FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. Federal Aviation Regulations. Part 23.49 Stalling speed. Washington D.C. 2002

$$\rho@SeaLevel = 2,3769 \times 10^{-3} \text{ slugs/ft}^3 \text{ (Tabla de Atmosfera Estándar Apéndice B)}$$

$$\rho@8000ft = 1,8685 \times 10^{-3} \text{ slugs/ft}^3 \text{ (Tabla de Atmosfera Estándar Apéndice B)}$$

Velocidad de Perdida Sin Flaps

Ecuación 46. Ecuación de velocidad de pérdida sin flaps

$$V_{Stall} = \sqrt{\frac{2 W_{TO_{guess}}}{\rho S C_{L_{max}}}}$$

Fuente. ROSKAM, Jan; Airplane Design. Part I. Ottawa, KS: Roskam Aviation and Engineering Corporation. 1985, p.90

$$V_{Stall} = \sqrt{\frac{2 (2000 \text{ lb})}{(1,8685 \times 10^{-3} \text{ slugs/ft}^3)(115 \text{ ft}^2)}(1,6)}$$

$$V_{Stall} = 107,86 \text{ ft/s} = 63,9 \text{ Knts}$$

Velocidad de Perdida con 25° de Flaps

$$V_{Stall_{TO}} = \sqrt{\frac{2 W_{TO_{guess}}}{\rho S C_{L_{max_{TO}}}}$$

$$V_{Stall_{TO}} = \sqrt{\frac{2 (2000 \text{ lb})}{(1,8685 \times 10^{-3} \text{ slugs/ft}^3)(115 \text{ ft}^2)}(1,8)}$$

$$V_{Stall_{TO}} = 101,69 \text{ ft/s} = 60,24 \text{ Knts}$$

Velocidad de Perdida con 45° de Flaps

$$V_{Stall_L} = \sqrt{\frac{2 W_{TO_{guess}}}{\rho S C_{L_{max_L}}}}$$

$$V_{Stall_L} = \sqrt{\frac{2 (2000 \text{ lb})}{(1,8685 \times 10^{-3} \text{ slugs/ft}^3)(115 \text{ ft}^2)}(1,6)}$$

$$V_{Stall_L} = 107,86 \text{ ft/s} = 63,9 \text{ Knts}$$

Los valores calculados no se encuentran muy lejos de los requerimientos de la FAR 23 en la sección 23.49 expuestos anteriormente. En la tabla 8 podemos observar los resultados obtenidos al calcular la velocidad de perdida sin flaps, con flaps a 25° y con flaps a 45.

Tabla 8. Resultados Obtenidos para Velocidad de Perdida

	VELOCIDAD DE PERDIDA (ft/s)	VELOCIDAD DE PERDIDA (Knts)
SIN FLAPS	107,86	63,9
FLAPS 25°	101,69	60,24
FLAPS 45°	107,86	63,9

Fuente: Autores del Proyecto.

2.4.12 Velocidad de Aproximación

La velocidad de aproximación se calculó según la ecuación 47:

Ecuación 47. Ecuación de velocidad de aproximación

$$V_{\text{aprox}} = V_{\text{stall}} + V_{\text{stall}}(25\%)$$

Fuente. ROSKAM, Jan; Airplane Design. Part I. Ottawa, KS: Roskam Aviation and Engineering Corporation. 1985, p.90

Velocidad de Aproximación Sin Flaps

$$V_{\text{aprox}} = V_{\text{stall}} + V_{\text{stall}}(25\%)$$

$$V_{\text{aprox}} = 107,86 \text{ ft/s} + 26,96 \text{ ft/s}$$

$$V_{\text{aprox}} = 134,82 \text{ ft/s} = 79,87 \text{ Knts}$$

Velocidad de Aproximación con 25° de Flaps

$$V_{\text{aprox}_{TO}} = V_{\text{Stall}_{TO}} + V_{\text{Stall}_{TO}}(25\%)$$

$$V_{\text{aprox}_{TO}} = 101,69 \text{ ft/s} + 25,42 \text{ ft/s}$$

$$V_{\text{aprox}_{TO}} = 127,11 \text{ ft/s} = 75,31 \text{ Knts}$$

Velocidad de Aproximación con 45° de Flaps

$$V_{\text{aprox}_L} = V_{\text{Stall}_L} + V_{\text{Stall}_L}(25\%)$$

$$V_{\text{aprox}_L} = 107,86 \text{ ft/s} + 26,96 \text{ ft/s}$$

$$V_{\text{aprox}_L} = 134,82 \text{ ft/s} = 79,87 \text{ Knts}$$

En la tabla 9 podemos observar los resultados obtenidos al calcular la velocidad de aproximación sin flaps, con flaps a 25° y con flaps a 45.

Tabla 9. Resultados Obtenidos Velocidad de Aproximación

	VELOCIDAD DE APROXIMACION (ft/s)	VELOCIDAD DE APROXIMACION (Knts)
SIN FLAPS	134,82	79,87
FLAPS 25°	127,11	75,31
FLAPS 45°	134,82	79,87

Fuente: Autores del Proyecto.

2.4.13 Distancia de Aterrizaje

La distancia requerida para que la aeronave aterrice está dada por la siguiente ecuación:

Ecuación 48. Ecuación de Distancia de Aterrizaje

$$S_{LG} = 0,265 v_{\text{stall}}^2$$

Fuente. Ibíd., p.108

Donde:

S_{LG} = Distancia Requerida para Aterrizar

V_{Stall} = Velocidad de perdida dada en Nudos

Distancia de Aterrizaje con 45° de Flaps:

$$S_{LG} = 0,265 (63,9 \text{ Knts})^2$$

$$S_{LG} = 1082,05 \text{ ft}$$

Se decide calcular la distancia de aterrizaje en una configuración de Flaps a 25° con el fin de proporcionar una mayor información en caso de ser necesaria. La configuración limpia o sin Flaps no se calcula ya que son los mismos datos que con Flaps a 45°.

Distancia de Aterrizaje con 25° Flaps:

$$S_{LG} = 0,265 (60,24 \text{ Knts})^2$$

$$S_{LG} = 961,64 \text{ ft}$$

2.4.14 Equilibrio Perpendicular

Ecuación 49. Ecuación de Equilibrio Perpendicular

$$\eta w = 1482 \delta M^2 C_{Lclimb} S S_{LG} = 0,265 v_{stall}^2$$

Fuente. Ibíd., p.108

Ecuación 50. Ecuación Coeficiente de Lift Climb

$$C_{Lclimb} = \frac{2 W}{\rho_{@8000 \text{ ft}} S V_a^2}$$

Fuente. Ibíd., p.108

$$C_{Lclimb} = \frac{2 (2000 \text{ lb})}{(1,8685 \times 10^{-3} \text{ slugs/ft}^3)(115 \text{ ft}^2)(246,42 \text{ ft/s})^2}$$

$$C_{Lclimb} = 0,306$$

$$P@SeaLevel = 2,1162 \times 10^3 \text{ lb/ft}^2 \text{ (Tabla de Atmosfera Estándar Apéndice B)}$$

$$P@8000 \text{ ft} = 1,5721 \times 10^3 \text{ lb/ft}^2 \text{ (Tabla de Atmosfera Estándar Apéndice B)}$$

Ecuación 51. Ecuación Relación de presiones

$$\delta = \frac{P_{alt}}{P_{SLevel}}$$

Fuente. Ibíd., p.109

$$\delta = \frac{1,5721 \times 10^3 \text{ lb/ft}^2}{2,1162 \times 10^3 \text{ lb/ft}^2}$$

$$\delta = 0,7428$$

$$\eta w = 1482 \delta M^2 C_{L_{climb}} S$$

$$\eta (2000 \text{ Lbs}) = (1482)(0,7428)(0,227^2)(0,306)(115 \text{ ft}^2)$$

$$\eta (2000 \text{ Lbs}) = 1.996,14$$

$$\eta = \frac{1.996,14}{2000 \text{ Lbs}}$$

$$\eta = 0,99$$

2.4.15 Máximo Factor de Carga

Para este cálculo se utiliza $C_{L_{max}} = 1,6$ y $W/S = 17,4 \text{ lb/ft}^2$ que corresponde a los datos de la aeronave en configuración limpia

Ecuación 52. Ecuación Máximo Factor de Carga

$$\eta_{max} = \frac{1482 C_{L_{max}} \delta M^2}{W/S}$$

Fuente. Ibíd., p.109

$$\eta_{max} = \frac{(1482)(1,6)(0,7428)(0,227^2)}{(17,4 \text{ lb/ft}^2)}$$

$$\eta_{max} = 5,21$$

3. DISEÑO DEL ALA

En el presente proyecto se deseó hacer uso de una configuración particular en el momento de diseñar una aeronave, a la cual se le llama Canard que consiste en la ubicación de su estabilizador horizontal en la parte delantera de la aeronave, ofreciendo características que influyen notablemente en la sustentación, control y maniobrabilidad de la aeronave diferente a la disposición convencional.

3.1 ESTUDIO Y SELECCIÓN DEL PERFIL ALAR PARA EL ALA

En el punto de la selección de los perfiles de las superficies de sustentación y de control del proyecto se debe dar un gran énfasis, ya que a partir de aquí se desprende toda la aerodinámica que permite a la aeronave volar y ser maniobrable.

A continuación se definen algunos conceptos a tener en cuenta y que sirven de guía para determinar qué tipo de perfil se adapta mejor a nuestras necesidades en el ala principal, canard y estabilizador vertical.

3.1.1 Requerimientos geométricos del perfil

- Máximo espesor de perfil o thickness t_{max}

Debe ser grueso como sea posible desde el punto de vista del espacio para el combustible y resistencia estructural.

- Distribución del espesor del perfil en el borde de salida o trailing edge

Debe tener un amplio espacio para alojar el dispositivo de alta sustentación (flap) y largo, si es necesario. Un borde de salida extremadamente delgado no es práctico desde el punto de vista de resistencia estructural.

- Angulo del borde de salida o trailing edge

Se recomienda que este no debe ser más grande de 15° , ya que la eficacia del alerón puede verse afectada.

- Lisura
- Repentinos cambios en la curvatura o de presiones superficiales deben ser evitados tanto como sea posible.

Se evidencia que no es posible diseñar un perfil que cumpla siempre con todas las especificaciones porque algunos requerimientos entraran en conflicto con otros. Por

lo cual es necesario realizar ajustes en las especificaciones requeridas con base en los datos disponibles.

3.1.2 Requerimientos aerodinámicos para el perfil

- Coeficiente Máximo de Lift C_{Lmax}

Este debe ser alto como sea posible. Es necesario hacer que la curvatura del borde de ataque o leading edge grande para prevenir la separación en la nariz, mientras que la presión sube en la parte trasera del ala ligeramente con el fin de retrasar la separación en el borde de salida o trailing edge.

- Coeficiente Mínimo de Drag C_{D0}

Este debe ser bajo como sea posible. Para este fin, es necesario diseñar un perfil alar de forma que la capa límite se mantenga como un flujo laminar hasta la parte trasera del ala, de la misma forma la separación no ocurrirá en el borde de salida o trailing edge.

- Relación máxima Lift-Drag $(C_L/C_D)_{max}$

Debe ser alta como sea posible. La distribución de presiones debe ser tal que se obtiene una alta sustentación mientras la separación de la capa límite es suprimida.

- Características de Stall

Se requiere que una rápida disminución en la sustentación o cambios en el momento de cabeceo no ocurran. Por lo tanto es necesario diseñar un patrón en la distribución de presiones en la cual la propagación de la separación con respecto al ángulo de incidencia sea leve, como para hacer la curvatura de la nariz grande.

3.1.3 Gráficas de los perfiles

Se puede observar a través de gráficas, la interacción de datos de las principales características de un perfil, y de esta manera determinar los parámetros de selección del mismo. Los datos obtenidos son de características como el coeficiente de lift, drag, momento y ángulo de ataque, en la cual el perfil se expone en dos dimensiones.

Tomando como referencia a Mohammad¹, algunos datos que se pueden obtener de las gráficas son los siguientes:

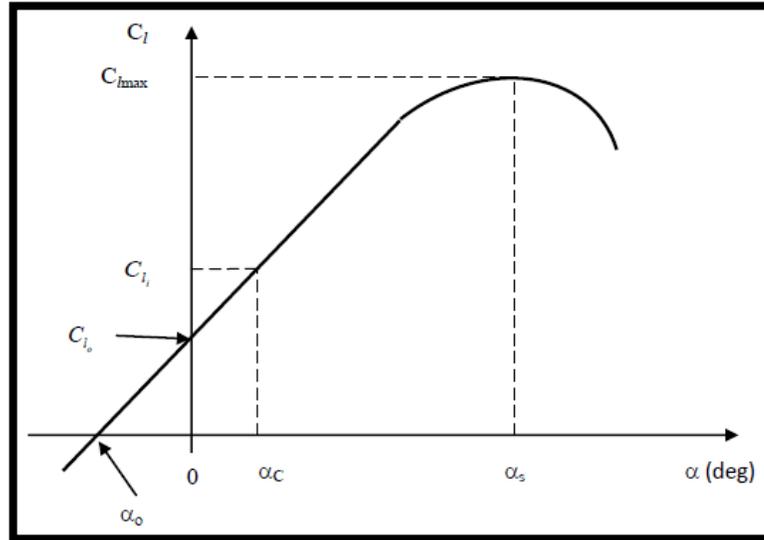
1. Gráfica del coeficiente de lift contra ángulo de ataque (C_l vs α).

Aquí se pueden observar las variaciones del coeficiente de lift con respecto al ángulo de ataque y se puede determinar algunos puntos principales, en los cuales se debe buscar que alcancen ciertos propósitos como:

- Buscar que el coeficiente de lift máximo ($C_{l_{max}}$) sea alto, lo cual nos significaría una baja velocidad en stall.
- El ángulo de pérdida (α_s) debe ser alto y la pendiente con respecto al coeficiente de lift no sea muy pronunciada, lo cual indica que en caso de pérdida, esta sería progresiva y no repentina permitiendo que el piloto tenga la capacidad de recuperar la aeronave fácilmente.
- El ángulo de ataque a cero lift (α_0) debe ser alto, es decir lo más negativo posible, de ser viable mayor a -2 grados buscando que haya sustentación incluso a un ángulo de ataque negativo, lo cual permite que no sea muy pronunciado el ángulo de incidencia de las alas en la aeronave.
- El ángulo de ataque en el cual se encuentra el coeficiente de lift ideal (C_{l_i}), debido a que en este punto se encuentra el mínimo coeficiente de drag y por lo tanto podría tomarse como el ángulo para velocidad crucero. El (C_{l_i}) se puede determinar de forma más clara en la gráfica de coeficiente de drag contra coeficiente de lift. En la mayoría de casos se ubica entre los dos y cinco grados.
- El coeficiente de lift a ángulo de ataque cero (C_{l_0}) debe ser alto, lo que indica que a un ángulo de ataque de cero grados, el perfil aun estará generando sustentación.

¹ SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: Wiley Publications, 2012, p.184

Gráfica 7. Coeficiente de Lift VS Ángulo de Ataque.

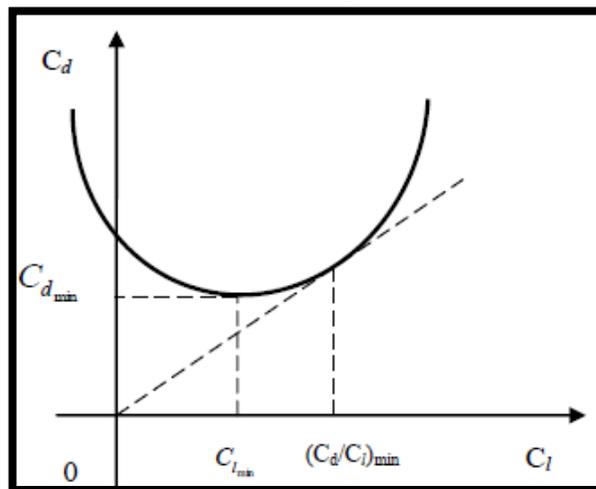


Fuente: SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: Wiley Publications, 2012, p.184

2. Gráfica del coeficiente de drag contra el coeficiente de lift (C_d vs C_l).

- Se busca que el punto del mínimo coeficiente de drag, sea tan bajo como sea posible, un valor típico en el estado del arte es 0,003 hasta 0,006.
- Una línea dibujada desde el origen y tangente a la gráfica, ubica la mínima pendiente y aquí se puede ubicar $(C_d/C_l)_{min}$ que es igual a $(C_l/C_d)_{max}$, y esta última relación se busca que sea lo más alta posible.

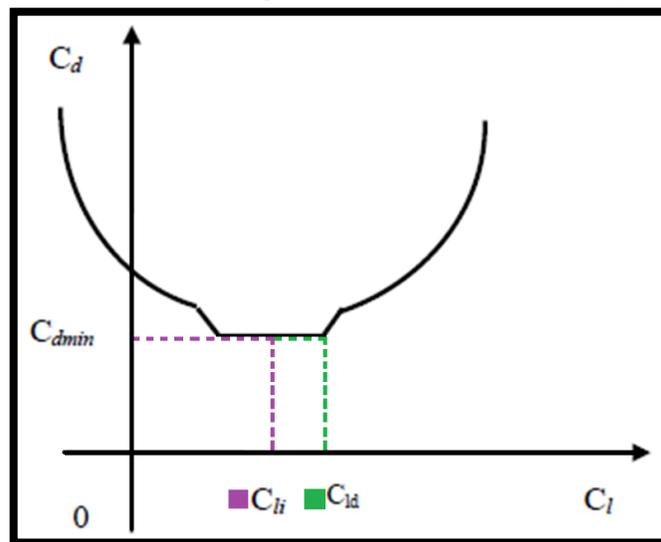
Gráfica 8. Coeficiente de Drag VS Coeficiente de Lift.



Fuente: SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: Wiley Publications, 2012, p.187

- En la gráfica No. 9 corresponde a un perfil laminar, y en esta se puede observar una pequeña saliente, que indica que por un instante el coeficiente de drag es mínimo y no tendrá variaciones significativas. Esto permite que el piloto pueda mantenerse en un punto de mínimo drag variando levemente el ángulo de ataque. Situación que se presenta en el vuelo crucero donde debido a la quema de combustible el centro de gravedad ira cambiando continuamente, generando el cambiando de ángulo de ataque sin generar mayores cambios en el drag, y por ende manteniendo la misma potencia en el motor.
- En esta saliente que se observa en la gráfica No. 9, su punto medio es considerado el coeficiente de lift ideal (C_{li}), y la intención es que en vuelo en crucero la aeronave se mantenga en este punto, así mismo es su punto máximo se considera el coeficiente de lift de diseño (C_{ld}) que es utilizado en etapas de vuelo como el loiter.

Gráfica 9. Coeficiente de Drag VS Coeficiente de Lift en un perfil laminar.



Fuente: SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: Wiley Publications, 2012, p.188

3. Gráfica del coeficiente de momento contra el ángulo de ataque (C_m vs α).
 - En el coeficiente de momento sobre un cuarto de la cuerda contra el ángulo de ataque, normalmente es negativo y su pendiente tiende también a ser negativa, esto para efectos de una aeronave estable es bueno, indicando que para evitar variaciones significativas en el momento debo variar el ángulo de ataque de forma negativa, es decir bajando la nariz de la aeronave.

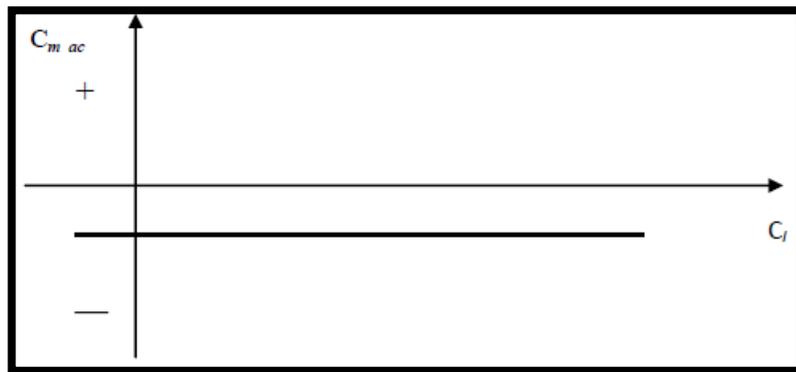
Gráfica 10. Coeficiente de momento a un cuarto de la cuerda VS Angulo de ataque.



Fuente: SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: Wiley Publications, 2012, p.186

- En el coeficiente de momento sobre el centro aerodinámico contra el ángulo de ataque, se busca que el C_m se mantenga constante, lo cual nos confirmaría que ese es su centro aerodinámico, así mismo que este se encuentre cerca a cero ya que este valor se anula por el estabilizador horizontal y entre más negativo sea el valor, más grande deberá ser el tamaño del estabilizador, generando por lo tanto mayor peso a la aeronave.

Gráfica 11. Coeficiente de momento a un cuarto de la cuerda VS Angulo de ataque.

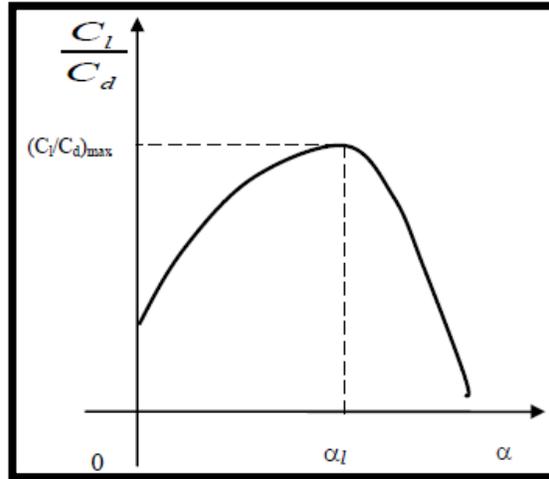


Fuente: SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: Wiley Publications, 2012, p.186

4. Gráfica de la relación lift – drag contra el ángulo de ataque (C_l/C_d vs α).

En esta gráfica se determina que el valor más alto de la relación lift – drag, posee un ángulo de ataque que se convierte en una fuerte opción para ser usado en la etapa de loiter o de espera.

Gráfica 12. Relación lift – drag VS Angulo de ataque.



Fuente: SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: Wiley Publications, 2012, p.189

Las gráficas expuestas anteriormente se emplearon solo de referencia. Las gráficas del diseño alar de los perfiles seleccionados serán presentadas en sus literales correspondientes.

3.1.4 Características de las familias y tipos de perfiles

Una pregunta que surge con frecuencia es qué tipo de perfil aerodinámico o tipos de superficies de sustentación fueron utilizados en el diseño de las alas de una aeronave en particular.

Para poder responder a esta pregunta se han creado unos listados muy completos que proporciona una lista de aviones de configuración convencional, de configuración tipo canard, ala en tándem, aviones de tres superficies, helicópteros, rotores basculantes y autogiros.

A continuación se expone una lista de algunos de los nombres de los perfiles aerodinámicos más comunes y sus diseñadores:

ARA	The Aircraft Research Association, Ltd. in Britain
CLARK	Col. Virginus Clark of the NACA
DAVIS	David Davis, an independent airfoil designer
DESA	Douglas El Segundo Airfoil
DLBA	Douglas Long Beach Airfoil
DO	Dornier
DSMA	Douglas Santa Monica Airfoil
DLR	The German Aerospace Center
DRELA	Dr. Mark Drela of MIT

EC	The National Physical Laboratories in Britain
EIFFEL	Gustave Eiffel, an early French aeronautical researcher
EPPLER	Dr. Richard Eppler of the University of Stuttgart
GU	University of Glasgow in Scotland
GILCHRIST	Ian Gilchrist of Analytical Methods, Inc.
GOTTINGEN	The AV Gottingen aerodynamics research center in Germany
K	Dr. Yasuzu Naito of Nakajima
LB	Dr. Ichiro Tani of Tokyo University
LIEBECK	Dr. Robert Liebeck of McDonnell Douglas, now Boeing
LISSAMAN	Dr. Peter Lissaman of AeroVironment Inc.
MAC	Airfoils designed at Mitsubishi.
MCWILLIAMS	Rick McWilliams, an independent airfoil designer
NARRAMORE	Jim Narramore of Bell Helicopter Textron
NACA	The US National Advisory Committee for Aeronautics
NASA	The US National Aeronautics and Space Administration
NN	Dr. Hideki Itokawa of Nakajima
NPL	The National Physical Laboratories in Britain
NAVY	The US Navy, Philadelphia Navy Yard
ONERA	The French National Aerospace Research Establishment
RAE	The Royal Aeronautical Establishment in Britain
RAF	The National Physical Laboratories in Britain
RIBLETT	Harry Riblett, an independent airfoil designer
RONCZ	John Roncz, an independent airfoil designer
SELIG	Dr. Michael Selig of the University of Illinois at Urbana
SOMERS	Dan Somers of Airfoils, Inc.
TH	Dr. Tatsuo Hasegawa of Tachikawa
TSAGI	The Russian Central Aerodynamics and Hydrodynamics Institute
USA	The US Army
VIKEN	Jeff Viken of NASA Langley Research Center
WORTMANN FX	Dr. F.X. Wortmann of the University of Stuttgart

Según los requerimientos dados para el diseño del proyecto, se redujeron sustancialmente las familias de perfiles a estudiar, teniendo en cuenta las familias de los perfiles alares utilizados en las aeronaves que se tomaron como línea base y cuyas características como coeficiente de lift, drag, momento y relación lift-drag se adaptaban a las necesidades del proyecto, logrando estudiar detalladamente la mejor configuración que se podría obtener.

Para la selección adecuada del perfil del ala, estabilizador y canard, se estudiaron las familias de perfiles más conocidas en el ámbito de diseño aeronáutico resaltando sus ventajas y desventajas:

Familia NACA¹ de 4 dígitos

- ✓ Ventajas: Este perfil presenta buenas características de pérdida o "Stall" a nivel de docilidad. Pequeño movimiento del centro de presiones a lo largo del rango de gran velocidad.
- ✓ Desventajas: Sus coeficientes de sustentación son relativamente bajos. Generan alta resistencia sobre la mayoría de condiciones operativas. Elevado momento de cabeceo.
- ✓ Aplicaciones: Aviación General. Colas horizontales. Jets supersónicos. Palas de helicópteros. Soportes. Aletas de misiles y cohetes.

Familia NACA de 5 dígitos²

- ✓ Ventajas: Incremento en el máximo coeficiente de sustentación. Minimiza el momento de pitch o elevación inherente al diseño del perfil alar. La rugosidad tiene un pequeño efecto.
- ✓ Desventajas: Poseen un comportamiento pobre en pérdida de sustentación. Relativamente alto arrastre por lo tanto genera alta resistencia.
- ✓ Aplicaciones: Aviación General. Aviones de bomberos propulsados por motores a pistón. Conmutadores. Jets de negocios.

Familia NACA de 6 dígitos

- ✓ Ventajas: Incremento en el máximo coeficiente de sustentación. Diseñado para mantener flujo laminar. Minimiza la resistencia en condiciones de diseño de operación. Muy bajo arrastre sobre un pequeño rango de condiciones de operación. Optimizado para altas velocidades con regiones amplias de flujo laminar.
- ✓ Desventajas: Alto arrastre fuera del rango óptimo de las condiciones de operación. Momento de cabeceo elevado. Comportamiento pobre en pérdida de sustentación. Muy susceptible a la rugosidad.
- ✓ Aplicaciones: Bombarderos propulsados por motor a pistón. Jets de negocios. Entrenadores para Jets. Jets supersónicos.

¹ ABBOTT, Ira; DOENHOFF, Albert; Theory of Wings Sections. New York: Dover Publications, 1959, p. 113 - 115

² ABBOTT, Ira; DOENHOFF, Albert; STIVERS Louis; NACA Report 824, Summary of Airfoil Data. Washington, D.C.: Langley Memorial Aeronautical Laboratory, 1945, p. 4 - 7

Familia NACA de 7 dígitos

- ✓ Ventajas: Muy bajo arrastre sobre un pequeño rango de condiciones de operación. Bajo momento de cabeceo.
- ✓ Desventajas: Reducido coeficiente de sustentación. Alto arrastre fuera del rango óptimo de las condiciones de operación. Comportamiento pobre de pérdida. Muy susceptible a la rugosidad.
- ✓ Aplicaciones: Raramente usados.

NACA de 16 dígitos

- ✓ Ventajas: Evita los picos de baja presión. Bajo arrastre a altas velocidades.
- ✓ Desventajas: Relativamente bajo levantamiento.
- ✓ Aplicaciones: Propelas de aeronaves. Propelas de barcos.

NFL¹

- ✓ Ventajas: Bajo arrastre. Logra magnitudes significantes de flujo laminar en ambas superficies, extradós e intradós simultáneamente. Baja resistencia al avance.
- ✓ Desventajas: Sus características de flujo laminar solamente funcionan a través de gradientes de presión favorables.

EPPLER²

- ✓ Ventajas: Permite que la distribución de velocidad sea especificada a lo largo de diferentes segmentos del perfil a diferentes ángulos de ataque. Baja resistencia al avance. Tiene una conexión entre el método de capa límite y el método de trazado normal. Esta conexión permite que las características de la capa límite sean controladas directamente durante el proceso de diseño de perfil.
- ✓ Desventajas: La distribución de velocidades solamente es válida siempre y cuando el flujo local no sea supersónico.

¹ SOMERS, Dan; Airfoils Incorporated, Research Engineer, NASA Langley Research Center.

² EPPLER, R.; SOMERS, Dan; A computer program for the design and analysis of low-speed airfoils. NASA

LS (Low Speed)

- ✓ Ventajas: Son de uso general en la aviación para bajas velocidades, se realizan pruebas a velocidades Mach de 0,10 a 0,37, sobre número Reynolds de 600 mil a 12 millones, con variaciones en el ángulo de ataque de -8 a 20 grados.
- ✓ Desventajas: Estos tipos de perfiles no son aptos para planeadores, alas voladoras o helicópteros porque generan bajos momentos de cabeceo.

3.1.5 Parámetros de Selección del Perfil del Ala

Grandes personalidades del diseño aeronáutico consideran que al seleccionar el perfil alar, se está seleccionando el corazón de la aeronave¹. Ya que este tiene una influencia directa en la velocidad crucero, distancias de despegue y aterrizaje, velocidad de pérdida, maniobrabilidad, y la aerodinámica en general a la cual se encuentra sujeta la aeronave.

Debido a la configuración de la aeronave a diseñar, se determinaron algunos parámetros a seguir para poder escoger el perfil del ala principal, principalmente que la aeronave se desplazara a velocidades subsónicas, por lo que el flujo de aire sobre la parte superior del perfil tiende a separarse, reacción que se debe evitar al máximo. Un perfil del tipo laminar además de cumplir con el anterior requerimiento, posee otras características como:

- Se comporta de manera que sobre el extradós el aire en la capa límite permanece como un fluido del tipo laminar, generando que su transición a un fluido turbulento sea lo más retrasada posible, generando la menor resistencia y la mayor sustentación.
- Son generalmente asimétricos y poseen un momento de cabeceo que generalmente es negativo, es decir hace que la nariz de la aeronave tienda hacia abajo.
- El perfil genera una buena sustentación, sin caer en una alta resistencia o drag.

Así mismo se debe buscar que el ángulo de pérdida del perfil sea lo más alto posible. Daniel Raymer² enuncia que lo más aconsejable para el "Thickness" del perfil alar de una aeronave homebuilt es un 12% a 16% de la cuerda del perfil, sin embargo

¹ Raymer, Daniel P. Aircraft Design: A Conceptual Approach. Washington. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992. p. 33

² RAYMER, Daniel; Simplified Aircraft Design for Homebuilders. Los Ángeles: Design Dimension Press. 2003, p. 32

Aníbal Carmona¹ indica que el óptimo espesor para una aeronave debe ser “del orden del 14%” de la cuerda, con el fin de que la pérdida de sustentación sea muy suave.

Las alas tipo flecha positiva o delta tienden a entrar en pérdida primero la punta del ala “para evitar la pérdida inicial en las puntas, se puede utilizar la torsión; bien geométrica, de forma que los perfiles de las puntas tengan un ángulo de ataque menor que los del centro, o bien aerodinámica”².

Investigando sobre los perfiles de tipo laminar se encontró que los mejores son los de las familias Eppler y Wortmann, los cuales se han utilizado con bastante práctica en planeadores, y los NFL (Flujo Laminar Natural).

Se estudiara lista de perfiles del cuadro 7, los cuales han sido utilizados en las aeronaves de la línea base, así como otras familias de perfiles como los LS, NACA y RONCZ. Algunas de las consideraciones a tener en cuenta en la selección del perfil son aquellos que poseen las mejores características de *Coeficiente de Lift*, *Coeficiente de momento*, *Coeficiente de Drag*, y la *Relación Lift – Drag*. Por las siguientes razones:

- Un bajo coeficiente de drag mínimo, otorga una alta velocidad máxima.
- Un alto ángulo de stall, otorga una baja velocidad de stall.
- Una alta relación de coeficiente lift – drag máxima, otorga un alto rendimiento.
- Una caída de stall dócil, otorga un vuelo seguro.
- Un bajo coeficiente de momento, otorga mínimos problemas de control en vuelo.

3.1.5.1 Determinar el coeficiente de lift máximo ($C_{l_{max}}$) y el coeficiente de lift ideal (C_{l_i})

Para hallar estos valores se debe seguir algunos pasos utilizando las debidas ecuaciones:

3.1.5.1.1 Peso promedio de la aeronave en crucero

$$W_{avg} = \frac{1}{2}(W_i + W_f)$$

¹ CARMONA, Aníbal; Aerodinámica y Actuaciones Del Avión. Madrid: Paraninfo. 2000, p. 98

² Ibíd., p. 144

Donde W_i es peso inicial de crucero y W_f peso final de crucero.

$$W_{avg} = \frac{1}{2}(1984 + 1643) = 1813,5 \text{ lb}$$

3.1.5.1.2 Coeficiente de crucero ideal para la aeronave

$$C_{L_c} = \frac{2 W_{avg}}{\rho V_c^2 S}$$

Donde ρ es la densidad del aire a la altitud de crucero, V_c velocidad crucero y S superficie alar.

$$C_{L_c} = \frac{2 * 1813,5 \text{ lb}}{0,001869 \text{ Slug/ft}^3 * (246,42 \text{ ft/s})^2 * 115 \text{ ft}^2} = \frac{3627}{13051,46} = 0,2779$$

3.1.5.1.3 Coeficiente de lift en crucero para el ala

$$C_{L_{CW}} = \frac{C_{L_c}}{0,95}$$

$$C_{L_{CW}} = \frac{0,2779}{0,95} = 0,2925$$

3.1.5.1.4 Coeficiente de lift ideal para el perfil del ala

$$C_{l_i} = \frac{C_{L_{CW}}}{0,9}$$

$$C_{l_i} = \frac{0,2925}{0,9} = 0,325$$

3.1.5.1.5 Coeficiente de lift máximo para la aeronave

$$C_{L_{max}} = \frac{2 W_{TO}}{\rho_0 V_s^2 S}$$

Donde ρ_0 es la densidad del aire a nivel del mar, V_s velocidad de pérdida y S superficie alar.

$$C_{L_{max}} = \frac{2 * 2000 \text{ lb}}{0,002378 \text{ Slug/ft}^3 * (101,27 \text{ ft/s})^2 * 115 \text{ ft}^2} = \frac{4000}{2804,6} = 1,426$$

3.1.5.1.6 Coeficiente de lift máximo para el ala

$$C_{L_{maxW}} = \frac{C_{L_{max}}}{0,95}$$
$$C_{L_{maxW}} = \frac{1,426}{0,95} = 1,5$$

3.1.5.1.7 Coeficiente de lift máximo bruto del perfil del ala

$$C_{l_{maxgross}} = \frac{C_{L_{maxW}}}{0,9}$$

Donde $C_{l_{maxgross}}$ es el máximo coeficiente de lift en el cual los efectos de las superficies hipersustentadoras, como los flaps se encuentran incluidos.

$$C_{l_{maxgross}} = \frac{1,5}{0,9} = 1,66$$

De acuerdo a la selección del tipo de dispositivo hipersustentador o de alta sustentación, se decidió por un dispositivo en el trailing edge o borde de fuga, es decir un flap del tipo "Plain Flap".

Este tipo de dispositivo hipersustentador al desplegarse 30 grados, consigue una variación en el coeficiente de lift ΔC_L de 0,45.

3.1.5.1.8 Coeficiente de lift máximo neto del perfil del ala

$$C_{l_{max}} = C_{l_{maxgross}} - \Delta C_{l_{HLD}}$$

$$C_{l_{max}} = 1,66 - 0,45 = 1,21$$

Entonces se debe buscar un perfil alar que cumpla con los requerimientos de diseño de un coeficiente de lift ideal de 0,325 y un coeficiente de lift máximo de 1,21.

$$C_{l_i} = 0,325$$

$$C_{l_{max}} = 1,66 \text{ (*Flap down*)}$$

$$C_{l_{max}} = 1,2 \text{ (*Flap up*)}$$

3.1.6 Numero de Reynolds del Ala

Se procede inicialmente a obtener el *Número de Reynolds* según la ecuación 153, el cual depende de la viscosidad cinemática y velocidad del fluido al que estará expuesto el perfil.

Ecuación 53. Ecuación del Número de Reynolds

$$Re = \frac{V_{\infty} L}{\vartheta}$$

Fuente. CARMONA, Aníbal; Aerodinámica y Actuaciones del Avión. Madrid: Paraninfo. 2000, p.72; modificado por los autores del proyecto.

Donde:

$$\begin{array}{ll} Re: & \text{Número de Reynolds} \\ L: & \text{Longitud de la cuerda} \end{array} \quad \begin{array}{ll} V_{\infty}: & \text{Velocidad} \\ \vartheta: & \text{Viscosidad cinemática} \end{array}$$

En este caso se tomara la velocidad crucero que se espera alcanzar con la aeronave que es de 146 *Nudos* que corresponden a 246,42 *ft/s*. La viscosidad cinemática del aire depende de la altura a la que estará la aeronave y por lo tanto el perfil de la misma. Esta se tomó a la altitud crucero de 8.000 pies, con un valor de 0,0001914 *ft²/s*. Así mismo se necesita la longitud de la cuerda, por esta razón se toman los promedios de la cuerda de raíz y de punta de las aeronaves que se tienen como línea base y se procedió a realizar el cálculo correspondiente para generar el número de Reynolds.

$$V_{\infty}: 146 \text{ Knots} = 246,42 \text{ ft/s} \quad \vartheta: 0,0001914 \text{ ft}^2/\text{s}$$

$$L_{\text{Chord Wing Root}}: 4\text{ft} \quad L_{\text{Chord Wing Tip}}: 1,83\text{ft}$$

$$Re = \frac{V_{\infty} L_{\text{Chord Wing Root}}}{\vartheta} = \frac{(246,42 \text{ ft/s})(4\text{ft})}{(0,0001914 \text{ ft}^2/\text{s})}$$

$$Re_{\text{Wing Root}} = 5'149.843,26$$

$$Re = \frac{V_{\infty} L_{\text{Chord Wing Tip}}}{\vartheta} = \frac{(246,42 \text{ ft/s})(1,83\text{ft})}{(0,0001914 \text{ ft}^2/\text{s})}$$

$$Re_{\text{Wing Tip}} = 2'356.053,29$$

Al realizar los cálculos, en la tabla 10, disponemos de la longitud de la cuerda de punta y raíz del ala, así como del número Reynolds hallado para cada una.

Tabla 10. Promedio de las cuerdas del ala y Número Reynolds.

	Longitud	Reynolds @146 Nudos
Chord Wing Root	4 ft	5.149.843,26
Chord Wing Tip	1,83 ft	2.356.053,29

Fuente: Autores del Proyecto.

3.1.7 Velocidad del sonido a 8.000 ft

$$v_s = \sqrt{\gamma \cdot R \cdot T}$$

Donde $\gamma = 1.4$ Cte, $R = 1716,5 \text{ ft}^2/\text{s}^2 \cdot \text{°R}$ y $T_{@8000 \text{ ft}} = 490,17 \text{°R}$

$$v_s = \sqrt{\gamma \cdot R \cdot T} = \sqrt{(1.4) \left(1716,5 \text{ ft}^2/\text{s}^2 \cdot \text{°R} \right) (490,17 \text{°R})}$$

$$v_s = 1085,32 \text{ ft/s} = 643,03 \text{ Knots}$$

3.1.8 Numero Mach

$$M = \frac{v_a}{v_s} = \frac{146 \text{ Knots}}{643,03 \text{ Knots}}$$

$$M = 0,227$$

3.1.9 Primer estudio aerodinámico para el perfil del ala

Buscando los perfiles cuyas características se aproximan más al requerimiento de diseño, se obtiene una lista de perfiles, como se puede observar en el cuadro 7, en la cual hay perfiles de las distintas familias.

Posteriormente se someten a un estudio más profundo, en el cual se tomara apoyo del software XFLR5, el cual permite visualizar las gráficas de comportamiento de los perfiles, exponiéndolos a una velocidad dada en MACH y un rango de Número Reynolds.

Cuadro 7. Perfiles seleccionados para el estudio del ala

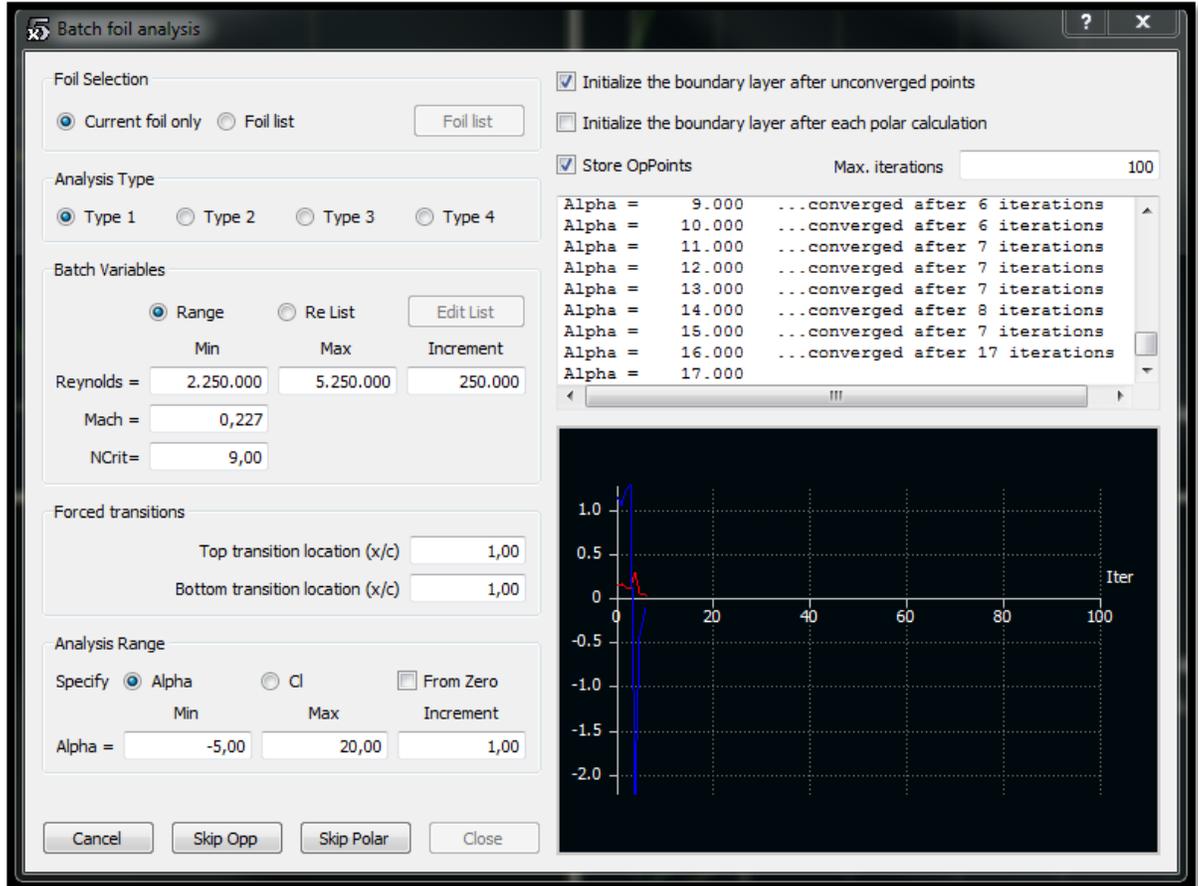
WING	
FAMILIA	NOMBRE DEL PERFIL
EPPLER	EPPLER 1212
	EPPLER 1230
	EPPLER 1233
LS	LS 0413
	LS 0417
NACA 4 DIGITOS	NACA 2414
	NACA 2415
	NACA 4418
NACA 5 DIGITOS	NACA 22112
	NACA 23012
	NACA 23112
	NACA 24112
NACA 6 DIGITOS	NACA 633218
	NACA 641212
NFL	NFL0215F
	NFL416
RONCZ	RONCZ R1145MS
WORTMANN	WORTMANN FX60126
	WORTMANN FX601261
	WORTMANN FX63-137

Fuente: Autores del Proyecto.

El siguiente paso es utilizar estos valores en el software XFLR5, para obtener una simulación que nos arrojará el posible comportamiento de estos perfiles con la cuerda descrita. Algunos de los valores necesarios por el software para llevar a cabo la simulación son los siguientes:

- Numero Reynolds: teniendo como base los valores obtenidos en los cálculos desarrollados, se tomarán como valor mínimo de 2'250.000 y con un incremento constante de 250.000 hasta alcanzar los 5'250.000.
- Número Mach: del cociente entre la velocidad crucero de la aeronave y la velocidad del sonido a la altura crucero, se obtiene un valor de 0,227.
- Número Crítico: es el nivel de turbulencia al que se realizará la simulación, un 9 es el valor de turbulencia estándar.
- Angulo Alpha: es el ángulo de incidencia del perfil, el cual se tomara desde un mínimo de -5° hasta un máximo de 20°.

Figura 16. Batch foil analysis.



Fuente: Software XFLR5.

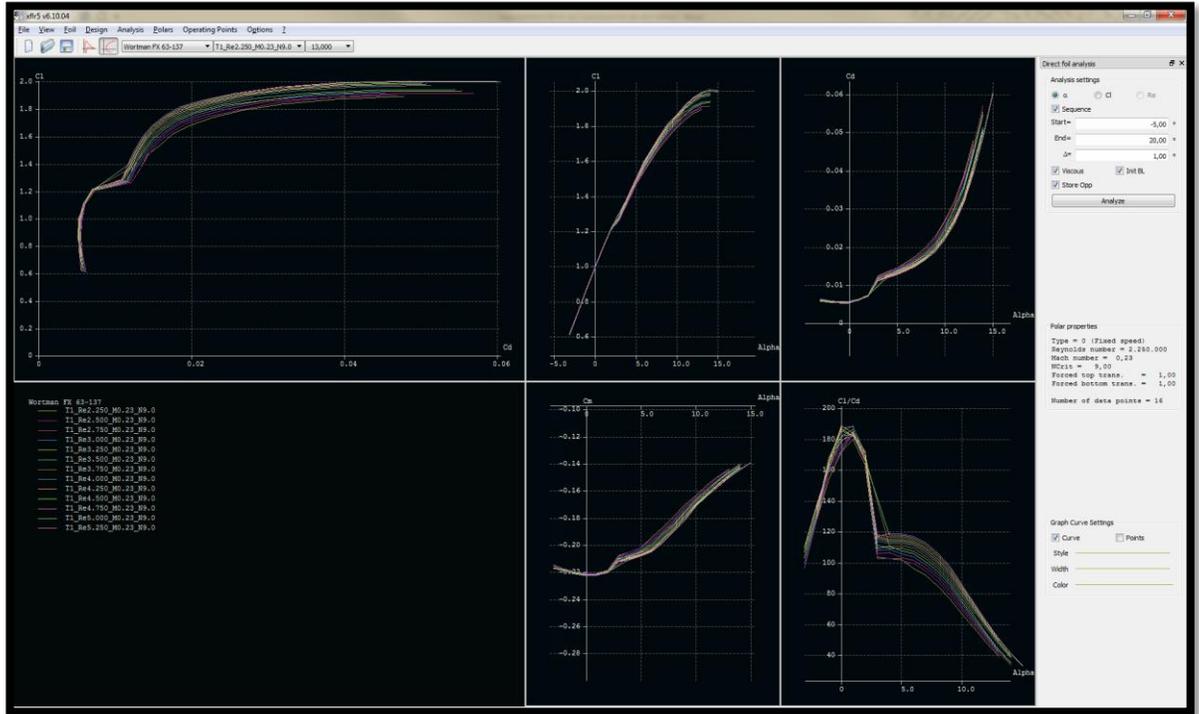
A este primer estudio aerodinámico se someten todos los perfiles anteriormente escogidos, como se muestra en la figura 16. En el cual a partir de las gráficas de:

- C_l vs C_d .
- C_l vs α .
- C_d vs α .
- C_m vs α .
- C_l/C_d vs α .

Se procede a realizar una tabulación con los datos de ángulos y requerimientos aerodinámicos como:

- Coeficiente de Lift máximo.
- Coeficiente de Drag mínimo.
- Coeficiente de momento mínimo.
- Relación Lift/Drag máxima.

Figura 17. Análisis aerodinámico del perfil Wortmann FX 63 - 137.



Fuente: Software XFLR5.

En el cuadro 8, se puede observar los datos que se tomaron de dos perfiles. En el anexo A, se encuentra la tabulación de los datos obtenidos a todos los perfiles en estudio. Se realiza con los requerimientos de los ángulos de ataque (α) a 2, 3 y 4 grados, ya que a estos ángulos se desplaza normalmente la aeronave a velocidad crucero.

Cuadro 8. Valores y datos primer estudio aerodinámico Eppler 1212.

Wing Num. Reynolds @ 146 Knots = 5'250.000 apróx.														
NOMBRE	α	Cl	Cm	Cl/Cd	Cd	Cl _{máx}	α	Cm _{máx}	α	Cl/Cd _{máx}	α	Cd _{mín}	α	
EPPLER 1212	2	0,61	-0,0620	86	0,0070	1,94	16	-0,064	-4	165	8	0,0065	0	
	3	0,73	-0,0610	99	0,0072									
	4	0,85	-0,0600	112	0,0075									
EPPLER 1230	2	0,63	-0,064	100	0,0070	1,76	13	-0,072	-5	155	9	0,0065	0	
	3	0,75	-0,064	112	0,0075									
	4	0,87	-0,064	124	0,0080									

Fuente: Autores del Proyecto.

Se inicia con estos datos una apreciación del comportamiento de los perfiles y las mejores características demostradas por los mismos. Posteriormente se procedió a evaluar los datos, optando por escoger aquellos perfiles que indicaban en los ángulos de velocidad crucero un mejor comportamiento en los requerimientos aerodinámicos, tales como el mejor desempeño en el *coeficiente de lift*, el menor *coeficiente de momento*, la mejor relación de *coeficientes lift – drag*, y el menor

coeficiente drag. Ver Anexo A. De esta manera se realizó el primer filtro de descarte de los perfiles, en el cual continúan para la segunda parte del estudio los siguientes:

- WORTMANN FX63-137
- NFL0215F
- EPPLER 1233
- WORTMANN FX601261
- RONCZ R1145MS
- NFL416

3.1.10 Segundo estudio aerodinámico para el perfil del ala

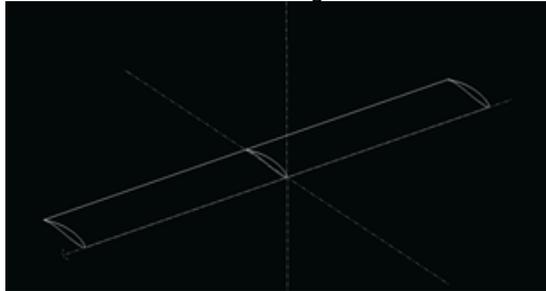
Se procede con el estudio aerodinámico del comportamiento de los perfiles en el ala principal, para lo cual se procedió a estudiar el comportamiento y desempeño en un plano, para lo cual se incluyeron las siguientes variables:

- Variación de la longitud de la envergadura del ala: se tuvieron en cuenta tres distancias entre las puntas del ala de 24, 26 y 28 pies.
- Variación de la longitud de la cuerda de punta del ala: en la raíz se opta por una longitud de 4 pies, con variación en la punta de 4 y 1,83 pies, generando un ala rectangular y un ala trapezoidal.
- Variación del ángulo de Alpha o ángulo de ataque: se varía el ángulo de ataque en la velocidad crucero en dos, tres y cuatro grados.
- Aflechamiento del ala en sentido positivo y negativo: el software recibe los ángulos sweep solo en distancias en pies desde el borde de ataque de la punta del ala, hasta el borde de ataque de la raíz del ala, para lo cual se tomaron distancias desde menos seis pies hasta seis pies. (-6, -5, -4, -3, -2, -1, 0, 1, 2, 3, 4, 5, 6).

Se procedió a realizar el estudio en cada uno de los seis perfiles anteriormente nombrados, realizando una nueva base de datos con el fin de identificar el mejor desempeño y rendimiento con las características anteriormente descritas. En el Anexo B, C, D, E, F, G, H, I, J, K, L, M, N, Ñ, O, P, Q, R se puede observar la base de datos obtenida para todos los perfiles en este segundo estudio aerodinámico.

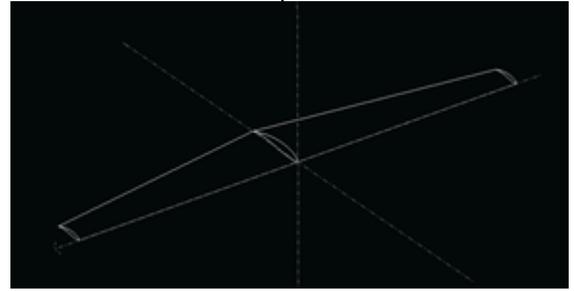
A continuación se expone en la figura 18 el ala rectangular, en la figura 19 Ala Trapezoidal sin ángulo sweep, desde la figura 20 hasta la 25 se observa la variación en flecha positiva, y desde la figura 26 hasta la figura 31 la variación en flecha negativa.

Figura 18. Análisis Aerodinámico
Ala Rectangular.



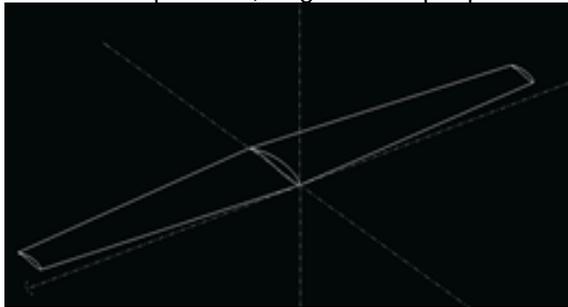
Fuente: software XFLR5; modificado autores del proyecto.

Figura 19. Análisis Aerodinámico
Ala Trapezoidal.



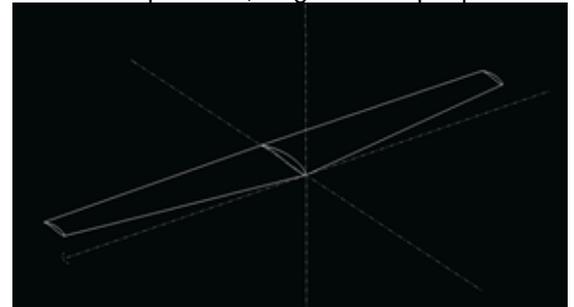
Fuente: software XFLR5; modificado autores del proyecto.

Figura 20. Análisis Aerodinámico
Ala Trapezoidal, Angulo Sweep 1 pie.



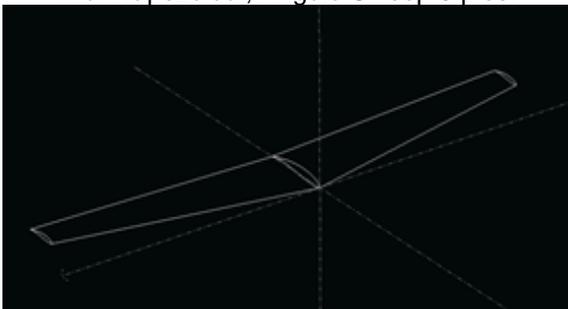
Fuente: software XFLR5; modificado autores del proyecto.

Figura 21. Análisis Aerodinámico
Ala Trapezoidal, Angulo Sweep 2 pies.



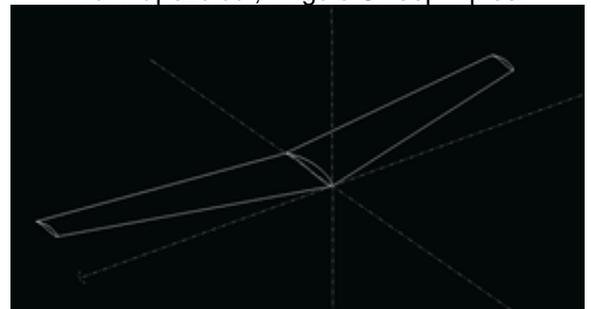
Fuente: software XFLR5; modificado autores del proyecto.

Figura 22. Análisis Aerodinámico
Ala Trapezoidal, Angulo Sweep 3 pies.



Fuente: software XFLR5; modificado autores del proyecto.

Figura 23. Análisis Aerodinámico
Ala Trapezoidal, Angulo Sweep 4 pies.



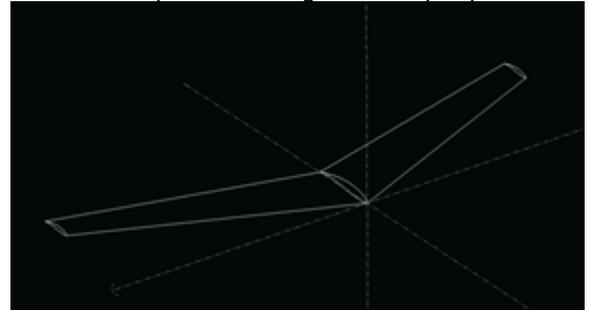
Fuente: software XFLR5; modificado autores del proyecto.

Figura 24. Análisis Aerodinámico
Ala Trapezoidal, Angulo Sweep 5 pies.



Fuente: software XFLR5; modificado autores del proyecto.

Figura 25. Análisis Aerodinámico
Ala Trapezoidal, Angulo Sweep 6 pies.



Fuente: software XFLR5; modificado autores del proyecto.

Figura 26. Análisis Aerodinámico
Ala Trapezoidal, Angulo Sweep -1 pies.



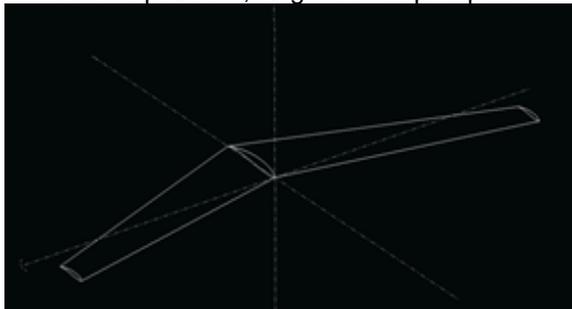
Fuente: software XFLR5; modificado autores del proyecto.

Figura 27. Análisis Aerodinámico
Ala Trapezoidal, Angulo Sweep -2 pies.



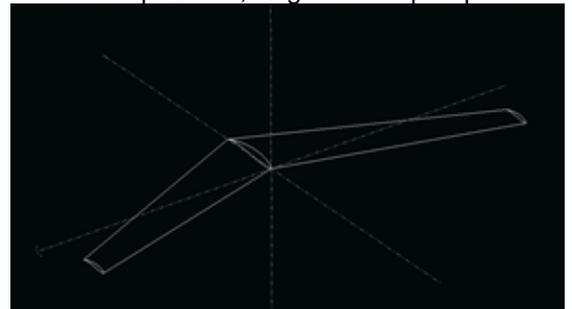
Fuente: software XFLR5; modificado autores del proyecto.

Figura 28. Análisis Aerodinámico
Ala Trapezoidal, Angulo Sweep -3 pies.



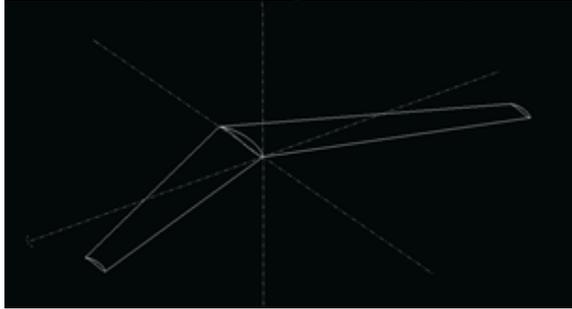
Fuente: software XFLR5; modificado autores del proyecto.

Figura 29. Análisis Aerodinámico
Ala Trapezoidal, Angulo Sweep -4 pies.



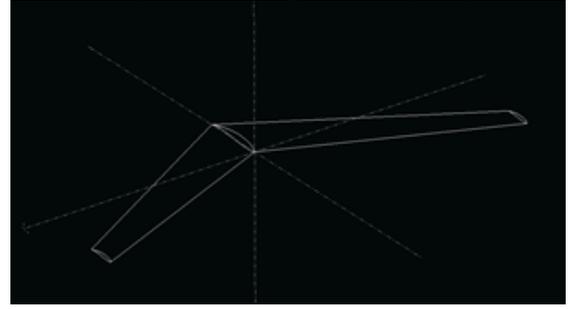
Fuente: software XFLR5; modificado autores del proyecto.

Figura 30. Análisis Aerodinámico
Ala Trapezoidal, Angulo Sweep -5 pies.



Fuente: software XFLR5; modificado autores del proyecto.

Figura 31. Análisis Aerodinámico
Ala Trapezoidal, Angulo Sweep -6 pies.



Fuente: software XFLR5; modificado autores del proyecto.

Los datos se organizaron como se muestra en el cuadro 9, la ampliación de estos se pueden observar desde el anexo B hasta el R. Con los datos de las pruebas realizadas a los planos con diferentes formas geométricas y ángulos de sweep, así como distintos perfiles a variados ángulos de ataque se obtienen los mejores resultados cuando:

- La envergadura de los planos es de 28 pies.
- El ángulo sweep se encontraba a uno y dos pies en ángulo positivo, y a seis pies en ángulo negativo; 1 pie= 2°; 2 pies= 6°; 6 pies= 25°.

Cuadro 9. Valores y datos segundo estudio aerodinámico Wortmann FX63-137.

ALPI	WING SPAN (TWIST CHOI	TWIST I	OFF S	CL	CI	EFFICIEN	CL/(Cn	ROOT CHORD (TIP CHORD (TAPER RAT	ASPECT RAT
2	24	0	0	-6	0.7467	0.0222	0.9712	33.642	-1.263	4	1.83	2.19	8.23
3	24	0	0	-6	0.8205	0.0268	0.972	30.642	-1.368	4	1.83	2.19	8.23
4	24	0	0	-6	0.8936	0.0318	0.9722	28.142	-1.472	4	1.83	2.19	8.23
2	26	0	0	-6	0.7712	0.0217	0.9759	35.458	-1.298	4	1.83	2.19	8.92
3	26	0	0	-6	0.8474	0.0262	0.9765	32.291	-1.406	4	1.83	2.19	8.92
4	26	0	0	-6	0.9229	0.0311	0.9766	29.653	-1.513	4	1.83	2.19	8.92
2	28	0	0	-6	0.7929	0.0213	0.9797	37.285	-1.329	4	1.83	2.19	9.61
3	28	0	0	-6	0.8712	0.0257	0.9802	33.951	-1.439	4	1.83	2.19	9.61
4	28	0	0	-6	0.9488	0.0304	0.9802	31.175	-1.549	4	1.83	2.19	9.61

Fuente: Autores del Proyecto.

Al analizar estos datos se puede determinar que las mejores características aerodinámicas se presentan en los perfiles aerodinámicos EPPLER 1233 y WORTMANN FX 63-137, como se puede observar en el Anexo T.

Se determina de acuerdo a la recolección de datos que:

- El ala realizada únicamente con el perfil EPPLER obtiene un coeficiente de lift aceptable cuando se posee un sweep positivo con una alta relación Lift/Drag, pero cuando posee un sweep negativo se logra obtener la relación Lift/Drag más alta observada en todos los perfiles evaluados, sin embargo con bastante deficiencia en el coeficiente de lift.

- El ala realizada en el perfil WORTMANN, con sweep positivo obtiene los más altos datos de coeficiente de lift observados en todos los perfiles pero con una gran deficiencia en la relación Lift/Drag, sin embargo su lift en sweep negativo se mantiene bastante bien, mejorando solo unas cuantas unidades en la relación Lift/Drag.

3.1.11 Resultados de los estudios aerodinámicos para la selección del perfil del ala

Se decide realizar una combinación de ambos perfiles en un mismo plano para la elaboración de la sección alar, variando los perfiles de ubicación tanto en raíz como en punta con el fin de obtener la mejor configuración que estos dos perfiles nos puedan entregar. Los resultados se pueden observar en el Anexo T.

Se escoge hacer un twist aerodinámico cambiando la geometría de los perfiles a lo largo del ala, ya que con esta configuración se consigue un buen coeficiente de sustentación, acompañado de uno de las mejores relaciones Lift/Drag, así mismo el coeficiente de drag es uno de los más bajos y el momento es positivo sin llegar a pasar de la unidad, muy cercano al cero.

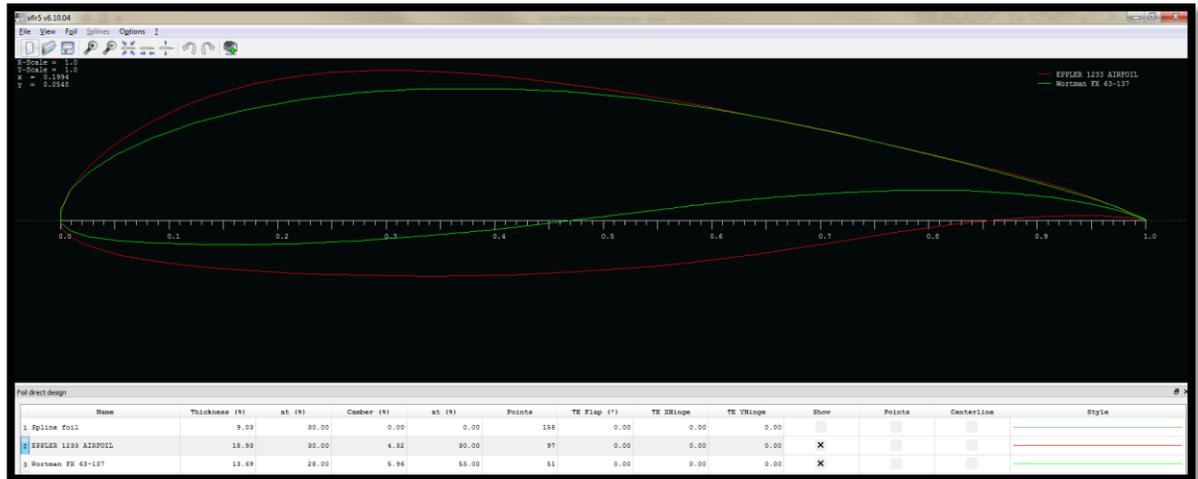
La configuración seleccionada para realizar la sección alar de nuestra aeronave es la siguiente:

Cuadro 10. Valores y Características Resultantes de la Selección de los Perfiles

CARACTERISTICAS	VALORES
ROOT	EPPLER 1233
TIP	WORTMANN FX63 - 137
ANGLE OF INCIDENCE	-1 TIP AND 0 ROOT
WING SPAN (ft)	28
OFF SET	-6
SWEEP	-25,048
CL	0,658
CD	0,014
EFFICIENCY	0,99
CL/CD	45,406
Cm	0,241
ROOT CHORD (ft)	4
TIP CHORD (ft)	1,83
TAPER RATIO	2,186
ASPECT RATIO	9,605

Fuente: Autores del Proyecto.

Figura 32. Selección Final de Perfiles
 Root: Eppler 1233 – Tip: Wortmann FX 63-137



Fuente: software XFLR5; Autores del proyecto.

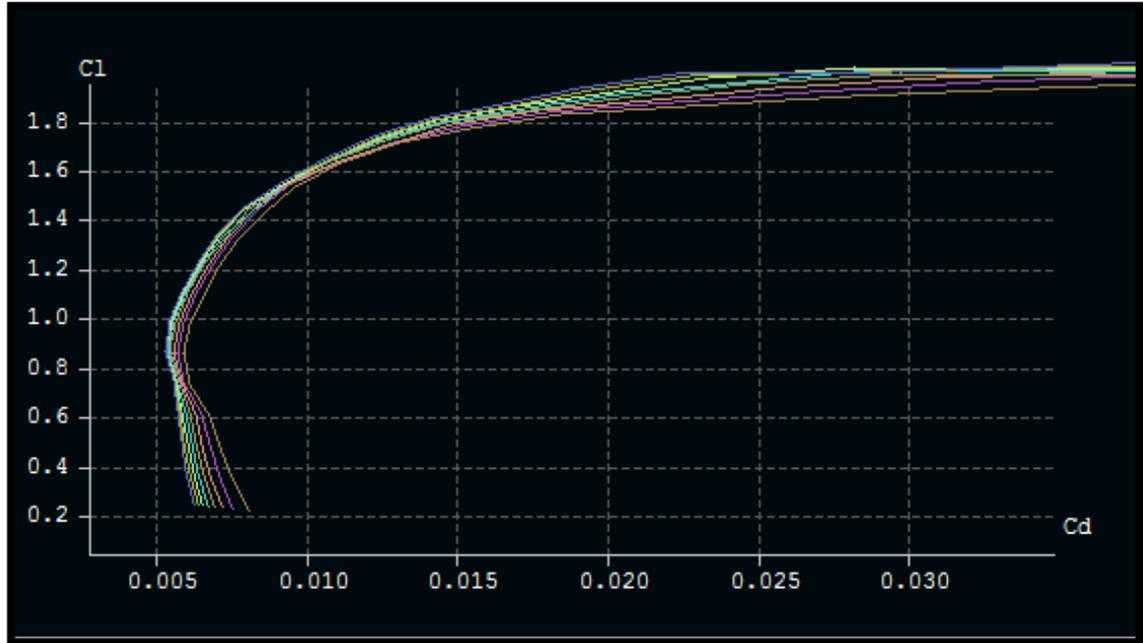
Ahora se procederá a tomar de los dos perfiles escogidos, sus principales características que se pueden determinar de sus respectivas gráficas.

Wortmann FX 63 – 137

- Perfil para la punta del ala.
- Numero Reynolds a velocidad crucero = 2'356.000.
- $C_{l_{max}} = 1,895$ $\alpha_s = 15^\circ$
- $\alpha_0 = -7^\circ$ $C_{l_0} = 0,9812$
- $C_{d_{min}} = 0,00558$ @ $\alpha = -1^\circ$; por lo tanto C_{l_i}
- $\left(\frac{C_l}{C_d}\right)_{max} = 179,4$ @ $\alpha = 1^\circ$
- $C_{l_d} = 1,2$ $t/c = 13,69\%$

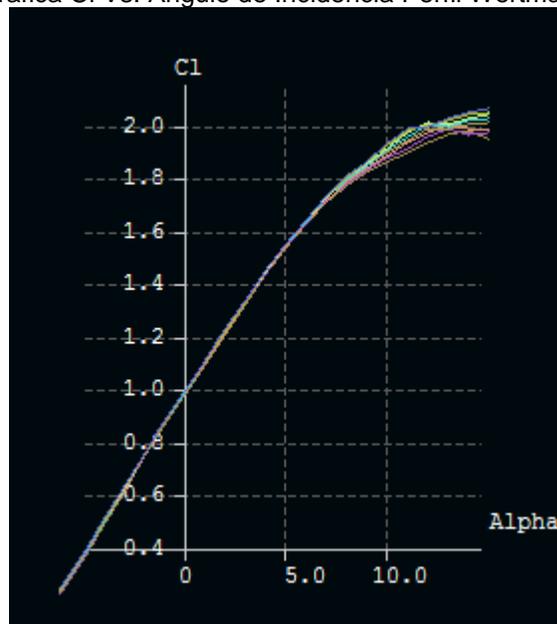
Las gráficas expuestas a continuación corresponden al resultado final del estudio aerodinámico realizado al perfil Wortmann FX 63 – 137 en el software XFLR5; dichas gráficas serán explicadas en conjunto con el otro perfil seleccionado al finalizar este literal.

Figura 33. Grafica C_l Vs. C_d Perfil Wortmann Fx63 - 137



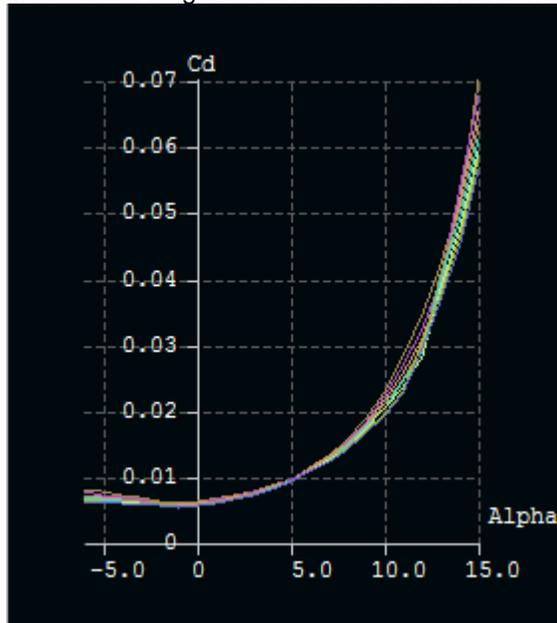
Fuente: software XFLR5; Autores del proyecto.

Figura 34. Grafica C_l Vs. Angulo de Incidencia Perfil Wortmann Fx63 - 137



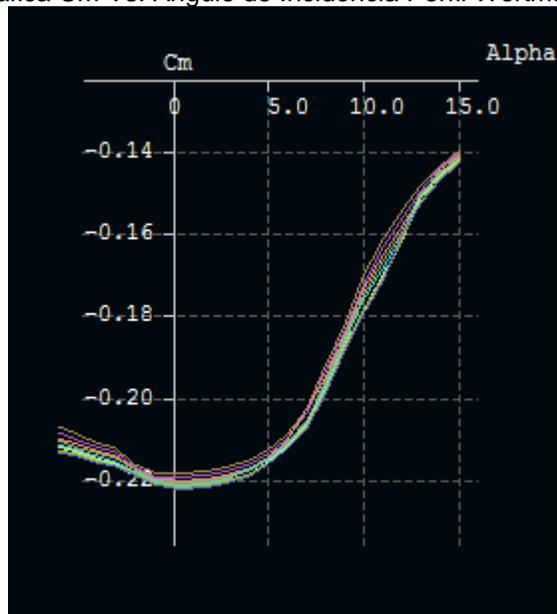
Fuente: software XFLR5; Autores del proyecto.

Figura 35. Grafica Cd Vs. Angulo de Incidencia Perfil Wortmann Fx63 - 137



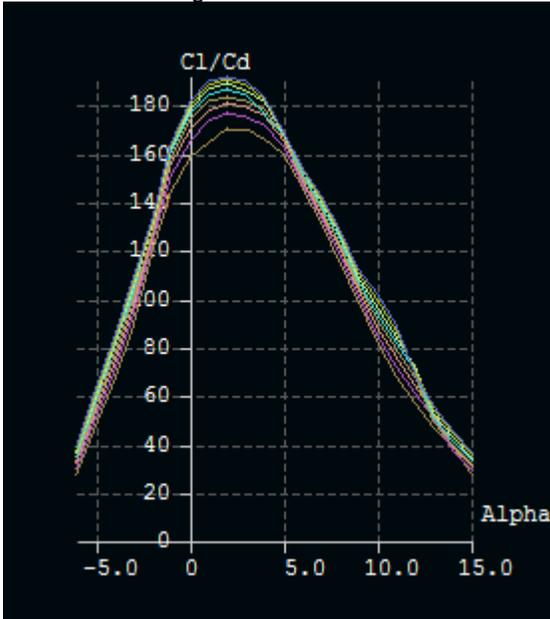
Fuente: software XFLR5; Autores del proyecto.

Figura 36. Grafica Cm Vs. Angulo de Incidencia Perfil Wortmann Fx63 - 137



Fuente: software XFLR5; Autores del proyecto.

Figura 37. Grafica Cl/Cd Vs. Angulo de Incidencia Perfil Wortmann Fx63 - 137



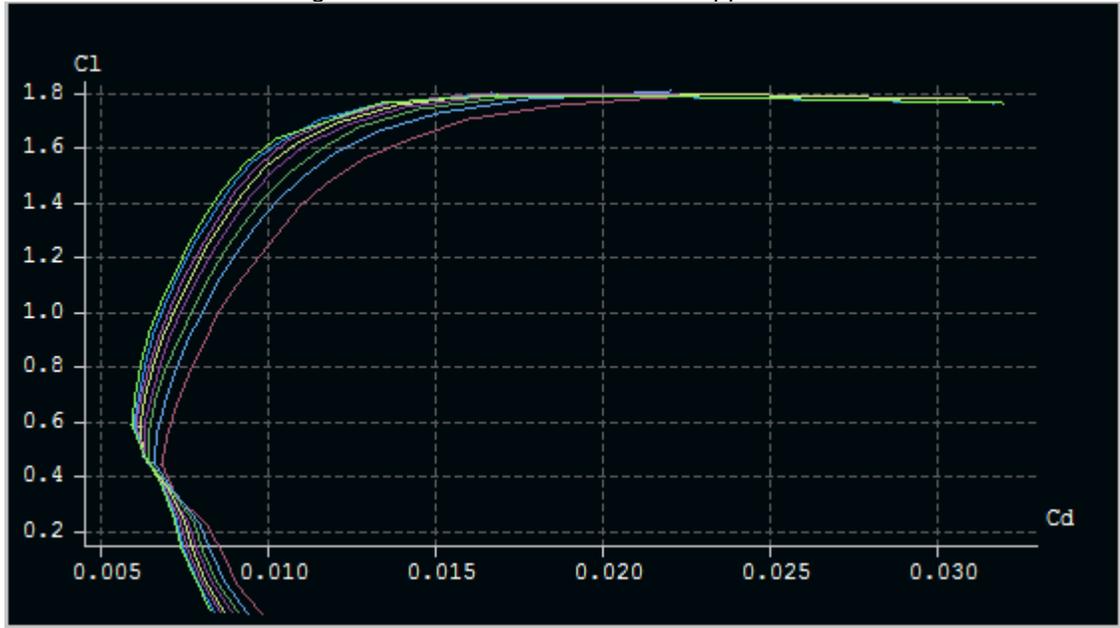
Fuente: software XFLR5; Autores del proyecto.

Eppler 1233

- Perfil para la raíz del ala.
- Numero Reynolds a velocidad crucero = 5'149.000.
- $C_{l_{max}} = 1,723$ $\alpha_S = 15^\circ$
- $\alpha_0 = -5^\circ$ $C_{l_0} = 0,6103$
- $C_{d_{min}} = 0,00587$ @ $\alpha = 0^\circ$; por lo tanto C_{l_i}
- $\left(\frac{C_l}{C_d}\right)_{max} = 169,8$ @ $\alpha = 7^\circ$
- $t/C = 18,93\%$

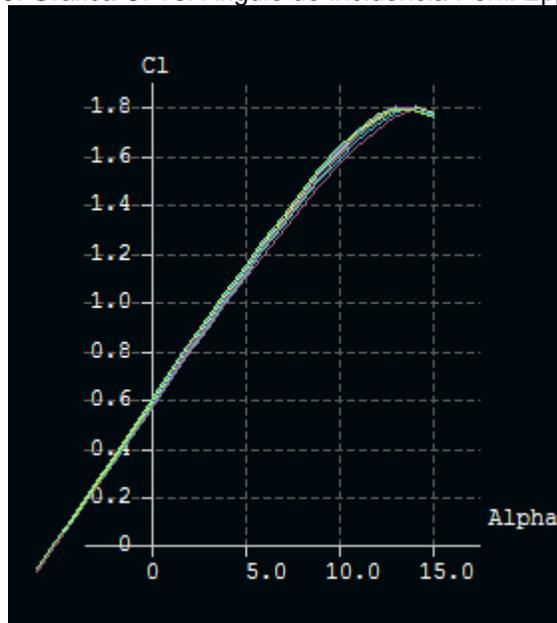
Las gráficas expuestas a continuación corresponden al resultado final del estudio aerodinámico realizado al perfil Eppler 1233 en el software XFLR5; dichas graficas serán explicadas en conjunto con el otro perfil seleccionado anteriormente al finalizar este literal.

Figura 38. Grafica C_l Vs. C_d Perfil Eppler 1233



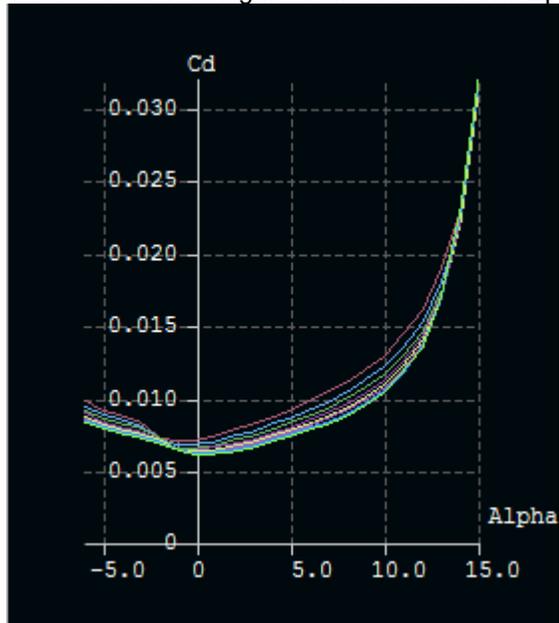
Fuente: software XFLR5; Autores del proyecto.

Figura 39. Grafica C_l Vs. Angulo de Incidencia Perfil Eppler 1233



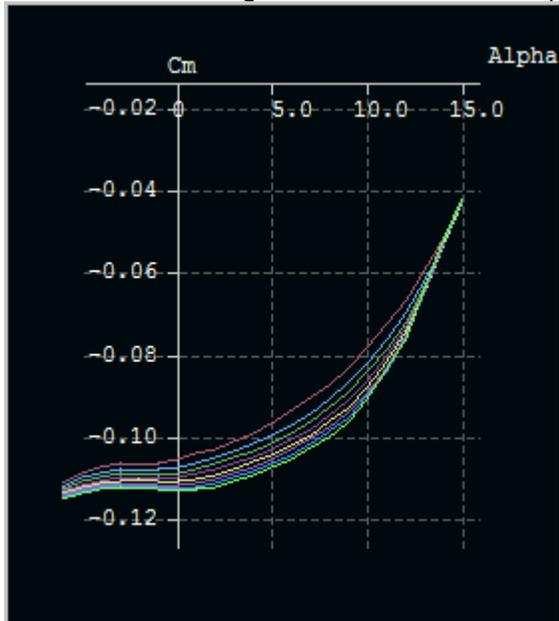
Fuente: software XFLR5; Autores del proyecto.

Figura 40. Grafica Cd Vs. Angulo de Incidencia Perfil Eppler 1233



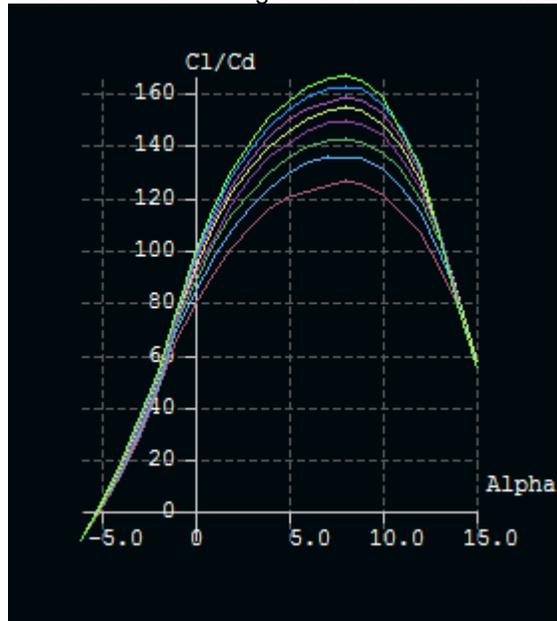
Fuente: software XFLR5; Autores del proyecto.

Figura 41. Grafica Cm Vs. Angulo de Incidencia Perfil Eppler 1233



Fuente: software XFLR5; Autores del proyecto.

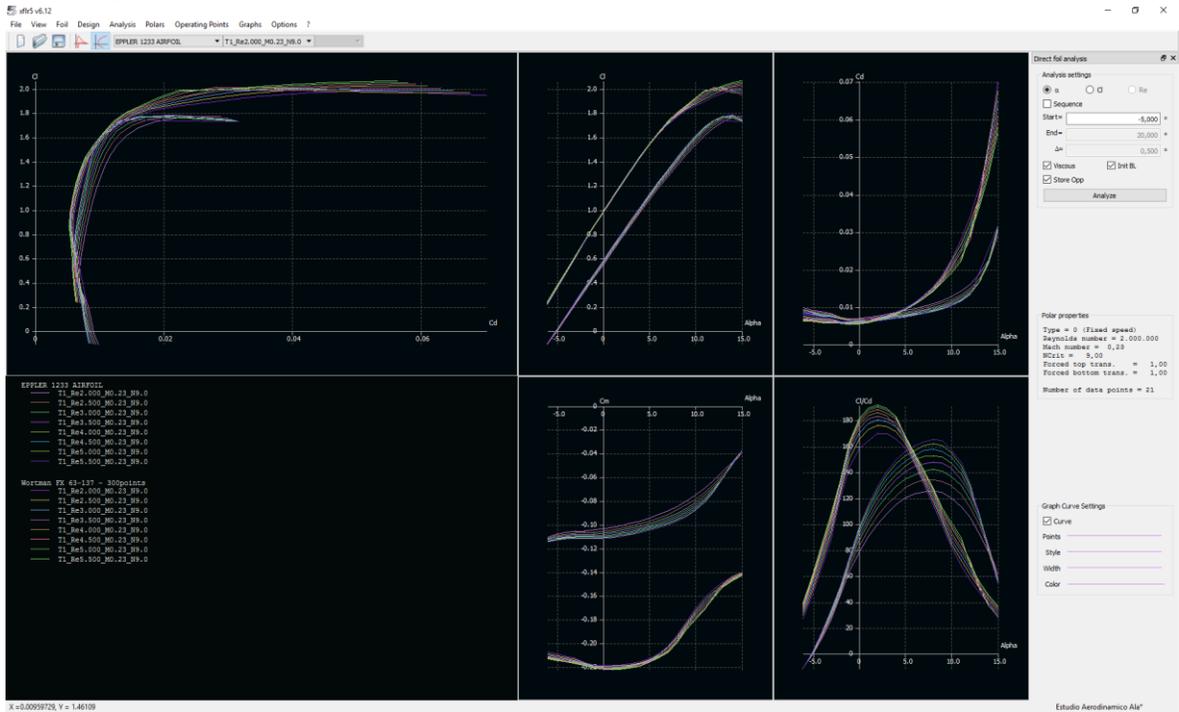
Figura 42. Grafica Cl/Cd Vs. Angulo de Incidencia Perfil Eppler 1233



Fuente: software XFLR5; Autores del proyecto.

Las gráficas de los perfiles seleccionados mostradas anteriormente se pueden apreciar a manera comparativa en la figura 43.

Figura 43. Comparación Estudios Aerodinámicos Eppler 1233 y Wortmann FX 63-137



Fuente: software XFLR5; Autores del proyecto.

A lo largo de este literal se pueden observar las gráficas de los perfiles aerodinámicos seleccionados cuyas características suplen las necesidades planteadas anteriormente.

En la figura 34 y 39 se puede apreciar el resultado aerodinámico entre el coeficiente de lift y el ángulo de incidencia; en dichas graficas se puede observar el excelente comportamiento que presenta la sustentación a medida que el ángulo de ataque se va incrementando hasta llegar a su lift máximo.

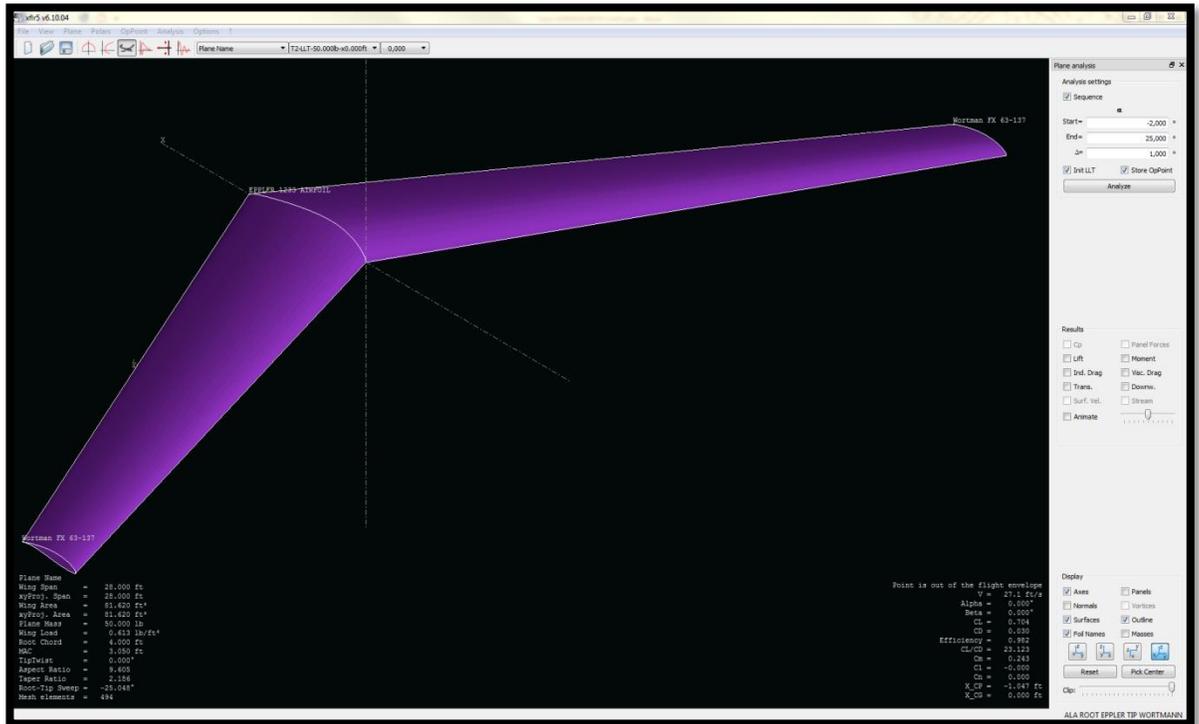
En la figura 35 y 40 se puede apreciar el resultado aerodinámico entre el coeficiente de drag y el ángulo de incidencia; en estas graficas se puede observar que ambos tipos de perfiles desarrollan un bajo coeficiente de drag logrando mantener un flujo laminar en su capa límite hasta el borde de salida del plano. El coeficiente de drag aumenta significativamente en altos ángulos de ataque como es de esperar en cualquier tipo de perfil.

Al momento de realizar una selección adecuada del perfil alar es de gran importancia seleccionar aquel con un coeficiente de momento muy cercano a cero con el fin de evitar movimientos abruptos en sus tres ejes, de no ser así en el eje lateral podemos experimentar cabeceo; en el eje longitudinal se puede experimentar alabeo y en el eje vertical se puede experimentar guiñada. En la figura 36 y 41 se puede apreciar el resultado aerodinámico entre el coeficiente de momento y el ángulo de incidencia, que dicho coeficiente es muy bajo y tiende a cero a medida que el ángulo de ataque de la aeronave aumenta.

En la figura 37 y 42 se puede apreciar el resultado aerodinámico entre la relación C_l/C_d y el ángulo de incidencia, como se puede observar los perfiles seleccionados cuentan con la relación más alta encontrada en los estudios realizados. Una proporción más alta o más favorable es típicamente uno de los principales objetivos en el diseño de aeronaves, ya que la distribución de presiones debe ser tal que se obtenga una alta sustentación mientras la separación de la capa límite es suprimida.

En la figura 44 mostrada a continuación se puede apreciar el resultado obtenido en la elaboración el ala en el software XFLR5 con los perfiles previamente seleccionados.

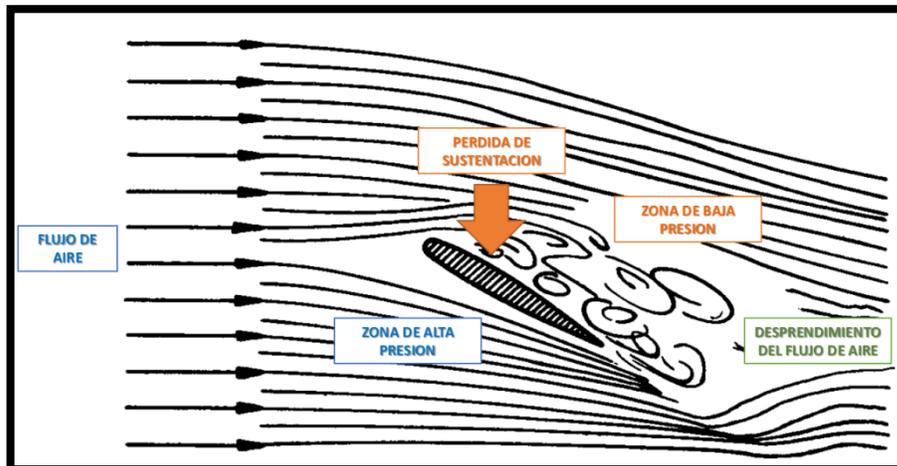
Figura 44. Elaboración del Ala con Perfiles Seleccionados
 Root: Eppler 1233 – Tip: Wortmann FX 63-137



Fuente: software XFLR5; Autores del proyecto.

3.1.12 Entrada en pérdida del Ala

Figura 45. Entrada en pérdida de un perfil alar.



Fuente. CARMONA, Aníbal; Aerodinámica y Actuaciones del Avión. Madrid: Paraninfo. 2000, p.90; modificado por los autores del proyecto.

El fenómeno aerodinámico denominado Stall o Perdida consiste en la disminución más o menos súbita de la fuerza de Lift o Sustentación que genera una corriente incidente sobre un perfil aerodinámico en este caso sobre nuestra sección alar. La entrada en pérdida se produce cuando el ángulo de ataque que forma la cuerda del ala con el flujo de aire llega a su valor límite, éste varía respecto a la velocidad del aire y el perfil seleccionado para la sección alar. La disminución en la sustentación se debe a la separación de la capa límite, reduciendo de este modo la succión generada por el aire.

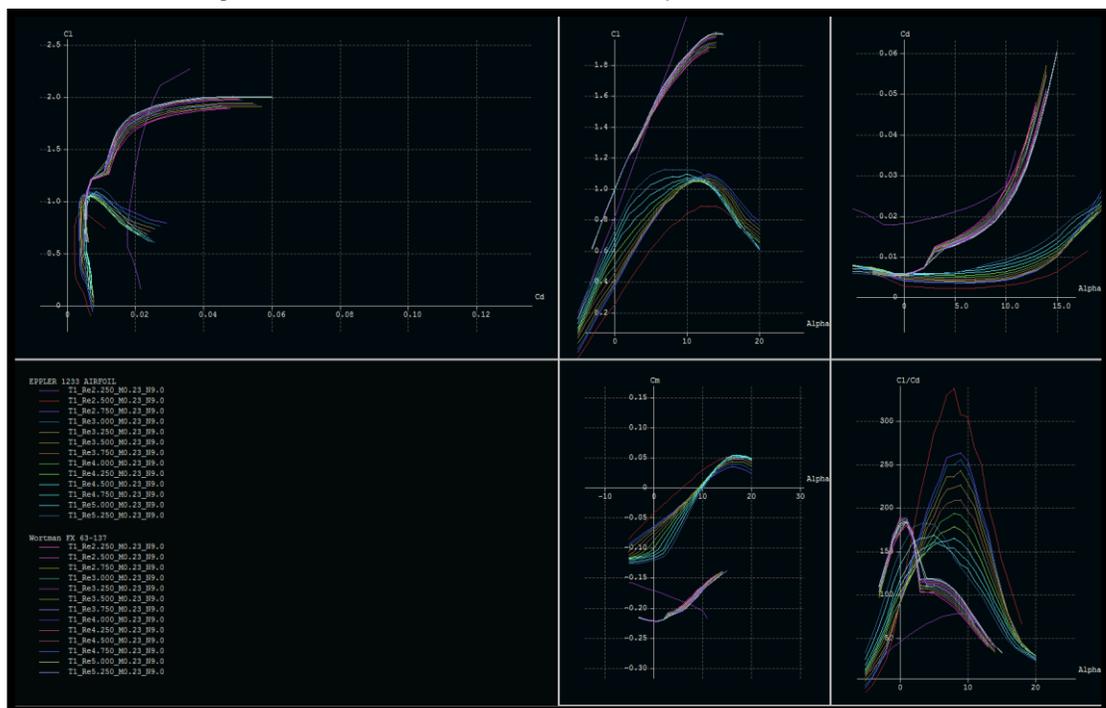
El ángulo de ataque tiene una gran influencia en la sustentación, de modo que al aumentarlo paulatinamente también aumenta el coeficiente de sustentación. Sin embargo, llegado a cierto valor límite, la sustentación comienza a disminuir.

Las situaciones más comunes en las que se produce una pérdida en la sustentación son:

- Por la baja velocidad y gran ángulo de ataque.
- Por un incremento repentino o brusco del ángulo de ataque.
- Por una onda de choque a alta velocidad.

Para nuestra sección alar se realizó el estudio aerodinámico de los perfiles seleccionados enfocándonos en la relación Cl/α , obteniendo los siguientes resultados.

Figura 46. Análisis aerodinámico de los perfiles seleccionados.



Fuente: software XFLR5; Autores del proyecto.

Como se puede observar la sección alar entra en pérdida a los 11 grados en la punta, con un Coeficiente de Lift aproximado de 1,025 y la raíz entra en pérdida aproximadamente a los 14 grados con un Coeficiente de Lift de 1,9. Este valor es muy importante porque de éste depende la selección del Canard, ya que debe entrar en pérdida en un ángulo mucho menor que el ala.

3.2 CÁLCULOS PARA EL DISEÑO DEL ALA

Inicialmente se debe establecer las principales características del ala, las cuales son:

- Superficie alar.
- Aspect Ratio (Relación de aspecto).
- Angulo Sweep.
- Thickness Ratio (Espesor).
- Perfil Alar.
- Taper Ratio (Traperado).
- Angulo de Incidencia y ángulo de twist.
- Angulo diedro.
- Forma y tamaño de las superficies de control lateral.

Posteriormente se retoman los valores superficie alar y relación de aspecto que con anterioridad se habían hallado¹.

3.2.1 Superficie Alar

Con el valor obtenido en la carga alar, se procede a despejar la superficie utilizando el peso de la aeronave:

$$W/S = 17,4 \text{ lb}/ft^2$$

$$S = W / 17,4 \text{ lb}/ft^2 = 2.000 \text{ lb} / 17,4 \text{ lb}/ft^2$$

$$S = 114,94 \text{ ft}^2$$

3.2.2 Aspect Ratio y Envergadura

A través de los cálculos realizados para hallar la aérea parasita², se tomó el valor de Aspect Ratio $A = 7$. Así mismo a partir de este valor podemos determinar la

¹ Capítulo 2, sección 2.3.6 Gráfica de resultados.

² Capítulo 2, sección 2.3.4.1.2 Área Parasita.

envergadura de la aeronave, realizando el despeje de la ecuación x y al conocer que la superficie que requiere la aeronave es de $114,94 \text{ ft}^2$ y la cual se aproximara a 115 ft^2 .

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

$$b = \sqrt{AR * S}$$

$$b = \sqrt{7 * 115} = 28,37 \text{ ft}$$

Al momento de escoger la mejor configuración estructural del ala, se tuvieron en cuenta las siguientes disposiciones:

- Ala en cantilever: esta es una estructura robusta, con capacidad de soportar altas fuerzas de gravedad, sin disminuir su maniobrabilidad. Así mismo se desea un perfil alar limpio, con el fin de disminuir el drag parasito.
- Ala media: su drag es mínimo, así mismo ofrece una gran estabilidad lateral, una buena visibilidad desde la cabina, una desventaja es que se debe dividir la viga principal en dos debido a su cruce con el fuselaje o por el contrario se puede dejar pasar la viga pero teniendo en cuenta que esta ocupara un espacio en el fuselaje, sin embargo en ambas formas el peso de la aeronave aumenta debido a que se debe reforzar la intersección de la raíz del ala con el fuselaje. Otras características de esta configuración es que es más costosa para su fabricación pero a la vez más atractiva visualmente.

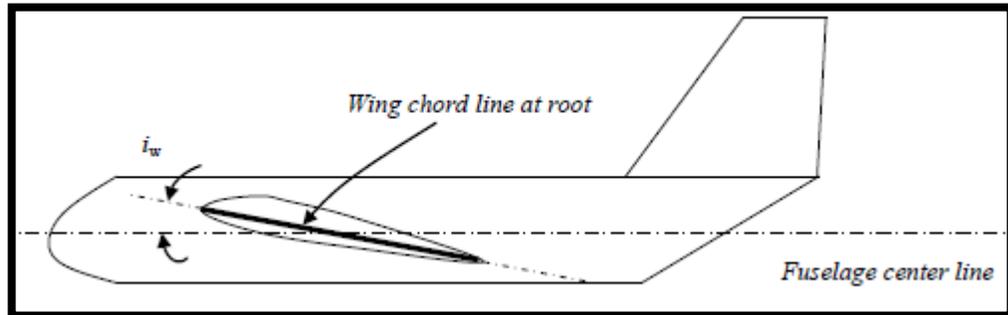
3.2.3 Angulo de Incidencia

El ángulo de incidencia (i_w), es el ángulo formado entre la línea de centro del fuselaje y la línea de cuerda de la raíz del ala. Se decidió que este ángulo en la aeronave será fijo, y su la elección de su ángulo se determina por las siguientes características:

- El ala debe generar la sustentación deseada para el vuelo en crucero.
- El ala debe generar el mínimo drag para el vuelo en crucero.
- Debe proporcionar la suficiente seguridad en el caso de variación del ángulo, debido a las maniobras de aterrizaje en el cual la velocidad disminuye y el ángulo incrementa.
- Tener en cuenta en que ángulo en vuelo en crucero el fuselaje genera el menor drag posible.

Muchas veces este ángulo es el mismo que el de coeficiente de lift ideal en el perfil. Sin embargo debido a las constantes mejoras continuas en el diseño de la aeronave este ángulo puede variar.

Figura 47. Ángulo de Incidencia.



Fuente: SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: Wiley Publications, 2012, p.204

El ángulo de incidencia de la aeronave corresponde al ángulo de coeficiente de lift ideal de nuestros perfiles escogidos, los cuales son:

Wortmann FX 63 – 137 $\alpha = -1^\circ$ Eppler 1233 $\alpha = 0^\circ$

3.2.4 Taper Ratio

El Taper ratio (λ), es la relación entre la cuerda de punta (C_t) y la cuerda de raíz (C_r) tanto del ala como del estabilizador horizontal y vertical. Este varía entre 0 y 1.

$$\lambda = \frac{C_t}{C_r}$$

La intención en el diseño de un ala es alcanzar la mejor sustentación, la cual se obtiene de un ala en forma elíptica debido a la mejor distribución de sustentación sobre la misma, ya que las cargas que se generan en vuelo sobre la punta del ala son mucho mayores que en la raíz, sin embargo debido a la dificultad y costos de su fabricación es muy poco frecuente su uso. Por esta razón se busca obtener valores de sustentación similares y estos se pueden hallar en las alas de forma trapezoidal.

Se tomó de las aeronaves de la línea base, la relación de las cuerdas de punta y de raíz del ala principal, determinando el taper ratio aplicado a cada una, y posteriormente se realizó un promedio del cual se obtiene el taper ratio que aplicaremos al proyecto que es de $\lambda = 0,46$.

Cuadro 11. Selección del Taper Ratio.

	Wing Chord Root	Wing Chord Tip	Taper Ratio
APOLLO	55	28	0.509
COZY MARK 3	41.5	21	0.506
BERKUT 360	43.4	20	0.461
E - RACER	55	20	0.364
LONG - EZ	42.7	20	0.468
Promedio	47.52	21.8	0.459

Fuente: Autores del Proyecto.

3.2.5 Cuerda Media Aerodinámica

La resultante de las fuerzas de sustentación, arrastre y momento actúan sobre el centro aerodinámico, y este centro aerodinámico se ubica y se desplaza durante las diferentes fases de vuelo sobre la Cuerda Media Aerodinámica (MAC o \bar{C}) entre los rangos de 25% - 30%, en vuelo subsónico. La Cuerda Media Aerodinámica se utiliza con propósitos de ubicación exacta del ala sobre el fuselaje, así como para realizar los cálculos de estabilidad. Se puede hallar directamente como lo muestra la siguiente ecuación, pero es necesario determinar el Taper ratio (λ), y la cuerda de raíz C_r , esta última se desconoce su valor calculado.

$$\bar{C} = \frac{2}{3} C_r \left(\frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda} \right)$$

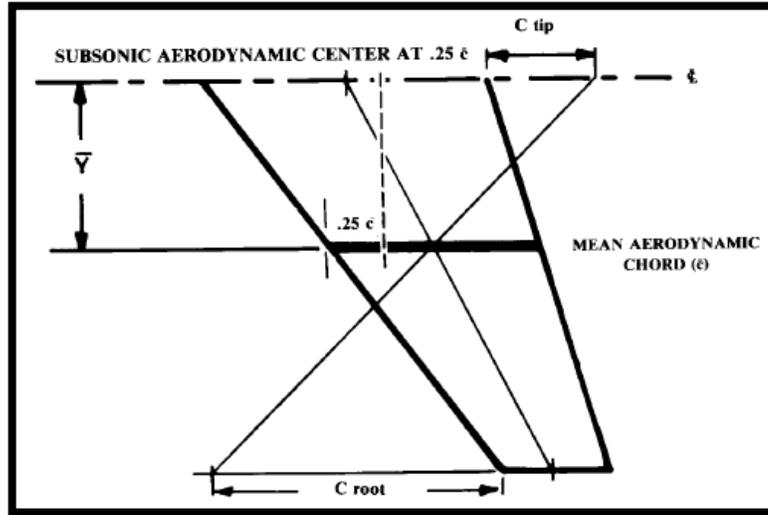
La ecuación, nos ofrece una manera rápida de determinar la \bar{C} , a partir de los valores del Aspect Ratio y la envergadura.

$$AR = \frac{b}{\bar{C}}$$

$$\bar{C} = \frac{b}{AR} = \frac{28,37 \text{ ft}}{7} = 4,05 \text{ ft}$$

Su ubicación con respecto al plano es simétricamente con respecto a la línea central del mismo. Para lo cual existe un método gráfico como se muestra en la figura 48.

Figura 48. Método grafico para determinar el MAC



Fuente: RAYMER, Daniel. Aircraft Design: A Conceptual Approach. Washington: AIAA, 1992, p.49

Así como existe un método calculado, en el cual se puede utilizar la siguiente ecuación.

$$\bar{Y} = \frac{b}{6} \left[\frac{(1 + 2\lambda)}{(1 + \lambda)} \right]$$

$$\bar{Y} = \frac{28,4 \text{ ft}}{6} \left[\frac{1 + 2 * 0,46}{1 + 0,46} \right]$$

$$\bar{Y} = 4,73[1,315] = 6,22 \text{ ft}$$

3.2.6 Cuerda de Raíz del ala (C_r) y Cuerda de Punta del ala (C_t)

Para generar la geometría del ala, se debe hallar los valores de las cuerdas de raíz y de punta del ala, para lo cual se utilizara las siguientes ecuaciones.

$$\bar{C} = \frac{2}{3} C_r \left(\frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda} \right)$$

$$4,05 \text{ ft} = \frac{2}{3} C_r \left(\frac{1 + 0,46 + 0,46^2}{1 + 0,46} \right)$$

$$C_r = 5,30 \text{ ft}$$

Ahora despejamos la cuerda de punta del ala.

$$\lambda = \frac{C_t}{C_r}$$

$$C_t = \lambda * C_r = 0,46 * 5,30 \text{ ft}$$

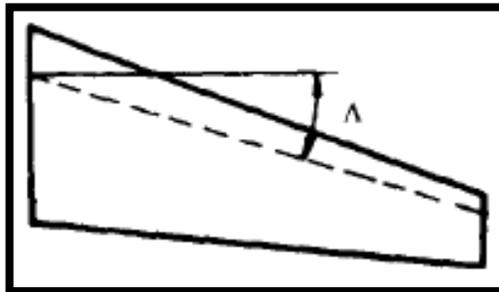
$$C_t = 2,44 \text{ ft}$$

3.2.7 Angulo Sweep

Este ángulo es el formado por una línea imaginaria que se toma al mismo porcentaje de la cuerda de raíz y de punta a lo largo de la mitad de la envergadura del ala y la perpendicular del eje longitudinal de la aeronave. Esta línea imaginaria varía su nombre según el porcentaje de cuerda en la cual se mida, y en el caso de aeronaves subsónicas se toma desde el 25% de la cuerda. La forma de las alas se adopta con el fin de retrasar las ondas de choque, es decir que a medida que aumente la velocidad la resistencia no aumente significativamente, manteniendo el coeficiente de sustentación alto.

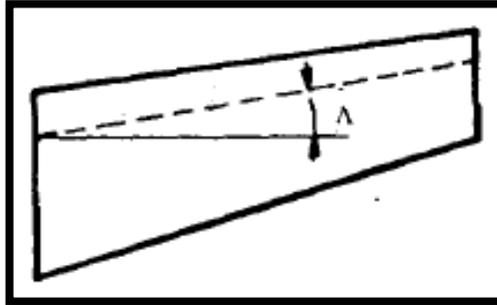
- El ala con flecha regresiva, también recibe el nombre en inglés de Aft Sweep o Positive Sweep.
- El ala con flecha progresiva, también recibe el nombre en inglés de Forward Sweep o Negative Sweep.

Figura 49. Flecha Regresiva.



Fuente. CARMONA, Aníbal; Aerodinámica y Actuaciones del Avión. Madrid: Paraninfo. 2000, p.119

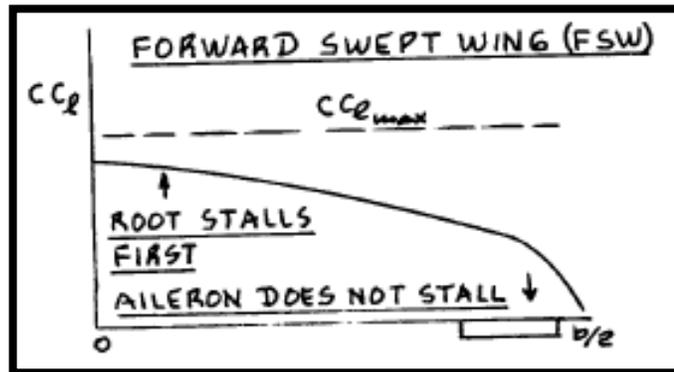
Figura 50. Flecha Progresiva.



Fuente: CARMONA, Anibal; Aerodinámica y Actuaciones del Avión. Madrid: Paraninfo. 2000, p.119

Además de cumplir con el propósito de las alas en flecha, la configuración de ala progresiva o Forward Sweep, tiene algunas otras ventajas como lo es un comportamiento en pérdida muy superior al Aft Sweep, como se observa en la figura 51, las superficies de control en el extremo del ala como los alerones mantienen su efectividad en situaciones de stall, debido a que las corrientes de aire en la capa límite, tienden en ir hacia el centro del ala, es decir entra en pérdida primero el centro del ala que las puntas.

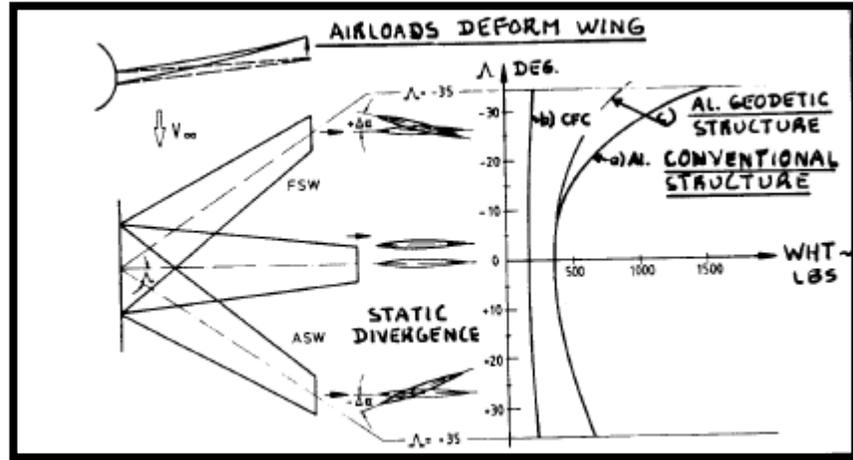
Figura 51. Efecto del Angulo Sweep sobre el comportamiento en stall.



Fuente: ROSKAM, Jan; Airplane Design. Part III. Ottawa, KS: Roskam Aviation and Engineering Corporation. 1985, p.173

Una de las desventajas de este tipo de flecha es el peso extra que deben soportar las alas para ciertos ángulos como se observa en la figura 52, en la cual en ángulos menores de -20° tomados a 50% de la cuerda, su comportamiento estructural es muy similar a las alas de flecha positiva, sin embargo utilizando materiales compuestos se puede minimizar esta desventaja.

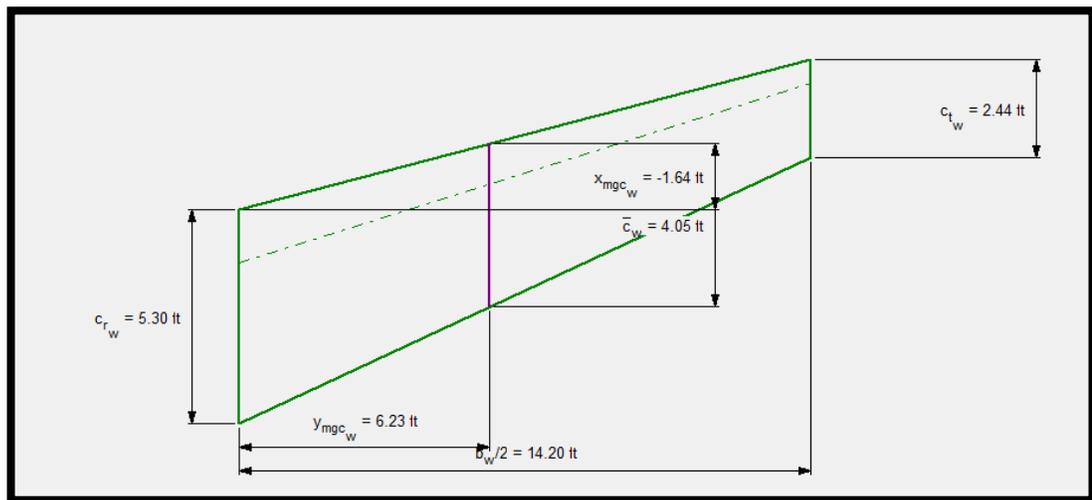
Figura 52. Efecto del Angulo Sweep sobre el peso del Ala.



Fuente: ROSKAM, Jan; Airplane Design. Part III. Ottawa, KS: Roskam Aviation and Engineering Corporation. 1985, p.173

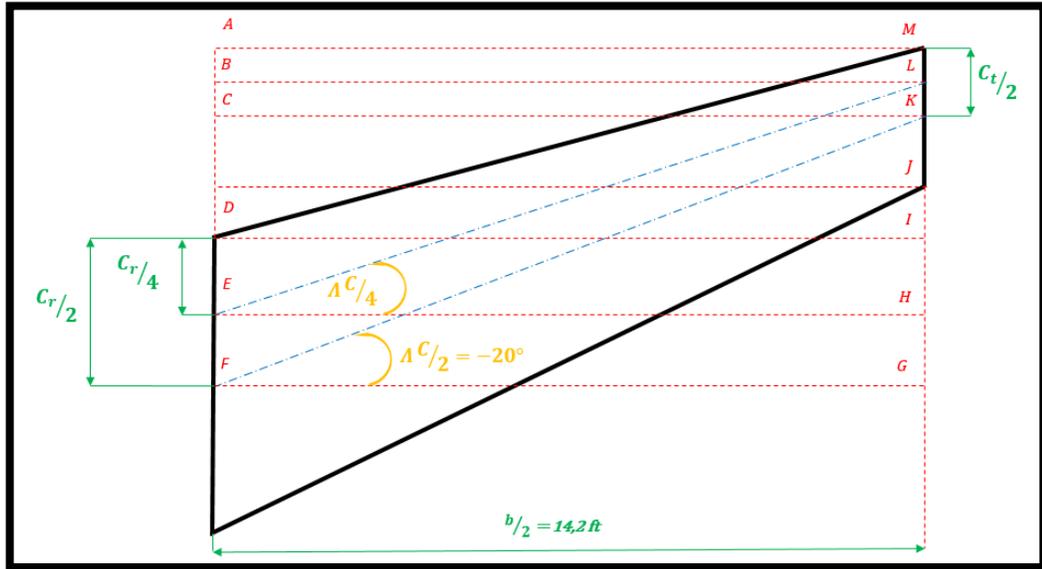
Teniendo en cuenta los anteriores argumentos, se procede a utilizar un ángulo de flecha progresivo o forward sweep de -20° desde el 50% de la cuerda, por lo que se debe determinar que ángulo se forma al 25% de la cuerda:

Figura 53. Boceto Ala – Ubicación Cuerda Media Aerodinámica y c.a.



Fuente: Software AAA - Autores Del Proyecto

Figura 54. Boceto vista superior - Plano derecho.



Fuente: Autores Del Proyecto

Ahora se procederá a despejar los valores utilizando las leyes de la trigonometría.

Del triángulo formado por FGK:

$$\cos 20^\circ = \frac{14,2 \text{ ft}}{F K} \xrightarrow{\text{DONDE}} F K = \frac{14,2 \text{ ft}}{\cos 20^\circ} = 15,111 \text{ ft}$$

$$\tan 20^\circ = \frac{G K}{14,2 \text{ ft}} \xrightarrow{\text{DONDE}} G K = \tan 20^\circ * 14,2 \text{ ft} = 5,168 \text{ ft}$$

Del triángulo formado por EHL, se puede determinar el ángulo de la cuerda al 25%:

$$HL = GK + KL - GH = GK + \frac{C_t}{4} - \frac{C_r}{4} = 5,168 + 0,61 - 1,325$$

$$HL = 4,453 \text{ ft}$$

$$\tan \Lambda_{C/4} = \frac{4,453 \text{ ft}}{14,2 \text{ ft}} = 0,31359 \xrightarrow{\text{DONDE}} \cot 0,31359 = 17,41^\circ$$

$$\sin 17,41^\circ = \frac{4,453 \text{ ft}}{EL} \xrightarrow{\text{DONDE}} EL = \frac{4,453 \text{ ft}}{\sin 17,41^\circ} = 14,882 \text{ ft}$$

Del triángulo formado por DIM, se puede determinar el ángulo del borde de ataque:

$$IM = HL + LM - HI = HL + \frac{C_t}{4} - \frac{C_r}{4} = 4,453 + 0,61 - 1,325$$

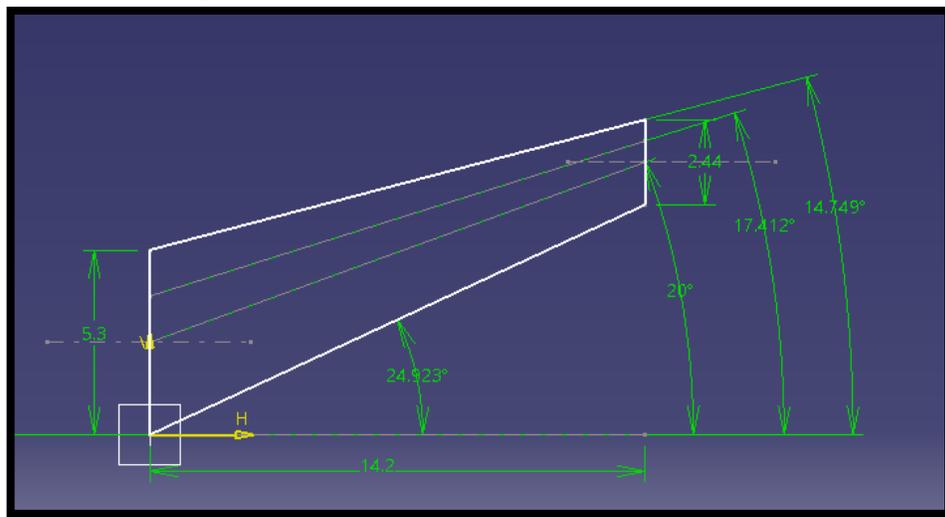
$$IM = 3,738 \text{ ft}$$

$$\tan \Lambda_{LE} = \frac{3,738 \text{ ft}}{14,2 \text{ ft}} = 0,2632 \xrightarrow{\text{DONDE}} \cot 0,2632 = 14,748^\circ$$

En la figura 55, se confirman los datos obtenidos por medio del software Catia, realizando un boceto del ala desde la vista superior, ubicando y dando valores a la cuerda de raíz y de punta, así como el ángulo del ala al 50% de la cuerda.

Posteriormente se procede a tomar los valores de los ángulos correspondientes al borde de ataque y al 25% de la cuerda desde el borde de ataque, encontrando mínimas diferencias entre los datos obtenidos por cálculo y por geometría.

Figura 55. Boceto vista superior – Geometría del ala.



Fuente: Software CATIAV5 - Autores Del Proyecto

3.2.8 Angulo Twist

Este es el producido por la variación del ángulo de incidencia de la punta del ala con respecto a la raíz. Cuando la punta del ala tiene una menor incidencia que la raíz se dice que hay un twist negativo o wash-out, de forma contraria cuando la punta de ala tiene una mayor incidencia es un twist positivo o wash-in.

Así mismo cuando la incidencia de la punta y de la raíz del ala no es igual se le llama un twist geométrico, y cuando el perfil de raíz y de punta del ala no son los mismos recibe el nombre de twist aerodinámico.

Como se había determinado en la sección 3.1.11, los perfiles de raíz y punta del ala no son iguales por lo que se posee un twist aerodinámico, de la misma forma en la sección 3.2.3 se concluyó que el ángulo de incidencia del perfil de la punta del ala es 1° con respecto al perfil de raíz que es 0° , es decir también posee un twist geométrico.

$$\text{Wortmann FX 63 - 137} \quad t/c = 13,69\%$$

$$\text{Eppler 1233} \quad t/c = 18,93\%$$

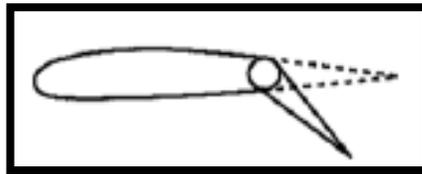
$$\Delta t/c = 5,24\%$$

3.2.9 Dispositivos Hipersustentadores

La función de estos dispositivos comúnmente conocidos como flaps, es la generación y aumento de la sustentación, este aumento del coeficiente de lift es necesario en dos momentos críticos del vuelo, como lo es el despegue y aterrizaje de la aeronave, ya que estos momentos la aeronave se encuentra en los límites de la velocidad de pérdida o de no sustentación.

El tipo de flap seleccionado para el desarrollo de nuestro proyecto es el del tipo Plain Flap, como se muestra en la figura 56, se ubica en el borde de fuga del ala, siendo uno de los más sencillos, fáciles y menos costosos de fabricar. El coeficiente de lift de sustentación aumenta en un 0,9 a 60° de deflexión y su uso se da mayormente en aeronaves tipo homebuilt.

Figura 56. Flap tipo Plain



Fuente: SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: Wiley Publications, 2012, p.243

Según Mohammed¹ la envergadura o largo del flap b_f , puede ir al lado donde termina el fuselaje hasta un 70% del total de la envergadura del ala, y la cuerda del flap C_f desde el 20% al 30% de la cuerda total del ala.

¹ SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: Wiley Publications, 2012, p. 243

Por el momento se realizara una estimación de la dimensión y posición de los flaps en nuestra aeronave según la línea base, los cuales van desde el 12% al 65% de la envergadura del ala, con una cuerda del 25% y ángulo de deflexión $\delta_{f_{TO}} = 20^\circ$ y $\delta_{f_L} = 45^\circ$.

$$\frac{b_f}{b} = 0,65 \xrightarrow{\text{Donde}} b_f = 0,65 * 28,4 \text{ ft} = 18,46 \text{ ft}$$

$$\frac{C_f}{C} = 0,25 \xrightarrow{\text{Donde}} C_f = 0,25 * 5,3 \text{ ft} = 1,325 \text{ ft}$$

3.2.10 Alerones

La función del alerón es brindar el control lateral de una aeronave, de la misma forma afecta el control direccional de la misma. Estos hacen parte del ala y se ubican en el borde de fuga y en la parte externa de la misma, y se ubican simétricamente en el ala derecha e izquierda.

En el proceso de diseño del alerón intervienen factores como lo son el momento del giro, efectividad del alerón, masa y balance, geometría del flap, entre otros y para los cuales es necesario hallar algunos parámetros como la superficie del alerón, cuerda y envergadura del alerón, ángulos de deflexión hacia arriba y abajo.

En esta parte del diseño se realizar una estimación de los parámetros del alerón, según Roskam¹ la superficie del alerón puede abarcar del 5% al 10%, una cuerda del alerón C_a del 22% al 30%, una envergadura del alerón b_a entre el 20% y 40%, y su ángulo de deflexión $\delta_{A_{max}}$ puede variar hasta unos 30° hacia arriba y abajo.

En el presente proyecto se tendrá una cuerda del 25%, para continuar con la cuerda de los flaps, una envergadura que ira desde el 66% al 95%, y los ángulos de deflexión $\delta_{A_{max}} = \pm 20^\circ$.

$$y_i = 0,66 * \frac{b}{2} = 0,66 * 14,2 \text{ ft} = 9,37 \text{ ft}$$

$$y_o = 0,95 * \frac{b}{2} = 0,95 * 14,2 \text{ ft} = 13,49 \text{ ft}$$

$$b_a = y_o - y_i = 13,49 - 9,37 = 4,12 \text{ ft}$$

$$\frac{C_a}{C} = 0,25 \xrightarrow{\text{Donde}} C_a = 0,25 * 2,44 \text{ ft} = 0,61 \text{ ft}$$

¹ ROSKAM, Jan; Airplane Design. Part II. Ottawa, KS: Aviation and Engineering Corporation. 1985.

3.2.11 Ubicación de las vigas del ala

Debido a que los flaps y alerones se encuentran al 25% de la cuerda hacia el borde de fuga, la viga estará un poco más adelantada, con el fin de servir de estructura base para la movilidad de ambos dispositivos.

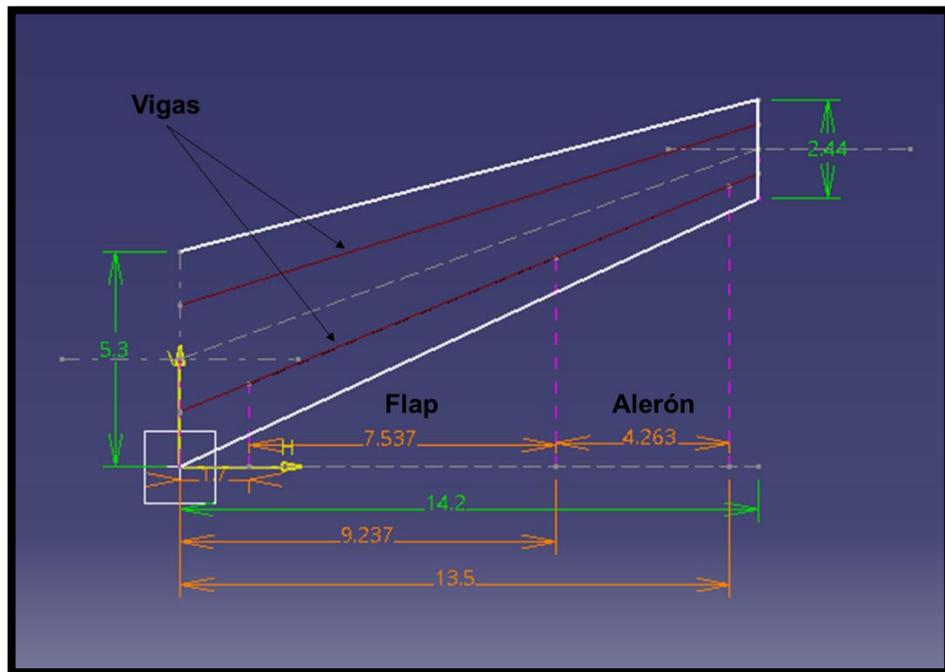
Viga trasera:

$$(1 - 0,25 - 0,005)c = 0,745c$$

Viga delantera:

Esta se asumirá al 20% de la cuerda desde el borde de ataque.

Figura 57. Boceto vista superior – Ubicación Vigas, Flap y Alerón.



Fuente: Software CATIAV5 - Autores Del Proyecto

4. DISEÑO DEL CANARD

El Canard es una disposición y posición del estabilizador horizontal diferente a la convencional. La función del estabilizador horizontal es brindar estabilidad y compensaciones en el eje longitudinal de la aeronave. A pesar de que algunas de las primeras aeronaves de la historia volaron con la disposición tipo Canard, esta no es muy usual. Sin embargo sus características y ventajas desde la década de los años 70, han estado en un continuo estudio y aplicabilidad práctica, sobre todo en aeronaves militares de alta velocidad y maniobrabilidad.

La configuración Canard es más segura que la configuración convencional debido a que el canard se encuentra por delante del ala principal y su propósito es que al entrar la aeronave en altos ángulos de ataque, el canard debe entrar primero en pérdida generando la caída de la nariz y evitando que el ala principal entre también en pérdida, permitiendo que el piloto mantenga el control de la aeronave.

4.1 ESTUDIO Y SELECCIÓN DEL PERFIL ALAR PARA EL CANARD

4.1.1 Parámetros de Selección del Perfil del Canard

A pesar de que las primeras aeronaves en el mundo fueron de configuración canard, hasta ahora se están estudiando y exaltando sus virtudes, entre las que Seth Anderson¹ expone que este tipo de configuración otorga una sustentación positiva, un alto C_{Lmax} , y la aeronave puede ser pequeña con menor resistencia, ofreciendo una mejor seguridad debido al límite natural del ángulo de ataque aerodinámico (AOA).

Ya que entrar en stall o pérdida de sustentación de un perfil alar, sucede cuando alcanza su máximo coeficiente de sustentación o lift; Se debe buscar que el perfil del canard alcance su máxima sustentación antes de que los planos principales entren en pérdida.

El canard generalmente lleva entre el 20% y 25% del peso total de la aeronave, por lo que el ala principal lleva sólo 75% a 80% del peso de un ala convencional, reduciendo la necesidad de un ala más grande, lo que significa en una disminución en el peso total de la aeronave.

En los aviones tipo Homebuilt, de configuración Canard tienen fuselajes cortos que abordan la relación óptima de finura para minimizar la resistencia.

¹ ANDERSON, Seth; A Look at Handling Qualities of Canard Configurations. Washington: National Aeronautics and Space Administration (NASA), 1986, p. 2

4.1.2 Numero de Reynolds del Canard

Para comenzar con el estudio aerodinámico de los perfiles a utilizar en el Canard primero se debe conocer el *Número de Reynolds*, ecuación 34. La cual depende de la viscosidad cinemática y velocidad del fluido al que estará expuesto el perfil.

Como ya conocemos la velocidad crucero que se espera alcanzar con la aeronave es de 146 *Nudos* que corresponden a 246,42 *ft/s*. La viscosidad cinemática del aire se tomó a la altitud crucero de 8.000 pies, con un valor de 0,0001914 *ft²/s*. En la longitud de la cuerda se tomó el resultado promedio de las aeronaves de nuestra línea base y se procedió a realizar el cálculo correspondiente para generar el número de Reynolds.

$$V_{\infty}: 146 \text{ Knots} = 246,42 \text{ ft/s} \quad \nu: 0,0001914 \text{ ft}^2/\text{s}$$

$$L_{\text{Chord Canard}}: 1,166 \text{ ft}$$

$$Re = \frac{V_{\infty} L_{\text{Chord Canard}}}{\nu} = \frac{(246,42 \text{ ft/s})(1,166 \text{ ft})}{(0,0001914 \text{ ft}^2/\text{s})}$$

$$Re_{\text{canard}} = 1'501.179,31$$

Al realizar los cálculos, en el cuadro 12, disponemos de la longitud de la cuerda del canard, así como del número Reynolds hallado.

Cuadro 12. Promedio de la cuerda del canard y Número Reynolds.

	Longitud	Reynolds @146 Nudos
Cuerda Canard	1,166 ft	1.501.179,31

Fuente: Autores del proyecto

4.1.3 Primer estudio aerodinámico para el perfil del canard

Al igual que se realizó con la selección del perfil para el ala, los perfiles iniciales seleccionados para el canard se someten a un estudio más detallado con el fin de encontrar los que posean las mejores características para esta configuración como lo es un buen Coeficiente de Lift, Coeficiente de momento, Coeficiente de Drag, y la Relación Lift – Drag; Para lo cual se tuvo en cuenta las familias de perfiles utilizadas en la línea base así como otras familias de perfiles que cumplieran con los mismos requerimientos como los GU, LS, Rutan, Naca. En el cuadro 13 se muestra la lista inicial de perfiles con los cuales se continuara el estudio.

Cuadro 13. Perfiles seleccionados para el estudio del canard

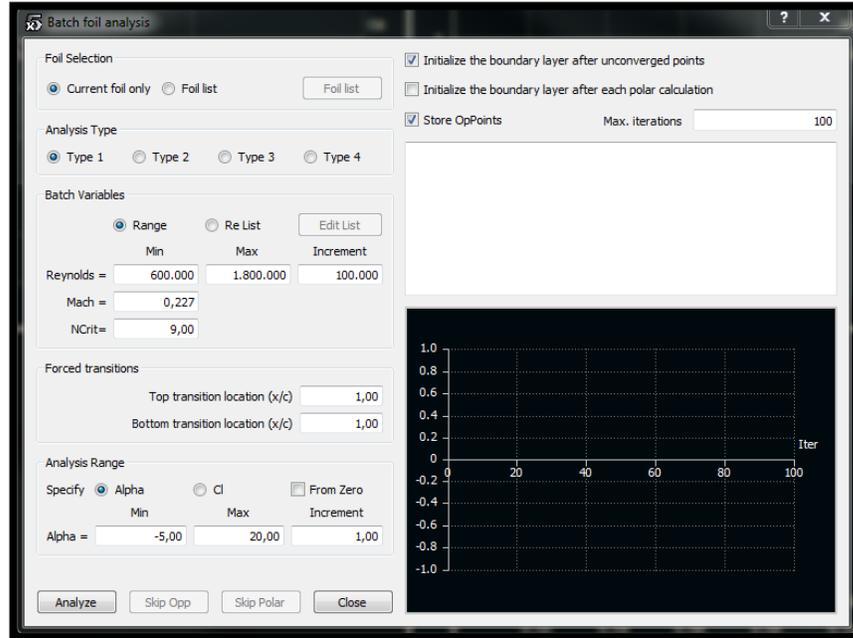
CANARD	
FAMILIA	NOMBRE DEL PERFIL
EPPLER	EPPLER 342
	EPPLER 793
GU	GU-25-5(11)8
LS	LS(1)-417MOD
NACA 4 DIGITOS	NACA 4412
	NACA 4415
	NACA 4421
	NACA 4424
NACA 5 DIGITOS	NACA 23012
RONCZ	RONCZ R1145MS
RUTAN	RUTAN CANARD AIRFOIL

Fuente: Autores del proyecto

Al igual que en estudio del ala se tomara apoyo del software XFLR5, el cual permite visualizar las gráficas de comportamiento de los perfiles, exponiéndolos a una velocidad dada en MACH y un rango de Número Reynolds. Realizando la simulación nos arrojará el comportamiento de estos perfiles con la cuerda descrita. Algunos de los valores necesarios ingresar al software para llevar a cabo la simulación son los siguientes:

- Numero Reynolds: teniendo como base los valores obtenidos en los cálculos desarrollados, se tomaran como valor mínimo de 600.000 y con un incremento constante de 100.000 hasta alcanzar los 1'800.000.
- Número Mach: del cociente entre la velocidad crucero de la aeronave y la velocidad del sonido a la altura crucero, se obtiene un valor de 0,227.
- Número Crítico: es el nivel de turbulencia al que se realizará la simulación, un 9 es el valor de turbulencia estándar.
- Angulo Alpha: es el ángulo de incidencia del perfil, el cual se tomara desde un mínimo de -5° hasta un máximo de 20°.

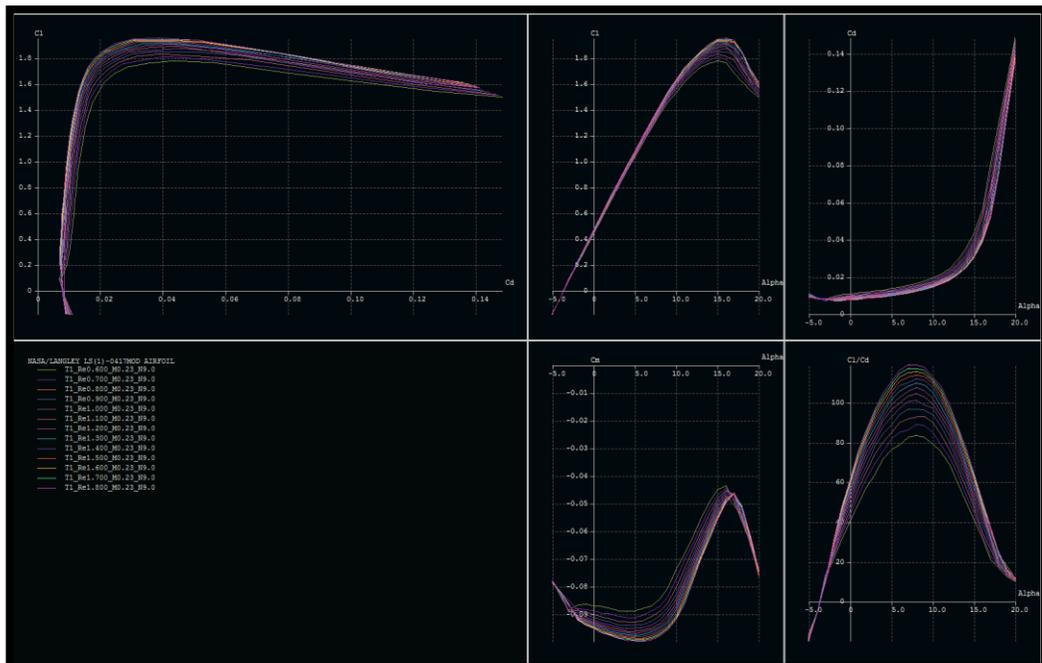
Figura 58. Batch foil analysis para Canard.



Fuente: software XFLR5.

A este primer estudio aerodinámico se someten todos los perfiles anteriormente escogidos, como se muestra en la figura 58 y 59.

Figura 59. Análisis aerodinámico de Rutan Canard Airfoil.



Fuente: software XFLR5.

En el cual a partir de las gráficas de:

- ❖ Cd vs Cl.
- ❖ Cl vs Alpha.
- ❖ Cd vs Alpha.
- ❖ Cm vs Alpha.
- ❖ Cl/Cd vs Alpha.

Se procede a ingresar estos valores en una tabla con los ángulos y valores de los requerimientos aerodinámicos de:

- Coeficiente de Lift máximo.
- Coeficiente de Drag mínimo.
- Coeficiente de momento mínimo.
- Relación Lift/Drag máxima.

Como se expone en el cuadro 14, también se ingresan los valores de estos requerimientos en los grados Alpha 2, 3 y 4, ya que a estos ángulos se desplaza normalmente la aeronave a velocidad crucero.

Cuadro 14. Valores y datos primer estudio aerodinámico Rutan Canard Airfoil.

Canard Num. Reynolds @ 145 Knots = 1'800.000 apróx.													
NOMBRE	α	Cl	Cm	Cl/Cd	Cd	Clmáx	α	Cm mín	α	Cl/Cd máx	α	Cd mín	α
RUTAN CANARD AIRFOIL	2	0,47	0,051	79	0,006	1,2	10	-0,0525	1	79	2	0,006	1
	3	0,58	0,047	69	0,0085								
	4	0,68	0,044	70	0,0096								

Fuente: Autores del Proyecto.

Como anteriormente se realizó con los perfiles del ala; se comienza con la observación de los perfiles del canard, evaluando cada uno de los datos, y optando por escoger aquellos perfiles que en velocidad crucero muestran un mejor comportamiento en los requerimientos aerodinámicos, tales como el mejor desempeño en el *coeficiente de lift*, el menor *coeficiente de momento*, la mejor relación de *coeficientes lift – drag*, y el menor *coeficiente drag*. Ver Anexo U. De esta manera se realizó el primer filtro de descarte de los perfiles, en el cual continúan para la segunda parte del estudio los siguientes:

- EPPLER 793
- LS (1) – 417 MOD
- NACA 23012
- RONCZ R1145MS

4.1.4 Segundo estudio aerodinámico para el perfil del canard

Según los parámetros de configuración para el canard anteriormente descritos en el literal 1.3.1; se procede a realizar un análisis aerodinámico más a fondo de los

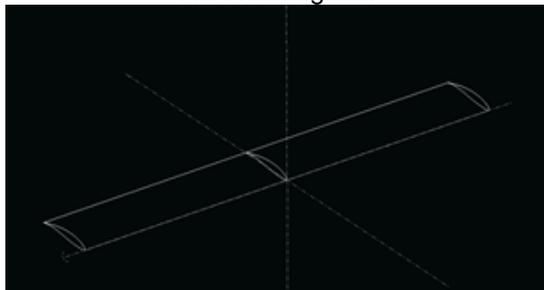
perfiles preseleccionados en el primer estudio aerodinámico para el perfil del canard con el fin de determinar el comportamiento y su desempeño, razón por la cual se delimitó éste estudio con las siguientes variables:

- Variación de la longitud de la envergadura del canard: se tuvieron en cuenta tres distancias entre las puntas del canard de 5.6, 6.1 y 6.6 pies.
- Variación de la longitud de la cuerda: se opta por realizar un estudio con una cuerda de 1,2 y 2 pies tanto en raíz como en punta y sus posibles combinaciones para así obtener la mejor configuración y desempeño, generando un ala rectangular y un ala trapezoidal.
- Variación del ángulo de Alpha o ángulo de ataque: se varía el ángulo de ataque en la velocidad crucero en dos, tres y cuatro grados.
- Aflechamiento del ala en sentido positivo y negativo: el software recibe los ángulos sweep solo en distancias en pies desde el borde de ataque de la punta del ala, hasta el borde de ataque de la raíz del ala, para lo cual se tomaron distancias desde menos seis pies hasta seis pies. (-3, -2, -1, 0, 1, 2, 3, 4, 5, 6).

Se procedió a realizar el estudio en cada uno de los cuatro perfiles anteriormente nombrados, realizando una nueva base de datos con el fin de identificar el mejor desempeño y rendimiento con las características anteriormente descritas. En los Anexos W, X, Y, Z, AA, AB, AC, AD, AE, AF y AG se pueden observar las bases de datos obtenidas.

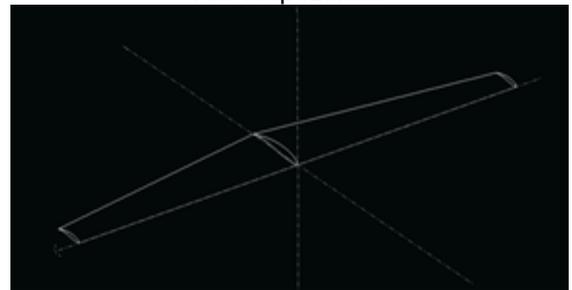
A continuación se expone en la figura 60 el ala rectangular, en la figura 61 Ala Trapezoidal sin ángulo sweep, desde la figura 62 hasta la 67 se observa la variación en flecha positiva, y desde la figura 68 hasta la figura 73 la variación en flecha negativa.

Figura 60. Análisis Aerodinámico
Ala Rectangular.



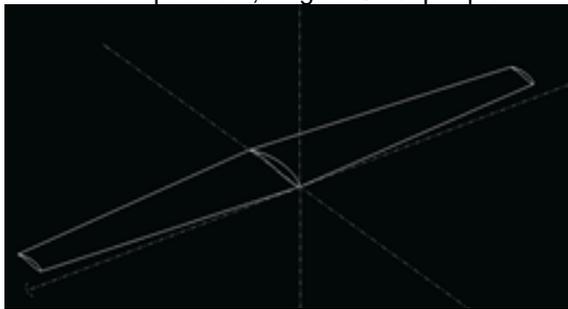
Fuente: software XFLR5; modificado autores del proyecto.

Figura 61. Análisis Aerodinámico
Ala Trapezoidal.



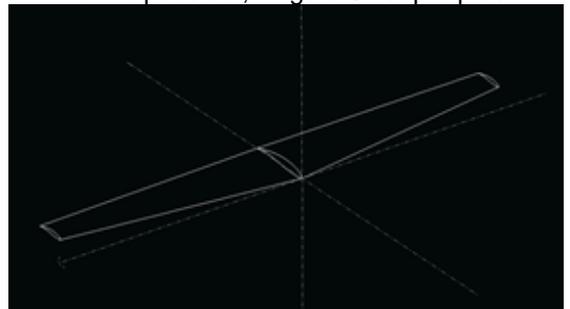
Fuente: software XFLR5; modificado autores del proyecto.

Figura 62. Análisis Aerodinámico
Ala Trapezoidal, Angulo Sweep 1 pie.



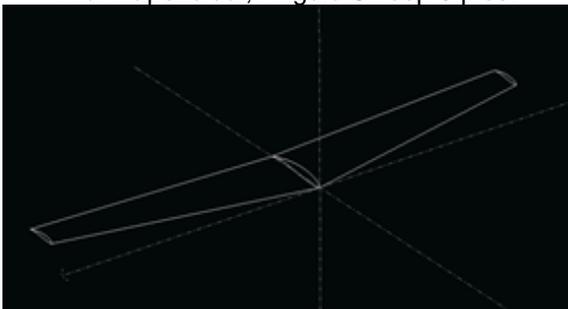
Fuente: software XFLR5; modificado autores del proyecto.

Figura 63. Análisis Aerodinámico
Ala Trapezoidal, Angulo Sweep 2 pies.



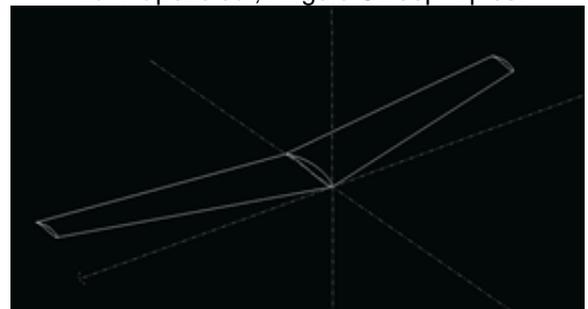
Fuente: software XFLR5; modificado autores del proyecto.

Figura 64. Análisis Aerodinámico
Ala Trapezoidal, Angulo Sweep 3 pies.



Fuente: software XFLR5; modificado autores del proyecto.

Figura 65. Análisis Aerodinámico
Ala Trapezoidal, Angulo Sweep 4 pies.



Fuente: software XFLR5; modificado autores del proyecto.

Figura 66. Análisis Aerodinámico
Ala Trapezoidal, Angulo Sweep 5 pies.



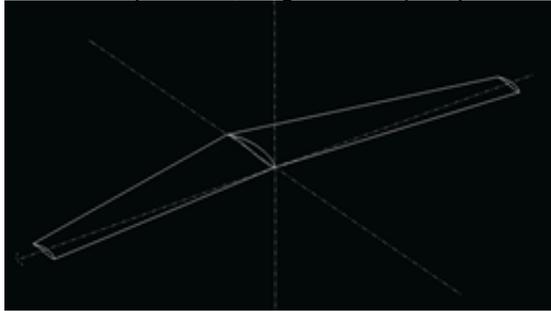
Fuente: software XFLR5; modificado autores del proyecto.

Figura 67. Análisis Aerodinámico
Ala Trapezoidal, Angulo Sweep 6 pies.



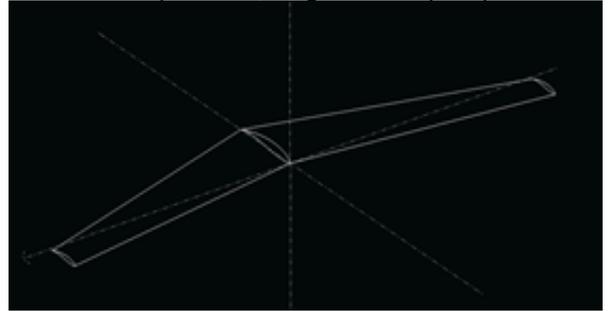
Fuente: software XFLR5; modificado autores del proyecto.

Figura 68. Análisis Aerodinámico
Ala Trapezoidal, Angulo Sweep -1 pies.



Fuente: software XFLR5; modificado autores del proyecto.

Figura 69. Análisis Aerodinámico
Ala Trapezoidal, Angulo Sweep -2 pies.



Fuente: software XFLR5; modificado autores del proyecto.

Figura 70. Análisis Aerodinámico
Ala Trapezoidal, Angulo Sweep -3 pies.



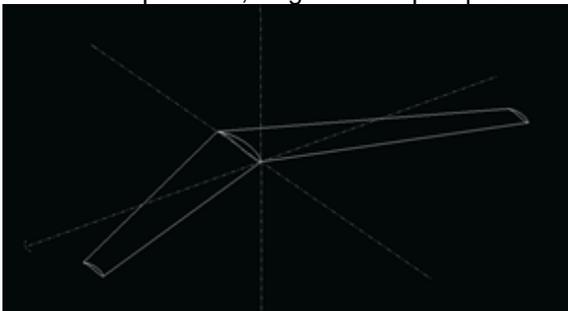
Fuente: software XFLR5; modificado autores del proyecto.

Figura 71. Análisis Aerodinámico
Ala Trapezoidal, Angulo Sweep -4 pies.



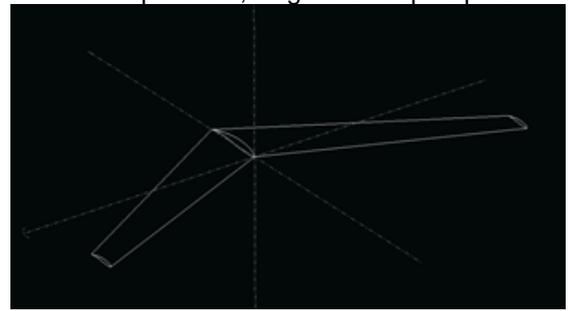
Fuente: software XFLR5; modificado autores del proyecto.

Figura 72. Análisis Aerodinámico
Ala Trapezoidal, Angulo Sweep -5 pies.



Fuente: software XFLR5; modificado autores del proyecto.

Figura 73. Análisis Aerodinámico
Ala Trapezoidal, Angulo Sweep -6 pies.



Fuente: software XFLR5; modificado autores del proyecto.

De las pruebas realizadas, se organizan los datos obtenidos de los planos con diferentes formas geométricas y ángulos de sweep, cuadro 15. De acuerdo a la investigación realizada para este tipo de configuración, se obtienen las siguientes recomendaciones:

- El mejor coeficiente de sustentación en este tipo de perfiles en aeronaves de vuelo subsónico, se obtiene cuando la forma del ala es tipo rectangular, es decir cuando la cuerda de la raíz y de punta es de la misma dimensión o cuando su “taper ratio” es igual a 1.
- Para el canard a diferencia del ala no se busca el perfil con el mejor coeficiente de sustentación, al ser un dispositivo que nos brindara control el objetivo es que nos brinde una óptima relación entre sustentación y el menor coeficiente de momento.
- El porcentaje del espesor del perfil del canard debe ser mucho menor que los perfiles del ala con el fin de producir una corriente o estela que no influya de gran manera al flujo de aire que impacta el ala.

Cuadro 15. Valores y datos segundo estudio aerodinámico - Canard.

	ALPHA	WING SPAN	OFF SET	CL	CD	EFICIEN	CL/CD	Cm	DOT CHOR	TIP CHORD	TAPER RA	ASPECT RA	OFF SET (
EPPLER 793	2	6.6	0	0.535	0.014	0.976	37.821	-0.265	2	2	1	6.6	0
	3	6.6	0	0.611	0.018	0.981	33.268	-0.283	2	2	1	6.6	0
	4	6.6	0	0.687	0.023	0.983	29.689	-0.301	2	2	1	6.6	0
RONCZ 1145	2	6.6	0	0.383	0.007	0.959	51.836	-0.17	2	2	1	6.6	0
	3	6.6	0	0.46	0.011	0.971	43.778	-0.188	2	2	1	6.6	0
	4	6.6	0	0.536	0.014	0.979	37.848	-0.207	2	2	1	6.6	0
LS(1)-417	2	6.6	0	0.444	0.01	0.979	45.682	-0.205	2	2	1	6.6	0
	3	6.6	0	0.52	0.013	0.982	39.149	-0.223	2	2	1	6.6	0
	4	6.6	0	0.596	0.017	0.984	34.251	-0.241	2	2	1	6.6	0
NACA 23012	2	6.6	0	0.238	0.003	0.992	86.475	-0.073	2	2	1	6.6	0
	3	6.6	0	0.315	0.005	0.996	65.679	-0.091	2	2	1	6.6	0
	4	6.6	0	0.391	0.007	0.998	52.943	-0.11	2	2	1	6.6	0

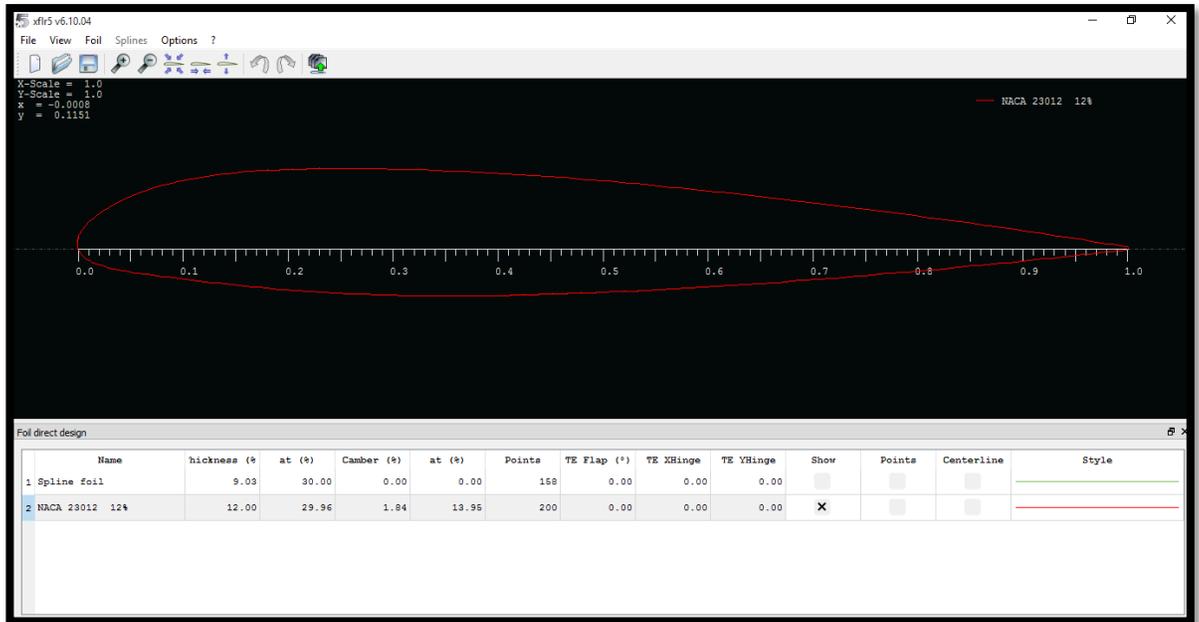
Fuente: Autores del Proyecto.

4.1.5 Resultados de los estudios aerodinámicos para la selección del perfil del canard

Se determina que a diferencia del ala, en el canard solo se hará uso de un perfil alar para raíz y punta del canard.

Debido a recomendaciones anteriormente descritas se encuentra que el perfil NACA 23012 cumple con la mayoría de estas, tales como su bajo coeficiente de momento, una alta relación lift/drag, el más bajo coeficiente de drag, que genera la mejor eficiencia en el perfil. La dificultad se centra en su poca sustentación, sin embargo este perfil solo actuara en forma de compensación de la sustentación que otorga el ala principal. Por lo tanto el perfil escogido para el canard es el anteriormente descrito NACA 23012 y el cual se muestra a continuación:

Figura 74. Selección Final de Perfil Canard
NACA 23012



Fuente: software XFLR5; Autores del proyecto.

La configuración seleccionada para realizar el canard de nuestra aeronave es la siguiente:

Cuadro 16. Valores y Características Resultantes de la Selección de los Perfiles del Canard

CARACTERISTICAS	VALORES
ROOT	NACA 23012
TIP	NACA 23012
ANGLE OF INCIDENCE	2,6
ELEVATOR SPAN (ft)	9,7
OFF SET	0
SWEEP	0
CL	0,089
CD	0,006
EFFICIENCY	0,988
CL/CD	13,786
Cm	-0,031
ROOT CHORD (ft)	2,08
TIP CHORD (ft)	2,08
TAPER RATIO	1
ASPECT RATIO	4,663

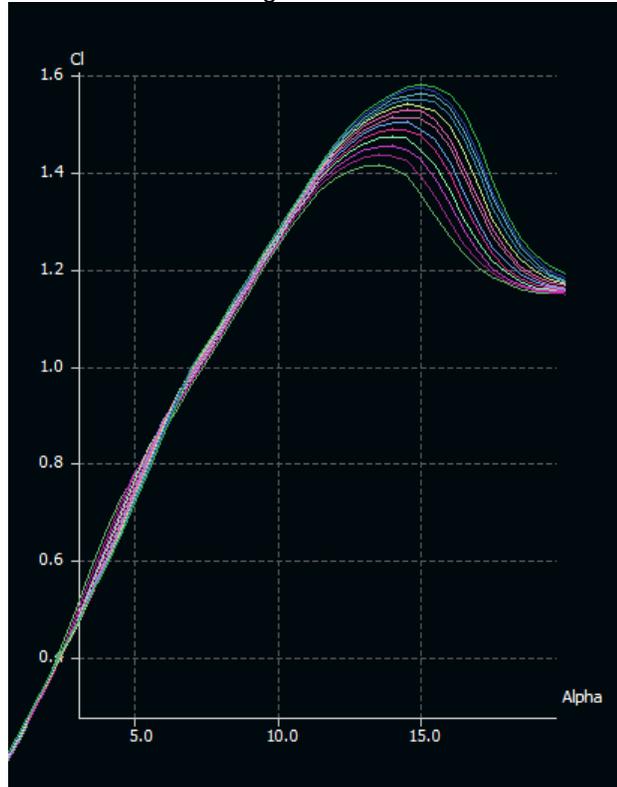
Fuente: Autores del Proyecto.

Del análisis realizado a este perfil a través del software XFLR5, se pueden obtener sus principales características:

- Numero Reynolds a velocidad crucero = 1'501.179.
- $C_{l_{max}} = 1,626$ $\alpha_S = 15^\circ$
- $\alpha_0 = -1,2^\circ$ $C_{l_0} = 0,1341$
- $C_{d_{min}} = 0,00577$ @ $\alpha = 1^\circ$; por lo tanto C_{l_i}
- $\left(\frac{C_l}{C_d}\right)_{max} = 119,7$ @ $\alpha = 8^\circ$
- $t/C = 12\%$

Las figuras expuestas a continuación corresponden al resultado final del estudio aerodinámico realizado al perfil NACA 23012 en el software XFLR5, como se puede apreciar, el perfil cumple con los parámetros y características mencionadas en el literal 4.1.1 del presente capítulo.

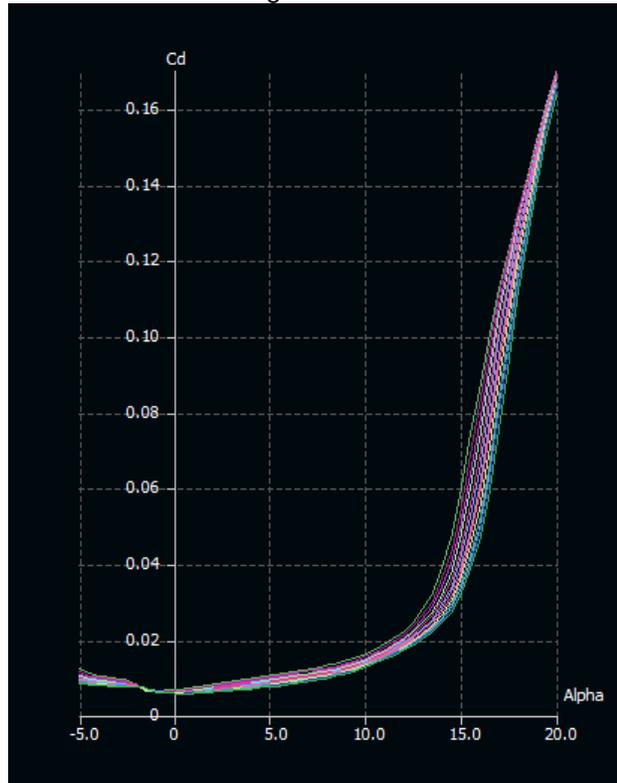
Figura 75. Grafica C_l Vs. Angulo de Incidencia Perfil NACA 23012



Fuente: software XFLR5; Autores del proyecto.

En la figura 75 se puede apreciar el resultado aerodinámico entre el coeficiente de lift y el ángulo de incidencia; se puede observar el ángulo en el que el perfil alcanza su máximo coeficiente de sustentación, recordando que se busca que el perfil del canard alcance su máxima sustentación antes de que los planos principales entren en pérdida.

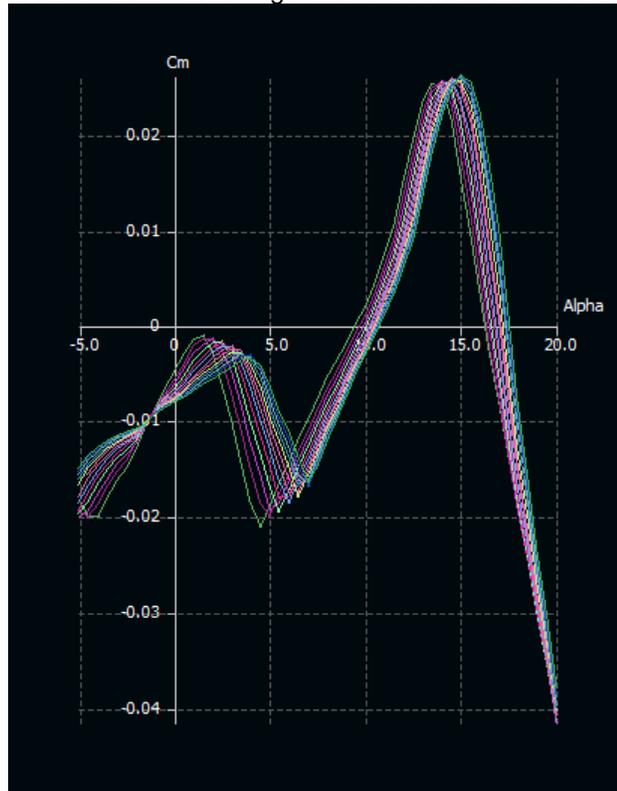
Figura 76. Grafica Cd Vs. Angulo de Incidencia Perfil NACA 23012



Fuente: software XFLR5; Autores del proyecto.

En la figura 76 se aprecia el resultado aerodinámico entre el coeficiente de drag y el ángulo de incidencia; la gráfica muestra el bajo coeficiente de drag que desarrolla este perfil a lo largo de los ángulos de ataque requeridos en la configuración canard antes de que este entre en pérdida; manteniendo el flujo laminar en la capa límite a lo largo del mismo.

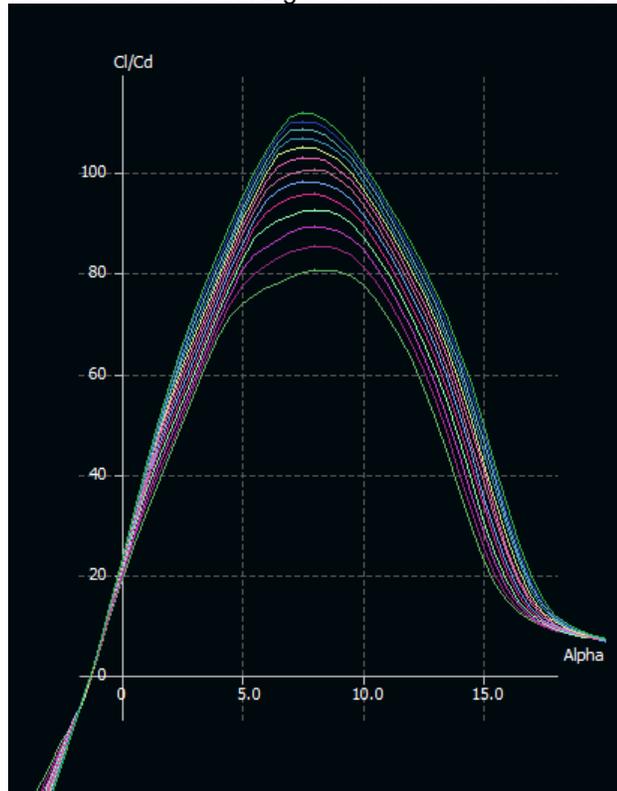
Figura 77. Grafica Cm Vs. Angulo de Incidencia Perfil NACA 23012



Fuente: software XFLR5; Autores del proyecto.

Como se explicó en el capítulo anterior sección 3.1.11 “Resultados de los estudios aerodinámicos para la sección del perfil alar”; controlar el coeficiente de momento es algo de suma importancia debido a los movimientos abruptos en sus ejes que se pueden generar al no prestarle la atención necesaria. Para el canard, el estudio se realizó a lo largo de los ángulos de ataque requeridos, encontrando que dicho coeficiente es muy bajo y tiende a cero a medida que el ángulo de ataque de la aeronave aumenta.

Figura 78. Grafica Cl/Cd Vs. Angulo de Incidencia Perfil NACA 23012

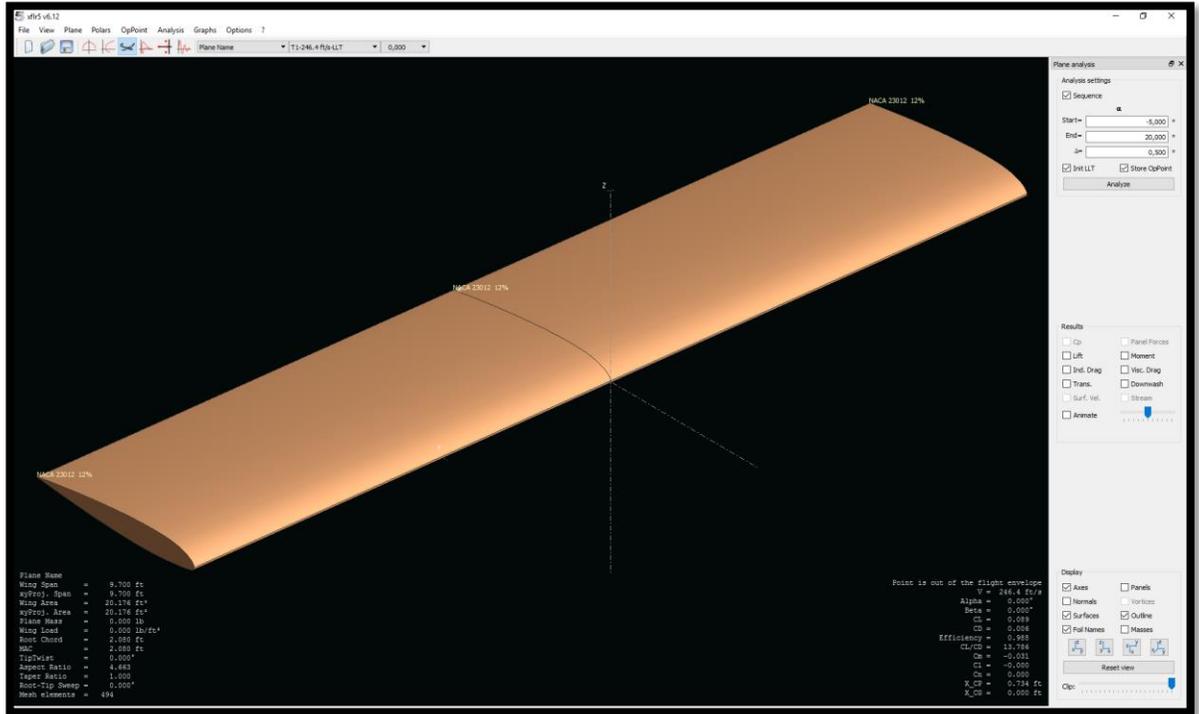


Fuente: software XFLR5; Autores del proyecto.

En la figura 78 se puede apreciar el resultado aerodinámico entre la relación Cl/Cd y el ángulo de incidencia. Ésta relación como se puede observar, es la más alta encontrada en la selección del perfil para el canard. Como se explicó anteriormente una proporción más alta es el objetivo principal al momento del diseño aerodinámico de aeronaves.

En la figura 79 mostrada a continuación se puede apreciar el resultado obtenido en la elaboración del canard en el software XFLR5 con el perfil seleccionado.

Figura 79. Elaboración del Ala con Perfiles Seleccionados Root: NACA 23012 Tip: NACA 23012



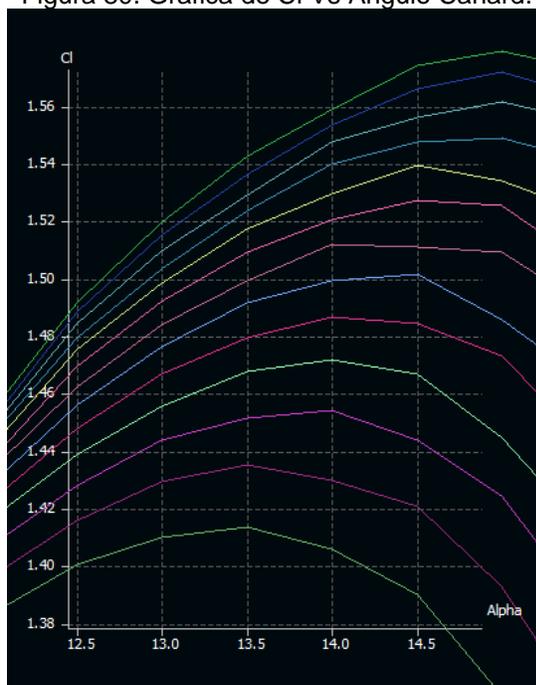
Fuente: software XFLR5; Autores del proyecto.

4.1.6 Entrada en pérdida del Canard

Como se mencionó anteriormente en la sección 3.1.12 del capítulo anterior; este fenómeno aerodinámico consiste en la disminución de la fuerza de Lift

Para nuestra sección del canard se realizó el estudio aerodinámico de los perfiles seleccionados enfocándonos en la relación Cl/α , obteniendo los siguientes resultados.

Figura 80. Grafica de Cl Vs Angulo Canard.



Fuente: software XFLR5; Autores del proyecto.

Dicha sección entra en pérdida a los 13,5 y 14 grados, con un Coeficiente de Lift aproximado de 1,4 y 1,5. Este valor es muy importante porque de él depende la configuración del ángulo de incidencia a seleccionar para el Canard, recordando que dicha configuración debe entrar en pérdida antes que la sección alar.

4.2 CÁLCULOS PARA EL DISEÑO DEL CANARD

El canard es una configuración de estabilizador horizontal y así mismo también es una superficie de sustentación, que puede incluir una superficie de control o ser en su totalidad una de estas. El canard y el estabilizador vertical tienen como funciones primarias brindar a la aeronave ajuste (longitudinal y direccional), estabilidad (longitudinal y direccional) y a través de otras superficies que se incluyen en estas como lo son el elevador y el timón se obtiene el control (longitudinal y direccional).

Para cumplir con los requerimientos de ajuste, estabilidad y control se deben encontrar las siguientes características:

- Superficie alar (Canard).
- Brazo (Distancia entre el canard y el ala)
- Aspect Ratio (Relación de aspecto del canard).
- Taper Ratio (Traperado del canard).
- Angulo Sweep.
- Thickness Ratio (Espesor).

- Envergadura.
- Cuerda media aerodinámica (MAC).
- Angulo de Incidencia y ángulo de twist.
- Angulo diedro.

En este tipo de configuración del estabilizador horizontal tipo “CANARD”, no hay mucha literatura en la cual se pueda apoyar y tener seguridad de los procedimientos y cálculos a realizar para determinar su posición, área, etc. Por lo tanto en este procedimiento se hará uso del método según Mohammad¹.

4.2.1 Coeficiente de volumen del estabilizador horizontal (Canard)

Este un parámetro adimensional, en el cual se relaciona la geometría del estabilizador con el de la cola.

Ecuación 54. Ecuación de Coeficiente de Volumen del Estabilizador Horizontal

$$\bar{V}_H = \frac{l * S_h}{\bar{C} * S}$$

Fuente. SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: John Wiley & Sons. 2013, p.274

Esta ecuación servirá de base para hallar otros parámetros como el área o superficie del estabilizador horizontal S_h , longitud optima de la aeronave l , teniendo en cuenta que ya se posee el valor de la superficie alar S y de la cuerda media aerodinámica del ala \bar{C} .

En el volumen se hará uso de la tabla 6.4², para el cual se tomara un promedio de los valores para aeronaves homebuilt de 0,5 y de aviación general con canard de 0,6.

$$\bar{V}_H = 0,55$$

4.2.2 Longitud óptima

Esta es la distancia entre los centros aerodinámicos del ala y del estabilizador horizontal en este caso el canard, que se encuentran al 25% de la cuerda media aerodinámica (MAC). Debido a la inexactitud de algunos valores y asumiendo otros la ecuación es:

¹ SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: John Wiley & Sons, 2013

² Ibíd. p.303

Ecuación 55. Ecuación de Longitud Optima del Estabilizador Horizontal

$$l_{opt} = K_c \sqrt{\frac{4 \bar{C} S V_h}{\pi D_f}}$$

Fuente. SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: John Wiley & Sons. 2013, p.300

Donde K_c es un factor de corrección que depende de la forma cónica de la parte trasera de la aeronave, variando de 1 hasta 1,4 donde 1,1 es para una aeronave monomotor a pistón y 1,4 es una aeronave de transporte. En el presente proyecto se toma un valor medio de 1,2. D_f es el diámetro máximo del fuselaje.

Se procede a reemplazar los valores en la ecuación:

$$K_c = 1,2 \quad D_f = 35 \text{ inch} = 2,92 \text{ ft}$$

$$l_{opt} = 1,2 \sqrt{\frac{4 * 4,05 \text{ ft} * 115 \text{ ft} * 0,55}{\pi * 2,92 \text{ ft}}}$$

$$l_{opt} = 1,2 \sqrt{\frac{1024,65}{9,17}}$$

$$l_{opt} = 1,2 \sqrt{117,74} = 12,7 \text{ ft}$$

4.2.3 Superficie del Estabilizador Horizontal o Canard

Para hallar la superficie del estabilizador horizontal se hace uso de la ecuación 54, de volumen del estabilizador horizontal pero realizando el debido despeje.

$$S_h = \frac{\bar{V}_H * \bar{C} * S}{l}$$

$$S_h = \frac{0,55 * 4,05 \text{ ft} * 115 \text{ ft}^2}{12,7 \text{ ft}}$$

$$S_h = 20,17 \approx 20,2 \text{ ft}^2$$

4.2.4 Aspect Ratio del Estabilizador Horizontal o Canard

El Aspect Ratio o relación de aspecto que se posea en el estabilizador horizontal tiene una gran influencia en la estabilidad y control lateral, rendimiento, eficiencia aerodinámica y centro de gravedad de la aeronave. Para determinar este parámetro se puede hacer uso de la ecuación 56, en donde hay que tener en cuenta que un valor óptimo según estadísticas se encuentra entre 3 - 5:

Ecuación 56. Ecuación para Aspect Ratio del Estabilizador Horizontal.

$$AR_h = \frac{2}{3} AR_w$$

Fuente. SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: John Wiley & Sons. 2013, p.312

$$AR_h = \frac{2}{3} * 7$$

$$AR_h = 4,66$$

4.2.5 Envergadura y Cuerda del Estabilizador Horizontal o Canard

Esta distancia se puede hallar haciendo uso de las mismas ecuaciones utilizadas para la envergadura del ala:

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

$$b_h = \sqrt{AR_h * S_h}$$

$$b_h = \sqrt{4,66 * 20,2} = 9,7 \text{ ft}$$

Debido a que el estabilizador tendrá una forma rectangular, la cuerda a todo lo largo de la envergadura será del mismo valor por lo cual se puede hacer uso de la ecuación del ala para determinar la cuerda media aerodinámica:

$$AR = \frac{b}{\bar{C}}$$

$$\bar{C} = C_h = \frac{b_h}{AR_h} = \frac{9,7 \text{ ft}}{4,66} = 2,08 \text{ ft}$$

4.2.6 Coeficiente de momento de cabeceo del fuselaje-ala

Este parámetro ayudara a identificar más adelante el ángulo de incidencia que tendrá que tener el estabilizador horizontal o canard, para cumplir con los requerimientos de estabilidad, ajuste y control de la aeronave.

Ecuación 57. Ecuación de Coeficiente de Momento de Cabeceo del Fuselaje-Ala.

$$C_{m_{o_wf}} = C_{m_{af}} \frac{AR \cos^2(\Lambda)}{AR + 2 \cos(\Lambda)} + 0,01\alpha_t$$

Fuente. SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: John Wiley & Sons. 2013, p.275

Donde $C_{m_{af}}$ es el coeficiente de momento del perfil alar, AR el Aspect Ratio del ala, Λ el ángulo sweep del ala en el leading edge o borde de ataque, α_t el ángulo twist del ala.

Para esta ecuación se tomaron los datos obtenidos en el desarrollo del diseño del ala:

$$C_{m_{af}} = -0,12 \quad AR = 7 \quad \Lambda = 14,75^\circ \quad \alpha_t = 0$$

$$C_{m_{o_wf}} = -0,12 \frac{7 \cos^2(14,75)}{7 + 2 \cos(14,75)} + 0,01(0)$$

$$C_{m_{o_wf}} = -0,12 \frac{6,999}{8,934} = -0,094$$

4.2.7 Coeficiente de lift de la aeronave en crucero

Este parámetro es necesario para determinar el coeficiente de lift del canard, que es necesario para brindar la estabilidad longitudinal de la aeronave. Para hallar este valor se utiliza la ecuación 58:

Ecuación 58. Ecuación de Coeficiente de Lift de la Aeronave en Crucero.

$$C_{L_c} = \frac{2 W_{avg}}{\rho V_c^2 S}$$

Fuente. SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: John Wiley & Sons. 2013, p.275

En esta ecuación todos los valores son tomados del vuelo en crucero de la aeronave, como W_{avg} el peso promedio de la aeronave en crucero, S superficie alar, V_c velocidad en crucero, ρ densidad del aire a la altitud crucero, es decir a 8000 ft.

$$\rho = 0,001869 \text{ slugs/ft}^3 \quad V_c^2 = 146 \text{ Knots} = 246,42 \text{ ft/s}$$

$$C_{Lc} = \frac{2 * 2000 \text{ lb}}{0,001869 \text{ slugs} / \text{ft}^3 * (246,42 \text{ ft/s})^2 * 115 \text{ ft}^2}$$

$$C_{Lc} = \frac{4000}{13051,45}$$

$$C_{Lc} = 0,306$$

4.2.8 Coeficiente de lift deseado para el canard

Por medio de la ecuación 59, y su posterior despeje se puede determinar el requerimiento para el ajuste longitudinal que debe otorgar el estabilizador horizontal o el canard.

Ecuación 59. Ecuación de Requerimientos para el Ajuste Longitudinal.

$$C_{m_{o_{wf}}} + C_L(h - h_0) - \eta_h \bar{V}_H C_{Lh} = 0$$

Fuente. SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: John Wiley & Sons. 2013, p.276

Algunos de los parámetros que intervienen en esta ecuación se han hallado con anterioridad, y otros como h_0 es la distancia entre el centro aerodinámico del ala y la línea de referencia, h es la distancia entre el centro de gravedad del ala y la línea de referencia, η_h es la eficiencia del estabilizador horizontal la cual varía en estabilizadores convencionales de 0,85 a 0,95 y el de tipo T es 1, esto depende de la estela originada por el fuselaje y el ala, la cual afecta la presión dinámica del estabilizador. Debido a que el canard recibe el flujo del aire directamente, se asumirá este valor como 1. Al despejar la ecuación buscando hallar el coeficiente de lift para el canard se obtiene:

$$C_{Lh} = \frac{C_{m_{o_{wf}}} + C_L(h - h_0)}{\eta_h \bar{V}_H}$$

$$C_{Lh} = \frac{-0,094 + 0,306(0,2 - 0,25)}{0,55}$$

$$C_{Lh} = \frac{-0,1093}{0,55} = -0,198$$

4.2.9 Pendiente de la curva del Coeficiente de Lift del Perfil Alar

Este es un parámetro de rendimiento de las características de un perfil alar. Aquí se determina la variación de la pendiente del coeficiente de lift con respecto al cambio en el ángulo de ataque y se mide en unidades de 1/deg o 1/rad. Una de las características a ubicar en este parámetro es que entre más alta sea la pendiente, mejor el perfil alar. La ecuación 60, puede determinar la pendiente de la curva de lift en 1/rad, valor que utilizara para hallar la pendiente de la curva del coeficiente de lift del estabilizador horizontal.

Ecuación 60. Ecuación de Pendiente de la Curva de Lift para el Perfil Alar.

$$C_{l_{\alpha}} = 1,8\pi(1 + 0,8 \frac{t_{max}}{c})$$

Fuente. SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: John Wiley & Sons. 2013, p.178

El valor correspondiente a $\frac{t_{max}}{c}$, es dependiendo del perfil escogido para el estabilizador o canard, y es el grosor máximo del perfil respecto a la cuerda de este. En este caso el perfil que se escogió para el estabilizador es el NACA 23012, por lo que su espesor máximo es del 12% respecto a la cuerda.

$$C_{l_{\alpha}} = 1,8\pi(1 + 0,8 * 0,12)$$

$$C_{l_{\alpha}} = 1,8\pi(1,96) = 6,19$$

4.2.10 Pendiente de la curva del Coeficiente de Lift del Estabilizador Horizontal o Canard

En este parámetro se determina la pendiente de la curva del estabilizador horizontal, por medio de la ecuación 61 y con este valor a continuación se halla el ángulo de incidencia que deberá tener el estabilizador horizontal o canard con respecto a la línea media del fuselaje.

Ecuación 61. Ecuación de Pendiente de la Curva de Lift para el Estabilizador Horizontal.

$$C_{L_{\alpha_h}} = \frac{C_{L_h}}{\alpha_h} = \frac{C_{l_{\alpha_h}}}{1 + \frac{C_{l_{\alpha_h}}}{\pi AR_h}}$$

Fuente. SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: John Wiley & Sons. 2013, p.311

$$C_{L_{\alpha_h}} = \frac{6,19}{1 + \frac{6,19}{\pi 4,66}}$$

$$C_{L\alpha_h} = \frac{6,19}{1 + 0,42}$$

$$C_{L\alpha_h} = 4,36 \frac{1}{rad}$$

4.2.11 Angulo de incidencia del Estabilizador Horizontal o Canard

Despejando la anterior ecuación se puede hallar el ángulo de incidencia del estabilizador horizontal.

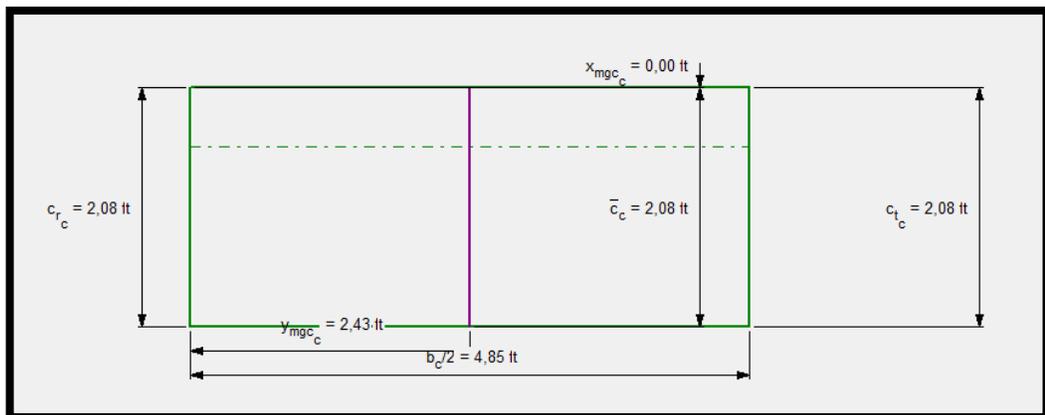
$$C_{L\alpha_h} = \frac{C_{Lh}}{\alpha_h} \xrightarrow{\text{Donde}} \alpha_h = \frac{C_{Lh}}{C_{L\alpha_h}}$$

$$\alpha_h = \frac{-0,198}{4,36} = -0,0454 \text{ rad} = -2,6^\circ$$

Sin embargo al ser el estabilizador horizontal tipo canard, es decir diferente al estabilizador convencional. Por lo tanto el ángulo de incidencia del canard tiene que ser mayor al ángulo de incidencia del ala, procediendo al cambio de signo del ángulo.

$$\alpha_c = 2,6^\circ$$

Figura 81. Boceto Canard – Ubicación Cuerda Media Aerodinámica y c.a.



Fuente: Software AAA - Autores Del Proyecto

5. DISEÑO DEL ESTABILIZADOR VERTICAL

El estabilizador vertical es una de las superficies de sustentación de una aeronave, y sus funciones son proporcionar ajuste y estabilidad direccional a la aeronave. Así mismo en esta sección se encuentra el timón, por medio del cual se mantiene el control direccional.

Los dos requerimientos a tener en cuenta en el diseño del estabilizador vertical es satisfacer la estabilidad direccional estática y dinámica, estos requerimientos se pueden alcanzar por medio de la superficie del estabilizador vertical S_V , y de la distancia del momento del estabilizador vertical l_V , asegurándose que estos valores sean lo suficientemente altos para alcanzar con facilidad los requerimientos de estabilidad direccional.

5.1 ESTUDIO Y SELECCIÓN DEL PERFIL ALAR PARA EL ESTABILIZADOR VERTICAL

El estabilizador vertical es una superficie de sustentación, cuya fuerza aerodinámica de sustentación se genera en dirección del eje y .

5.1.1 Selección del Perfil del Estabilizador Vertical

El perfil del estabilizador vertical debe generar el coeficiente de sustentación vertical C_{L_V} con un mínimo de coeficiente de drag.

Según Carmona¹, para la correcta selección de un perfil a utilizar en el estabilizador vertical debemos contar con que este sea un perfil simétrico, con el fin de que a un vuelo bajo condiciones normales el ángulo de ataque debe ser cero, no produciendo ningún tipo de sustentación y por lo cual no debe generar ningún momento.

Otro de los requerimientos que intervienen en la selección del perfil alar para el estabilizador vertical, es que el efecto de compresibilidad no debe influir sobre este, siendo necesario que el flujo de número mach en el estabilizador vertical debe ser menor que el flujo en el ala. Para cumplir con este requerimiento se debe buscar que el perfil alar en la cuerda media aerodinámica del estabilizador vertical debe ser por lo menos 2% más delgado que el perfil alar en la cuerda media aerodinámica del ala.

Un último requerimiento para la selección del perfil alar del estabilizador vertical, es muy deseable tener para el perfil simétrico una pendiente de curva de lift alta.

¹ CARMONA, Aníbal; Aerodinámica y Actuaciones del Avión. Madrid: Paraninfo. 2000, p. 106

5.1.2 Numero de Reynolds del Estabilizador Vertical

Como anteriormente se ha desarrollado, para realizar el estudio aerodinámico del perfil alar del Estabilizador Vertical primero se debe conocer el *Número de Reynolds* utilizando la ecuación 53.

Se tienen los valores de la velocidad crucero de 146 *Nudos* que corresponden a 246,42 *ft/s*. La viscosidad cinemática del aire a la altitud crucero de 8.000 pies es de 0,0001914 *ft²/s*. La longitud de la cuerda se tomó del promedio de la cuerda de raíz del winglet de las aeronaves de nuestra línea base que es 28 pulgadas. Sin embargo teniendo en cuenta que en el diseño del proyecto solo se hace uso de un estabilizador vertical se aumentó este valor a 30 pulgadas o 2,5 pies y se procedió a realizar el cálculo correspondiente para generar el número de Reynolds.

$$V_{\infty}: 146 \text{ Knots} = 246,42 \text{ ft/s} \quad \nu: 0,0001914 \text{ ft}^2/\text{s}$$

$$L_{\text{Chord Vertical Tail}}: 2,5 \text{ ft}$$

$$Re = \frac{V_{\infty} L_{\text{Chord Vertical Tail}}}{\nu} = \frac{(246,42 \text{ ft/s})(2,5 \text{ ft})}{(0,0001914 \text{ ft}^2/\text{s})}$$

$$Re_{\text{Vertical Tail}} = 3'218.652,04$$

5.1.3 Primer estudio aerodinámico para el perfil del Estabilizador Vertical

Los perfiles alares iniciales seleccionados para el estabilizador vertical se someten a un estudio más detallado con el fin de encontrar los que posean las mejores características para esta configuración, al ser perfiles simétricos se busca que a cero grados de ángulo de ataque el Coeficiente de Lift y Coeficiente de momento sean cero, y Coeficiente de Drag sea lo menor posible.

La configuración del estabilizador vertical del proyecto es diferente a la de la línea base, siendo que en el proyecto se hará uso de un solo estabilizador vertical por esta razón fue necesario realizar una investigación que tipos de perfiles cumplieran con los requerimientos para ser utilizados en el estabilizador vertical.

En el cuadro 17, se muestra la lista inicial de perfiles con los cuales se continuara el estudio teniendo en cuenta las características de la aeronave y sus requerimientos.

Cuadro 17. Perfiles seleccionados para el estudio del estabilizador vertical

VERTICAL TAIL	
FAMILIA	NOMBRE DEL PERFIL
EPPLER	EPPLER 521
FX	FX 142 K
	FX 76-120
NACA 4 DIGITOS	NACA 0009
	NACA 0012

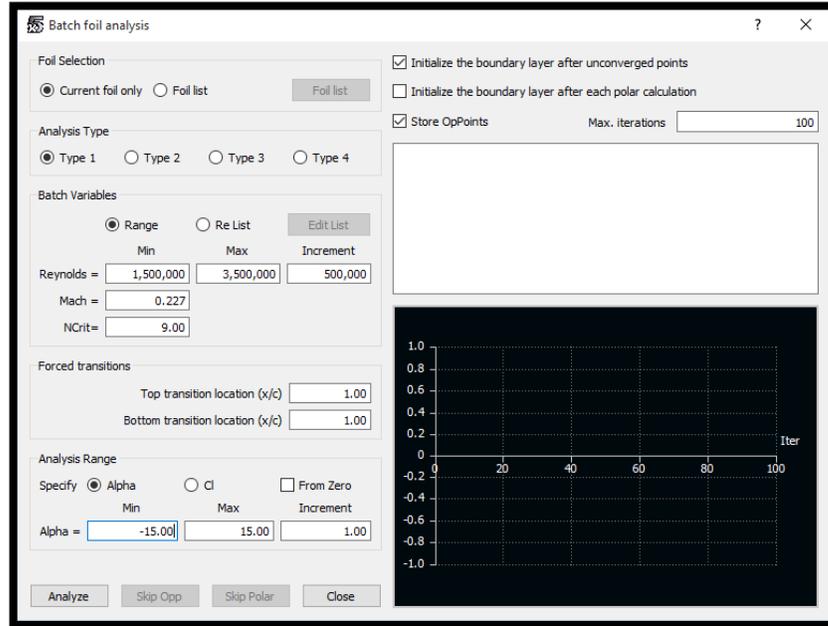
Fuente: Autores del proyecto

Se hace uso para la toma de datos del software XFLR5, con el cual se visualiza las gráficas de comportamiento de los perfiles, a una velocidad dada en MACH y a un rango de Número Reynolds.

Algunos de los valores que se ingresan al software para trabajar la simulación son los siguientes:

- Numero Reynolds: teniendo como base los cálculos desarrollados, se tomaran como valor mínimo 1'500.000 y con un incremento constante de 500.000 hasta alcanzar los 3'500.000.
- Número Mach: el cociente entre la velocidad crucero de la aeronave y la velocidad del sonido a la altura crucero, es de 0,227.
- Número Crítico: es el nivel de turbulencia al que se realizó la simulación, un 9 es el valor de turbulencia estándar.
- Angulo Alpha: es el ángulo de incidencia del perfil, al ser un perfil simétrico se tomó un valor un mínimo de -15° hasta un máximo de 15° .

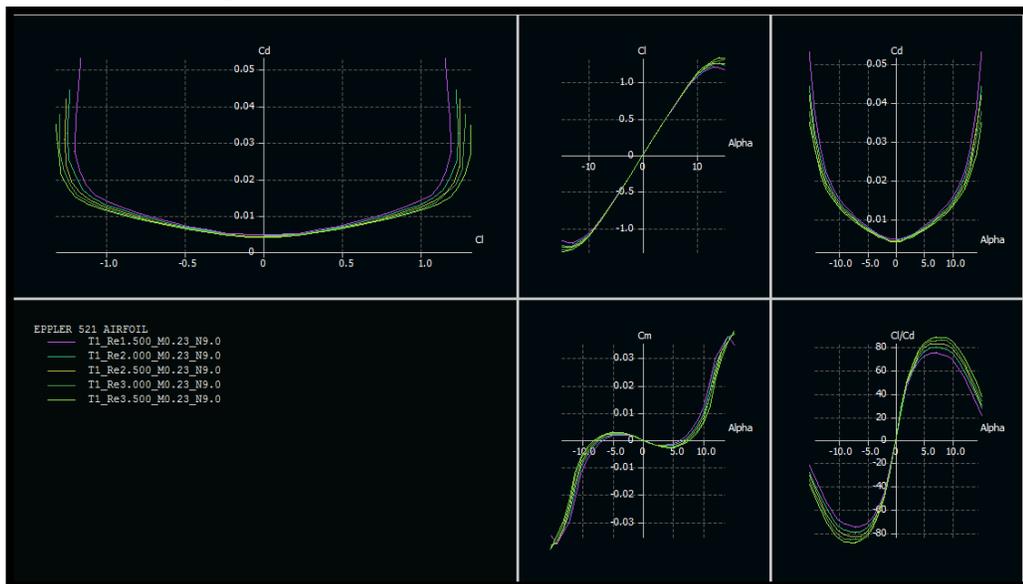
Figura 82. Batch foil analysis para Vertical Tail.



Fuente: software XFLR5.

Al primer estudio aerodinámico se sometieron todos los perfiles escogidos, como se observa en la figura 82 y 83.

Figura 83. Análisis Aerodinámico Perfil Alar Eppler 521.



Fuente: software XFLR5.

En el cual a partir de las gráficas de:

- ❖ Cd vs Cl.
- ❖ Cl vs Alpha.
- ❖ Cd vs Alpha.
- ❖ Cm vs Alpha.
- ❖ Cl/Cd vs Alpha.

Se procede a ingresar estos valores en una tabla con los ángulos y valores de los requerimientos aerodinámicos a determinados ángulos de ataque:

- Coeficiente de Lift.
- Coeficiente de Drag.
- Coeficiente de momento.
- Relación Lift/Drag.

Como se expone en el cuadro 18, se ingresan los valores de estos requerimientos en los grados Alpha desde -2° hasta 2° , con el fin de tener una representación de la variación de estos valores.

Cuadro 18. Valores y datos primer estudio aerodinámico Eppler 521.

Vertical Tail Tip Num. Reynolds @ 146 Knots = 1'500.000 apróx.					
NOMBRE	α	Cl	Cd	Cm	Cl/Cd
EPPLER 521	-2	-0.2356	0.00468	0.0017	-50.325
	-1	-0.1185	0.00411	0.0009	-28.796
	0	0	0.00385	0	0.003
	1	0.1185	0.00411	-0.001	28.803
	2	0.2356	0.00468	-0.0017	50.331

Fuente: Autores del Proyecto.

Se realiza el análisis de los perfiles para el estabilizador vertical, evaluando los datos, y opta por escoger aquellos perfiles que en velocidad crucero muestran un mejor comportamiento, optando por aquellos en los que se exalta el menor *coeficiente de momento*, y el menor *coeficiente drag*. Ver Anexo AH. De esta manera se realizó el primer filtro de descarte de los perfiles, en el cual continúan para la segunda parte del estudio los siguientes:

- EPPLER 521
- NACA 0009

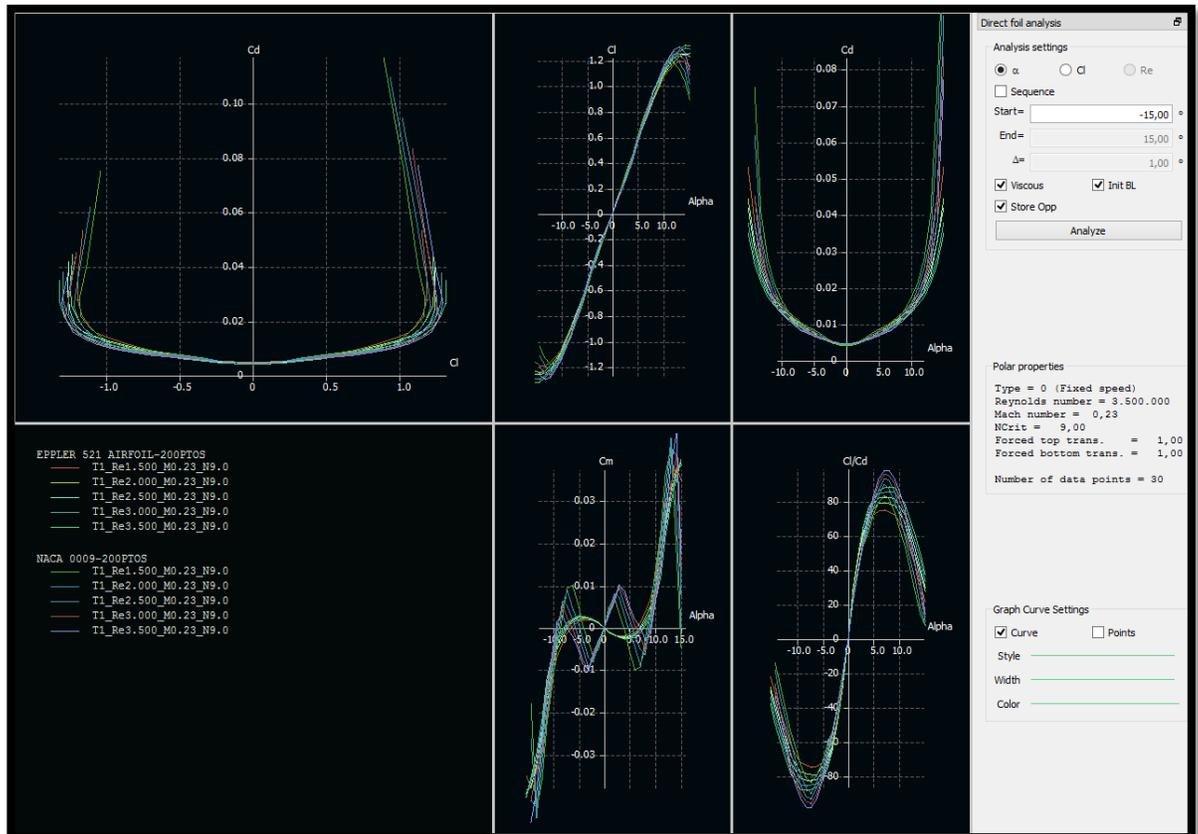
5.1.4 Segundo estudio aerodinámico para el perfil del estabilizador vertical

El segundo estudio buscaría determinar el comportamiento de los perfiles hasta ahora escogidos sobre diferentes formas en el estabilizador vertical, sin embargo

debido a limitaciones en el software para encontrar las diferencias que conlleven a determinar cuál de estos dos perfiles alares sería el mejor en el estabilizador vertical. Se debe realizar un estudio más detallado con los datos que hasta el momento han sido posible extraer de cada uno de los perfiles.

Se procedió a realizar una superposición de las gráficas generadas por cada perfil a corroborar con los datos de cada una:

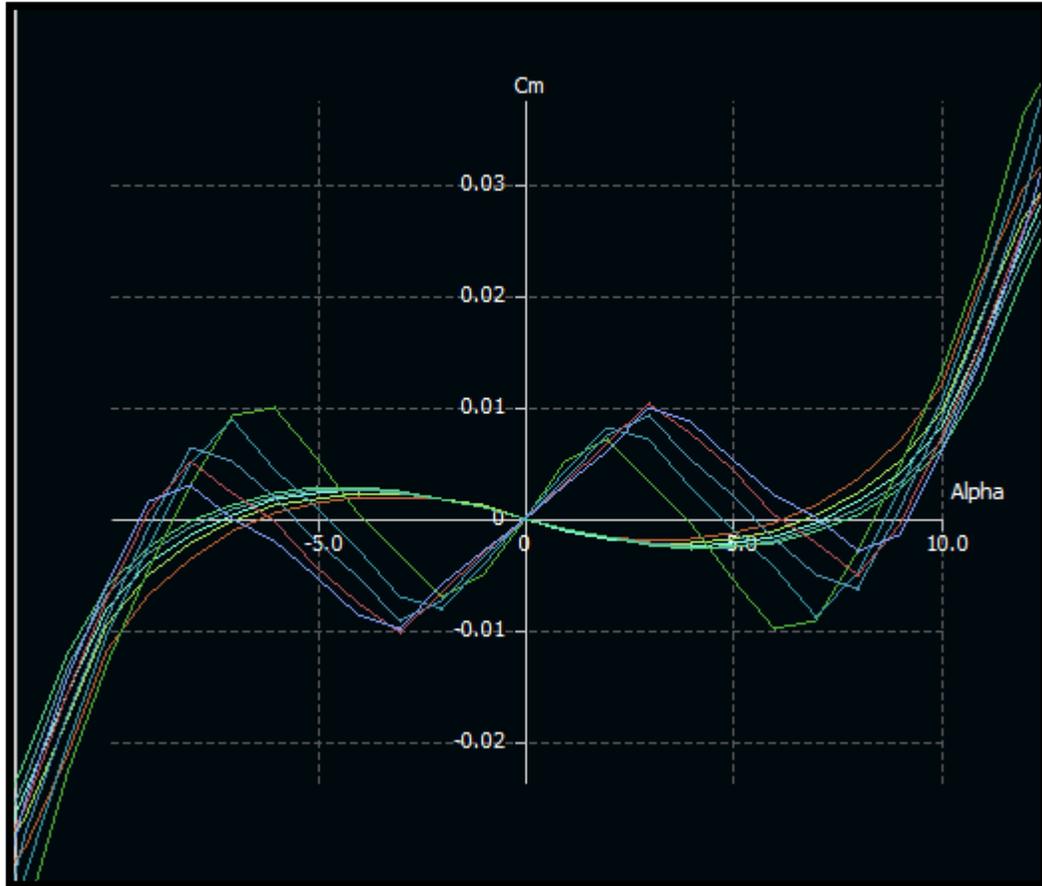
Figura 84: Graficas Perfiles EPPLER 521 y NACA 0009



Fuente: software XFLR5; Autores del proyecto.

En las figuras se puede observar que los perfiles son de unas características muy similares en su coeficiente de lift, de drag y relación lift/drag. Sin embargo en el coeficiente de momento se obtiene una gran diferencia entre estos dos perfiles, como se muestra con gran detalle en la figura 85:

Figura 85: Grafica Coeficiente de Momento - Perfiles EPPLER 521 y NACA 0009



Fuente: software XFLR5; Autores del proyecto.

En esta grafica de momento vs ángulo de ataque, se observa como el perfil Eppler 521 forma una curva suave de momento negativo desde 0° hasta aproximadamente 7° , donde cambia a momento positivo y se incrementa. En el caso del perfil NACA 0009 antes de los 3° forma un pico en momento positivo y cae hacia un momento negativo alcanzando su máximo en aproximadamente los 8° y nuevamente tiende hacia el momento positivo sobre los 10° , realizando unos cambios de momento muy bruscos.

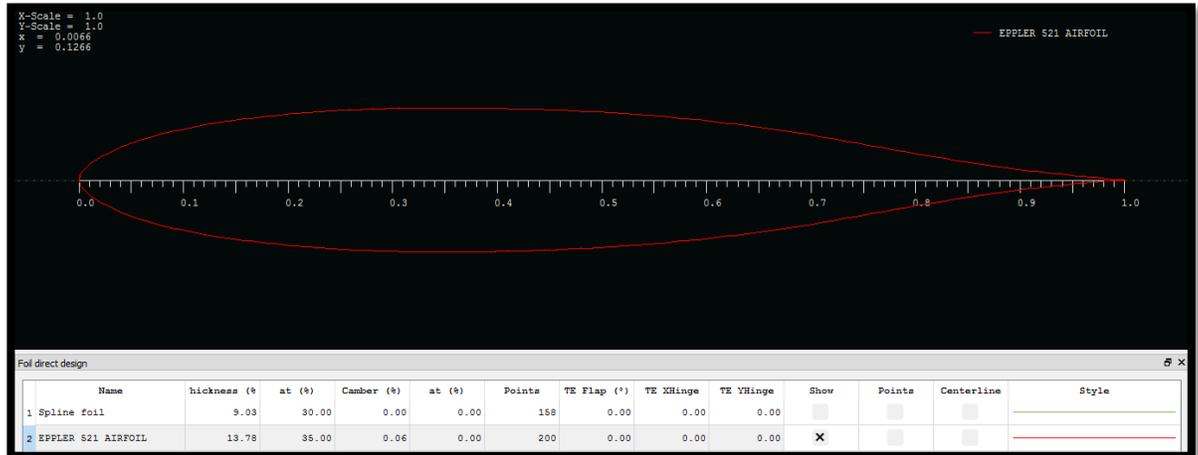
5.1.5 Resultados del estudio aerodinámico para el perfil del estabilizador vertical

En el estabilizador vertical por factores para realizar una fabricación sencilla se hará uso de uno solo perfil alar.

En este caso se poseían dos perfiles alares simétricos con características muy parecidas el EPPLER 521 y el NACA 0009, siendo muy difícil la elección de alguno de estos. Sin embargo se optó por el perfil EPPLER 521 figura 86, ya que este tenía

un comportamiento en el coeficiente de momento más suave que su similar, así mismo su coeficiente de drag por muy poco era menor que el del perfil NACA.

Figura 86. Selección Final de Perfil Estabilizador Vertical
EPPLER 521



Fuente: software XFLR5; Autores del proyecto.

La configuración inicial seleccionada para elaborar el estabilizador vertical de nuestra aeronave es la siguiente:

Cuadro 19. Valores y Características Resultantes de la Selección de los Perfiles del Estabilizador Vertical

CARACTERISTICAS	VALORES
ROOT	EPPLER 521
TIP	EPPLER 521
ANGLE OF INCIDENCE	0
SPAN (ft)	7,04
OFF SET ROOT	-1,51
OFF SET TIP	3,4
SWEEP	0
CL	0,001
CD	0,004
Cm	0
ROOT CHORD (ft)	6,93
TIP CHORD (ft)	3,53
TAPER RATIO	1,9
ASPECT RATIO	2,6

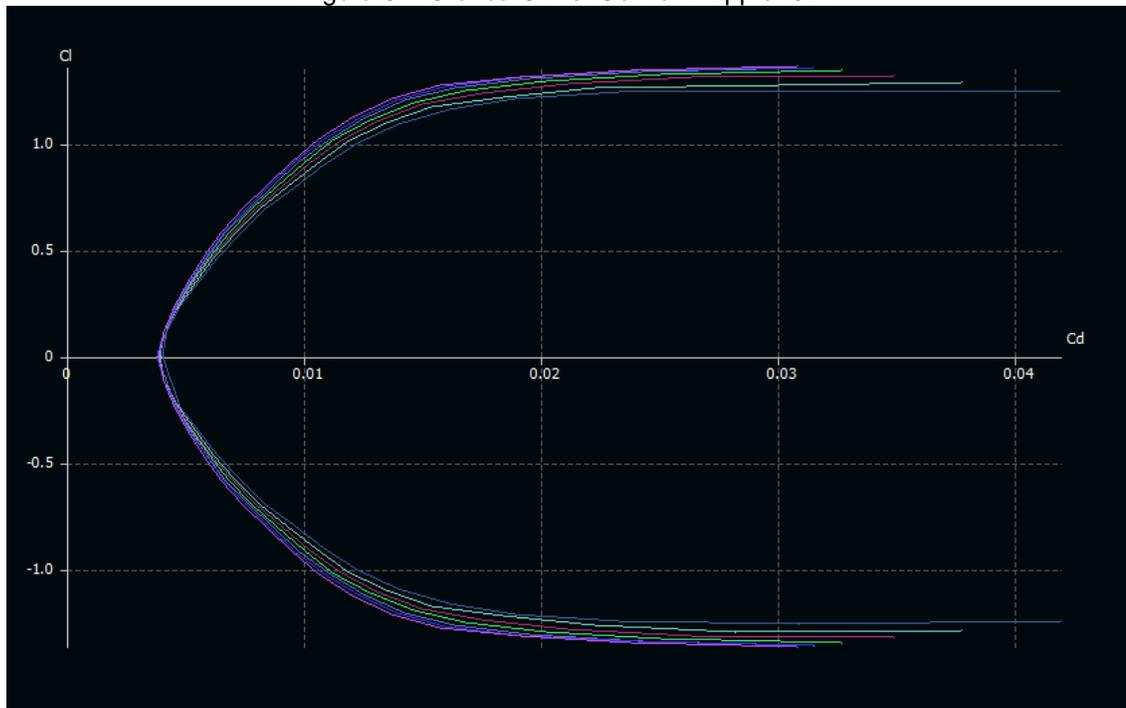
Fuente: Autores del Proyecto.

Del análisis realizado a este perfil, se pueden obtener sus principales características:

- Numero Reynolds a velocidad crucero = 1'500.000.
- $C_{l_{max}} = 1,19$ $\alpha_S = 13^\circ$
- $\alpha_0 = 0^\circ$ $C_{l_0} = 0$
- $C_{d_{min}} = 0,00474$ @ $\alpha = 0^\circ$
- $\left(\frac{C_l}{C_d}\right)_{max} = 74,96$ @ $\alpha = 7^\circ$
- $t/C = 13,78\%$

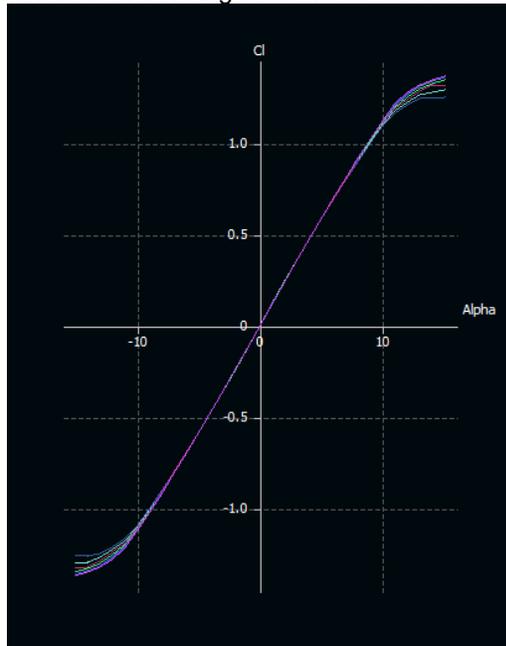
Las figuras enseñadas a continuación corresponden al resultado final del estudio aerodinámico realizado al perfil Eppler 521 en el software XFLR5, como se puede apreciar, el perfil cumple con los parámetros y características mencionadas en el literal 5.1.1 del presente capítulo.

Figura 87. Grafica Cl Vs. Cd Perfil Eppler 521



Fuente: software XFLR5; Autores del proyecto.

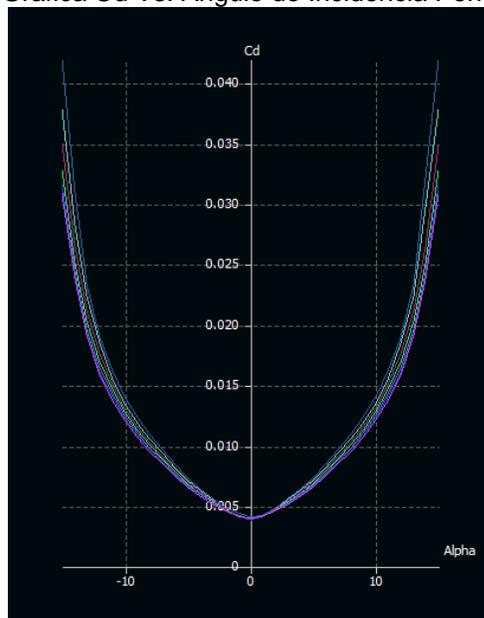
Figura 88. Grafica C_l Vs. Angulo de Incidencia Perfil Eppler 521



Fuente: software XFLR5; Autores del proyecto.

En la figura 88 se puede apreciar el resultado aerodinámico entre el coeficiente de lift y el ángulo de incidencia. Teniendo como referente que para el estabilizador vertical el perfil debe ser simétrico, cuyo ángulo de ataque en condiciones normales de vuelo es cero; se puede observar que el perfil no genera ningún tipo de sustentación, lo cual es excelente para su propósito.

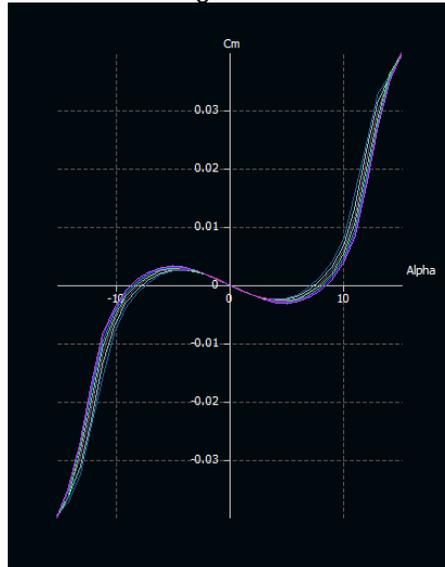
Figura 89. Grafica C_d Vs. Angulo de Incidencia Perfil Eppler 521



Fuente: software XFLR5; Autores del proyecto.

En la figura 89 se aprecia el resultado aerodinámico entre el coeficiente de drag y el ángulo de incidencia; la gráfica muestra el despreciable coeficiente de drag que desarrolla este perfil en el ángulo de ataque requerido en el estabilizador vertical el cual es de cero grados.

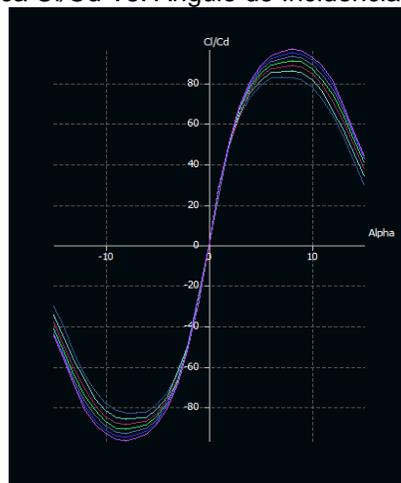
Figura 90. Grafica C_m Vs. Angulo de Incidencia Perfil Eppler 521



Fuente: software XFLR5; Autores del proyecto.

Como se explicó en el capítulo anterior sección 3.1.11 “Resultados de los estudios aerodinámicos para la sección del perfil alar”; controlar el coeficiente de momento es algo de suma importancia debido a los movimientos abruptos en sus ejes que se pueden generar al no prestarle la atención necesaria. Para el estabilizador vertical, el estudio se realizó en el ángulo de ataque requerido para este tipo de configuración, el cual es de cero, encontrando que dicho coeficiente nulo, no genera coeficiente de momento.

Figura 91. Grafica C_l/C_d Vs. Angulo de Incidencia Perfil Eppler 521

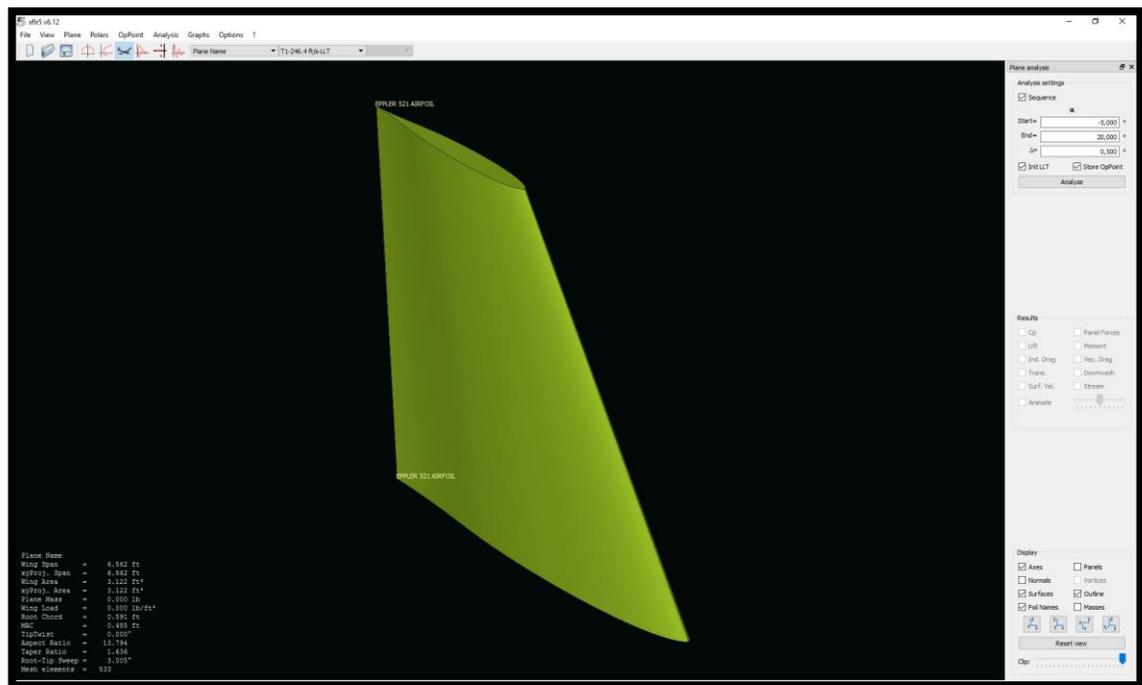


Fuente: software XFLR5; Autores del proyecto.

En la figura 91 se puede apreciar el resultado aerodinámico entre la relación C_l/C_d y el ángulo de incidencia. Esta relación como se puede observar, con un ángulo de ataque de cero grados el valor es cero; valor esperado en la configuración del estabilizador vertical. También se puede apreciar que la relación aumenta en proporciones iguales a medida que el ángulo de incidencia cambia.

En la figura 92 mostrada a continuación se puede apreciar el resultado obtenido en la elaboración del estabilizador vertical en el software XFLR5 con el perfil seleccionado.

Figura 92. Elaboración del Estabilizador Vertical. Perfiles Root: Eppler 521 Tip: Eppler 521



Fuente: software XFLR5; Autores del proyecto.

5.2 CÁLCULOS PARA EL DISEÑO DEL ESTABILIZADOR VERTICAL

El diseño y fabricación de una aeronave normalmente se realiza para ser simétrico en los ejes xz , para que los ajustes de dirección sean naturales, sin embargo en aeronaves tipo monomotor de hélice se presenta una distorsión en los ajustes de dirección, debido a la rotación de las aspas. En estos casos el estabilizador vertical es el encargado de mantener la dirección al realizar el ajuste adecuado y opuesto en el momento de guiñada o yawing de la aeronave.

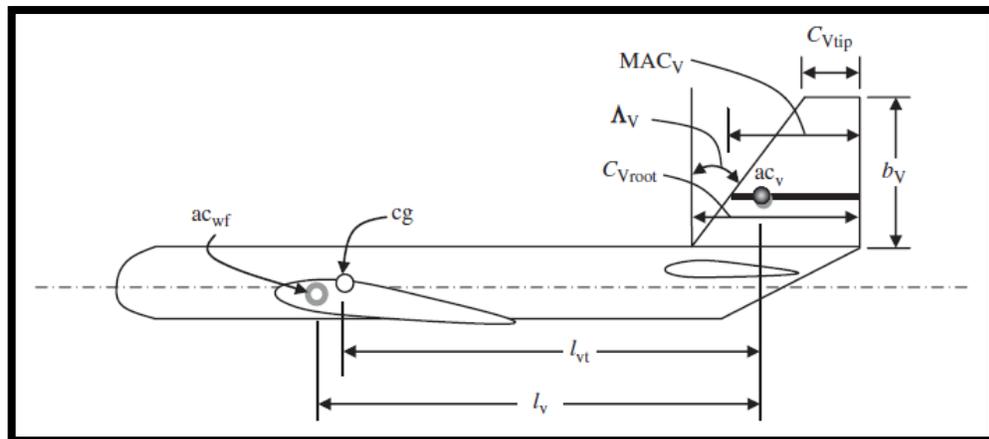
Otro requerimiento de diseño del estabilizador vertical es el control direccional a través de la superficie de control como lo es el timón, el cual proporciona los giros en vuelo y la recuperación de barrenas.

Algunos requerimientos de estabilidad direccional deben ser compensados a través de algunos parámetros como los siguientes:

- Ubicación del Estabilizador Vertical.
- Superficie alar (Estabilizador Vertical).
- Brazo (Distancia entre el ala y estabilizador vertical)
- Aspect Ratio (Relación de aspecto del estabilizador vertical).
- Taper Ratio (Traperado del estabilizador vertical).
- Cuerda de punta.
- Cuerda de raíz.
- Cuerda media aerodinámica (MAC).
- Envergadura.
- Angulo Sweep.
- Angulo de Incidencia.
- Angulo diedro.

El estabilizador vertical es una superficie de sustentación, cuya fuerza aerodinámica de sustentación se genera en dirección del eje y . En la figura 93 se puede observar algunos de los parámetros a determinar por medio de cálculos que se continuarán realizando por medio de indicaciones según Mohammad¹.

Figura 93. Parámetros del Estabilizador Vertical



Fuente. SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: John Wiley & Sons. 2013, p.319

5.2.1 Coeficiente de volumen del estabilizador vertical

Una evaluación preliminar de la estabilidad direccional se puede realizar a través del parámetro llamado coeficiente de volumen del estabilizador vertical, donde

¹ SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: John Wiley & Sons, 2013

influyen directamente la superficie del estabilizador vertical S_V , y el brazo de momento l_V , como se evidencia en la ecuación 62.

Ecuación 62. Ecuación de Coeficiente de Volumen del Estabilizador Vertical

$$\overline{V}_V = \frac{l_V * S_V}{b * S}$$

Fuente. SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: John Wiley & Sons. 2013, p.320

Un valor típico para el volumen vertical es de 0,02 y 0,12, para lo cual de nuevo se hace uso de la tabla 6.4¹, en la cual se toma el valor para Home-built.

$$\overline{V}_V = 0,04$$

5.2.2 Ubicación del estabilizador vertical

La única posición para el estabilizador vertical con el fin de mantener la estabilidad direccional, es ubicarlo por detrás del centro de gravedad de la aeronave. Así mismo se puede ubicar de 3 formas:

1. En la parte más trasera del fuselaje.
2. En la puntas del ala, como wingtips.
3. En los booms.

Debido a que el proyecto solo cuenta con un único estabilizador vertical, este se ubicara en la parte más trasera del fuselaje.

5.2.3 Longitud optima del estabilizador vertical (vertical tail momento arm)

Como la longitud optima en el canard, esta es la distancia entre los centros aerodinámicos del ala y el estabilizador vertical, que se encuentran al 25% de la cuerda media aerodinámica (MAC). Esta longitud en aeronaves de diseño convencional es la misma que la longitud del estabilizador horizontal, sin embargo el proyecto al poseer una configuración tipo canard no puede hacer uso de esta longitud, por lo que se debe recalculer esta distancia haciendo uso de la misma ecuación pero variando únicamente el valor del volumen del estabilizador vertical.

$$l_V = 1,1 \sqrt{\frac{4 * 4,05 \text{ ft} * 115 \text{ ft} * 0,04}{\pi * 2,92 \text{ ft}}}$$

¹SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: John Wiley & Sons, 2013 p.303

$$l_v = 1,2 \sqrt{\frac{74,52}{9,17}}$$

$$l_v = 3,42 \text{ ft}$$

5.2.4 Superficie del Estabilizador Vertical

Una superficie del estabilizador vertical lo suficientemente alta es deseable, ya que satisface los requerimientos de ajuste, control y estabilidad direccional y lateral. Cuando el área del estabilizador vertical es alta permite que la aeronave sea más estable, sin embargo se debe ser cuidadoso porque si es demasiado alta será muy estable pero no cumplirá con los requerimientos de control direccional. Para determinar el valor de la superficie del estabilizador horizontal se hace uso de la ecuación 63.

Ecuación 63. Ecuación de Superficie del Estabilizador Vertical

$$S_v = \frac{b * S * \bar{V}_v}{l_v}$$

Fuente. SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: John Wiley & Sons. 2013, p.324

$$S_v = \frac{28,4 \text{ ft} * 115 \text{ ft}^2 * 0,04}{3,42 \text{ ft}}$$

$$S_v = 38,2 \text{ ft}^2$$

5.2.5 Angulo de Incidencia

El ángulo de incidencia en el estabilizador vertical es el ángulo entre la línea de cuerda del estabilizador vertical y el plano xz de la aeronave, que es la línea imaginaria que va de nariz a cola desde una vista superior del fuselaje y lo divide en dos partes iguales. Una de las condiciones que aplican normalmente en el diseño de una aeronave es que esta sea simétrica en el plano xz por lo que en condiciones de vuelo normales este no debe producir ningún tipo de lift y el ángulo de incidencia en estabilizador vertical debería ser cero.

Sin embargo en aeronaves de un solo motor a pistón, se genera un leve giro de la nariz de la aeronave en reacción de la rotación de la hélice. Para anular este movimiento de guiñada se genera un pequeño lift en el estabilizador vertical al darle uno o dos grados de incidencia. En la mayoría de aeronaves monomotor de pistón el ángulo de incidencia es de 1 a 2 grados.

Con el fin de prevenir este giro en la aeronave se otorgara un (01) grado de incidencia en el estabilizador vertical.

5.2.6 Aspect Ratio del Estabilizador Vertical

El aspect ratio se puede definir mediante la ecuación 64, donde se observa que es la relación entre la envergadura del estabilizador vertical y la cuerda media aerodinámica del estabilizador vertical.

Ecuación 64. Ecuación para Aspect Ratio del Estabilizador Vertical.

$$AR_V = \frac{b_V}{\bar{C}_V}$$

Fuente. SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: John Wiley & Sons. 2013, p.327

Sin embargo no se posee en el momento un valor para la envergadura del estabilizador vertical, ni para la cuerda media aerodinámica, por esta razón este valor se debe asumir. Entre las características ofrecidas por Mohammad¹, se hace referencia que el valor recomendado debe estar entre 1 y 2 para el estabilizador vertical y posteriormente reconfigurarse con un análisis de estabilidad direccional. Tomando como base la tabla 6,6² se toma un valor de aspect ratio para nuestro proyecto de 1,3.

$$AR_V = 1,3$$

5.2.7 Taper Ratio del Estabilizador Vertical

El taper ratio del estabilizador vertical es la relación entre la cuerda de punta y la cuerda de raíz de esta superficie de sustentación.

$$\lambda_V = \frac{C_{V_{tip}}}{C_{V_{root}}}$$

El propósito que cumple el taper ratio en el estabilizador vertical es reducir los esfuerzos en la viga sobre la raíz de este y permitir que se forme un ángulo sweep en la forma de esta superficie. Siempre hay que realizar un análisis de los resultados de esta superficie ya dependiendo de su forma es posible que aumenten en gran manera su peso.

En este caso se procedió a utilizar la línea base y de las dimensiones como de la forma de los wingtip, que actúan en estas aeronaves como el estabilizador horizontal, para determinar el taper ratio a utilizar en el proyecto.

¹ SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: John Wiley & Sons, 2013 p.327

² Ibid. p.321

$$\lambda_V = 0,51$$

5.2.8 Envergadura y Cuerda Media Aerodinámica del Estabilizador Vertical

De la anterior ecuación 64, se puede determinar los valores para la envergadura y de la cuerda media aerodinámica.

$$AR_V = \frac{b_V}{\bar{C}_V} = \frac{b_V^2}{S_V}$$

De esta manera se puede realizar el despeje de la ecuación y obtener inicialmente la envergadura.

$$b_V^2 = AR_V * S_V$$

$$b_V = \sqrt{1,3 * 38,2 \text{ ft}^2}$$

$$b_V = 7,04 \text{ ft}$$

Ahora teniendo la envergadura se puede obtener la cuerda media aerodinámica del estabilizador vertical.

$$\bar{C}_V = \frac{b_V}{AR_V}$$

$$\bar{C}_V = \frac{7,04}{1,3} = 5,41 \text{ ft}$$

5.2.9 Cuerda de Raíz ($C_{V_{root}}$) y Cuerda de Punta ($C_{V_{tip}}$) del Estabilizador Vertical

Estos valores se deben hallar con el fin de establecer un punto inicial de la geometría para el estabilizador vertical, para lo cual se hace uso de la ecuación 65, donde se procederá a despejar el valor de la cuerda de raíz.

Ecuación 65. Ecuación de la Cuerda Media Aerodinámica para el Estabilizador Vertical.

$$\bar{C}_V = \frac{2}{3} C_{V_{root}} \left(\frac{1 + \lambda_V + \lambda_V^2}{1 + \lambda_V} \right)$$

Fuente. SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: John Wiley & Sons. 2013, p.329

$$5,41 \text{ ft} = \frac{2}{3} C_{V_{root}} \left(\frac{1 + 0,51 + 0,51^2}{1 + 0,51} \right)$$

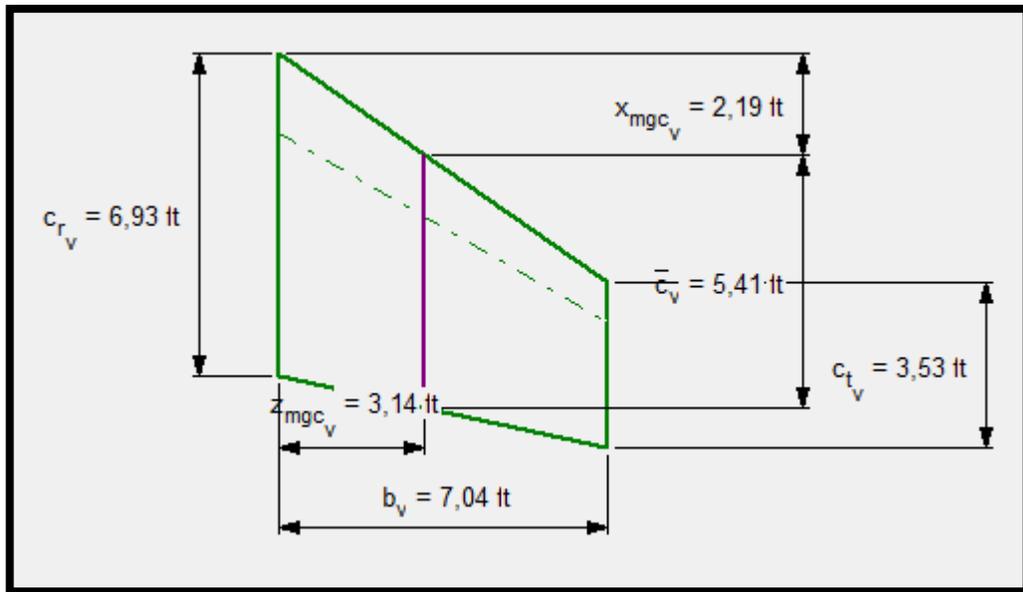
$$C_{V_{root}} = \frac{5,41}{0,78} = 6,93 \text{ ft}$$

Ahora se utilizara la ecuación del taper ratio para hallar la cuerda de punta del estabilizador vertical.

$$C_{Vtip} = \lambda_V * C_{Vroot}$$

$$C_{Vtip} = 0,51 * 6,93 \text{ ft} = 3,53 \text{ ft}$$

Figura 94. Boceto Estabilizador Vertical – Ubicación Cuerda Media Aerodinámica y c.a.



Fuente: Software AAA - Autores Del Proyecto

6. DIMENSIONAMIENTO Y CONFIGURACION DEL FUSELAJE Y CABINA

La intención de este capítulo es incursionar en el diseño de la cabina y fuselaje de manera que se cumplan los requisitos de la misión en términos de la tripulación, los pasajeros y la carga útil.

Según Jan Roskam en su segundo libro “Configuration Design and Propulsion System” y en su tercer libro “Layout Design of Cockpit, Fuselaje, Wing and Empennage”, para seleccionar una configuración ideal, se deben tener en cuenta varios aspectos como lo son:

- Número y peso de los miembros de la tripulación de cabina.
- Número y peso de los pasajeros.
- El peso y volumen de equipaje de mano.
- Peso y volumen de carga.
- Número, peso y tamaño de los contenedores de carga.
- El peso y volumen del equipo operativo especial.
- Equipo de Radar.
- APU.

Varios de estos aspectos se han mencionado a lo largo del proyecto.

Seleccionar las distancias apropiadas a la disposición interior de la cabina permite la profundidad estructural requerida para marcos, los mamparos y pieles del fuselaje.

La geometría del cono fuselaje también puede tener un impacto en la capacidad del avión; cabe resaltar que por el tipo de configuración que se ha escogido para el sistema de empuje de la aeronave (motor tipo pusher) no se entrara en detalles con la geometría del cono.

6.1 FUSELAJE

El fuselaje hace parte de los elementos estructurales principales de la aeronave, su función principal varía respecto a la misión y tipo de aeronave que se esté diseñando; pero en general la función principal es adecuar la carga útil; a esto se le suman los requisitos de diseño, las características deseadas como lo son la cabina del piloto, el compartimiento del pasajero, la sección de carga.

Para Mohammad H. Sadraey, una primera etapa en el diseño del fuselaje es el análisis funcional, que prepara una plataforma para un enfoque sistemático. Dependiendo del tipo de aeronave, la misión deseada, configuración de la aeronave, y el tipo de carga útil, la función del fuselaje puede variar mucho.

Sin embargo, para la mayoría de las aeronaves, la función principal del fuselaje es acomodar la carga útil. Sabiendo que por definición, la carga útil es la que la aeronave está destinada a llevar; esta no incluye al piloto, el combustible, los sistemas. Por lo tanto, contiene principalmente pasajeros, equipaje y carga. Por lo tanto, el fuselaje se define como una cáscara que contiene la carga útil que debe llevarse a un cierto rango a una velocidad especificada. El alojamiento de carga debe permitir una carga rápida antes de despegue y una descarga rápida después del aterrizaje.

Además, con el fin de reducir la resistencia aeronave, algunos otros componentes principales y sistemas como el tren de aterrizaje, el motor, el sistema de combustible y el sistema de transmisión de energía; son altamente propensos a ser cerrado por el fuselaje. Por lo tanto, para el fuselaje, éstos vendrían siendo un par de funciones secundarias.

En general, los siguientes son los requisitos de diseño del fuselaje que deben ser cumplidos expuestos por Mohammad:

- Requisitos de alojamiento y confort.
- Requisitos de funcionamiento y misión.
- Requisitos de aeronavegabilidad.
- Requisitos de crashworthiness o seguridad estructural.
- Requisitos aerodinámicos.
- Requisitos de estabilidad y control.
- Bajo peso.
- Simetría.
- Buena integridad estructural.
- Capacidad de mantenimiento.
- Fácil manufactura
- Bajos costos.
- Larga vida útil.

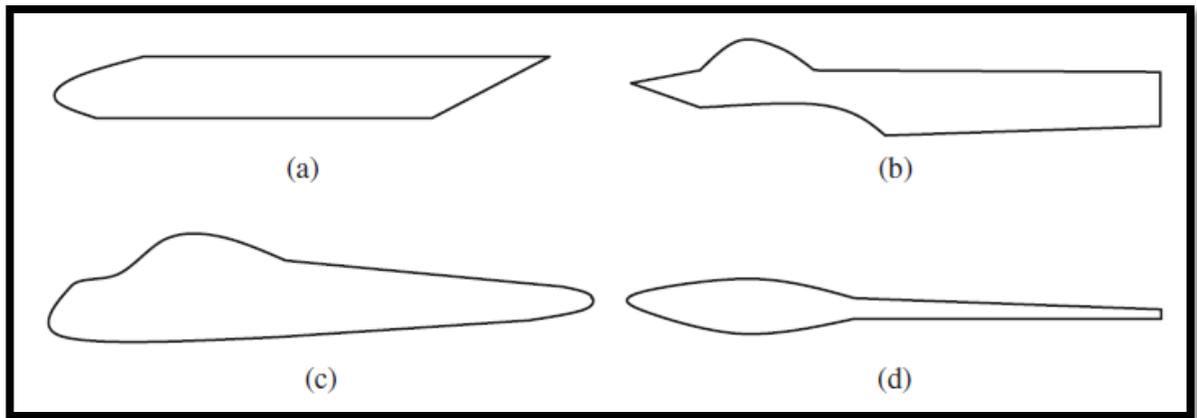
Cabe denotar que no se va a incursionar tan profundo en el diseño del fuselaje, no se llegara a tocar temas estructurales, de hecho, el diseño de la configuración del fuselaje requiere varias habilidades y larga experiencia. En este punto, se determinará la forma externa, así como la disposición interna. Como se trata de un tipo de diseño conceptual y preliminar, el diseñador puede utilizar un dibujo a mano para presentar la configuración seleccionada. Se integraran los conceptos de diseño propuestos por Roskam, Raymer y Mohammad.

Algo en lo que los tres ingenieros expertos en el campo del diseño aeronáutico concuerdan, es que el primer paso para el diseño, después de la identificación de los requisitos de carga útil, es decidir sobre la configuración fuselaje y determinar la disposición interna del mismo. Esta decisión es muy importante y va a influir todos

los parámetros del fuselaje. Diseño de la configuración del fuselaje es un diseño conceptual y no implica cálculos detallados. En algunos casos, un diseño puede parecer deseable, pero puede no ser factible; por lo tanto, el diseñador debe tener la lista de prioridades por adelantado antes de la configuración de diseño del fuselaje.

A continuación podemos observar en una vista lateral, cuatro formas externas de fuselaje genéricas, aunque estas formas tienen diferentes características aerodinámicas, cada una de ellas es óptima para servir en una misión en particular.

Figura 95. Cuatro configuraciones genéricas de fuselaje. (a) Aviones de transporte grande, (b) Aeronaves de combate, (c) Aeronaves Livianas, y (d) Planeadores.

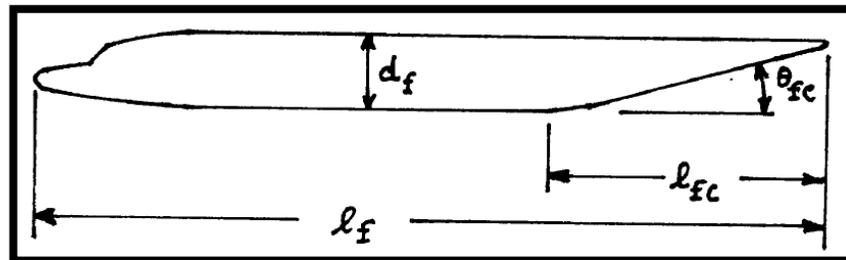


Fuente: SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: Wiley Publications, 2012, p.345

Para los requerimientos dados al inicio de este proyecto de grado y según la línea base que se está siguiendo, la configuración de fuselaje más adecuada siguiendo el concepto de diseño de Mohammad es un fuselaje de aeronave liviana el cual podemos observar en la figura anterior.

Según Roskam la forma de definir la geometría del fuselaje se realiza de la siguiente manera:

Figura 96. Definición de los Parámetros Geométricos del Fuselaje



Fuente: ROSKAM, Jan; Airplane Design. Part II. Ottawa, KS: Roskam Aviation and Engineering Corporation. 1985, p.110

Figura 97. Parámetros Geométricos del Fuselaje Utilizados Actualmente

Airplane Type	l_f/d_f	l_{fc}/d_f	θ_{fc} (deg)
Homebuilts	4 - 8	3*	2 - 9
Single Engine	5 - 8	3 - 4	3 - 9
Twins	3.6** - 8	2.6 - 4	6 - 13
Agricultural	5 - 8	3 - 4	1 - 7
Business Jets	7 - 9.5	2.5 - 5	6 - 11
Regionals	5.6 - 10	2 - 4	15 - 19***
Jet Transports	6.8 - 11.5	2.6 - 4	11 - 16
Mil. Trainers	5.4 - 7.5	3*	up to 14
Fighters	7 - 11	3 - 5*	0 - 8
Mil. Transports, Bombers and Patrol Airplanes	6 - 13	2.5 - 6	7 - 25****
Flying Boats	6 - 11	3 - 6	8 - 14
Supersonics	12 - 25	6 - 8	2 - 9

*Tailcone as defined by Figure 4.1 not easily defined
 Cessna 336 (Fig.3.9c) *Embraer Brasilia (Fig.3.16d)
 ****Lockheed Hercules (Fig.3.29d)

Fuente: ROSKAM, Jan; Airplane Design. Part II. Ottawa, KS: Roskam Aviation and Engineering Corporation. 1985, p.110

Para darnos una idea, según la línea base la longitud promedio de la aeronave es de 19 pies.

La relación l_f/d_f para el tipo de aeronave que estamos diseñando debe estar entre 4 y 8; razón por la cual se escogen las siguientes distancias:

l_f = Longitud del Fuselaje

d_f = Altura del Fuselaje

$$\frac{l_f}{d_f} = \frac{19 \text{ ft}}{4,5 \text{ ft}}$$

$$\frac{l_f}{d_f} = 4,2$$

Valor que podemos observar que se encuentra dentro del rango sugerido por Roskam.

En el libro Aircraft Design – A Conceptual Approach de Raymer la longitud del fuselaje está dada por:

Ecuación 66. Ecuación Longitud del Fuselaje Vs W_{TO}

$$Longitud = a W_{TO}^C$$

Fuente: Raymer, Daniel P. Aircraft Design: A Conceptual Approach. Washington. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992. p. 109

Figura 98. Longitud del Fuselaje Vs W_{TO}

Length = aW_{TO}^C	a	C
Sailplane—unpowered	0.86	0.48
Sailplane—powered	0.71	0.48
Homebuilt—metal/wood	3.68	0.23
Homebuilt—composite	3.50	0.23
General aviation—single engine	4.37	0.23
General aviation—twin engine	0.86	0.42
Agricultural aircraft	4.04	0.23
Twin turboprop	0.37	0.51
Flying boat	1.05	0.40
Jet trainer	0.79	0.41
Jet fighter	0.93	0.39
Military cargo/bomber	0.23	0.50
Jet transport	0.67	0.43

Fuente: Raymer, Daniel P. Aircraft Design: A Conceptual Approach. Washington. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992. p. 110

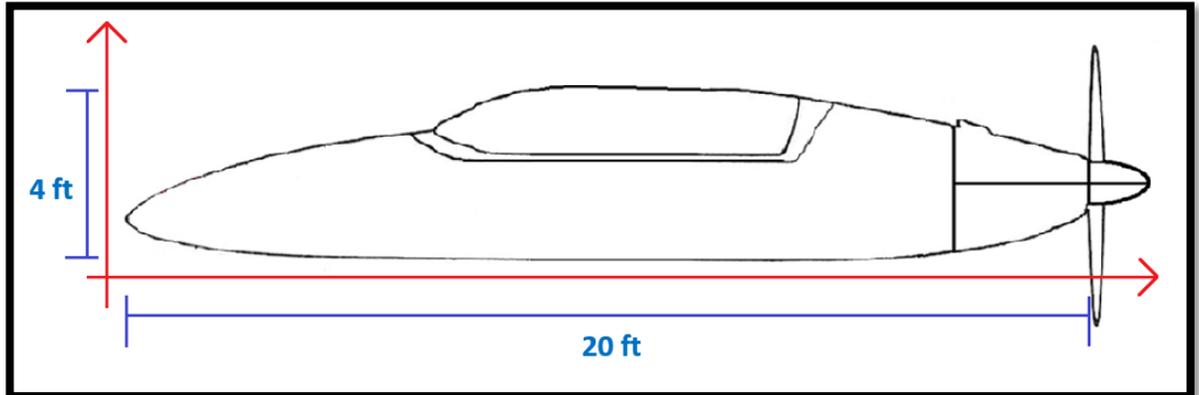
$$Longitud = a W_{TO}^C$$

$$Longitud = 3,50 (2000 lb)^{0,23}$$

$$Longitud = 20,10 ft$$

Al comparar los datos obtenidos de la línea base como los obtenidos del método de Roskam y Raymer, se decide que la longitud del fuselaje debe ser de 20 ft y su altura de 4 ft.

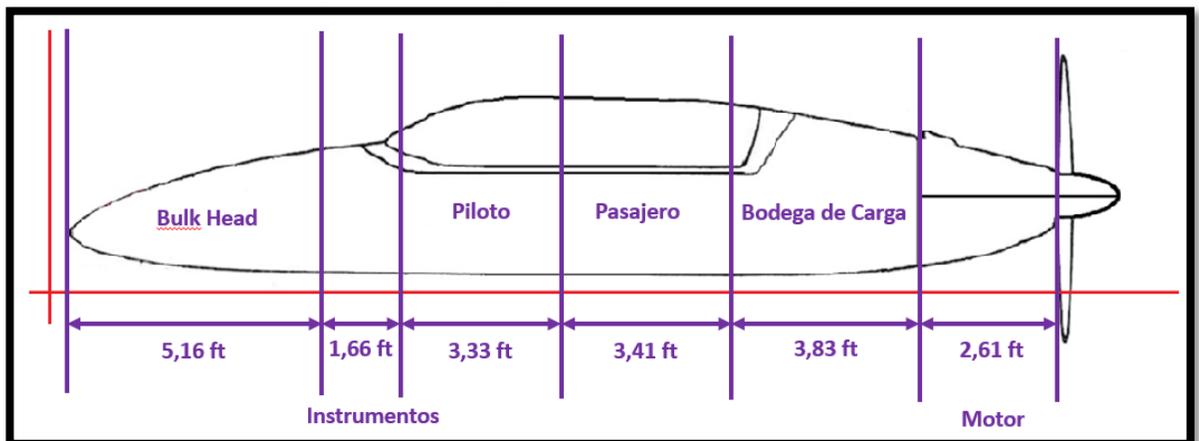
Figura 99. Dimensiones Preliminares del Fuselaje



Fuente: Autores del Proyecto

Para una óptima configuración del fuselaje se debe tener una buena distribución en la cabina y la bodega de carga, razón por la cual se decidió la siguiente configuración:

Figura 100. Configuración Preliminar del Fuselaje



Fuente: Autores del Proyecto

Roskam da un ancho mínimo de 30 in, pensando en una contextura y comodidad de una persona promedio se decide dar un ancho máximo de 32 in, valor que varía a lo largo del fuselaje como se puede observar más adelante en el capítulo de dimensionamiento de cabina.

6.2 CABINA

En esta parte del proyecto se toma en gran parte los textos guías de Roskam¹ en los cuales explica de una forma muy detallada el diseño de la cabina, fuselaje, empenaje y alas.

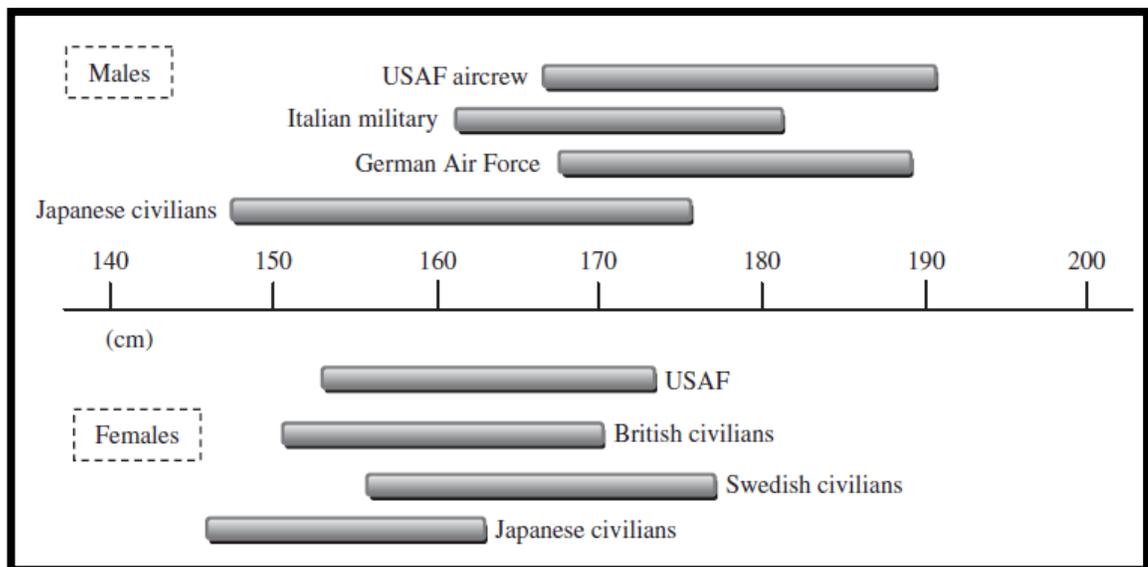
Para el dimensionamiento ideal de la cabina algunos parámetros importantes son la medida del asiento, localización, su ángulo de visión, ubicación y dimensionamiento de los controles de mando, el espacio que se requiere entre el asiento delantero y trasero, entre otros.

6.2.1 Dimensiones Corporales

A lo largo de los años varias técnicas han sido desarrolladas para medir y recopilar datos de una muestra representativa de personas. La fuente más completa de estos datos es una edición en tres volúmenes publicados por la NASA, que abarca varios grupos étnicos.

A continuación podemos observar las variaciones de altura y las dimensiones corporales resumidas por Mohammad de los volúmenes de la NASA dadas en centímetros.

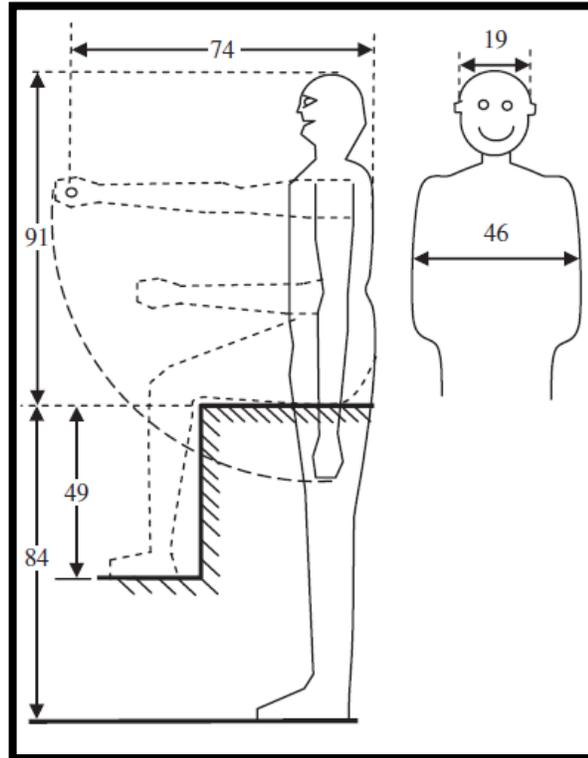
Figura 101. Ejemplos de las variaciones de altura entre hombres y mujeres de distintos grupos étnicos.



Fuente: SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: Wiley Publications, 2012, p.349

¹ ROSKAM, Jan Airplane Design; Part III. Ottawa, KS: Aviation and Engineering Corporation. 1985, p.3

Figura 102. Dimensiones lineales del cuerpo. (cm)



Fuente: SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: Wiley Publications, 2012, p.349

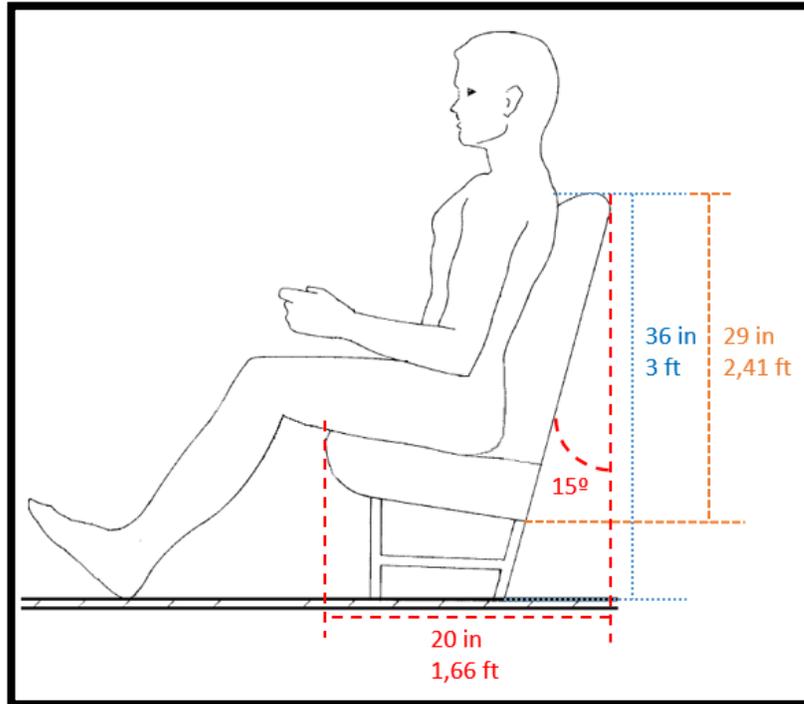
Se debe proporcionar un rango de ajuste de manera que la mayoría de las personas se pueden acomodar. Esto introduce el concepto de percentiles, que es un medio de expresión de la gama de tamaños para ser alojados en un diseño particular. Lo ideal es dar cabida a 90% de la población en particular. Estas dimensiones están empleadas en el diseño del asiento, diseño de la cabina, y el diseño de la cabina.

6.2.2 Dimensionamiento Preliminar de los Asientos de la Aeronave

Tomando como guía las ilustraciones de las posibles configuraciones planteadas por Roskam en su tercer libro de un asiento para una aeronave de configuración Homebuilt más los datos de nuestra línea base; las dimensiones para los asientos de nuestra aeronave han quedado de la siguiente manera:

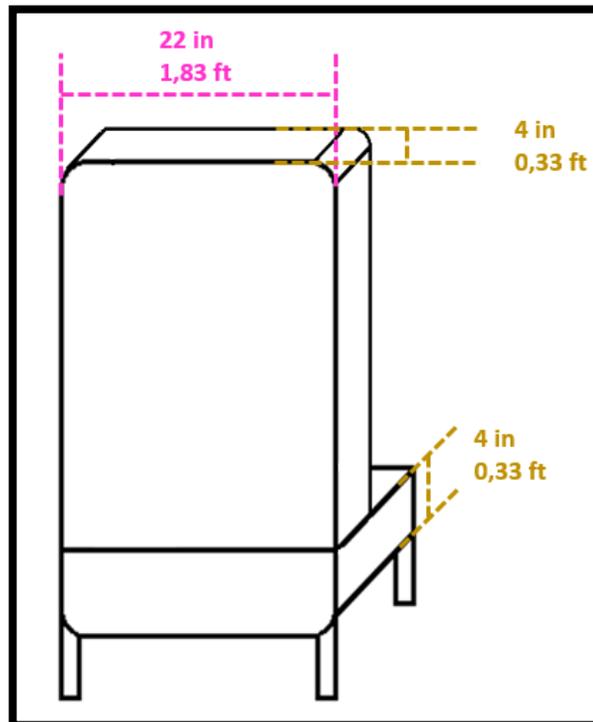
- La altura del asiento tomada desde el piso de la cabina es de 3 *ft* ó 36 *in*.
- Solamente el asiento sin los soportes tiene una altura es de 2,41 *ft* ó 29 *in*.
- El espaldar tiene una inclinación de 15°.
- De largo el asiento mide 1,66 *ft* ó 20 *in*.
- De ancho el asiento tiene 1,83 *ft* ó 22 *in*.
- De profundidad el asiento tiene 0,33 *ft* ó 4 *in*.

Figura 103. Dimensiones Preliminares de los Asientos de la Aeronave I



Fuente: Autores del Proyecto

Figura 104. Dimensiones Preliminares de los Asientos de la Aeronave II



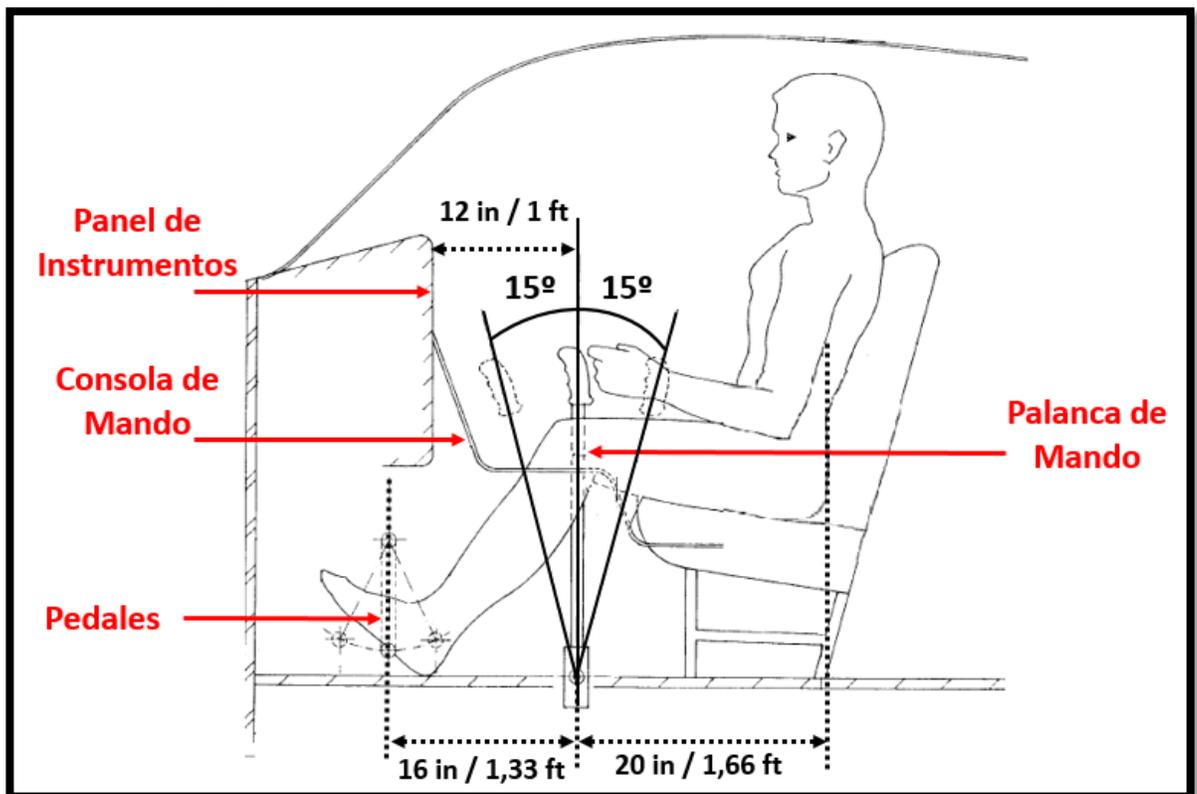
Fuente: Autores del Proyecto

6.2.3 Disposición de los Controles de Mando de la Aeronave

La disposición de los controles de mando, el panel de instrumentos, la consola de mando y la ubicación de los pedales determinan y controlan las superficies de mando, modifican la aerodinámica de la aeronave provocando un desequilibrio de fuerzas que genera un cambio de magnitud. Este desequilibrio, es lo que hace que la aeronave se mueva sobre uno o más de sus ejes, incrementa la sustentación, o aumenta la resistencia.

En nuestro caso, se optó por la siguiente disposición:

Figura 105. Disposición de los Controles de Mando de la Aeronave



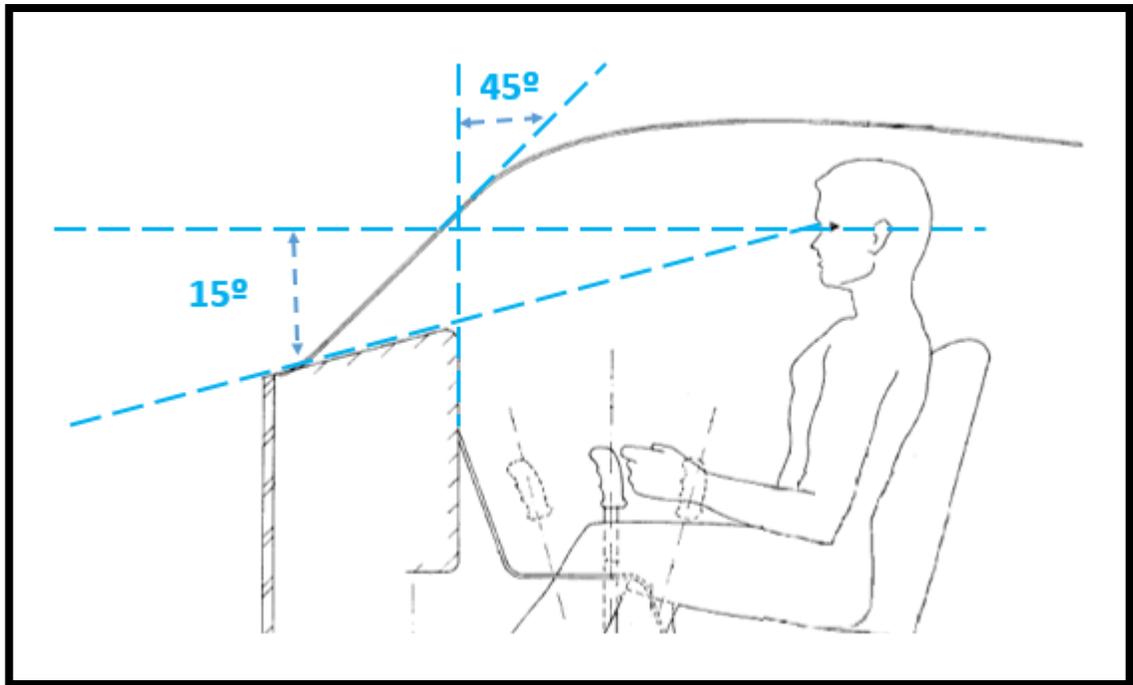
Fuente: Autores del Proyecto

Siguiendo las recomendaciones de Roskam, como se puede apreciar en la figura anterior, la palanca de mando se encuentra a una distancia de 1,66 *ft* ó 20 *in* del centro del asiento hacia la nariz de la aeronave. Esta palanca de mando puede ser accionada en ángulos de 15°. De la palanca de mando hacia el morro a una distancia de 1,33 *ft* ó 16 *in* sobre el piso de la cabina se encuentran los pedales. En el mismo sentido, desde la palanca de mando a una distancia de 1 *ft* ó 12 *in* y a una altura de 3 *ft* ó 36 *in* se encuentra ubicado el panel de instrumentos.

6.2.4 Angulo de Visión del Piloto

El diseño de la cabina debe proporcionar al piloto un excelente ángulo de visión. Según estudios realizados por varios autores como lo son Roskam, Raymer, Rutan, Mohammad, coinciden en que los ángulos adecuados para una aeronave tipo Homebuilt deben ser los expuestos en la siguiente figura:

Figura 106. Angulo de Visión del Piloto



Fuente: Autores del Proyecto

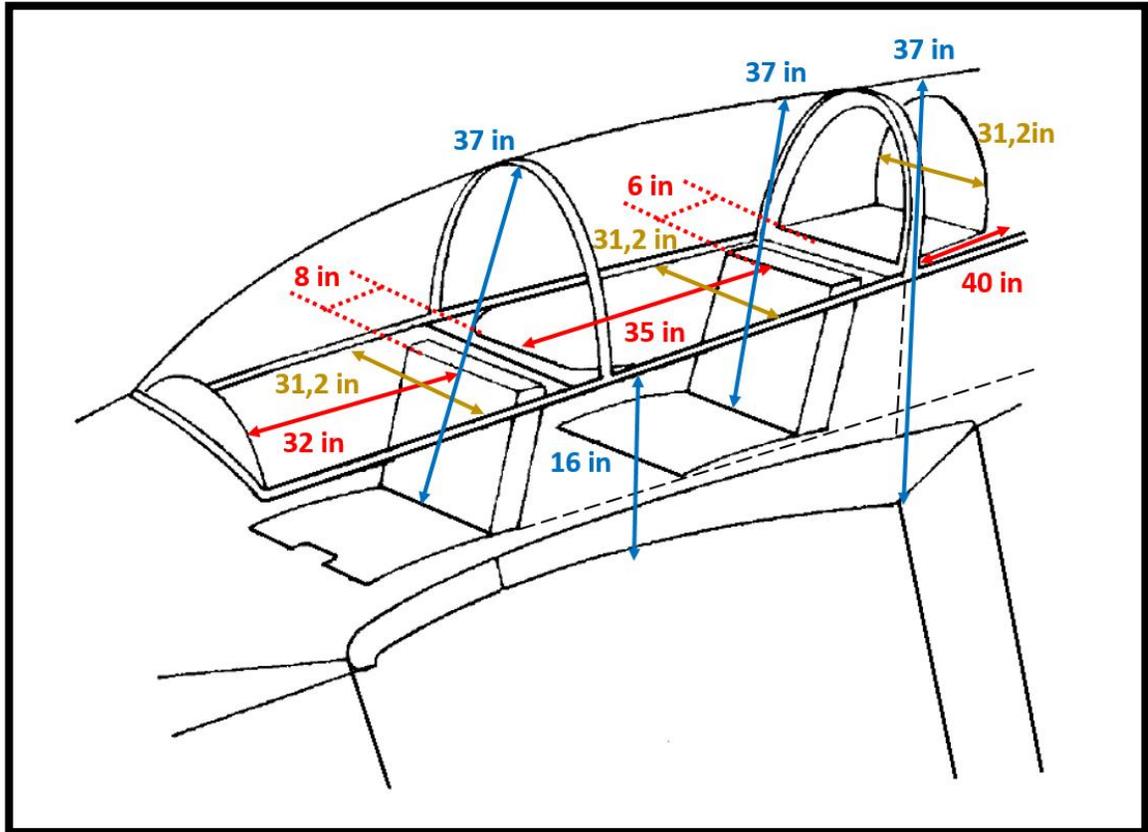
6.2.5 Dimensionamiento Preliminar de la Cabina y el Porta-equipaje

El espacio en cabina de una aeronave influye directamente en las capacidades de la tripulación a la hora de realizar su trabajo. La comodidad, el ambiente, la iluminación, la forma en que se presenta toda la información de la aeronave en los instrumentos son algunos de los factores que son considerados en toda situación de vuelo. La metodología de diseño preliminar de este espacio de cabina y su interacción con la tripulación basada en procesos de diseño centrados en el ser humano, brindando un buen análisis ergonómico con todas las dimensiones antropométricas de la tripulación, las limitaciones de movimiento, los ángulos de visibilidad de los controles de mando y los instrumentos de vuelo.

Durante el proceso de diseño, en la disposición del fuselaje se deben tomar varias decisiones respecto a la sección básica transversal del fuselaje, la disposición general de la cabina y bodega de carga. Teniendo en cuenta los dimensionamientos

y disposiciones expuestos en literales anteriores, los datos recopilados en la línea base y los libros de diseño de Roskam; se llega el siguiente diseño preliminar de la cabina:

Figura 107. Dimensionamiento Preliminar de la Cabina y el Porta-equipaje.



Fuente: Autores del Proyecto

7. MOTORES

Los siguientes factores juegan un papel importante en la selección del tipo de sistema de propulsión para ser utilizado en nuestra aeronave:

- La velocidad de crucero necesaria y la velocidad máxima de la aeronave.
- La altura de operación máxima.
- Las regulaciones de ruido según FAR 36.
- El peso instalado.
- Una buena fiabilidad y facilidad de mantenimiento.
- Cantidad de combustible necesario para su operación.
- Coste y disponibilidad del combustible a utilizar.
- Certificación oportuna.

En general, la eficiencia del combustible y el peso dominan los argumentos a favor y en contra de un cierto tipo de sistema de propulsión. A continuación se puede observar una visión general de las tendencias en la aplicación del sistema de propulsión; se ve claramente la importancia de la velocidad y de la altitud de una aeronave al momento de la elección del tipo de sistema de propulsión.

Considerando la altitud dada en los requerimientos de la aeronave y el número mach hallado inicialmente, según la figura anterior observamos que nuestra aeronave encaja en la categoría de Homebuilts y el tipo de motor a utilizar sería Pistón / Propeller.

7.1 MOTORES DISPONIBLES PARA LA POTENCIA REQUERIDA

De la línea base se recopiló la siguiente información:

Tabla 11. Motores de la Línea Base.

Aeronave	Engines	Thrust (hp)
Junqua Ibis RJ 03	Volkswagen 60 a 80 HP	80
Cozy Mark 3	Lycoming IO-360	180
Long – EZ	Lycoming O-235	108
Berkut 360	Lycoming IO-360	180
E – Racer	Buick V - 8	240

Fuente: Autores del Proyecto.

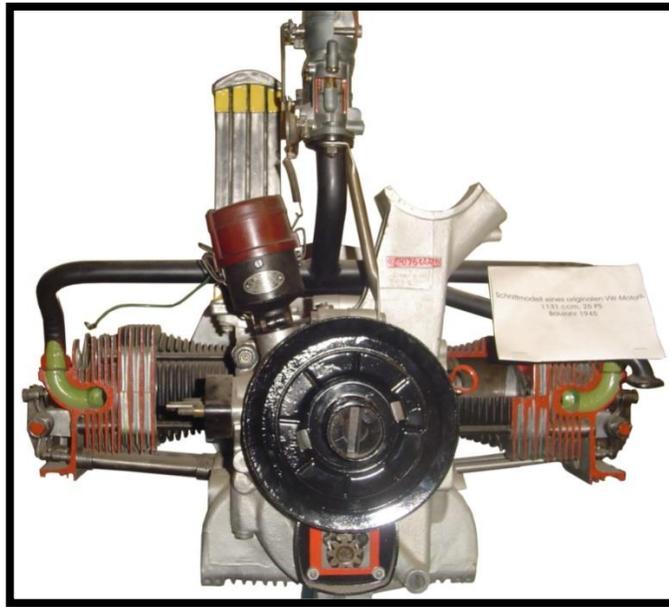
Según el empuje y potencia requerida hallada en capítulos anteriores, se entra a considerar los siguientes motores como posibles candidatos para una selección final.

Volkswagen E - Motor

El motor refrigerado por aire de Volkswagen es un motor bóxer que cuenta con cuatro cilindros de hierro fundido horizontalmente opuestos, cabezas y pistones de una aleación de aluminio fundido, el cárter esta hecho de magnesio, el cigüeñal y las bielas de acero forjado.

Las variaciones del motor fueron producidos por las plantas de Volkswagen en todo el mundo desde 1936 hasta el año 2006 para su uso en vehículos propios de Volkswagen, en particular el tipo 1 que se utilizó en el famoso “Escarabajo”, el motor tipo 2 se utilizó para autobuses, los motores tipo 3 y tipo 4 fueron utilizados en automóviles, aviones y kit de aplicaciones de industria ligera.

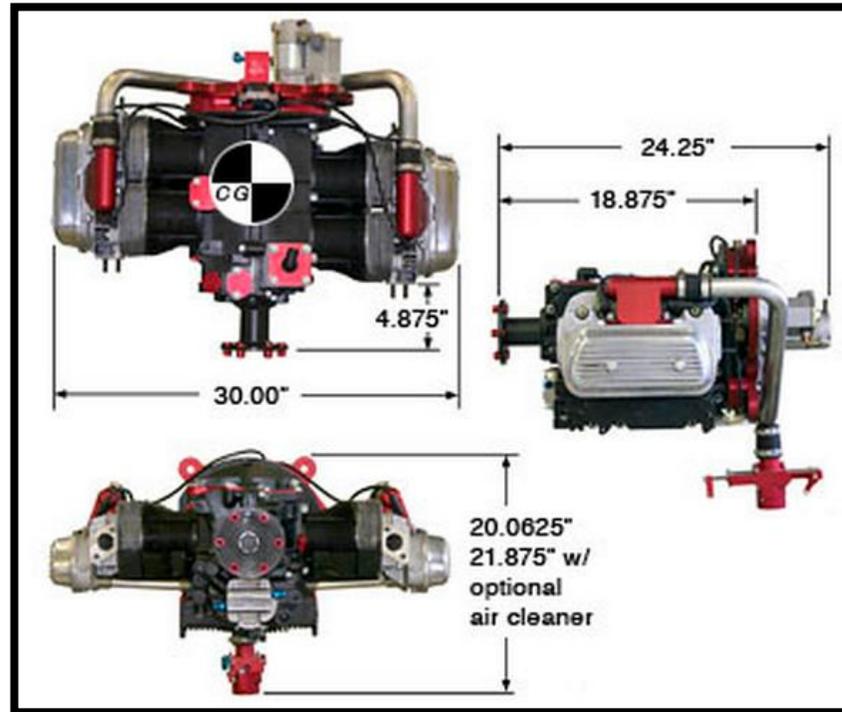
Figura 108. Volkswagen E – Motor



Fuente: https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/7/7e/Volkswagen_motor_cut_1945.JPG

Para utilizar este tipo de motores en aeronaves, la industria aeronáutica ofrece un kit de conversión donde se explica detalladamente las partes, el ensamble y la instalación del nuevo sistema. El paquete completo pesa tan solo 161 libras, lo cual le agrega muy poco peso al motor.

Figura 109. Volkswagen E – Motor con el Kit de Conversión



Fuente: <http://www.aeroconversions.com/products/aerovee/index.html>

Especificaciones técnicas:

Tabla 12. Especificaciones Técnicas Volkswagen E – Motor con el Kit de Conversión

Technical Specifications	Results
Continuous Horsepower:	80 hp @ 3400 RPM
Bore:	92 mm
Stroke:	82 mm
Displacement:	2180 cc
Compression Ratio:	8.0:1 for AvGas 7.0:1 for Auto Fuel
Oil Capacity:	2.75 US Quarts
Oil Type:	SAE Multigrade 20/50 (see Approved Oil Specifications)
Firing Order:	1-4-3-2
Spark Plugs:	Autolite MP4163 or equivalent
Carburetor:	Aerolnjector ACV-C07S
Starter:	SkyTec Geared Starter
Alternator Output:	20 Amp
Weight:	160 lbs less oil and exhaust
Propeller Drive:	1:1
Prop Bolt Pattern:	Qty 6, 5/16" diameter @ 4" Center
Prop Drive Bushings:	9/16" diameter x 7/16" long
Battery Required:	12v @ 20 Amp

Fuente: Autores del Proyecto.

Limitaciones de utilización:

Tabla 13. Limitaciones de utilización Volkswagen E – Motor con el Kit de Conversión

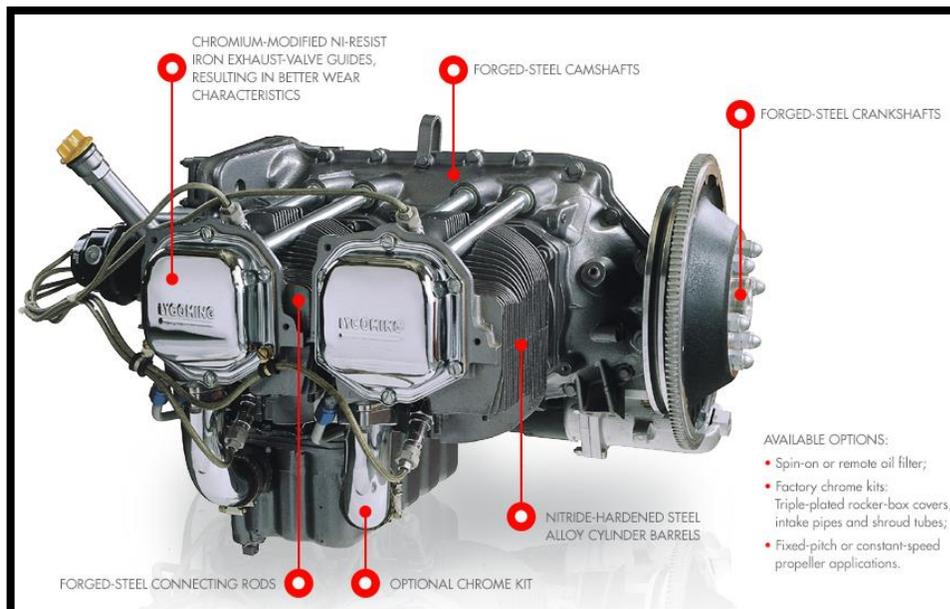
Operating Limitations	Results
Idle RPM:	700-900
Cruise RPM:	3200 +/- 200
Maximum RPM:	4000
Oil Temp Min:	160 degrees F
Oil Temp Max:	230 degrees F
Oil Pressure Min:	10 psi
Oil Pressure Max:	100 psi
Oil Pressure @ Cruise:	40-50 psi
CHT @ Cruise:	350-375 degrees F
CHT @ Climb (5 min):	420 degrees F
CHT Max:	450 degrees F
EGT Max:	1400 degrees F

Fuente: Autores del Proyecto.

Lycoming IO-360

Los motores de la serie Lycoming IO-360 son de cuatro cilindros, de accionamiento directo, los modelos refrigerados por aire son horizontalmente opuestos. Los cilindros son de construcción convencional refrigerada por aire con cabezas hechas de una aleación de aluminio y una cámara de combustión totalmente mecanizada. Las camisas de los cilindros tienen profundas aletas de refrigeración, y el interior de los barriles se ha perfeccionado hasta lograr un acabado especificado. Los motores de la serie IO-360 y TIO-360 están equipados con un sistema de inyección de combustible, el flujo de combustible va en proporción al flujo de aire. La vaporización del combustible tiene lugar en los puertos de admisión. Un turbocompresor se monta como una parte integral de la serie TIO-360. Tiene un control automático de residuos en la puerta del turbocompresor que proporciona la densidad del aire constante a la entrada del inyector de combustible desde el nivel del mar a la altitud crítica.

Figura 110. Características Motor Lycoming IO-360



Fuente: <http://www.lycoming.com/Lycoming/PRODUCTS/Engines/Certified/360Series/Features.aspx>

- Bielas forjadas en acero.
- Kit de cromo (opcional).
- Barriles de cilindros en aleación de acero endurecido “nitruro”.
- Cigüeñales de acero forjado.
- Guías de hierro.
- Mejores características de desgaste.
- Árboles de levas en acero forjado.

Datos del motor:

Tabla 14. Datos del Motor Lycoming IO-360

Engine	Compression Ratio	HP	RPM	TBO	Height(In)	Width(In)	Length(Ln)	Dry WT (Lbs)
O-360-A	8.50:1	180	2,7	2	19.22-24.59	33.37	29.05-31.82	285-301
O-360-B	7.20:1	168	2,7	2	24.59	33.37	29.56-29.81	280-281
O-360-C	8.50:1	180	2,7	2	19.68-24.59	33.37	29.05-30.67	285-290
O-360-D	7.20:1	168	2,7	2	24.59	33.37	29.56-29.81	280-281
O-360-E	9.00:1	180	2,7	2	21.08	33.81	32.26	300
O-360-F	8.50:1	180	2,7	2	19.96	33.37	31.83	301
O-360-J	8.50:1	145	2,400-2,700	*	22.99	32.24	29.81	289
IO-360-A	8.70:1	200	2,7	2	19.35	34.25	29.81-31.33	324-335
IO-360-B	8.50:1	180	2,7	*	20.70-24.84	33.37	29.81-32.81	290-308
L/IO-360-C	8.70:1	200	2,7	2	19.48	34.25	29.81-33.65	319-329
IO-360-F	8.50:1	180	2,7	2	20.7	33.37	32.09	303
IO-360-J	8.70:1	180	2,7	2	19.35	34.25	31.33	323-330
IO-360-L	8.50:1	160	2,4	2	24.84	33.37	29.81	278
IO-360-M	8.50:1	180	2,7	2	20.26	33.38	32.75	300
TIO-360-A	7.30:1	200	2,575	1,2	19.92-21.34	34.25	45.41	386-407
TIO-360-C	7.30:1	210	2,575	*	21.65	19.09	35.82	379

Fuente: Autores del Proyecto.

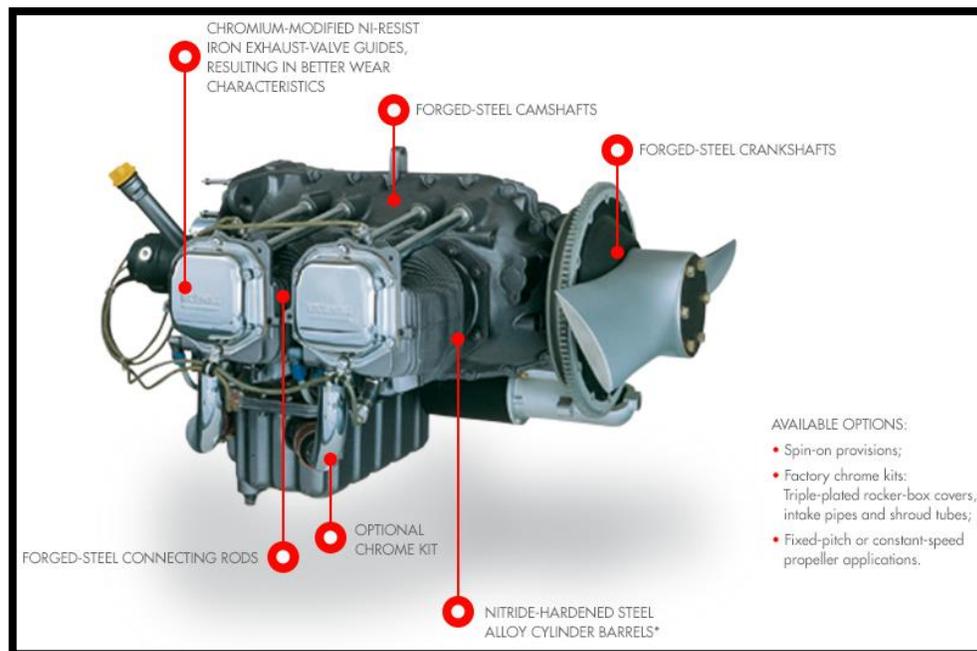
Lycoming O-235

Motor de 4 cilindros más pequeño de Lycoming es una opción popular para los Homebuilts, así como aviones producidos por el OEM.

Con los modelos de producción de hasta 125 caballos de fuerza a 2.800 rpm, este pequeño motor todavía es utilizado en aeronaves alrededor del mundo.

Los motores de la serie Lycoming O-235 son de cuatro cilindros, de accionamiento directo, opuestos horizontalmente y refrigerados por aire. Los cilindros son de construcción convencional con cabezas hechas de una aleación de aluminio y una cámara de combustión totalmente mecanizada. Las camisas de los cilindros se mecanizan a partir de piezas forjadas de acero molibdeno níquel cromo con profundas aletas de refrigeración.

Figura 111. Características Motor Lycoming O-235



Fuente:<http://www.lycoming.com/Lycoming/PRODUCTS/Engines/Certified/235Series/Features.aspx>

- Bielas forjadas de acero.
- Barriles de cilindros en aleación de acero endurecido “nitruro”.
- Cigüeñales de acero forjado.
- Árboles de levas en acero forjado.
- Guías de hierro.
- Mejores características de desgaste.
- Kit de cromo (opcional).
- Da paso fijo (opcional) a la hélice en velocidad constante.

Datos del motor:

Tabla 15. Datos del Motor Lycoming O-235

Engine	Compression Ratio	HP	RPM	TBO	Height(In)	Width(In)	Length(Ln)	Dry WT (Lbs)
O-235-C	6.75:1	115	2,8	2,4	22.4	32	29.56-30.70	243-247
O-235-F	9.70:1	125	2,8	2	22.4	32	29.56-30.70	249-251
O-235-H	6.75:1	115	2,8	2,4	22.4	32	29.07	243
O-235-J	9.70:1	125	2,8	2	22.4	32	29.56-30.70	252-253
O-235-K	8.50:1	118	2,8	2,4	22.4	32	29.56-30.70	248-253
O-235-L	8.50:1	118	2,8	2,4	22.4	32	29.05-29.56	249-252
O-235-N	8.10:1	116	2,8	2,4	22.4	32	29.05-29.56	249-252

Fuente: Autores del Proyecto.

Buick V-8

Motor producido por la casa fabricante General Motors en la época de 1953 hasta 1981; posee ocho cilindros en configuración en V con los cilindros montado en el cárter en dos conjuntos de cuatro cilindros, en la mayoría de los casos establecidos en ángulo recto entre sí, pero a veces en un ángulo estrecho, con los ocho pistones que comparten un solo cigüeñal. El ángulo V más frecuente para un V8 es de 90 °. Esta configuración ofrece una amplia baja del motor, con características óptimas de cocción y vibraciones.

Hay dos tipos de motores V8 de 90 grados que se diferencian por el cigüeñal:

El plano transversal o en dos planos es la configuración que se utiliza en la mayoría de los coches de carretera V8 pero requiere de grandes contrapesos sobre el cigüeñal para contrarrestar la vibración causada por desequilibrios.

El plano plana o de un solo plano tiene muñones en 180°. A medida que se mueven siempre dos pistones juntos, la vibración secundaria es dos veces más fuerte en el plano transversal; esto genera un balance casi perfecto en las aeronaves.

Figura 112. Motor Buick V-8



Fuente: <http://www.homebuiltairplanes.com/forums/attachments/chevy/2111d1220545862-ls1-engine-aircraft-rv10.fwf.lsrighside.email.jpg>

Existen varios tipos de configuración del motor Buick V-8 que se encuentran en el mercado, las más utilizadas en la aviación son las siguientes:

Tabla 16. Configuraciones Motor Buick V-8

364 Nailhead	
Production:	1957–1961
Displacement:	364 cu in (6.0 L)
Power:	210 hp (157 kW)-325 hp (242 kW)
Bore and Stroke:	4.125 in × 3.39 in (104.8 mm × 86.1 mm)
401 Nailhead	
Production:	1959–1966
Displacement:	401 cu in (6.6 L)
Power:	265 hp (198 kW)-325 hp (242 kW)
Bore and Stroke:	4.1875 in × 3.64 in (106.4 mm × 92.5 mm)
425 Nailhead	
Production:	1963–1966
Displacement:	425 cu in (7.0 L)
Power:	340 hp (254 kW)-360 hp (268 kW)
Bore and Stroke:	4.3125 in × 3.64 in (109.5 mm × 92.5 mm)

Fuente: Autores del Proyecto.

7.2 SELECCIÓN DEL MOTOR

Como se había hablado anteriormente en el capítulo de “Diseño Conceptual” en la sección de “Parámetros de Configuración” el tipo de motor a utilizar en esta aeronave debe mejorar la eficiencia del ala, mejorar el campo visual de sus

tripulantes, favorecer el centro de gravedad con el fin de hacer el fuselaje más corto, así como cumplir con la potencia requerida también calculada anteriormente.

De la preselección realizada en el literal anterior, el motor que cumple todos los requisitos es el Lycoming serie IO-360-J que posee una muy buena relación de compresión y 180 HP que cubren la potencia necesaria para nuestra aeronave.

7.3 DIAMETRO DE LA HELICE

Para aprovechar al máximo las prestaciones del motor es necesario conocer el diámetro correcto que debe tener la hélice.

Existen dos tipos de configuraciones aptas, una hélice de dos palas o una hélice de tres palas.

Dos palas:

Ecuación 67. Ecuación Diámetro de la Hélice Dos Palas

$$d_{Helice} = 1,83 \sqrt[4]{HP}$$

Fuente: Raymer, Daniel P. Aircraft Design: A Conceptual Approach. Washington. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992. p. 260

$$d_{Helice} = 1,83 \sqrt[4]{HP}$$

$$d_{Helice} = 1,83 \sqrt[4]{180}$$

$$d_{Helice} = 6,7 \text{ ft}$$

Tres palas:

Ecuación 68. Ecuación Diámetro de la Hélice Tres Palas

$$d_{Helice} = 1,5 \sqrt[4]{HP}$$

Fuente: Raymer, Daniel P. Aircraft Design: A Conceptual Approach. Washington. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992. p. 260

$$d_{Helice} = 1,5 \sqrt[4]{HP}$$

$$d_{Helice} = 1,5 \sqrt[4]{180}$$

$$d_{Helice} = 5,49 \text{ ft}$$

7.4 SELECCIÓN DE LA HELICE

En el mercado aeronáutico existe gran variedad de hélices que cumplen con los requisitos necesarios; en la búsqueda de la mejor hélice se encontró la GA200L-72, fabricada por Whirl Wind Propellers Corporation en California, Estados Unidos.

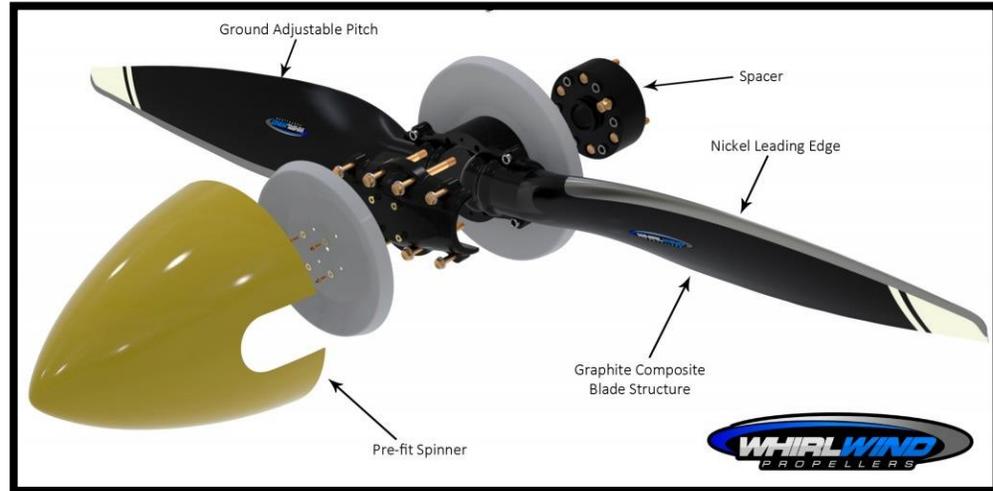
Se eligió esta hélice de dos palas porque está diseñada en torno al desempeño tanto en la velocidad máxima final como un buen rendimiento en crucero. Las características de diseño de la misma optimizan el área de la pala, la distribución de torsión, generar una resistencia mínima. La estructura de la pala está fabricada en material compuesto epoxi/grafito, el borde de ataque recubierto de níquel electroformado lo cual garantiza una alta resistencia, gran precisión, resistencia a la abrasión.

Figura 113. Propeller GA200L-72



Fuente: http://whirlwindpropellers.com/aircraft/wp-content/uploads/2014/11/200GA_photo.png

Figura 114. Spinner, Spacer and Propeller Kit



Fuente: <http://whirlwindpropellers.com/aircraft/wp-content/gallery/ga200l-testimonial-rv4/ga200l-375.jpg>

Las especificaciones de la hélice están dadas en la siguiente tabla:

Tabla 17. Especificaciones de la Hélice

Especificaciones	
P/N	GA200L-72
Engine	Lycoming O-290/O-320/O-340/IO-360
Number of Blades	2
Diameter	76, 78, 80in
Weight	18 lbs
RPM Max	2700
HP	150 – 180
Flange Bolt Sizes	3/8", 7/16" or 1/2"

Fuente: Autores del Proyecto.

Es necesario tener en cuenta que la punta de la hélice no debe superar la velocidad del sonido con el fin de no tener efectos de compresibilidad, daño estructural en la aeronave, altos decibeles.

Ecuación 69. Velocidad de la Punta de la Hélice Estática

$$(V_{tip})_{estatica} = \pi \frac{RPM}{60 \text{ seg}} d_{Helice}$$

Fuente. Ibíd., p.260

$$(V_{tip})_{estatica} = \pi \frac{RPM}{60 \text{ seg}} d_{Helice}$$

$$(V_{tip})_{estatica} = \pi \frac{2700}{60 \text{ seg}} 6,7 \text{ ft}$$

$$(V_{tip})_{estatica} = 947,19 \text{ ft/seg}$$

Como se puede observar la pala no excede la velocidad del sonido en estado estático, por ende se prosigue a calcular su velocidad en movimiento helicoidal.

Ecuación 70. Velocidad de la Punta de la Hélice Helicoidal

$$(V_{tip})_{helicoidal} = \sqrt{(V_{tip})_{estatica}^2 + v_a^2}$$

Fuente. Ibíd., p.260

$$(V_{tip})_{helicoidal} = \sqrt{(V_{tip})_{estatica}^2 + v_a^2}$$

$$(V_{tip})_{helicoidal} = \sqrt{(947,19 \text{ ft/seg})^2 + (246,42 \text{ ft/seg})^2}$$

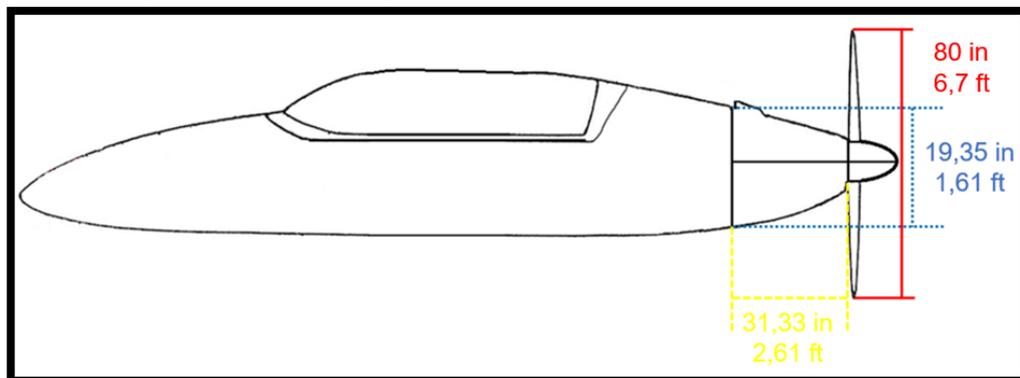
$$(V_{tip})_{helicoidal} = 978,71 \text{ ft/seg}$$

7.5 UBICACIÓN DEL MOTOR EN LA AERONAVE

Se debe tomar la decisión del montaje del motor, ya sea en el ala, el fuselaje, el empenaje o de una manera combinada en caso de requerir dos o más motores. Por las características mencionadas en el literal anterior y la configuración que lleva la aeronave se escogió un sistema de propulsión tipo Pusher.

Las dimensiones y el peso en seco del motor Lycoming serie IO-360-J a tener en cuenta para la ubicación del mismo en la aeronave son: alto 19,35in; ancho 34,25in; largo 31,33in; peso en seco 330 lbs. También se debe tener en cuenta que el sistema de enfriamiento es por aire, el montaje del motor se debe hacer de forma paralela al cigüeñal.

Figura 115. Ubicación y Dimensionamiento del Motor en la Aeronave



Fuente: Autores del Proyecto

8. TREN DE ATERRIZAJE

Un importante componente de la aeronave que necesita ser diseñado es el tren de aterrizaje. El tren de aterrizaje es la estructura encargada de soportar o absorber la energía cinética de la aeronave producida por el contacto de la misma con la pista o suelo al momento del aterrizaje, maniobra de taxeo y despegue.

El diseño del tren de aterrizaje va en conjunto con el diseño estructural de la aeronave. Sin embargo en el presente trabajo de grado, no se tocarán a fondo los aspectos de diseño estructural y/o mecánico. Según Mohammad¹ Algunos parámetros que influyen en el diseño de este dispositivo son:

1. Tipo.
2. Fijo, retráctil o parcialmente retráctil.
3. Altura.
4. Distancia longitudinal entre ejes. (*Eje x*)
5. Distancia transversal entre ejes. (*Eje y*)
6. Distancia entre el tren principal y centro de gravedad de la aeronave.
7. Diámetro del strut.
8. Dimensiones de la llanta.
9. Cargas sobre los strut.

Estos parámetros influyen de gran manera no solo en el diseño del tren, sino que puede influir en el diseño total de la aeronave. El tren de aterrizaje se compone de dos secciones, el tren principal y el tren secundario. El tren principal es aquel que se encuentra más cerca del centro de gravedad de la aeronave, y en la fase de aterrizaje realiza el primer contacto con la pista o el suelo, así mismo en la fase de despegue es el último en hacer contacto con tierra. En la figura 106 se puede observar algunos de los principales parámetros.

8.1 REQUERIMIENTOS DE DISEÑO DEL TREN DE ATERRIZAJE

El tren de aterrizaje debe ser el último de los componentes mayores en ser diseñado, después del ala, estabilizador horizontal y vertical, fuselaje y sistema de propulsión. Dentro de las funciones principales del tren de aterrizaje² se encuentran:

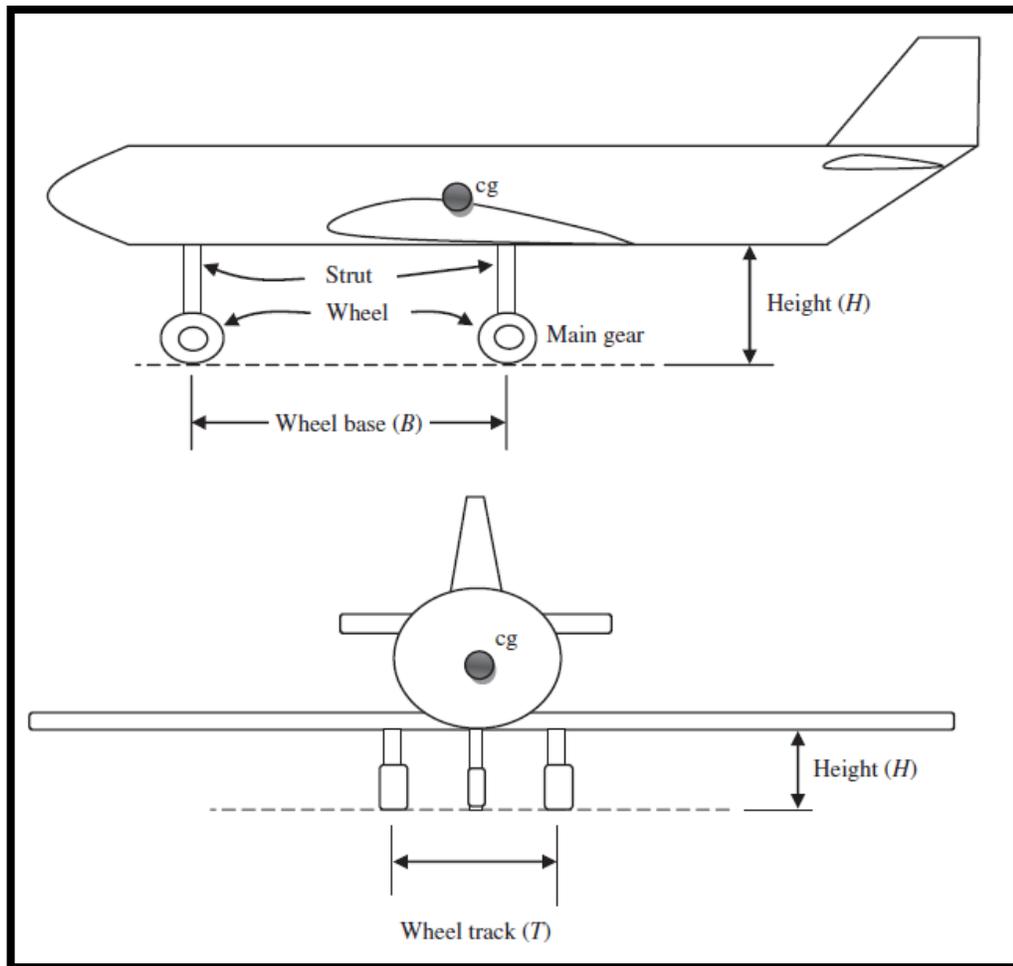
- Mantener la estabilidad de la aeronave en tierra, durante la carga, descarga y taxeo.
- Permitir a la aeronave movilizarse y maniobrar durante el taxeo.
- Mantener una distancia segura entre otros componentes de la aeronave como el ala y el fuselaje mientras la aeronave se encuentre en tierra.

¹ SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: Wiley Publications, 2012, p.479

² *Ibíd.* p.481

- Absorber el impacto durante la fase de aterrizaje.
- Facilitar la maniobra de despegue de la aeronave permitiendo una baja fricción con el suelo.

Figura 116. Principales Parámetros del Tren de Aterrizaje.



Fuente: SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: Wiley Publications, 2012, p.480

Aunque el tren de aterrizaje es de vital importancia en las maniobras de despegue y aterrizaje, en la fase de vuelo es un peso muerto que puede causar un aumento considerable en el drag de la aeronave, por esto recomendable que en o posible sea un tren de aterrizaje retráctil y si esto no es posible que este sea lo más aerodinámico posible.

8.2 CONFIGURACIÓN Y TIPO DEL TREN DE ATERRIZAJE

En el proceso de selección de configuración y tipo del tren de aterrizaje influyen requerimientos de diseño como costos, rendimiento de la aeronave, estabilidad,

control, mantenimiento, facilidad de producción en masa, entre otras consideraciones. La configuración del tren de aterrizaje seleccionado para el proyecto fue de **TRICICLO**, el cual está compuesto por dos soportes principales debajo de las alas o del fuselaje y un soporte en la parte frontal de la aeronave con su respectivo mecanismo de dirección, y se presentaban las siguientes ventajas:

- Las ruedas del tren principal se encuentran más atrás del centro de gravedad de la aeronave, lo que permite que pueden estar cercanas una a la otra, y pueda aumentar su peso y/o carga.
- Las ruedas del tren principal se encuentran a la misma distancia del centro de gravedad de la aeronave tanto en el *eje x*, como en el *eje y*.
- En el tren principal las cargas son iguales para cada rueda.
- Permite posar la aeronave en tierra completamente horizontal y a la misma altura.
- Simplifica la técnica en la fase de aterrizaje y proporciona una gran estabilidad al momento de aterrizar con viento de cola.
- El piloto posee una mejor visión en comparación a las aeronaves de tren de cola.
- Ideal para aeronaves que deben aterrizar en pistas o distancias cortas.

Por línea base las aeronaves poseen un tren de aterrizaje parcialmente retráctil, que en este caso el tren principal es fijo y de nariz es retráctil, esto resulta muy favorable en costo y facilidad en la fabricación. El tren principal se ubicara en el fuselaje y el de nariz como su nombre lo indica se deberá diseñar una caja para su alojamiento.

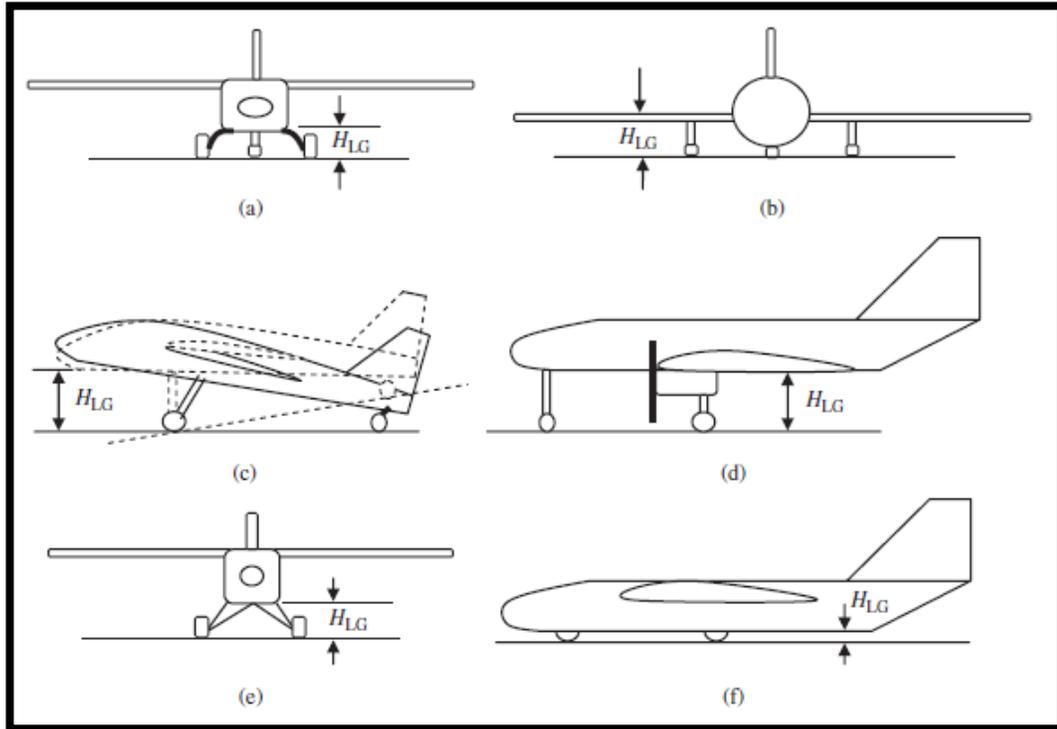
8.3 GEOMETRIA DEL TREN DE ATERRIZAJE

Ahora se pasó a realizar los cálculos necesarios para determinar la altura del tren de aterrizaje, distancia entre los ejes de las ruedas del tren principal, distancia entre el tren principal y de nariz, así mismo se determinó la posición de estos con respecto al centro de gravedad de la aeronave.

8.3.1 Altura del Tren de Aterrizaje

La altura del tren de aterrizaje (H_{LG}) es la distancia entre el suelo y la unión del tren principal con la estructura de la aeronave, y se mide cuando el fuselaje de la aeronave se encuentra horizontal al suelo. En la figura 117, se observa algunas configuraciones de la altura del fuselaje como a. unido al fuselaje de resorte sólido, b. tren principal adherido al ala, c. unido al fuselaje con estabilizador, d. tren principal adherido al nacelle, e. unido al fuselaje con amortiguador de goma, f. unido al fuselaje de sin strut:

Figura 117. Configuración del Tren de Aterrizaje para Algunas Aeronaves.



Fuente: SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: Wiley Publications, 2012, p.499

8.3.2 Requerimiento de espacio libre entre la aeronave y el suelo

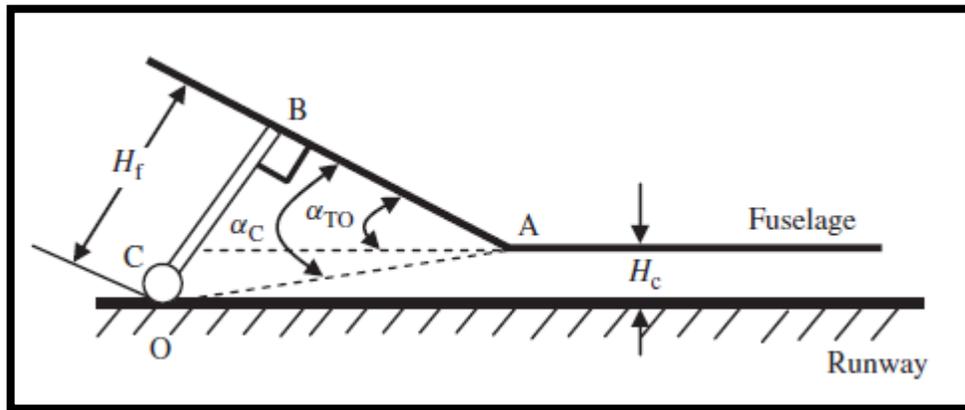
Una de las principales funciones del tren de aterrizaje es evitar daños en la estructura de la aeronave, permitiendo que haya un espacio entre la aeronave y el suelo. Este espacio es medido desde el punto más bajo de la aeronave y el suelo. Según la aeronave y su configuración, el punto más bajo puede variar entre el ala, el fuselaje, en las aeronaves jet el motor, en aeronaves de hélice el punto más bajo es la punta de la hélice. Sin embargo en cualquier configuración este espacio es obtenido por medio del tren de aterrizaje en el cual a su vez influyen parámetros de diseño como lo son costos, seguridad, rendimiento, peso, estabilidad, cargas y requerimientos operacionales.

De acuerdo a los requerimientos de FAR 23 en la sección 23.925, en aeronaves con tren de aterrizaje de nariz al menos se deben poseer entre la punta de la hélice y el suelo 7 pulgadas, y en la configuración de tren de aterrizaje de patín de cola 9 pulgadas, con el tren totalmente desplegado. Así mismo se indica que en el caso de que la hélice este en la parte trasera de la aeronave, se debe diseñar de manera que la hélice no haga contacto con el suelo cuando la aeronave este en la máxima actitud de cabeceo en las fases de aterrizaje y despegue.

8.3.3 Requerimiento de espacio libre en rodamiento para despegue

En aeronaves que no poseen tren de aterrizaje en la cola, la altura en el tren de aterrizaje debe garantizar que la parte trasera del fuselaje no llegue a golpear el suelo en las maniobras de aterrizaje y despegue, debido a los altos ángulos de ataque que se generan. Para determinar la altura adecuada del tren de aterrizaje es necesario determinar el ángulo generado en el punto en el que el tren de aterrizaje principal está en contacto con el suelo y la parte del fuselaje o de la aeronave más retrasada. En la figura 118 se puede observar que el ángulo de espacio libre (α_c), siempre debe ser mayor que el ángulo de despegue (α_{TO}).

Figura 118. Configuración del Tren de Aterrizaje para Algunas Aeronaves



Fuente: SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: Wiley Publications, 2012, p.502

Para determinar el ángulo de espacio libre se puede hacer uso de la ecuación 71, en donde interviene la altura del fuselaje (H_f), y la distancia (AB) entre el tren de aterrizaje principal y el inicio del ángulo del fuselaje o parte más retrasada del fuselaje. Así mismo el mínimo espacio libre entre el fuselaje y el suelo (H_c) durante el carreteo para despegue es de 1 pie.

Ecuación 71. Ecuación de ángulo de espacio libre.

$$\alpha_c = \tan^{-1} \left(\frac{H_f}{AB} \right)$$

Fuente: SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: John Wiley & Sons. 2013, p.502

Donde $AB = 5,6 \text{ ft}$, debido a que es la distancia desde donde finaliza el motor hasta el 25% de la cuerda de raíz del ala de la aeronave. Se considerara el ángulo de espacio libre $\alpha_c = 12^\circ$, para proceder a resolver la ecuación.

$$12^\circ = \tan^{-1} \left(\frac{H_f}{5,6 \text{ ft}} \right)$$

$$(5,6 \text{ ft}) \tan 12^\circ = H_f$$

$$H_f = 1,19 \text{ ft}$$

Se considera que el punto más bajo de la aeronave será la punta de la hélice, por esta razón se tomó la aproximación del anterior valor, como un dato razonable para el espacio libre, y siendo que el centro de la hélice se ubicara en el centro de gravedad de la aeronave se determina que su altura (H_{CG}) con respecto al suelo es:

$$H_{cg} = \Delta H_{clear} + \frac{D_{prop}}{2}$$

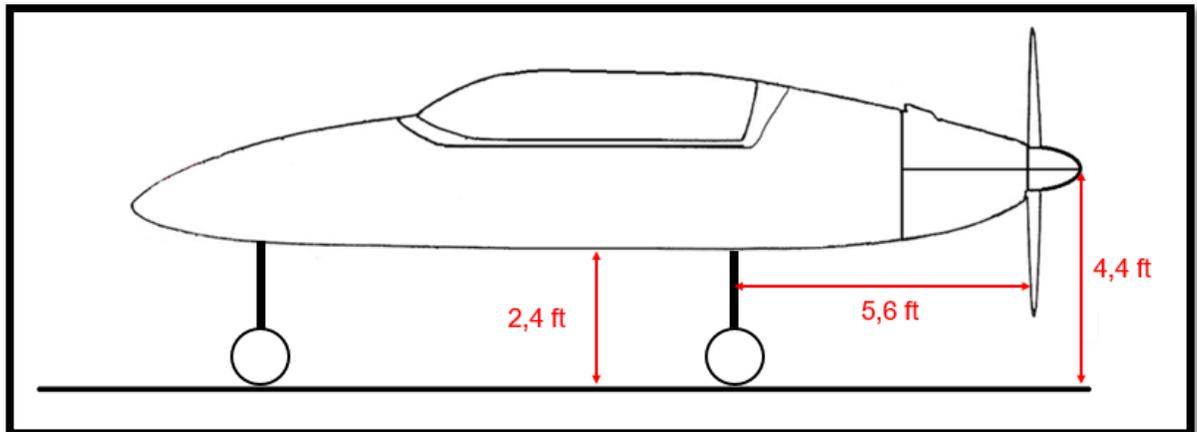
$$H_{cg} = 1,2 \text{ ft} + \frac{6,33 \text{ ft}}{2} = 4,365 \text{ ft} \approx 4,4 \text{ ft}$$

$$H_{LG} = H_{cg} - \frac{D_{fuse}}{2}$$

$$H_{LG} = 4,4 \text{ ft} - \frac{4 \text{ ft}}{2} = 2,4 \text{ ft}$$

De los anteriores cálculos se obtiene la altura del tren de aterrizaje principal de la aeronave es de 4,4 ft y es posible se ubicado en el fuselaje.

Figura 119. Configuración Preliminar Tren de Aterrizaje

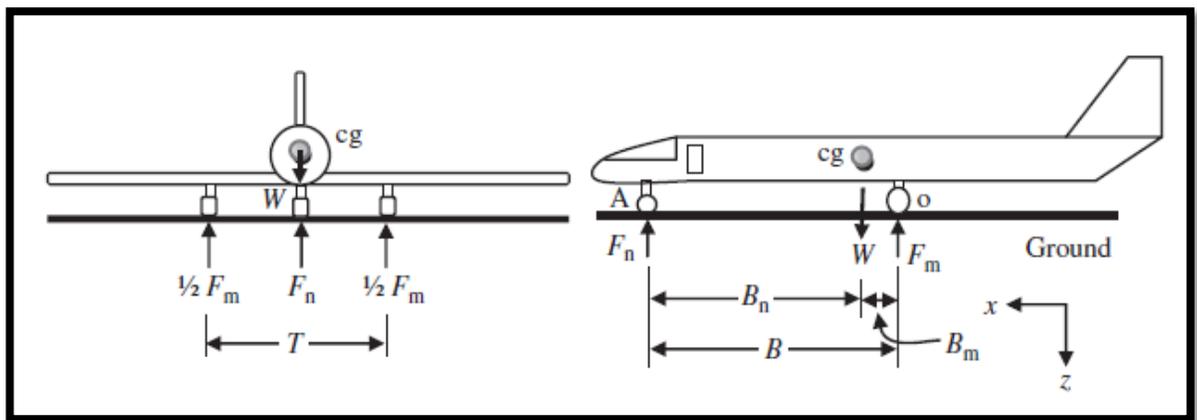


Fuente: Autores del Proyecto

8.3.4 Requerimiento de distancia entre ejes

La distancia entre ejes, es la distancia que hay entre el tren de aterrizaje principal y el tren de aterrizaje de nariz, debido a que influye en la estabilidad y control de la aeronave en las maniobras que se realizan en tierra. Así mismo se determina las cargas a que deben ser expuestos el tren de aterrizaje principal y de nariz, es decir el peso total de la aeronave como debe ser repartido entre las dos llantas del tren principal y la llanta del tren de nariz. Comúnmente el tren de nariz debe estar en la capacidad de soportar entre el 5% - 20% del total de la carga, y el tren principal entre el 80% - 95% del total de la carga.

Figura 120. Distribución de cargas sobre el tren de aterrizaje



Fuente: SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: Wiley Publications, 2012, p.503

Donde:

F_n : Carga sobre el tren de aterrizaje de nariz

F_m : Carga sobre el tren de aterrizaje principal

B : Distancia entre el tren de aterrizaje principal y de nariz

B_n : Distancia entre el tren de aterrizaje de nariz y el centro de gravedad

B_m : Distancia entre el tren de aterrizaje de principal y el centro de gravedad

En el cálculo de cargas estáticas sobre el tren de aterrizaje se utilizan las ecuaciones de equilibrio en z:

$$\sum F_z = 0$$

$$F_z = F_n + F_m = W$$

Y la suma de momentos sobre el punto o, que debe ser cero:

$$\sum M_o = 0$$

$$F_n B - W B_m = 0$$

Por la cual se obtiene las cargas en el tren de aterrizaje:

$$F_n = \frac{B_m}{B} W \quad F_m = \frac{B_n}{B} W$$

Los valores que se conocen son:

X_{cg} : Distancia desde la línea de referencia hasta el centro de gravedad

X : Distancia total de la aeronave

W : Peso total de la aeronave

Pos CG (ft)	X (ft)	W (lb)
11,67	20,8	2000

Se procede por medio de cálculos encontrar una óptima distancia entre el tren de aterrizaje de nariz y el tren de aterrizaje principal, que permita obtener las cargas adecuadas en cada uno de los trenes. Se asume para ello diferentes distancias entre los trenes y de estos hacia la línea de referencia, obteniendo el siguiente cuadro:

Cuadro 20. Variación de distancias y cargas sobre el tren de aterrizaje

Dist. mg (ft)	Xmg (ft)	Dist. mg-cg (ft)	Xng (ft)	B (ft)	Fn (lb)	Fn %	Fm (lb)	Fm %
4,5	16,3	4,63	2	14,3	647,552	32,378	1352,448	67,622
4,5	16,3	4,63	3	13,3	696,241	34,812	1303,759	65,188
4,5	16,3	4,63	4	12,3	752,846	37,642	1247,154	62,358
5,6	15,2	3,53	2	13,2	534,848	26,742	1465,152	73,258
5,6	15,2	3,53	3	12,2	578,689	28,934	1421,311	71,066
5,6	15,2	3,53	4	11,2	630,357	31,518	1369,643	68,482
6,4	14,4	2,73	1	13,4	407,463	20,373	1592,537	79,627
6,4	14,4	2,73	2	12,4	440,323	22,016	1559,677	77,984
6,4	14,4	2,73	3	11,4	478,947	23,947	1521,053	76,053
7,4	13,4	1,73	1	12,4	279,032	13,952	1720,968	86,048
7,4	13,4	1,73	1,5	11,9	290,756	14,538	1709,244	85,462
7,4	13,4	1,73	2	11,4	303,509	15,175	1696,491	84,825
7,4	13,4	1,73	2,5	10,9	317,431	15,872	1682,569	84,128
7,6	13,2	1,53	1	12,2	250,820	12,541	1749,180	87,459
7,6	13,2	1,53	1,5	11,7	261,538	13,077	1738,462	86,923
7,6	13,2	1,53	2	11,2	273,214	13,661	1726,786	86,339
7,6	13,2	1,53	2,5	10,7	285,981	14,299	1714,019	85,701
8	12,8	1,13	1	11,8	191,525	9,576	1808,475	90,424
8	12,8	1,13	1,5	11,3	200,000	10,000	1800,000	90,000
8	12,8	1,13	2	10,8	209,259	10,463	1790,741	89,537
8	12,8	1,13	2,5	10,3	219,417	10,971	1780,583	89,029

Fuente: Autores del proyecto

Teniendo en cuenta que esas son cargas estáticas y el tren de aterrizaje estará expuesto a soportar otras cargas tanto en cambios de centro de gravedad como cargas dinámicas como en el caso de aterrizaje y frenado, se opta por tomar 3 posibilidades que se muestran resaltadas de color verde en el anterior cuadro.

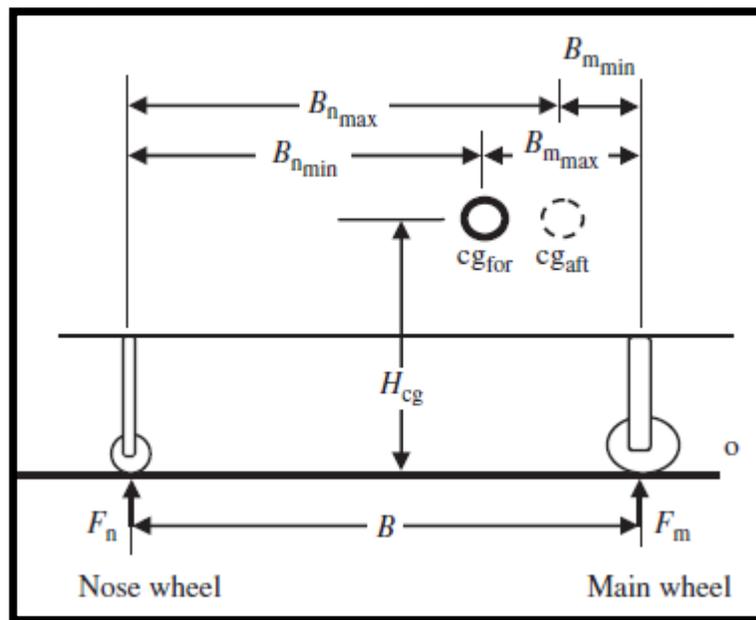
Los cambios del centro de gravedad de la aeronave se deben principalmente a cambios en la carga y si va con dos tripulantes o solo el piloto, esto genera cambios en la carga estática sobre el eje x , la cual estaría variando entre dos límites:

$X_{cg_{aft}}$: Centro de gravedad mas atrasado.

$X_{cg_{for}}$: Centro de gravedad mas adelantado.

La variación en el centro gravedad genera a su vez unas cagas mínimas y máximas en el tren de aterrizaje principal y de nariz, como se puede observar en la figura 121.

Figura 121. Geometría de cargas en el tren de aterrizaje



Fuente: SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: Wiley Publications, 2012, p.506

Para calcular las cargas estáticas máximas y mínimas en cada tren se puede hacer uso de las siguientes ecuaciones:

$$F_{n_{min}} = \frac{B_{m_{min}}}{B} W \quad F_{m_{min}} = \frac{B_{n_{min}}}{B} W$$

$$F_{n_{max}} = \frac{B_{m_{max}}}{B} W \quad F_{m_{max}} = \frac{B_{n_{max}}}{B} W$$

En el caso de las cargas dinámicas que debe soportar el tren de aterrizaje, estas se presentan en las fases de despegue y aterrizaje. En el tren de nariz se ve expuesto a una mayor carga dinámica en la fase de aterrizaje al momento del frenado, ya que se presenta una fuerte desaceleración, en ese instante se puede hacer uso de la siguiente ecuación de equilibrio:

$$\sum M_o = 0 \xrightarrow{\text{donde}} F_n B - W B_m - \frac{W}{g} |a_L| H_{cg} = 0$$

Despejando se obtiene la carga en el tren de nariz, donde el primer término es la carga estática y el segundo término la carga dinámica:

$$F_n = F_{n_{max}} + F_{n_{dyn}} = \frac{W B_{m_{max}}}{B} + \frac{W |a_L| H_{cg}}{g B}$$

Donde a_L , es la desaceleración al frenar y g , es la gravedad.

Para asegurar que la aeronave tiene un buen control en tierra con la configuración del tren de aterrizaje de triciclo, la distancia $B_{m_{min}}$ debe ser más grande que el 5% de B , y la distancia $B_{m_{max}}$ debe ser menor al 20% de B . En el caso del tren principal se presenta la siguiente ecuación para la carga total durante el despegue:

$$F_m = F_{m_{max}} + F_{m_{dyn}} = \frac{W B_{n_{max}}}{B} + \frac{W a_T H_{cg}}{g B}$$

Donde a_T , es la aceleración de la aeronave al despegar.

Las cargas estáticas y dinámicas son utilizadas para determinar la ubicación del tren de aterrizaje principal y el de nariz, las cargas que deberán soportar los struts o soportes, y en el diseño del tren y llantas. Es de resaltar que el tren principal debe soportar la carga total y que esta muchas veces es mayor que el peso total de la aeronave.

De acuerdo a las estadísticas de la aviación general, se asume que el centro de gravedad adelantado se encuentra al 15% MAC y el centro de gravedad atrasado al 30% MAC.

15% MAC cg-for (ft)	30% MAC cg-aft (ft)
0,6075	1,215

De la misma forma se debe hallar el valor de la aceleración a la cual la aeronave se verá expuesta en las etapas de aterrizaje y despegue. Para esto se hace uso de la física dinámica despejando la aceleración de la siguiente ecuación:

$$V_f^2 = V_i^2 + 2 * a * d$$

$$\frac{(V_f^2 - V_i^2)}{2 * d} = a$$

Donde:

V_f : Velocidad final. V_i : Velocidad inicial. a : Aceleración. d : Distancia.

Aceleración al aterrizaje o frenado, (a_L):

V_i : 133,84 ft/s ¹ d : 986 ft ²

$$a_L = \frac{(0^2 - 133,84^2)}{2 * 986} = -9,08 \text{ } ft/s^2$$

Aceleración al despegar, (a_T):

V_f : 111,4 ft/s ³ d : 900 ft ⁴

$$a_T = \frac{(111,4^2 - 0^2)}{2 * 900} = 6,89 \text{ } ft/s^2$$

La aceleración durante el aterrizaje y frenado es $-9,08 \text{ } ft/s^2$ y la aceleración en el despegue es $6,89 \text{ } ft/s^2$.

Se procede a establecer los centros de gravedad adelantado y atrasado, teniendo en cuenta las indicaciones sobre las distancias mínimas y máximas, como se muestran en el cuadro 21.

Cuadro 21. Variación del centro de gravedad y distancias sobre el tren de aterrizaje

cg-forward			cg-after		
B (ft)	Bn-min	Bm-max 15%	B (ft)	Bn-max	Bm-min 10%
11,9	10,115	1,785	11,9	10,71	1,19
11,7	9,945	1,755	11,7	10,53	1,17
11,3	9,605	1,695	11,3	10,17	1,13

Fuente: Autores del proyecto

¹ Velocidad de aproximación. Sección 2.3.3 Requerimientos para la distancia de aterrizaje. Capítulo 2.

² Distancia de aterrizaje a recorrer en tierra. Ibíd.

³ Velocidad de rodamiento. Sección 8.4.2 Requerimientos de rodamiento al despegar. Capítulo 8.

⁴ Distancia de carrera en tierra. Sección 2.3.2.1 Capítulo 2.

A continuación se procede a llamar de nuevo las ecuaciones para calcular las máximas cargas estáticas, la carga dinámica y la carga total a la que se verán expuestos el tren principal y el secundario o de nariz como se observa en los cuadros 22 y 23 respectivamente.

$$F_m = F_{m_{max}} + F_{m_{dyn}} = \frac{WB_{n_{max}}}{B} + \frac{Wa_T H_{cg}}{gB}$$

$$F_n = F_{n_{max}} + F_{n_{dyn}} = \frac{WB_{m_{max}}}{B} + \frac{W|a_L| H_{cg}}{gB}$$

Donde:

W : Peso de la aeronave: 2000 lb

g : Aceleración gravitacional: $32,2 \text{ ft/s}^2$

H_{cg} : Distancia desde el suelo al centro de gravedad de la aeronave: 4,4 ft

a_L : Aceleración de la aeronave al aterrizar: $-9,08 \text{ ft/s}^2$

a_T : Aceleración de la aeronave al despegar: $6,89 \text{ ft/s}^2$

Cuadro 22. Cargas y distancias del tren de aterrizaje principal

B (ft)	Fm-max (lb)	Fm-dyn (lb)	Fm (lb)
11,9	1800	158,233728	1958,23373
11,7	1800	160,938578	1960,93858
11,3	1800	166,635519	1966,63552

Fuente: Autores del proyecto

Cuadro 23. Cargas y distancias del tren de aterrizaje de nariz

B (ft)	Fn-max (lb)	Fn-dyn (lb)	Fn (lb)
11,9	300	208,528629	508,528629
11,7	300	212,093221	512,093221
11,3	300	219,600945	519,600945

Fuente: Autores del proyecto

Se puede analizar que las cargas estáticas sobre el tren de aterrizaje principal y de nariz serán de la misma magnitud sin importar la distancia entre estos, la variación ocurre en la carga dinámica donde su variación está entre dos y 11 libras. En el caso del tren de aterrizaje principal durante la fase de despegue, puede llegar a soportar casi la totalidad del peso de la aeronave.

Se opta por asumir una distancia entre los trenes de 11,9 ft, ya que esta es la que genera menor carga dinámica sobre el tren de aterrizaje.

8.3.5 Requerimiento de distancia lateral entre ejes

Viendo la aeronave desde el frente este requerimiento se define como la distancia medida en el suelo entre la rueda del costado izquierdo y del costado derecho, normalmente es la distancia entre las ruedas o ejes del tren principal. En ingles es llamado "Wheel Track". El valor de este requerimiento se basa en tres parámetros:

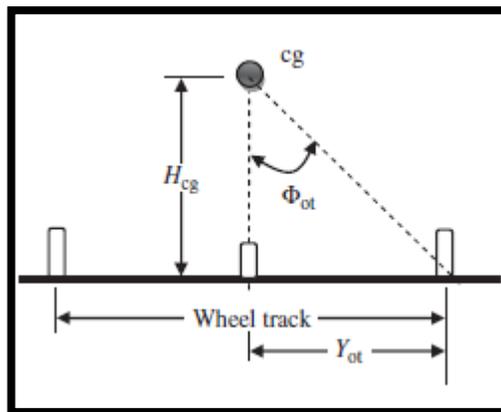
- Control lateral en tierra.
- Estabilidad lateral en tierra.
- Integridad estructural.

Este último no será tomado en cuenta debido a que desborda el propósito del presente proyecto.

Esta distancia se debe hallar buscando que la aeronave estando en tierra no llegue a volcarse o girar sobre ella misma al realizar un giro o por causas de un fuerte viento. Para esto se debe considerar un ángulo de volcado Φ_{ot} , el cual será el ángulo crítico en el cual la aeronave podría estar girando sobre ella misma. En la aeronave se presentan dos ángulos de volcado:

1. Al ver la aeronave desde el frente, es el ángulo formado entre la línea vertical imaginaria que pasa a través del centro de gravedad y la línea imaginaria desde el centro de gravedad hacia las ruedas del tren de aterrizaje principal. Recordando que H_{cg} , es la altura desde el suelo al centro de gravedad de la aeronave.

Figura 122. Vista frontal – ángulo de volcado

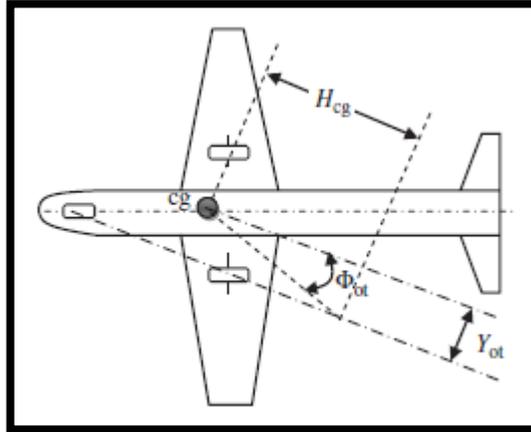


Fuente: SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: Wiley Publications, 2012, p.509

2. Viendo la aeronave desde la vista superior, se traza una línea desde el tren de nariz hacia una de las ruedas del tren principal, posteriormente se traza otra línea en paralelo desde el centro de gravedad longitudinal de la aeronave, en esta línea se tomara la misma distancia H_{cg} , trazando una línea

perpendicular a las dos anteriores, y en la intersección de esta con la primer línea mencionado, se trazara otra línea hacia el centro de gravedad formando un triángulo. El ángulo formado por esta última y la segunda mencionada será el ángulo de volcado.

Figura 123. Vista superior – ángulo de volcado



Fuente: SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: Wiley Publications, 2012, p.509

Mohammad indica que como **regla de oro** a seguir en la búsqueda de este requerimiento, el Wheel track o distancia entre ruedas del tren principal debe ser tal que el ángulo de volcado se encuentra dentro de los límites recomendados:

$$\Phi_{ot} \geq 25^\circ$$

8.3.5.1 Requerimiento de ángulos de volcado

Este requerimiento genera unos límites máximos y mínimos de la distancia entre ejes del tren principal de aterrizaje. Comúnmente el volcado de una aeronave se puede presentar en dos instantes, primero al realizar un giro en tierra que pueda producir una fuerza centrífuga muy alta, y segundo por la fuerza de un viento cruzado. Para solventar esta falencia es necesario satisfacer en el primer caso un requerimiento de control en tierra y en el segundo caso un requerimiento de estabilidad en tierra.

A. Control en tierra

Para generar un buen control en tierra la distancia entre los ejes del tren principal deben distribuir bien la fuerza generada por el peso de la aeronave y contrarrestar la fuerza centrífuga generada por la aceleración de la aeronave al realizar un giro. La fuerza centrífuga se representa como:

$$F_C = m \frac{V^2}{R}$$

Donde:

F_C : Fuerza centrífuga

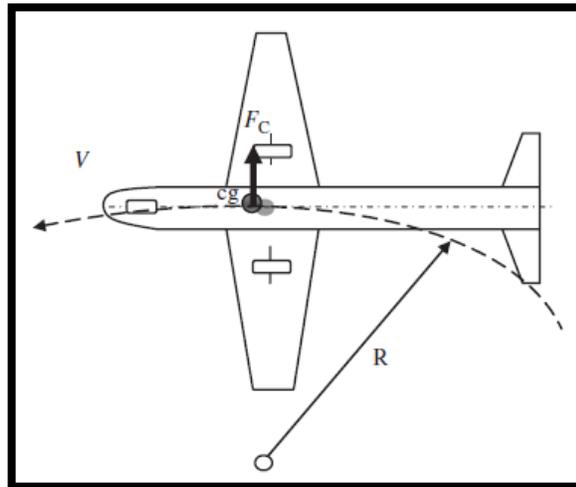
m : Masa de la aeronave

V : Velocidad de la aeronave en tierra

R : Radio de giro

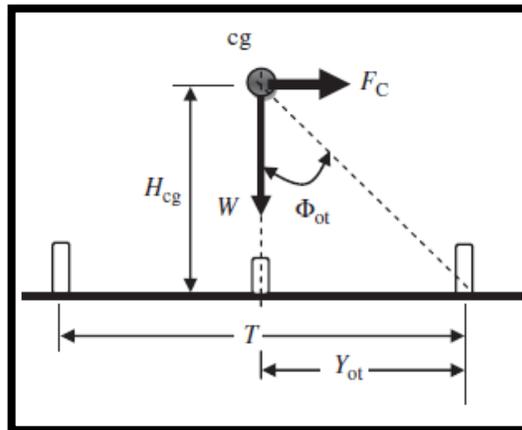
Se puede observar cómo influyen estos parámetros en la aeronave, en las figuras 124 y 125:

Figura 124. Giro en tierra – vista superior



Fuente: SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: Wiley Publications, 2012, p.510

Figura 125. Giro en tierra – vista frontal



Fuente: SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: Wiley Publications, 2012, p.510

De la anterior figura se pueden extraer las siguientes ecuaciones:

$$Y_{ot} = \frac{F_C * H_{cg}}{mg} \quad \tan(\Phi_{ot}) = \frac{Y_{ot}}{H_{cg}}$$

$$\Phi_{ot} > \tan^{-1} \left(\frac{F_C * H_{cg}}{mg} \right)$$

$$\Phi_{ot} > \tan^{-1} \left(\frac{F_C}{mg} \right)$$

Para hallar la distancia entre ejes de la aeronave, se considera que se debe tener un ángulo de volcado superior a 25°, por esta razón se opta tomar un valor de 30° para el proyecto procediendo a:

$$Y_{ot} = \tan(\Phi_{ot}) * H_{cg}$$

$$Y_{ot} = \tan(30^\circ) * 4,4 \text{ ft} = 2,54 \text{ ft}$$

$$\text{Wheel Track} = 2Y_{ot} = 5,08 \text{ ft}$$

B. Estabilidad en tierra

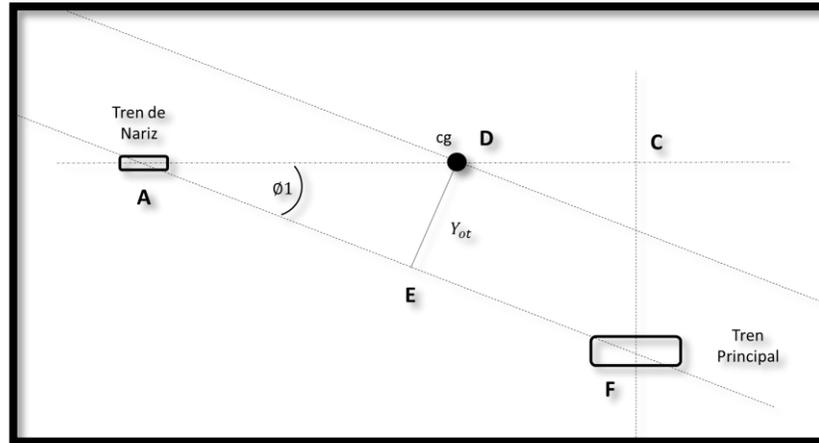
La estabilidad en tierra puede verse afectada por un fenómeno atmosférico como lo es el viento y en caso de que este sea cruzado, es decir perpendicular a la línea del centro del fuselaje, puede generar una fuerza con la capacidad de hacer volcar la aeronave. Por esta razón la distancia entre los ejes del tren principal de aterrizaje debe ser suficiente de prevenir que la aeronave pueda verse afectada en tierra por el efecto anteriormente mencionado.

En el caso del viento cruzado, la distancia entre los ejes del tren de aterrizaje principal debe ser más grande que dos veces el valor de Y_{ot} .

$$T > 2Y_{ot}$$

Para calcular el ángulo de volcado, es necesario determinar primero el ángulo ϕ_1 , con el cual se hallara el valor Y_{ot} :

Figura 126. Calculo del ángulo de volcado – tren de nariz y principal



Fuente: Autores del Proyecto

Se tomara el triángulo formado por ACF, donde AC es la distancia entre ejes del tren de aterrizaje principal y de nariz, así mismo CF es la mitad de la distancia lateral entre los ejes de tren principal.

$$\tan(\phi_1) = \frac{CF}{AC} = \frac{2,54}{11,9} = 0,21344$$

$$\phi_1 = \tan^{-1}(0,21344) = 12,05$$

Ahora se tomara el triángulo formado por los puntos ADE, donde Y_{ot} es una línea perpendicular a las paralelas, entonces se puede escribir así:

$$\tan(\phi_1) = \frac{Y_{ot}}{AD} = \frac{Y_{ot}}{B_{n_{min}}} \longrightarrow Y_{ot} = \tan(\phi_1) B_{n_{min}}$$

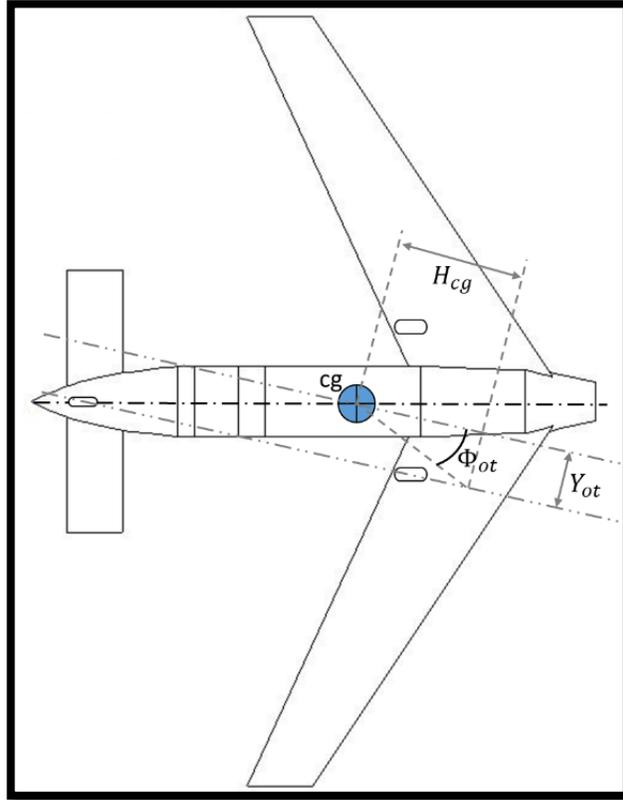
$$Y_{ot} = \tan(12,05) (10,115) = 2,16 \text{ ft}$$

Este valor cumple con la condición:

$$T > 2Y_{ot}$$

$$5,08 > 4,32$$

Figura 127. Calculo del ángulo de volcado – vista inferior



Fuente: Autores del Proyecto

$$\tan(\Phi_{ot}) = \frac{Y_{ot}}{H_{cg}} \longrightarrow \Phi_{ot} = \tan^{-1} \left(\frac{Y_{ot}}{H_{cg}} \right)$$

$$\Phi_{ot} = \tan^{-1} \left(\frac{2,16}{4,4} \right) = 26,14$$

$$26,14^\circ > 25^\circ$$

Este ángulo es un poco más grande que los 25°, cumpliendo con la regla de oro del ángulo de volcado.

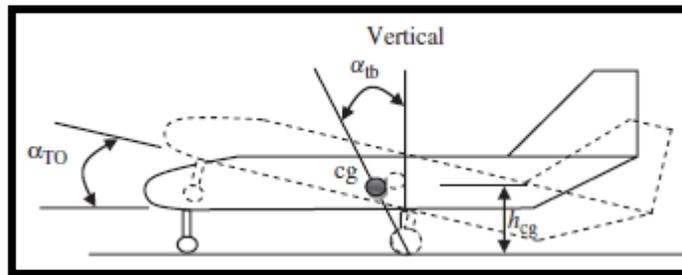
8.4 TREN DE ATERRIZAJE Y CENTRO DE GRAVEDAD

En el diseño del tren de aterrizaje es esencial determinar la posición del tren de aterrizaje principal con respecto al centro de gravedad, este último siempre estará variando entre un punto más adelantado y uno más atrasado. En el caso del presente proyecto siendo que el tren de aterrizaje es del tipo triciclo su ubicación depende de otro factor llamado ángulo de inclinación trasero (tipback angle).

8.4.1 Ángulo de inclinación trasero (Tipback angle)

Este ángulo se convierte en un requerimiento necesario con el fin de prevenir de que la aeronave en maniobras de rodamiento en suelo y al variar el centro de gravedad demasiado hacia atrás, la aeronave pueda inclinarse sobre el tren de aterrizaje y golpear la cola del avión con el suelo. Este se debe medir desde la ubicación vertical del tren de aterrizaje principal hacia el centro de gravedad más atrasado.

Figura 128. Fuerzas y momentos durante el rodamiento I



Fuente: SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: Wiley Publications, 2012, p.517

El ángulo tipback (α_{tb}) es la máxima actitud de la aeronave en la cual al subir la nariz, la cola hará contacto con el suelo.

Ecuación 72. Ecuación de ángulo de inclinación trasero.

$$\alpha_{tb} = \tan^{-1} \left(\frac{x_{mg}}{h_{cg}} \right)$$

Fuente. SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: John Wiley & Sons. 2013, p.517

Este ángulo siempre deberá ser mayor que el ángulo de rodamiento al despegar.

$$\alpha_{tb} \geq \alpha_{TO} + 5^\circ$$

Estos 5 grados de más son un parámetro de seguridad. Comúnmente el ángulo de rodamiento al despegue es de 10-15 grados, y el ángulo tipback debe ser de 15-20 grados.

8.4.2 Requerimientos de rodamiento al despegar

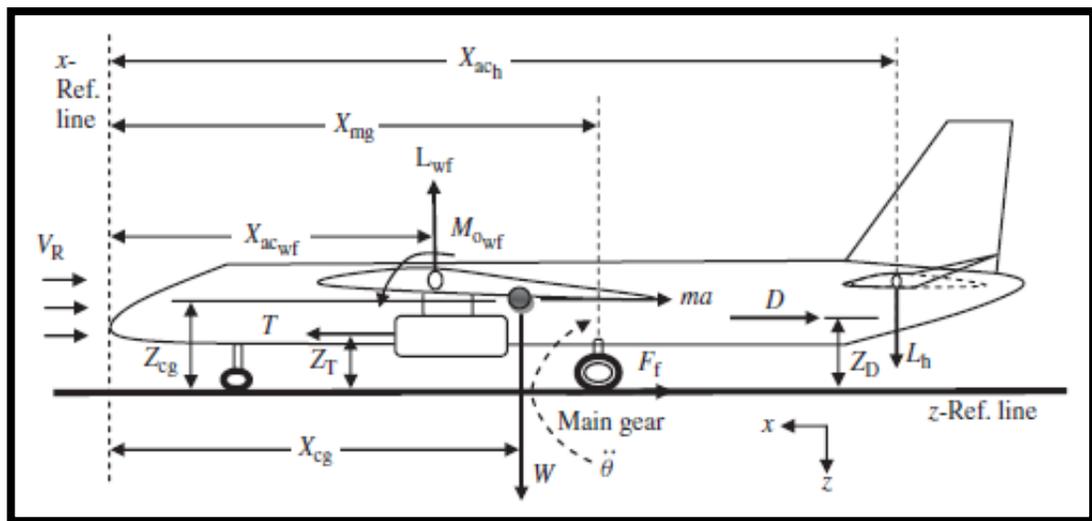
Diversos factores intervienen con el fin de determinar la distancia entre el tren de aterrizaje principal y el centro de gravedad más adelantado, debido a que la aeronave debe generar un empuje o potencia necesaria con el fin de poder rodar en pista, y así alcanzar la velocidad necesaria en la cual las alas generen sustentación y poder despegar del suelo e iniciar vuelo. Entre estos factores se

encuentran la aceleración angular ($\ddot{\theta}$) sobre el punto de rotación del tren principal, área del estabilizador horizontal, brazo del estabilizador horizontal, velocidad de rodamiento, potencia del elevador, peso de la aeronave. La velocidad de rodamiento (V_R), debe ser mayor que la velocidad de stall o perdida:

$$V_R = 1,1 - 1,3 V_S$$

En la figura 129, se puede observar las fuerzas y momentos que influyen en el rodamiento para despegar.

Figura 129. Fuerzas y momentos durante el rodamiento II



Fuente: SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: Wiley Publications, 2012, p.519

Estas fuerzas son Lift del ala/fuselaje (L_{wf}), Lift del estabilizador horizontal (L_h), drag (D), fuerza de fricción del neumático con la pista (F_f), peso de la aeronave (W), Potencia (T), fuerza de aceleración (ma), momento de cabeceo ala/fuselaje (M_{owf}), coeficiente de fricción (μ) según el tipo de terreno. Estos requerimientos son necesarios para determinar la distancia del tren de aterrizaje principal con respecto a la línea de referencia sobre el eje (x). Así mismo el equilibrio de la aeronave en el instante de rotación o rodamiento sobre la pista está conformado por tres ecuaciones:

1. Ecuación de fuerzas sobre el eje x , en donde al descomponerse se observa que la masa por la aceleración es igual al empuje menos las fuerzas de drag y fricción.

Ecuación 73. Ecuación de sumatoria de fuerzas en el eje x.

$$\sum F_x = m \frac{dV}{dt}$$

Fuente. SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: John Wiley & Sons. 2013, p.519

$$T - D - F_f = ma$$

$$T - D - \mu N = ma$$

Se procede a determinar por cálculos la fuerza de fricción:

$$F_f = \mu N = \mu(W - L_{TO})$$

$$L_{TO} = \frac{1}{2} \rho V_R^2 C_{L_{TO}} S_{ref}$$

$$C_{L_{TO}} = C_{L_C} + \Delta C_{L_{flap}}$$

$$C_{L_C} = 0,306^1 \quad \Delta C_{L_{flap}} = \text{Contribución de Lift por el flap} = 0,8$$

$$C_{L_{TO}} = 0,306 + 0,8 = 1,106$$

$$V_R = 1,1V_S = 1,1 * 60 = 66 \text{ Knot} = 111,4 \text{ ft/s}$$

$$\rho @ \text{sea level} = 2,378 \times 10^{-3} \text{ slugs/ft}^3$$

$$S_{ref} = 115 \text{ ft}^2$$

$$L_{TO} = \frac{1}{2} (2,378 \times 10^{-3}) * (111,4)^2 * (1,106) * (115)$$

$$L_{TO} = 1876,75 \text{ lb}$$

$$\mu = 0,05^2$$

$$F_f = \mu N = 0,05(2000 - 1876,75) = 6,163 \text{ lb}$$

¹ Sección 4.2.7 Coeficiente de lift de la aeronave en crucero. Capítulo 4.

² Table 9.7 Friction coefficient for various runways SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: Wiley Publications, 2012, p.519

Se procede a determinar por cálculos la fuerza de drag:

$$D_{TO} = \frac{1}{2} \rho V_R^2 C_{D_{TO}} S_{ref}$$

$$C_{D_{TO}} = C_{D_{o_{TO}}} + K C_{L_{TO}}^2$$

$$C_{D_{o_{TO}}} = 0,035 \quad C_{L_{TO}} = 1,106$$

$$K = \frac{1}{\pi * e * AR} = \frac{1}{\pi * 0,85 * 7} = 0,053$$

$$C_{D_{TO}} = 0,035 + 0,053 * 1,106^2 = 0,099$$

$$D_{TO} = \frac{1}{2} (2,378 \times 10^{-3}) * (111,4)^2 * (0,099) * (115)$$

$$D_{TO} = 168 \text{ lb}$$

Se procede a determinar por cálculos el empuje:

$$T = \frac{P * \eta_P}{V_R}$$

En donde la potencia del motor seleccionado es $P = 180 \text{ hp}^2$, que esto equivale a $180 \text{ hp} = 99000 \text{ lb}^{ft}/s$, así mismo la eficiencia propulsiva al despegue es de $\eta_P = 0,6$.

$$T = \frac{99000 * 0,6}{111,4} = 533,213 \text{ lb}$$

Hallando las variables de empuje, drag, fuerza de rozamiento y teniendo la masa de la aeronave, se procede a despejar la ecuación de masa por aceleración, con el fin de hallar la aceleración en el momento de rodamiento para el despegue:

$$\frac{T - D - F_f}{m} = a$$

$$a = \frac{533,213 - 195,14 - 6,163}{2000} = 0,166 \text{ ft}/s^2$$

¹ Sección 2.3.4.1.2 Área Parasita. Capítulo 2.

² Sección 7.2 Selección del Motor. Capítulo 7.

2. Ecuación de fuerzas sobre el eje z, en donde al descomponerse se observa que la fuerza normal N , es igual al peso de la aeronave menos la suma de las fuerzas de sustentación del ala fuselaje y estabilizador horizontal.

Ecuación 74. Ecuación de sumatoria de fuerzas en el eje z.

$$\sum F_z = 0$$

Fuente. SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: John Wiley & Sons. 2013, p.519

$$L + N = W$$

$$N = W - (L_{wf} + L_h)$$

Se procede a determinar por cálculos el lift del estabilizador horizontal:

$$L_h = \frac{1}{2} \rho V_R^2 C_{L_h} S_h$$

Donde: $S_h = 20,2 \text{ ft}^2$ ¹ $C_{L_h} = -0,198$ ²

$$L_h = \frac{1}{2} (2,378 \times 10^{-3}) * (111,4)^2 * (0,198) * (20,2)$$

$$L_h = 59,015 \text{ lb}$$

Se procede a determinar por cálculos el lift del ala-fuselaje:

$$L_{TO} = L_{wf} + L_h \xrightarrow{\text{donde}} L_{wf} = L_{TO} - L_h$$

$$L_{wf} = 1876,75 - (59,015) = 1817,735 \text{ lb}$$

3. Ecuación de momento sobre el centro de gravedad, en donde al descomponerse se observa que el factor del momento de inercia sobre el tren de aterrizaje principal ($I_{yy_{mg}}$) con la aceleración angular es la suma y resta de algunos momentos:

Ecuación 75. Ecuación de momento sobre el centro de gravedad.

$$\sum M_{cg} = I_{yy_{mg}} \ddot{\theta}$$

Fuente. SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: John Wiley & Sons. 2013, p.519

¹ Sección 4.2.3 Superficie del Estabilizador Horizontal o Canard. Capítulo 4

² Sección 4.2.8 Coeficiente de lift deseado para el Canard. Capítulo 4

$$I_{yy_{mg}} \ddot{\theta} = -M_W + M_D - M_T + M_{L_{wf}} + M_{ac_{wf}} + M_{L_h} + M_a$$

Al sustituir estos momentos en la ecuación general se obtiene:

$$I_{yy_{mg}} \ddot{\theta} = -W(x_{mg} - x_{cg}) + D(z_D - z_{mg}) - T(z_T - z_{mg}) + L_{wf}(x_{mg} - x_{ac_{wf}}) \\ + M_{ac_{wf}} + L_h(x_{ac_h} - x_{mg}) + ma(z_{cg} - z_{mg})$$

Se procede a desarrollar las ecuaciones de momento:

$$M_W = W(x_{mg} - x_{cg}) = 2000(x_{mg})$$

$$M_D = D(z_D - z_{mg}) = 195,14 \text{ lb}(4,4 \text{ ft}) = 858,616 \text{ lb ft}$$

$$M_T = T(z_T - z_{mg}) = 533,213 \text{ lb}(4,4 \text{ ft}) = 2346,137 \text{ lb ft}$$

Para determinar el valor del momento de sustentación del ala-fuselaje se deben asumir los valores del centro aerodinámico, que se encuentra al 25% MAC, así mismo acuerdo Mohammad¹, se asume el centro de gravedad adelantado al 15% MAC y el centro de gravedad atrasado al 30% MAC:

$$x_{L_{wf}} = x_{mg} - (\bar{X}_{ac} - \bar{X}_{cg_{fwd}})\bar{C} = x_{mg} - (0,25 - 0,20) * 4,05$$

$$x_{L_{wf}} = x_{mg} - 0,2025$$

$$x_h = x_{ac_h} - x_{mg} = l_h + (\bar{X}_{ac} - \bar{X}_{cg_{fwd}})\bar{C} - x_{mg}$$

$$x_h = 12,7 + (0,25 - 0,20) * 4,05 - x_{mg}$$

$$x_h = 12,9 - x_{mg}$$

Se continúa con la sustitución en las ecuaciones de momento:

$$M_{L_{wf}} = L_{wf}(x_{mg} - x_{ac_{wf \text{ to } cg}}) = 1817,735 \text{ lb}(x_{mg} - 0,2025)$$

$$M_{L_h} = L_h(x_{ac_h} - x_{mg}) = 59,015 \text{ lb}(12,9 - x_{mg})$$

¹ Table 11.9 Recommended longitudinal cg locations for various aircraft. SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: Wiley Publications, 2012, p.609

$$M_a = ma(z_{cg} - z_{mg}) = 2000lb * 0,166 \text{ } \overset{ft}{/} \text{ } \overset{2}{s} (4,4 \text{ } \overset{ft}{/} \text{ } \overset{2}{s}) = 1460,8 \text{ } \overset{lb \text{ } ft}{/} \text{ } \overset{2}{s}$$

$$M_{ac_{wf}} = \frac{1}{2} \rho V_R^2 C_{m_{ac_{wf}}} S_{ref} \bar{C}$$

$$M_{ac_{wf}} = \frac{1}{2} (2,378 \times 10^{-3}) * (111,4)^2 * (-0,094) * (115) * (4,05)$$

$$M_{ac_{wf}} = -646 \text{ } \overset{lb \text{ } ft}{/} \text{ } \overset{2}{s}$$

En donde la aceleración angular $\ddot{\theta}^1$, se asume en $10 \text{ } \overset{deg}{/} \text{ } \overset{2}{s}$, y para hallar el momento de inercia sobre el eje longitudinal de la aeronave I_{yy} , se debe hacer uso de la ecuación 76, donde se calcula el momento de inercia sobre cualquier eje, calculando el momento de inercia sobre un eje paralelo que pase sobre el centro de masas, en donde I_O es el momento de inercia sobre el eje de rotación, I_C es el momento de inercia del centro de gravedad del objeto, d es la distancia entre el eje de rotación y el eje que pasa a través del centro de gravedad del objeto y m es la masa del objeto:

Ecuación 76. Ecuación de momento de inercia.

$$I_O = I_C + md^2$$

Fuente. SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: John Wiley & Sons. 2013, p.615

Inicialmente se halló el momento de inercia sobre el fuselaje, el cual su forma tiende a ser la de un cilindro

$$I_{yy_f} = \frac{m}{12} (6r^2 + L^2)$$

En donde la masa del fuselaje de la aeronave es de $171,6 \text{ } \overset{lb}{/}$, un diámetro de $4 \text{ } \overset{ft}{/}$, y una longitud del fuselaje de $20,8 \text{ } \overset{ft}{/}$

$$I_{yy_f} = \frac{171,6}{12} \left[6 \left(\frac{4}{2} \right)^2 + 20,8^2 \right] = 6529,95 \approx 6530 \text{ } \overset{slug \text{ } ft^2}{/}$$

El centro de gravedad de la aeronave se ubica a $11,67 \text{ } \overset{ft}{/}$ desde la nariz de la aeronave, entonces:

$$d = \frac{20,8}{2} - 11,67 = -1,27 \text{ } \overset{ft}{/}$$

El signo negativo indica que el centro de gravedad del fuselaje se encuentra $1,27 \text{ } \overset{ft}{/}$ por adelante del centro de gravedad de la aeronave:

¹ Table 9.6 Take-off rotational acceleration for various aircraft. SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: Wiley Publications, 2012, p.518

$$I_{yy} = I_{yy_f} + md^2 = 6530 + 171,6 (1,27)^2 = 6806,77 \text{ slug ft}^2$$

Buscando determinar la distancia del eje de referencia con respecto al tren de aterrizaje principal, se procede a realizar los debidos reemplazos en la ecuación general:

$$x_{mg} = \frac{I_{yy_{mg}} \ddot{\theta} - D(z_D - z_{mg}) + T(z_T - z_{mg}) - M_{ac_{wf}} - ma(z_{cg} - z_{mg}) - Wx_{cg} + L_{wf}x_{ac_{wf}} - L_hx_{ac_h}}{L_{wf} - L_h - W}$$

Sustituyendo todos los parámetros de la ecuación esta queda de la siguiente forma:

$$x_{mg} = \frac{6806,77 * \frac{10}{57,3} - 858,616 + 2346,137 - (-646) - 1460,8 + (1817,735 * 0,2025) - (59,015 * 12,9)}{1817,735 - 59,015 - 2000}$$

$$x_{mg} = \frac{1187,918 - 858,616 + 2346,137 + 646 - 1460,8 + 368,09 - 761,293}{-241,28}$$

$$x_{mg} = \frac{-1467,436}{-241,28} = -6,08$$

9. PESOS DE LA AERONAVE

En el diseño de los componentes principales de la aeronave se partió de una base de estimación del peso de la aeronave, ahora estos pesos se deben recalcular con el fin de poder lograr algunos cambios en los parámetros de la aeronave, como lo es el centro de gravedad. El cálculo de pesos de la aeronave se realiza tomando de los componentes la geometría, dimensiones y densidad de los materiales.

Esta fase es muy importante en la evolución del diseño de la aeronave, ya que es un proceso que se debe repetir algunas veces con el fin de encontrar el punto óptimo de diseño y precisión. Este paso servirá como una herramienta muy importante al realizar los análisis de estabilidad y control de la aeronave, ya que los componentes mayores de la aeronave se fabricaran con base a este cálculo de pesos.

9.1 DIVISIÓN DE LOS COMPONENTES MAYORES DE LA AERONAVE

En esta parte del proyecto se continúa haciendo uso de los conceptos e ideas a través expuestas a través del libro de diseño aeronáutico de Mohammad¹.

La precisión o exactitud que se obtenga en los cálculos de pesos de la aeronave influirán en los costos de fabricación, rendimiento y centro de gravedad de la aeronave. Este proceso es tan crítico que el incremento de peso de la aeronave en esta fase causa directamente el incremento en la velocidad de pérdida y una reducción en la velocidad máxima, rango, y rata de ascenso entre otros.

Es de tener en cuenta que no solo se puede indicar que entre el menor peso que posea la aeronave es lo mejor, ya que influyen directamente los costos de los materiales que se van a utilizar en su fabricación. La fabricación de una aeronave con materiales ligeros y altamente resistentes es muy costosa, así como fabricarla con materiales muy pesados y resistentes en su estructura se hará necesario un sistema de propulsión más robusto y una cantidad mayor de materiales, por esta razón también se debe hallar un peso óptimo.

El peso máximo de la aeronave al despegar (W_{TO}) está conformado por:

$$W_{TO} = W_E + W_P + W_C + W_F$$

Donde el peso de la carga paga o payload (W_P), es lo que la aeronave transportara como equipaje, pasajeros, carga. El peso de la tripulación (W_C), es el peso de las personas que son necesarias para llevar a cabo con éxito una misión de vuelo. El peso del combustible (W_F), se determina de acuerdo a las distancia y rendimiento de la aeronave. El peso vacío de la aeronave (W_E), está integrado por la estructura,

¹ SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: Wiley Publications, 2012, p.546

el motor, sistemas y equipo necesario para que la aeronave pueda operar. De la misma forma el grupo de estructura está integrado por alas, fuselaje, estabilizador horizontal y vertical, y tren de aterrizaje.

En la tabla 18, se puede observar el promedio de pesos por grupos de acuerdo a la configuración de la aeronave:

Tabla 18. Peso Promedio por Grupos de Algunas Aeronaves.

No.	Aircraft	Fuel weight (%)	Payload weight (%)	Crew (%)	Engine (%)	Structure (%)	Equipment (%)
1	Hang glider	0	75	75	0	25	0
2	Glider/sailplane	0	40	40	0	58	2
3	Human-powered	0	70	70	75 ^a	23	2
4	Model RC	5	55	0	6	32	2
5	Ultralight	3	42 ^b	21	20	32	3
6	Single-engine GA	10	8–30 ^c	8	23	30–52	2
7	Twin-engine GA	14	24	1	24	31	3
8	Agriculture	10	40	1	20	25	4
9	Subsonic transport	25	26.5	0.5	12	24	12
10	Supersonic fighter	16	40	1	13	20	10

Fuente: SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: Wiley Publications, 2012, p.554

9.2 CALCULO DE PESOS DE LA AERONAVE

Es necesario determinar el peso de los grupos y componentes de la aeronave, como aquellos que hacen parte de la estructura de la aeronave. Debido a la evolución del diseño de aeronave muchas casas fabricantes han creado o modificado para sus propósitos algunas técnicas para determinar estos pesos. Como se mencionó con anterioridad se hará uso de la teoría basada en el libro de Mohammad¹, en la cual hace uso de algunas ecuaciones que se demostraran posteriormente, en las cuales se hace uso de la relación del peso de los objetos y la densidad del material, así como de datos publicados de componentes. Para esto se hizo uso de la tabla 19, en la cual se obtiene la densidad de algunos materiales usados en la fábrica aeroespacial:

¹ SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: John Wiley & Sons, 2013 p.547

Tabla 19. Densidad de Materiales Aeroespaciales.

No.	Engineering materials	Density (kg/m ³)
1	Aerospace aluminum	2711
2	Fiberglass/epoxy	1800–1850
3	Graphite/epoxy	1520–1630
4	Low-density foam	16–30
5	High-density foam	50–80
6	Steel alloys	7747
7	Titanium alloys	4428
8	Balsa wood	160
9	Plastics (including Monokote)	900–1400

Fuente: SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: Wiley Publications, 2012, p.558

9.2.1 Peso del Ala

Para determinar el peso del ala intervienen diversos factores como los son la superficie alar, espesor del o de los perfiles alares, si tiene una o dos vigas, que tipo de material se hará uso para su construcción, geometría del ala entre otros:

Ecuación 77. Ecuación para el Peso del Ala.

$$W_W = S_W * MAC * \left(\frac{t}{C}\right)_{max} * \rho_{mat} * K_\rho * \left(\frac{AR * n_{ult}}{\cos(\Lambda_{0,25})}\right)^{0,6} * \lambda^{0,04} * g$$

Fuente. SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: John Wiley & Sons. 2013, p.560

Donde:

- (S_W) Superficie Alar: 115 ft²
- (MAC) Cuerda Media Aerodinámica: 4,05 ft
- $\left(\frac{t}{C}\right)_{max}$ Espesor máximo de la cuerda del perfil alar: 0,1893
- (ρ_{mat}) densidad del material: 2711 Kg/m³ = 169,242 lb/ft³
- (AR) relación de aspecto: 7

- $(\Lambda_{0,25})$ ángulo sweep a un cuarto de la cuerda: $17,41^\circ$
- (λ) taper ratio: 0,46
- (g) constante gravitacional $32,17 \text{ ft/s}^2$,
- (K_ρ) factor de densidad del ala: 0,0018 tomado de la tabla 10.8¹
- (n_{ult}) último factor de carga:

$$n_{ult} = 1,5 * n_{max} \quad 2$$

$$n_{ult} = 1,5 * 3,5 = 5,25$$

Reemplazando los valores se obtiene:

$$W_W = 115 * 4,05 * 0,1893 * 169,242 * 0,0018 * \left(\frac{7 * 5,25}{\cos(17,41)} \right)^{0,6} * 0,46^{0,04} * 32,17$$

$$W_W = 7488,17 \frac{\text{lb} * \text{ft}}{\text{s}^2}$$

La masa del ala de la aeronave se obtiene al dividir este valor por la gravedad:

$$m_W = \frac{W_W}{g} = \frac{7488,17}{32,17} = 232,77 \text{ lb}$$

9.2.2 Peso del Canard

Para hallar el peso del estabilizador horizontal o canard se utilizan un método similar al del ala en el cual intervienen factores como la superficie del canard, espesor del perfil alar, de la misma forma influye el tipo de configuración, material de fabricación, cuerda del canard y geometría entre otros:

Ecuación 78. Ecuación para el Peso del Estabilizador Horizontal o Canard.

$$W_{HT} = S_{HT} * MAC_{HT} * \left(\frac{t}{C} \right)_{maxHT} * \rho_{mat} * K_{\rho HT} * \left(\frac{AR_{HT}}{\cos(\Lambda_{0,25 HT})} \right)^{0,6} * \lambda_{HT}^{0,04} * \bar{V}_H^{0,3} * \left(\frac{C_e}{C_T} \right)^{0,4} * g$$

Fuente. SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: John Wiley & Sons. 2013, p.561

Donde:

- (S_{HT}) Superficie Estabilizador Horizontal: $20,2 \text{ ft}^2$

¹ SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: John Wiley & Sons, 2013 p.560

² Ibid. Tabla 10.9 p.561

- (MAC_{HT}) Cuerda Media Aerodinámica: 2,08 ft
- $\left(\frac{t}{C}\right)_{maxHT}$ Espesor máximo de la cuerda: 0,12
- (ρ_{mat}) densidad del material: $2711 \frac{Kg}{m^3} = 169,242 \frac{lb}{ft^3}$
- (AR_{HT}) relación de aspecto: 4,66
- $(\Lambda_{0,25_{HT}})$ ángulo sweep a un cuarto de la cuerda: 0°
- (λ_{HT}) taper ratio: 1
- $(\bar{V}_H^{0,3})$ Volumen: 0,55
- $\left(\frac{C_e}{C_T}\right)^{0,4}$ relación elevador – estabilizador: 0,25
- (g) constante gravitacional: $32,17 \frac{ft}{s^2}$
- $(K_{\rho_{HT}})$ factor de densidad: 0,025 tomado de la tabla 10.10¹

Reemplazando los valores se obtiene:

$$W_{HT} = 20,2 * 2,08 * 0,12 * 169,242 * 0,0025 * \left(\frac{4,66}{\cos(0)}\right)^{0,6} * 1^{0,04} * 0,55^{0,3} * 0,25^{0,4} * 32,17$$

$$W_{HT} = 827,9 \frac{lb * ft}{s^2}$$

La masa del estabilizador horizontal o canard de la aeronave se obtiene al dividir este valor por la gravedad:

$$m_{HT} = \frac{W_W}{g} = \frac{827,9}{32,17} = 25,73 \text{ lb}$$

9.2.3 Peso del Estabilizador Vertical

Para hallar el peso del estabilizador vertical intervienen factores como la superficie del estabilizador, espesor del perfil alar, material de fabricación, volumen del estabilizador, cuerda del estabilizador y geometría, se calculó mediante el uso de la ecuación 79:

Ecuación 79. Ecuación para el Peso del Estabilizador Vertical.

$$W_{VT} = S_{VT} * MAC_{VT} * \left(\frac{t}{C}\right)_{maxVT} * \rho_{mat} * K_{\rho_{VT}} * \left(\frac{AR_{VT}}{\cos(\Lambda_{0,25_{VT}})}\right)^{0,6} * \lambda_{VT}^{0,04} * \bar{V}_V^{0,2} * \left(\frac{C_r}{C_V}\right)^{0,4} * g$$

Fuente. SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: John Wiley & Sons. 2013, p.562

¹ SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: John Wiley & Sons, 2013 p.562

Donde:

- (S_{VT}) Superficie Estabilizador Horizontal: $38,2 \text{ ft}^2$
- (MAC_{VT}) Cuerda Media Aerodinámica: $5,41 \text{ ft}$
- $\left(\frac{t}{c}\right)_{maxVT}$ Espesor máximo de la cuerda: $0,1378$
- (ρ_{mat}) densidad del material: $2711 \text{ Kg}/\text{m}^3 = 169,242 \text{ lb}/\text{ft}^3$
- (AR_{VT}) relación de aspecto: $1,3$
- $(\Lambda_{0,25HT})$ ángulo sweep a un cuarto de la cuerda: $29,97^\circ$
- (λ_{VT}) taper ratio: $0,51$
- $(\bar{V}_H^{0,2})$ Volumen: $0,04$
- $\left(\frac{C_T}{C_V}\right)^{0,4}$ relación timón – estabilizador: $0,25$
- (g) constante gravitacional: $32,17 \text{ ft}/\text{s}^2$
- $(K_{\rho HT})$ factor de densidad: $0,070$ tomado de la tabla 10.10¹

Reemplazando los valores se obtiene:

$$W_{VT} = 38,2 * 5,41 * 0,1378 * 169,242 * 0,070 * \left(\frac{1,3}{\cos(29,97)}\right)^{0,6} * 0,51^{0,04} * 0,04^{0,2} * 0,25^{0,4} * 32,17$$

$$W_{VT} = 4063,63 \frac{\text{lb} * \text{ft}}{\text{s}^2}$$

La masa del estabilizador vertical de la aeronave se obtiene al dividir este valor por la gravedad:

$$m_{VT} = \frac{W_W}{g} = \frac{4063,63}{32,17} = 126,31 \text{ lb}$$

9.2.4 Peso del Fuselaje

Para hallar el peso del fuselaje intervienen factores como el volumen del fuselaje, configuración del fuselaje, material de fabricación, arreglo estructural del fuselaje, tipo de misión de la aeronave y se calculó mediante el uso de la ecuación 80:

Ecuación 80. Ecuación para el Peso del Fuselaje.

$$W_F = L_f * D_{f_{max}}^2 * \rho_{mat} * K_{\rho F} * n_{ult}^{0,25} * K_{inlet} * g$$

Fuente. SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: John Wiley & Sons. 2013, p.562

¹ SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: John Wiley & Sons, 2013 p.562

Donde:

- (L_f) Longitud del fuselaje: 20 ft
- (D_{fmax}) Máximo diámetro del fuselaje: 44 inch = 3,66 ft
- (ρ_{mat}) Densidad del material: 2711 $Kg/m^3 = 169,242 lb/ft^3$
- ($K_{\rho f}$) Factor de densidad: 0,0025 tomado de la tabla 10.11¹
- (K_{inlet}) Parámetro del tipo de inlet: 1
- (n_{ult}) Último factor de carga: 5,25
- (g) Constante gravitacional: 32,17 ft/s^2

Reemplazando los valores se obtiene:

$$W_F = 20 * 3,66^2 * 169,242 * 0,0025 * 5,25^{0,25} * 1 * 32,17$$

$$W_F = 5519,89 \frac{lb * ft}{s^2}$$

La masa del fuselaje de la aeronave se obtiene al dividir este valor por la gravedad:

$$m_F = \frac{W_F}{g} = \frac{5519,89}{32,17} = 171,58 lb$$

9.2.5 Peso del Tren de Aterrizaje

El tren de aterrizaje está compuesto por los strut, rines, neumáticos, amortiguadores, sistema hidráulico, sistema de retracción y sistema de frenos. Este peso influye directamente en el peso del aterrizaje de la aeronave. Así mismo influirá el tipo y configuración del tren de aterrizaje, velocidad y distancia de aterrizaje, material de fabricación. Para su cálculo se hace el uso de la ecuación 81:

Ecuación 81. Ecuación para el Peso del Tren de Aterrizaje.

$$W_{LG} = K_L * K_{ret} * K_{LG} * W_L * \left(\frac{H_{LG}}{b}\right) * n_{ult_{land}}^{0,2}$$

Fuente. SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: John Wiley & Sons. 2013, p.563

Donde:

- (b) Envergadura: 28,4 ft

¹ SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: John Wiley & Sons, 2013 p.563

- (K_L) Factor para el lugar de aterrizaje: 1
- (K_{LG}) Factor del peso del tren de aterrizaje: 0,55¹
- (K_{ret}) Factor para el tren de aterrizaje: 1,04 (tren de aterrizaje fijo y retráctil)
- (H_{LG}) Altura del tren de aterrizaje: 2,4 ft
- (n_{ult}) Último factor de carga para aterrizaje: 5,25
- (W_L) Peso al aterrizaje: 1900 lb.

Reemplazando los valores se obtiene:

$$W_{LG} = 1 * 1,04 * 0,55 * 1900 * \frac{2,4}{28,4} * 5,25^{0,2}$$

$$W_{LG} = 127,96 \text{ lb} = m_{LG}$$

9.2.6 Peso del Motor y su Instalación

Para hallar el peso del motor, depende de la selección del diseñador o equipo de diseño de la aeronave. El peso del motor se encuentra en los datos o características de la empresa fabricante. Sin embargo cuando se habla de la instalación intervienen otros factores como la pared de fuego, tipo de montaje, carenaje, en caso de ubicarse en las alas el nacelle, el pylon, entradas de aire, sistema de inicio y se calculó mediante el uso de la ecuación 82:

Ecuación 82. Ecuación para el Peso del Motor e Instalación.

$$W_{E_{ins}} = K_E * N_E * (W_E)^{0,9}$$

Fuente. SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: John Wiley & Sons. 2013, p.564

Donde:

- (N_E) Numero de motores: 1
- (K_E) Factor del peso del motor para el sistema de unidades inglés: 2,6
- (W_E) Peso del motor: Lycoming IO-360-J : 323 lb

Reemplazando los valores se obtiene:

$$W_{E_{ins}} = 2,6 * 1 * 323^{0,9}$$

$$W_{E_{ins}} = 471,25 \text{ lb} = m_{E_{ins}}$$

¹ SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: John Wiley & Sons, 2013 p.564

9.2.7 Peso del Sistema de Combustible

Para hallar el peso del sistema de combustible se incluyen otros dispositivos como tuberías, mangueras, bombas, tanques y válvulas. Así mismo depende del tipo de combustible, número y ubicación de los tanques de combustible y de la cantidad de motores. Sin embargo para la aviación general se calcula mediante el uso de la ecuación 83:

Ecuación 83. Ecuación para el Peso del Sistema de Combustible.

$$W_{FS} = K_{fs} * \left(\frac{W_{fuel}}{\rho_f} \right)^{nfs}$$

Fuente. SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: John Wiley & Sons. 2013, p.564

Donde:

- (W_{fuel}) Peso del combustible: 388 lb
- (K_{fs}) Factor del sistema de combustible: 2 (aeronave monomotor)
- (n_{fs}) Último factor de carga para fuel system : 0,667 (aeronave monomotor)
- (ρ_f) Densidad del combustible: 5,87 lb/gal gasolina de aviación

Reemplazando los valores se obtiene:

$$W_{FS} = 2 * \left(\frac{388}{5,87} \right)^{0,667}$$

$$W_{FS} = 32,74 \text{ lb}$$

9.2.8 Peso de Otros Equipos y Sub-sistemas

Una aeronave se encuentra equipada con una variedad de sub-sistemas, como el de transmisión de potencia para el control de superficies, sistema hidráulico, sistema eléctrico, equipos de aviónica, sistema de aire acondicionado, sistema anti-hielo entre otros, los cuales pueden estar entre el 3% al 8% del peso para el despegue de la aeronave. Para determinar este peso haremos uso de la tabla 10,14¹ en la que se muestra el desglose del peso para algunos componentes una muestra de

¹ SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: John Wiley & Sons, 2013 p.567

aeronaves, tomando como guía la aeronave Cessna 172 con peso máximo al despegue de 2200 lb. En la cual se tomara los siguientes pesos:

- Instrumentos de navegación: 7 lb.
- Sistema hidráulico/neumático: 3 lb.
- Sistema Eléctrico: 41 lb.
- Asientos: 90 lb.

10. CENTROS DE GRAVEDAD DE LA AERONAVE

El centro de gravedad es el punto en el cual una aeronave debe balancearse cuando está suspendida. Su distancia desde la línea de referencia es determinada al dividir el momento total por el peso total de la aeronave.¹

La ubicación del centro de gravedad afecta directamente el rendimiento y las condiciones de aeronavegabilidad de la aeronave, ya que la distribución de pesos de los componentes de la aeronave, estará influyendo continuamente. Así mismo desde este punto se someterán a prueba la aeronave en sus características de estabilidad, control, análisis de ajustes y cualidades de manejo. Este será el centro del sistema de ejes sobre los cuales se basan la mayoría de cálculos del proceso de diseño.

Los límites del centro de gravedad es el rango de distancias entre el centro de gravedad más adelantado y el más atrasado, y lograr que el balance de pesos y cargas se desplace dentro esta región es uno de los principales objetivos del diseño de la aeronave, sin dejar a un lado el efecto del gasto de combustible a medida que la aeronave se desplaza, cambiando continuamente su centro de gravedad. El centro de gravedad atrasado influye en la estabilidad longitudinal y direccional, de la misma forma el centro de gravedad adelantando influye principalmente en el control longitudinal y direccional. Así mismo influyen directamente en el diseño y tamaño de los estabilizadores vertical y horizontal.

La distribución de pesos en vuelo y por ende del centro de gravedad afecta directamente el rendimiento, estabilidad y control de la aeronave, por lo que la variación del centro de gravedad en vuelo determinara si esta es estable, controlable y segura.

Mohammad indica que una regla de oro para la mejor ubicación del centro de gravedad, es cerca del centro aerodinámico ala/fuselaje (ac_{wf}). Esto debido a que las fuerzas aerodinámicas de lift y drag son producidas sobre este punto. Para analizar la estabilidad y control de una aeronave es necesario determinar el centro de gravedad de la aeronave, el rango del centro de gravedad y los momentos de inercia en los tres ejes x, y, z.

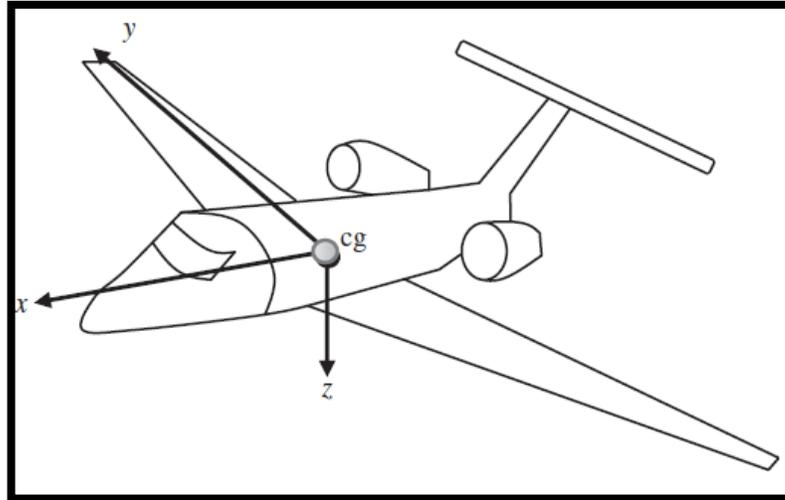
10.1 CÁLCULO DEL CENTRO DE GRAVEDAD DE LA AERONAVE

El centro de gravedad total de una aeronave se determina a partir de la ubicación de los centros de gravedad de otros componentes, como alas, fuselaje, estabilizador horizontal y vertical, motor, tren de aterrizaje, carga paga, combustible y tripulación.

¹ SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: Wiley Publications, 2012, p.575

Este centro de gravedad se determina a partir del sistema de ejes sobre el fuselaje o cuerpo de la aeronave, como se observa en la figura 130.

Figura 130. Sistema de ejes coordinados sobre el fuselaje



Fuente: SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: Wiley Publications, 2012, p.579

Donde el eje x , se encuentra a lo largo del fuselaje, el eje y hacia lo ancho y el eje z , hacia arriba y abajo de la aeronave. Este sistema de ejes debe tener una línea de referencia con respecto a la aeronave, para lo cual se recomienda que en el eje x tomar una línea vertical que pase sobre el primer punto de la aeronave, el cual es la punta de la nariz. La línea de referencia sobre el eje y , debería ser la línea central del eje del fuselaje, con la cual se formaría el plano xz . La línea de referencia en el eje z , se recomienda utilizar el nivel del suelo que es la superficie de contacto entre las llantas del tren de aterrizaje y el suelo. Cuando la aeronave esta con su peso máximo al despegue, está indicando que se encuentra con la máxima carga paga, el máximo combustible y la máxima tripulación, que a su vez es la suma del peso de todos los componentes que integran la aeronave:

$$\sum W_i = W_{TO}$$

$$\sum W_i = W_W + W_F + W_{HT} + W_{VT} + W_E + W_{LG} + W_{PL} + W_{fuel} + W_C + \dots$$

Donde:

W_W : Peso del ala

W_F : Peso del fuselaje

W_{HT} : Peso del estabilizador vertical

W_{VT} : Peso del estabilizador horizontal

W_E : Peso del motor

W_{LG} : Peso del tren de aterrizaje

W_{PL} : Peso de la carga paga

W_{fuel} : Peso del combustible

W_C : Peso de la tripulación

Entonces para determinar el centro de gravedad (cg) de cada componente es necesario determinar la posición del mismo encada eje coordinado, y para hallar el centro de gravedad en cada eje se tienen las siguientes ecuaciones:

$$X_{cg} = \frac{\left[\sum W_W x_W + W_F x_F + W_{HT} x_{HT} + W_{VT} x_{VT} + W_E x_E \right] + W_{LG} x_{LG} + W_{PL} x_{PL} + W_{fuel} x_{fuel} + W_C x_C + \dots}{\sum W_i}$$

$$Y_{cg} = \frac{\left[\sum W_W y_W + W_F y_F + W_{HT} y_{HT} + W_{VT} y_{VT} + W_E y_E \right] + W_{LG} y_{LG} + W_{PL} y_{PL} + W_{fuel} y_{fuel} + W_C y_C + \dots}{\sum W_i}$$

$$Z_{cg} = \frac{\left[\sum W_W z_W + W_F z_F + W_{HT} z_{HT} + W_{VT} z_{VT} + W_E z_E \right] + W_{LG} z_{LG} + W_{PL} z_{PL} + W_{fuel} z_{fuel} + W_C z_C + \dots}{\sum W_i}$$

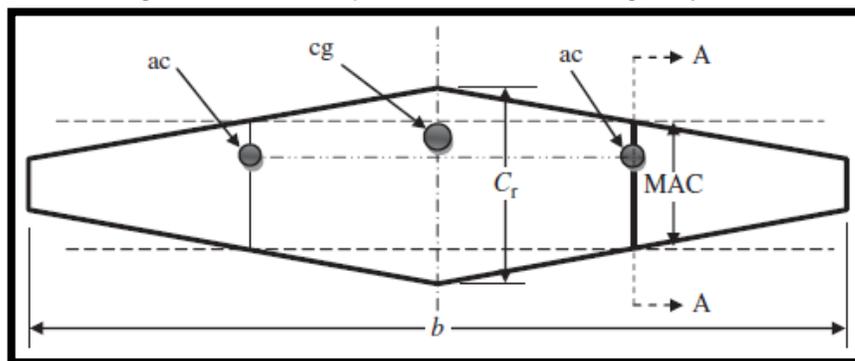
Estas ecuaciones variarían de acuerdo a los componentes de cada aeronave. En la tabla 11.1¹ del libro de diseño de Mohammad, se puede observar la descripción detallada de elementos que componen subsistemas, sistemas y grupos. De los tres centros de gravedad el que adquiere mayor importancia es el del eje x , debido a que la variación de este afecta considerablemente la estabilidad y control de la aeronave. Con el fin de simplificar los cálculos el cg sobre el eje x , se expresa en términos de la **Cuerda Media Aerodinámica (MAC)**, debido a que el cg frecuentemente se halla cerca del cuarto de la cuerda del MAC.

En la figura 131, se observa la ubicación del centro de gravedad (**cg**) sobre la línea de referencia del eje x , y la ubicación del centro aerodinámico (**ac**) sobre la **MAC**.

En la figura 132, se observa que la distancia del cg con respecto al borde de ataque del perfil sobre la MAC se llamara h , y en términos de la MAC se llamara hC . Así mismo la distancia del centro aerodinámico con respecto al borde de ataque del perfil sobre la MAC se llamara h_0C .

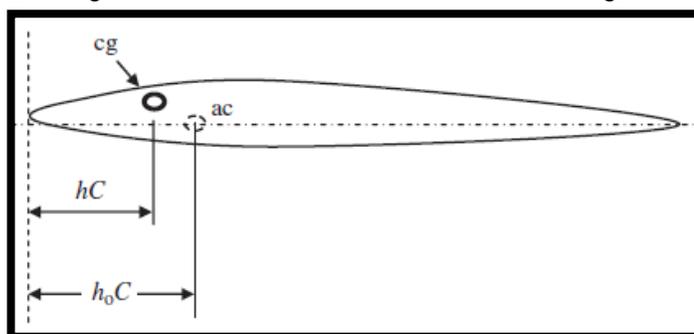
¹ SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: Wiley Publications, 2012, p.581

Figura 131. Vista superior ala – ubicación cg, ac y MAC



Fuente: SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: Wiley Publications, 2012, p.584

Figura 132. Vista lateral A-A ala – ubicación cg, ac



Fuente: SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: Wiley Publications, 2012, p.584

10.2 UBICACIÓN DEL CENTRO DE GRAVEDAD LONGITUDINAL

El centro de gravedad sobre el eje longitudinal es el más importante, ya que tiene influencia directa sobre el control, ajuste, estabilidad, y condiciones de manejo longitudinal, desempeño de la aeronave al despegar y aterrizar, de la misma forma afecta en el diseño del elevador. El centro de gravedad de la aeronave tiene unos límites permitidos hacia adelante y hacia atrás, de los cuales no es conveniente sobrepasar debido a que puede ocasionar una pérdida de control de la aeronave en vuelo, siendo en ocasiones irre recuperable. En el diseño de una aeronave es de vital importancia que en cualquier fase del vuelo, y con diferentes configuraciones de carga y peso, el centro de gravedad se mantenga dentro de los límites permitidos.

Para expresar el centro de gravedad en términos de porcentaje de la cuerda media aerodinámica (MAC), se procede a tomar la distancia del centro de gravedad y restar la distancia desde la línea de referencia hasta el borde de ataque de la MAC, esto dividido por la MAC.

$$h = \bar{X}_{cg} = \frac{X_{cg} - X_{LEMAC}}{\bar{C}}$$

El comportamiento de la aeronave varía según la posición del centro de gravedad, teniendo características muy diferentes si este se encuentra adelantado o atrasado.

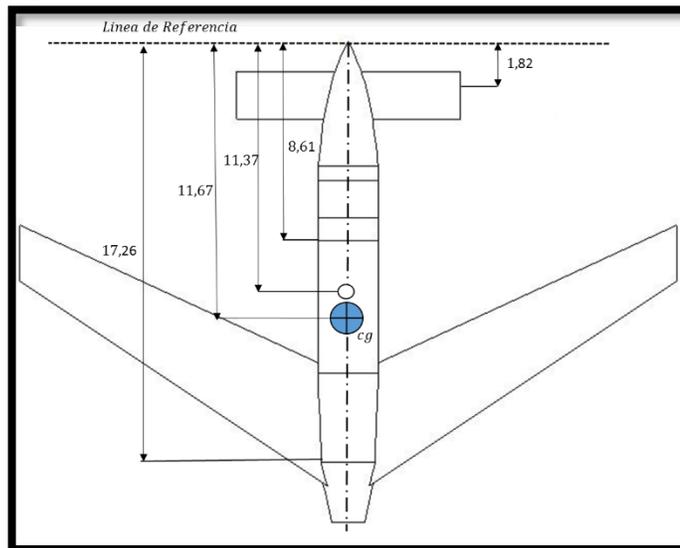
Para proceder a determinar el centro de gravedad de la aeronave en el eje x , se utilizan los pesos de la aeronave obtenidos en el capítulo 9, y las distancias de los centros de gravedad de cada componente con respecto a la línea de referencia:

Cuadro 24. Pesos y distancias del cg de cada componente a la línea de referencia

No.	Componente	Masa (Lb)	Xcg (ft)	Mi*Xcg
1	Alas	232,77	11,67	2716,426
2	Canard	25,73	1,82	46,829
3	Estabilizador Vertical	126,31	17,26	2180,111
4	Motor	471,25	19,45	9165,813
5	Fuselaje	171,58	11,37	1950,865
6	Piloto-pasajero	360	8,61	3099,600
7	Tren de Aterrizaje	127,96	11,67	1493,293
8	Combustible	388	11,67	4527,960
9	Sistema de Combustible	32,74	11,37	372,254
10	Sistemas	141	10,94	1542,540
11	Equipaje	80	16,27	1301,600

Fuente: Autores del proyecto

Figura 133. Distancias con respecto a la línea de referencia



Fuente: Autores del proyecto

Se hace uso de la siguiente ecuación para determinar el centro de gravedad de la aeronave, sobre el eje longitudinal con el peso máximo al despegar:

$$X_{cg} = \frac{\sum_{i=1}^{11} m_i x_{cgi}}{\sum_{i=1}^{11} m_i}$$

$$X_{cg} = \frac{\left[(232,77 * 11,67) + (25,73 * 1,82) + (126,31 * 17,26) + (471,25 * 19,45) + (171,58 * 11,37) \right. \\ \left. + (360 * 8,61) + (127,96 * 11,67) + (388 * 11,67) + (32,74 * 11,37) + (141 * 10,94) + (80 * 16,27) \right]}{232,77 + 25,73 + 126,31 + 471,25 + 171,58 + 360 + 127,96 + 388 + 32,74 + 141 + 80}$$

$$X_{cg} = \frac{\left[(2716,43) + (46,83) + (2180,11) + (9165,81) + (1950,86) \right. \\ \left. + (3099,6) + (1493,3) + (4527,96) + (372,25) + (1542,54) + (1301,6) \right]}{2157,34}$$

$$X_{cg} = \frac{28397,29}{2157,34} = 13,16 \text{ ft}$$

La distancia entre el centro de gravedad de la aeronave y el leading edge del ala:

$$X_{cg} - X_{LE} = 13,16 - 15,15 = -1,99 \text{ ft}$$

El signo negativo en el resultado, indica que el leading edge o borde de ataque está más atrasado que el centro de gravedad. Se procede a determinar el centro de gravedad en porcentaje de la MAC:

$$h = \bar{X}_{cg} = \frac{13,16 - 13,50}{4,05} = -0,084$$

El centro de gravedad de la aeronave está localizado al 8,4% de la cuerda media aerodinámica del ala o MAC.

10.3 CENTRO DE GRAVEDAD ADELANTADO Y ATRASADO

Desde el inicio de una operación, el centro de gravedad de la aeronave está cambiando continuamente, ya sea por la quema de combustible o el cambio de posición de carga o pasajeros, así como del diseño y disposición de los diferentes componentes que integran la aeronave, como alas, fuselaje, estabilizadores, motor, posición de los tanques del combustible, sistemas, entre otros.

Debido a que una aeronave puede generar diversas configuraciones de carga y distribución de peso, se debe determinar la ubicación del centro de gravedad más adelantado y más atrasado, para lo cual se hará uso del método de la aproximación sistemática, el cual determina la variación del centro de gravedad para diferentes escenarios de carga.

Este método descrito por Mohammad¹, hace mención al término “*removable load*” que significa carga extraíble o desmontable, que hace referencia a una carga útil o no útil que puede ser removida de la aeronave y esta permanecerá en óptimas condiciones para realizar un vuelo seguro. En esta carga desmontable se incluye combustible, carga, pasajeros, víveres, equipaje, sin embargo lo único que excluye es un piloto, el cual es necesario para comandar la aeronave. A continuación se explica este método:

1. Determinar el peso máximo de despegue de la aeronave.
2. Determinar el centro de gravedad de la aeronave con el peso máximo de despegue en el eje longitudinal, al cual se le llamara X_{cg_1} .
3. Identificar todas las cargas desmontables y sus centros de gravedad.
4. Remover cualquier carga desmontable la cual su centro de gravedad se encuentre por delante del centro de gravedad de la aeronave, calculado en paso 2. Calcular el centro de gravedad en el eje longitudinal excluyendo esas cargas, haciendo uso de la siguiente ecuación:

$$X_{cg_2} = \frac{\sum_{j=1}^{n-k_1} x_{cg_j} m_j}{\sum_{j=1}^n m_j - \sum_{j=1}^{k_1} m_j}$$

Este centro de gravedad (X_{cg_2}) será asumido como el cg más atrasado de la aeronave ($X_{cg_{aft}}$) a partir de este momento. El parámetro k_1 indica el número de cargas desmontables que se encuentran por delante de X_{cg_1} .

5. Verificar si cualquier carga removible se encuentra por delante de $X_{cg_{aft}}$ hallado en el paso 4. Si es así, calcular nuevamente el centro de gravedad excluyendo la nueva carga removible y ahora se tomara este nuevo cg como el más atrasado de la aeronave ($X_{cg_{aft}}$). Este proceso se deberá realizar hasta que no hayan elementos o cargas removibles que se encuentren por delante del $X_{cg_{aft}}$.
6. Sacar cualquier carga removible que el centro de gravedad se encuentre por atrás del centro de gravedad calculado en el paso 2. Calcular el centro de gravedad en el eje longitudinal excluyendo esas cargas, haciendo uso de la siguiente ecuación:

$$X_{cg_3} = \frac{\sum_{j=1}^{n-k_2} x_{cg_j} m_j}{\sum_{j=1}^n m_j - \sum_{j=1}^{k_2} m_j}$$

Este centro de gravedad (X_{cg_3}) será asumido como el cg más adelantado de la aeronave ($X_{cg_{for}}$) a partir de este momento. El parámetro k_2 indica el número de cargas desmontables que se encuentran por detrás de X_{cg_1} .

¹ SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. New Hampshire: Wiley Publications, 2012, p.599

7. Verificar si cualquier carga removible se encuentra por detrás de $X_{cg_{for}}$ hallado en el paso 6. Si es así, calcular nuevamente el centro de gravedad excluyendo la nueva carga removible y ahora se tomara este nuevo cg como el más adelantado de la aeronave ($X_{cg_{for}}$). Este proceso se deberá realizar hasta que no hayan elementos o cargas removibles que se encuentren por detrás del $X_{cg_{for}}$.
8. Determinar el rango no dimensional del centro de gravedad en el eje longitudinal (ΔX_{cg}), o la distancia entre el centro de gravedad más atrasado y más adelantado:

$$\Delta X_{cg} = \frac{X_{cg_{aft}} - X_{cg_{for}}}{\bar{C}}$$

A continuación se hallara el centro de gravedad más adelantado y más atrasado, así como la distancia entre estos, teniendo en cuenta que haciendo uso del anterior método descrito:

Paso 1: Determinar el peso máximo al despegue. En el capítulo anterior 10.2 se logró determinar por el peso de los componentes el peso máximo al despegue de la aeronave.

$$W_{TO} = 2157,34 \text{ lb}$$

Paso 2: X_{cg} para el peso máximo al despegue. Así mismo se determinó el cg.

$$X_{cg} = 13,16 \text{ ft}$$

Paso 3: Identificar las cargas removibles. Se identifican las cargas desmontables, su centro de gravedad y su posición respecto al X_{cg1} .

Tabla 20. Cargas removibles y la ubicación de su cg

Componente	Masa (Lb)	Xcg (ft)	Ubicación
Piloto 1	180	6,9	Adelate Xcg1
Piloto 2 / Pasajero	180	10,3	Adelate Xcg1
Combustible	388	11,67	Adelate Xcg1
Equipaje	80	16,27	Atrás Xcg1

Fuente: Autores del proyecto

Paso 4. Remover cualquier carga desmontable que se encuentre por delante del centro de gravedad. Para poder comparar el cg del paso 2, y el nuevo centro de gravedad, se deben desmontar un piloto, equipaje y solo se deja parte del combustible (100 lb).

$$X_{cg_2} = \frac{\sum_{j=1}^{11-2} x_{cgj} m_j}{\sum_{j=1}^{11} m_j - \sum_{j=1}^2 m_j}$$

$$X_{cg_2} = \frac{[28397,29 - (180 * 10,3) - (288 * 11,67)]}{2157,34 - (180) - (288)}$$

$$X_{cg_2} = \frac{23182,33}{1689,34} = 13,72 \text{ ft}$$

Paso 5. El centro de gravedad más atrasado. Se verifica si alguno de los componentes removibles se encuentran por delante de este nuevo de cg. En este caso no hay ningún otro componente por delante del cg.

Paso 6. Remover cualquier carga desmontable que se encuentre por atrás del centro de gravedad. Solo hay un elemento que se encuentre por detrás del centro de gravedad X_{cg1} , que es el equipaje se procede a calcular este centro de gravedad.

$$X_{cg_3} = \frac{\sum_{j=1}^{11-1} x_{cgj} m_j}{\sum_{j=1}^{11} m_j - \sum_{j=1}^1 m_j}$$

$$X_{cg_3} = \frac{[28397,29 - (80 * 16,27)]}{2157,34 - (80)}$$

$$X_{cg_3} = \frac{27095,69}{2077,34} = 13,04 \text{ ft}$$

Paso 7. El centro de gravedad más adelantado. Se verifica si alguno de los componentes removibles se encuentran por atrás de este nuevo de cg. En este caso no hay ningún otro componente removible por atrás del cg.

Paso 8. El rango del centro de gravedad.

$$\Delta X_{cg} = \frac{X_{cg_{aft}} - X_{cg_{for}}}{\bar{C}} = \frac{13,72 - 13,04}{4,05} = 0,168$$

Lo que nos indica que el rango del centro de gravedad es de 16,8 % de la cuerda media aerodinámica (MAC).

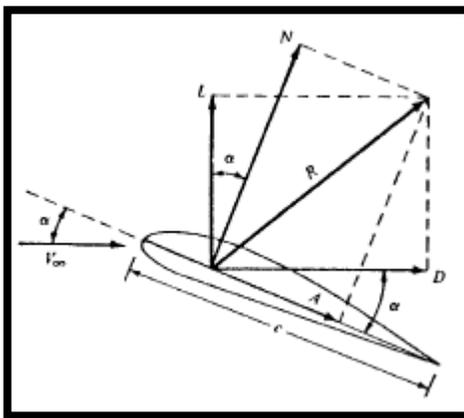
11. SIMILARIDAD DINÁMICA

Con el fin de determinar que los valores de los coeficientes de lift y drag en pruebas realizadas en el túnel de viento a una aeronave a escala, sean similares a los que se pueden obtener en una aeronave a full escala, se debe realizar un conjunto de cálculos que se denominan similaridad dinámica.

Esta similaridad dinámica consiste en igualar ciertas condiciones de los fluidos a las que se realizaran las pruebas en el modelo y la aeronave.

Como se puede observar en la figura 134, los diferentes parámetros que intervienen en la fuerza resultante de un flujo sobre un perfil alar:

Figura 134. Resultante de las Fuerzas Aerodinámicas



Fuente: ANDERSON, Jhon D. Fundamentals of Aerodynamics, McGraw-Hill, 1984 p.14

Así mismo R es el resultado de la variación de la densidad ρ_∞ , velocidad V_∞ , viscosidad dinámica μ_∞ , velocidad del sonido a_∞ y cuerda c .

Ecuación 84. Resultante de las Fuerzas Aerodinámicas

$$R = f(\rho_\infty, V_\infty, c, \mu_\infty, a_\infty)$$

Fuente. ANDERSON, Jhon D. Fundamentals of Aerodynamics, McGraw-Hill, 1984 p.22

11.1 PARÁMETROS NO DIMENSIONALES

Los anteriores parámetros o variables poseen unas dimensiones físicas, las cuales al realizar un análisis dimensional las podemos sintetizar o dos parámetros o conceptos que no poseen una forma dimensional.

11.1.1 Número Mach

Con este parámetro es posible determinar el comportamiento de un fluido. Citando la ecuación 44, se define el número mach de un fluido en una corriente libre:

$$M_{\infty} = \frac{V_{\infty}}{a_{\infty}}$$

Este número indica los cambios de compresibilidad, indicando que cambios en la densidad del fluido se deben a cambios en la presión¹. En corrientes libres con número mach bajo, la densidad de fluido no presenta cambios significativos por la variación de la presión. En corrientes libres un número mach bajo $M_{\infty} < 0,3$.

En el proyecto se calculó que el número mach en el que se están realizando las pruebas aerodinámicas de los perfiles y de la aeronave es de 0,227. Es decir que la velocidad del fluido está por debajo de la velocidad del sonido o a un régimen subsónico, lo que lleva a concluir que este parámetro no es de relevancia en la similitud dinámica para el proyecto.

11.1.2 Número Reynolds

Este es otro parámetro no dimensional con el cual es posible determinar el comportamiento de un fluido, este indica la importancia de los efectos de la viscosidad del fluido. El número de Reynolds es inversamente proporcional a la viscosidad, en donde un alto valor del número de Reynolds indica que la viscosidad no influye de gran manera en el comportamiento del fluido. En la ecuación 85 se puede determinar que parámetros influyen en este, donde l_{ref} es la longitud de referencia o cuerda del perfil, μ_{∞} es la viscosidad dinámica:

Ecuación 85. Número Reynolds Parámetro Longitud de Referencia

$$Re_{\infty} = \frac{\rho_{\infty} V_{\infty} l_{ref}}{\mu_{\infty}}$$

Fuente. DAMORFAL, David. DRELA, Mark. URANGA, Alejandra. Introduction to Aerodynamics, edx Course: MIT. 16101, 2015 p.40

El flujo de una corriente libre al entrar en contacto con una superficie sólida disminuye su velocidad debido a que sus partículas entran en fricción, creando una capa sobre esta superficie llamada capa límite. Esta capa límite y la estela formada por el flujo y el cuerpo son regiones con una menor velocidad que la corriente libre, por esta razón la capa límite será más delgada a medida que el número Reynolds van en aumento y el flujo se comportará como no viscoso.

¹ DAMORFAL, David. DRELA, Mark. URANGA, Alejandra. Introduction to Aerodynamics, edx Course: MIT. 16101, 2015 p.38

11.2 FLUJOS SIMILARES

Se puede considerar que dos flujos son dinámicamente similares cuando:

1. Los cuerpos o sólidos son geoméricamente similares para ambos flujos.
2. Los parámetros de similaridad son los mismos.
3. Los coeficientes de fuerza son los mismos.

Para aplicaciones de aerodinámica los parámetros de similaridad dominantes son el número Reynolds Re , y el número Mach M . Por lo que se puede determinar que al someter dos flujos sobre dos cuerpos geoméricamente similares al mismo ángulo de ataque y a los números Reynolds y Mach estos son dinámicamente similares, entonces los coeficientes de lift, drag y momento serán idénticos para ambos cuerpos.

El punto clave para la validación de las pruebas en el túnel de viento, es alcanzar los mismos valores de los números Reynolds y Mach de la aeronave a full escala en vuelo libre, lo que permitirá que en el modelo a escala se pueda obtener los mismos datos de los coeficientes de momento, lift y drag a los que la aeronave podría verse exigida.

El estado de similaridad dinámica se alcanza cuando:

$$C_{L\ full} = C_{L\ escala} \quad C_{D\ full} = C_{D\ escala}$$

Si se obtiene

$$M_{\infty\ full} = M_{\infty\ escala} \quad Re_{\infty\ full} = Re_{\infty\ escala} \quad \alpha_{\ full} = \alpha_{\ escala}$$

11.3 CALCULOS PARA PRUEBAS EN TUNEL DE VIENTO

El punto clave para determinar el comportamiento de la aeronave es cuando esta se encuentra a la altura y velocidad crucero, por lo que se determinara estas condiciones, y a las cuales se ubica el túnel de viento en el cual se proyecta realizar las pruebas.

Es de importancia recordar que si la velocidad crucero de la aeronave es más baja que el número Mach 0.3, entonces este parámetro en la similaridad dinámica no se tendrá en cuenta. Se buscara hallar la similaridad dinámica basados en el número Reynolds y ángulo de ataque.

11.3.1 Condiciones de la aeronave a altitud crucero

Altura Crucero = 8000 ft

$\rho = \text{densidad} = 0,001869 \text{ slugs/ft}^3$

$V_c = \text{Velocidad crucero} = 146 \text{ Knots} = 246,42 \text{ ft/s}$

$a = \text{Velocidad del sonido} = 1086 \text{ ft/s}$

$\mu = \text{Viscosidad Dinámica} = 3,557 \times 10^{-7} \text{ slugs/ft-s}$

$l_{ref} = \text{longitud de referencia} = \bar{C}_w = 4,05 \text{ ft}$

$$Re_{\infty full} = \frac{(0,001869 \text{ slugs/ft}^3)(246,42 \text{ ft/s})(4,05 \text{ ft})}{3,557 \times 10^{-7} \text{ slugs/ft-s}}$$

$$Re_{\infty full} = 5'243.924$$

11.3.2 Condiciones del túnel de pruebas

Al no tener datos concretos de las condiciones atmosféricas a la altura de la ciudad de Bogotá que es de 8660 ft, lugar se encuentra ubicado el túnel de pruebas. Se procede a realizar una interpolación entre los datos obtenidos por tablas de 8000 ft y 9000 ft, obteniéndose los siguientes valores:

Altura a nivel de Bogotá = 2640 m = 8660 ft

$\rho = \text{densidad} = 0,001831 \text{ slugs/ft}^3$

$V_{max} = \text{Velocidad maxima del tunel} = 40 \text{ m/s} = 131,23 \text{ ft/s}$

$a = \text{Velocidad del sonido} = 1083,36 \text{ ft/s}$

$\mu = \text{Viscosidad Dinámica} = 3,543 \times 10^{-7} \text{ slugs/ft-s}$

Se busca hallar la cuerda media aerodinámica del ala para nuestro modelo a escala, por esta razón se despeja la ecuación del número de Reynolds:

$$Re_{\infty} = \frac{\rho_{\infty} V_{\infty} l_{ref}}{\mu_{\infty}} \implies l_{ref} = \frac{Re_{\infty} \mu_{\infty}}{\rho_{\infty} V_{\infty}}$$

$$l_{ref} = \frac{(5'243.924)(3,543 \times 10^{-7} \text{ slugs/ft-s})}{(0,001831 \text{ slugs/ft}^3)(131,23 \text{ ft/s})}$$

$$l_{ref} = \frac{1,858}{0,240} = 7,741 \text{ ft}$$

Cuerda Media Aerodinámica del
Proyecto
4,05 ft

Cuerda Media Aerodinámica para el
modelo en el túnel de viento
7,74 ft

Se analiza que las condiciones que posee el túnel de viento, y la velocidad que éste puede alcanzar, arroja que el resultado de la longitud de referencia o cuerda media aerodinámica del modelo a escala, es mucho mayor que la longitud de la cuerda media aerodinámica del prototipo de la aeronave.

Esto indica, que teniendo en cuenta las características el túnel de viento, se hace necesario un modelo de la aeronave con dimensiones mucho mayores que el prototipo real de la aeronave, siendo una condición desde todo punto de vista no viable.

Solo es posible realizar la escala del prototipo y visualizar las corrientes de flujo sobre el modelo.

12. ESTUDIO EN EL TUNEL DE VIENTO

En el presente capítulo se expone el estudio realizado y los resultados obtenidos en pruebas realizadas en el túnel de viento de la Fundación Universitaria Los Libertadores, con el fin de analizar principalmente el comportamiento del fluido a través de la aeronave diseñada en el presente trabajo de grado. Se recolectaron datos de fuerzas de sustentación, arrastre y momento, así mismo se realizó un análisis complementario, teniendo en cuenta el estudio realizado en el capítulo 10. Similitud Dinámica, para la comparación de estos resultados.

12.1 INICIO DEL ESTUDIO

La práctica se realizó con un fluido laminar uniforme, con las siguientes variables:

- Densidad de $\rho_{@Prac.TunelViento} = 0,0018685 \text{ slugs}/ft^3$
- Presión de $P_{@Prac.TunelViento} = 1.562,23 \text{ lb}/ft^2$
- Temperatura de $T_{@Prac. TunelViento} = 20,6 \text{ °C} = 69,08 \text{ °F}$
- Velocidad angular de 800 RPM
- Promedio de velocidades de $V_{@Prac.TunelViento} = 18,6 \text{ m}/s = 61,02 \text{ ft}/s$

Las dimensiones de la sección transversal del túnel de viento son 42 x 60 cm con una longitud aproximada de 2m.

El estudio es de tipo estático y se realizó a partir de un modelo rígido a escala 1:25, este modelo figura 125, fue tallado en madera balsa haciendo una réplica exacta del diseño original puntualizando cada detalle.

Figura 135. Elaboración del modelo a escala



Fuente. Autores del Proyecto

En la figura 136 se puede apreciar el modelo ya terminado con todos sus detalles.

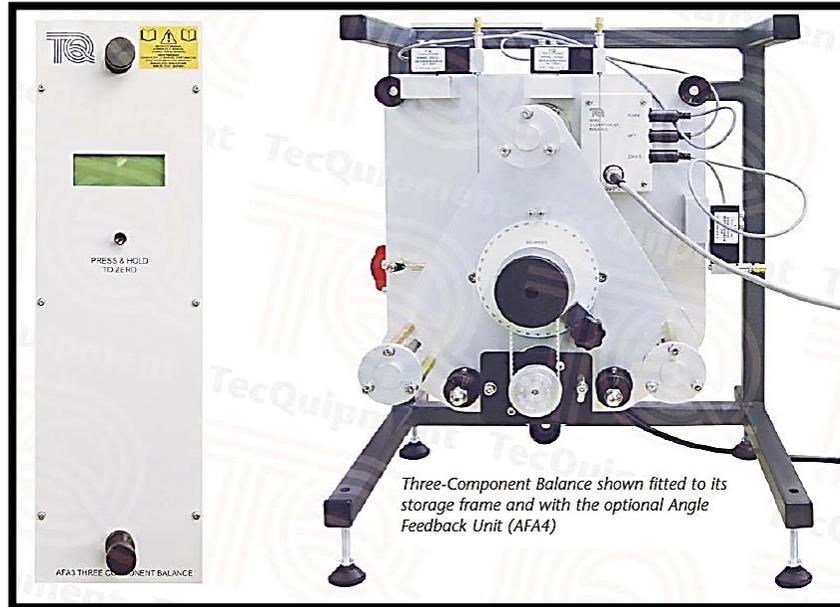
Figura 136. Modelo a escala de la aeronave



Fuente. Autores del Proyecto

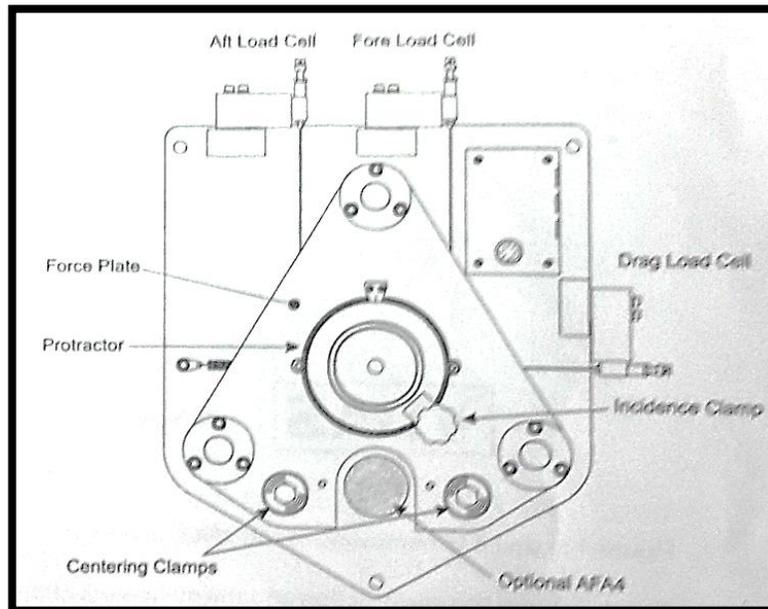
Para la medición y toma de los datos en el túnel de viento se utilizó una balanza de la compañía "TecEquipment". Equipo que se puede observar en la figura 137.

Figura 137. Three Component Balance AFA3



Fuente. Autores del Proyecto

Figura 138. Disposición General de la Balanza



Fuente. AFA 3 Three Component Balance. User Guide pg. 2

Dimensiones:

Marco: Ancho 480 mm x profundidad 360 mm x 550 mm de altura.

Módulo de visualización: anchura 140 mm x profundidad 125 mm x 450 mm de altura.

Peso útil:

- Equilibrar el cuadro de calibración: 18 kg
- Módulo de la pantalla: 3,5 kg

Capacidad:

- Lift 100 N
- Drag 50 N
- Momento de cabeceo 2,5 Nm

Dependiendo el modelo se necesitará un vástago de montaje de 12 mm x 220 mm.

Para ubicar el modelo a escala, en el túnel de viento fue necesario realizar un tipo de ensamble o sujeción, ubicando la varilla utilizada por la balanza para medir las fuerzas en el centro aerodinámico de la aeronave como se puede apreciar en la figura 139.

Figura 139. Sujeción del modelo a la varilla de la balanza



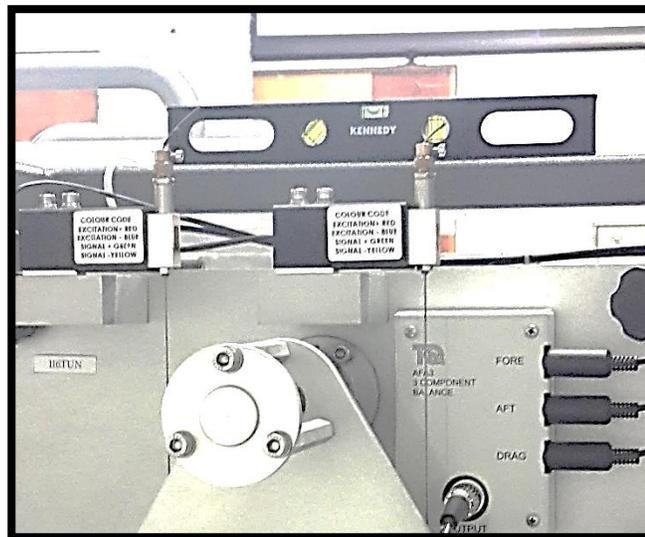
Fuente. Autores del Proyecto

12.1.1 Calibración de la balanza

La balanza inicialmente debe estar montada sobre una mesa, y la parte posterior de ésta debe encontrarse cerca del borde de la mesa, asegurándose que la rueda de polea se encuentre en la posición correcta en la parte trasera e inferior del bastidor.

A continuación se conecta el cable de la balanza a la unidad de visualización y se utiliza un nivel de burbuja en la parte superior de la placa para asegurarse que la balanza estaba nivelada, siendo necesario realizar un ajuste en las cuatro patas del soporte. Así mismo, como se observa en la figura 140 se ubica el nivel en la parte posterior de la placa para comprobar que se encontrara de forma vertical.

Figura 140. Balanza nivelada



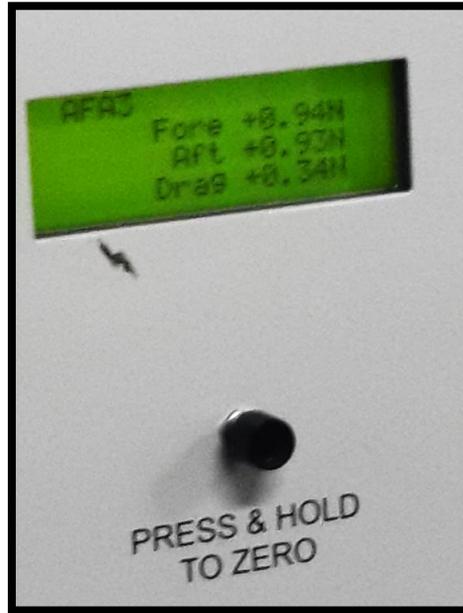
Fuente. Autores del Proyecto

En el módulo de la pantalla, se debe mantener pulsado el botón de cero y a la vez conectar el equipo a la energía. Segundos después la unidad entra en modo de calibración mostrando las lecturas individuales de fuerza, sustentación y arrastre.

Posteriormente se sueltan las abrazaderas de centrado para tomar las lecturas; estas deben dar para cada una de las células de carga de 0 +/- 5 Newtons.

Luego de realizar los pasos anteriormente mencionados, las lecturas arrojadas por el instrumento se pueden visualizar en la figura 141.

Figura 141. Resultados obtenidos en el modo calibración.

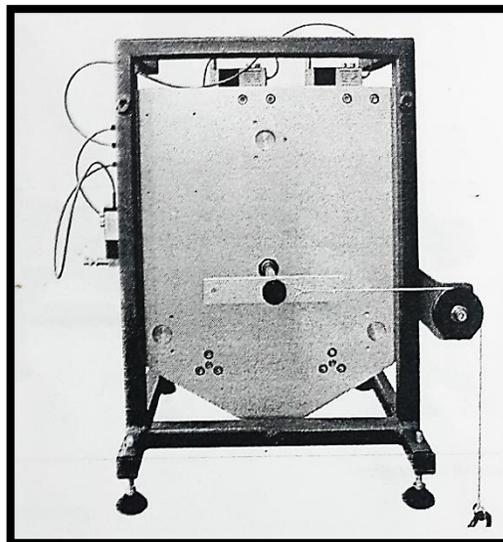


Fuente. Autores del Proyecto

12.1.2 Calibración de las fuerzas de drag y el lift en la balanza

El equipo posee un brazo de calibración, donde es necesario montar polea pequeña, desde donde pasara un pequeño cable hacia otra polea de mayor tamaño, este paso se puede observar en la figura 142.

Figura 142. Calibración de Lift y Drag.



Fuente: Guía del usuario. AFA 3 Three Component Balance. p. 17

Posteriormente en el extremo del cable se debe ubicar una masa de 5 Kilogramos para obtener la fuerza de Drag en Newton. Basándose en la guía del usuario, al valor obtenido se le debe restar el valor de la lectura tomada en cero y como resultado final esta debe ser de 49,05N.

12.1.3 Limitaciones en la calibración de la balanza

Al realizar varios intentos de calibración, la balanza no arrojo los valores indicados en el manual de operación, por lo cual se debe hacer uso de un factor de corrección en los datos que el sistema entregue.

Tabla 21. Valores obtenidos - calibración drag

PESO	DRAG OBTENIDO (N)	DRAG REQUERIDO (N)	DIFERENCIA (N)
1 KG	3,39	9,8	6,41
2 KG	6,41	19,6	13,19
3 KG	9,41	29,43	20,02
4 KG	12,44	39,24	26,8
5 KG	15,42	49,05	33,63

Fuente. Autores del Proyecto

Tabla 22. Valores Obtenidos Calibración Lift

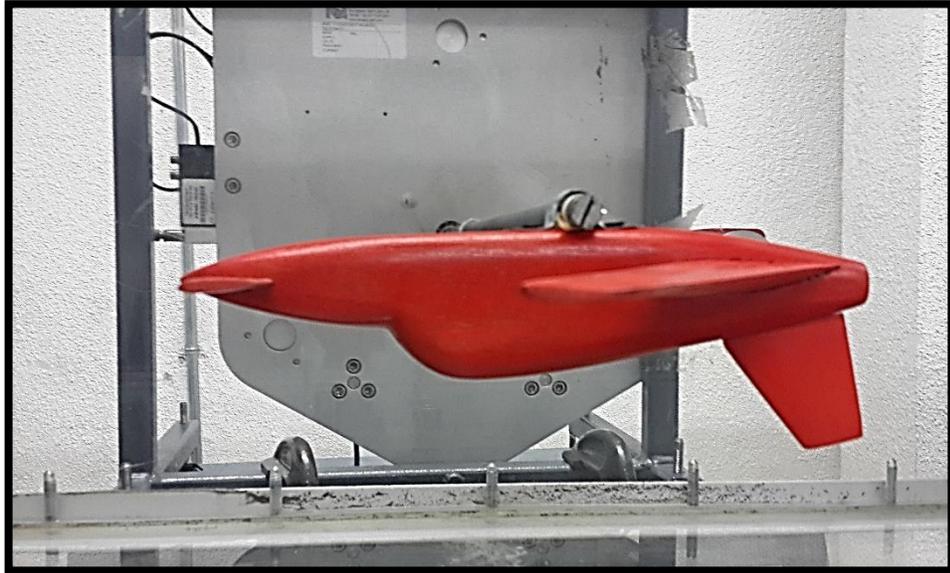
PESO	LIFT OBTENIDO (N)	LIFT REQUERIDO (N)	DIFERENCIA (N)
1 KG	2,49	4,9	2,41
2 KG	4,035	9,8	5,765
3 KG	5,58	14,7	9,12
4 KG	7,125	19,6	12,475
5 KG	8,67	24,5	15,83

Fuente. Autores del Proyecto

12.1.4 Montaje de la aeronave en el túnel de viento

Se ubica el modelo a escala en el interior de la sección de prueba del túnel de viento, sujetado a la barra que transmite la información a la balanza ubicada al costado del túnel, dicho acoplamiento se puede apreciar en la figura 143.

Figura 143. Montaje de la aeronave



Fuente. Autores del Proyecto

Inicialmente se debe verificar que la balanza como el modelo a escala, se encontraran a un ángulo de 0° .

Figura 144. Verificación ángulo de la balanza



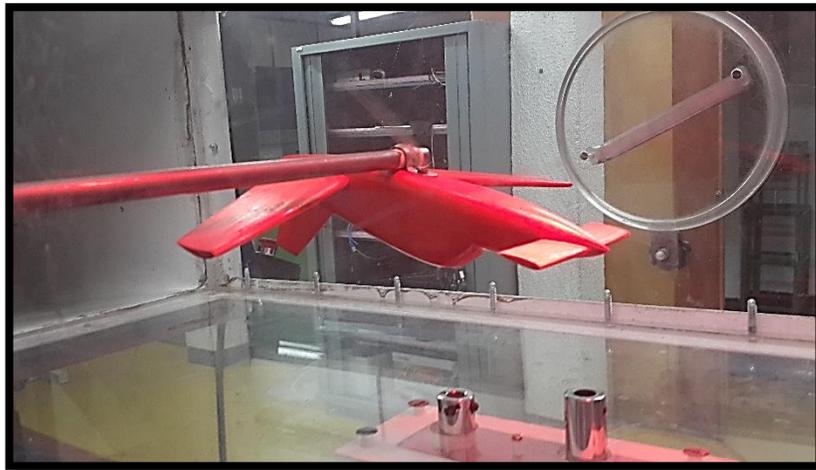
Fuente. Autores del Proyecto

12.2 RECOLECCIÓN DE DATOS

El estudio se realiza con los parámetros expuestos en el presente capítulo, en la sección 11.1. Para la toma de datos los ángulos de incidencia del modelo a escala de la aeronave variaron en intervalos de 3° en un rango de -3° hasta 15° , verificando en cada ocasión los valores de lift, drag y momento.

Según el ángulo al cual la aeronave se modificaba, en el módulo de visualización se podían apreciar los resultados de sustentación, arrastre y momento. En la figura 145, se puede apreciar la disposición del modelo a escala en el túnel de viento con un ángulo de incidencia de 9° .

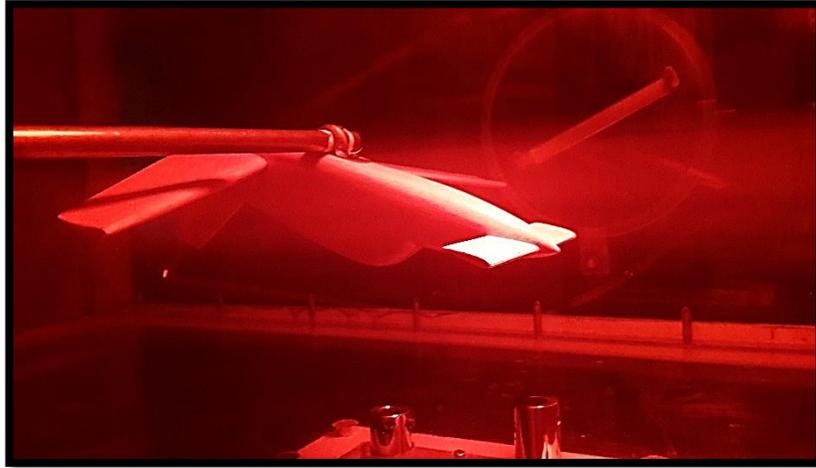
Figura 145. Modelo con un ángulo de incidencia de 9°



Fuente. Autores del Proyecto

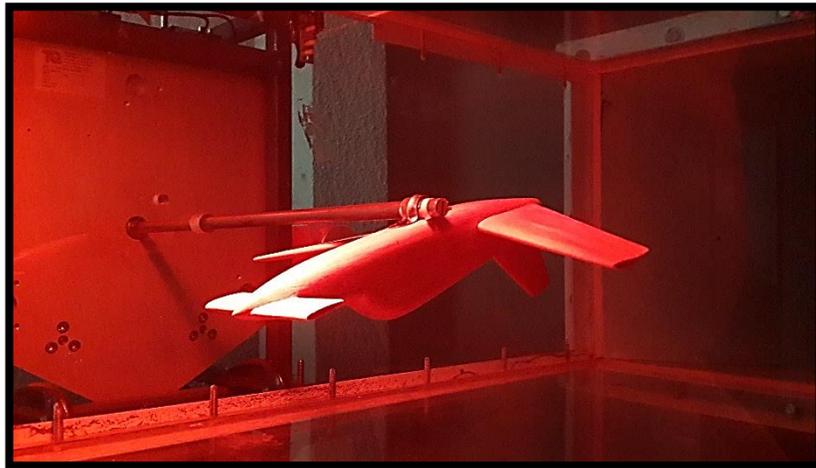
Para observar el comportamiento de la capa laminar y turbulenta del fluido, sobre la aeronave y su contorno se debió ubicar un inyector de humo en la entrada del túnel de viento, y con ayuda de un foco de 12 a 15 vatios de color rojo dispuesto en la sección de prueba del mismo se pudo observar de manera sutil el comportamiento del fluido. Figura 146 y 147.

Figura 146. Modelo a un ángulo de incidencia de 12°



Fuente. Autores del Proyecto

Figura 147. Modelo a un ángulo de incidencia de 15°



Fuente. Autores del Proyecto

12.2.1 Resultados obtenidos

Se cumple el objetivo principal de la práctica, el cual es comprender y analizar el comportamiento del fluido a través del modelo a escala en los diferentes ángulos de incidencia, apreciándose el principio de sustentación de la aeronave diseñada, y el principio de Bernoulli que indica "La presión ejercida por un fluido es inversamente proporcional a su velocidad de flujo."

Las alas de la aeronave fueron diseñadas de tal forma que se genere una diferencia de velocidades entre el aire que está por debajo del ala o intradós y el que circula por su cara superior o extradós, observándose este comportamiento en el túnel de viento, desplazándose el fluido por el modelo del mismo modo que el

principio lo describe, generando en una pequeña sección del borde de salida del ala un poco de vorticidad.

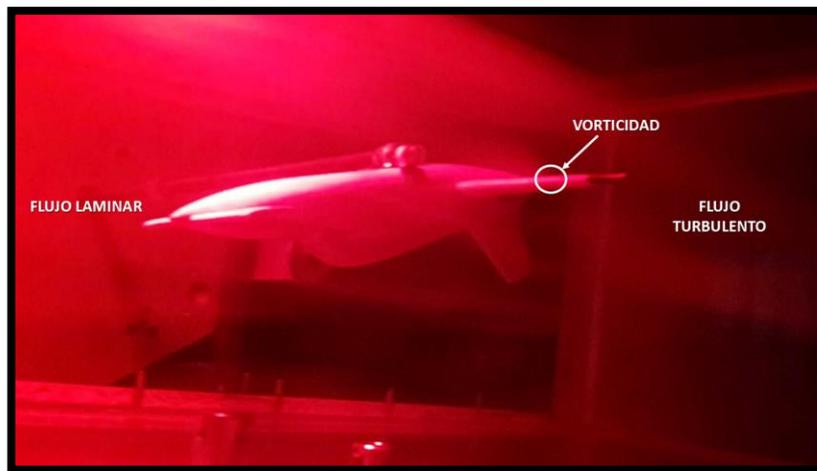
En la figura 148 y 149 se puede apreciar el comportamiento de la capa laminar y turbulenta del fluido, el contorno generado a través de la aeronave y la vorticidad producida en las alas.

Figura 148. Comportamiento del Fluido I



Fuente. Autores del Proyecto

Figura 149. Comportamiento del Fluido II



Fuente. Autores del Proyecto

Al no obtener la correcta calibración de la balanza, los valores obtenidos debían ser ajustados y para realizar esto, se debió graficar la Diferencia vs Peso para cada una de las fuerzas y trazar una línea de tendencia lineal con el fin de identificar cual es la pendiente de la curva. Este valor es el que se debe sumar a los demás.

Fue necesario usar este tipo de línea de tendencia con el fin de crear una línea recta de ajuste perfecto para el conjunto de datos lineales simples que se tenían; se consideran simples ya que el patrón en sus puntos de datos son similares a una línea. Generalmente estas líneas de tendencia muestran que hay algo que aumenta o disminuye a un ritmo constante.

La ecuación 86, es la utilizada por la línea de tendencia lineal para calcular el ajuste de mínimos cuadrados:

Ecuación 86. Ecuación de la Recta

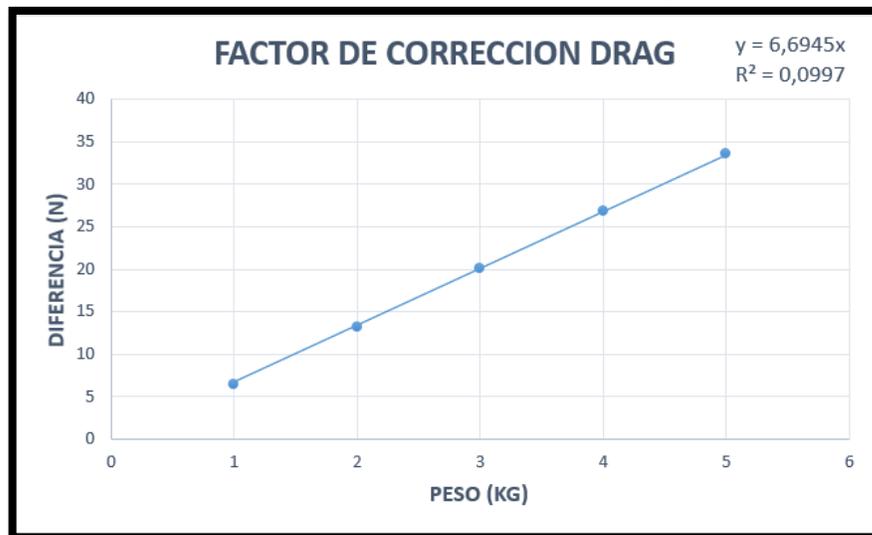
$$y = mx + b$$

Fuente. Autores del Proyecto

Donde m es la pendiente y b es la intersección.

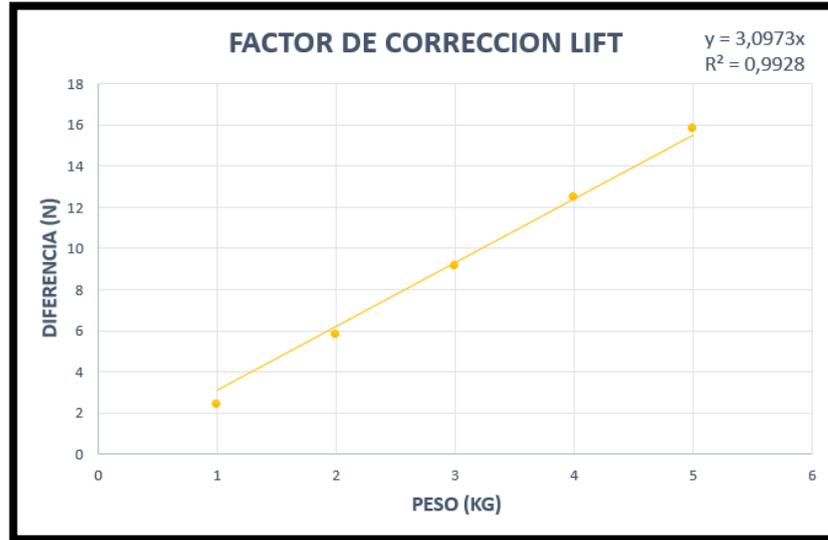
A continuación en las gráficas 13 y 14, se puede apreciar el valor de corrección y la ecuación de la recta del Drag y del Lift.

Grafica 13. Factor de Corrección Drag



Fuente. Autores del Proyecto

Grafica 14. Factor de Corrección Lift



Fuente. Autores del Proyecto

En las tablas 23, 24, 25, 26, 27, 28, y 29, se pueden apreciar los valores obtenidos en la práctica del túnel de viento en sus diferentes ángulos de incidencia y con el factor de corrección incluido.

Tabla 23. Valores a -3° de Incidencia

GRADOS -3	VALOR PRACTICA (N)	CORRECCION (N)	VALOR CORREGIDO (N)	VALOR CORREGIDO (lbf)
LIFT	2,87	0,9928	3,8628	0,8684
DRAG	0,031	0,0997	0,1307	0,0294
MOMENT	0	0	0	0

Fuente. Autores del Proyecto

Tabla 24. Valores a 0° de Incidencia

GRADOS 0	VALOR PRACTICA (N)	CORRECCION (N)	VALOR CORREGIDO (N)	VALOR CORREGIDO (lbf)
LIFT	3,05	0,9928	4,0428	0,9089
DRAG	0,03	0,0997	0,1297	0,0292
MOMENT	0	0	0	0

Fuente. Autores del Proyecto

Tabla 25 Valores a 3° de Incidencia

GRADOS 3	VALOR PRACTICA (N)	CORRECCION (N)	VALOR CORREGIDO (N)	VALOR CORREGIDO (lbf)
LIFT	3,22	0,9928	4,2128	0,9471
DRAG	0,031	0,0997	0,1307	0,0294
MOMENT	0	0	0	0

Fuente. Autores del Proyecto

Tabla 26. Valores a 6° de Incidencia

GRADOS 6	VALOR PRACTICA (N)	CORRECCION (N)	VALOR CORREGIDO (N)	VALOR CORREGIDO (lbf)
LIFT	3,35	0,9928	4,3428	0,9763
DRAG	0,034	0,0997	0,1337	0,0301
MOMENT	0	0	0	0

Fuente. Autores del Proyecto

Tabla 27. Valores a 9° de Incidencia

GRADOS 9	VALOR PRACTICA (N)	CORRECCION (N)	VALOR CORREGIDO (N)	VALOR CORREGIDO (lbf)
LIFT	3,41	0,9928	4,4028	0,990
DRAG	0,036	0,0997	0,1357	0,031
MOMENT	0,01	0	0,01	0,002

Fuente. Autores del Proyecto

Tabla 28. Valores a 12° de Incidencia

GRADOS 12	VALOR PRACTICA (N)	CORRECCION (N)	VALOR CORREGIDO (N)	VALOR CORREGIDO (lbf)
LIFT	3,51	0,9928	4,5028	1,012
DRAG	0,04	0,0997	0,1397	0,031
MOMENT	0,01	0	0,01	0,002

Fuente. Autores del Proyecto

Tabla 29. Valores a 15° de Incidencia

GRADOS 15	VALOR PRACTICA (N)	CORRECCION (N)	VALOR CORREGIDO (N)	VALOR CORREGIDO (lbf)
LIFT	3,56	0,9928	4,5528	1,024
DRAG	0,043	0,0997	0,1427	0,032
MOMENT	0,01	0	0,01	0,002

Fuente. Autores del Proyecto

12.3 CÁLCULOS DE LOS COEFICIENTES

Los coeficientes sustentación, arrastre y momento son una cantidad adimensional que se presta mejor al tratamiento analítico de los estudios aerodinámicos.

La ecuación 87, es la definición general para los coeficientes de fuerza:

Ecuación 87. Definición general de coeficientes de fuerza

$$C_F = \frac{F}{q_\infty S}$$

Fuente. Autores del Proyecto

Con los valores de Lift y Drag obtenidos con el factor de corrección, se deberán utilizar para el cálculo de los coeficientes C_L y C_D .

El coeficiente de lift, indica la fuerza perpendicular al flujo de aire sobre el modelo.

Ecuación 88. Coeficiente de Lift

$$C_L = \frac{L}{q_\infty S_a}$$

Fuente. Autores del Proyecto

El coeficiente de drag, indica la fuerza paralela al flujo del aire sobre el modelo.

Ecuación 89. Coeficiente de Drag

$$C_D = \frac{D}{q_\infty S_a}$$

Fuente. Autores del Proyecto

El coeficiente de momento indica la fuerza al 25% de la cuerda del perfil a partir del borde de ataque. El coeficiente de momento se muestra con C_{MC} o simplemente C_M .

Ecuación 90. Coeficiente de Momento

$$C_M = \frac{M}{q_\infty S_a c}$$

Fuente. Autores del Proyecto

Cuando un fluido se mueve a través de un conducto, la inercia del movimiento produce un incremento adicional en la presión estática al chocar sobre un área perpendicular al movimiento. Por lo cual es necesario determinar la presión dinámica otorgada por el túnel de viento.

Ecuación 91. Presión Dinámica

$$q_\infty = \frac{1}{2} \rho_{@Prac.TunelViento} V^2$$

Fuente. Autores del Proyecto

$$q_{\infty} = \frac{1}{2} (1,8685 \times 10^{-3} \text{ Slug/ft}^3) (61,02 \text{ ft/s})^2$$

$$q_{\infty} = 3,47 \text{ Slug/ft s}^2$$

La superficie del modelo a escala 1:25 es de:

$$S_a = 0,326 \text{ ft}^2$$

Para el ángulo de -3° :

- Coeficiente de Lift

$$C_{L -3^\circ} = \frac{L}{q_{\infty} S_a}$$

$$C_{L -3^\circ} = \frac{0,8684 \text{ lbf}}{(3,47 \text{ Slug/ft s}^2)(0,326 \text{ ft}^2)}$$

$$C_{L -3^\circ} = 0,76$$

- Coeficiente de Drag

$$C_{D -3^\circ} = \frac{D}{q_{\infty} S_a}$$

$$C_{D -3^\circ} = \frac{0,0294 \text{ lbf}}{(3,47 \text{ Slug/ft s}^2)(0,326 \text{ ft}^2)}$$

$$C_{D -3^\circ} = 0,026$$

- Coeficiente de Momento

$$C_{M -3^\circ} = \frac{M}{q_{\infty} S_a}$$

$$C_{M -3^\circ} = \frac{0 \text{ lbf}}{(3,47 \text{ Slug/ft s}^2)(0,326 \text{ ft}^2)}$$

$$C_{M -3^\circ} = 0$$

Para el ángulo de 0° :

- Coeficiente de Lift

$$C_{L 0^\circ} = \frac{L}{q_{\infty} S_a}$$

$$C_{L\ 0^\circ} = \frac{0,9089\ lbf}{(3,47\ Slug/ft\ s^2)(0,326\ ft^2)}$$

$$C_{L\ 0^\circ} = 0,8$$

- Coeficiente de Drag

$$C_{D\ 0^\circ} = \frac{D}{q_\infty S_a}$$

$$C_{D\ 0^\circ} = \frac{0,0292\ lbf}{(3,47\ Slug/ft\ s^2)(0,326\ ft^2)}$$

$$C_{D\ 0^\circ} = 0,025$$

- Coeficiente de Momento

$$C_{M0^\circ} = \frac{M}{q_\infty S_a}$$

$$C_{M0^\circ} = \frac{0\ lbf}{(3,47\ Slug/ft\ s^2)(0,326\ ft^2)}$$

$$C_{M0^\circ} = 0$$

Para el ángulo de 3°:

- Coeficiente de Lift

$$C_{L\ 3^\circ} = \frac{L}{q_\infty S_a}$$

$$C_{L\ 3^\circ} = \frac{0,9471\ lbf}{(3,47\ Slug/ft\ s^2)(0,326\ ft^2)}$$

$$C_{L\ 3^\circ} = 0,83$$

- Coeficiente de Drag

$$C_{D\ 3^\circ} = \frac{D}{q_\infty S_a}$$

$$C_{D\ 3^\circ} = \frac{0,0294\ lbf}{(3,47\ Slug/ft\ s^2)(0,326\ ft^2)}$$

$$C_{D\ 3^\circ} = 0,026$$

- Coeficiente de Momento

$$C_{M3^\circ} = \frac{M}{q_\infty S_a}$$

$$C_{M3^\circ} = \frac{0 \text{ lbf}}{(3,47 \text{ Slug/ft s}^2)(0,326 \text{ ft}^2)}$$

$$C_{M3^\circ} = 0$$

Para el ángulo de 6°:

- Coeficiente de Lift

$$C_{L6^\circ} = \frac{L}{q_\infty S_a}$$

$$C_{L6^\circ} = \frac{0,9763 \text{ lbf}}{(3,47 \text{ Slug/ft s}^2)(0,326 \text{ ft}^2)}$$

$$C_{L6^\circ} = 0,86$$

- Coeficiente de Drag

$$C_{D6^\circ} = \frac{D}{q_\infty S_a}$$

$$C_{D6^\circ} = \frac{0,0301 \text{ lbf}}{(3,47 \text{ Slug/ft s}^2)(0,326 \text{ ft}^2)}$$

$$C_{D6^\circ} = 0,0266$$

- Coeficiente de Momento

$$C_{M6^\circ} = \frac{M}{q_\infty S_a}$$

$$C_{M6^\circ} = \frac{0 \text{ lbf}}{(3,47 \text{ Slug/ft s}^2)(0,326 \text{ ft}^2)}$$

$$C_{M6^\circ} = 0$$

Para el ángulo de 9°:

- Coeficiente de Lift

$$C_{L\ 9^\circ} = \frac{L}{q_\infty S_a}$$

$$C_{L\ 9^\circ} = \frac{0,990\ lbf}{(3,47\ Slug/ft\ s^2)(0,326\ ft^2)}$$

$$C_{L\ 9^\circ} = 0,875$$

- Coeficiente de Drag

$$C_{D\ 9^\circ} = \frac{D}{q_\infty S_a}$$

$$C_{D\ 9^\circ} = \frac{0,031\ lbf}{(3,47\ Slug/ft\ s^2)(0,326\ ft^2)}$$

$$C_{D\ 9^\circ} = 0,027$$

- Coeficiente de Momento

$$C_{M9^\circ} = \frac{M}{q_\infty S_a}$$

$$C_{M9^\circ} = \frac{0,002\ lbf}{(3,47\ Slug/ft\ s^2)(0,326\ ft^2)}$$

$$C_{M9^\circ} = 0,001768$$

Para el ángulo de 12°:

- Coeficiente de Lift

$$C_{L\ 12^\circ} = \frac{L}{q_\infty S_a}$$

$$C_{L\ 12^\circ} = \frac{1,012\ lbf}{(3,47\ Slug/ft\ s^2)(0,326\ ft^2)}$$

$$C_{L\ 12^\circ} = 0,894$$

- Coeficiente de Drag

$$C_{D\ 12^\circ} = \frac{D}{q_\infty S_a}$$

$$C_{D\ 12^\circ} = \frac{0,031\ lbf}{(3,47\ Slug/ft\ s^2)(0,326\ ft^2)}$$

$$C_{D\ 12^\circ} = 0,027$$

- Coeficiente de Momento

$$C_{M12^\circ} = \frac{M}{q_\infty S_a}$$

$$C_{M12^\circ} = \frac{0,002\ lbf}{(3,47\ Slug/ft\ s^2)(0,326\ ft^2)}$$

$$C_{M12^\circ} = 0,001768$$

Para el ángulo de 15°:

- Coeficiente de Lift

$$C_{L\ 15^\circ} = \frac{L}{q_\infty S_a}$$

$$C_{L\ 15^\circ} = \frac{1,024\ lbf}{(3,47\ Slug/ft\ s^2)(0,326\ ft^2)}$$

$$C_{L\ 15^\circ} = 0,9$$

- Coeficiente de Drag

$$C_{D\ 15^\circ} = \frac{D}{q_\infty S_a}$$

$$C_{D\ 15^\circ} = \frac{0,032\ lbf}{(3,47\ Slug/ft\ s^2)(0,326\ ft^2)}$$

$$C_{D\ 15^\circ} = 0,028$$

- Coeficiente de Momento

$$C_{M15^\circ} = \frac{M}{q_\infty S_a}$$

$$C_{M15^\circ} = \frac{0,002\ lbf}{(3,47\ Slug/ft\ s^2)(0,326\ ft^2)}$$

$$C_{M15^\circ} = 0,001768$$

12.4 ANÁLISIS DE RESULTADOS

En la tabla 30 se puede apreciar los resultados obtenidos a través de los cálculos realizados en el literal anterior.

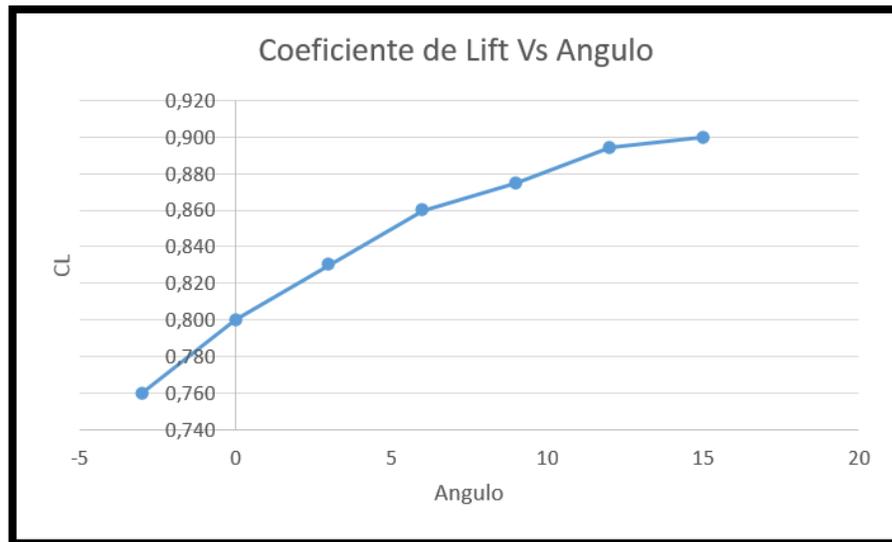
Tabla 30. Agrupación Datos Obtenidos Túnel de Viento

ANGULO	CL	CD	CM
-3	0,760	0,026	0
0	0,800	0,025	0
3	0,830	0,026	0
6	0,860	0,027	0
9	0,875	0,027	0,001768
12	0,894	0,027	0,001768
15	0,900	0,028	0,001768

Fuente. Autores del Proyecto

De los resultados obtenidos se grafican los coeficientes de lift, drag y momento con el fin de apreciar su comportamiento. Ver graficas 15, 16 y 17.

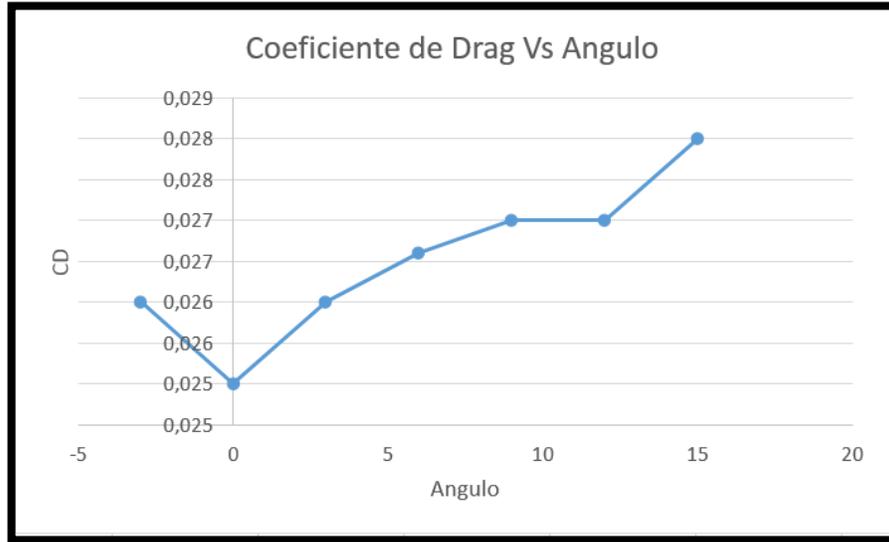
Grafica 15. Coeficiente de Lift Vs Ángulos



Fuente. Autores del Proyecto

En la Grafica 15 de Coeficiente de Lift Vs Angulo de Ataque. El punto más alto de la curva corresponde a la sustentación máxima, a partir del cual el aumento del ángulo de ataque produce una disminución en la sustentación, siendo el peso mayor que la misma con lo que la aeronave deja de volar.

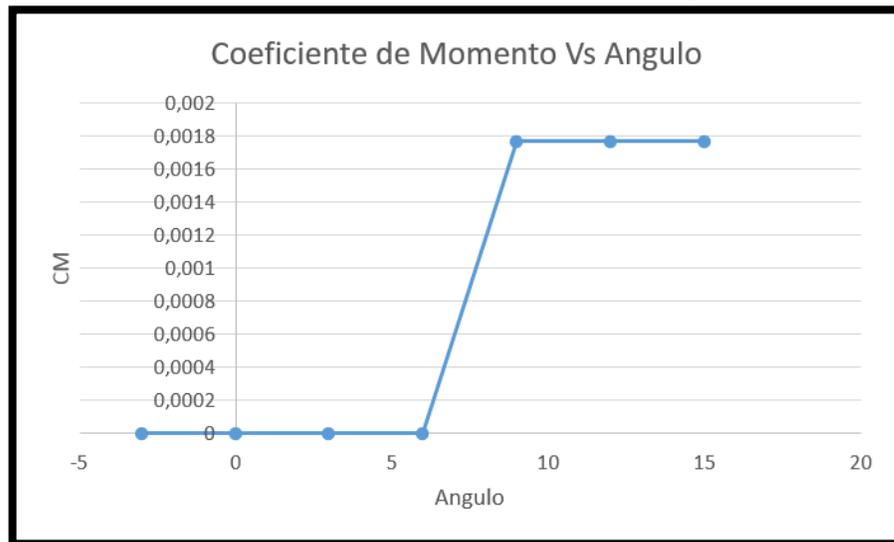
Grafica 16. Coeficiente de Drag Vs Ángulos



Fuente. Autores del Proyecto

En la Grafica 16 de Coeficiente de Drag Vs Angulo de Ataque. El punto más alto en la gráfica corresponde a la resistencia máxima que puede llegar a generar la aeronave. Se puede apreciar que la variación de los valores al momento de cambiar de ángulo de ataque es mínimo, generado una resistencia relativamente baja y constante en la aeronave.

Grafica 17. Coeficiente de Momento Vs Ángulos



Fuente. Autores del Proyecto

En la Grafica 17 de Coeficiente de Momento Vs Angulo de Ataque. Por diferentes variables como el tamaño del modelo, las características aerodinámicas

mencionadas al comienzo de la práctica y la sensibilidad de la balanza se puede apreciar que los datos obtenidos en la práctica no fueron muy precisos. El valor tiende a cero lo que vendría siendo ideal de un coeficiente de momento pero no se pueden ver en gran detalle o con más precisión la curva que esta grafica debería generar.

En conclusión el comportamiento de las gráficas 15, 16 y 17, se pueden comparar con los estudios aerodinámicos realizados para la selección de los perfiles, encontramos un excelente comportamiento en la sustentación de la aeronave, el coeficiente de drag es uno de los más bajos obtenido en nuestros estudios y el coeficiente de momento es el más cercano a cero.

13. MODELADO 3D DE LA AERONAVE EN EL SOFTWARE SOLIDWORKS

El modelado de sólidos en 3D es un aspecto esencial para el desarrollo ingenieril y proporciona la base para el diseño. Dentro de las ventajas del modelamiento se encuentra el agilizar el desarrollo y los detalles del diseño, mejora la visualización y la comunicación, elimina los problemas de interferencias del diseño, además es posible comprobar la funcionalidad y el rendimiento del diseño sin la necesidad de prototipos físicos.

Gracias a los avances tecnológicos y de desarrollo de software, se le pueden realizar las optimizaciones necesarias al modelo y automáticamente las vistas en el dibujo en 2D se actualizan directamente del sólido, esto hace que el modelo sólido siempre esté sincronizado con la documentación en 2D.

Para la elaboración de la aeronave se realizó el modelado de cada una de las piezas principales para luego realizar un ensamble final. Dicho ensamble conforma el modelo final de la aeronave.

13.1 MODELADO 3D ALAS, CANARD Y ESTABILIZADOR VERTICAL

El método utilizado para elaboración de las piezas básicamente fue el mismo para las tres; una modelación a partir de una curva por puntos XYZ. Para esto se recolectaron los resultados de los estudios anteriormente realizados.

También fueron necesarias las coordenadas de los perfiles de raíz y de punta, los cuales fueron obtenidos de la página “www.airfoildb.com”, estos fueron modificados en un documento de extensión “.CSV” dado que dicha página suministra todos los perfiles con 1mm de espesor.

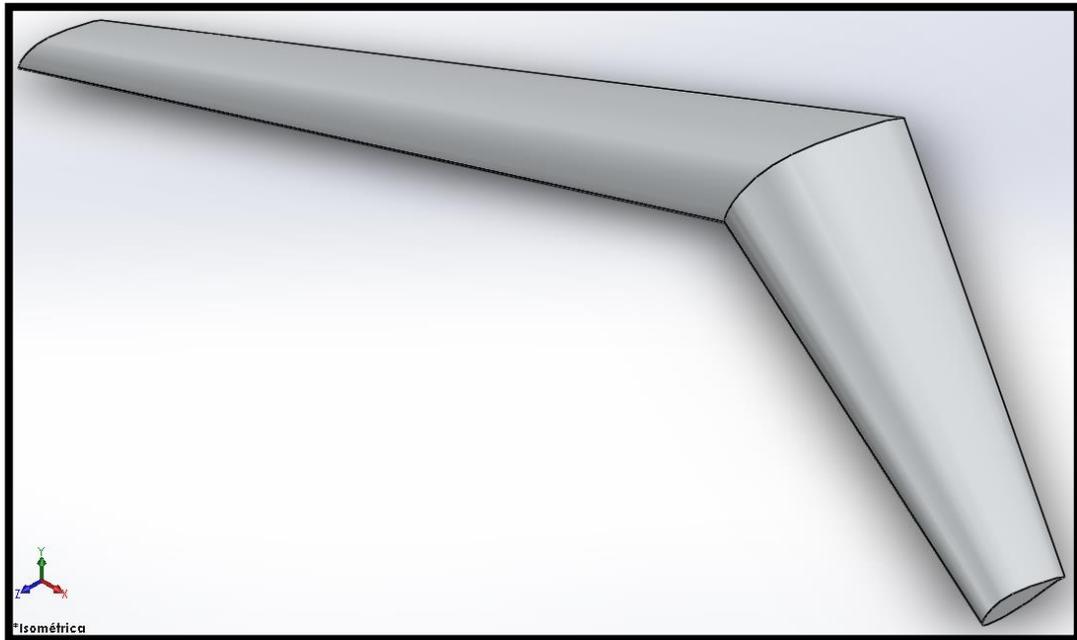
Para el modelamiento de las alas, los datos recolectados fueron los siguientes:

- Root: Eppler 1233
- Tip: Wortmann FX63 - 137
- Superficie alar: 115 ft*2
- Envergadura del ala: 28,4 ft
- Aspect Ratio: 7
- Angulo de incidencia: Wortmann FX 63 – 137 = 1° Eppler 1233= 0°
- Taper Ratio: 0.46
- Cuerda media aerodinámica: 4,05ft
- Cuerda de Raíz del ala: 5,30ft
- Cuerda de Punta del ala: 2,44ft
- Angulo de Sweep C/2 = -20°

- Angulo de Sweep C/4 = $-17,41^\circ$
- Angulo de Sweep al leading edge = $-14,758^\circ$
- Angulo de Sweep borde de fuga = $-24,923^\circ$

Como resultado se obtuvo la figura 150 que puede ser observada a continuación.

Figura 150. Vista Isométrica Ala Modelada 3D, Software SOLIDWORKS 2015.



Fuente: Autores del Proyecto.

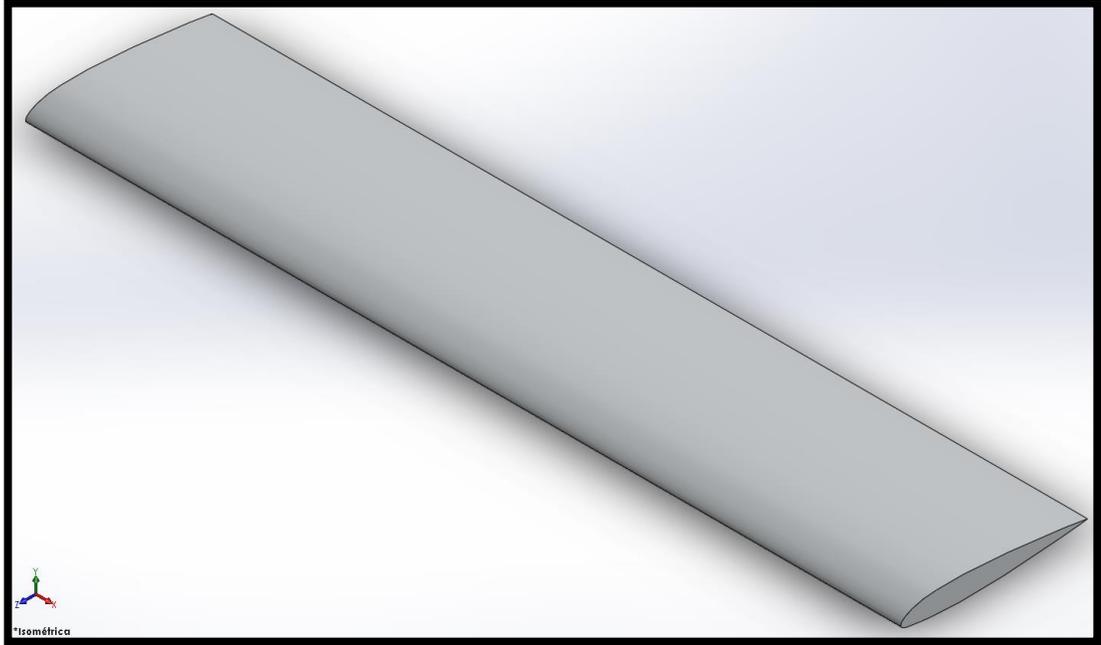
Las demás vistas del modelo pueden ser observadas en el Anexo AI al igual que los dibujos de pieza en el Anexo AJ.

En el caso del Canard datos recolectados para su modelado fueron los siguientes:

- Root: NACA 23012
- Tip: NACA 23012
- Superficie alar: $20,2 \text{ ft}^2$
- Envergadura: 9,7 ft
- Aspect Ratio: 4,7
- Angulo de incidencia: $2,6^\circ$
- Taper Ratio: 1
- Cuerda media aerodinámica: 2,07ft
- Cuerda de Raíz del ala: 2,07ft
- Cuerda de Punta del ala: 2,07ft

A continuación en la figura 151 se puede observar el canard en una vista isométrica, la vista frontal, lateral izquierda, superior y tridimetrica pueden ser observadas en el Anexo AK así como los dibujos de pieza se pueden contemplar en el Anexo AL.

Figura 151. Vista Isométrica Canard Modelada 3D, Software SOLIDWORKS 2015.

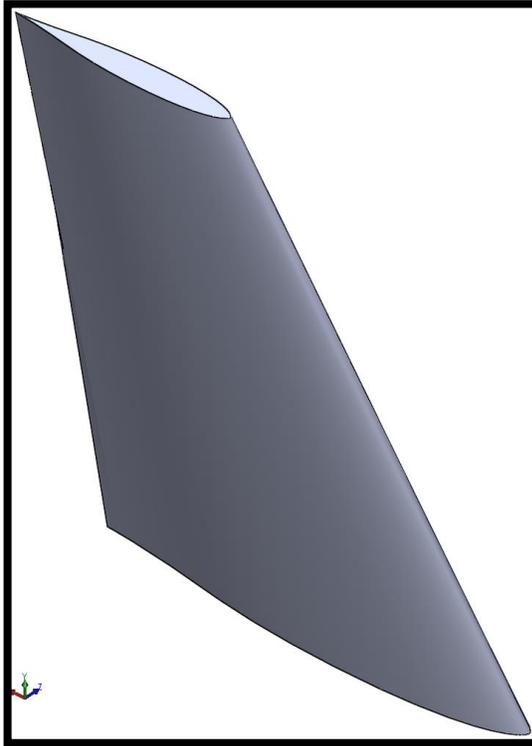


Fuente: Autores del Proyecto.

Los datos para el modelado del estabilizador vertical son los siguientes:

- Root: Eppler 521
- Tip: Eppler 521
- Superficie alar: 12,87 ft*2
- Envergadura: 4,09 ft
- Aspect Ratio: 1,3
- Angulo de incidencia: 45 °
- Taper Ratio: 0,46
- Cuerda media aerodinámica: 3,14,ft
- Cuerda de Raíz: 4,13ft
- Cuerda de Punta: 1,9ft

Figura 152. Vista Isométrica Estabilizador Vertical Modelada 3D, Software SOLIDWORKS 2015.



Fuente: Autores del Proyecto.

En la figura 152 se puede observar la vista isométrica del estabilizador vertical, la vista frontal, lateral izquierda, superior y tridimetrica pueden ser observadas en el Anexo AM. Los dibujos de pieza pueden ser observados en el Anexo AN.

13.2 MODELADO 3D FUSELAJE

Para modelar la sección del fuselaje fue necesario recopilar toda la información en una tabla de datos y separarla por secciones así como se describió a lo largo del capítulo “Dimensionamiento Y Configuración Del Fuselaje Y Cabina”. Las medidas generales de largo, alto y ancho, se puede observar a continuación.

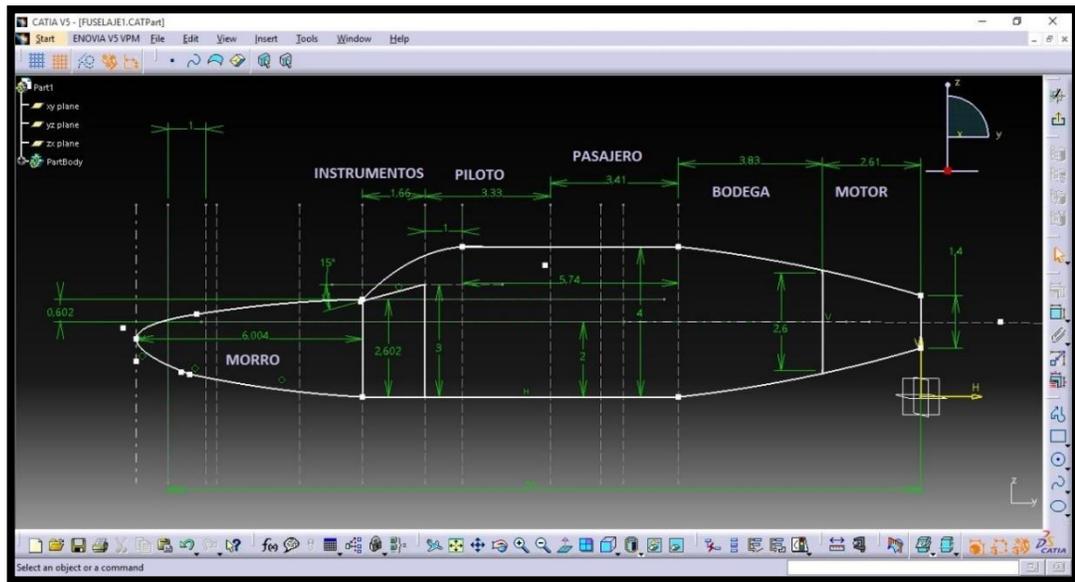
Tabla 31. Medidas X, Y, Z Fuselaje.

	LARGO (FT)	ANCHO (FT)	ALTO (FT)
MORRO	6,01	0	0
INSTRUMENTOS	1,6	2,58	2,58
PILOTO	3,33	2,6	4,5
PASAJERO	3,41	2,6	4
BODEGA DE CARGA	3,83	2,6	2,6
MOTOR	2,61	1,4	1,4

Fuente. Autores del proyecto

Reunidos los datos más relevantes para el modelamiento del fuselaje, teniendo presente los bosquejos iniciales, la línea base y el capítulo dedicado especialmente al dimensionamiento del mismo; se decide hacer un bosquejo final utilizando el software CATIA V5 obteniendo como resultado lo apreciado en la figura 153.

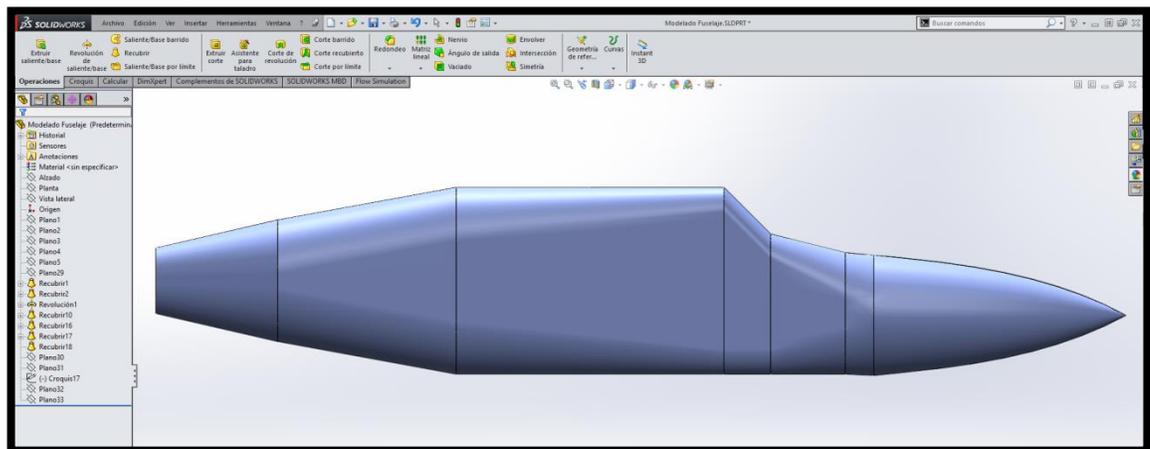
Figura 153. Bosquejo final para el modelamiento del fuselaje, Software Cativa V5.



Fuente. Autores del proyecto

Después de tener listo el “Bosquejo Final” en 2D se prosiguió con el modelamiento del fuselaje. En la figura 154 se puede observar el resultado obtenido al modelar esta pieza en su fase inicial.

Figura 154. Modelado Inicial del fuselaje, Software SOLIDWORKS 2015.

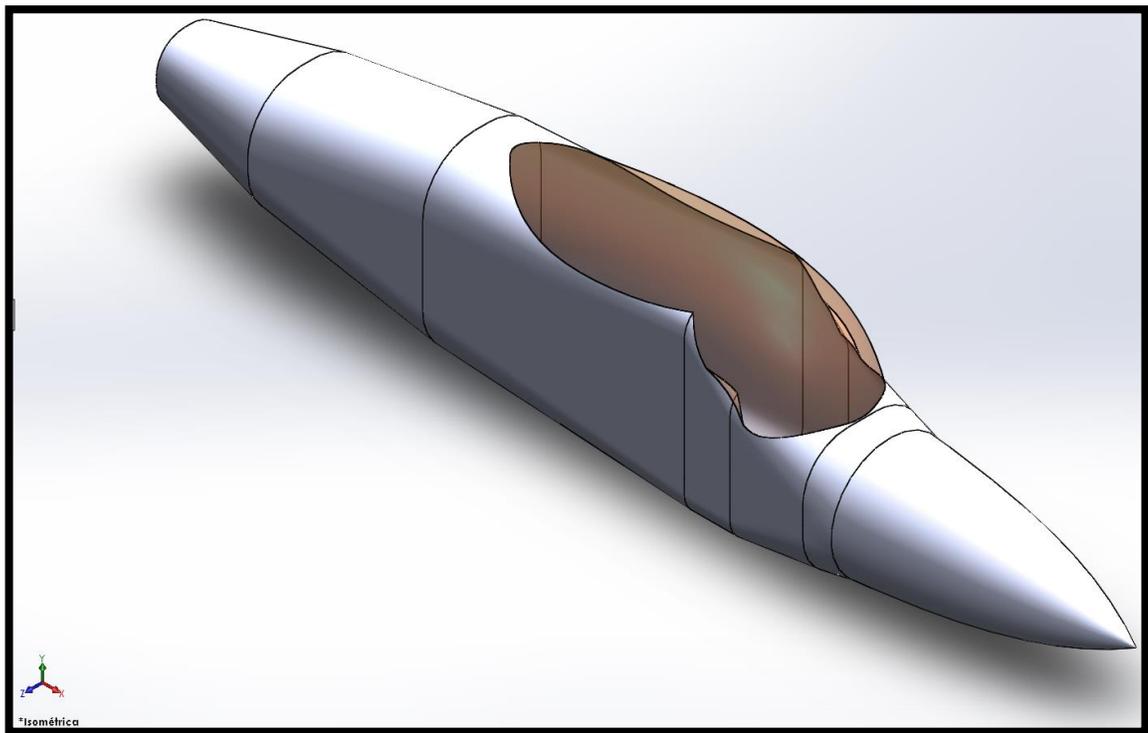


Fuente. Autores del proyecto

Entrando más en detalle para nuestro modelado final se decide incorporar al diseño una cúpula que se amolde a los requerimientos iniciales, ayude a la aerodinámica de la aeronave. Después de varios intentos fallidos, se encontró una excelente opción que tanto estética como funcionalmente cumple con todos los requerimientos.

A continuación en la figura 155 se puede observar el modelamiento final del fuselaje en una vista isométrica, la vista frontal, lateral izquierda, superior e inferior pueden ser observadas en el Anexo Añ. Los dibujos de pieza se pueden observar en los anexos AO, AP, AQ, AR, AS.

Figura 155. Modelado Final del fuselaje, vista Isométrica, Software SOLIDWORKS 2015.



Fuente. Autores del proyecto

13.3 ENSAMBLE DE LA AERONAVE

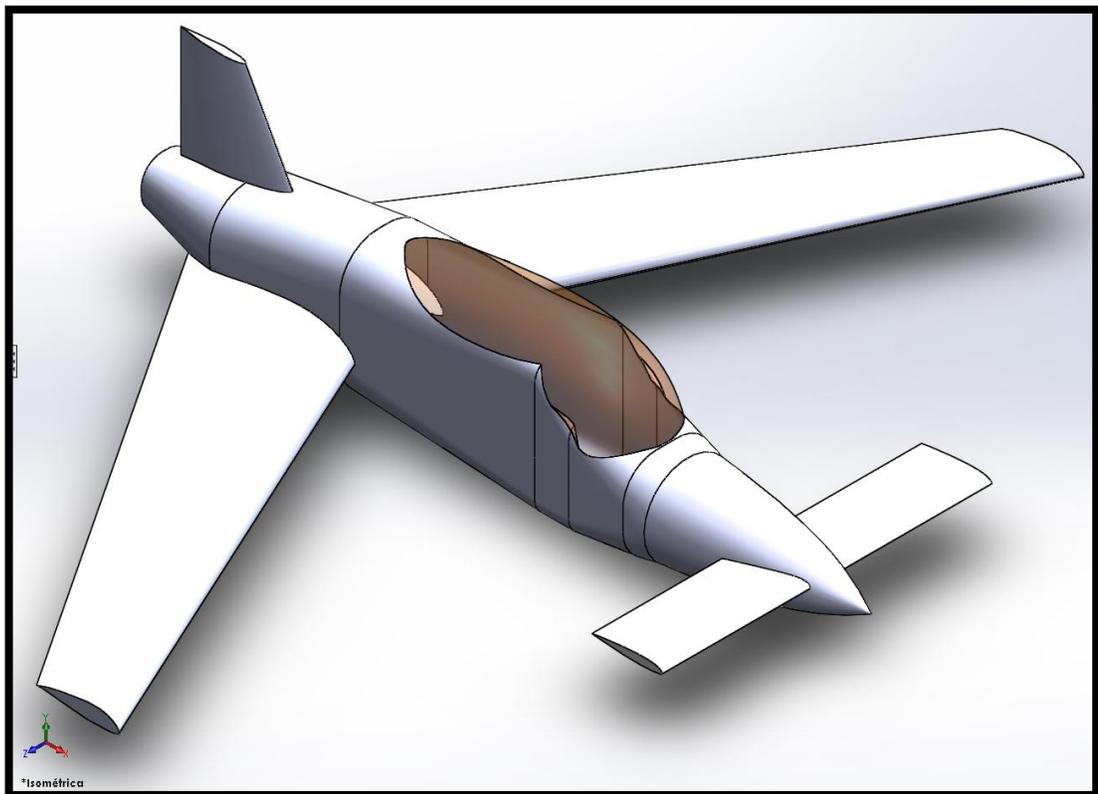
Por último se realizó el ensamble de la aeronave con las piezas anteriormente modeladas. La ubicación de las alas, canard y estabilizador vertical en el fuselaje esta descrita en capítulos anteriores. Los datos más relevantes para dicha ubicación fueron:

- La distancia del borde de salida del ala tomado desde la raíz y el borde de salida del canard es de 15,8 ft.

- La distancia de la punta del ala desde el borde de ataque y el borde de ataque del canard es de 6,63 ft.
- El canard debe ir a 1,3 ft del inicio del morro de la aeronave.
- Del borde de salida del ala tomado desde la raíz hacia el final del fuselaje (la cola) debe haber una distancia de 1,62 ft.
- El centro del estabilizador vertical está ubicado a 1,30 ft a lo ancho del fuselaje.
- El borde de ataque del estabilizador vertical está ubicado a 17 ft respecto al morro y a 3,79 ft respecto a la cola de la aeronave.
- La altura del ala respecto al piso de la aeronave es de 1,39 ft.
- La altura del canard respecto al piso de la aeronave es de 1,54 ft.

Como resultado se puede observar la figura 156 donde se encuentra el ensamble final de la aeronave en una vista Isométrica. Las demás vistas pueden ser observadas en el Anexo AT; al igual que los dibujos de pieza con las ubicaciones más relevantes anteriormente descritas pueden ser vistas en los Anexos AU, AV, AW, AX, AY.

Figura 156. Ensamble de la Aeronave, vista Isométrica, Software SOLIDWORKS 2015.



Fuente. Autores del proyecto

14. SIMULACIONES DEL COMPORTAMIENTO DEL FLUIDO

Uno de los objetivos del presente proyecto es realizar la simulación en un sistema computacional de comportamiento del fluido (CFD), sobre las piezas diseñadas como el canard, ala y el estabilizador vertical, con el fin de establecer su conducta con respecto al fluido, que en este caso es el aire.

A través del proyecto se ha manejado el software XFLR5 el cual es una óptima herramienta en el análisis dinámico de perfiles aerodinámicos, alas y aeronaves pero con una limitación, que su fiabilidad se encuentra ligada a trabajar a bajos números de Reynolds. Así mismo el software que se utilizó para el diseño de las piezas fue SolidWorks 2014, el cual poseía una herramienta extra para la simulación de fluidos “Flow Simulation”. Sin embargo se buscaba obtener una excelente precisión en los resultados a obtener de la simulación, con el fin de realizar una comparación con los resultados de los cálculos, así como de las pruebas realizadas en el túnel de viento. Por lo cual se optó por hacer uso del software “ANSYS”, el cual ha sido utilizado por compañías como Ferrari y Boeing, y cuyos resultados han demostrado ser más precisos en aplicaciones de simulación de fluidos.

La realización de las simulaciones del comportamiento del fluido sobre el canard, ala y estabilizador vertical han sido una meta con gran complejidad para alcanzar, pero que a la vez otorga grandes resultados numéricos y gráficos. El obtener este tipo de resultados conlleva a seguir unos pasos de forma consecutiva pero que si estos no se llevaran a cabo, los resultados no se lograrían obtener o peor aún serían unos resultados erróneos. Con el fin de que la complejidad del software no sea un obstáculo en las explicaciones del producto obtenido, se ha determinado que se dividirá el capítulo en tres partes así:

- Primera parte: se brindara un paso a paso de la forma en que se carga las piezas, se realiza el túnel de viento virtual, se procede a enmallar y preparación de los parámetros para el túnel y el fluido a utilizar.
- Segunda parte: se obtienen los resultados numéricos y se realizan las gráficas de comportamiento de estos datos obtenidos en los diferentes ángulos de exposición al fluido de cada una de las piezas.
- Tercera parte: se otorga la visualización del comportamiento del fluido antes, sobre y después de pasar la pieza. Así como los coeficientes de presión y velocidad del fluido.

14.1 PREPARACIÓN DE LAS PIEZAS

Se hace uso del software ANSYS 15, el cual es utilizado para la simulación del comportamiento de estructuras, volúmenes, fluidos, transferencia de calor y otras

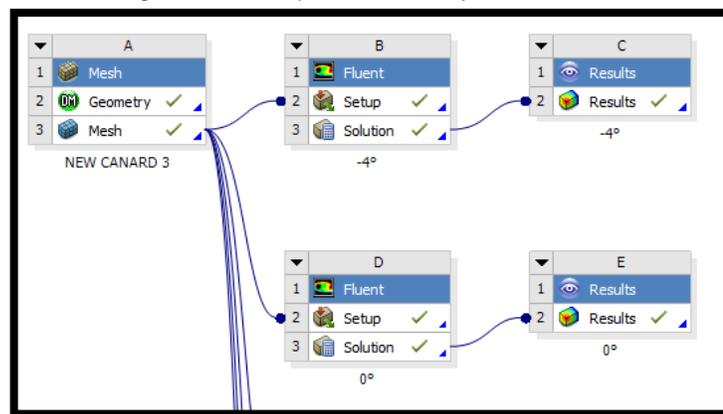
más opciones. De este software se hizo uso de la herramienta *FLUENT*, la cual genera el comportamiento de fluidos llegando a la solución de las simulaciones haciendo uso de la teoría de comportamiento por elementos finitos. En este proyecto se someterán tres piezas ala, canard y estabilizador vertical al paso del fluido (aire) a una velocidad de 246,42 Ft/s, que es la velocidad crucero que se proyecta obtener con la aeronave en diseño.

Sin embargo es necesario darle ciertas cualidades a cada pieza, crear el túnel de viento virtual, y posteriormente generar un enmallado, que es una de las fases que permitirán obtener una fiabilidad en los resultados. Una breve variación en alguna de estas fases puede generar cambios en los procesos posteriores por lo cual es necesario prestarle la debida importancia a cada paso.

14.1.1 Canard

Se inició con la simulación de la pieza del “canard”, en donde se buscó hallar las fuerzas de sustentación (Lift) y de arrastre (Drag). Se decidió que el proyecto de simulación en el software debe ser dividido en partes, debido a que se realizarían varias simulaciones de la pieza en diferentes ángulos de ataque y que sería necesario verificar los resultados obtenidos continuamente, siendo necesario dejar las simulaciones realizadas en el software en completa disponibilidad, en caso de ser necesario su observación nuevamente.

Figura 157. Esquema del Proyecto – Canard



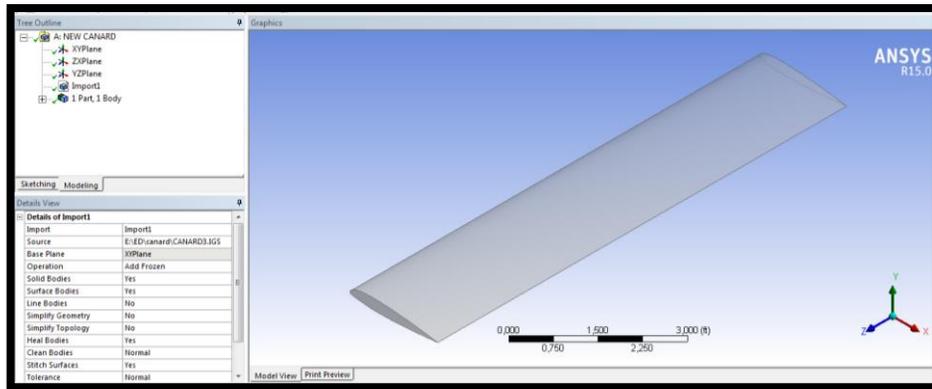
Fuente. Autores del Proyecto.

14.1.1.1 Importación de la geometría

Las piezas que se someterán a la simulación en Ansys fueron previamente modeladas en “SolidWorks” (Software Tipo CAD); con el fin de hacer las piezas compatibles con Ansys, se hizo necesario guardarlas con formato o extensión “.IGS”. En el primer bloque se importa la pieza, se realiza el túnel de viento virtual,

cajas de dominio, nombramiento de partes y posteriormente el enmallado del medio de estudio.

Figura 158. Importar la Geometría - Canard



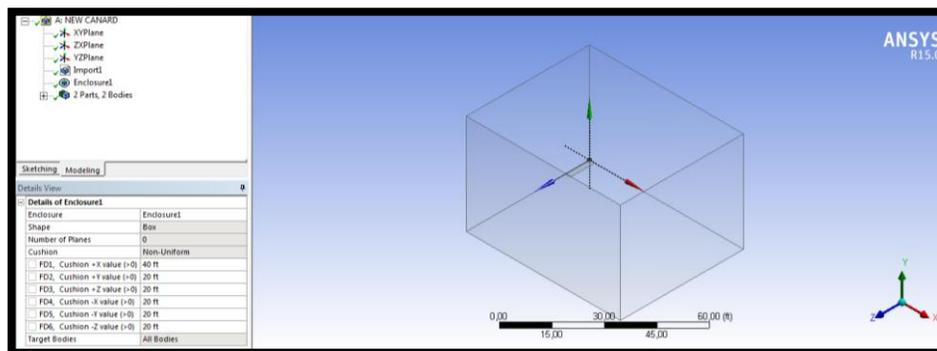
Fuente: Autores del Proyecto.

Se importa la geometría del plano en este caso el “CANARD”, la cual posee las siguientes dimensiones:

- Envergadura: $b = 9,7 \text{ ft}$
- Cuerda: $C = 2,08 \text{ ft}$
- Superficie alar: $S = 20,176 \text{ ft}^2$

Posteriormente se procede a crear un “túnel de viento virtual” en el cual se someterá esta geometría a las diferentes pruebas de generación de fluidos y cambios en el ángulo de ataque. El “túnel virtual” es una caja llamada *DOMINIO DE FLUJO* que es un campo en el espacio, donde se desarrollaran todos los cálculos necesarios para hallar una solución a la simulación. Las dimensiones que se le otorgaran a este campo se basaron en la longitud de la cuerda de la pieza (Canard). A partir del leading edge o borde de ataque del canard se toma 10 veces la cuerda hacia el frente, arriba, lados, y 20 veces la cuerda hacia la parte posterior. Con la herramienta “Enclosure” se genera este espacio como se observa en la figura 159:

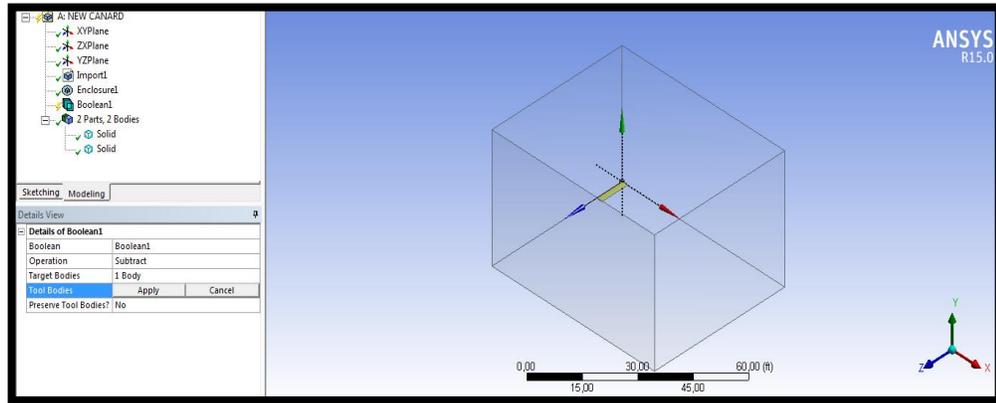
Figura 159. Herramienta Enclosure - Sistema de Unidades



Fuente: Autores del Proyecto.

Posteriormente mediante la herramienta “Boolean”, se le indica al software que debe sustraer la geometría del canard de la geometría creada por el Dominio de Flujo, con el fin de que el fluido asimile la variación del espacio geométrico.

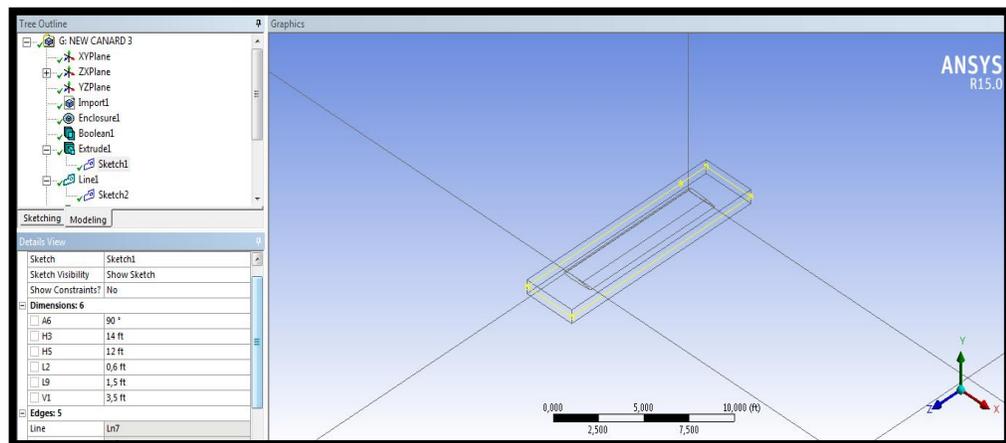
Figura 160. Selección “Boolean”



Fuente: Autores del Proyecto.

A continuación se crea otra caja que el software asimilara como “Body of Influence” CUERPO DE INFLUENCIA, con la cual se pretende que la malla en esta caja será más densa, es decir tendrá más nodos y elementos con el fin de que los cálculos de la simulación sean más precisos en esta zona.

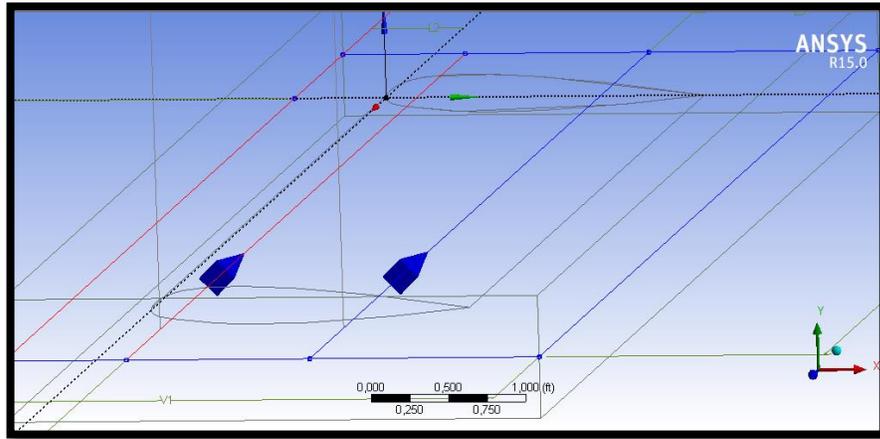
Figura 161. Creación del Body of Influence - Canard



Fuente: Autores del Proyecto.

Ahora se busca mejor precisión sobre la superficie del plano al dividirlo en tres partes, sobre los cuales al igual que en el anterior paso la malla será más densa. Sobre la caja se trazan dos líneas paralelas al Leading Edge y al Trailing Edge, la primera al 10% de la cuerda del LE y la segunda al 30% de la cuerda desde él TE y estas se proyectan sobre el plano o canard, para así mismo dividirlo en estas partes. A continuación es posible pasar a generar el enmallado.

Figura 162. Generar Operación Booleana

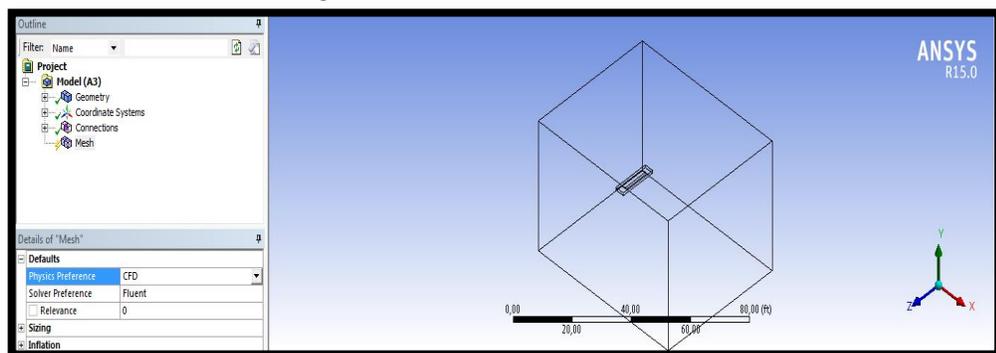


Fuente: Autores del Proyecto.

14.1.1.2 Enmallado

A continuación en el primer bloque se procede a abrir el programa “Mesh”, aplicación que permite realizar el enmallado de la pieza y el dominio de flujo de acuerdo a un previo estudio, en el cual se tiene en cuenta la necesidad de precisión de los cálculos de la simulación y la capacidad de recursos ofrecida por el hardware o máquina desde la cual se realizará la simulación. Al inicio del programa es necesario verificar que en detalles del enmallado se encuentre como preferencia física “CFD” y solución “Fluent”. Esto se realiza con el fin de que el software al realizar el enmallado asimile que se trabajará una simulación de fluidos y se hará con un “Dominio de Flujo”.

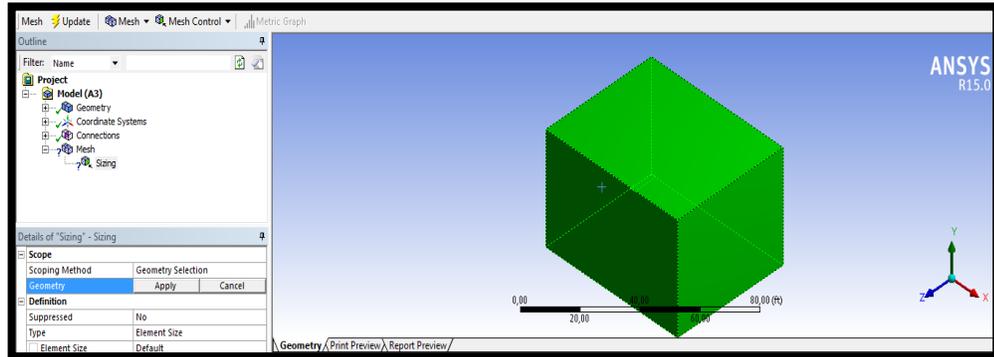
Figura 163. Pantalla de Inicio “Mesh”



Fuente: Autores del Proyecto.

A continuación a través de la herramienta “Mesh Control” y haciendo uso de “Sizing” se determinará la densidad del enmallado, indicando primero cuál es el Dominio de Flujo y a continuación cuál será el cuerpo de influencia “Body of Influence”.

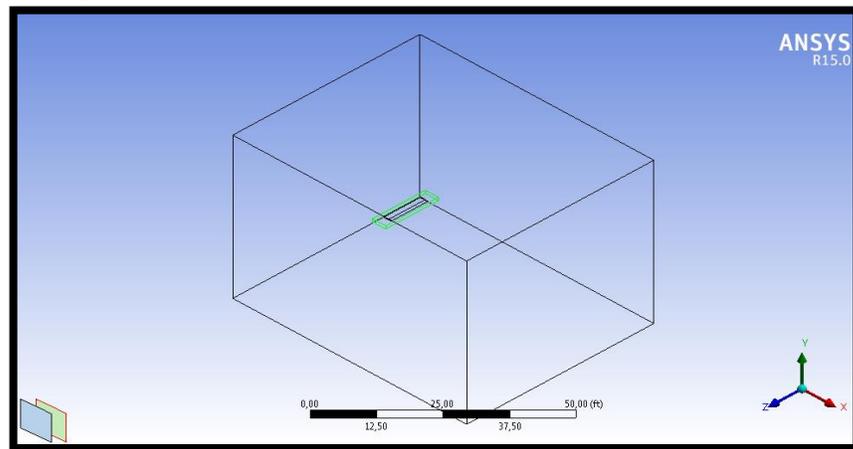
Figura 164. Selección del Dominio de Flujo en Mesh - Canard



Fuente: Autores del Proyecto.

El cuerpo de influencia en la geometría de cuerpos, se debe ocultar con el fin de facilitar la selección de las caras del modelo a las que se aplicara una densidad de malla específica.

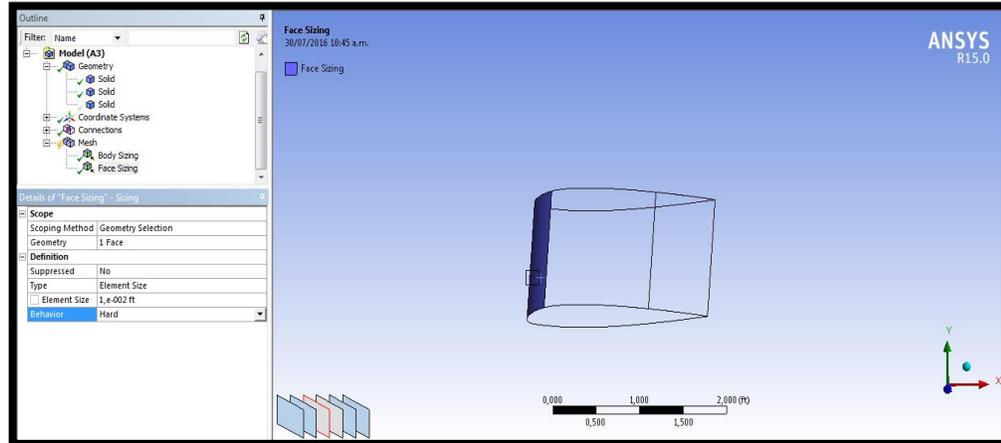
Figura 165. Selección del Cuerpo de Influencia en Mesh - Canard



Fuente: Autores del Proyecto.

Posteriormente se estableció el tamaño de la malla para cada una de las caras del plano (Canard), que se habían establecido con anterioridad en la geometría. En donde al borde de ataque y al borde de fuga se les estableció un tamaño en los elementos de 0,03 ft, a las superficies inferior y superior de 0,05 ft. Este tamaño se estableció de acuerdo a los recursos del hardware en que la cantidad total de elementos no debía de sobrepasar del millón quinientos mil (1'500.000), para que la maquina o computadora tomara entre 3 y 5 horas para realizar cada simulación cuyo máximo tope era de 500 interacciones.

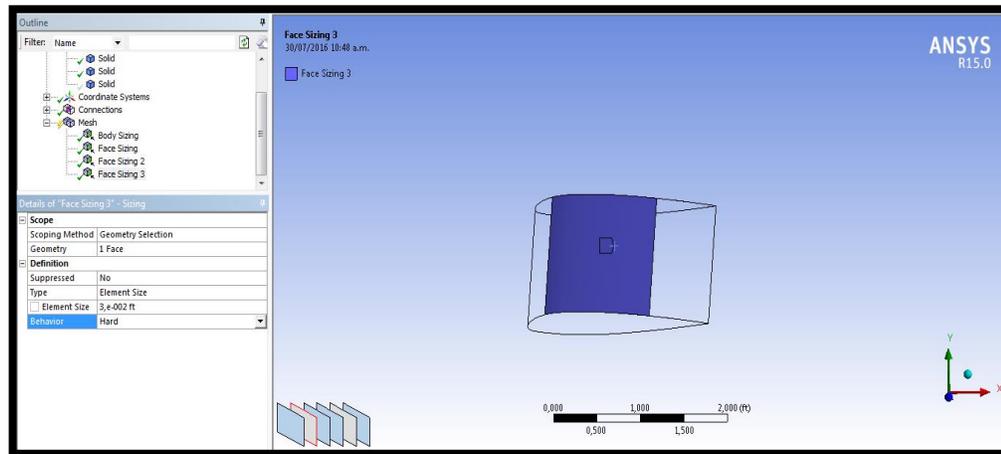
Figura 166. Detalle de Malla para el Leading Edge - Canard



Fuente: Autores del Proyecto.

De la misma forma en todas las partes en las que se dividió el canard, se indicó que el comportamiento del enmallado debería ser duro “Hard”, el cual permite mantener un tamaño uniforme de la malla según las especificaciones dadas.

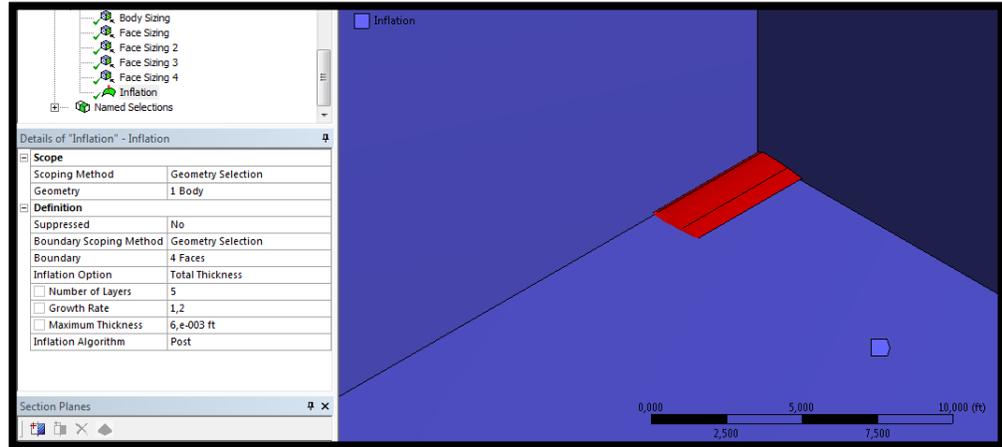
Figura 167. Detalle de Malla para Superficie Superior - Canard



Fuente: Autores del Proyecto.

Otra de las herramientas utilizadas de “Mesh Control” es “Inflation” la cual permite brindar características específicas a una zona del enmallado a la cual se le desea generar capas. Aquí se escogió toda la superficie del canard y se generan 5 capas con un máximo grosor de 0,006 ft, estos valores también se determinan según los recursos de la maquina o hardware para mantener un equilibrio entre la calidad y cantidad de los cálculos y tiempo usado para realizar la simulación.

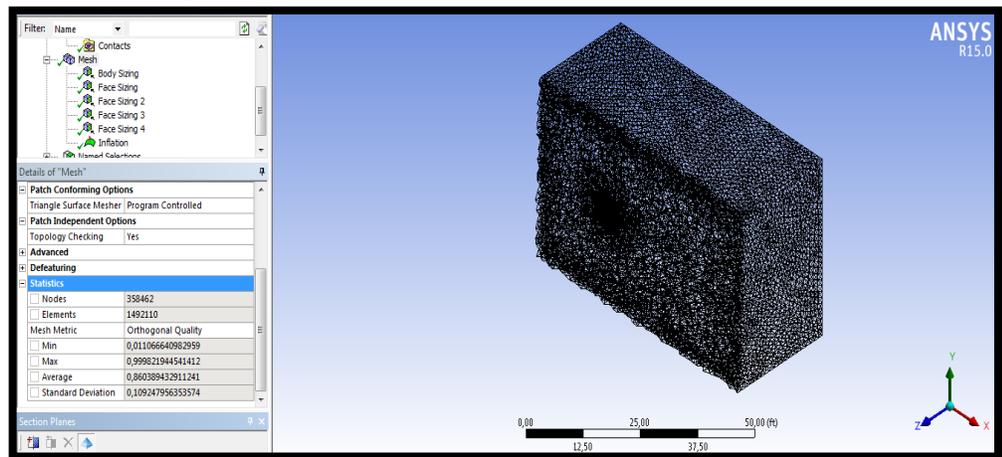
Figura 168. Detalle de "Inflation" - Canard



Fuente: Autores del Proyecto.

Para terminar esta parte se genera la malla, para lo que la aplicación toma un poco de tiempo para realizar el enmallado de acuerdo a las características dadas. A continuación se pueden observar la cantidad de nodos y elementos generados por la malla y las características previas que se le suministraron. En esta pieza se generaron 358.462 nodos y 1'492.110 elementos. A continuación se puede observar el resultado del enmallado obtenido, a través de una vista en perspectiva con un corte.

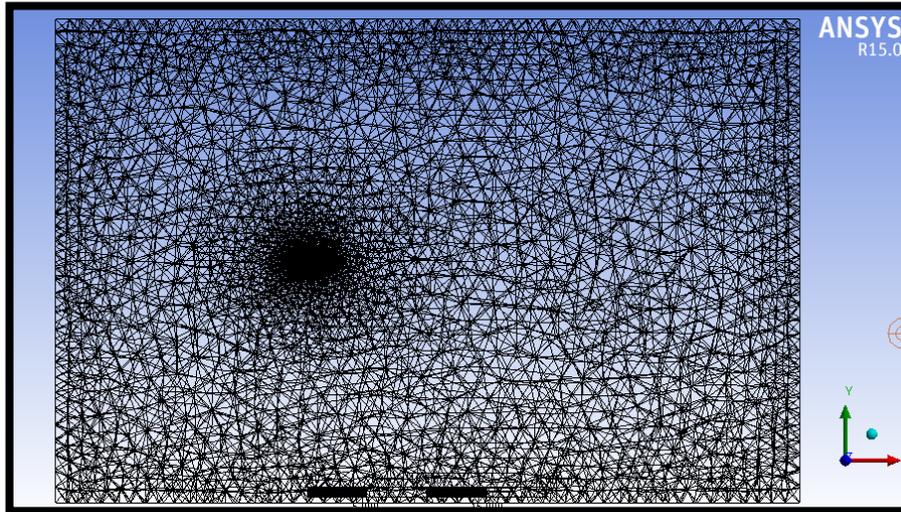
Figura 169. Enmallado Final Canard – Perspectiva en Corte



Fuente: Autores del Proyecto.

De este corte se presenta una vista lateral del enmallado, donde se puede observar que en las zonas cercanas a la pieza hay una densidad superior de nodos y elementos.

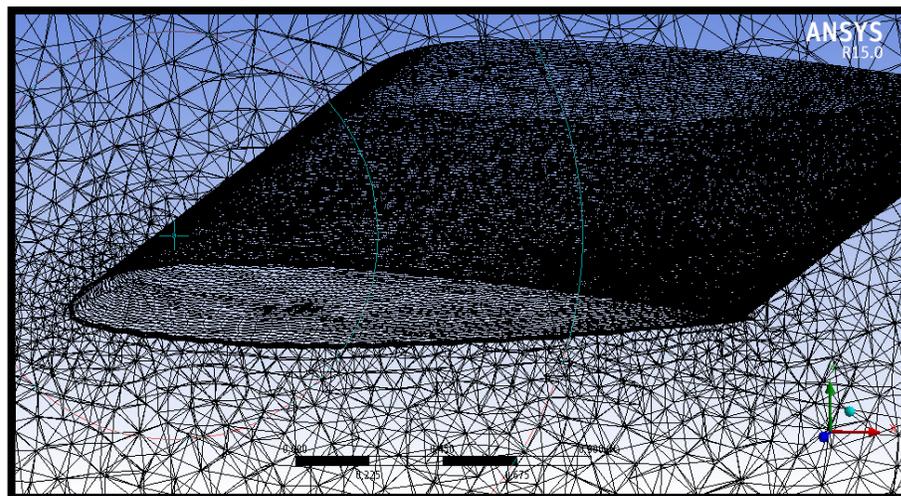
Figura 170. Enmallado Final Canard – Lateral en Corte



Fuente: Autores del Proyecto.

Detalle del enmallado del canard y del espacio en sus zonas más próximas.

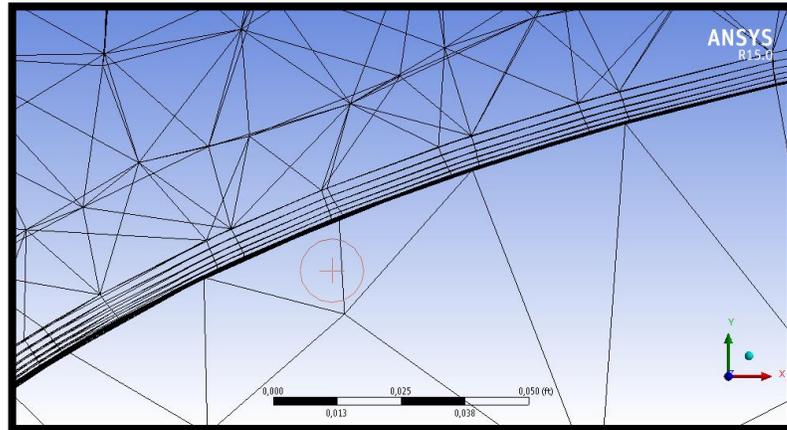
Figura 171. Detalle de "Inflation" I - Canard



Fuente: Autores del Proyecto.

Haciendo uso de una vista en gran detalle se puede visualizar las diferentes capas que se generaron en el enmallado alrededor del canard, de la forma progresiva que se pasa de una capa a otra y de los diferentes tipos de malla generados según sea el sólido y el fluido.

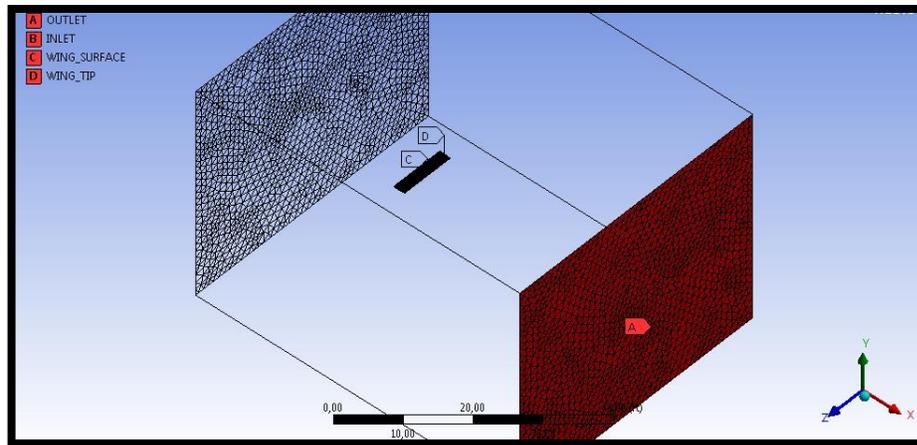
Figura 172. Detalle de "Inflation" II - Canard



Fuente: Autores del Proyecto.

A continuación se procede a nombrar en el "Túnel Virtual" las partes que influirán en la extracción de resultados como el Inlet y Outlet, es decir las caras del dominio de flujo por donde ingresara y saldrá el fluido, así mismo los segmentos del plano o canard en las cuales se enfocara obtener el resultado de las fuerzas aplicadas y los coeficientes de sustentación (lift) y arrastre (drag).

Figura 173. Detalle de "Inflation" III - Canard



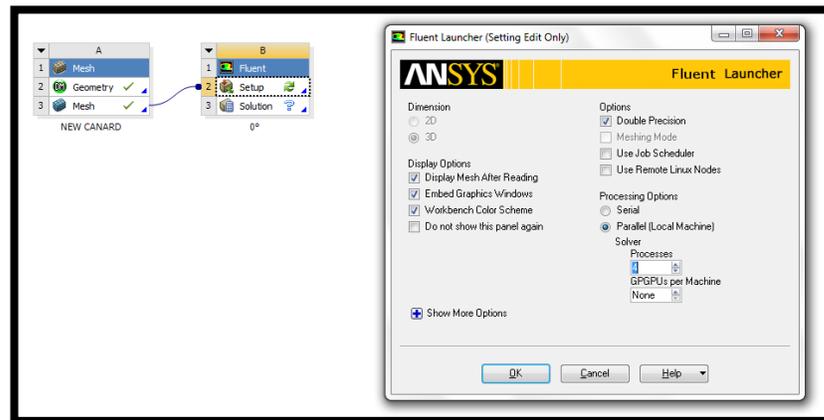
Fuente: Autores del Proyecto.

Posteriormente se verifican que las partes nombradas correspondan a la designación y por último se puede cerrar la aplicación de enmallado "Mesh", dándose por finalizado este bloque.

14.1.1.3 Montaje en Fluent

En el Workbench del software Ansys, se procede hacer uso del complemento “Fluid Flow (FLUENT)”, la cual se enlazó automáticamente con el anterior bloque donde se trabajó la geometría y el enmallado del proyecto. Este nuevo bloque tendrá que crearse nuevamente cada vez que se pretenda variar el grado inflexión del fluido sobre el plano o pieza, en este caso el canard. Al iniciar “Fluent” se debe seleccionar la caja de doble precisión, la cual le permite realizar al programa cálculos cuya interpolación permita como su nombre lo indica una “doble precisión”.

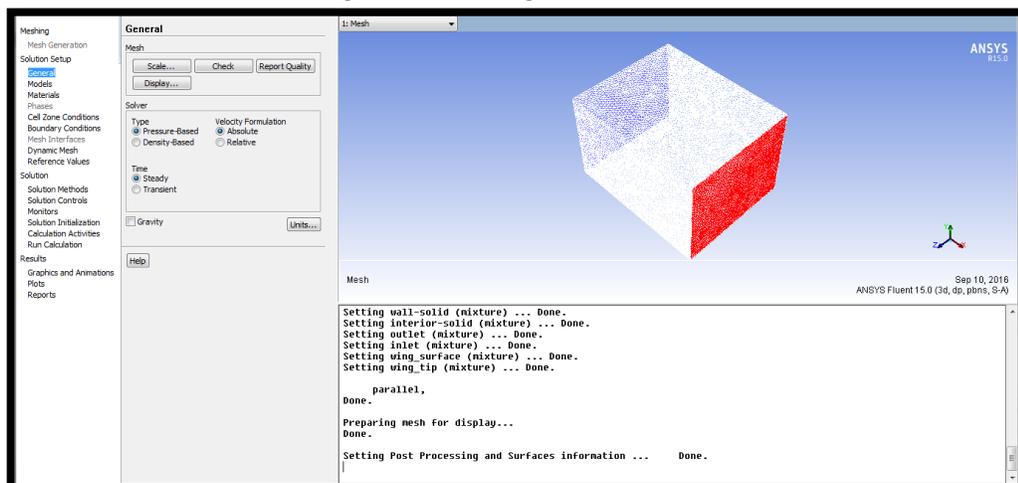
Figura 174. Pantalla de Acceso a “Fluent”



Fuente: Autores del Proyecto.

A continuación al abrir la ventana de Fluent, se carga automáticamente el proyecto apareciendo la pieza y el túnel enmallado, permitiendo determinar que la parte de color azul es el inlet y la parte de color rojo es el outlet.

Figura 175. Configuración General

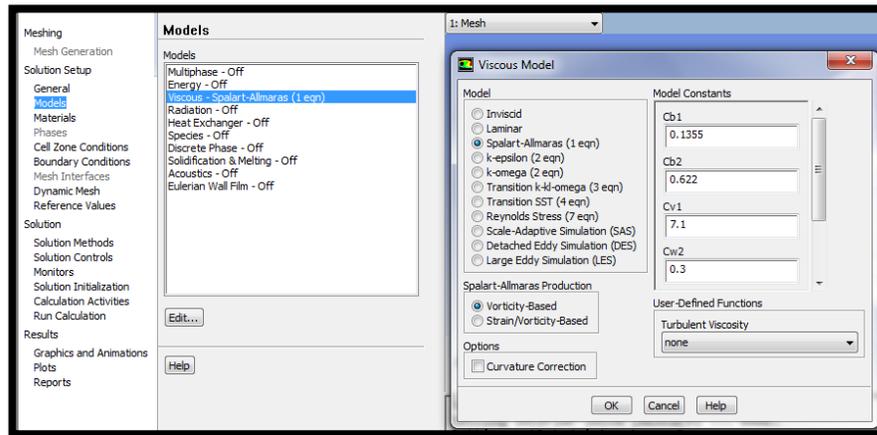


Fuente: Autores del Proyecto.

En la anterior figura 175, en la pantalla de configuración general se puede indicar a la aplicación que revise el enmallado y verificar la calidad del mismo. Así mismo en las casillas de selección se indica que hallara una solución tomando como base la presión, teniendo en cuenta se trabajara con un fluido incompresible debido a su velocidad subsónica, la cual es constante.

En modelos de turbulencia se escoge la opción de “Spalart-Allmaras”. Este es un modelo de una sola ecuación para la solución de las ecuaciones de transporte con viscosidad turbulenta. Se diseñó para aplicaciones aeroespaciales en los cuales los flujos se encuentren limitados por paredes, mostrando excelentes resultados para la capa límite.

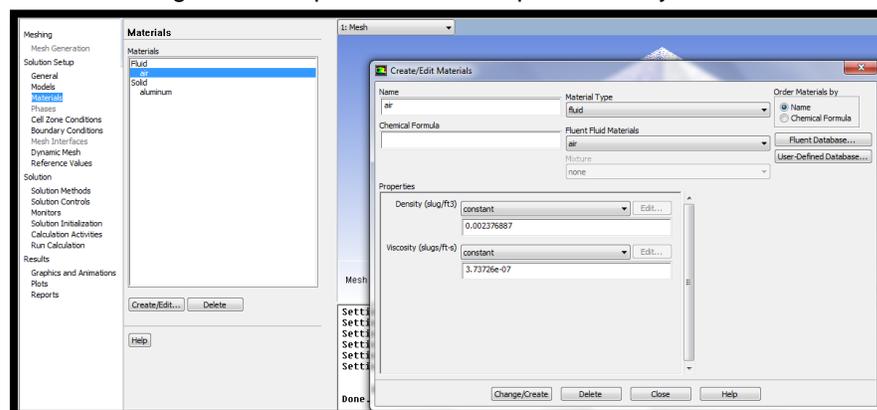
Figura 176. Modelo de Viscosidad



Fuente: Autores del Proyecto.

En materiales se verifica que el fluido, sea aire con las características propias de viscosidad y densidad a nivel del mar, así como la parte solida de las piezas se determinó que es aluminio y se debe verificar las características de densidad propias de este material.

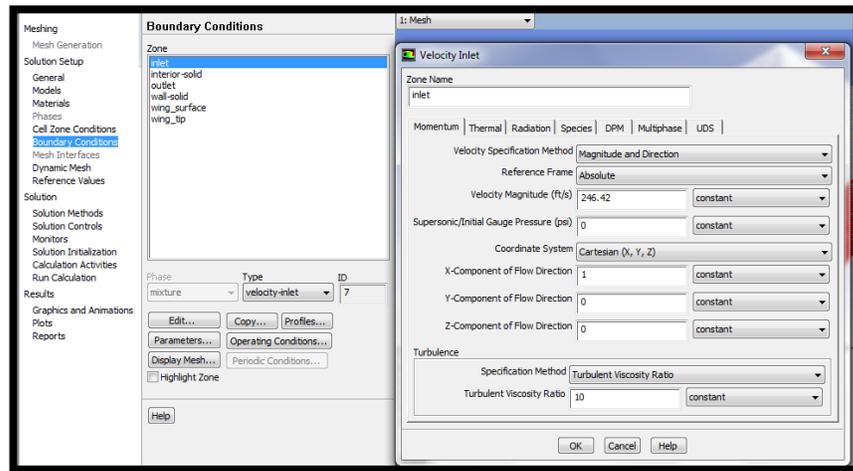
Figura 177. Tipo de Materiales para Solido y Fluido



Fuente: Autores del Proyecto.

En las Condiciones de Frontera en la zona de “Inlet” se aplican las condiciones del fluido desde esta parte del túnel de viento, en donde se indica la velocidad absoluta del fluido la cual es de 246,42 ft/s y la dirección del fluido por componentes en los ejes X y Y, cuyo valor varía de acuerdo al ángulo al cual se realiza la simulación. En este punto es la única zona que se varían los valores por defecto.

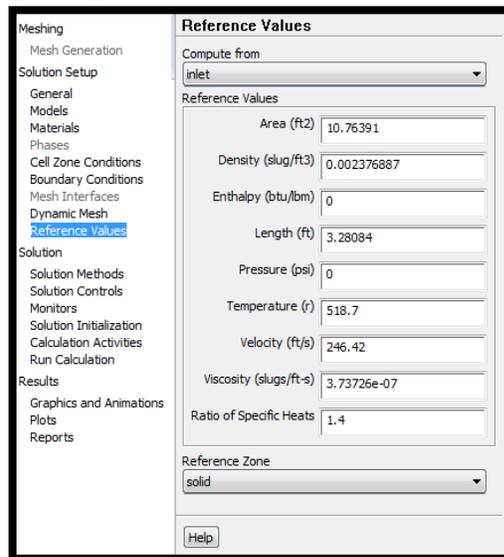
Figura 178. Condiciones de Frontera – Velocidad en Inlet



Fuente: Autores del Proyecto.

En Valores de Referencia (Reference Values), se verifican que los valores de las condiciones que se aplicaran en la simulación concuerden con los ingresados con anterioridad, así mismo por recomendaciones del software se debe indicar que los cálculos deberán iniciar desde el “Inlet”. Figura 179.

Figura 179. Valores de Referencia



Fuente: Autores del Proyecto.

Se continúa en el menú con Métodos de solución (Solution Methods) figura 180, en el cual se activan las siguientes herramientas:

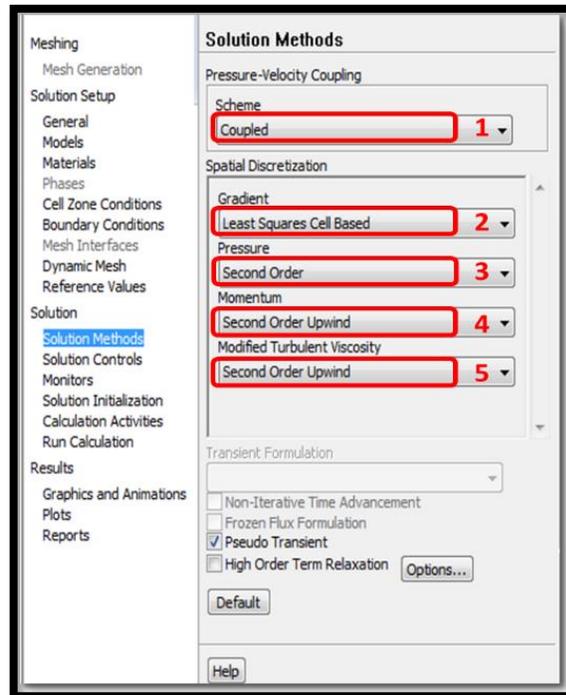
1. **Scheme: Coupled.** Esta opción se obtiene al seleccionar al inicio de la simulación que la solución se hallara usando como base los algoritmos de presión. Al seleccionar “Coupled” se obtiene un algoritmo con mayor robustez y eficiencia en la fase de implementación para flujos de estado constante, como lo es el caso del presente proyecto.
2. **Gradient: Least Squares Cell Based.** Los gradientes son necesarios para construir valores escalares en la caras de las celdas y para computar las derivadas de velocidad. “Least Squares Cell Based” es un método de solución en el cual se asume una variación lineal, ofreciendo una gran precisión, con un bajo gasto de recursos computacionales.
3. **Pressure: Second Order.** Esta es la opción por defecto del software para la interpolación de valores de presiones sobre las caras. El esquema de “Second Order” reconstruye la presión sobre las caras haciendo uso de una diferenciación central.
4. **Momentum: Second Order Upwind.** El software necesita almacenar a través de esquemas valores discretos de los escalares de las celdas, entonces “Upwind” significa que los valores de las caras son derivados de las cantidades de las celdas previas. Por recomendaciones de ANSYS, para mallas triangulares y tetraedros donde el flujo no se alinea con el enmallado se obtendrán resultados más precisos usando la discretización de segundo orden. En el “Second Order Upwind” todas las cantidades sobre la cara de las celdas son calculadas usando una aproximación a una reconstrucción lineal multidimensional. En esta aproximación el alto grado de precisión es alcanzado a través de una expansión de las series de Taylor sobre la solución en el centro de las celdas.
5. **Modified Turbulent Viscosity: Second Order Upwind.** Se busca alcanzar una alta precisión en los resultados como se explicó en el ítem inmediatamente anterior.

Así mismo al habilitar la casilla de “Pseudo Transient” se permite el uso del algoritmo del mismo nombre, que inserta un término inestable a la solución de las ecuaciones con el fin de perfeccionar la estabilidad y convergencia. La selección de estas características se puede apreciar en la figura 180.

En Controles de la solución (Solution Controls), se cambia únicamente el valor de Viscosidad Turbulenta (Modified Turbulent Viscosity) a 0.9, ya que un valor cercano

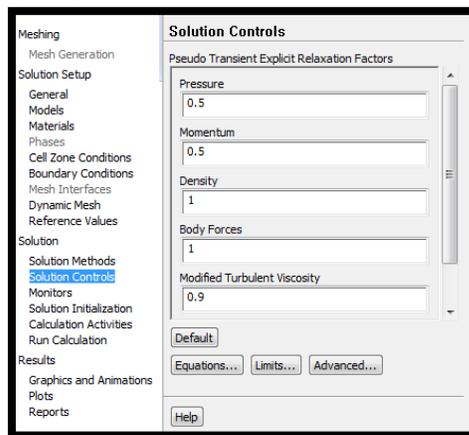
a 1 permite conseguir una rápida convergencia. Los demás valores se dejan por defecto. Figura 181.

Figura 180. Métodos de Solución



Fuente: Autores del Proyecto.

Figura 181. Valores de Referencia

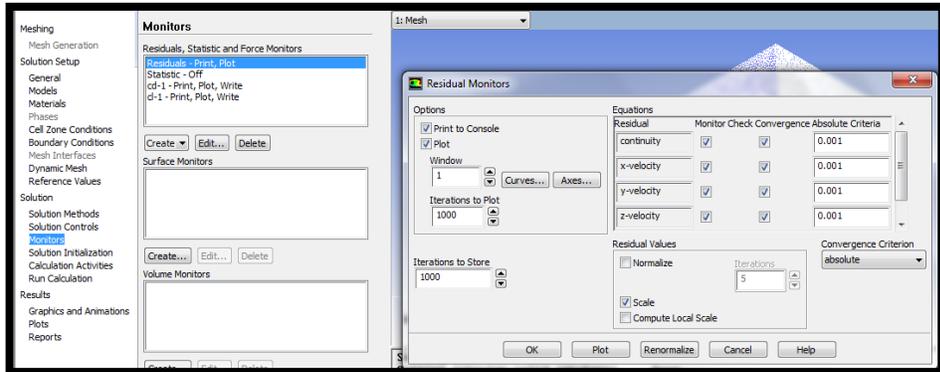


Fuente: Autores del Proyecto.

En Monitores (Monitors) se verifica que está habilitada la función de graficar las tramas de las ecuaciones residuales hasta llegar a la convergencia, como la continuidad y velocidad en los diferentes ejes X, Y, Z. Posteriormente se deben integrar los parámetros de coeficiente de drag y lift, para que de la misma forma se

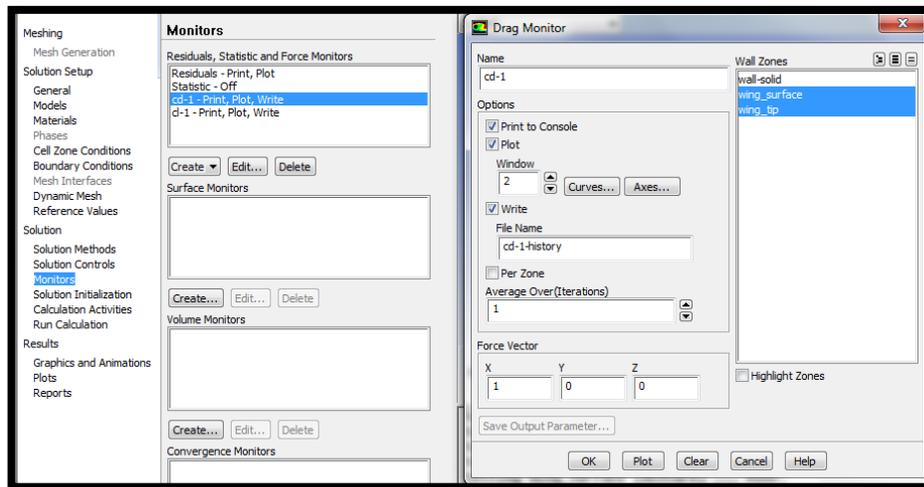
grafique su convergencia e indique el cambio del valor en el vector fuerza deseado. Estas configuraciones se pueden observar en las figuras 182 y 183.

Figura 182. Monitorear - Residuales



Fuente: Autores del Proyecto.

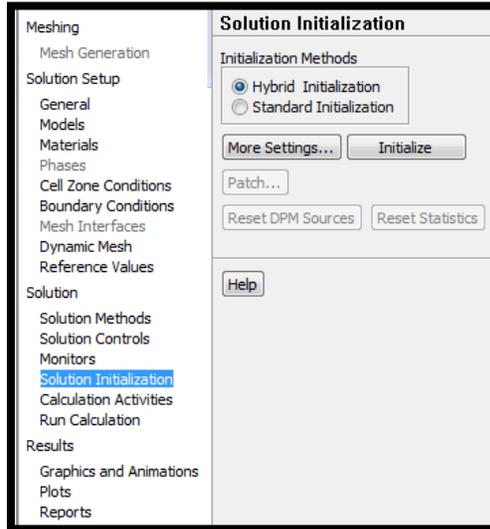
Figura 183. Monitorear – Coeficientes de Drag y Lift



Fuente: Autores del Proyecto.

En “Solution Initialization” se elige el método “Hybrid Inialization” (ver figura 184), ya que combina procedimientos y métodos de interpolación de contorno. Este complemento resuelve mediante ecuaciones de Laplace los campos de velocidad y presión. El software asigna automáticamente valores en función de dominio promedio o de interpolación particular a las otras variables como la temperatura, turbulencia, fracciones de especies, y fracciones de volumen entre otras, Así mismo se hace uso de la inicialización con los parámetros “fmg”, los cuales permiten llegar a una solución un poco más rápido sin afectar la fiabilidad y precisión de los resultados, como se observa en la figura 184.

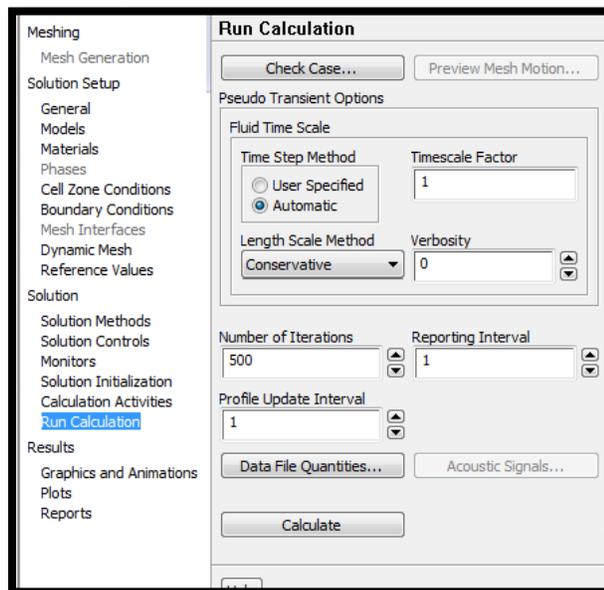
Figura 184. Métodos para Inicialización de la Solución



Fuente: Autores del Proyecto.

Para proceder a iniciar la simulación (Run Calculation), se indica el número de interacciones deseadas y el intervalo de reporte de las mismas. Debido a recursos de la máquina o computador disponible y buscando a la vez precisión en los resultados de la simulación se optó por realizar 500 interacciones, en todas las simulaciones. Figura 185.

Figura 185. Número de Interacciones



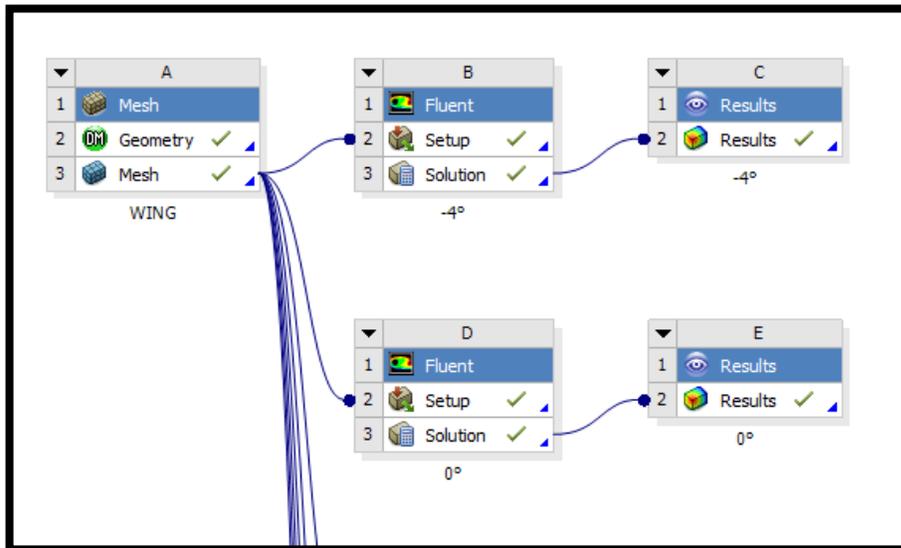
Fuente: Autores del Proyecto.

Realizadas las configuraciones anteriormente descritas, se procedió a iniciar el cálculo de la simulación. Este mismo procedimiento se debió realizar para los diferentes ángulos a los cuales se expuso el fluido sobre el canard.

14.1.2 Ala

En la sección alar se buscan obtener los resultados que permitan respaldar el diseño del ala, ya que es necesario que otorgue una buena sustentación para soportar el peso de toda la aeronave y además con su diseño en flecha invertida ofrezca la capacidad de realizar maniobras que permitan el control y maniobra de la aeronave como se exige en los requerimientos de la aeronave. Se realizaron simulaciones a diversos ángulos de ataque (-4° , 0° , 4° , 12° , 20° , 30° , 40°), donde se obtuvieron resultados sobre fuerzas generadas y coeficientes de lift – drag (sustentación – arrastre), de la misma forma se lograron obtener imágenes de la presión y velocidad del fluido sobre el plano.

Figura 186. Esquema del Proyecto - Ala

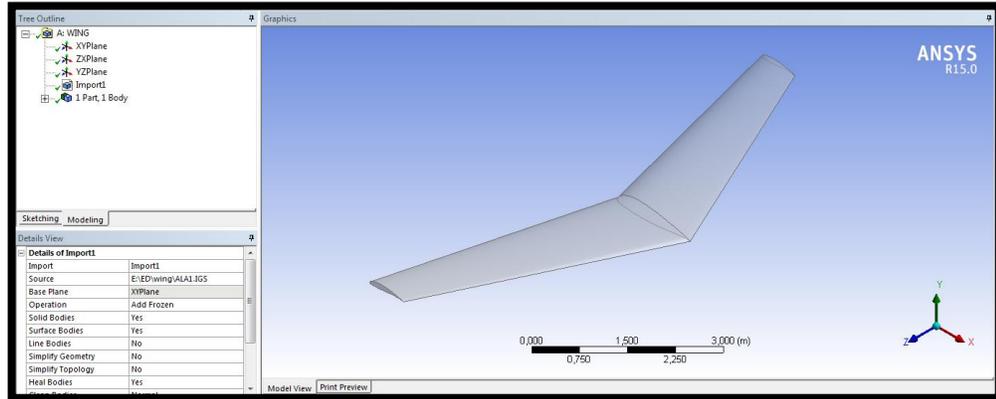


Fuente: Autores del Proyecto.

14.1.2.1 Importación de la geometría

Con la realización previa del modelo en el software CAD, se efectuó la importación la geometría de la sección alar en el formato “.IGS”, donde se realizara al igual que en la preparación de la pieza anterior, el túnel de viento virtual, cajas de dominio, nombramiento de partes y enmallado.

Figura 187. Importar la Geometría - Ala



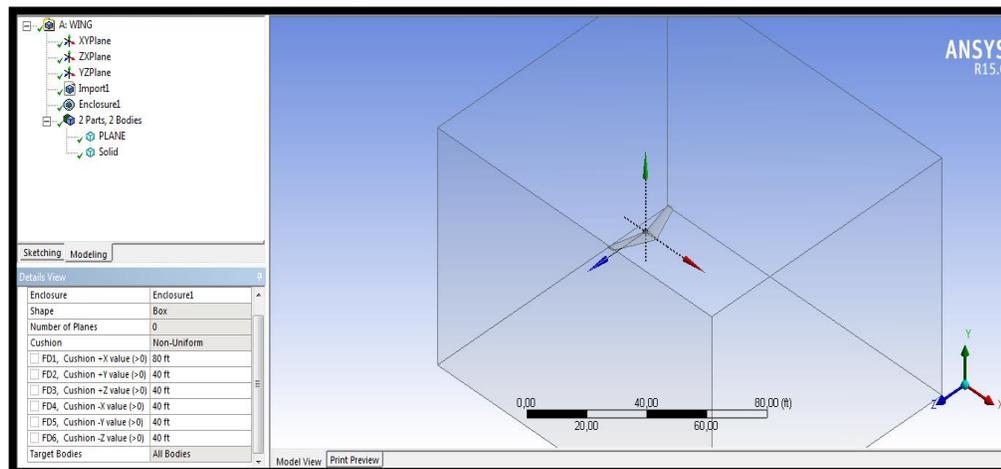
Fuente: Autores del Proyecto.

Las dimensiones de la geometría importada (Ala) son las siguientes:

- Envergadura: $bv = 28,37 \text{ ft}$
- Cuerda Media: $C = 4,05 \text{ ft}$
- Cuerda de Raíz: $Cvr = 5,3 \text{ ft}$
- Cuerda de Punta: $Cvt = 2,44 \text{ ft}$
- Superficie alar: $Sv = 114,94 \text{ ft}^2$

En la barra de herramientas, se encuentra la herramienta “Tools” en la que se hace uso de la opción “Enclosure”; esta opción genera alrededor de la pieza un rectángulo que cumplirá la función de túnel de viento, cuyas dimensiones se basan en la cuerda media aerodinámica del ala, la cual se aproximó a 4 pies, y a partir del leading edge o borde de ataque del canard se toma 10 veces la cuerda hacia el frente, arriba, lados, y 20 veces la cuerda hacia la parte posterior. Figura 188.

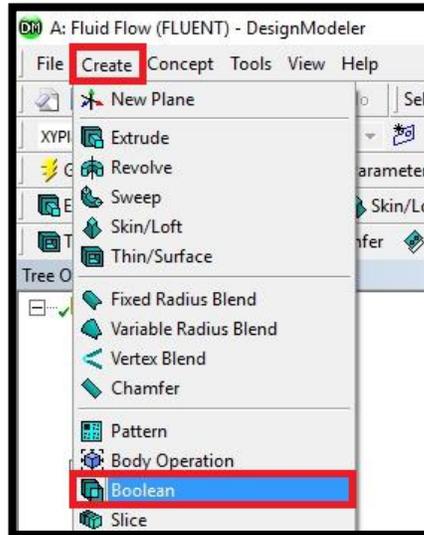
Figura 188. Opción “Enclosure”



Fuente: Autores del Proyecto.

Con la ayuda de la herramienta “Boolean” (Figura 189), se sustrae la geometría del ala del túnel de viento virtual, con el fin de que el software asimile la variación de formas y espacios en el interior del dominio de flujo.

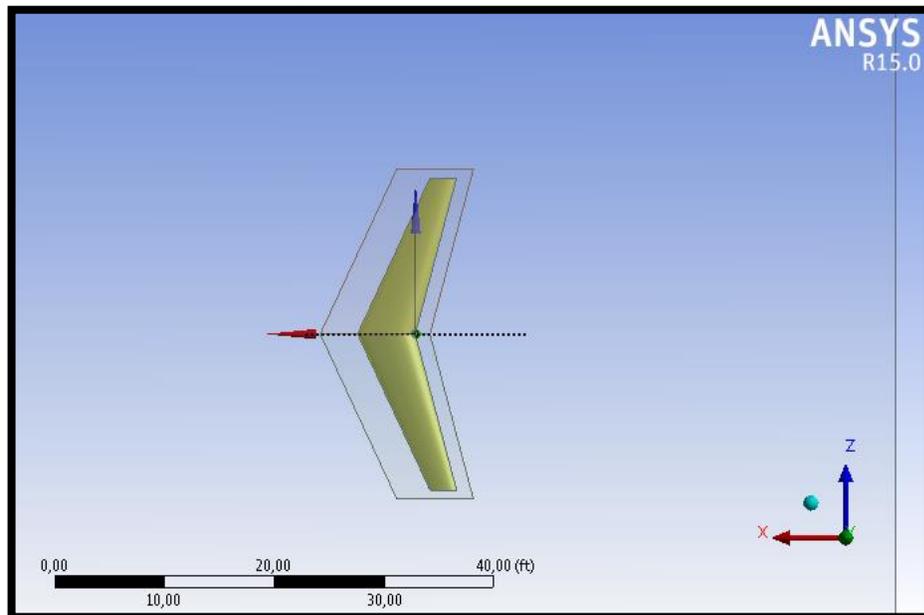
Figura 189. Herramienta “Boolean”



Fuente: Autores del Proyecto.

A continuación se introdujo la pieza dentro de un cuerpo de influencia o “Body of Influence”, recordando que es una caja de dimensiones menores en el cual se realizara un enmallado más denso para obtener una mayor precisión en los cálculos.

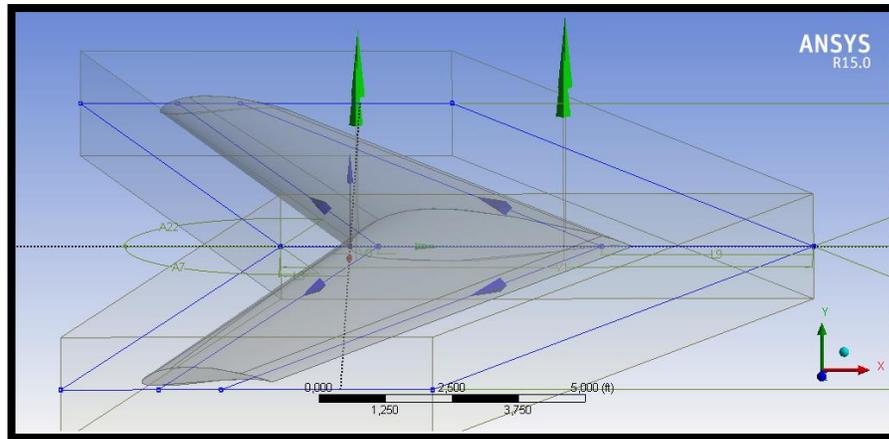
Figura 190. Body of Influence - Ala



Fuente: Autores del Proyecto.

Sobre esta caja de menores dimensiones se trazara dos líneas al 10% y 75% de la cuerda de raíz, las cuales se proyectaran a la superficie del ala y quedara a su vez dividida en tres partes, para poder enmallar el leading edge y trailing edge de forma más precisa.

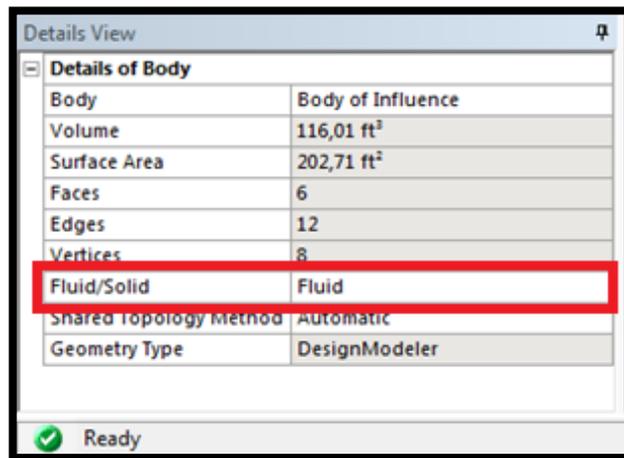
Figura 191. Cuerpo de Influencia y División del Plano



Fuente: Autores del Proyecto

Es de importancia indicar en la creación del cuerpo de influencia, que esta geometría hace parte del fluido.

Figura 192. Detalles del Cuerpo.

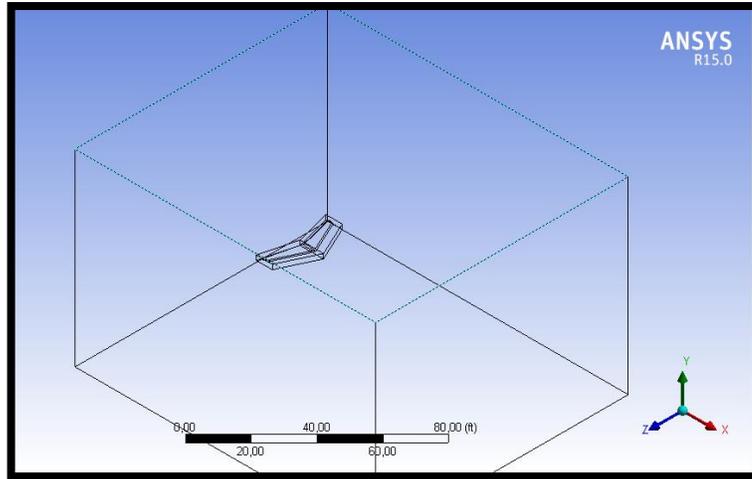


Fuente: Autores del Proyecto.

14.1.2.2 Enmallado

Se retorna a la pantalla principal del complemento Workbench, se ejecuta la opción “Meshing” que es la encargada de la configuración del enmallado total de los elementos (Pieza, Cuerpo de Influencia y Túnel de Viento) que se trabajaron en la sección anterior.

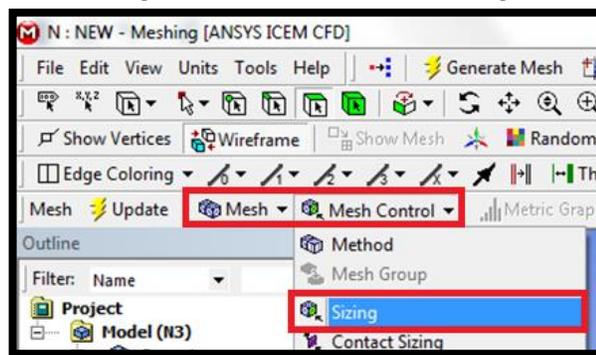
Figura 193. Importación de la Geometría para el Enmallado de la Sección Alar



Fuente: Autores del Proyecto.

Seguido se procede a definir el dimensionamiento de la malla en la sección alar, en el Body of Influence y posterior en el túnel de viento. Se selecciona la pieza, se dirige a la herramienta “Mesh Control” y posterior la opción “Sizing” como se aprecia en la figura 194 dada a continuación.

Figura 194. Mesh Control - Sizing

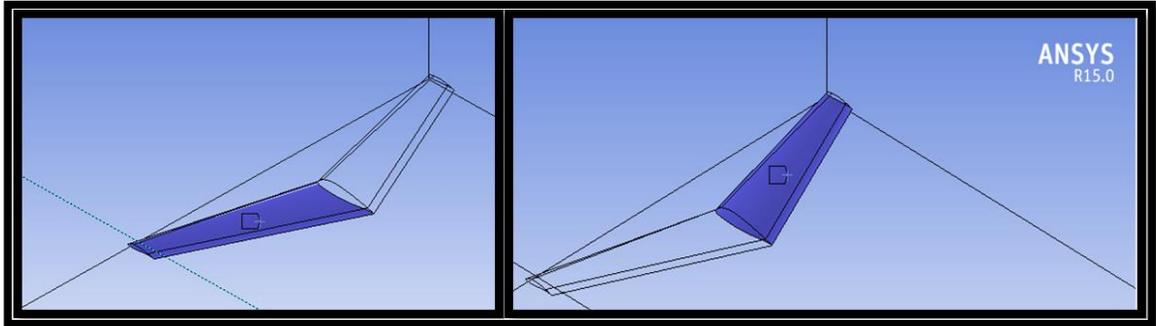


Fuente: Autores del Proyecto.

En el dimensionamiento del enmallado se seleccionaron diferentes configuraciones dependiendo de la pieza que se estuviera trabajando, por ejemplo la configuración de la malla del túnel quedo por “Default”, mientras que el cuerpo de influencia se le

indico 0,03 ft y sección alar de 0,05 ft en las dimensiones de la malla. Esta configuración en el espacio próximo a la pieza, el enmallado es más fino y al alejarse su tamaño desciende progresivamente, fenómeno conocido como “Inflation”. El comportamiento del enmallado en todas las piezas fue seleccionado “Hard” que mantiene el tamaño de la malla uniforme según las características indicadas. En la figura 195 expuesta a continuación, se puede apreciar la selección de las caras de la sección alar con el fin de configurar el dimensionamiento del enmallado.

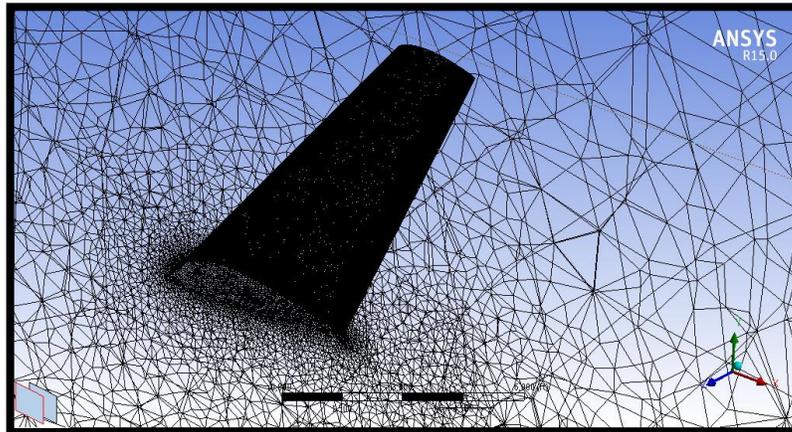
Figura 195. Selección de Caras Sección Alar



Fuente: Autores del Proyecto.

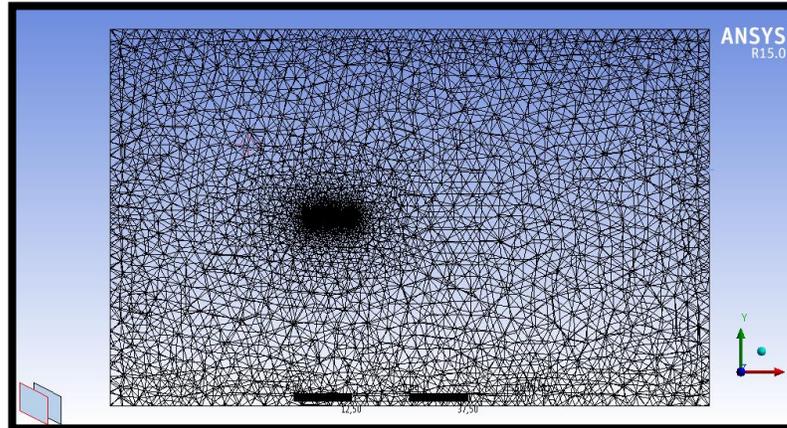
Al finalizar las configuraciones del enmallado, se procede a ejecutar la opción “Generate Mesh”, cuyo resultado se puede apreciar en las figuras 196 y 197.

Figura 196. Enmallado General de la Sección Alar



Fuente: Autores del Proyecto.

Figura 197. Vista Lateral - Enmallado Sección Alar



Fuente: Autores del Proyecto.

En la sección “Details of Mesh” se puede observar el tipo de enmallado, la calidad ortogonal, la cantidad de nodos y de elementos, así como sus dimensiones mínimas y máximas, el promedio y la desviación estándar de la malla.

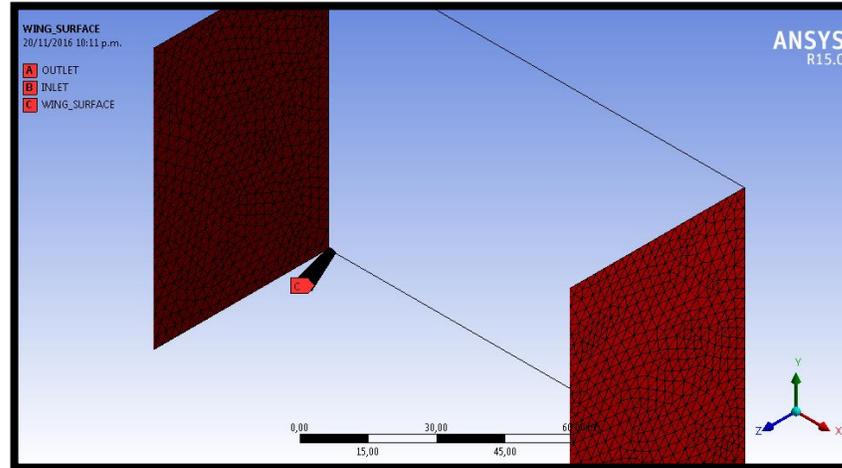
Figura 198. Detalles del Enmallado – Sección Alar

Details of "Mesh"	
<input type="checkbox"/> Patch Conforming Options	
Triangle Surface Mesher	Program Controlled
<input type="checkbox"/> Patch Independent Options	
Topology Checking	Yes
<input type="checkbox"/> Advanced	
<input type="checkbox"/> Defeaturing	
<input type="checkbox"/> Statistics	
<input type="checkbox"/> Nodes	425035
<input type="checkbox"/> Elements	2344649
Mesh Metric	Orthogonal Quality
<input type="checkbox"/> Min	0,155537315464785
<input type="checkbox"/> Max	0,997519922698117
<input type="checkbox"/> Average	0,857245367905548
<input type="checkbox"/> Standard Deviation	0,084565660082605

Fuente: Autores del Proyecto.

Es necesario nombrar o identificar las secciones del túnel de viento; como la sección de entrada y la sección de salida, la superficie y punta del ala, así como las paredes del túnel de viento. En la figura 199 se puede apreciar.

Figura 199. Nombre de las Partes en el Enmallado



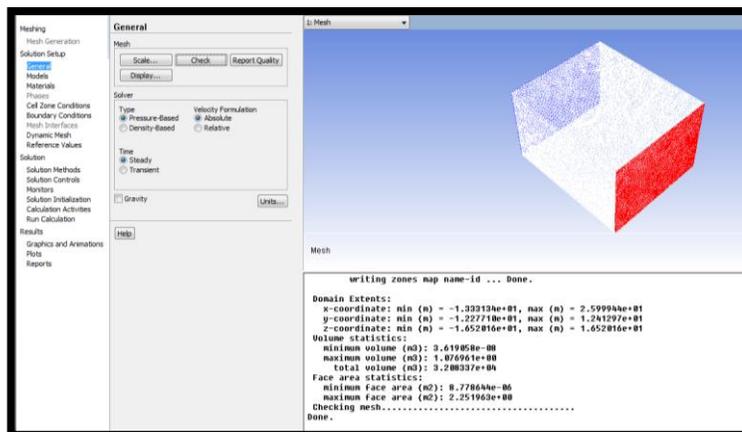
Fuente: Autores del Proyecto.

Se procede a guardar los trabajos realizados en la aplicación de enmallado, se puede cerrar y volver a la pantalla principal de Workbench en el menú interactivo de “Fluid Flow (FLUENT)”, donde se enlazara el enmallado de la pieza con el siguiente paso en la simulación que es cargar el enmallado “Meshing” en Fluent.

14.1.2.3 Montaje en Fluent

El paso a seguir en el menú interactivo es el complemento “Setup”; para desplegar de forma paralela el complemento “Fluent”, donde se abrirá una nueva ventana donde el software carga el enmallado y la geometría que se trabajó con anterioridad. Donde se puede observar que debido a los nombre asignados en la parte del enmallado, se asimila automáticamente cual es el inlet y outlet, es decir la entrada (pared azul) y salida (pared roja) del fluido. Figura 200.

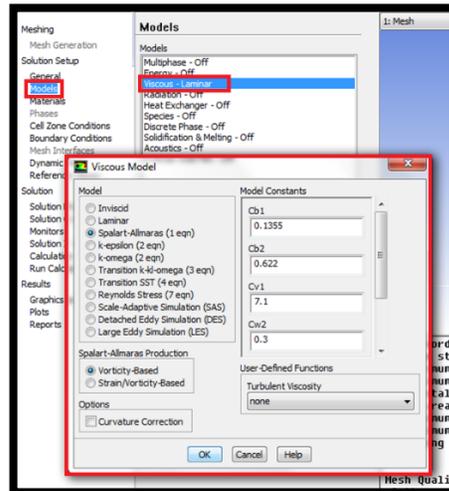
Figura 200. Complemento Fluent - Ala



Fuente: Autores del Proyecto.

Se debe continuar con iguales características de configuración de la simulación en todas las piezas, por lo cual en los modelos de turbulencia se escoge “Viscous-laminar”; el modelo matemático por el cual se solucionarán los cálculos de la simulación es “Spalart-Almaras”. Ver figura 201.

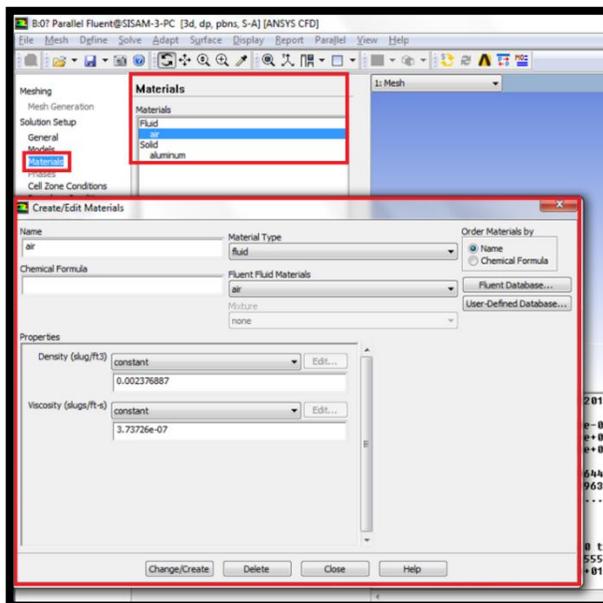
Figura 201. Configuración Viscosidad del Modelo – Sección Alar



Fuente: Autores del Proyecto.

Posteriormente del menú principal, se selecciona “Materials” y se elige el tipo de material según corresponda, sólido “Aluminium” y el fluido “Air” verificando que sus valores correspondan a la densidad y viscosidad deseada. Figura 202.

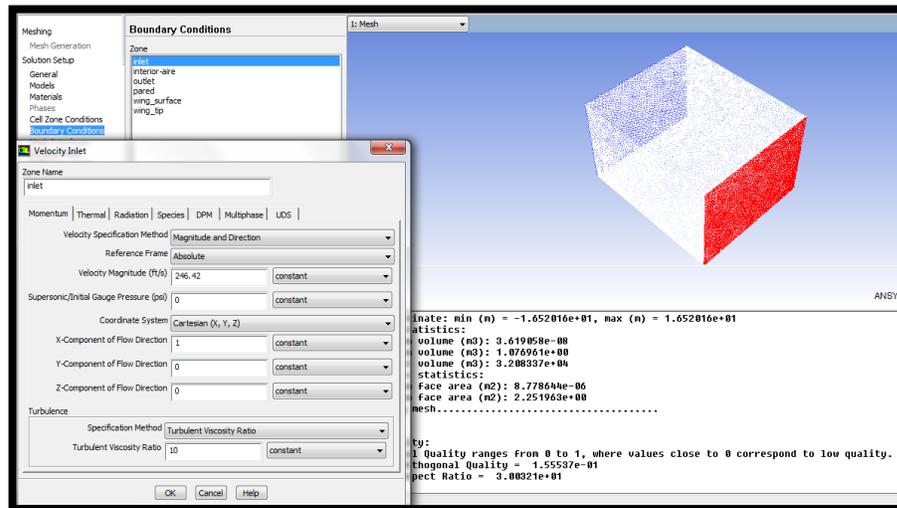
Figura 202. Configuración del Material - Propiedades del Fluido



Fuente: Autores del Proyecto.

Se escoge “Boundary Conditions”, seguido la Zona “Inlet”, que es una de las secciones nombradas del túnel de viento virtual, se ingresa el valor de la velocidad y el ángulo del fluido como se puede apreciar en la figura 203.

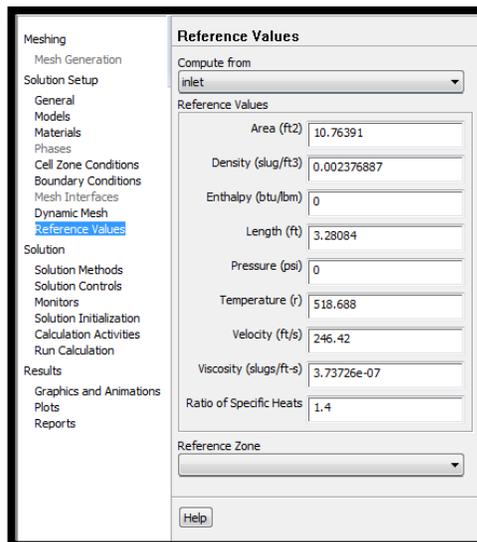
Figura 203. Boundary Conditions – Sección Alar



Fuente: Autores del Proyecto.

De igual forma se verifican los valores de referencia que serán utilizados a lo largo de la simulación para el cálculo de los coeficientes de lift y drag. Ver figura 204.

Figura 204. Valores de Referencia de la Sección Alar

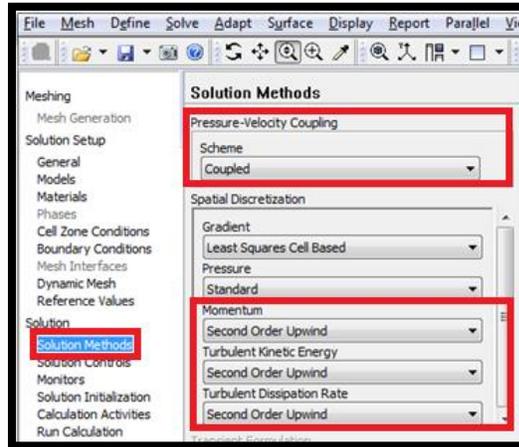


Fuente: Autores del Proyecto.

De nuevo, a mano izquierda en la sección “Solution”, primero se elige la opción “Solution Methods”, en el cual se indica que se trabajara en un esquema acoplado,

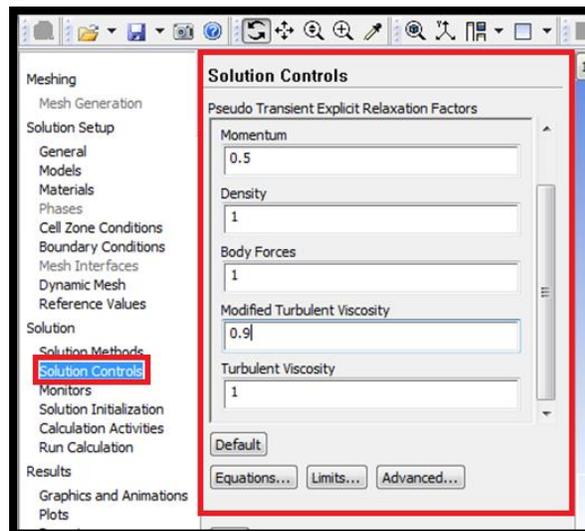
un sistema de celdas de mínimos cuadrados, presión y momento de segundo orden. En el presente proyecto en la sección “14.1.1.3 Montaje en Fluent” en la página 316 y figura 180, se explica de forma detallada la selección de las herramientas necesarias para alcanzar una solución. Segundo se elige la opción “Solution Controls”, donde se especifican valores de momento, densidad, fuerzas del cuerpo, viscosidad turbulenta y su factor de corrección. Las anteriores configuraciones pueden apreciar en las figuras 205 y 206.

Figura 205. Métodos de Solución de la Sección Alar



Fuente: Autores del Proyecto.

Figura 206. Controles de Solución de la Sección Alar

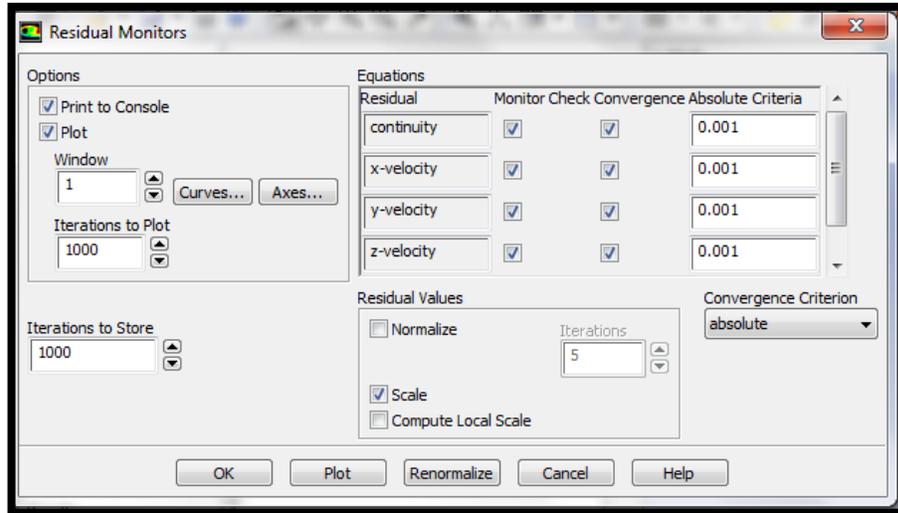


Fuente. Autores del Proyecto.

En la sección “Monitors”, se establecen los parámetros sobre los que la simulación realizara un seguimiento, los cuales son el coeficiente de sustentación y resistencia, figura 208; para esto es necesario verificar con anterioridad que las casillas de

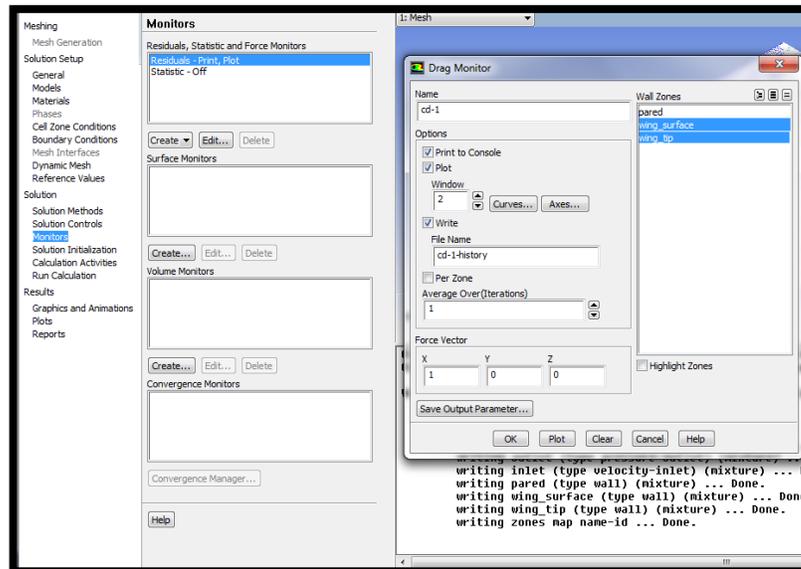
continuidad y velocidad en X, Y, Z se encuentren activas como se aprecia en la figura 207.

Figura 207. Parámetros a Monitorear Sección Alar



Fuente: Autores del Proyecto.

Figura 208. Parámetros a Monitorear - Coeficientes de Drag y Lift

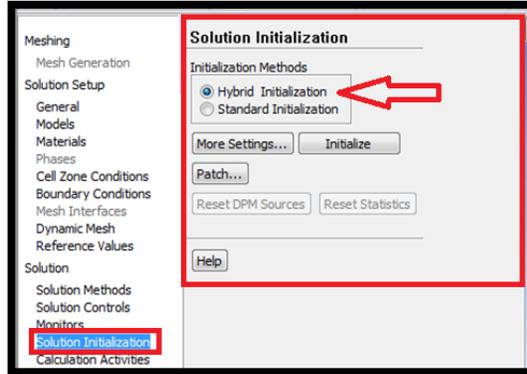


Fuente: Autores del Proyecto.

Se visualiza la selección sobre los Métodos de Inicialización para la solución (Solution Initialization), los cuales son necesarios para proveer al software una solución inicial del flujo sobre un campo. Aquí se escogió la Inicialización Hibrida (Hybrid Initialization) ya que esta es la más aconsejable cuando se mantendrá una

magnitud de velocidad constante y se enfoca en solucionar por métodos de interpolación las ecuaciones de Laplace para determinar la velocidad y los campos de presión.

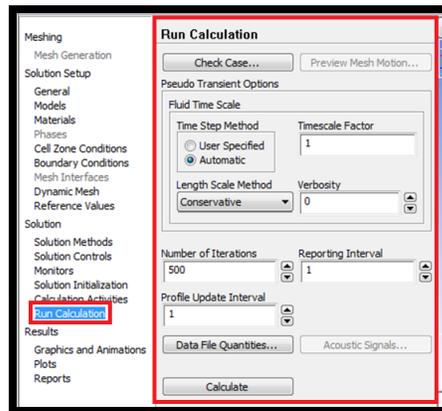
Figura 209. Inicialización de la Solución de la Sección Alar



Fuente: Autores del Proyecto.

En la sección “Run Calculation” se establece la cantidad de interacciones deseadas (500 interacciones) y el intervalo de las mismas en las que se desea llevar un seguimiento. Para finalizar, se procede a dar inicio a la simulación en la casilla “Calculate”.

Figura 210. Configuración Interacciones e Inicio de Cálculos

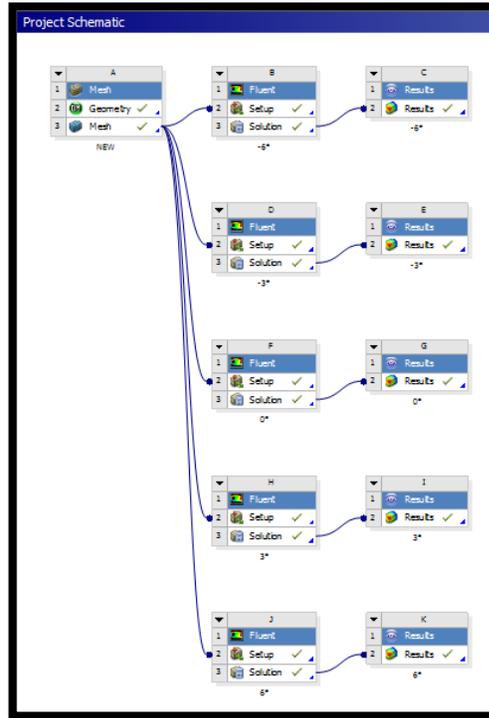


Fuente: Autores del Proyecto.

14.1.3 Estabilizador Vertical

En el estabilizador vertical se hace presente una variación en la forma de realizar las mediciones del fluido, ya que se desea obtener son las fuerza laterales y no se espera que el fluido tenga la posibilidad de pasar en la zona inferior de este, ya que puede generar que algún tipo de torbellino sobre esta zona pueda afectar en los resultados. El diseño está basado en un perfil alar simétrico con el fin de que las fuerzas que presenten posean la misma magnitud cuando se expongan a una variación de grados y en sentido opuesto.

Figura 211. Esquema del Proyecto - Estabilizador Vertical

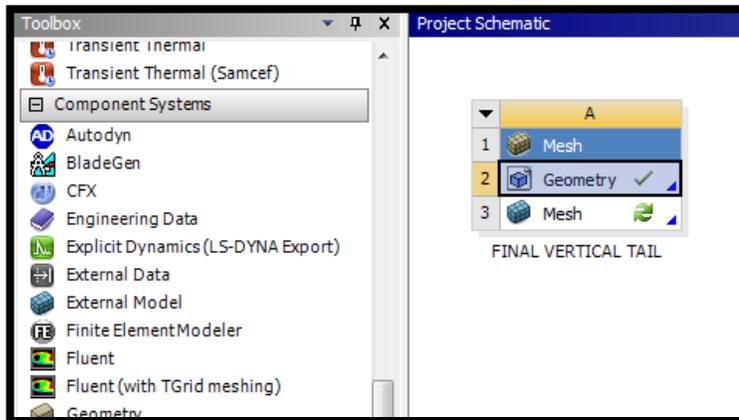


Fuente: Autores del Proyecto.

14.1.3.1 Importación de la geometría

Se procede a importar la geometría del estabilizador vertical en el formato “.IGS”, para establecer el túnel de viento y enmallado a ser utilizado.

Figura 212. Plataforma ANSYS Workbench – Importar Geometría Estabilizador Vertical



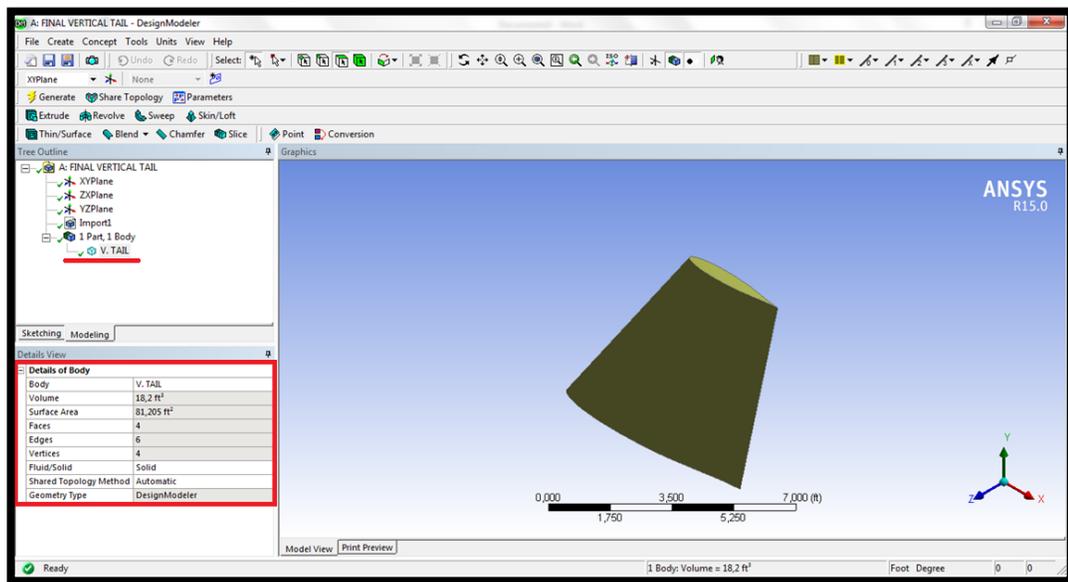
Fuente: Autores del Proyecto.

A continuación se recuerdan las dimensiones que posee dicha superficie:

Envergadura: $bv = 7,04 \text{ ft}$
Cuerda Media: $C = 5,41 \text{ ft}$
Cuerda de Raíz: $Cvr = 6,93 \text{ ft}$
Cuerda de Punta: $Cvt = 3,53 \text{ ft}$
Superficie alar: $Sv = 38,2 \text{ ft}^2$

Se procede a generar un nombre en el árbol de acciones, así como se verifica que la pieza tenga el parámetro de sólido y corroborando que la superficie y volumen se encuentre dentro de los cálculos.

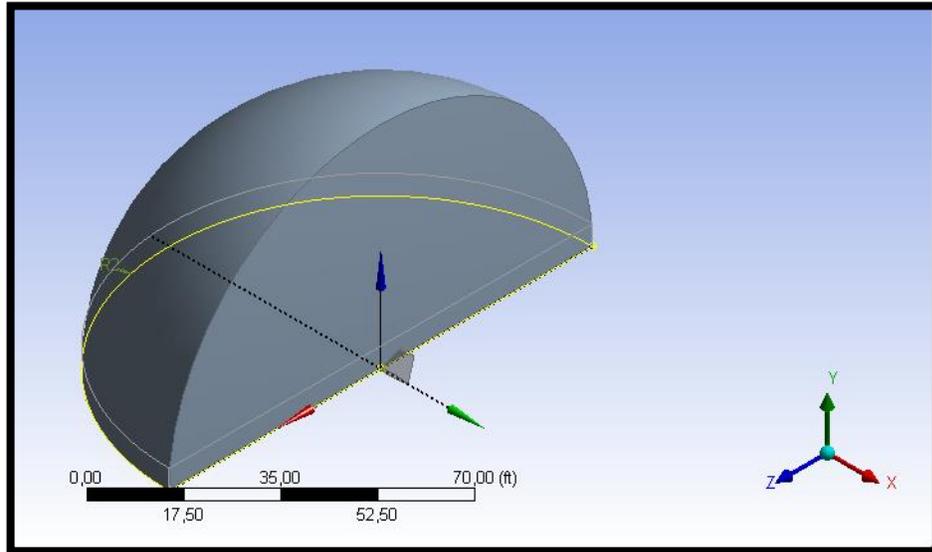
Figura 213. Geometría del Estabilizador Vertical



Fuente: Autores del Proyecto.

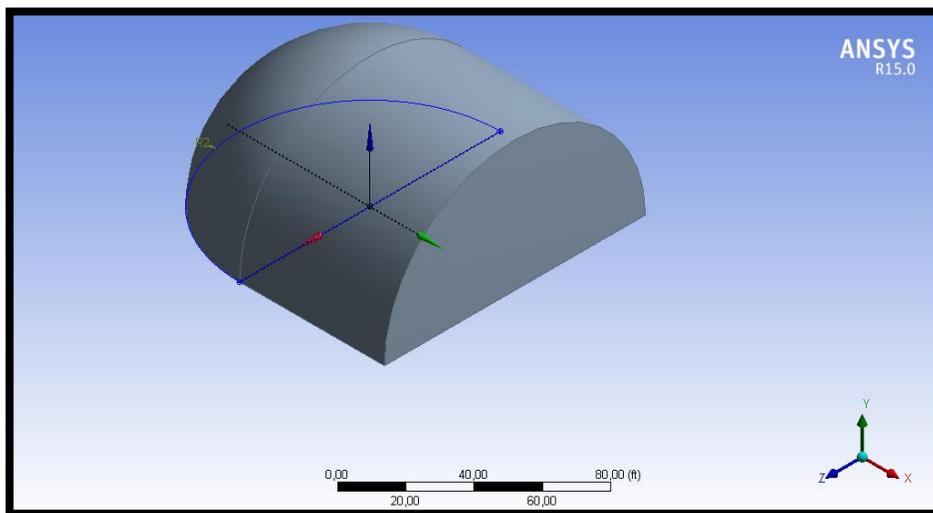
Con el fin de que no se generen espacios entre la pieza y el túnel virtual, es necesario crear una nueva pieza alrededor del estabilizador vertical en forma de domo para utilizarlo como túnel de viento, en este caso se está tomando el estabilizador vertical como la mitad de un ala. La creación de esta pieza sustituye la opción “Enclosure”, como se puede observar en las siguientes figuras.

Figura 214. Elaboración Túnel de Viento Estabilizador Vertical - Domo



Fuente: Autores del Proyecto.

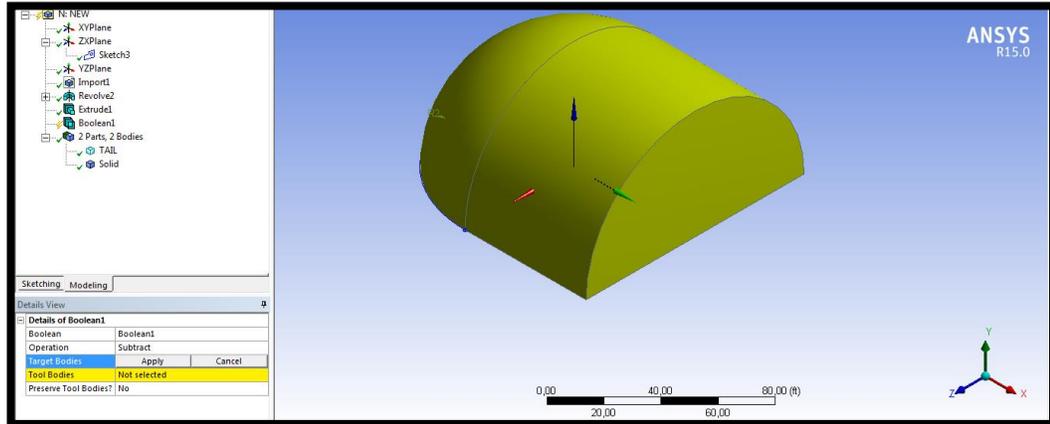
Figura 215. Elaboración Túnel del Viento Estabilizador Vertical



Fuente: Autores del Proyecto.

Posteriormente se debe realizar a través de una operación “Booleana”, la sustracción de la geometría del estabilizador vertical con respecto a la del túnel de viento virtual.

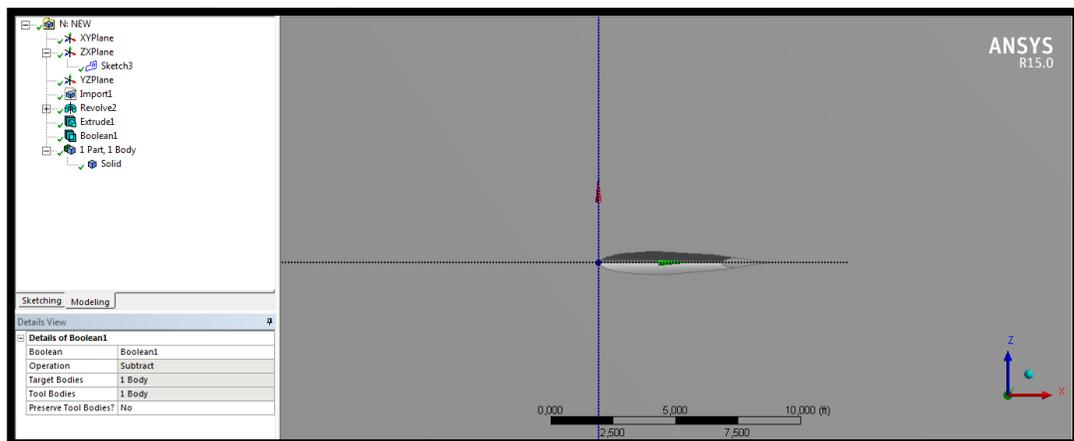
Figura 216. Operación Booleana – Extracción de Geometrías 1



Fuente: Autores del Proyecto.

Para que el software pueda determinar la forma geométrica sobre la cual afectara el fluido en la prueba.

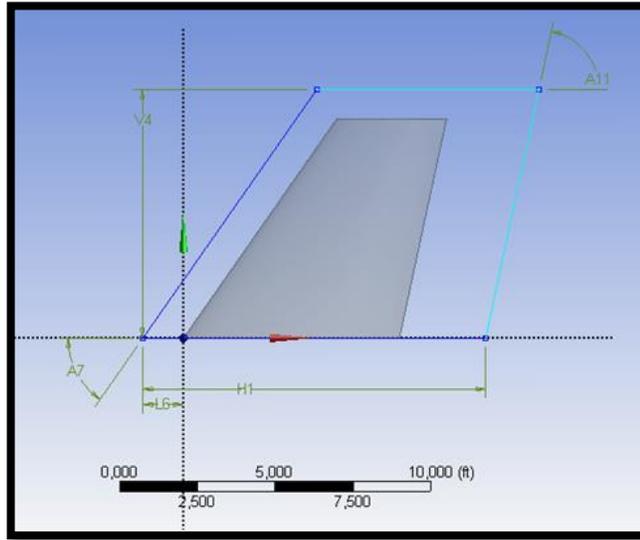
Figura 217. Operación Booleana – Extracción de Geometrías 2



Fuente: Autores del Proyecto.

Posteriormente se creó el cuerpo de influencia o “Body of Influence” el cual consiste en crear una caja de menores dimensiones en la cual el enmallado será más denso para obtener cálculos más precisos, como se aprecia en la figura 218.

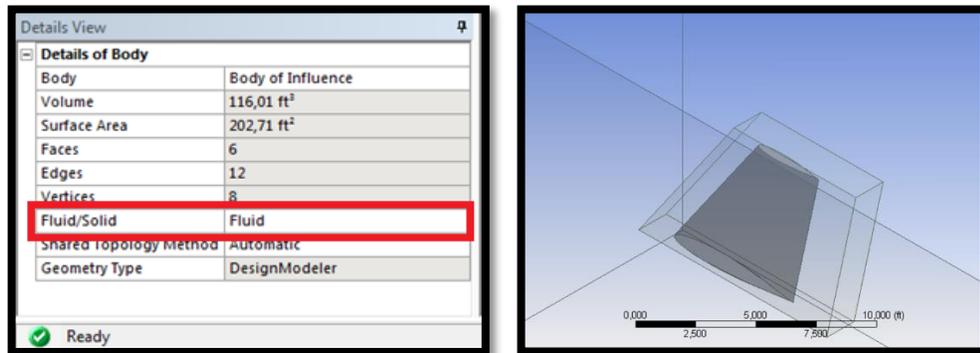
Figura 218. Boceto Cuerpo de Influencia



Fuente: Autores del Proyecto.

Este cuerpo de influencia se puede apreciar con una profundidad de 0,8 *ft* de forma simétrica, sin embargo es de importancia resaltar como característica que esta caja debe hacer parte del fluido, como lo muestra la figura 219.

Figura 219. Extrusión Caja Cuerpo de Influencia.

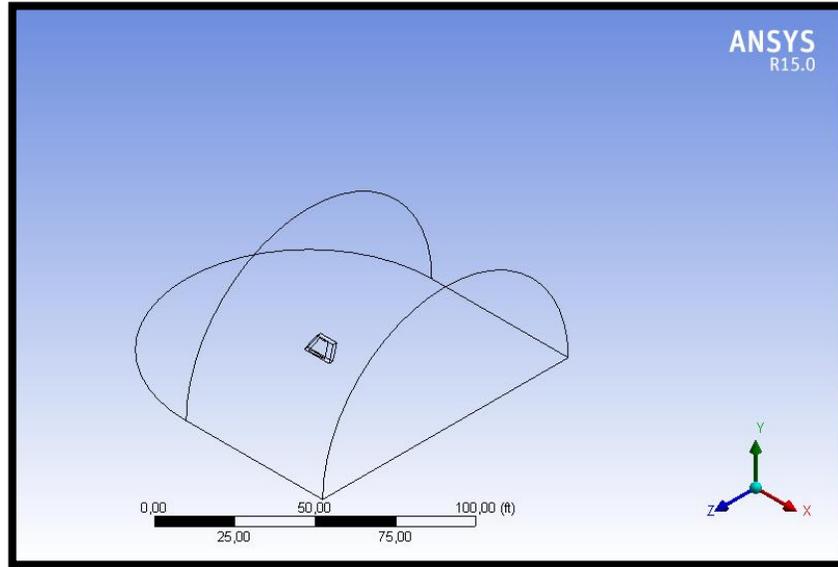


Fuente: Autores Proyecto.

14.1.3.2 Enmallado

Se prosigue con el enmallado de la pieza, regresando a la pantalla principal de Workbench, y abriendo de forma paralela la aplicación "Meshing" la cual se utiliza para enmallar la pieza, el túnel de viento y la caja cuerpo de influencia generada por el complemento anterior.

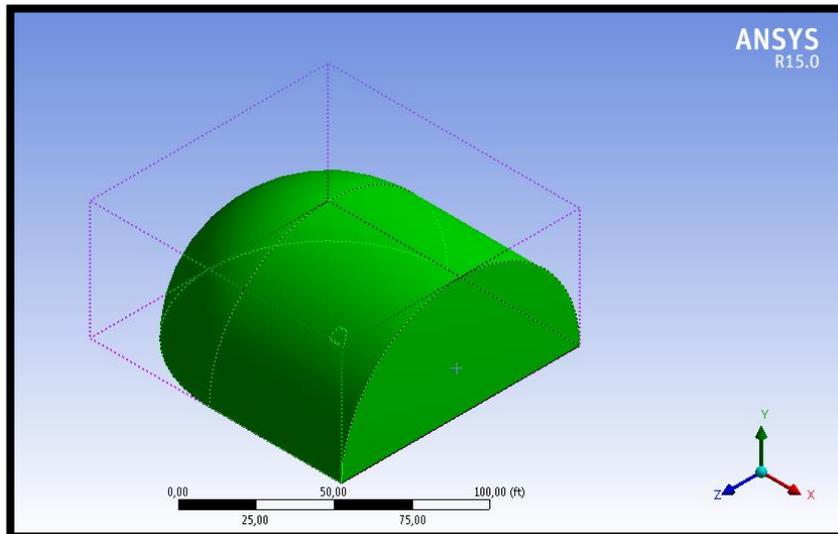
Figura 220. Importación de la Geometría para el Enmallado del Estabilizador Vertical



Fuente: Autores del Proyecto.

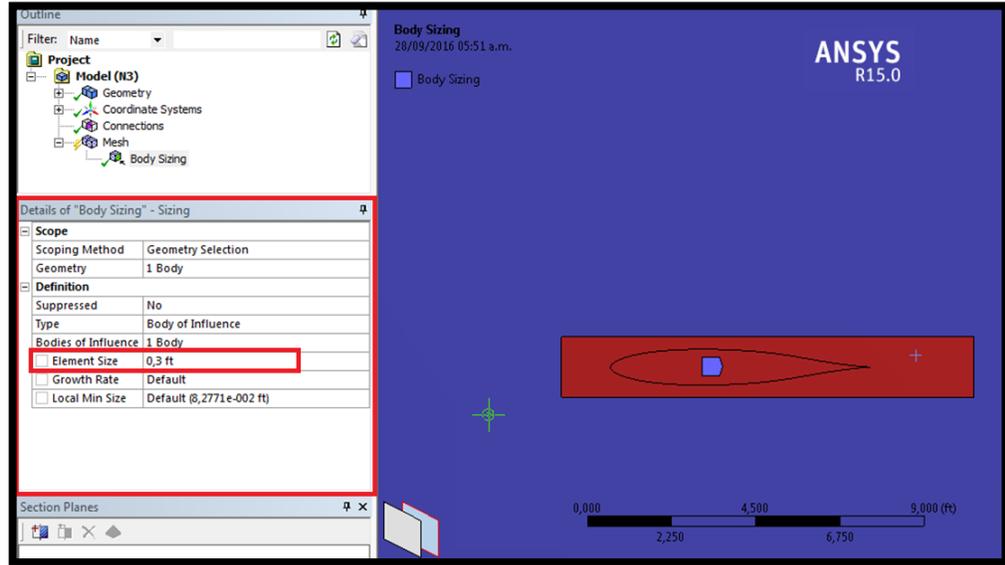
Seguido se procede a definir el dimensionamiento de la malla en el túnel de viento, en el cuerpo de influencia se indicó que el tamaño de los elementos del enmallado fuera de 0,3 ft y posteriormente en las caras del estabilizador vertical los elementos tuvieran 0,05 ft, es decir un enmallado más fino como se aprecia en las figuras 221, 222 y 223.

Figura 221. Enmallado del Túnel de Viento del Estabilizador Vertical



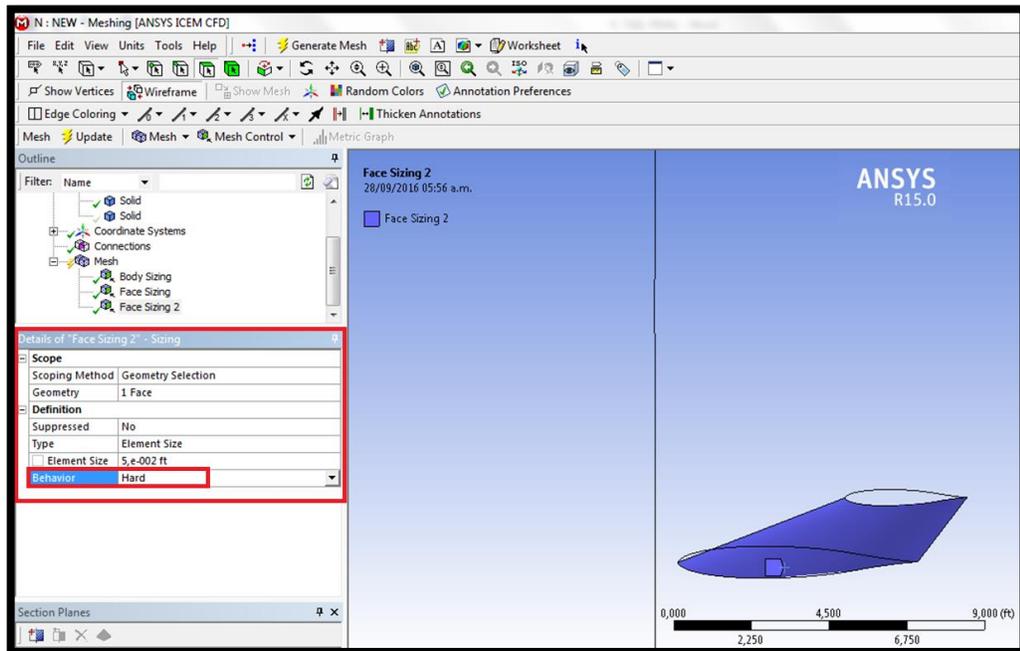
Fuente: Autores del Proyecto.

Figura 222. Dimensionamiento del Cuerpo de Influencia del Estabilizador Vertical



Fuente: Autores del Proyecto.

Figura 223. Dimensionamiento Caras del Estabilizador Vertical

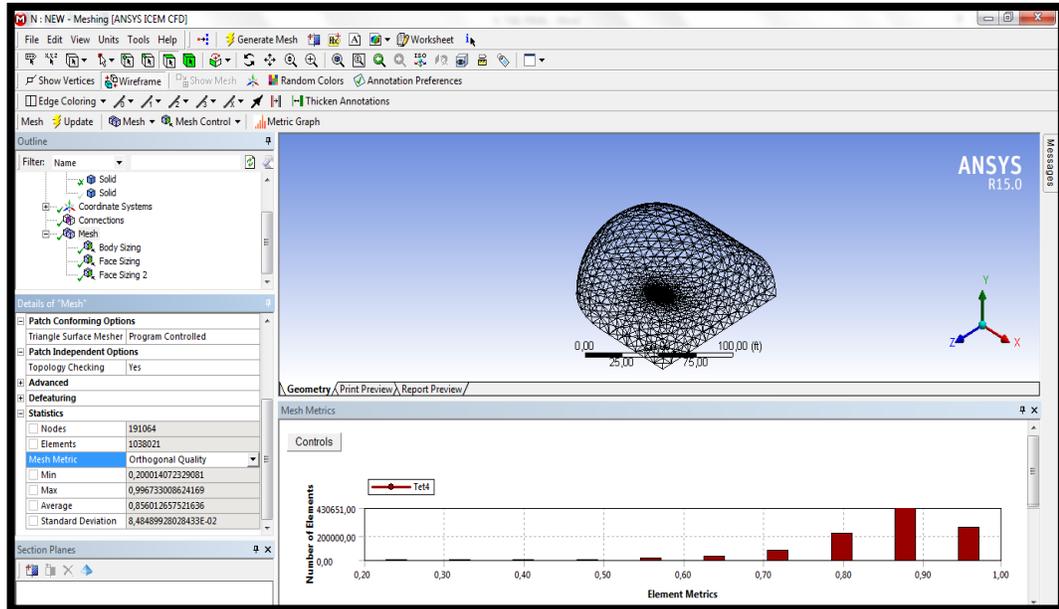


Fuente: Autores del Proyecto.

Así mismo el enmallado se configuro de forma que en el espacio cercano a la pieza este sería más fino y al alejarse su tamaño descendería de forma progresiva, esto lo que se conoce en la aplicación como "Inflation". A continuación se procede a

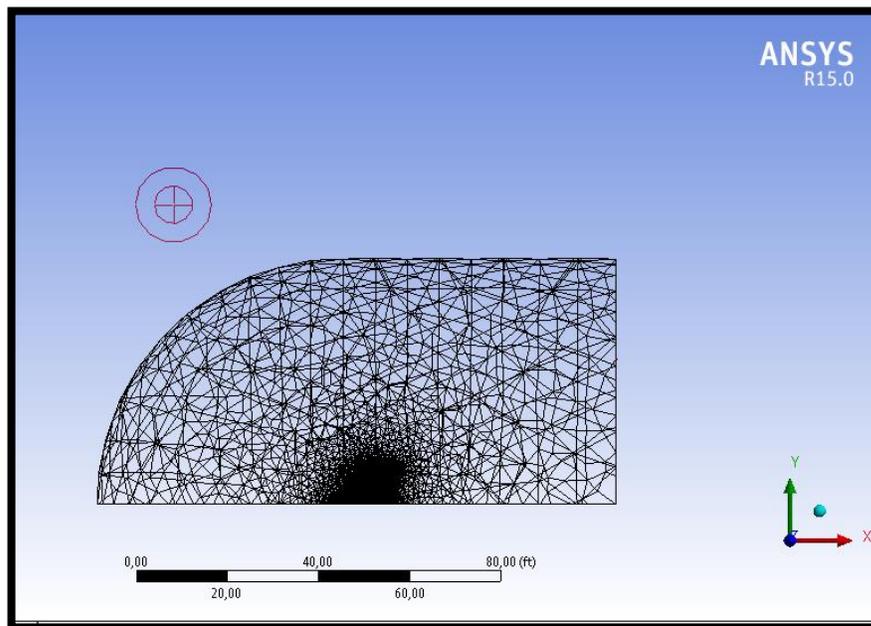
indicarle al programa que puede iniciar con la generación del enmallado y su resultado se puede apreciar en las figuras 224, 225 y 226.

Figura 224. Enmallado General del Estabilizador Vertical



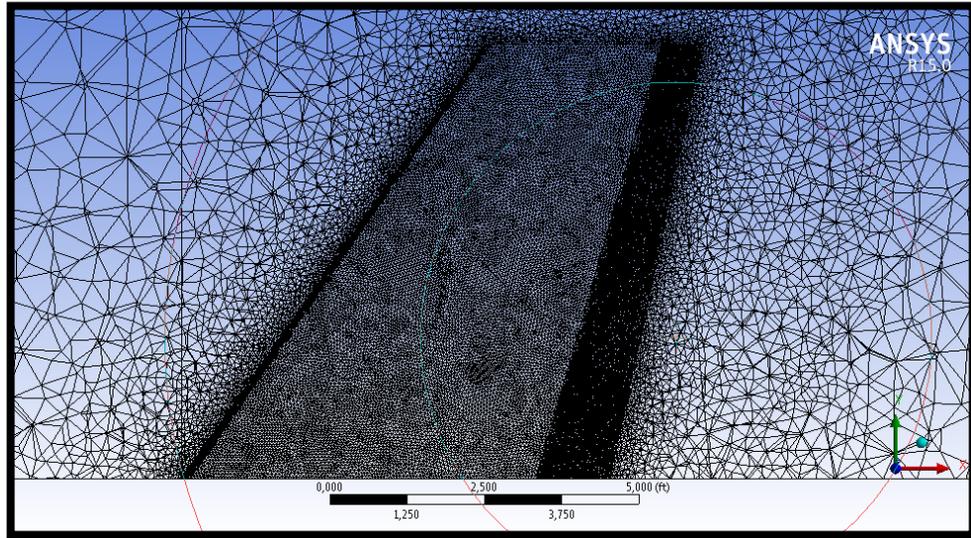
Fuente: Autores del Proyecto.

Figura 225. Domo Enmallado – Vista Lateral del Estabilizador Vertical



Fuente: Autores del Proyecto.

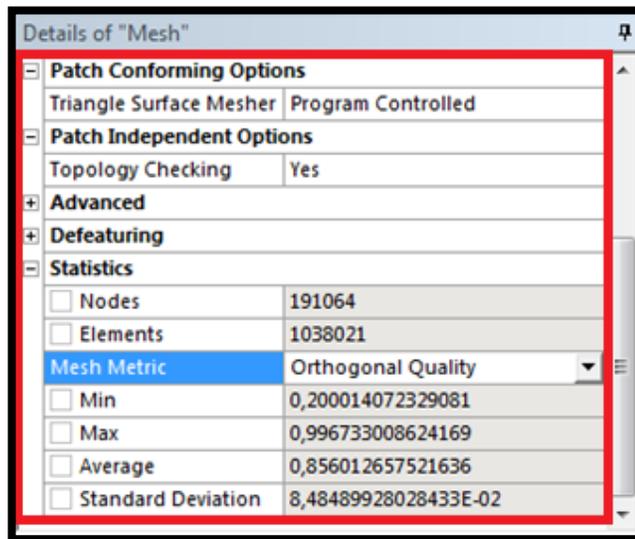
Figura 226. Corte Interno – Enmallado Estabilizador Vertical



Fuente: Autores del Proyecto.

En la sección “Details of Mesh” se puede observar el tipo de enmallado, la calidad ortogonal, la cantidad de nodos, elementos, los mínimos, máximos, el promedio y la desviación estándar de la malla.

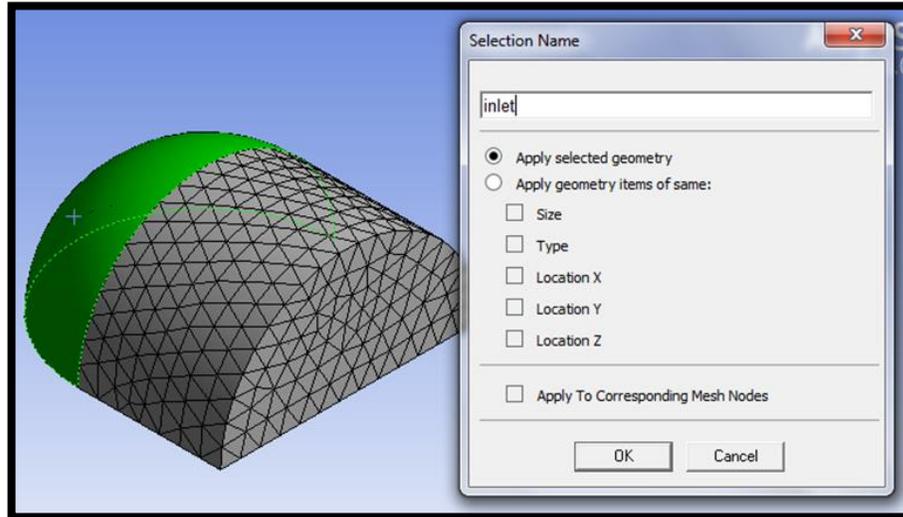
Figura 227. Dimensionamiento Caras del Estabilizador Vertical



Fuente: Autores del Proyecto.

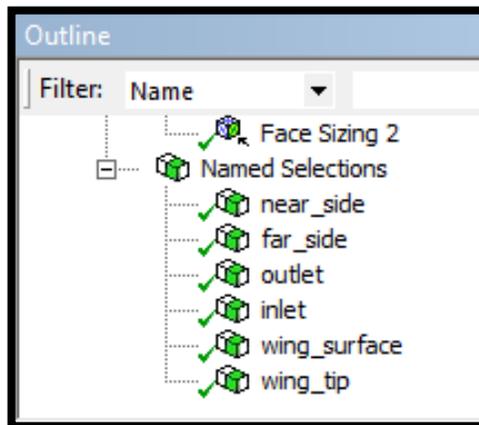
Se nombran las secciones del domo o túnel de viento para identificarlas. Indicando la sección de entrada, la sección de salida y sus diferentes caras como se aprecia en las figuras 228 y 229.

Figura 228. Dimensionamiento Caras del Estabilizador Vertical



Fuente: Autores del Proyecto.

Figura 229. Denominación de las Caras del Estabilizador Vertical



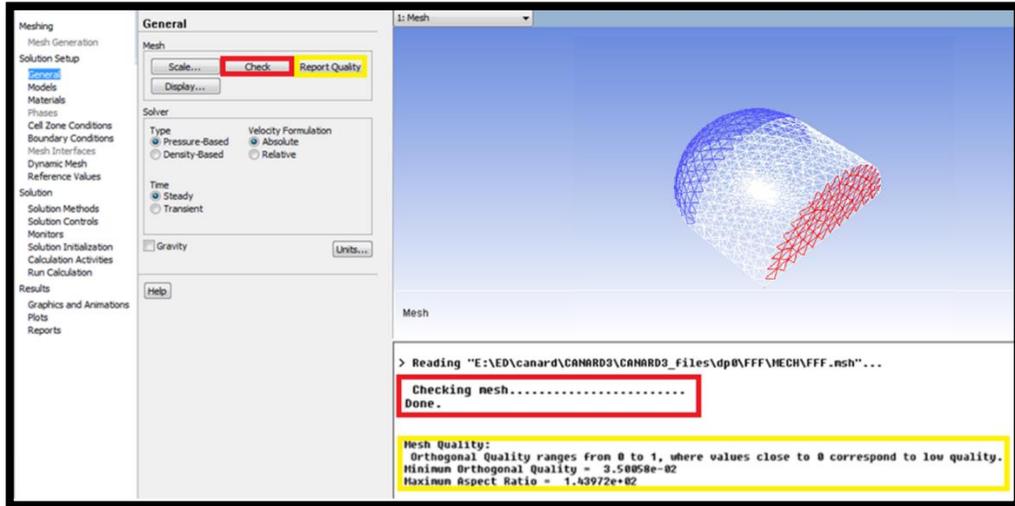
Fuente: Autores del Proyecto.

Se procede a guardar y posteriormente cerrar esta aplicación, para continuar con la preparación en Fluent.

14.1.3.3 Montaje en Fluent

En la pantalla principal de Workbench se escoge de las diferentes aplicaciones del menú "Fluid Flow (FLUENT)", asegurándose que se encuentre enlazado con las anteriores aplicaciones de importación de geometría y enmallado realizadas con anterioridad al estabilizador vertical. Si es así esta aplicación asumirá automáticamente las características de geometría y enmallado. En el primer menú es posible realizar indicar que se desea una revisión del enmallado y la calidad del mismo, y se verifica que las unidades a utilizar son inglesas.

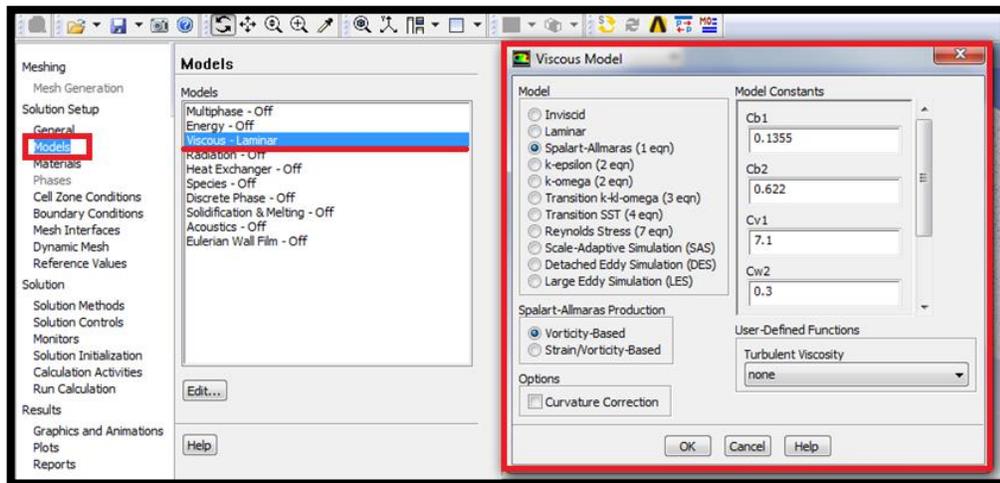
Figura 230. Cargando el Estabilizador Vertical en Fluent



Fuente: Autores del Proyecto.

En el menú de “Models” se indicara que tipo de simulación es la deseada, y se continúa escogiendo “Viscous-laminar”. A continuación se selecciona el modelo matemático escogido para realizar los cálculos que entregara la simulación, el cual es Spalart-Almaras, que como se ha indicado anteriormente es el más recomendado para simulaciones de tipo aeroespacial. Figura 231.

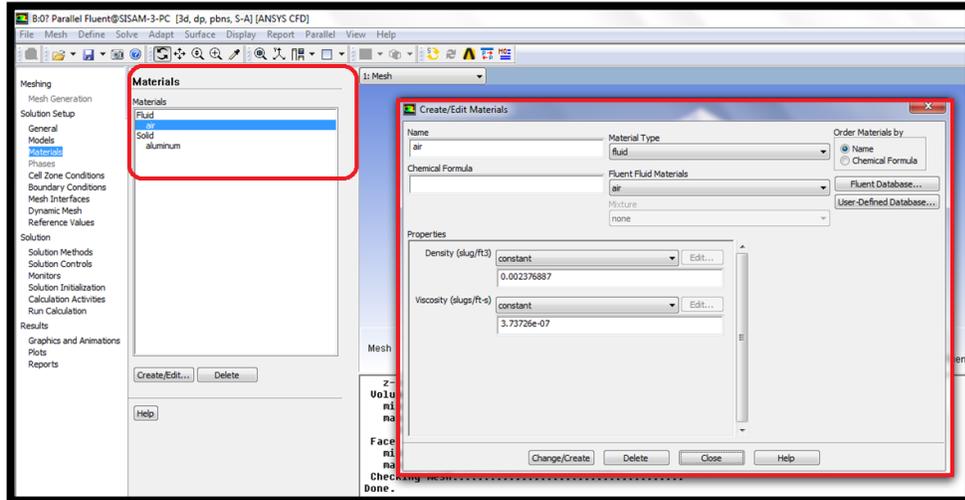
Figura 231. Viscosidad del Modelo



Fuente: Autores del Proyecto

Continuando con la configuración de los parámetros de la simulación, se verifica el menú “Materials” que debe corresponder que la pieza o sólido es “Aluminium”, y el tipo de fluido “Air”, con su debida densidad y viscosidad. Figura 232.

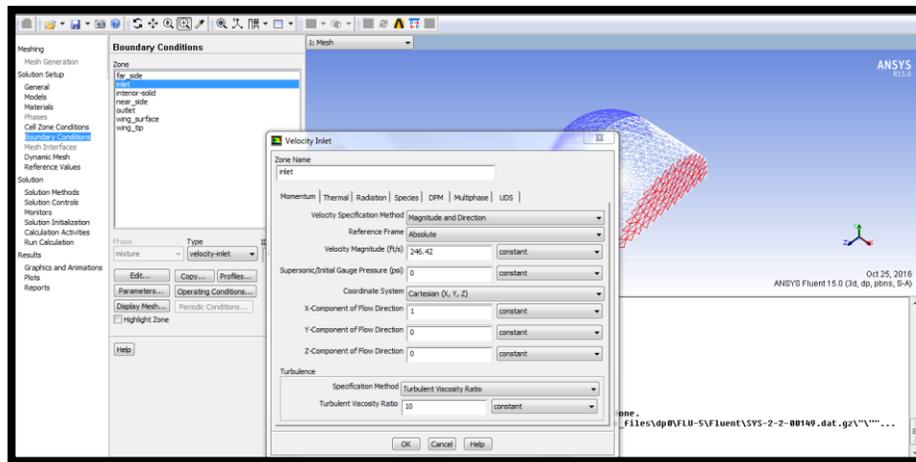
Figura 232. Configuración del Material – Propiedades del Fluido



Fuente: Autores del Proyecto.

En el menú lateral izquierdo se selecciona “Boundary Conditions”, y en “Inlet” que es una de las partes nombradas del túnel de viento virtual, se le da “Edit” para ingresar el valor de la velocidad y el ángulo del fluido a tomar desde esta parte. Figura 233.

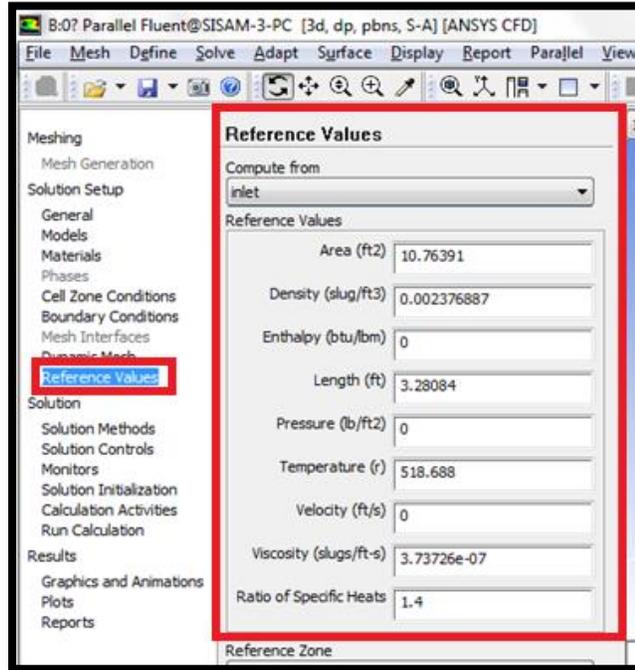
Figura 233. Condiciones de Frontera del Estabilizador Vertical



Fuente: Autores del Proyecto.

Se verifica que en “Reference Values” los valores de las unidades a utilizar para el cálculo de los coeficientes de lift y drag correspondan a los enunciados en los espacios. Figura 234.

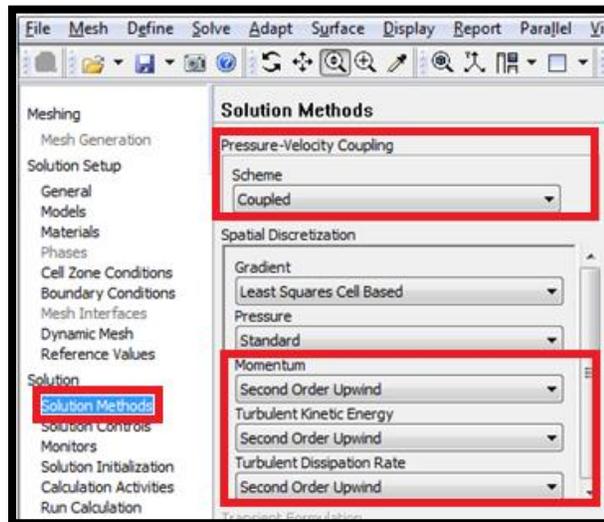
Figura 234. Valores de Referencia del Estabilizador Vertical



Fuente: Autores del Proyecto.

Se puede observar en la figura 235, el menú de “Solution Methods”, en el presente proyecto en la sección “**14.1.1.3 Montaje en Fluent**” en la página 316 y figura 180, se explica de forma detallada la selección de las herramientas necesarias para alcanzar una solución.

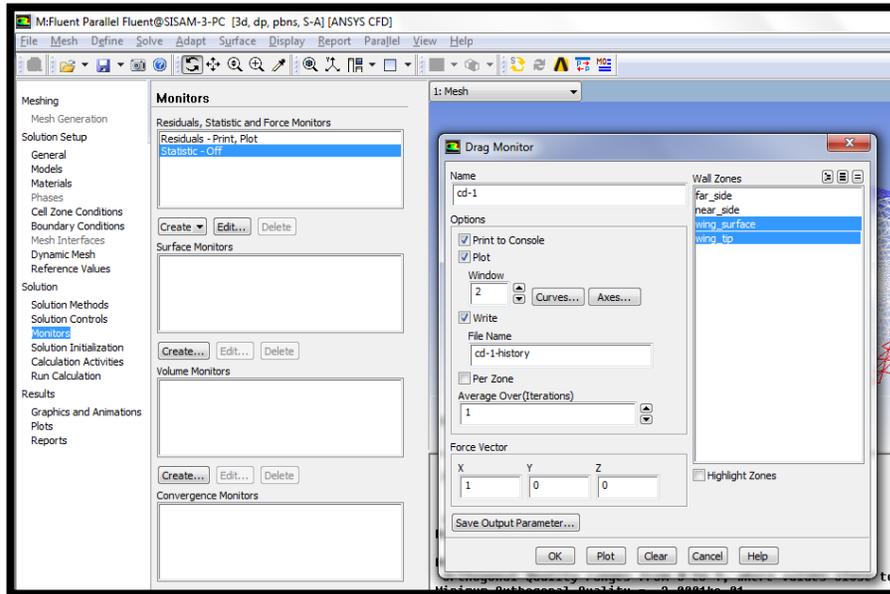
Figura 235. Métodos de Solución del Estabilizador Vertical



Fuente: Autores del Proyecto.

En el menú “Monitors” crean los parámetros que se desean ser monitoreados por el software. En este caso se pretende obtener el coeficiente de sustentación, y resistencia de la superficie y punta del estabilizador, como se aprecia en la figura 236.

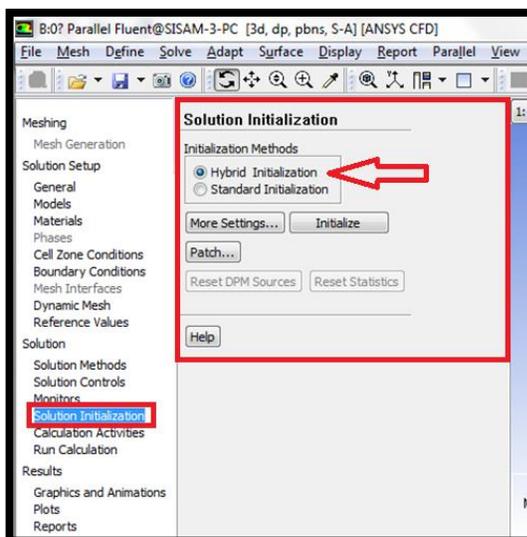
Figura 236. Parámetros Monitoreo de Drag



Fuente: Autores del Proyecto.

Seguido en la sección “Solution”, opción “Solution Initialization” se elige el método “Hybrid Initialization”. La elección de este método ha sido explicada previamente en simulaciones anteriores ya descritas. Ver figura 237.

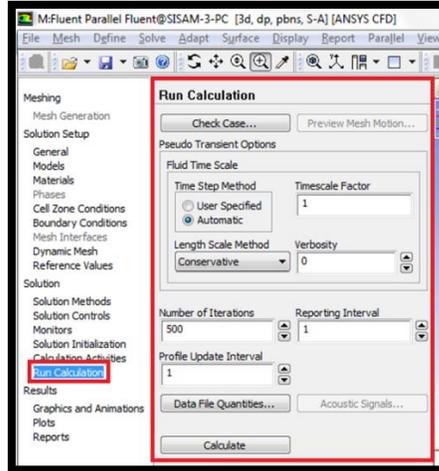
Figura 237. Inicialización de la Solución del Estabilizador Vertical



Fuente: Autores del Proyecto.

En “Run Calculation” se configura la cantidad de interacciones deseadas, continuando con 500 y se procede iniciar con los cálculos de la simulación.

Figura 238. Inicialización de los cálculos del Estabilizador Vertical



Fuente: Autores del Proyecto.

14.2 RESULTADOS NUMÉRICOS

Las diferentes piezas como el canard, ala y estabilizador vertical fueron sometidas a diferentes ángulos de ataque a los que el fluido entra en contacto con el fin de verificar las fuerzas de sustentación (Lift) y de arrastre (Drag) que se generaron, así como los datos generados en los coeficientes de lift y drag.

14.2.1 Canard

En esta sección se expondrá los resultados de la simulación realizada para el canard, donde el software en la primera simulación a los (-4°) encontró una solución o llegó a la convergencia sobre las 52 interacciones. En la tabla 32, se indican los valores en los cuales el software alcanzó la solución según el ángulo de incidencia del fluido.

Tabla 32. Interacciones alcanzadas en el Canard

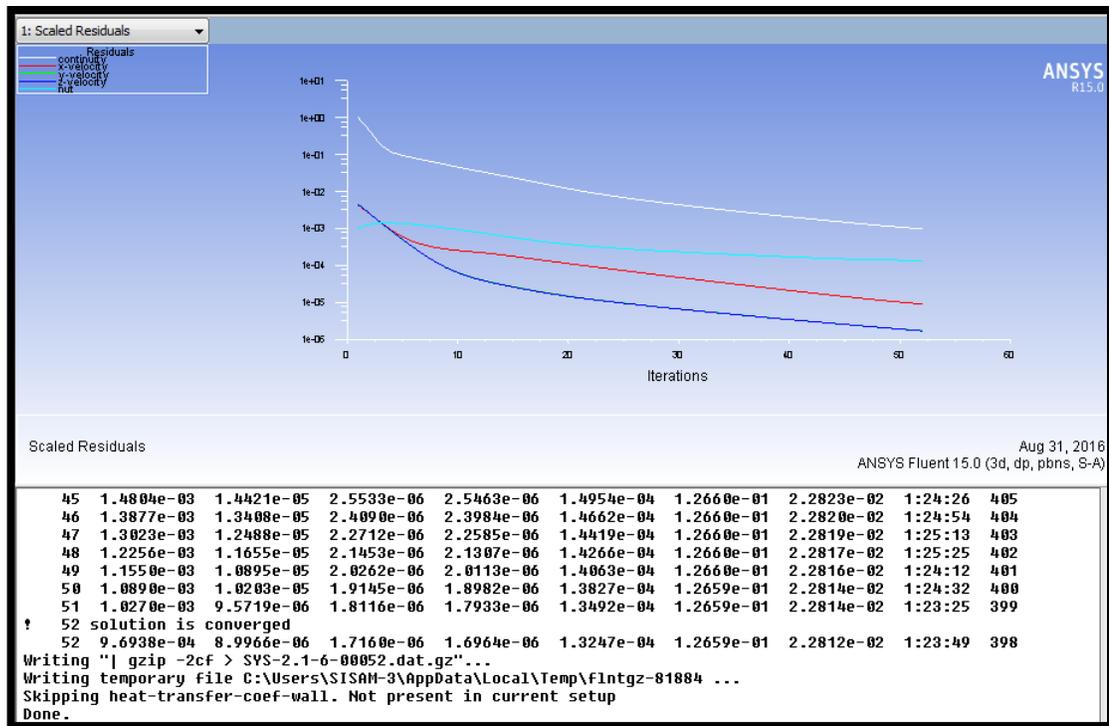
CANARD SOLUCIÓN	
GRADOS	INTERACCIONES
-4	60
0	52
4	118
12	80
30	500
40	500

Fuente: Autores del Proyecto.

En la figura 239, se puede apreciar en la parte superior la gráfica de residuales y en la parte inferior permite visualizar de izquierda a derecha el número de la interacción, el valor de continuidad y velocidad sobre los ejes (X, Y, Z), torque, coeficientes de lift y drag, y tiempo restante según las interacciones que hacen falta por alcanzar.

Se realizaron varias simulaciones variando el ángulo de ataque del flujo sobre el canard en los siguientes grados (-4°, 0°, 4°, 12°, 30°, 40°). En cada uno de estos ángulos se llegó a determinar las fuerzas de sustentación (Lift), de arrastre (Drag), y los coeficientes de sustentación (Cl) y arrastre (Cd).

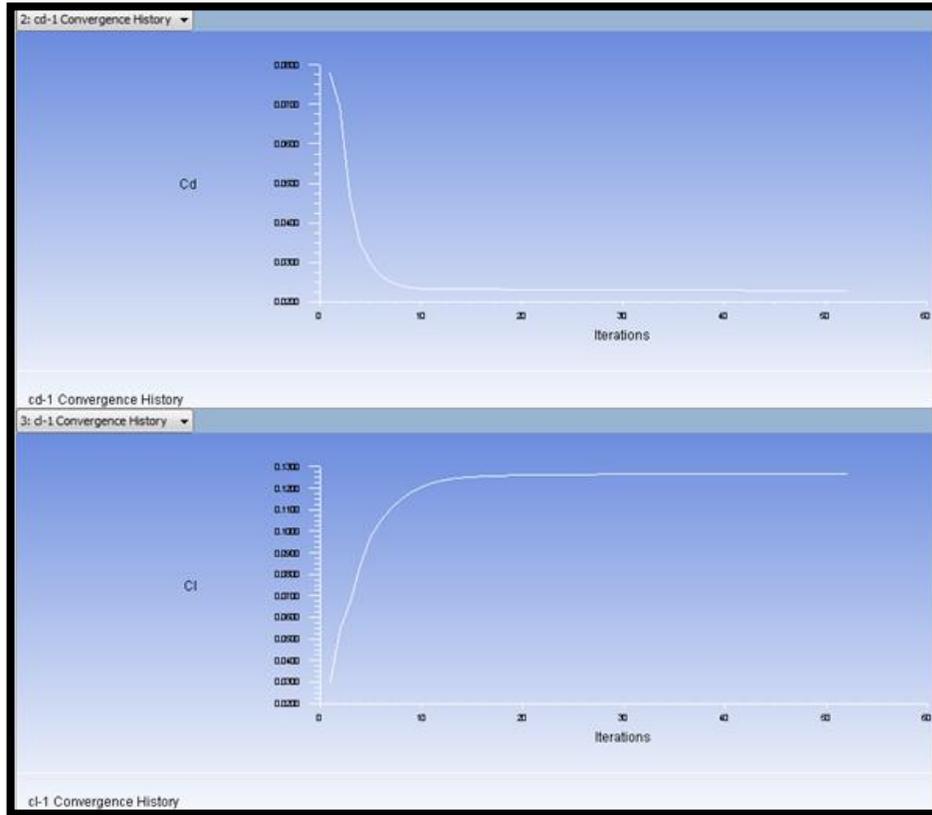
Figura 239. Resultados de Fuerza y Viscosidad Eje X



Fuente: Autores del Proyecto.

Durante cada simulación el software permitió visualizar los diferentes valores que los coeficientes podían tomar de acuerdo a las interacciones que llevara hasta alcanzar un valor continuo y sostenible.

Figura 240. Variación del Coeficiente de Drag y Lift – Canard 0°

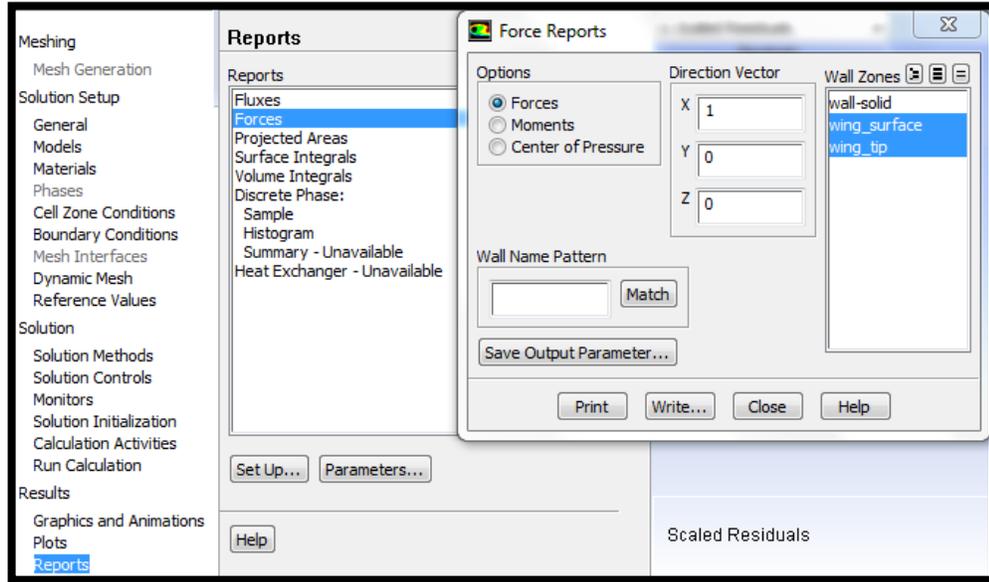


Fuente: Autores del Proyecto.

Teniendo en cuenta la ubicación del Canard con respecto a los ejes (X, Y, Z) en el software ANSYS, se procede a pedir un reporte de los vectores en los que se desea determinar las fuerzas calculadas por intermedio de la simulación y el valor de estos vectores se determina por la descomposición de grados.

Es decir que cuando el ángulo de incidencia del fluido es 0°, se procede a pedir al software la fuerza de arrastre (Drag) con un valor de 1 en el eje X y en los otros ejes 0 (1 0 0), como se observa en la figura 241.

Figura 241. Reporte de las Fuerzas Según la Dirección del Vector



Fuente: Autores del Proyecto.

De esta manera el software en la pantalla inferior le presenta el valor de la fuerza en el eje requerido en libras (lbf) y el coeficiente en ese mismo vector, figuras 242 y 243.

Figura 242. Fuerzas en el Vector (1 0 0) - Drag

Forces - Direction Vector (1 0 0)						
Zone	Forces (lbf)			Coefficients		
	Pressure	Viscous	Total	Pressure	Viscous	Total
wing_surface	8.6739083	8.8754856	17.549394	0.011166349	0.01142585	0.0225
wing_tip	-6.483508e-07	0.17090265	0.170902	-8.3465393e-10	0.0002200114	0.0002
Net	8.6739076	9.0463883	17.720296	0.011166349	0.011645861	0.0228

Fuente: Autores del Proyecto.

Figura 243. Fuerzas en el Vector (0 1 0) – Lift

Forces - Direction Vector (0 1 0)						
Zone	Forces (lbf)			Coefficients		
	Pressure	Viscous	Total	Pressure	Viscous	Total
wing_surface	98.21984	0.10269935	98.32254	0.12644324	0.00013220993	0.1265
wing_tip	4.9588892e-07	0.010407385	0.010407881	6.3838223e-10	1.3397939e-05	1.3398
Net	98.219841	0.11310673	98.332947	0.12644324	0.00014560787	0.1265

Fuente: Autores del Proyecto.

Sin embargo al cambiar el ángulo de incidencia del fluido, su valor se descompone en los ejes según corresponda, en este caso se descomponen en los ejes X – Y. A continuación en las tablas 33 y 34, se realizó la descomposición de los grados en sus respectivos ejes.

Tabla 33. Descomposición de grados - Drag

DRAG		
GRADOS	COS	SEN
-4	0,997564	-0,069756
0	1	0
4	0,997564	0,069756
12	0,978147	0,207911
30	0,866025	0,5
40	0,766044	0,642787
EJES	X	Y

Fuente: Autores del Proyecto.

Tabla 34. Descomposición de grados - Lift

LIFT		
GRADOS	COS	SEN
86	0,069756	0,997564
90	0	1
94	-0,069756	0,997564
102	-0,207911	0,978147
120	-0,5	0,866025
130	-0,642787	0,766044
EJES	X	Y

Fuente: Autores del Proyecto.

Los valores de las tablas 33 y 34 son ingresados según ángulo de ataque deseado para el canard, ya que debido a las limitaciones del software se debe modificar es la incidencia del fluido con respecto al plano. Al realizarse las simulaciones requeridas, se tabularon los resultados de obtenidos en las fuerzas de lift – drag y los coeficientes respectivos (Tabla 35 y 36), para poder visualizarlos de forma de una gráfica lineal (Gráfica 18, 19, 20 Y 21).

Tabla 35. Fuerzas – Canard

GRADOS	LIFT	DRAG
-4	7,2360	17,6968
0	98,3329	17,7202
4	189,6810	28,3926
12	391,3808	84,9657
30	918,2295	419,0419
40	977,0526	618,8929

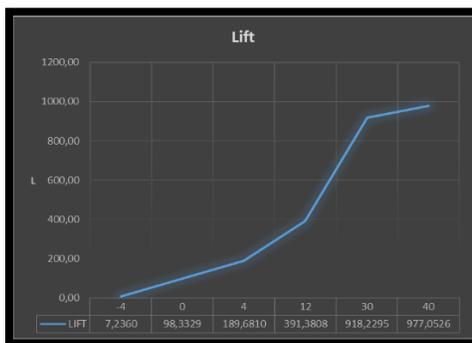
Fuente: Autores del Proyecto.

Tabla 36. Coeficientes – Canard

GRADOS	Cl	Cd
-4	0,0093	0,0228
0	0,1266	0,0228
4	0,2442	0,0366
12	0,5038	0,1094
30	1,1821	0,5395
40	1,2578	0,7967

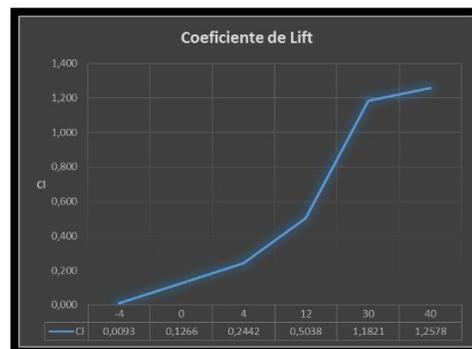
Fuente: Autores del Proyecto.

Gráfica 18. Lift – Canard



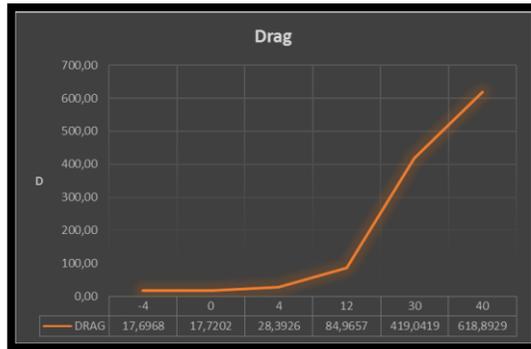
Fuente: Autores del Proyecto.

Gráfica 19. Coeficiente de Lift – Canard



Fuente: Autores del Proyecto.

Gráfica 20. Drag – Canard



Fuente: Autores del Proyecto.

Gráfica 21. Coeficiente de Drag – Canard



Fuente: Autores del Proyecto.

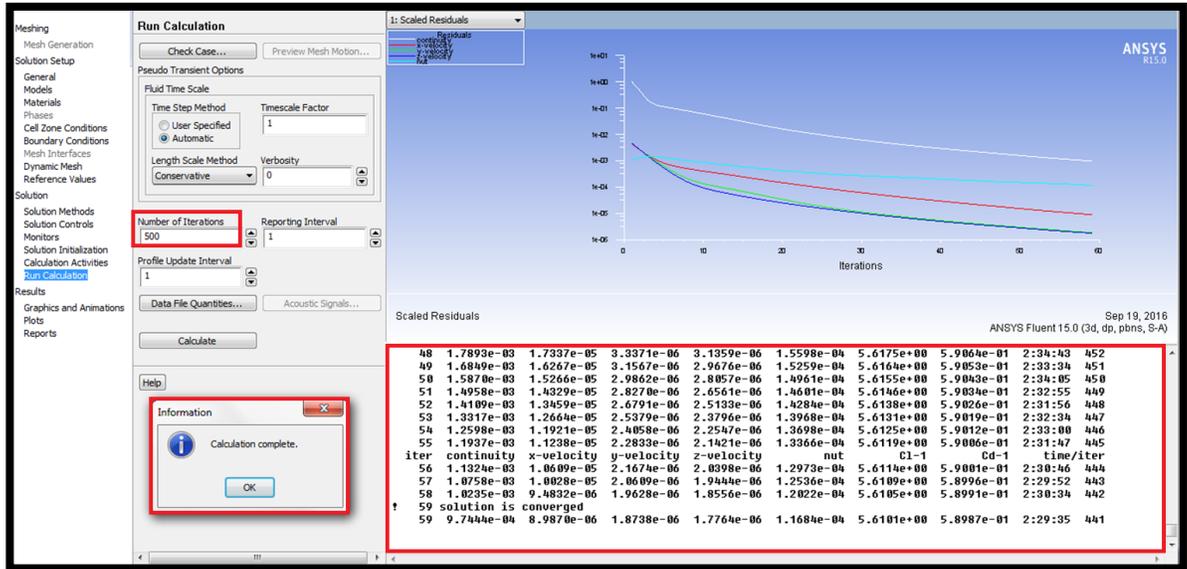
De los anteriores resultados se busca confirmar los datos obtenidos en el estudio del perfil alar y la disposición geométrica del canard. Sin embargo a los estudios realizados para el perfil alar NACA 23012 en dos dimensiones con los obtenidos en la simulación, se pueden extraer las siguientes conclusiones:

- El coeficiente de lift alcanza su punto máximo aparentemente a los 40° con un valor de 1,25. A diferencia de los resultados del perfil alar que se obtenía 1,62 a los 15°.
- El coeficiente de drag entre los 0° y -4° no varía en sus 4 primeras cifras su valor de 0,0228. El coeficiente de drag mínimo en el estudio del perfil alar se obtenía a 1°, con un valor de 0,00577.
- Es de resaltar que las simulaciones se están realizando en un modelo de tres dimensiones, sin embargo el perfil alar de punta y de raíz es el mismo sin ningún tipo de variación a lo largo de la envergadura. Por lo cual teóricamente sus valores deberían ser similares y esto no se cumple.
- La fuerza de sustentación y el coeficiente de lift se mantienen en un continuo ascenso hasta los 40°, lo cual está por fuera de cualquier teoría aerodinámica.
- Los valores de presiones y temperaturas que influían en las simulaciones se tomaron de acuerdo a los presentados a nivel del mar. De la misma forma se realizaron las simulaciones basándose en tutoriales realizados por ANSYS y enlaces externos de universidades y empresas asesoras en la simulación industrial, sin tener una explicación clara de la variación del comportamiento de las fuerzas y coeficientes sobre el perfil, con respecto al estudio realizado al perfil alar en dos dimensiones y teoría aerodinámica.

14.2.2 Ala

En todas las secciones se dispuso de 500 interacciones como límite para que el software lograra encontrar una solución. Culminada la simulación en “Fluid Flow (FLUENT)”, se genera una alerta en el sistema, indicando de forma gráfica (figura 244) y numérica la cantidad de interacciones que el software requirió para el cumplimiento de dicha tarea.

Figura 244. Interacciones Finalizadas Sección Alar a -4°



Fuente: Autores del Proyecto.

En la tabla 37, se indica el número de interacciones necesarias para alcanzar una solución según los grados de incidencia del fluido sobre en la pieza.

Tabla 37. Interacciones alcanzadas en el Ala

ALA SOLUCIÓN	
GRADOS	INTERACCIONES
-4	58
0	50
4	59
12	74
20	500
30	500
40	500

Fuente: Autores del Proyecto.

En las simulaciones se realizaron variaciones del ángulo de incidencia en la pieza (sección alar) en los grados (-4°, 0°, 4°, 12°, 20°, 30° y 40°). Nuevamente se hace necesario realizar la descomposición de la incidencia de los fluidos sobre la pieza debido a la complejidad para indicar la incidencia de la pieza con los grados mencionados anteriormente. La descomposición de los grados en los ejes X y Y, se puede apreciar en las tablas 38 y 39.

Tabla 38. Descomposición de grados - Drag

DRAG		
GRADOS	COS	SEN
-4	0,997564	-0,069756
0	1	0
4	0,997564	0,069756
12	0,978147	0,207911
20	0,939692	0,342
30	0,866025	0,5
40	0,766044	0,642787
EJES	X	Y

Fuente: Autores del Proyecto.

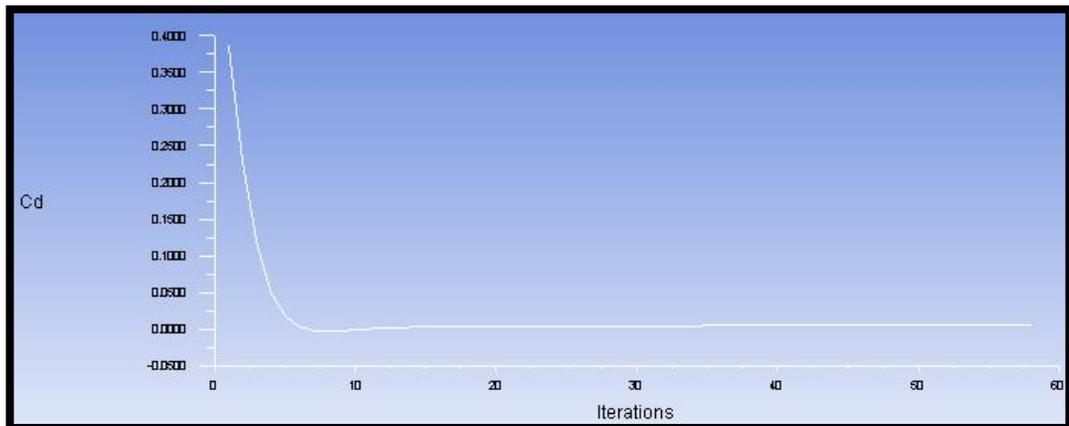
Tabla 39. Descomposición de grados - Lift

LIFT		
GRADOS	COS	SEN
-4	0,069756	0,997564
0	0	1
4	-0,069756	0,997564
12	-0,207911	0,978147
20	-0,342	0,939692
30	-0,5	0,866025
40	-0,642787	0,766044
EJES	X	Y

Fuente: Autores del Proyecto.

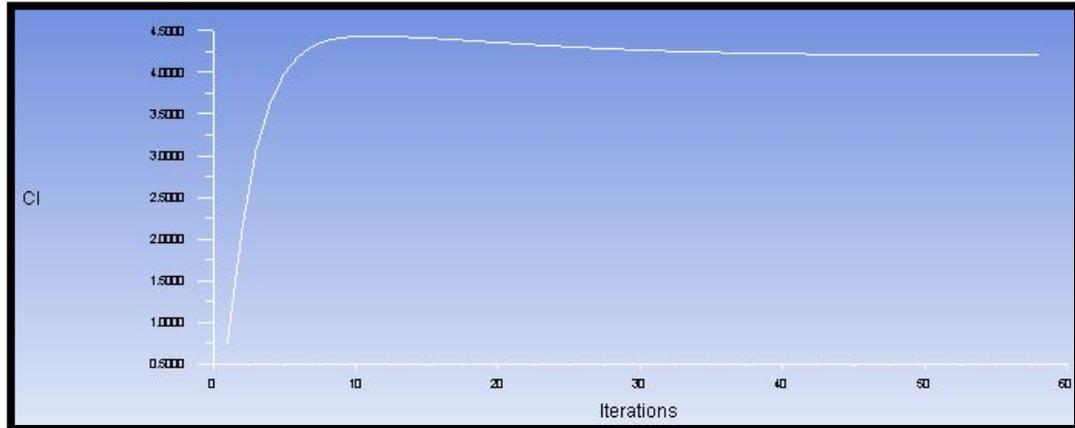
Una vez que el software termina los cálculos, se genera una gráfica que es el "Historial de Convergencia" la cual permite visualizar el comportamiento de las interacciones a lo largo de la simulación. Así mismo es posible generar las gráficas de los coeficientes de lift y drag. En las figuras 245 y 246 se puede evidenciar lo descrito anteriormente, tomando como ejemplo la simulación realizada a los cuatro grados negativo (-4°).

Figura 245. Convergencia Coeficiente de Drag en Ala (-4°)



Fuente: Autores del Proyecto.

Figura 246. Convergencia Coeficiente de Lift en Ala (-4°)



Fuente: Autores del Proyecto.

En la parte inferior de las gráficas de historial de convergencia, el software genera un reporte con los resultados de las fuerzas que actúan en la superficie alar, y su respectivo coeficiente (lift y drag). Remítase a las figuras 247 y 248.

Figura 247. Resultados de Fuerza y Coeficientes en el Eje X (Drag)

- Direction Vector (0.997564 -0.069756 0)						
Forces (lbf)						
	Pressure	Viscous	Total	Coefficients Pressure	Viscous	Total
Surface	-53.80849	57.577607	3.7691166	-0.069270316	0.074122485	0.0048521692
Lip	-1.0805535e-08	0.21996442	0.2199644	-1.3910497e-11	0.00028317101	0.000283171

	-53.80849	57.797571	3.989081	-0.069270316	0.074405656	0.0051353401

Fuente: Autores del Proyecto.

Figura 248. Resultados de Fuerza y Coeficientes en el Eje Y (Lift)

- Direction Vector (0.069756 0.997564 0)						
Forces (lbf)						
	Pressure	Viscous	Total	Coefficients Pressure	Viscous	Total
Surface	3260.9248	3.9643137	3264.8892	4.1979489	0.005103456	4.2030524
Lip	4.9892781e-09	0.059482618	0.059482623	6.4229431e-12	7.65749e-05	7.6574907e-05

	3260.9248	4.0237963	3264.9486	4.1979489	0.005100309	4.203129

Fuente: Autores del Proyecto.

Los resultados obtenidos tanto de los coeficientes como de las fuerzas de lift y drag, fueron cargados en las tablas 40 y 41 dadas a continuación.

Tabla 40. Fuerzas – Superficie Alar

GRADOS	LIFT	DRAG
-4	3264,9486	3,9891
0	3829,7225	199,4161
4	4357,8971	458,2060
12	5436,0014	1159,8393
20	7108,0627	2243,2210
30	8123,2957	3778,5755
40	8131,7288	5173,0133

Fuente: Autores del Proyecto.

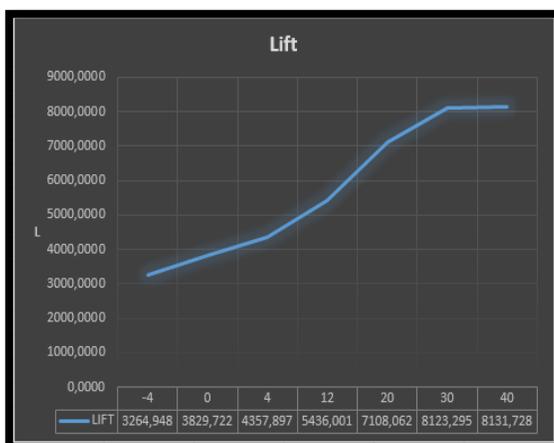
Tabla 41. Coeficientes – Superficie Alar

GRADOS	Cl	Cd
-4	4,2031	0,0051
0	4,9302	0,2567
4	5,6101	0,5899
12	6,9980	1,4931
20	9,1506	2,8878
30	10,4575	4,8643
40	10,4684	6,6595

Fuente: Autores del Proyecto.

Se realizaron gráficas lineales con los valores consolidados en las tablas con el fin de conceptuar la tendencia de los datos obtenidos. Con estos resultados se buscó complementarlos a través de unas gráficas lineales, Ver graficas 22, 23, 24 y 25.

Gráfica 22. Lift – Ala



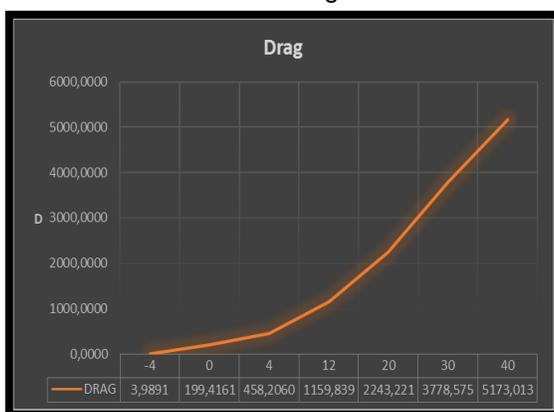
Fuente: Autores del Proyecto.

Gráfica 23. Coeficiente de Lift – Ala



Fuente: Autores del Proyecto.

Gráfica 24. Drag – Ala



Fuente: Autores del Proyecto.

Gráfica 25. Coeficiente de Drag - Ala



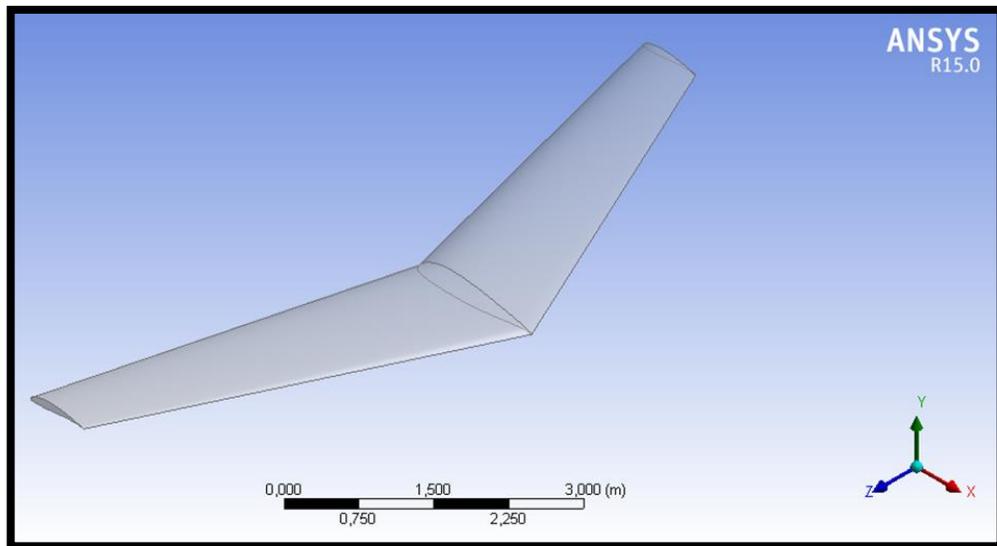
Fuente: Autores del Proyecto.

De los resultados obtenidos sobre el perfil alar en las fuerzas de lift y drag, así como en los coeficientes de lift y drag se pueden concluir:

- A los 30° el ala llega a una aparente estabilización del Lift y coeficiente de lift, ya que a los 40° su tendencia a subir es muy leve, casi imperceptible. Sin embargo esta por fuera de la teoría aerodinámica, en la cual su punto de lift máximo y coeficiente de lift no debería estar por encima de los 18°.
- Los resultados de la simulación indican que a partir de los veinte grados (20°) a los treinta grados (30°), aumenta la fuerza de sustentación de 7108 a 8123 lbf, es decir un poco más de 1000 lbf. En estos grados cualquier perfil o ala se encontraría en pérdida y no debería estar generando ningún tipo de sustentación.
- Se puede establecer que los resultados por encima de los 20° se encuentran erróneos, posiblemente por el tipo de simulación escogida para realizar los cálculos del plano.

En la figura 249, se aprecia la ubicación de la Sección Alar en relación a los ejes (X, Y, Z) del software ANSYS, esto con el fin de identificar la dirección donde aplican las fuerzas calculadas que se pueden apreciar en la tablas anteriormente expuestas. Con lo que podemos determinar que en el eje "Y" se da la Fuerza de Lift o Sustentación y en el eje "X" se da la Fuerza de Drag o Arrastre. Recordamos que las fuerzas están dadas en magnitud de Libras Fuerza.

Figura 249. Posición de la Sección Alar Respecto a los Ejes

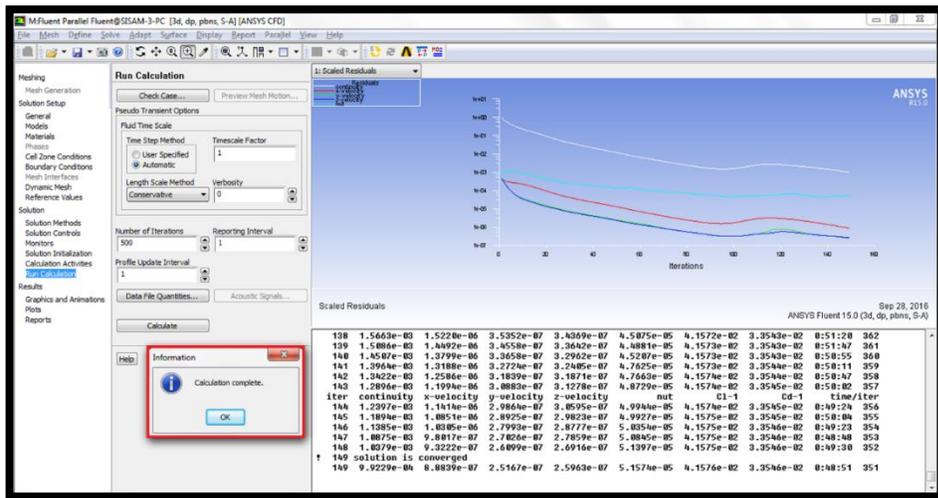


Fuente: Autores del Proyecto.

14.2.3 Estabilizador Vertical

Al terminar los cálculos para encontrar una solución a la simulación el complemento “Fluent”, el software genera una alerta indicando que se ha completado la simulación. Figura 250.

Figura 250. Cálculos Finalizados para Estabilizador Vertical a 0°



Fuente: Autores del Proyecto.

Para el estabilizador vertical también se configura para que el límite de la solución sea encontrado a las 500 interacciones. Sin embargo en esta pieza se da como particularidad que la solución es generada con bastante anterioridad como se indica en la tabla 42, donde se observa las interacciones alcanzadas en cada simulación por grados de incidencia del fluido sobre la pieza.

Tabla 42. Interacciones alcanzadas en el Estabilizador Vertical

EST. VERTICAL SOLUCIÓN	
GRADOS	INTERACCIONES
-5	65
-2	64
0	190
2	63
5	65

Fuente: Autores del Proyecto.

El procedimiento y cálculos de las simulaciones se realizaron con una variación del ángulo de incidencia en el eje de guiñada de la aeronave para el estabilizador vertical en los grados (-5°, -2°, 0°, 2°, 5°). Debido a parámetros del software, los grados de incidencia del sólido o pieza se deben hallar en los componentes de Seno

y Coseno. Para el estabilizador vertical se debió medir estas fuerzas con respecto al perfil alar, es decir de forma paralela para hallar el drag y perpendicular para el lift, por lo cual se descompusieron los grados en los ejes X y Z como se observa en las tablas 43 y 44.

Tabla 43. Descomposición de grados - Drag

DRAG		
GRADOS	COS	SEN
-5	0,996194	-0,087155
-2	0,99939	-0,034899
0	1	0
2	0,99939	0,034899
5	0,996194	0,087155
EJES	X	Z

Fuente: Autores del Proyecto.

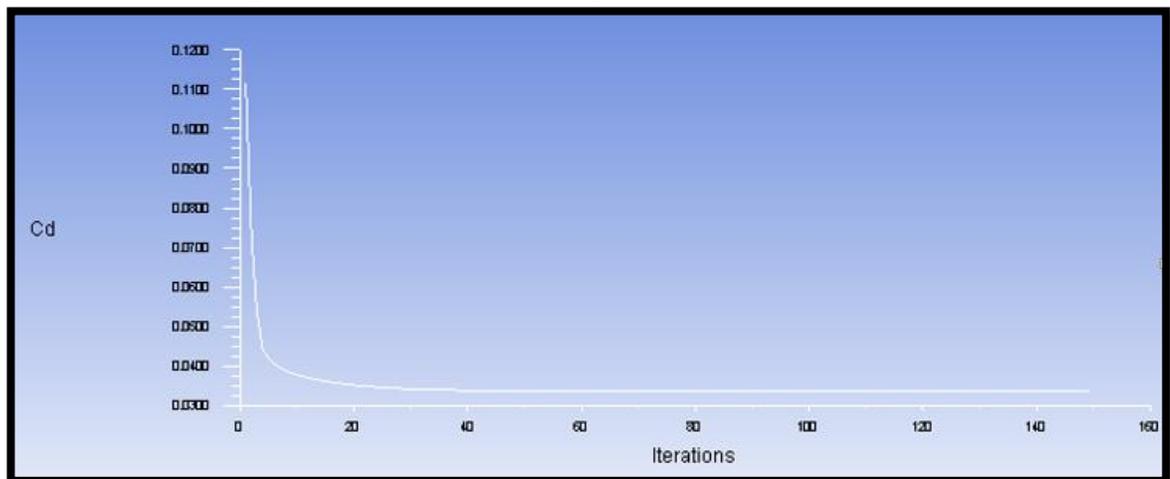
Tabla 44. Descomposición de grados - Lift

LIFT		
GRADOS	COS	SEN
-95	-0,087155	-0,996194
-92	-0,034899	-0,99939
90	0	1
92	-0,034899	0,99939
95	-0,087155	0,996194
EJES	X	Z

Fuente: Autores del Proyecto.

Al terminar los cálculos el software permite visualizar inmediatamente el diagrama de interacciones, así como la variación de las gráficas del coeficiente de lift y drag durante las interacciones hasta encontrar el resultado. En el caso de cero grados (0°) el software logró obtener el resultado sobre las 149 interacciones.

Figura 251. Coeficiente de Drag – Estabilizador Vertical – 0 °



Fuente: Autores del Proyecto.

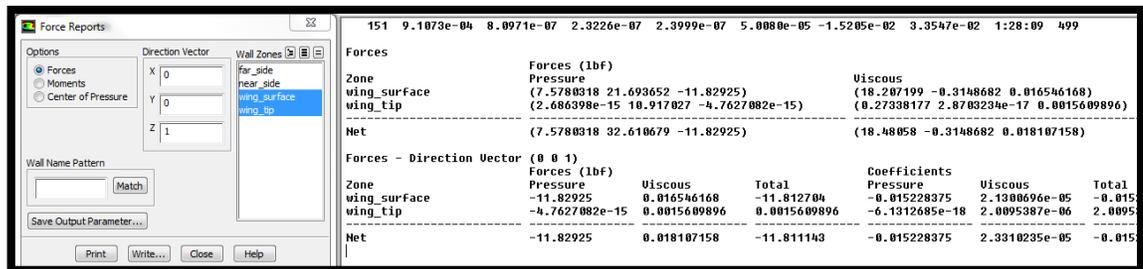
Figura 252. Coeficiente de Lift - Estabilizador Vertical (-0°)



Fuente: Autores del Proyecto.

Posteriormente se crea un reporte con los resultados de las fuerzas que actúan en las piezas, así como el coeficiente de lift y drag obtenido

Figura 253. Resultados de Fuerza y coeficientes en el eje Z (Lift)



Fuente: Autores del Proyecto.

En las tablas 45 y 46, se realizó la compilación de los resultados de las fuerzas halladas sobre el estabilizador vertical medidas en libras fuerzas (lbf) y los coeficientes de lift y drag los cuales no poseen unidades de medida.

Tabla 45. Fuerzas – Estabilizador Vertical

GRADOS	LIFT	DRAG
-5	316,8350	45,8097
-2	135,6744	29,5285
0	-11,8151	26,0584
2	111,5615	28,9167
5	298,2960	44,6041

Fuente: Autores del Proyecto.

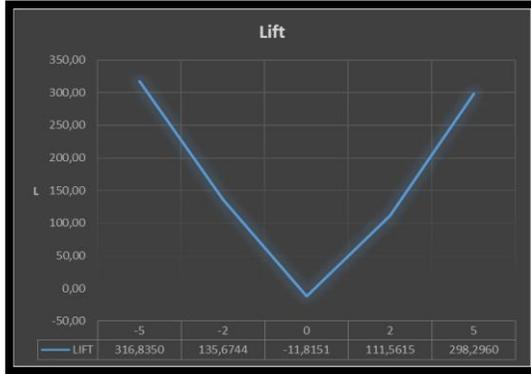
Tabla 46. Coeficientes – Estabilizador Vertical

GRADOS	Cl	Cd
-5	0,4079	0,0590
-2	0,1746	0,0380
0	-0,0152	0,0335
2	0,1436	0,0372
5	0,3840	0,0574

Fuente: Autores del Proyecto.

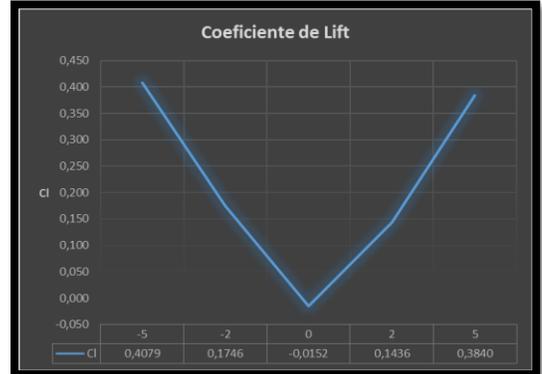
Con estos resultados se buscó complementarlos a través de unas gráficas lineales, como se observan en las gráficas 26, 27, 28 y 29.

Gráfica 26. Lift – Estabilizador Vertical



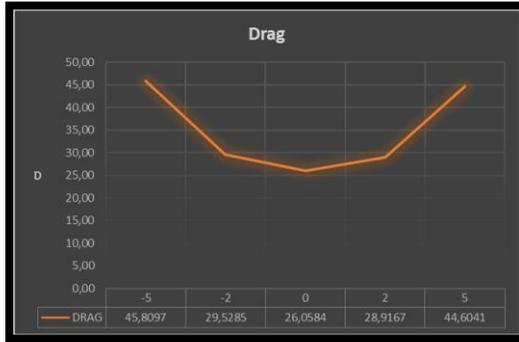
Fuente: Autores del Proyecto.

Gráfica 27. Coef. Lift – Estabilizador Vertical



Fuente: Autores del Proyecto.

Gráfica 28. Drag – Estabilizador Vertical



Fuente: Autores del Proyecto.

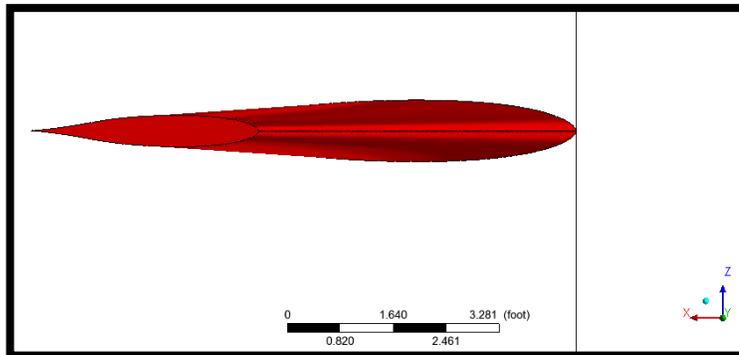
Gráfica 29. Coef. Drag – Estabilizador Vertical



Fuente: Autores del Proyecto.

Recordando que en el caso del estabilizador vertical la fuerza de lift y drag, así como los coeficientes de lift y drag se tomaron de forma perpendicular al perfil alar, es decir sobre el eje Z.

Figura 254. Visualización de los Ejes en el Estabilizador Vertical



Fuente: Autores del Proyecto.

Esto se realizó con el fin de determinar si el perfil simétrico escogido para esta pieza de la aeronave se comporta de acuerdo a los requerimientos establecidos. De las anteriores gráficas y tablas se pueden extraer las siguientes conclusiones:

- La fuerza ejercida por el estabilizador vertical en el momento en el cual el fluido pasa por la pieza a un ángulo de 0° , es de -11,8151 lbf en Lift por lo que se puede determinar que tiene una tendencia hacia la derecha.
- La tendencia a la derecha se mantiene aun variando el ángulo del fluido sobre la pieza, ya que las fuerzas de Lift son mayores hacia la derecha que en los mismos ángulos sobre el lado izquierdo. Esto mismo se visualiza en Drag y en los coeficientes de lift y drag.

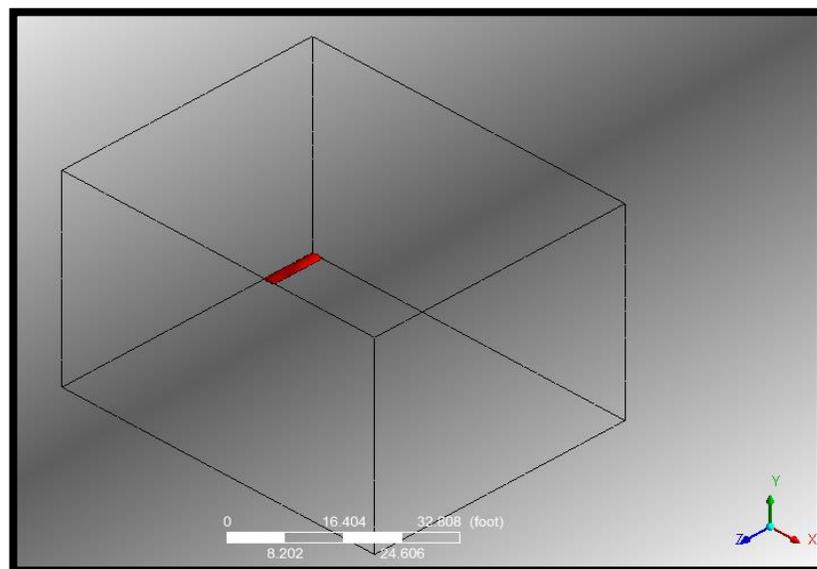
14.3 RESULTADOS GRAFICOS

Se procede a analizar el comportamiento y velocidad del fluido, así como los niveles de presiones sobre las superficies del canard, ala y estabilizador vertical, al ser sometidas diferentes ángulos de ataque. Se logró observar los vórtices de salida creados por las superficies en estudio, el cambio generado por el tipo de pieza y ángulo de ataque.

14.3.1 Canard

En el canard se encierra la pieza en un túnel de viento virtual, que por defecto se puede crear en el software. En esta sección se pretende visualizar los efectos del choque del fluido contra el plano y la estela que se crea al pasar por las superficies de este.

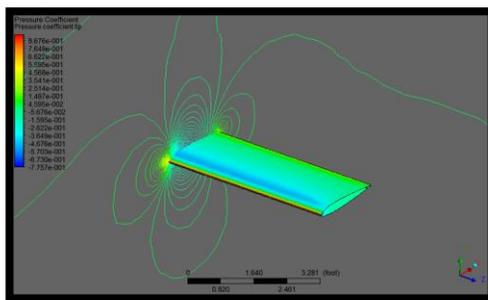
Figura 255. Visualización del Canard en el túnel virtual



Fuente: Autores del Proyecto.

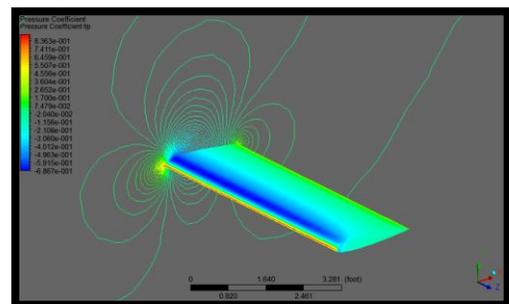
Como primer propósito se determina visualizar las fuerzas de presión que se pueden llegar a ejercer sobre el plano, a la exposición en diversos grados de ángulo de ataque (-4° , 0° , 4° , 12° , 30° , 40°). Se tiene una tabla de valores con la variación de los coeficientes de presión en los cuales su punto mínimo es $-0,775$ y el máximo $0,867$. En las figuras de los ángulos no tan pronunciados (-4° , 0° , 4° , 12°) se observa la presión generada en el borde de ataque por el golpe del fluido al plano, y en el extradós aproximadamente en el primer 25% de la cuerda no hay presión lo que genera el efecto de succión hacia arriba. En los grados (30° , 40°) prácticamente no hay una presión apreciables sobre el extradós e intradós, generando lo que se conoce como pérdida de sustentación o stall.

Figura 256. Coef. Presión - Canard @ -4°



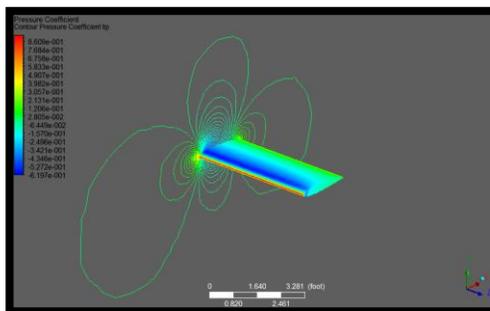
Fuente: Autores del Proyecto.

Figura 257. Coef. Presión - Canard @ 4°



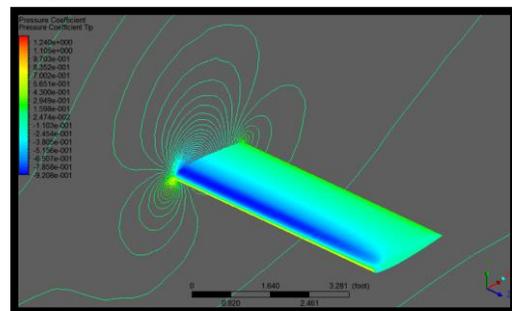
Fuente: Autores del Proyecto.

Figura 258. Coef. Presión - Canard @ 0°



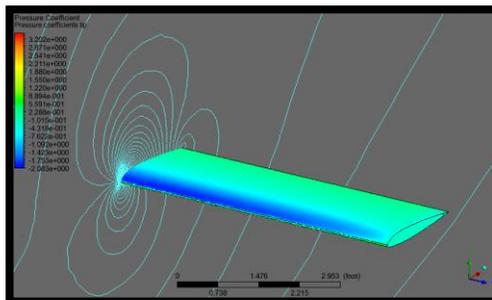
Fuente: Autores del Proyecto.

Figura 259. Coef. Presión - Canard @ 12°



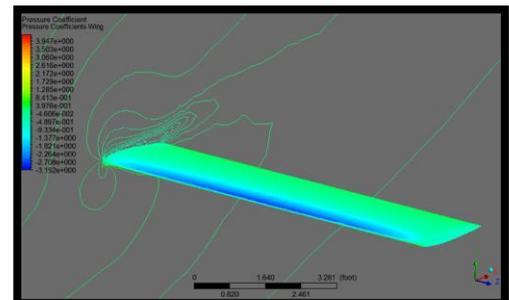
Fuente: Autores del Proyecto.

Figura 260. Coef. Presión - Canard @ 30°



Fuente: Autores del Proyecto.

Figura 261. Coef. Presión - Canard @ 40°



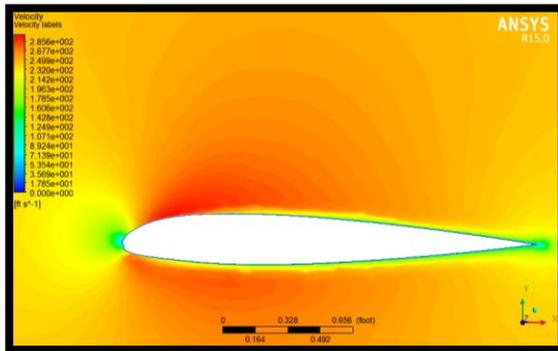
Fuente: Autores del Proyecto.

En las siguientes figuras se observa la variación de velocidades del fluido sobre el perfil a los diferentes ángulos de ataque ya mencionados (-4° , 0° , 4° , 12° , 30° , 40°). Esta se visualiza a través de una tabla de colores la transición de velocidades donde la mínima es 0 ft/s y la máxima 285,6 ft/s.

Se observa que se genera una capa inicial alrededor del perfil de 0 en velocidad, que esta la parte del fluido que se adhiere directamente a la pieza, así mismo al impactar el fluido y rebordear el perfil se genera una aceleración (capa limite), la cual hacia el borde de salida va desacelerando produciendo un desprendimiento de capa que se traduce en la reducción de presión de succión sobre el extradós, es decir a medida de aumentar el ángulo de ataque se va perdiendo sustentación.

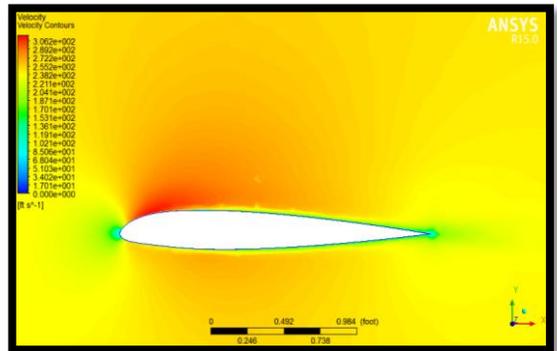
Esto se puede observar de manera detallada en los 30° y 40° donde no hay corrientes en el intradós del perfil. Se puede visualizar fácilmente en ángulos de ataque no pronunciados (-4° , 0° , 4° , 12°) el cambio de la capa limite laminar a la capa limite turbulenta.

Figura 262. Velocidad - Contornos @ -4°



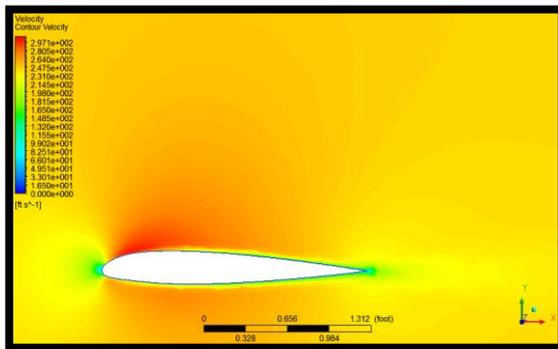
Fuente: Autores del Proyecto.

Figura 263. Velocidad - Contornos @ 4°



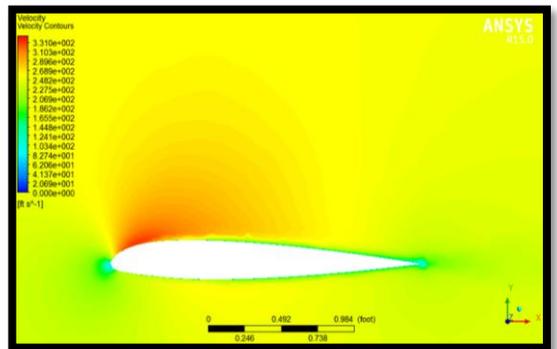
Fuente: Autores del Proyecto.

Figura 264. Velocidad - Contornos @ 0°



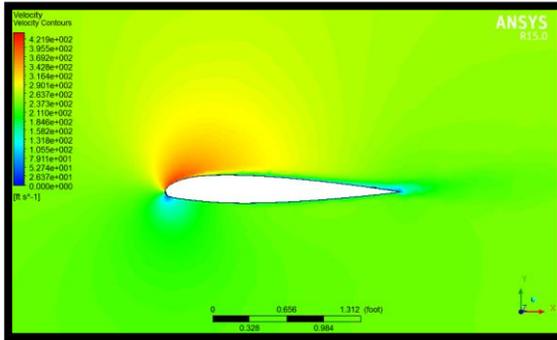
Fuente: Autores del Proyecto.

Figura 265. Velocidad - Contornos @ 12°



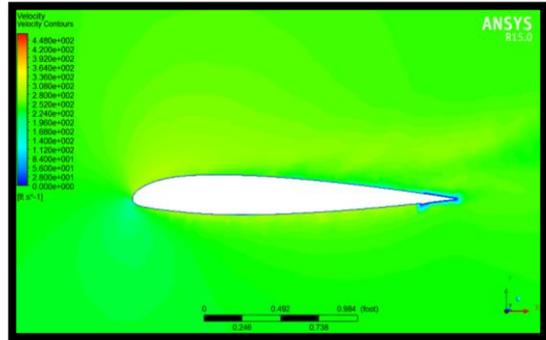
Fuente: Autores del Proyecto.

Figura 266. Velocidad - Contornos @ 30°



Fuente: Autores del Proyecto.

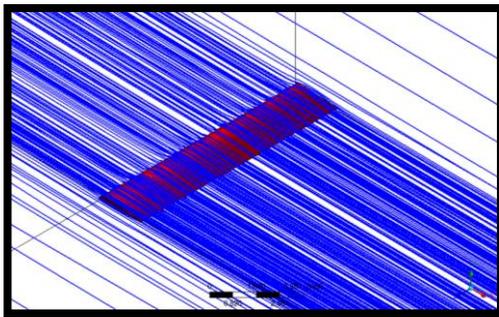
Figura 267. Velocidad - Contornos @ 40°



Fuente: Autores del Proyecto.

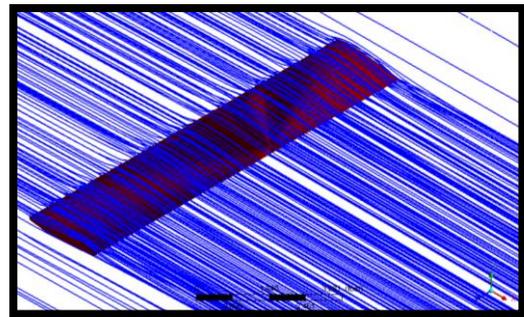
En una ampliación de la perspectiva se puede observar la variación de los vórtices en las puntas del canard. En este tipo de vista solo se observa la corriente que impacta directamente sobre el plano, y no las corrientes adyacentes por lo cual el vórtice que se visualiza es mínimo. En los ángulos de 30° y 40° se observa que debido a su alta inclinación, estos vórtices son mayores y de alto movimiento.

Figura 268. Líneas de Flujo - Canard @ -4°



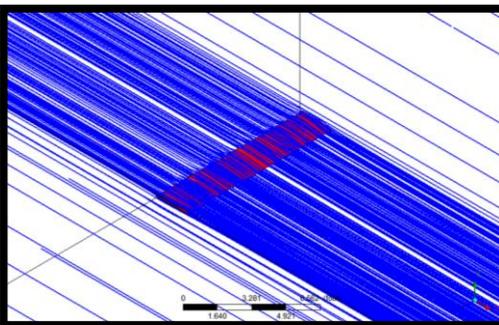
Fuente: Autores del Proyecto.

Figura 269. Líneas de Flujo - Canard @ 4°



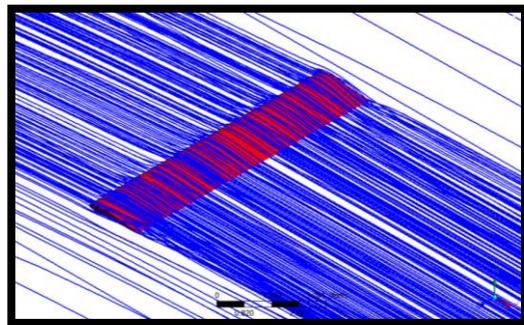
Fuente: Autores del Proyecto.

Figura 270. Líneas de Flujo - Canard @ 0°



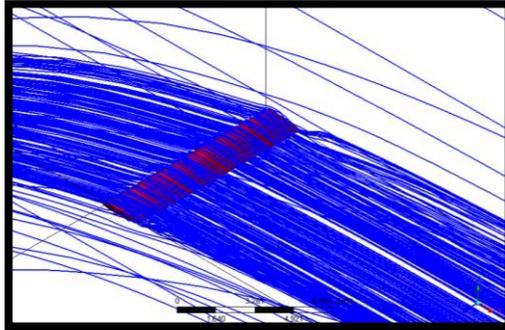
Fuente: Autores del Proyecto.

Figura 271. Líneas de Flujo - Canard @ 12°



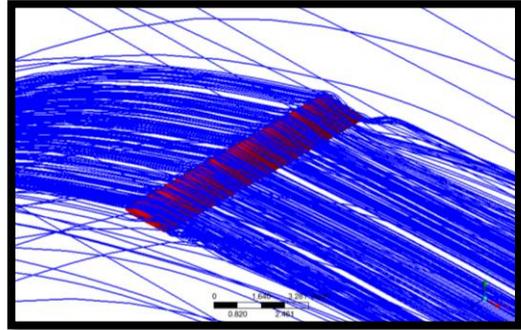
Fuente: Autores del Proyecto.

Figura 272. Líneas de Flujo - Canard @ 30°



Fuente: Autores del Proyecto.

Figura 273. Líneas de Flujo - Canard @ 40°



Fuente: Autores del Proyecto.

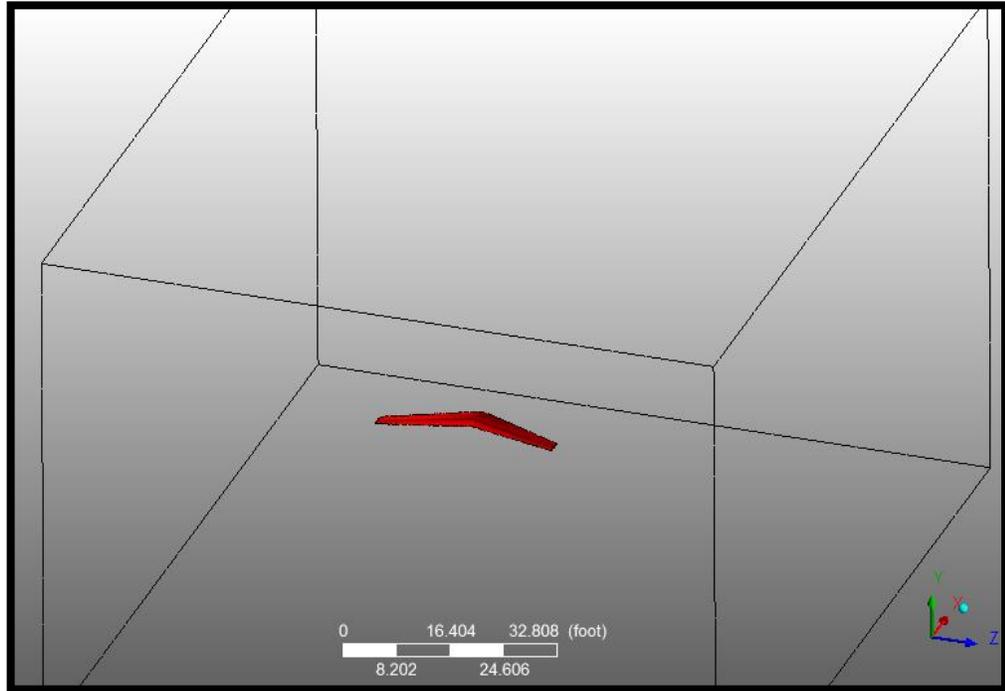
En los resultados gráficos expuestos a lo largo de esta sección es posible llegar a extraer algunas conclusiones:

- En las gráficas de coeficiente de presión se evidencia una mínima presión ejercida tanto en el intradós como en el extradós evidenciando una baja sustentación, comportamiento que ayuda a la compensación de la sustentación que otorga el ala principal.
- La adherencia del fluido sobre la pieza genera una capa límite alrededor del perfil, la cual hacia el borde de salida se va desacelerando a medida que el ángulo de incidencia aumenta; por ende se genera un desprendimiento de capa, comenzando a bajar la presión ejercida sobre el extradós perdiendo sustentación.
- El cambio del flujo laminar a turbulento ocurre alrededor de los 12°.
- Gracias a las gráficas de líneas de flujo es posible evidenciar la mínima variación de los vórtices generados en las puntas del canard al aumentar el ángulo de incidencia del mismo.

14.3.2 Ala

Para el estudio de la sección alar, se generó un túnel de viento de forma rectangular que se puede crear fácilmente con ayuda del software y un cuerpo de influencia sobre la pieza con el fin de estudiar el comportamiento del fluido en una sección o área controlada. Ver Figura 274.

Figura 274. Túnel de Viento para la Sección Alar

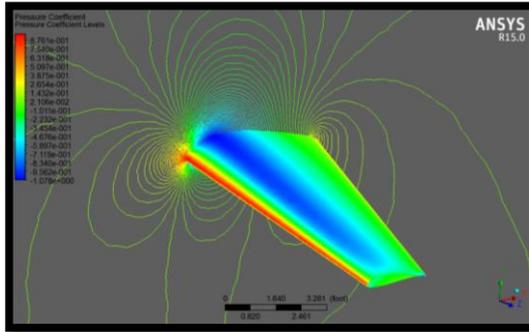


Fuente: Autores del Proyecto.

El propósito de la simulación y la obtención de resultados de la sección alar; es determinar gráficamente la generación de una fuerza perpendicular mayor a la velocidad de la corriente incidente o fuerza paralela. En el siguiente grupo de Figuras se aprecia los coeficientes de presión que se generan en la simulación sobre la sección alar en los diferentes grados de ángulo de ataque (-4° , 0° , 4° , 12° y 20°).

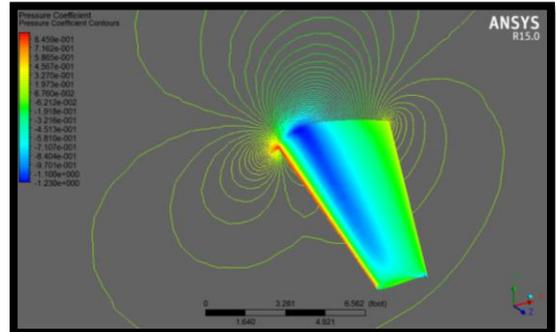
La escala de coeficientes de presión inicia en azul, siendo este el valor mínimo de (-0,1773); los zona con el coeficiente de presión máximo se encuentra indicada en color rojo siendo el máximo de (0,8761). En las figuras dadas a continuación se puede apreciar que la zona donde se genera el mayor coeficiente de presión es el borde de ataque del perfil alar y la zona donde se genera la menor presión es la parte superior del perfil que es uno de los resultados esperados tras los cálculos teóricos y el mismo estudio del perfil realizado previamente.

Figura 275. Coef. Presión - Ala @ -4°



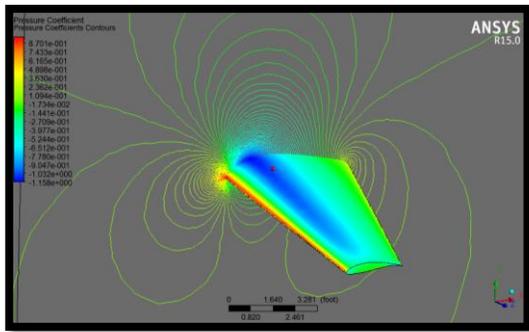
Fuente: Autores del Proyecto.

Figura 276. Coef. Presión - Ala @ 4°



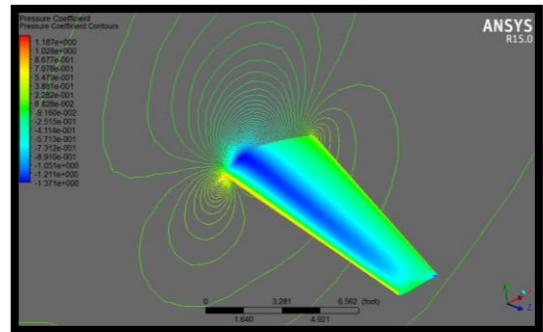
Fuente: Autores del Proyecto.

Figura 277. Coef. Presión - Ala @ 0°



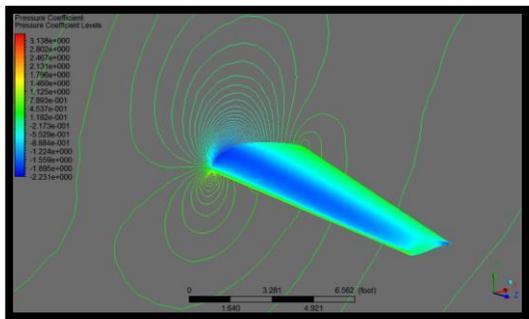
Fuente: Autores del Proyecto.

Figura 278. Coef. Presión - Ala @ 12°



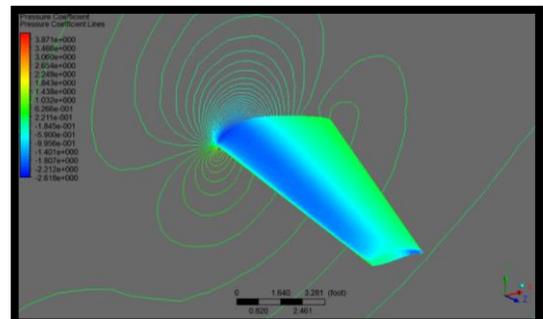
Fuente: Autores del Proyecto.

Figura 279. Coef. Presión - Ala @ 30°



Fuente: Autores del Proyecto.

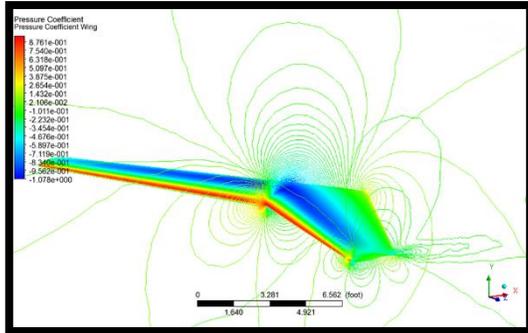
Figura 280. Coef. Presión - Ala @ 40°



Fuente: Autores del Proyecto.

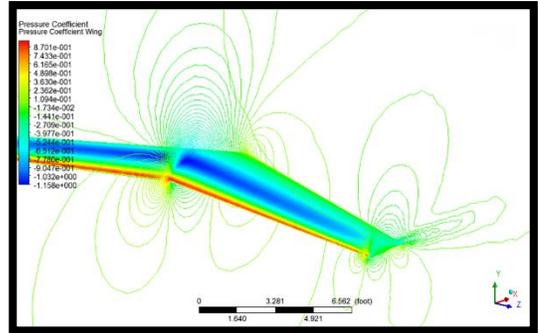
A continuación se verifica la diferencia de presiones entre el perfil de raíz y el perfil de punta, que se pueden observar en las distintas figuras (Figura 281 - 287) según el ángulo de incidencia del fluido o ángulo de ataque. A continuación se observa la diferencia de presiones entre la raíz y punta del ala, donde en la primera se observa el efecto de succión sobre el extradós demostrado en los valores mínimos en esta y en la segunda se genera varios niveles que se asemejan a un vórtice de fuga.

Figura 281. Presión Ala en Punta-Raíz @ -4°



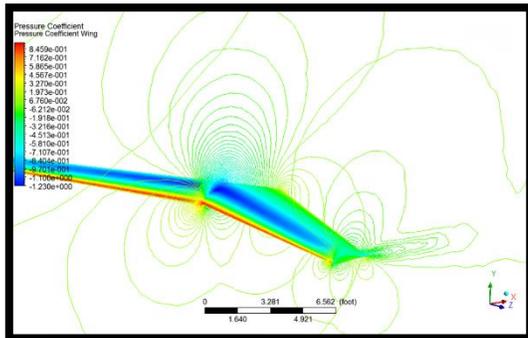
Fuente: Autores del Proyecto.

Figura 282. Presión Ala en Punta-Raíz @ 0°



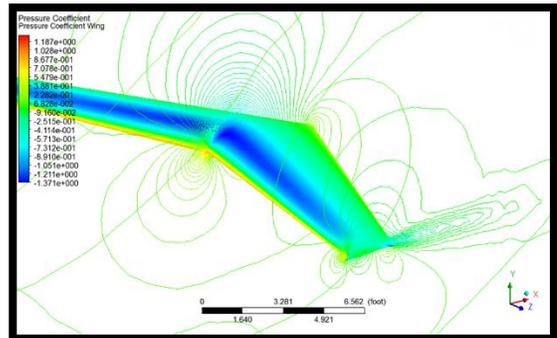
Fuente: Autores del Proyecto.

Figura 283. Presión Ala en Punta-Raíz @ 4°



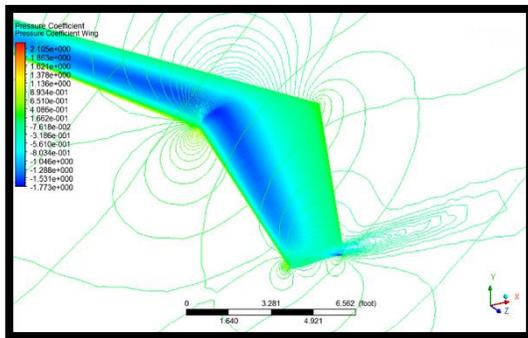
Fuente: Autores del Proyecto.

Figura 284. Presión Ala en Punta-Raíz @ 12°



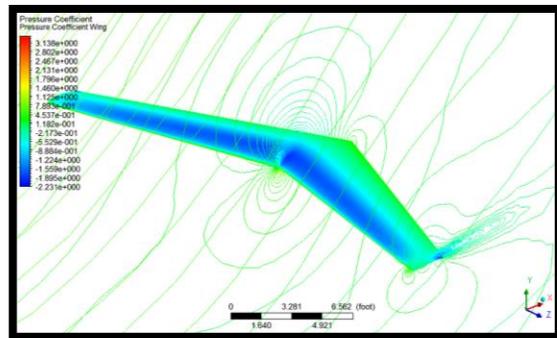
Fuente: Autores del Proyecto.

Figura 285. Presión Ala en Punta-Raíz @ 20°



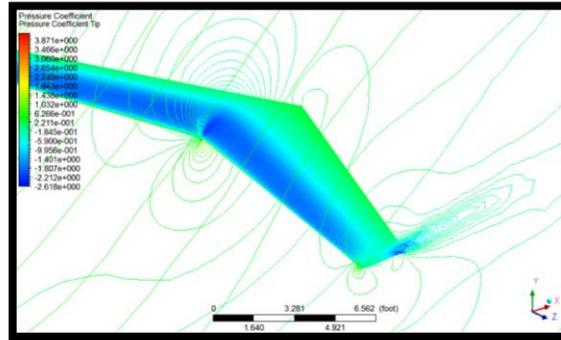
Fuente: Autores del Proyecto.

Figura 286. Presión Ala en Punta-Raíz @ 30°



Fuente: Autores del Proyecto.

Figura 287. Presión Ala en Punta-Raíz @ 40°

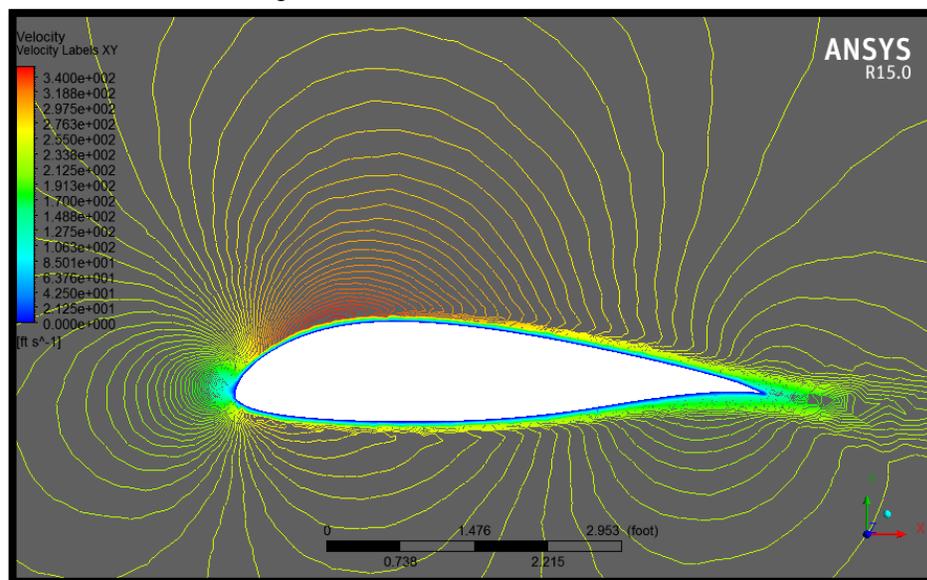


Fuente: Autores del Proyecto.

La figura 288, dada a continuación permite visualizar las diferentes velocidades que se generan en el perfil de la raíz del ala; en las capas del fluido más cercanas al perfil se observa que su valor es muy bajo, es decir que el fluido en estas capas se adhiere tanto a la superficie que no genera ningún desplazamiento y a medida que aumenta el espacio entre las capas del fluido y el perfil la velocidad del fluido aumenta.

De la misma forma el lugar de ubicación influye sobre la velocidad donde pueden variar entre 0 y 340 ft/s, se observa que en el extradós sobre el 25% de la cuerda es donde se genera la mayor velocidad y la menor se genera en el borde de ataque donde el fluido choca contra el perfil y en el borde de fuga donde el fluido del intradós y extradós se unen.

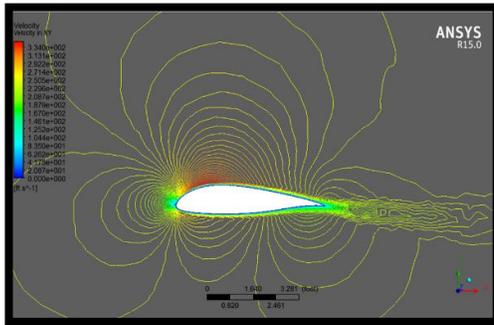
Figura 288. Niveles de velocidad @ 0°



Fuente: Autores del Proyecto

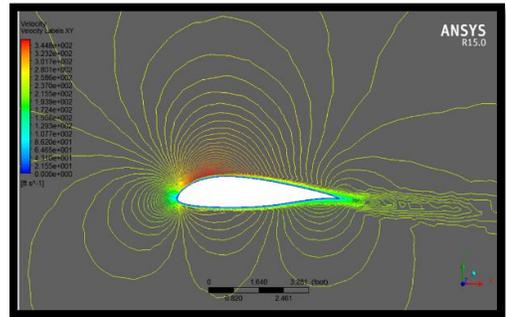
Analizando las figuras de velocidades a continuación (figuras 289 – 294), se puede evidenciar que a medida que el ángulo de incidencia varia de negativo a positivo la mayor velocidad se va desplazando de la posición del espesor máximo del extradós hacia el borde de ataque, lo que indica que en estos lugares la presión es mínima. De forma contraria ocurre en el borde de salida donde a un mayor ángulo de incidencia positivo genera un desprendimiento temprano de la capa límite y aumenta la zona donde la velocidad es nula, creando mayores zona de turbulencia y aumentando los vórtices de salida.

Figura 289. Niveles de Velocidad @ -4°



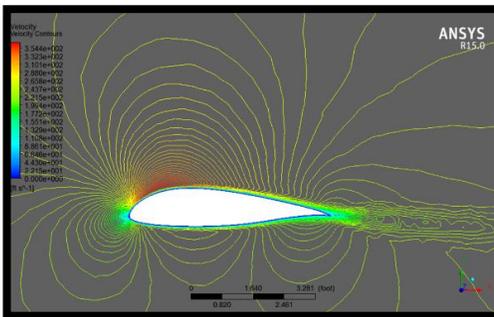
Fuente: Autores del Proyecto.

Figura 290. Niveles de Velocidad @ 4°



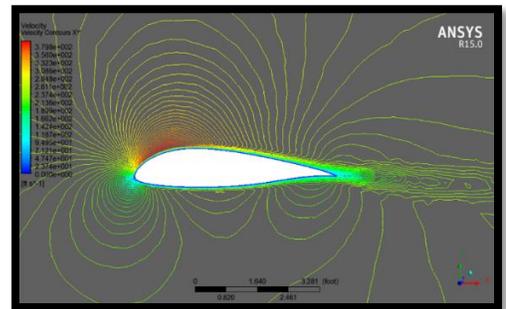
Fuente: Autores del Proyecto.

Figura 291. Niveles de Velocidad @ 12°



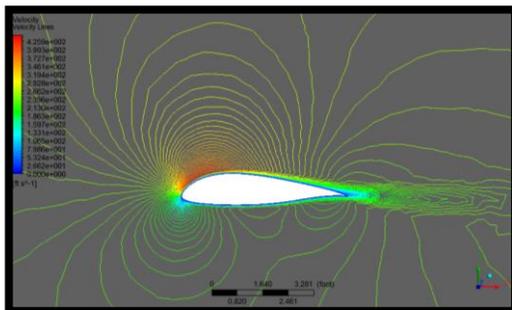
Fuente: Autores del Proyecto.

Figura 292. Niveles de Velocidad @ 20°



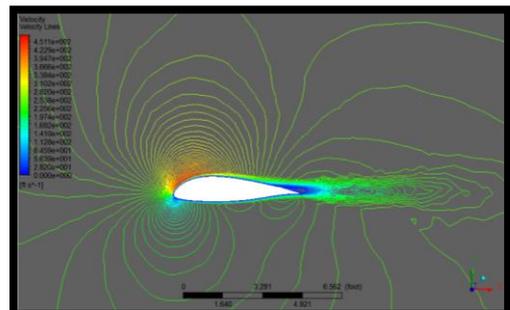
Fuente: Autores del Proyecto.

Figura 293. Niveles de Velocidad @ 30°



Fuente: Autores del Proyecto.

Figura 294. Niveles de Velocidad @ 40°

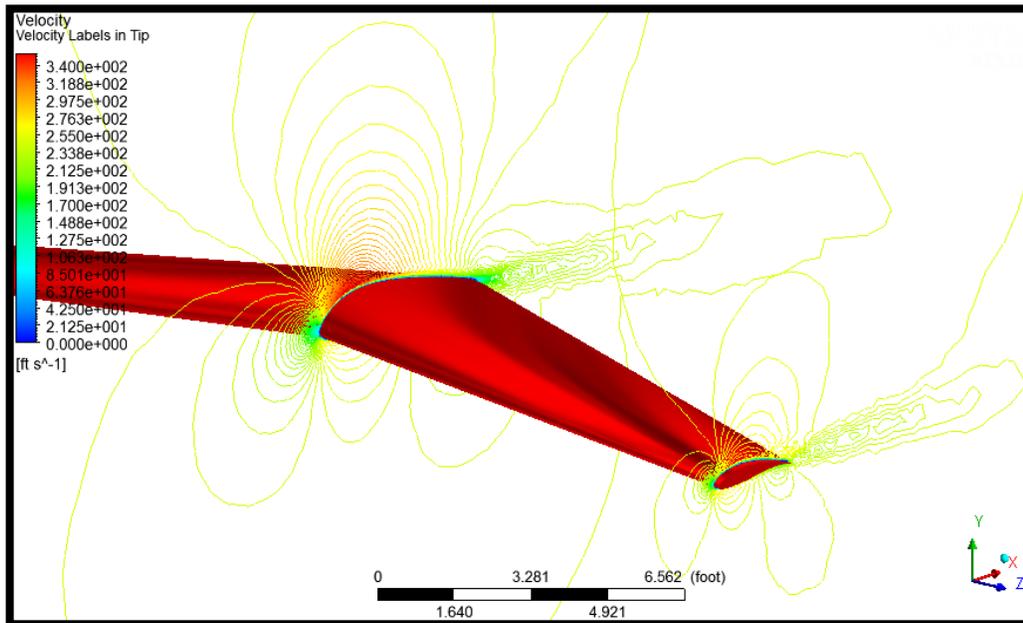


Fuente: Autores del Proyecto.

En la siguiente serie de figuras (Figura 295 – 301) se puede apreciar el comportamiento de la velocidad del fluido sobre el plano tanto en punta como en raíz. Con ayuda de la tablas de velocidades se puede determinar la velocidad del fluido sobre las partes examinadas y de esta manera observar como en punta y en raíz hay una pequeña capa (color azul oscuro) donde el fluido se adhiere tanto a la superficie que su velocidad es cero (0). Le sigue en velocidad (color azul claro) el borde de ataque y de salida donde se genera una velocidad entre 63 – 148 ft/s. Adyacente a estas zonas se genera una (color verde) de velocidades 170 – 212 ft/s, En las zonas del perfil de raíz como en el de punta donde la curvatura del es mayor, se produce la mayor velocidad del fluido (color rojo).

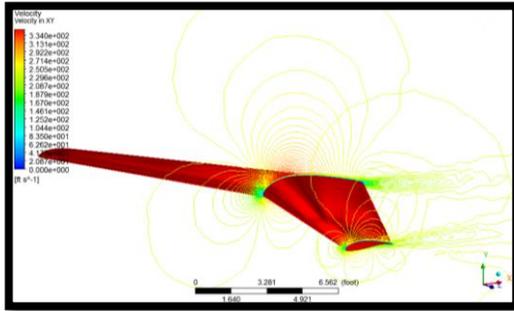
Con la combinación de dos tipos de perfiles alares para la elaboración de la sección alar se genera un twist aerodinámico, cuya función es retrasar el punto de pérdida de sustentación en las puntas del ala, esta propiedad se puede observar en la figura 301 donde se observa que se genera un desprendimiento de la capa limite en el perfil de raíz sin que esto ocurra en el perfil de punta, efecto que por el contrario sucede en un ala con flecha hacia atrás.

Figura 295. Velocidad Raíz – Punta @ 0°



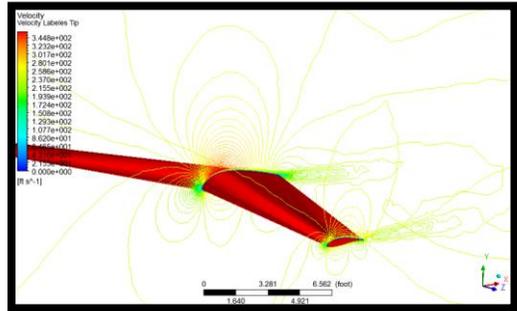
Fuente: Autores del Proyecto.

Figura 296. Velocidad Raíz – Punta @ -4°



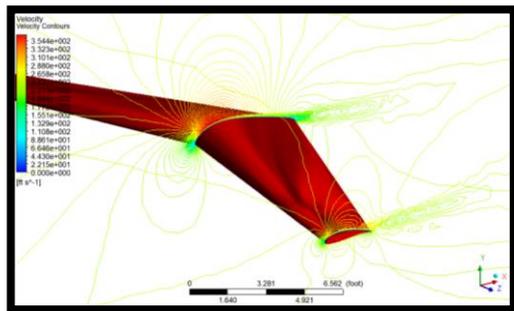
Fuente: Autores del Proyecto.

Figura 297. Velocidad Raíz – Punta @ 4°



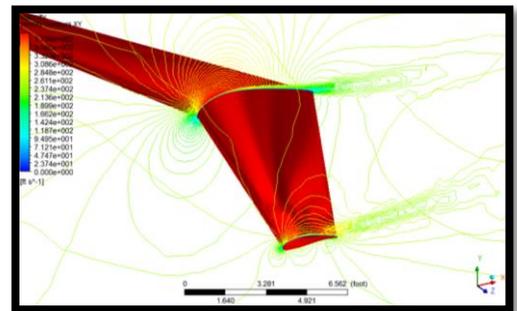
Fuente: Autores del Proyecto.

Figura 298. Velocidad Raíz – Punta @ 12°



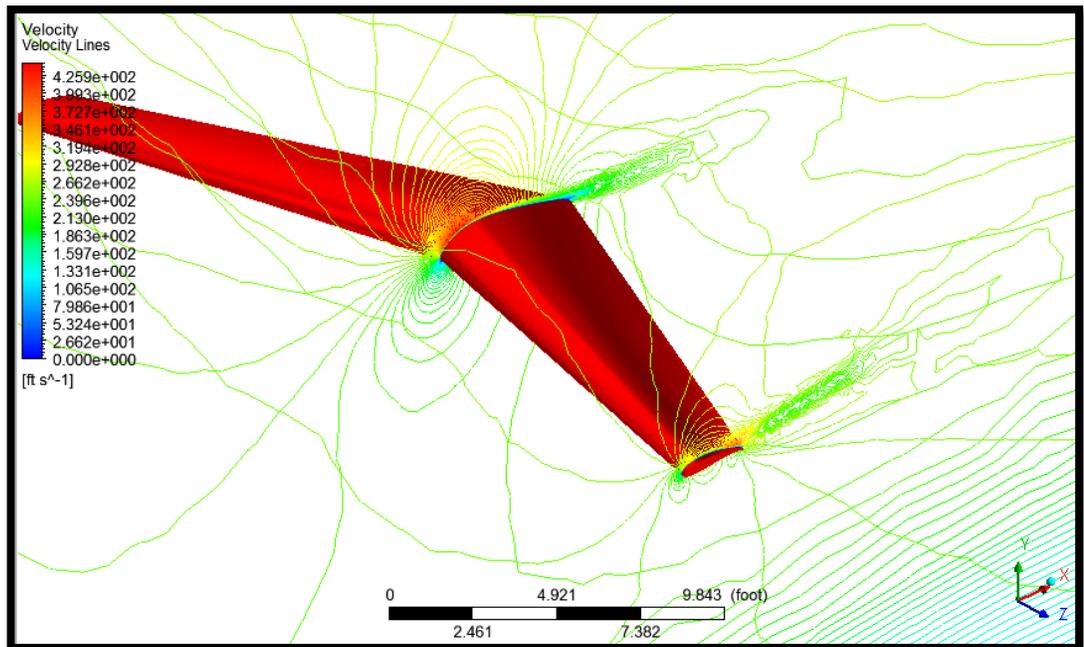
Fuente: Autores del Proyecto.

Figura 299. Velocidad Raíz – Punta @ 20°



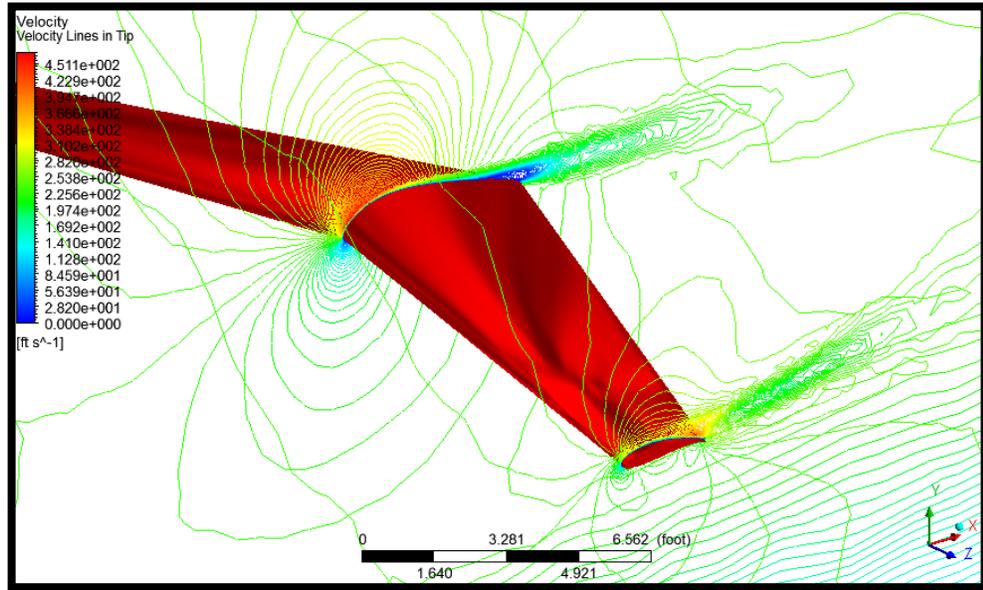
Fuente: Autores del Proyecto.

Figura 300. Velocidad Raíz – Punta @ 30°



Fuente: Autores del Proyecto.

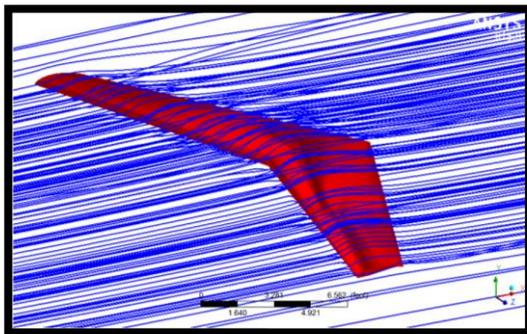
Figura 301. Velocidad Raíz – Punta @ 40°



Fuente: Autores del Proyecto.

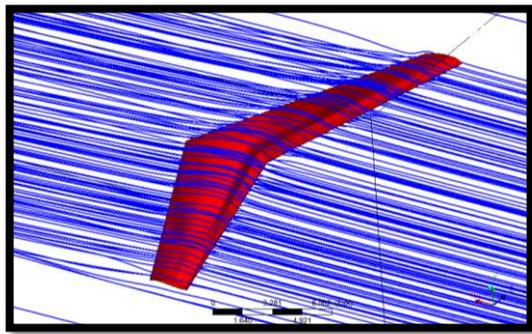
Más de cerca se puede apreciar el comportamiento de la superficie alar a través del fluido en una corriente incidente. Se puede observar un muy buen comportamiento del fluido sobre el perfil, una baja tasa de desprendimiento de la capa límite, vórtices en las puntas de los planos que se habían contemplado anteriormente en el estudio en 2D. La configuración más limpia, con excelente adherencia y pocas líneas de vórtice se puede apreciar entre los 2 y 4 grados.

Figura 302. Líneas de Flujo – Ala II @ -4°



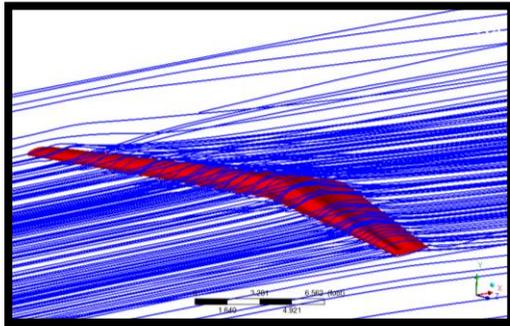
Fuente: Autores del Proyecto.

Figura 303. Líneas de Flujo – Ala II @ 0°



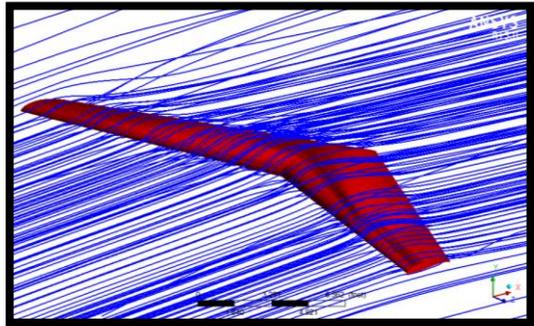
Fuente: Autores del Proyecto.

Figura 304. Líneas de Flujo – Ala II @ 4°



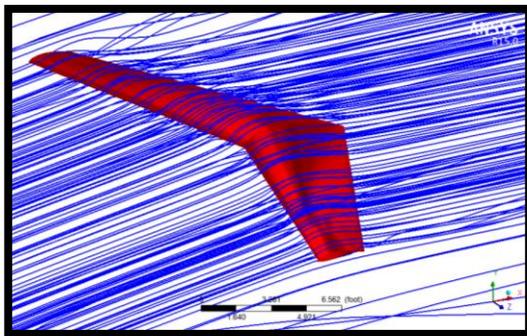
Fuente: Autores del Proyecto.

Figura 305. Líneas de Flujo – Ala II @ 12°



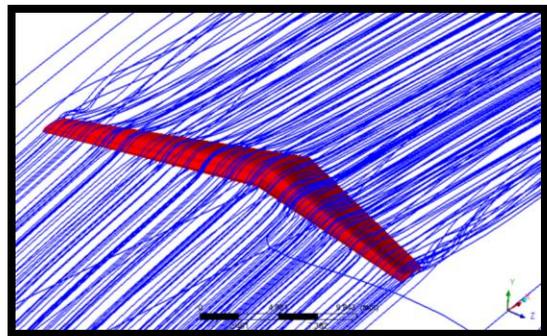
Fuente: Autores del Proyecto.

Figura 306. Líneas de Flujo – Ala II @ 20°



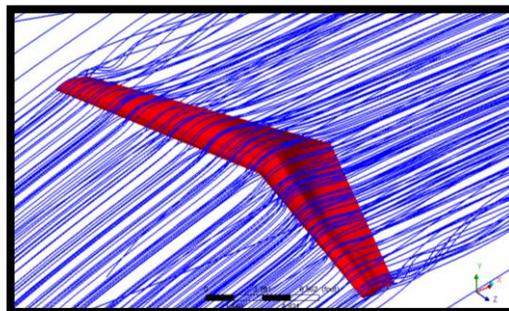
Fuente: Autores del Proyecto.

Figura 307. Líneas de Flujo – Ala II @ 30°



Fuente: Autores del Proyecto.

Figura 308. Líneas de Flujo – Ala II @ 40°

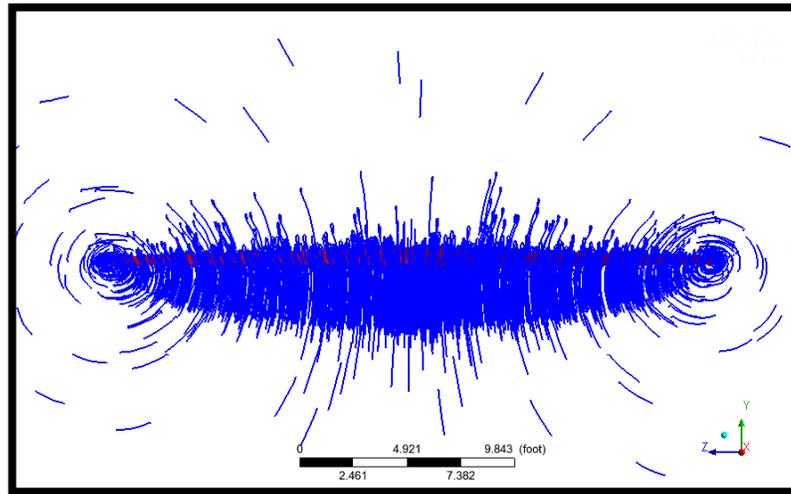


Fuente: Autores del Proyecto.

Aquí se puede apreciar desde la vista posterior del túnel de viento, el comportamiento de las líneas del flujo que salen desde el borde de fuga del plano, y la direcciones del fluido posterior a hacer contacto con el perfil, constatando la

aplicación del “Efecto Coanda”¹. En las figuras a continuación (Figura 309 – 315) se analiza este efecto sobre el ala a los diferentes ángulos de ataque y los vórtices generados. Se recuerda que cuando el flujo del aire es desviado sobre el extradós se lleva consigo la masa de aire que se encuentra por encima del perfil desviándola hacia abajo, lo que reduce la presión del aire sobre ala y produciendo sustentación.

Figura 309. Vórtices Ala @ 0°



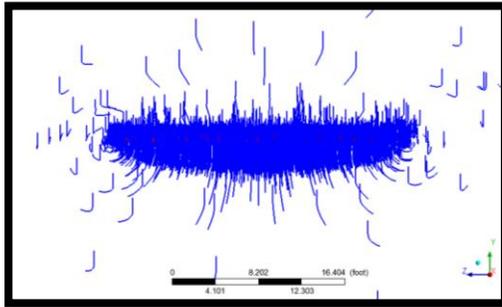
Fuente: Autores del Proyecto.

En la figura 309 a 0° de ángulo de ataque, se visualiza la cantidad de flujo de aire que es enviado hacia abajo después de pasar sobre el perfil, indicando de forma visual la sustentación que está generando el ala. En las primeras figuras (Figura 309 – 311) corresponde a ángulos de ataque no tan pronunciados (-4°, 0°, 4°) y se representa la mayor cantidad de masa de aire desplazada en el centro del plano o del ala.

A partir de los 12° de ángulo de ataque esta masa se vuelve más uniforme sobre toda la envergadura del ala y así mismo esta se disipa con mayor volumen en los vórtices de la punta de los planos, situación que también se puede apreciar en los 20°. En los 30° esa masa de aire ya no se observa de gran volumen como las anteriores, lo que indica que gran parte de la sustentación se ha perdido y en los 40° es muy ligera esa masa de aire, y prácticamente los vórtices en las puntas ya no se observan pero si una turbulencia sobre el ala, es decir que prácticamente la capa límite ya no existe.

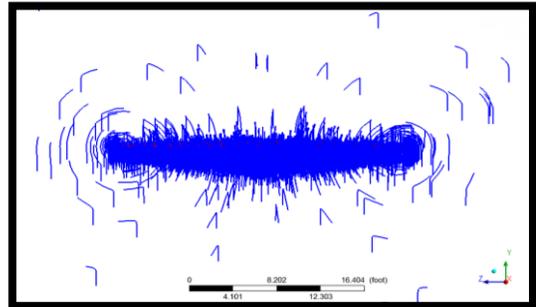
¹ Cuando un fluido en movimiento, como el aire y el agua, toma contacto con una superficie curva, estos tratarán de seguir esa superficie.

Figura 310. Vórtices Ala @ -4°



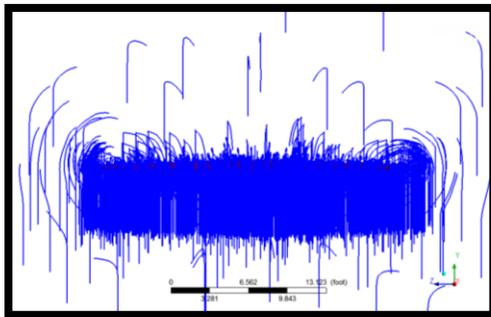
Fuente: Autores del Proyecto.

Figura 311. Vórtices Ala @ 4°



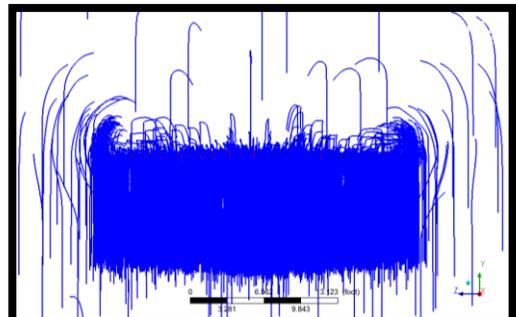
Fuente: Autores del Proyecto.

Figura 312. Vórtices Ala @ 12°



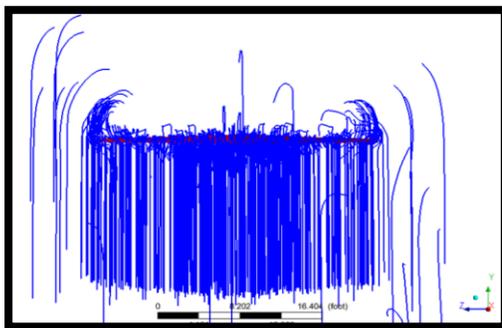
Fuente: Autores del Proyecto.

Figura 313. Vórtices Ala @ 20°



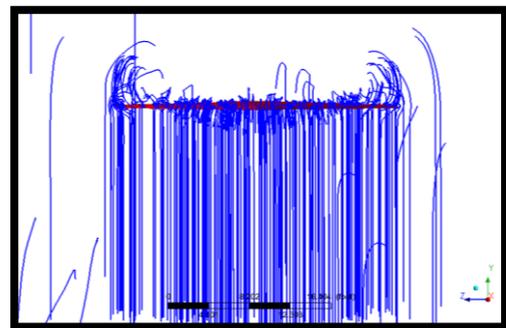
Fuente: Autores del Proyecto.

Figura 314. Vórtices Ala @ 30°



Fuente: Autores del Proyecto.

Figura 315. Vórtices Ala @ 40°

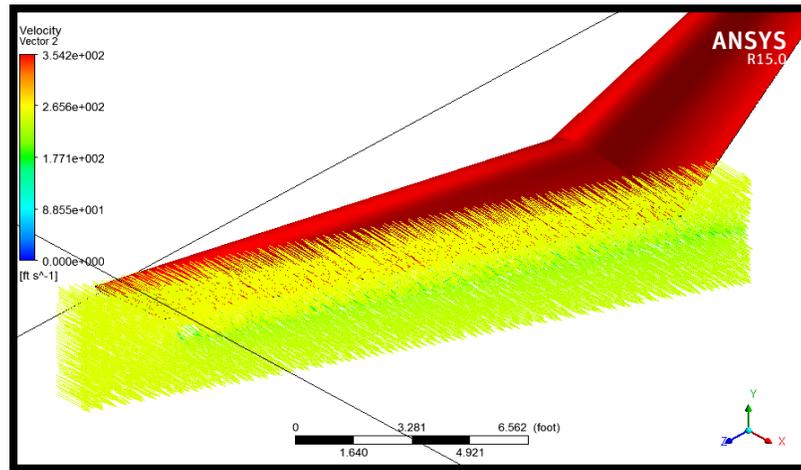


Fuente: Autores del Proyecto.

En las siguientes figuras (316 – 329) se puede apreciar un análisis por una capa de vectores al fluido que sale inmediatamente del plano, en el cual se puede obtener datos de la velocidad y la dirección del flujo.

Con los datos obtenidos se puede determinar que al salir el fluido del borde de fuga se generan tres zonas, a continuación se explicara el análisis realizado a la prueba con un ángulo de ataque del plano con respecto al fluido de 0°, figura 316 y 317:

Figura 316. Velocidad - Vector @ 0°

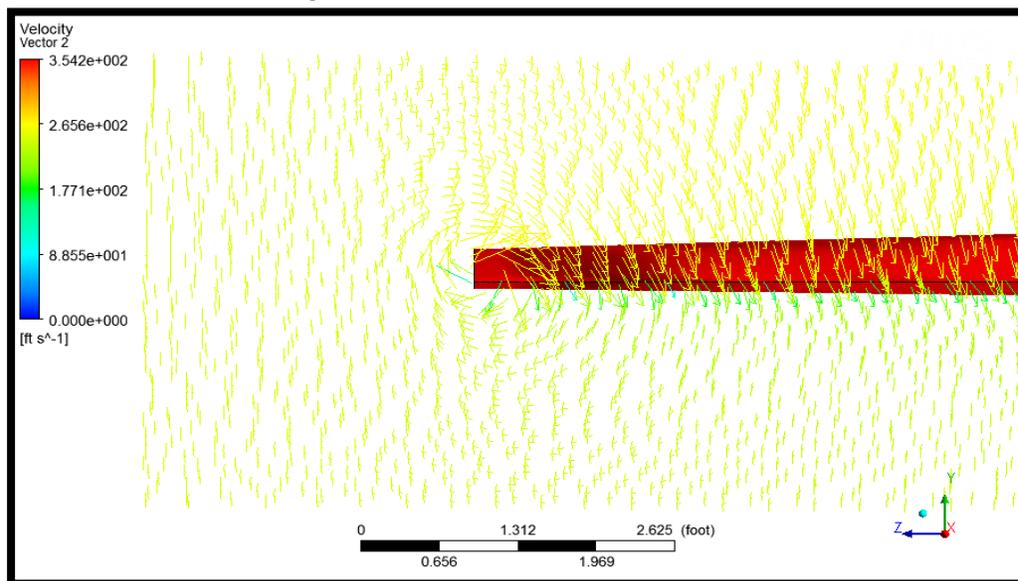


Fuente: Autores del Proyecto

- La primera zona es desde el borde de salida hacia la parte superior del túnel, donde la velocidad es de **(265 ft/s)**, la cual se encuentra ligeramente por encima de la inyectada al fluido en el túnel de viento recordando que esta es de **(246,42 ft/s)**. Esta zona aumenta su velocidad por el efecto generado del paso del fluido por encima del plano, donde la forma de perfil permite esto además de encontrarnos con una zona de baja presión sobre este.
- La segunda zona es prácticamente del grosor del plano y se visualiza como una línea en donde la velocidad es la menor en comparación a las otras dos zonas con una velocidad de **(177,1 ft/s)**. Aquí es donde confluyen las corrientes provenientes del extradós e intradós.
- La tercera zona se genera desde el borde de fuga hacia la parte inferior del túnel, pero su velocidad es la intermedia entre la primera y segunda zona con aproximadamente **(220 ft/s)**, debido a que este fluido proviene de las corrientes generadas en el intradós del plano y que poseen una velocidad bastante menor en comparación al extradós.

Así mismo se anexó una vista donde se puede observar que en la punta del plano se genera la unión de estas tres zonas o capas del fluido, formando al instante un vórtice que dará inicio a la estela turbulenta. La similitud en el comportamiento y velocidades del fluido se presenta en las pruebas con ángulos de ataque o de incidencia del fluido sobre el plano de (-4°, 0°, 4°, 12°, 20°).

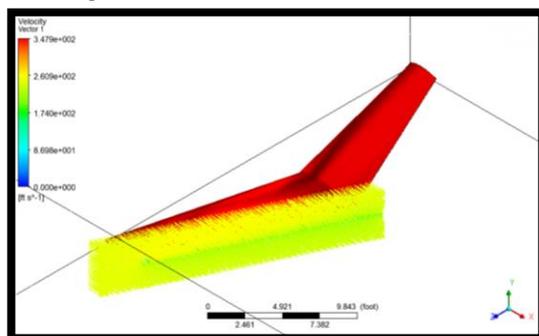
Figura 317. Vector - Vista Posterior @ 0°



Fuente: Autores del Proyecto

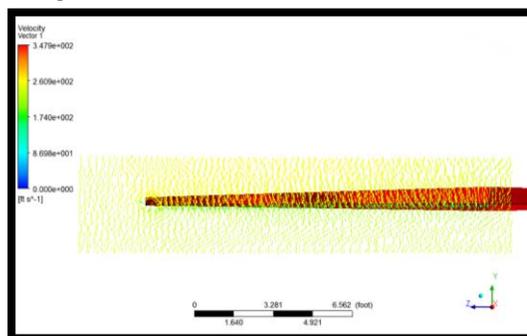
En los ángulos de ataque (30°, 40°) la velocidad sobre el plano decae, y su máxima velocidad se puede ubicar en los 220 ft/s y la mínima en 110 ft/s aproximadamente, indicando con esto que ya no se está produciendo sustentación, ya que son velocidades más bajas que las inyectadas en el túnel de viento y la función del perfil alar de acelerar las corrientes del fluido sobre el extradós ya no se está cumpliendo, así mismo el vórtice generado en la punta del plano es mucho más amplio creando una mayor estela turbulenta.

Figura 318. Velocidad - Vector @ -4°



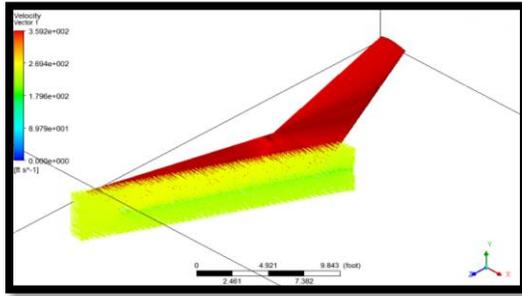
Fuente: Autores del Proyecto

Figura 319. Vector - Vista Posterior @ -4°



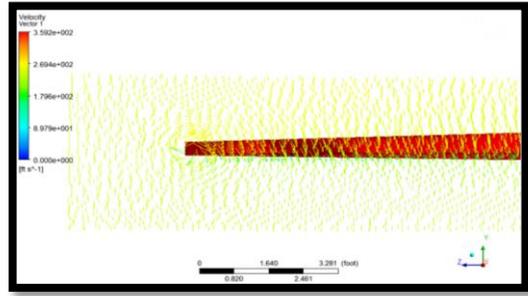
Fuente: Autores del Proyecto

Figura 320. Velocidad - Vector @ 4°



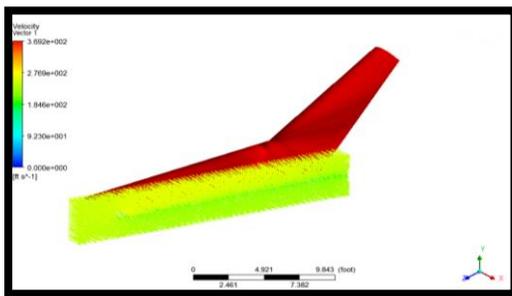
Fuente: Autores del Proyecto

Figura 321. Vector - Vista Posterior @ 4°



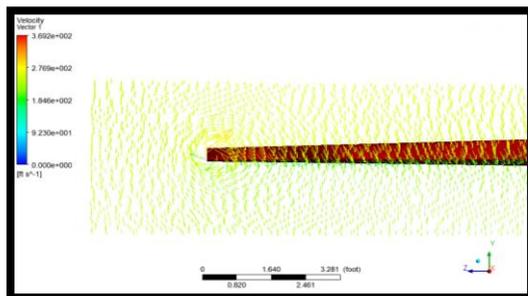
Fuente: Autores del Proyecto

Figura 322. Velocidad - Vector @ 12°



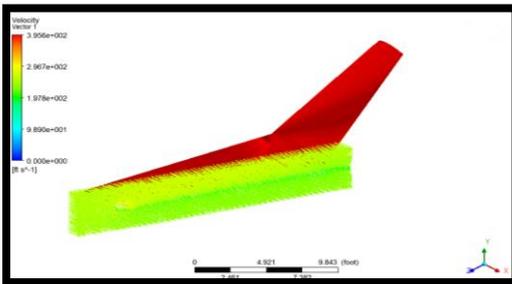
Fuente: Autores del Proyecto

Figura 323. Vector - Vista Posterior @ 12°



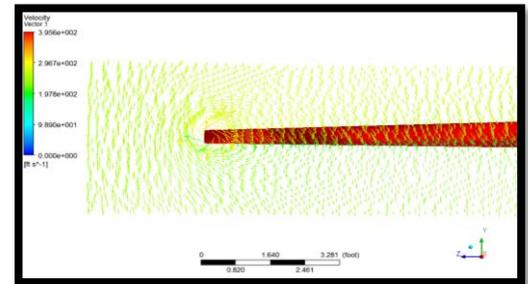
Fuente: Autores del Proyecto

Figura 324. Velocidad - Vector @ 20°



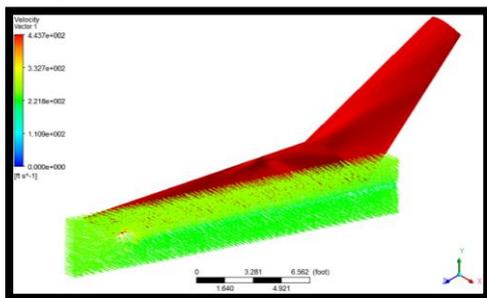
Fuente: Autores del Proyecto

Figura 325. Vector - Vista Posterior @ 20°



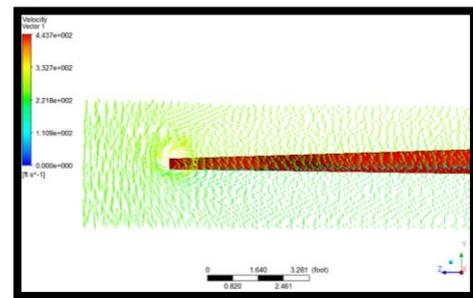
Fuente: Autores del Proyecto

Figura 326. Velocidad - Vector @ 30°



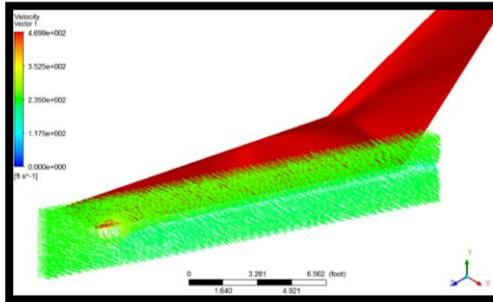
Fuente: Autores del Proyecto

Figura 327. Vector - Vista Posterior @ 30°



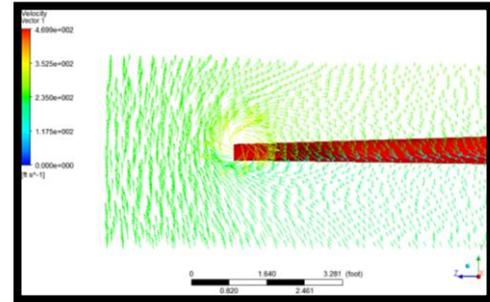
Fuente: Autores del Proyecto

Figura 328. Velocidad – Vector @ 40°



Fuente: Autores del Proyecto

Figura 329. Vector - Vista Posterior @ 40°



Fuente: Autores del Proyecto

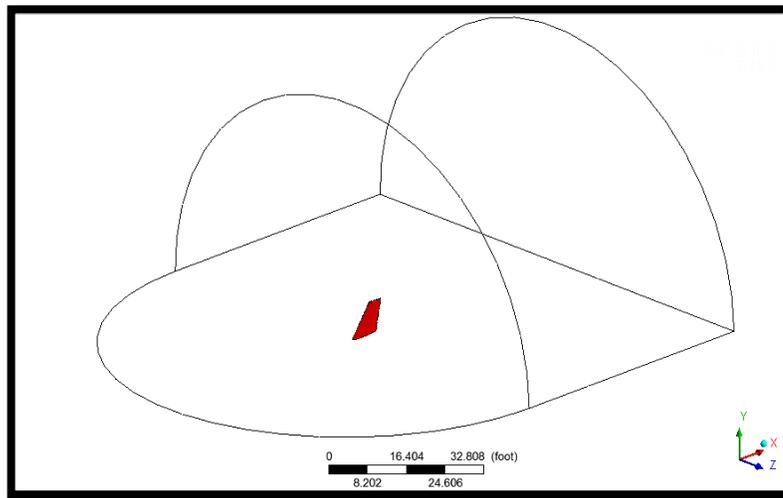
Realizando el análisis de las gráficas de la presente sección se puede llegar a las siguientes conclusiones:

- Observando la escala de coeficientes de presión a lo largo de las gráficas se corrobora los estudios realizados previamente en donde se puede apreciar que la zona con mayor coeficiente de presión es el borde de ataque del perfil alar y la zona con menor presión es la parte superior del perfil obteniendo así la sustentación deseada.
- En las gráficas de presiones entre el perfil de raíz y el perfil de punta se puede apreciar el efecto que tiene el twist aerodinámico al momento de distribuir la presión sobre la sección alar; a mayor ángulo de ataque se va generando un vórtice en el perfil de punta.
- Los datos obtenidos en las gráficas de velocidades corroboran los estudios numéricos, y los realizados en 2D; la adherencia del fluido a la superficie y la velocidad de desplazamiento a lo largo de la misma es la esperada, es decir que el fluido se adhiere tanto a la superficie que no genera ningún desplazamiento (Velocidad Cero). A medida que el fluido inicia su recorrido por el intradós y extradós logra detallar que el fluido toma mayor velocidad en el extradós que en el intradós, de la misma forma el lugar de ubicación influye sobre la velocidad donde pueden variar entre 0 y 340 ft/s, se observa que en el extradós sobre el 25% de la cuerda es donde se genera la mayor velocidad y la menor se genera en el borde de ataque donde el fluido choca contra el perfil y en el borde de fuga donde el fluido del intradós y extradós se unen.
- El comportamiento de la superficie alar a través del fluido es muy bueno, se puede apreciar mínimos desprendimientos de capa límite a lo largo de las simulaciones, los vórtices en las puntas de los planos son los mismos que se habían contemplado en los estudios previamente realizados.

14.3.3 Estabilizador Vertical

Para el estabilizador vertical fue necesario generar una estructura de túnel de viento diferente a los anteriores estudios del canard y ala, con el fin de asegurar que el fluido no llegara a filtrarse entre la parte inferior de la pieza y el túnel de viento, ya que este segmento debe ir encastrado con el fuselaje de la aeronave. El propósito era determinar que las fuerzas y la estela generada sobre la superficie del estabilizador vertical se presenten de formas similares, sin importar si se modificaba su ángulo de ataque. Es necesario tener presente que el ángulo de ataque en el estabilizador vertical se modifica con respecto al eje Z, tomando como eje el plano Y; es decir su variación se realizara hacia izquierda y derecha.

Figura 330. Túnel de Viento para el Estabilizador Vertical

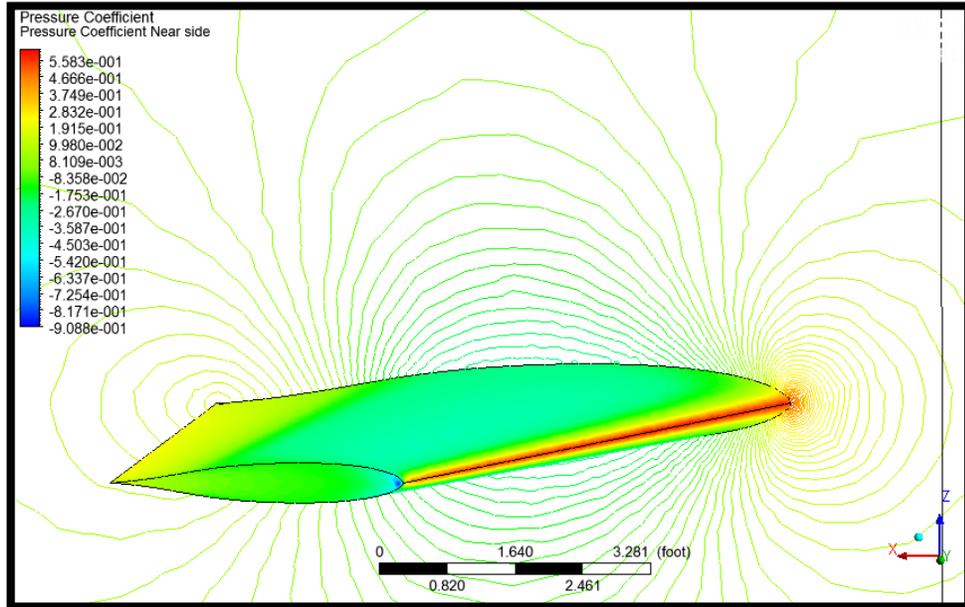


Fuente: Autores del Proyecto.

Para obtener un buen punto de observación, se toma la vista superior como base para realizar el análisis de los coeficientes de presión que se generan sobre el estabilizador vertical, donde se logra determinar por variación de colores las zonas de mayor y menor presión. Los valores de los coeficientes de presión se pueden leer de manera que el color azul representa el mínimo con $-0,94$ y el rojo el mayor coeficiente de presión con $0,58$.

En la figura 331, desde una vista superior se presenta el estabilizador vertical con un ángulo de ataque @ 0° , siendo el borde de ataque como la zona donde se genera una presión muy alta y le sigue el borde de salida con una presión media alta, así mismo se crea una franja entre el borde de ataque y de salida en la cual se generan presiones media bajas sobre aproximadamente el 70% de la pieza.

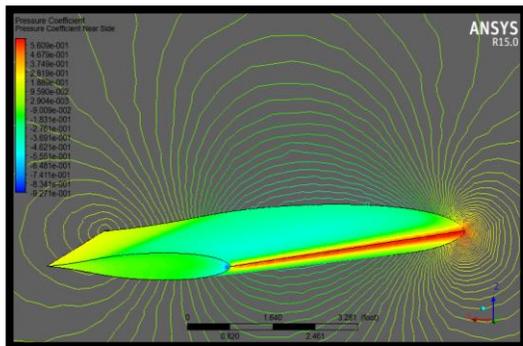
Figura 331. Coef. Presión - Contornos @ 0°



Fuente: Autores del Proyecto.

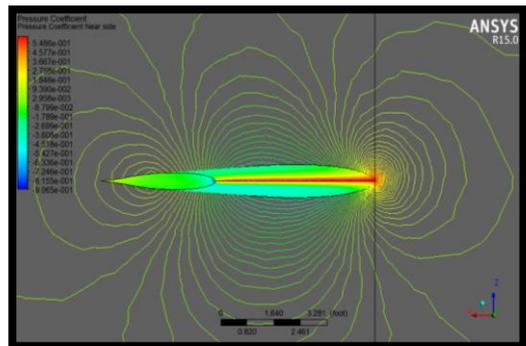
La variación del ángulo de ataque a la que se expuso el estabilizador vertical no son muy altas (-5°, -2°, 0°, 2°, 5°) debido a que el propósito del mismo no es generar sustentación a la aeronave. El propósito de esta prueba es que el comportamiento del estabilizador a izquierda (grados negativos) o derecha (grados positivos) sea lo más semejante posible, con el fin que la aeronave en un vuelo recto y nivelado no tenga ningún tipo de tendencia en guiñada (*yaw*).

Figura 332. Coef. Presión - Contornos @ -2°



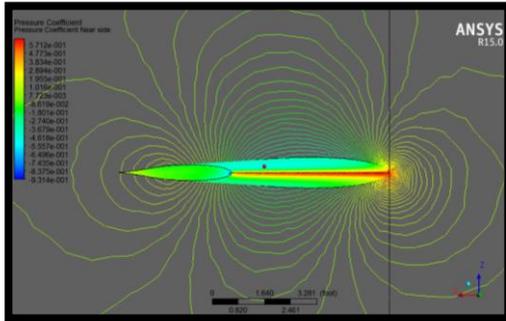
Fuente: Autores del Proyecto.

Figura 333. Coef. Presión - Contornos @ 2°



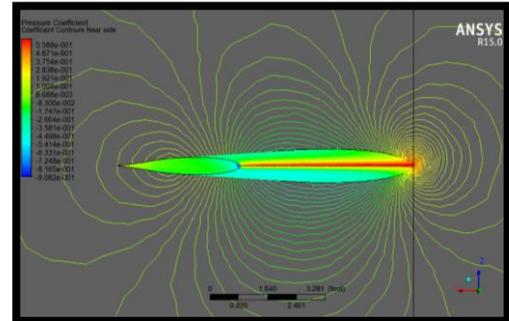
Fuente: Autores del Proyecto.

Figura 334. Coef. Presión - Contornos @ -5°



Fuente: Autores del Proyecto.

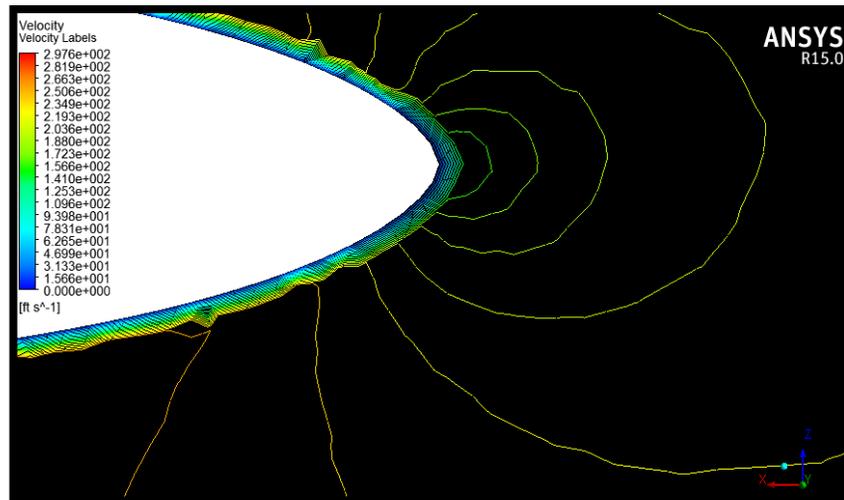
Figura 335. Coef. Presión - Contornos @ 5°



Fuente: Autores del Proyecto.

En las siguientes figuras (336 – 341) se observa la velocidad medida en ft/s sobre el perfil del estabilizador vertical. En la figura 336 se puede visualizar la tabla con la variación de velocidades y el borde de ataque del estabilizador vertical con aumento lo que permite distinguir las diferentes capas que se generan sobre el perfil, y determinar que las capas del flujo más cercanas a la superficie del perfil poseen una velocidad casi nula, la cual va en aumentando progresivamente a medida que el flujo se va alejando del perfil.

Figura 336. Velocidad - Niveles @ -2°



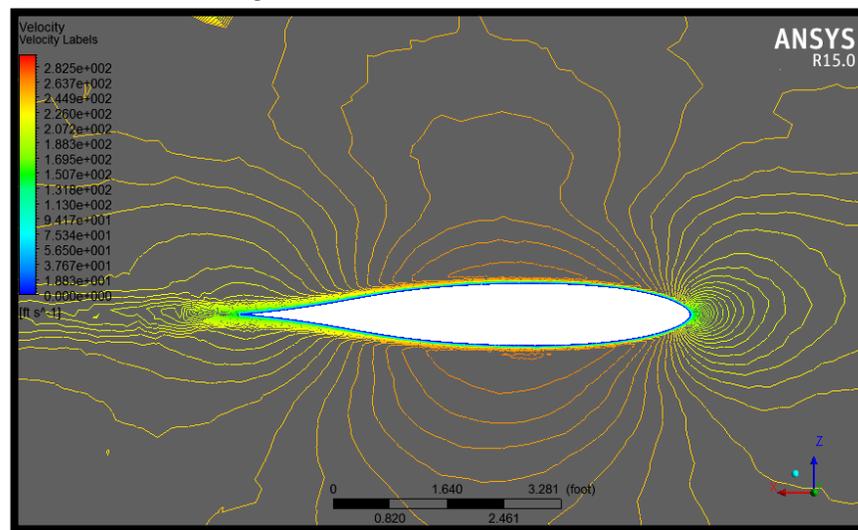
Fuente: Autores del Proyecto.

Sin embargo por esta forma de visualización se puede comprobar por medio de las líneas de nivel y colores que las velocidades en ambos lados del perfil son muy similares en magnitud y en espacio, cumpliendo con el requerimiento del perfil que se estableció y escogió, en el cual su propósito era ser simétrico.

En la figura 337 se observa de forma general el perfil de raíz del estabilizador vertical, donde se distingue alrededor de este una delgada capa del flujo que se

encuentra adherida a la superficie del perfil y en la cual se determina que no posee velocidad. Un poco antes de $\frac{1}{4}$ de la cuerda desde el borde de ataque se genera las mayores velocidades del flujo sobre el perfil hasta un poco antes de iniciar el borde de salida, donde se difumina y pasa a una velocidad media alta, la cual también se distingue sobre el borde de ataque. Sin embargo esta velocidad es más baja (220 ft/s aprox.) que la generada por el túnel de viento (246,42 ft/s) por lo que en el borde de fuga se genera un pequeño desprendimiento del flujo y al alejarse se presenta los inicios de una estela turbulenta.

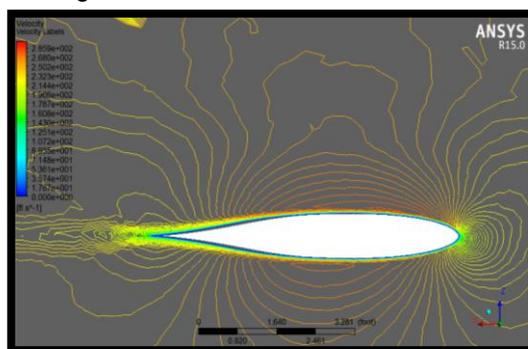
Figura 337. Velocidad - Niveles @ 0°



Fuente: Autores del Proyecto.

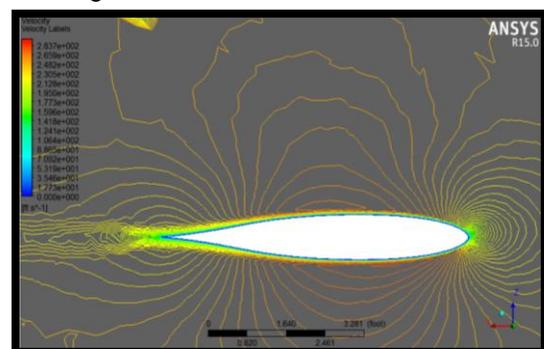
El comportamiento del flujo y sus velocidades se presenta de manera muy similar en los diferentes ángulos de ataque (-5° , -2° , 0° , 2° , 5°) a los cuales se sometió las pruebas sobre el estabilizador vertical, cumpliendo con las características del perfil simétrico.

Figura 338. Velocidad - Niveles @ -2°



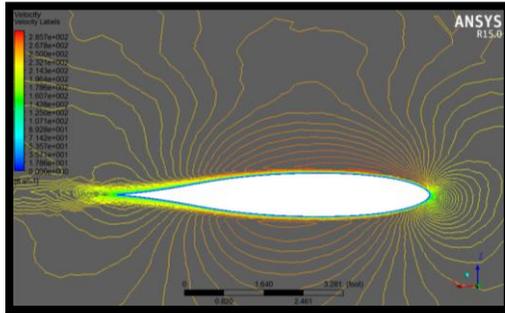
Fuente: Autores del Proyecto.

Figura 339. Velocidad - Niveles @ 2°



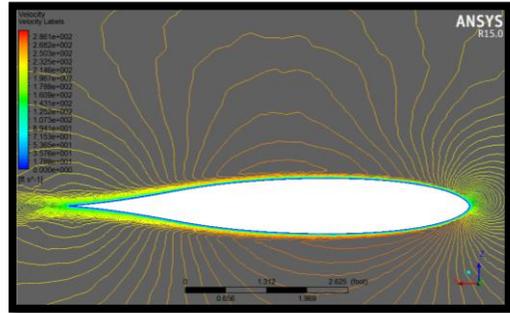
Fuente: Autores del Proyecto.

Figura 340. Velocidad - Niveles @ -5°



Fuente: Autores del Proyecto.

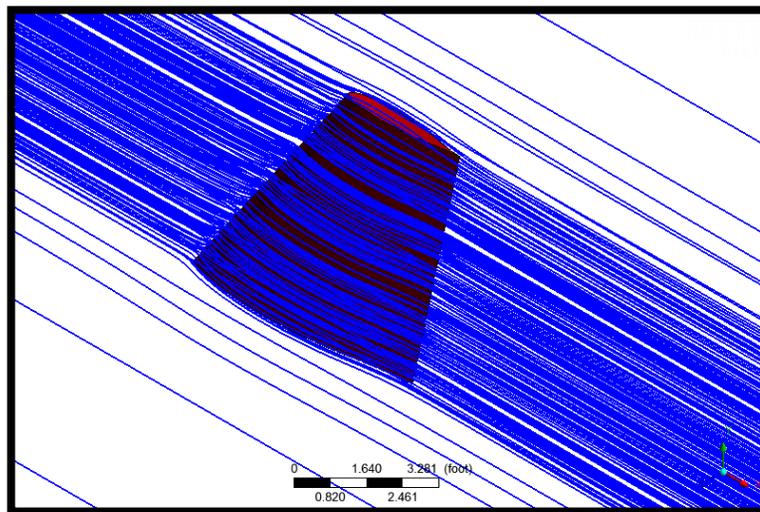
Figura 341. Velocidad - Niveles @ 5°



Fuente: Autores del Proyecto.

A partir de la figura 342 hasta la 346 se observan las muestras de las pruebas de las simulaciones de las líneas de flujo sobre el estabilizador vertical, donde se buscó analizar con mejor detalle las formas que se generan del fluido al impactar con el estabilizador vertical y su posterior comportamiento al salir del contacto con el estabilizador vertical. En la figura 342 el estabilizador vertical posee un ángulo de ataque de 0° y se observa desde una vista de perspectiva posterior, que el fluido al impactar sobre el borde de ataque de la pieza se adhiere a esta y continúa con una trayectoria suave indicada por el perfil alar. Así mismo el fluido al abandonar el borde de fuga no se distorsiona hacia sus lados, sino al contrario permanece recto con un vórtice muy leve generado en su punta o parte superior.

Figura 342. Líneas de Flujo Vertical Tail @ 0°

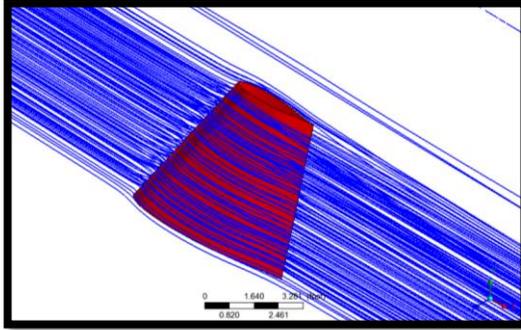


Fuente: Autores del Proyecto.

En las siguientes figuras (343 - 346) se establece que la dirección del flujo a continuación de pasar por el borde de fuga del plano tiende a tomar los 0° aproximadamente, es decir a enderezarse sin llegar a tomar algún tipo de tendencia brusca hacia alguno de sus lados, lo que puede demostrar que el diseño del

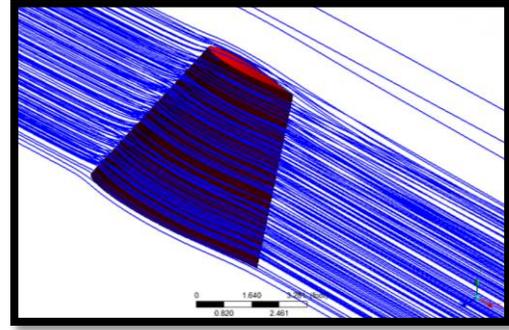
estabilizador vertical y el uso del perfil alar seleccionado para este propósito se encuentra cumpliendo con las funciones de diseño que se esperaban obtener como resultado.

Figura 343. Líneas de Flujo Vertical Tail @ -2°



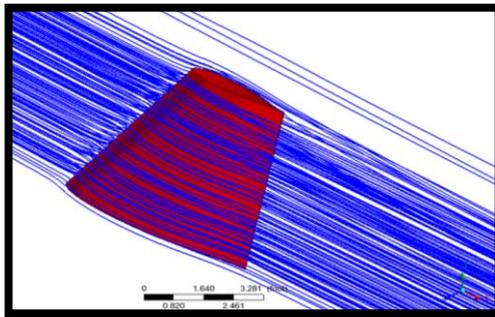
Fuente: Autores del Proyecto.

Figura 344. Líneas de Flujo Vertical Tail @ 2°



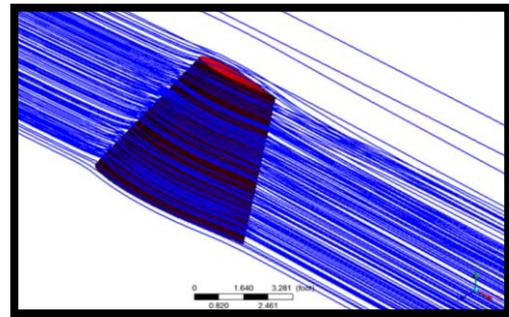
Fuente: Autores del Proyecto.

Figura 345. Líneas de Flujo Vertical Tail @ -5°



Fuente: Autores del Proyecto.

Figura 346. Líneas de Flujo Vertical Tail @ 5°

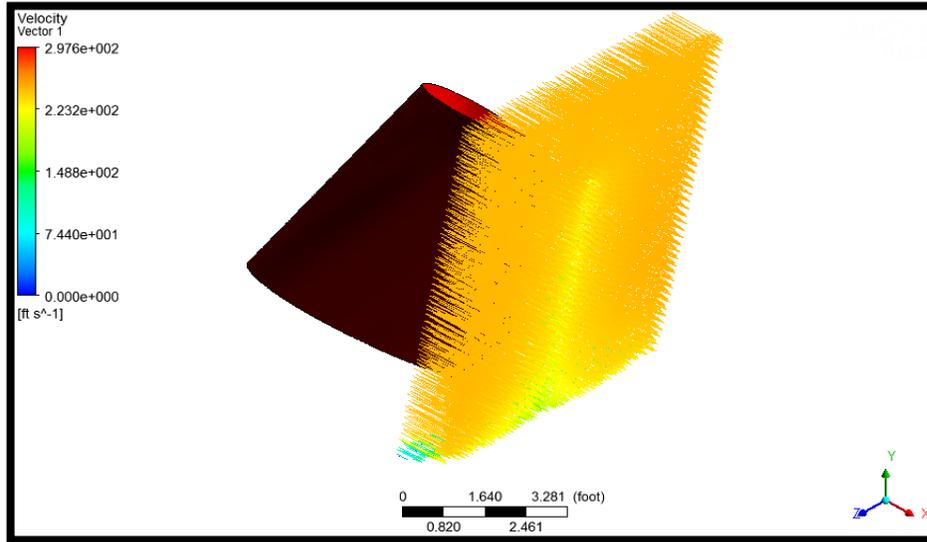


Fuente: Autores del Proyecto.

En el siguiente conjunto de figuras (347 – 356) se observa por intermedio de una representación de vectores la velocidad y dirección que toma el flujo de aire al hacer contacto con el estabilizador vertical y su posterior salida de este.

En la figura 347 se toma esta prueba con el ángulo de ataque de 0°, y en la zona que se encuentra inmediatamente por detrás del estabilizador se genera un descenso en la velocidad del fluido, la cual se puede determinar por la tabla de colores para distinguir las diferentes velocidades que allí hay una velocidad por debajo de los 223 ft/s, de la misma forma se puede inferir que la raíz del estabilizador al entrar en contacto con el fuselaje crea una zona de velocidades menores a las mencionada anteriormente con 148 ft/s. En las zonas aledañas al estabilizador se puede deducir que la velocidad es la misma o sea mantenido constante con respecto al flujo que se inyectó en túnel de viento virtual.

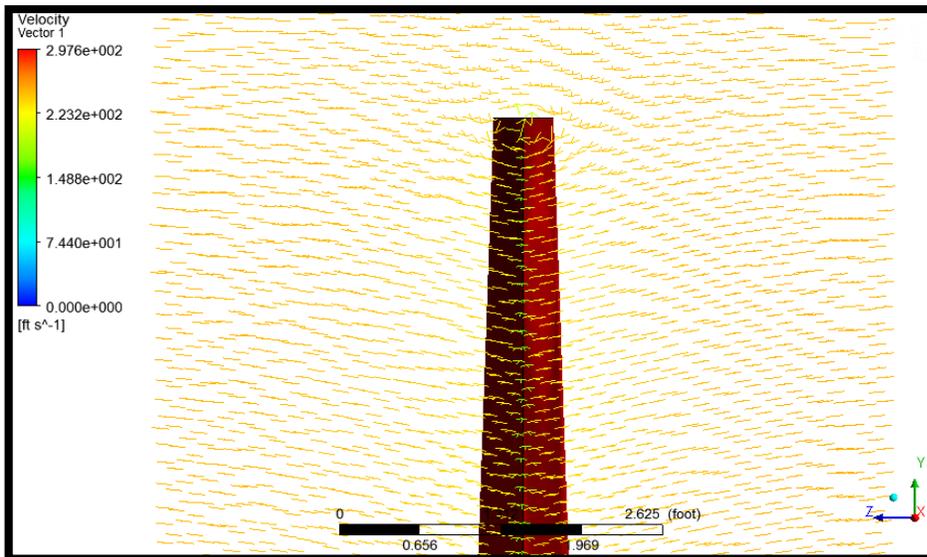
Figura 347. Velocidad - Vector @ 0°



Fuente: Autores del Proyecto.

Así mismo se observa en la figura 348, el vórtice generado en la punta del estabilizador vertical y la confluencia de los flujos provenientes de izquierda y derecha de este sobre el borde de fuga, es la acción que genera la disminución de la velocidad del flujo de aire. Sin embargo el vórtice generado en la punta del estabilizador es de dimensiones mínimas, con lo cual se puede determinar que su resistencia no influirá en una gran proporción sobre las actuaciones de la aeronave.

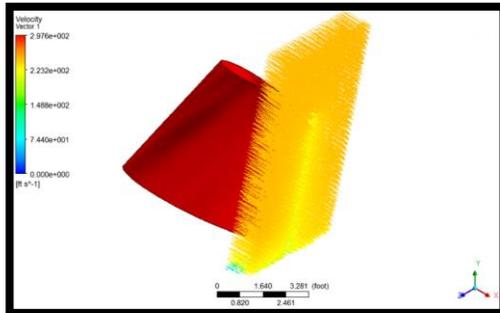
Figura 348. Vector - Vista Posterior @ 0°



Fuente: Autores del Proyecto.

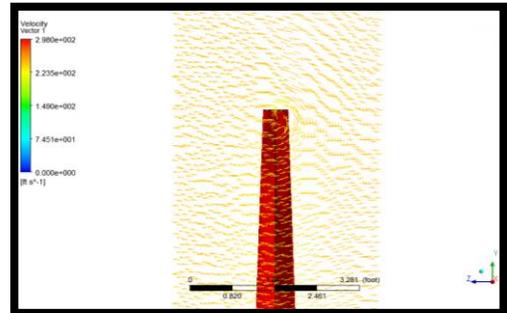
En las pruebas realizadas a los ángulos de ataque (-5° , -2° , 2° , 5°) se puede inferir que el comportamiento del flujo del aire es muy similar en ángulos de igual magnitud pero de dirección contraria, así mismo no poseen cambios de importancia en las velocidades, comportamiento y dirección de los vectores hallados en la prueba realizada a 0° de ángulo de ataque o incidencia del flujo del aire sobre la pieza.

Figura 349. Velocidad - Vector @ -5°



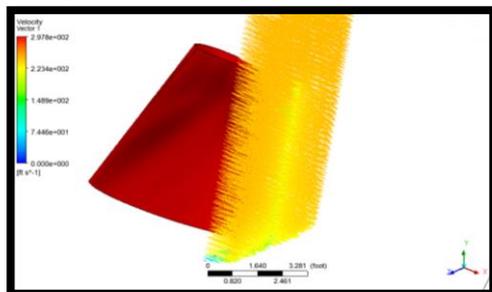
Fuente: Autores del Proyecto.

Figura 350. Vector - Vista Posterior @ -5°



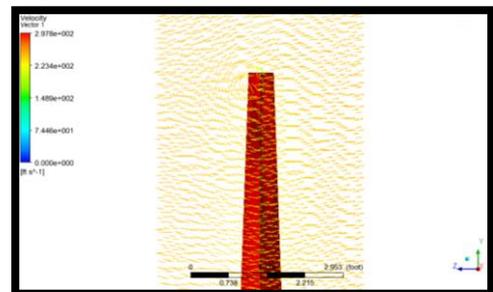
Fuente: Autores del Proyecto.

Figura 351. Velocidad - Vector @ -2°



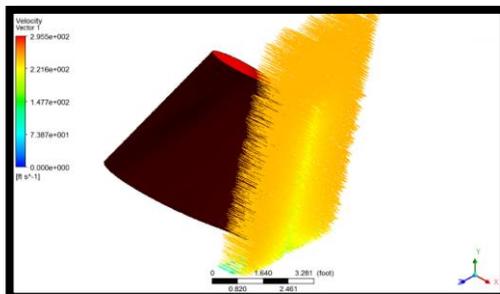
Fuente: Autores del Proyecto.

Figura 352. Vector - Vista Posterior @ -2°



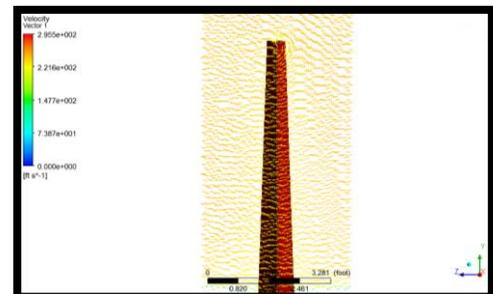
Fuente: Autores del Proyecto.

Figura 353. Velocidad - Vector @ 2°



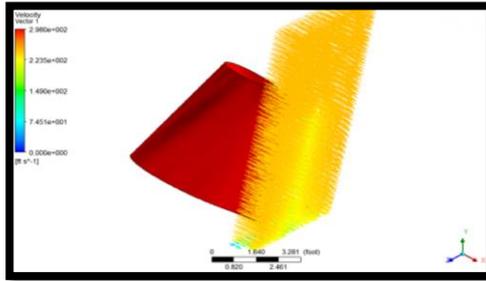
Fuente: Autores del Proyecto.

Figura 354. Vector - Vista Posterior @ 2°



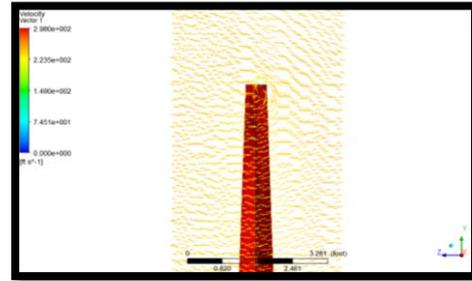
Fuente: Autores del Proyecto.

Figura 355. Velocidad – Vector @ 5°



Fuente: Autores del Proyecto.

Figura 356. Vector - Vista Posterior @ 5°



Fuente: Autores del Proyecto.

De los resultados gráficos obtenidos tras las simulaciones expuestas se concluye lo siguiente:

- Siendo este un perfil simétrico en la simulación en ángulo de ataque cero, no produce sustentación y por lo cual no debe generar ningún momento.
- Con ángulo de incidencia en 0° , el borde de ataque es la zona donde se genera la presión más alta y le sigue el borde de salida.
- Se comprobó por medio de la líneas de nivel que las velocidades en ambos lados del perfil son muy similares en magnitud (cumpliendo con la selección de perfil simétrico).
- Se aprecia una delgada capa del flujo que se encuentra adherida a la superficie del perfil recorriéndola hasta su desprendimiento de una manera limpia.
- El fluido al abandonar el borde de fuga no se distorsiona hacia los lados, sino que permanece recto con un vórtice muy leve generado en su punta o parte superior.

CONCLUSIONES

- Se estableció el propósito de la misión, permitiendo calcular los pesos de la aeronave en pasajeros, carga y combustible, determinando su máximo alcance y capacidades de la aeronave, así como los estudios de sensibilidad, dimensionamiento preliminar y rendimiento de la aeronave.
- Se diseñó una configuración para la aeronave tipo canard, realizando previamente un estudio para el dimensionamiento y selección de los perfiles de las superficies de control y del fuselaje. De la misma forma en la investigación realizada para la selección del tipo de ángulo sweep se determinó hacer uso del ala con flecha progresiva debido a las ventajas aerodinámicas que se obtienen con esta configuración.
- Implementando el software de diseño y estudio aerodinámico XFLR5 en pruebas de comportamiento de fluidos en dos dimensiones, se logran obtener valores de juicio para analizar y determinar que perfiles deberían ser utilizados en el diseño del canard, ala y estabilizador vertical, con el fin de extraer al máximo sus características aerodinámicas; convirtiéndose en una herramienta esencial en el continuo desarrollo del presente trabajo de grado.
- Para la validación del diseño del canard, ala y estabilizador vertical se utilizó el software ANSYS con su herramienta para la simulación del comportamiento de fluidos (Fluent), en la que se realizaron las pruebas de incidencia del flujo del aire sobre las diferentes piezas en tres dimensiones.

Por medio de estas se hallaron grandes diferencias en los resultados obtenidos en las evaluaciones de 2 y 3 dimensiones, ya que en las simulaciones realizadas al canard y ala en Fluent, no fue posible hallar un valor para el máximo coeficiente de lift y momento de entrada en pérdida, que se encuentre próximo a los datos obtenidos en las simulaciones de dos dimensiones.

Esto se debe a que los datos numéricos para el coeficiente de lift y entrada en pérdida del canard y ala se encontraban en ángulos de ataque por encima de los 40° , situación que se encuentra por fuera de cualquier hecho científicamente explicable. Sin embargo en las figuras obtenidas de las simulaciones del ala y canard se podía analizar con apoyo de las tablas de colores del software, que el comportamiento de los coeficientes de presión y velocidades se enmarcaba dentro de la actual teoría aerodinámica.

- A pesar de las incongruencias encontradas en los datos teóricos y en las simulaciones, se puede establecer que la configuración tipo canard con el ala

de flecha tipo progresivo le genera una sustentación mucho mayor a la aeronave en comparación de una configuración convencional.

- Se deduce la implicación de un posible error en el ingreso o aplicación de alguna variable en desarrollo de las simulaciones del comportamiento de fluidos sobre las piezas de ala y canard, sin excluir la posibilidad que el método de solución de cálculos del software no haya sido el adecuado en estas pruebas.

RECOMENDACIONES

- Confirmar las simulaciones de comportamiento de fluidos con el apoyo del software Ansys (Fluent), para el ala y canard verificando el método utilizado para la solución de los cálculos computacionales.
- Comprobar los resultados numéricos, determinando los puntos del máximo coeficiente de lift y momento de pérdida.
- Realizar, con apoyo del software Ansys (fluent) las simulaciones del comportamiento de fluidos sobre toda la aeronave con su configuración final.
- Determinar las actuaciones y comportamientos de la aeronave.
- Ejecutar el diseño estructural de la aeronave.
- Efectuar los cálculos de estabilidad y control de la aeronave.
- Profundizar en el diseño detallado del fuselaje en los tanques de combustible, wingbox y estructura de soporte del motor.
- Diseñar y calcular de las superficies de control de la aeronave.

BIBLIOGRAFÍA

ABBOTT, Ira; DOENHOFF, Albert; Theory of Wings Sections. 2 ed. New York. Dover Publications, 1959.

ABBOTT, Ira; DOENHOFF, Albert; STIVERS Louis; NACA Report 824, Summary of Airfoil Data. Washington, D.C.: Langley Memorial Aeronautical Laboratory, 1945, 265 p.

ANDERSON, Jhon D. Introduction to Flight. 3 ed. New York. McGraw Hill. 1989.

ANDERSON, Jhon D. Fundamentals of Aerodynamics. 1 ed. New York. McGraw Hill. 1984.

ANDERSON, Seth B. A Look at Handling Qualities of Canard Configurations. Washington. National Aeronautics and Space Administration (NASA), 1986. 46 p.

CARMONA, Aníbal; Aerodinámica y Actuaciones del Avión. 12 ed. Madrid. Paraninfo, 2000. 610 p.

CHUAN-TAU, E., y ROSKAM, J. Airplane Aerodynamics and Performance. 1 ed. Lawrence, Kansas. Design, Analysis and Research Corporation. 1997. 711 p.

CLANCY, L.J. Aerodynamics. 1 ed. London. Pitman Publishing Limited, 1975. 610 p.

CRANE, Dale; Dictionary of Aeronautical Terms. 4 ed. Aviation Supplies & Academics, Incorporated. 1997. 784 p.

CROKER, David; Dictionary of Aviation. 2 ed. Londres. A & C Black, 2007. 254 p.

FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. Federal Aviation Regulations. Part 23. Airworthiness Standars: Normal, Utility, Acrobatic and Commuter Category Airplanes. Washington D.C. 2002

INSTITUTO COLOMBIANO DE NORMAS TÉCNICAS Y CERTIFICACIÓN. Norma Técnica Colombiana – NTC 1486. Documentación. Presentación de tesis, trabajos de grado y otros trabajos de investigación. 6 actualización. Bogotá. ICONTEC, 2008. 36 p.

JENKINSON, L., y MARCHMAN J. Aircraft Design Projects for Engineering Students. 1 ed. Burlington. Elsevier Science, 2003. 371 p.

LERMA, Hector Daniel. Metodología de la Investigación: Propuesta, Anteproyecto y Proyecto. 2 ed. Bogotá. Ecoe Ediciones, 2001. 165 p.

LINEHAN, Dan. Burt Rutan's Race to Space. 1 ed. Minneapolis. Zenith Press, 2011. 160 p.

SADRAEY, Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. 1 ed. New Hampshire. Wiley Publications, 2013. 778 p.

ÓMURA, M., TANIOKA T., y UEMAYA, K. Nijigen yokukei no kuriki sekkeiho Mitsubishi Juko Giho. Vol. 11, 1974. NASA Technical Translation "Aerodynamic Design Airfoil Sections". Aircraft Manufacturing Plant (Mitsubishi Heavy Industries), 1975. 40 p.

PAMADI, Bandu N. Performance, Stability, Dynamics and control of Airplanes. Washington. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. 1998. 766 p.

RAYMER, Daniel P. Aircraft Design: A Conceptual Approach. 2 ed. Washington. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. 1992. 745 p.

ROSKAM, Jan; Airplane Design. Part I - VII. 1 ed. Ottawa. Roskam Aviation and Engineering Corporation. 1985.

TORENBEEK, Egbert; Synthesis of Subsonic Airplane Design. 1 ed. Rotterdam. Delft University Press. 1976. 598 p.

NIU, Michael. Airframe Structural Design. Lockheed, Conmilit press, 1992.

UNIDAD ADMINISTRATIVA ESPECIAL DE LA AERONÁUTICA CIVIL. Reglamentos Aeronáuticos de Colombia. Parte primera. Grupo de Normas aeronáuticas. Revisión 2012. 89 p.

ANEXOS

ANEXO A

TABLA DE DATOS PRIMER ESTUDIO AERODINAMICO PERFIL DEL ALA

Wing Num. Reynolds @ 146 Knots = 5'250.000 aprda.													
NOMBRE	α	C_l	C_m	C_{lC}	C_d	$C_{m\alpha}$	α	$C_{m\beta}$	α	$C_{lC\beta}$	α	$C_{d\beta}$	α
EPPLER 1212	2	0,61	-0,0620	86	0,0070	1,94	16	-0,064	-4	165	8	0,0065	0
	3	0,73	-0,0610	99	0,0072								
	4	0,85	-0,0600	112	0,0075								
EPPLER 1230	2	0,63	-0,064	100	0,0070	1,76	13	-0,072	-5	155	9	0,0065	0
	3	0,75	-0,064	112	0,0075								
	4	0,87	-0,064	124	0,0080								
EPPLER 1233	2	0,85	-0,118	126	0,0065	1,74	11	-0,118	2	161	7,5	0,0063	0
	3	0,97	-0,118	138	0,0070								
	4	1,08	-0,118	145	0,0075								
LS 0417	2	0,74	-1,001	104	0,0070	2	16	-1,004	6	141	7	0,00625	-6
	3	0,86	-1,002	116	0,0075								
	4	0,99	-1,003	126	0,0080								
LS 0413	2	0,76	-0,119	105	0,007	1,9	16	-0,119	3	115	5,5	0,0047	-1
	3	0,87	-0,119	109	0,008								
	4	0,99	-0,118	112	0,009								
NACA 2414	2	0,50	-0,054	92	0,005	1,71	16,5	-0,055	-5	121	6	0,0055	2
	3	0,60	-0,053	106	0,006								
	4	0,72	-0,052	119	0,006								
NACA 2415	2	0,49	-0,054	88	0,006	1,72	17	-0,054	-5	123	5,5	0,006	1,5
	3	0,61	-0,053	107	0,006								
	4	0,72	-0,052	115	0,006								
NACA 4418	2	0,72	-0,097	94	0,008	1,67	17	-0,103	-5	101	4,5	0,0069	0
	3	0,81	-0,095	93	0,009								
	4	0,91	-0,092	97	0,009								
NACA 22112	2	0,32	0,005	55	0,006	1,7	16	-0,03	20	125	9	0,0057	0
	3	0,44	0,005	73	0,006								
	4	0,56	0,006	89	0,006								
NACA 23012	2	0,37	-0,008	66	0,006	1,7	15,5	-0,012	8,5	133	8	0,0058	0,5
	3	0,48	-0,008	87	0,006								
	4	0,60	-0,007	103	0,006								
NACA 23112	2	0,34	0,005	62	0,005	1,7	15	-0,0005	9,5	132	8	0,006	0,2
	3	0,45	0,005	83	0,005								
	4	0,57	0,005	100	0,006								
NACA 24112	2	0,35	0,006	69	0,005	1,65	16	-0,0005	10	135	7,5	0,005	2
	3	0,46	0,006	91	0,005								
	4	0,58	0,007	108	0,005								
NACA 633218	2	0,43	-0,043	63	0,007	1,2	15,5	-0,044	4,5	91	7	0,0064	0
	3	0,55	-0,044	78	0,007								
	4	0,66	-0,044	81	0,008								
NACA 641212	2	0,43	-0,032	70	0,006	1,55	16	-0,033	5	129	7	0,0065	0,6
	3	0,56	-0,033	87	0,006								
	4	0,67	-0,033	103	0,007								
NFL0215F	2	0,33	-0,159	179	0,005	1,76	16	-0,161	3	198	3	0,005	1
	3	1,05	-0,161	198	0,005								
	4	1,15	-0,151	127	0,009								
NFL416	2	0,74	-0,111	134	0,006	1,76	15	-0,112	4	158	4,5	0,005	0
	3	0,86	-0,112	148	0,006								
	4	0,96	-0,112	155	0,006								
RONCZ R1145MS	2	0,75	-0,102	92	0,008	1,63	18	0,105	1	109	2,5	0,0072	0
	3	0,83	-0,097	101	0,008								
	4	0,92	-0,093	100	0,009								
WORTMANN FX63-137	2	1,23	-0,212	113	0,011	1,96	14	-0,223	0	189	1	0,0053	0
	3	1,28	-0,212	114	0,011								
	4	1,38	-0,209	112	0,012								
WORTMANN FX60126	2	0,76	-0,12	100	0,008	1,81	13,5	-0,12	2	124	7	0,0067	0
	3	0,88	-0,12	109	0,008								
	4	0,99	-0,12	113	0,009								
WORTMANN FX601261	2	0,82	-0,133	89	0,009	1,77	13	-0,133	2	112	7	0,0088	-1
	3	0,93	-0,133	97	0,01								
	4	1,04	-0,132	103	0,01								

Fuente: Autores del Proyecto.

ANEXO B

TABLA DE DATOS SEGUNDO ESTUDIO AERODINAMICO PERFIL DEL ALA

WORTMANN FX63 – 137

WING SPAN 24 pies

ALPI	WING SPAN (TWIST CHOI	TWIST	OFF S	CL	CD	EFFICIEN	CL/(Cm	ROOT CHORD (TIP CHORD (TAPER RAT	ASPECT RAT
2	24	0	0	0	0,7767	0,0326	0,9818	23,827	-0,418	4	4	1	6
3	24	0	0	0	0,8496	0,039	0,9829	21,807	-0,436	4	4	1	6
4	24	0	0	0	0,9217	0,0458	0,9829	20,102	-0,453	4	4	1	6
2	24	0	0	0	0,8518	0,0277	1,0126	30,745	-0,442	4	1,83	2,19	8,23
3	24	0	0	0	0,9339	0,0333	1,0113	28,009	-0,463	4	1,83	2,19	8,23
4	24	0	0	0	1,0152	0,0395	1,0097	25,726	-0,483	4	1,83	2,19	8,23
2	24	0	0	1	0,8566	0,028	1,0138	30,613	-0,566	4	1,83	2,19	8,23
3	24	0	0	1	0,9388	0,0337	1,0124	27,893	-0,598	4	1,83	2,19	8,23
4	24	0	0	1	1,0203	0,0398	1,0108	25,623	-0,631	4	1,83	2,19	8,23
2	24	0	0	2	0,8565	0,028	1,0132	30,596	-0,689	4	1,83	2,19	8,23
3	24	0	0	2	0,9385	0,0337	1,0118	27,884	-0,734	4	1,83	2,19	8,23
4	24	0	0	2	1,0198	0,0398	1,0101	25,621	-0,777	4	1,83	2,19	8,23
2	24	0	0	3	0,8516	0,0277	1,0107	30,699	-0,811	4	1,83	2,19	8,23
3	24	0	0	3	0,933	0,0333	1,0095	27,986	-0,866	4	1,83	2,19	8,23
4	24	0	0	3	1,0137	0,0394	1,0079	25,719	-0,922	4	1,83	2,19	8,23
2	24	0	0	4	0,8421	0,0272	1,0068	30,923	-0,927	4	1,83	2,19	8,23
3	24	0	0	4	0,9225	0,0327	1,0057	28,198	-0,994	4	1,83	2,19	8,23
4	24	0	0	4	1,0022	0,0387	1,0043	25,92	-1,061	4	1,83	2,19	8,23
2	24	0	0	5	0,8284	0,0265	1,0015	31,268	-1,037	4	1,83	2,19	8,23
3	24	0	0	5	0,9076	0,0318	1,0007	28,521	-1,115	4	1,83	2,19	8,23
4	24	0	0	5	0,9859	0,0376	0,9996	26,223	-1,193	4	1,83	2,19	8,23
2	24	0	0	6	0,8112	0,0256	0,9952	31,732	-1,14	4	1,83	2,19	8,23
3	24	0	0	6	0,8888	0,0307	0,9948	28,951	-1,228	4	1,83	2,19	8,23
4	24	0	0	6	0,9656	0,0363	0,9939	26,624	-1,316	4	1,83	2,19	8,23
2	24	0	0	-1	0,8425	0,0272	1,0095	30,991	-0,598	4	1,83	2,19	8,23
3	24	0	0	-1	0,924	0,0327	1,0084	28,228	-0,634	4	1,83	2,19	8,23
4	24	0	0	-1	1,0047	0,0388	1,0069	25,924	-0,669	4	1,83	2,19	8,23
2	24	0	0	-2	0,8291	0,0265	1,0045	31,34	-0,747	4	1,83	2,19	8,23
3	24	0	0	-2	0,9095	0,0319	1,0037	28,544	-0,798	4	1,83	2,19	8,23
4	24	0	0	-2	0,9893	0,0377	1,0025	26,212	-0,849	4	1,83	2,19	8,23
2	24	0	0	-3	0,8121	0,0255	0,998	31,788	-0,89	4	1,83	2,19	8,23
3	24	0	0	-3	0,8913	0,0308	0,9975	28,949	-0,955	4	1,83	2,19	8,23
4	24	0	0	-3	0,9697	0,0365	0,9966	26,583	-1,02	4	1,83	2,19	8,23
2	24	0	0	-4	0,7922	0,0245	0,9901	32,325	-1,024	4	1,83	2,19	8,23
3	24	0	0	-4	0,8698	0,0295	0,99	29,439	-1,103	4	1,83	2,19	8,23
4	24	0	0	-4	0,9467	0,035	0,9894	27,033	-1,182	4	1,83	2,19	8,23
2	24	0	0	-5	0,7702	0,0234	0,981	32,946	-1,148	4	1,83	2,19	8,23
3	24	0	0	-5	0,846	0,0282	0,9814	30,005	-1,241	4	1,83	2,19	8,23
4	24	0	0	-5	0,9211	0,0334	0,9812	27,555	-1,333	4	1,83	2,19	8,23
2	24	0	0	-6	0,7467	0,0222	0,9712	33,642	-1,263	4	1,83	2,19	8,23
3	24	0	0	-6	0,8205	0,0268	0,972	30,642	-1,368	4	1,83	2,19	8,23
4	24	0	0	-6	0,8936	0,0318	0,9722	28,142	-1,472	4	1,83	2,19	8,23

Fuente: Autores del Proyecto.

ANEXO C

TABLA DE DATOS SEGUNDO ESTUDIO AERODINAMICO PERFIL DEL ALA

WORTMANN FX63 – 137

WING SPAN 26 pies

ALPI	WING SPAN (TWIST CHOI	TWIST	OFF S	CL	CD	EFFICIEN	CL/(C _n	ROOT CHORD (TIP CHORD (TAPER RAT	ASPECT RAT
2	26	0	0	0	0,7929	0,0315	0,9786	25,201	-0,423	4	4	1	6,5
3	26	0	0	0	0,8677	0,0376	0,9797	23,056	-0,441	4	4	1	6,5
4	26	0	0	0	0,9416	0,0443	0,9798	21,248	-0,459	4	4	1	6,5
2	26	0	0	0	0,8668	0,0265	1,0118	32,709	-0,447	4	1,83	2,19	8,92
3	26	0	0	0	0,9505	0,0319	1,0107	29,795	-0,468	4	1,83	2,19	8,92
4	26	0	0	0	1,0335	0,0378	1,0093	27,369	-0,489	4	1,83	2,19	8,92
2	26	0	0	1	0,8711	0,0267	1,0128	32,582	-0,573	4	1,83	2,19	8,92
3	26	0	0	1	0,955	0,0322	1,0116	29,684	-0,606	4	1,83	2,19	8,92
4	26	0	0	1	1,0381	0,0381	1,0102	27,266	-0,639	4	1,83	2,19	8,92
2	26	0	0	2	0,871	0,0267	1,0122	32,563	-0,698	4	1,83	2,19	8,92
3	26	0	0	2	0,9548	0,0322	1,011	29,673	-0,743	4	1,83	2,19	8,92
4	26	0	0	2	1,0377	0,0381	1,0096	27,26	-0,788	4	1,83	2,19	8,92
2	26	0	0	3	0,8667	0,0265	1,0101	32,655	-0,822	4	1,83	2,19	8,92
3	26	0	0	3	0,9499	0,0319	1,009	29,763	-0,879	4	1,83	2,19	8,92
4	26	0	0	3	1,0323	0,0377	1,0076	27,379	-0,935	4	1,83	2,19	8,92
2	26	0	0	4	0,8583	0,0261	1,0066	32,86	-0,941	4	1,83	2,19	8,92
3	26	0	0	4	0,9406	0,0314	1,0056	29,957	-1,01	4	1,83	2,19	8,92
4	26	0	0	4	1,0222	0,0371	1,0044	27,533	-1,078	4	1,83	2,19	8,92
2	26	0	0	5	0,8462	0,0255	1,0019	33,177	-1,055	4	1,83	2,19	8,92
3	26	0	0	5	0,9273	0,0307	1,0012	30,254	-1,135	4	1,83	2,19	8,92
4	26	0	0	5	1,007	0,0362	1,0001	27,811	-1,214	4	1,83	2,19	8,92
2	26	0	0	6	0,8308	0,0247	0,9963	33,604	-1,162	4	1,83	2,19	8,92
3	26	0	0	6	0,9104	0,0297	0,9959	30,65	-1,253	4	1,83	2,19	8,92
4	26	0	0	6	0,9894	0,0351	0,9951	28,182	-1,134	4	1,83	2,19	8,92
2	26	0	0	-1	0,8585	0,0261	1,0092	32,941	-0,606	4	1,83	2,19	8,92
3	26	0	0	-1	0,9417	0,0314	1,0082	30,001	-0,642	4	1,83	2,19	8,92
4	26	0	0	-1	1,0241	0,0372	1,0069	27,551	-0,678	4	1,83	2,19	8,92
2	26	0	0	-2	0,8464	0,0254	1,005	33,271	-0,759	4	1,83	2,19	8,92
3	26	0	0	-2	0,9287	0,0307	1,0042	30,299	-0,811	4	1,83	2,19	8,92
4	26	0	0	-2	1,0103	0,0363	1,0032	27,822	-0,863	4	1,83	2,19	8,92
2	26	0	0	-3	0,8311	0,0247	0,9994	33,694	-0,906	4	1,83	2,19	8,92
3	26	0	0	-3	0,9122	0,0297	0,9989	30,683	-0,973	4	1,83	2,19	8,92
4	26	0	0	-3	0,9927	0,0352	0,9981	28,174	-1,04	4	1,83	2,19	8,92
2	26	0	0	-4	0,8131	0,0238	0,9925	34,204	-1,046	4	1,83	2,19	8,92
3	26	0	0	-4	0,8928	0,0287	0,9923	31,147	-1,127	4	1,83	2,19	8,92
4	26	0	0	-4	0,9718	0,034	0,9918	28,6	-1,208	4	1,83	2,19	8,92
2	26	0	0	-5	0,7929	0,0228	0,9846	34,794	-1,177	4	1,83	2,19	8,92
3	26	0	0	-5	0,8709	0,0275	0,9848	31,684	-1,272	4	1,83	2,19	8,92
4	26	0	0	-5	0,9483	0,0326	0,9846	29,094	-1,366	4	1,83	2,19	8,92
2	26	0	0	-6	0,7712	0,0217	0,9759	35,458	-1,298	4	1,83	2,19	8,92
3	26	0	0	-6	0,8474	0,0262	0,9765	32,291	-1,406	4	1,83	2,19	8,92
4	26	0	0	-6	0,9229	0,0311	0,9766	29,653	-1,513	4	1,83	2,19	8,92

Fuente: Autores del Proyecto.

ANEXO D

TABLA DE DATOS SEGUNDO ESTUDIO AERODINAMICO PERFIL DEL ALA

WORTMANN FX63 – 137

WING SPAN 28 pies

ALPI	WING SPAN (TWIST	CHOI	TWIST	OFF S	CL	CD	EFFICIEN	CL/(Cn	ROOT CHORD (TIP CHORD (TAPER RAT	ASPECT RAT
2	28	0	0	0	0	0,8075	0,0304	0,9753	26,562	-0,427	4	4	1	7
3	28	0	0	0	0	0,8839	0,0364	0,9765	24,293	-0,446	4	4	1	7
4	28	0	0	0	0	0,9596	0,0429	0,9767	22,383	-0,464	4	4	1	7
2	28	0	0	0	0	0,88	0,0254	1,0111	34,669	-0,451	4	1,83	2,19	9,61
3	28	0	0	0	0	0,9653	0,0306	1,0101	31,577	-0,473	4	1,83	2,19	9,61
4	28	0	0	0	0	1,0498	0,0362	1,0088	28,999	-0,494	4	1,83	2,19	9,61
2	28	0	0	1	1	0,8839	0,0256	1,0119	34,547	-0,578	4	1,83	2,19	9,61
3	28	0	0	1	1	0,9693	0,0308	1,0108	31,471	-0,612	4	1,83	2,19	9,61
4	28	0	0	1	1	1,0539	0,0365	1,0095	28,905	-0,645	4	1,83	2,19	9,61
2	28	0	0	2	2	0,8839	0,0256	1,0113	34,526	-0,706	4	1,83	2,19	9,61
3	28	0	0	2	2	0,9691	0,0308	1,0102	31,457	-0,751	4	1,83	2,19	9,61
4	28	0	0	2	2	1,0536	0,0365	1,0089	28,898	-0,797	4	1,83	2,19	9,61
2	28	0	0	3	3	0,8801	0,0254	1,0094	34,609	-0,831	4	1,83	2,19	9,61
3	28	0	0	3	3	0,9648	0,0306	1,0084	31,539	-0,889	4	1,83	2,19	9,61
4	28	0	0	3	3	1,0488	0,0362	1,0072	28,978	-0,947	4	1,83	2,19	9,61
2	28	0	0	4	4	0,8726	0,0251	1,0062	34,797	-0,953	4	1,83	2,19	9,61
3	28	0	0	4	4	0,9566	0,0302	1,0054	31,717	-1,023	4	1,83	2,19	9,61
4	28	0	0	4	4	1,0398	0,0357	1,0043	29,147	-1,092	4	1,83	2,19	9,61
2	28	0	0	5	5	0,8617	0,0246	1,0021	35,09	-1,07	4	1,83	2,19	9,61
3	28	0	0	5	5	0,9446	0,0295	1,0014	31,991	-1,152	4	1,83	2,19	9,61
4	28	0	0	5	5	1,0268	0,0349	1,0005	29,404	-1,233	4	1,83	2,19	9,61
2	28	0	0	6	6	0,8479	0,0239	0,997	35,486	-1,182	4	1,83	2,19	9,61
3	28	0	0	6	6	0,9294	0,0287	0,9966	32,359	-1,274	4	1,83	2,19	9,61
4	28	0	0	6	6	1,0103	0,034	0,9959	29,748	-1,366	4	1,83	2,19	9,61
2	28	0	0	-1	-1	0,8726	0,025	1,0088	34,889	-0,612	4	1,83	2,19	9,61
3	28	0	0	-1	-1	0,9573	0,0301	1,008	31,773	-0,65	4	1,83	2,19	9,61
4	28	0	0	-1	-1	1,0413	0,0357	1,0068	29,177	-0,687	4	1,83	2,19	9,61
2	28	0	0	-2	-2	0,8617	0,0245	1,0052	35,202	-0,769	4	1,83	2,19	9,61
3	28	0	0	-2	-2	0,9456	0,0295	1,0045	32,056	-0,822	4	1,83	2,19	9,61
4	28	0	0	-2	-2	1,0289	0,035	1,0036	29,434	-0,875	4	1,83	2,19	9,61
2	28	0	0	-3	-3	0,8478	0,0238	1,0003	35,604	-0,921	4	1,83	2,19	9,61
3	28	0	0	-3	-3	0,9307	0,0287	0,9999	32,419	-0,989	4	1,83	2,19	9,61
4	28	0	0	-3	-3	1,0129	0,034	0,9991	29,767	-1,057	4	1,83	2,19	9,61
2	28	0	0	-4	-4	0,8314	0,023	0,9943	36,088	-1,065	4	1,83	2,19	9,61
3	28	0	0	-4	-4	0,913	0,278	0,9942	32,86	-1,148	4	1,83	2,19	9,61
4	28	0	0	-4	-4	0,9938	0,0329	0,9937	30,171	-1,231	4	1,83	2,19	9,61
2	28	0	0	-5	-5	0,8129	0,0222	0,9874	36,651	-1,201	4	1,83	2,19	9,61
3	28	0	0	-5	-5	0,893	0,0268	0,9875	33,372	-1,299	4	1,83	2,19	9,61
4	28	0	0	-5	-5	0,9723	0,0317	0,9873	30,342	-1,395	4	1,83	2,19	9,61
2	28	0	0	-6	-6	0,7929	0,0213	0,9797	37,285	-1,329	4	1,83	2,19	9,61
3	28	0	0	-6	-6	0,8712	0,0257	0,9802	33,951	-1,439	4	1,83	2,19	9,61
4	28	0	0	-6	-6	0,9488	0,0304	0,9802	31,175	-1,549	4	1,83	2,19	9,61

Fuente: Autores del Proyecto.

ANEXO E

TABLA DE DATOS SEGUNDO ESTUDIO AERODINAMICO PERFIL DEL ALA

NFL0215F

WING SPAN 24 pies

ALPI	WING SPAN (TWIST CHOI	TWIST	OFF S	CL	CC	EFFICIEN	CL/CD	Cm	ROOT CHORD (TIP CHORD (TAPER RAT	ASPECT RAT
2	24	0	0	0	0,5986	0,0193	0,9851	31,023	-0,307	4	4	1	6
3	24	0	0	0	0,6719	0,0243	0,9865	27,673	-0,325	4	4	1	6
4	24	0	0	0	0,7447	0,0298	0,9868	24,977	-0,342	4	4	1	6
2	24	0	0	0	0,6586	0,0165	1,0134	39,8008	-0,3275	4	1,83	2,19	8,23
3	24	0	0	0	0,7412	0,021	1,0126	35,3363	-0,3479	4	1,83	2,19	8,23
4	24	0	0	0	0,8233	0,0259	1,0115	31,7802	-0,382	4	1,83	2,19	8,23
2	24	0	0	1	0,6624	0,0167	1,0145	39,6176	-0,4231	4	1,83	2,19	8,23
3	24	0	0	1	0,7452	0,0212	1,0137	35,18725	-0,4554	4	1,83	2,19	8,23
4	24	0	0	1	0,8275	0,0261	1,0125	31,6483	-0,4875	4	1,83	2,19	8,23
2	24	0	0	2	0,6625	0,0167	1,0139	39,5854	-0,5186	4	1,83	2,19	8,23
3	24	0	0	2	0,7452	0,0212	1,0131	35,164	-0,5628	4	1,83	2,19	8,23
4	24	0	0	2	0,8272	0,0261	1,0119	31,6388	-0,6067	4	1,83	2,19	8,23
2	24	0	0	3	0,659	0,0166	1,0117	39,7082	-0,6123	4	1,83	2,19	8,23
3	24	0	0	3	0,7411	0,021	1,0109	35,2838	-0,6683	4	1,83	2,19	8,23
4	24	0	0	3	0,8226	0,0259	1,0098	31,7544	-0,7238	4	1,83	2,19	8,23
2	24	0	0	4	0,652	0,0163	1,0079	39,9872	-0,7028	4	1,83	2,19	8,23
3	24	0	0	4	0,7331	0,0206	1,0074	35,5427	-0,772	4	1,83	2,19	8,23
4	24	0	0	4	0,8136	0,0254	1,0065	31,9955	-0,837	4	1,83	2,19	8,23
2	24	0	0	5	0,6418	0,0159	1,0029	40,4209	-0,7886	4	1,83	2,19	8,23
3	24	0	0	5	0,7216	0,0201	1,0027	35,9391	-0,867	4	1,83	2,19	8,23
4	24	0	0	5	0,8009	0,0247	1,002	32,3603	-0,9447	4	1,83	2,19	8,23
2	24	0	0	6	0,6289	0,0153	0,997	41,0051	-0,8688	4	1,83	2,19	8,23
3	24	0	0	6	0,7071	0,0194	0,997	36,4691	-0,9575	4	1,83	2,19	8,23
4	24	0	0	6	0,7848	0,0239	0,9966	32,8453	-1,0455	4	1,83	2,19	8,23
2	24	0	0	-1	0,6513	0,0162	1,0105	40,129	-0,4471	4	1,83	2,19	8,23
3	24	0	0	-1	0,7333	0,0206	1,0099	35,6201	-0,4829	4	1,83	2,19	8,23
4	24	0	0	-1	0,8148	0,0254	1,009	32,0301	-0,5184	4	1,83	2,19	8,23
2	24	0	0	-2	0,6409	0,0158	1,0059	40,594	-0,5628	4	1,83	2,19	8,23
3	24	0	0	-2	0,722	0,02	1,0056	36,0268	-0,6137	4	1,83	2,19	8,23
4	24	0	0	-2	0,8025	0,0248	1,0049	32,3917	-0,6642	4	1,83	2,19	8,23
2	24	0	0	-3	0,6279	0,0152	0,9999	41,1865	-0,6731	4	1,83	2,19	8,23
3	24	0	0	-3	0,7077	0,0194	0,9999	36,5483	-0,7387	4	1,83	2,19	8,23
4	24	0	0	-3	0,7868	0,0239	0,9995	32,8578	-0,8037	4	1,83	2,19	8,23
2	24	0	0	-4	0,6128	0,0146	0,9925	41,8968	-0,777	4	1,83	2,19	8,23
3	24	0	0	-4	0,6909	0,0186	0,993	37,1759	-0,8565	4	1,83	2,19	8,23
4	24	0	0	-4	0,7685	0,023	0,9929	33,4205	-0,9355	4	1,83	2,19	8,23
2	24	0	0	-5	0,596	0,014	0,9842	42,7151	-0,8736	4	1,83	2,19	8,23
3	24	0	0	-5	0,6723	0,0177	0,9851	37,9007	-0,9664	4	1,83	2,19	8,23
4	24	0	0	-5	0,748	0,022	0,9854	34,0717	-1,0585	4	1,83	2,19	8,23
2	24	0	0	-6	0,5781	0,0132	0,9752	43,6323	-0,9627	4	1,83	2,19	8,23
3	24	0	0	-6	0,6524	0,0169	0,9765	38,7144	-1,0679	4	1,83	2,19	8,23
4	24	0	0	-6	0,7262	0,0209	0,9771	34,8038	-1,1723	4	1,83	2,19	8,23

Fuente: Autores del Proyecto.

ANEXO F

TABLA DE DATOS SEGUNDO ESTUDIO AERODINAMICO PERFIL DEL ALA

NFL0215F

WING SPAN 26 pies

ALPI	WING SPAN (TWIST CHOI	TWIST	OFF S	CL	CD	EFFICIEN	CL/CD	Cm	ROOT CHORD (TIP CHORD (TAPER RAT	ASPECT RAT
2	26	0	0	0	0,6115	0,0186	0,9819	32,79	-0,311	4	4	1	6,5
3	26	0	0	0	0,6868	0,0235	0,9834	29,239	-0,329	4	4	1	6,5
4	26	0	0	0	0,7614	0,0289	0,9838	26,383	-0,347	4	4	1	6,5
2	26	0	0	0	0,6704	0,0158	1,0127	42,3259	-0,331	4	1,83	2,19	8,92
3	26	0	0	0	0,7548	0,0201	1,0121	37,573	-0,3519	4	1,83	2,19	8,92
4	26	0	0	0	0,8385	0,0248	1,0111	33,7892	-0,3726	4	1,83	2,19	8,92
2	26	0	0	1	0,6738	0,016	1,0136	42,1526	-0,4281	4	1,83	2,19	8,92
3	26	0	0	1	0,7584	0,0203	1,0129	37,4275	-0,4611	4	1,83	2,19	8,92
4	26	0	0	1	0,8423	0,025	1,0119	33,6643	-0,4938	4	1,83	2,19	8,92
2	26	0	0	2	0,674	0,016	1,0131	42,1197	-0,5252	4	1,83	2,19	8,92
3	26	0	0	2	0,7583	0,0203	1,0123	37,4076	-0,5703	4	1,83	2,19	8,92
4	26	0	0	2	0,8421	0,025	1,0113	33,6531	-0,615	4	1,83	2,19	8,92
2	26	0	0	3	0,6708	0,0159	1,011	42,2305	-0,6208	4	1,83	2,19	8,92
3	26	0	0	3	0,7547	0,0201	1,0104	37,516	-0,6779	4	1,83	2,19	8,92
4	26	0	0	3	0,8379	0,0248	1,0095	33,7578	-0,7346	4	1,83	2,19	8,92
2	26	0	0	4	0,6646	0,0156	1,0077	42,486	-0,7135	4	1,83	2,19	8,92
3	26	0	0	4	0,7476	0,0198	1,0073	37,7533	-0,7824	4	1,83	2,19	8,92
4	26	0	0	4	0,83	0,0244	1,0065	33,9789	-0,8507	4	1,83	2,19	8,92
2	26	0	0	5	0,6555	0,0153	1,0033	42,8853	-0,8023	4	1,83	2,19	8,92
3	26	0	0	5	0,7373	0,0193	1,003	38,1185	-0,8824	4	1,83	2,19	8,92
4	26	0	0	5	0,8186	0,0239	1,0024	34,3151	-0,9619	4	1,83	2,19	8,92
2	26	0	0	6	0,6439	0,0148	0,9979	43,4254	-0,886	4	1,83	2,19	8,92
3	26	0	0	6	0,7243	0,0188	0,998	38,6087	-0,9796	4	1,83	2,19	8,92
4	26	0	0	6	0,8041	0,0231	0,9976	34,7638	-1,0671	4	1,83	2,19	8,92
2	26	0	0	-1	0,664	0,0156	1,0102	42,6344	-0,4533	4	1,83	2,19	8,92
3	26	0	0	-1	0,7478	0,0198	1,0098	37,8397	-0,4899	4	1,83	2,19	8,92
4	26	0	0	-1	0,8309	0,0244	1,009	34,0241	-0,5262	4	1,83	2,19	8,92
2	26	0	0	-2	0,6547	0,0152	1,0063	43,0714	-0,5721	4	1,83	2,19	8,92
3	26	0	0	-2	0,7376	0,0193	1,0061	38,2219	-0,6242	4	1,83	2,19	8,92
4	26	0	0	-2	0,8199	0,0239	1,0055	34,3638	-0,6758	4	1,83	2,19	8,92
2	26	0	0	-3	0,643	0,0147	1,0011	43,6294	-0,6861	4	1,83	2,19	8,92
3	26	0	0	-3	0,7247	0,0187	1,0012	38,7127	-0,7532	4	1,83	2,19	8,92
4	26	0	0	-3	0,8058	0,0232	1,0008	34,8022	-0,8198	4	1,83	2,19	8,92
2	26	0	0	-4	0,6292	0,0142	0,9947	44,3001	-0,7943	4	1,83	2,19	8,92
3	26	0	0	-4	0,7094	0,018	0,9951	39,3049	-0,8758	4	1,83	2,19	8,92
4	26	0	0	-4	0,7891	0,0223	0,995	35,3329	-0,9567	4	1,83	2,19	8,92
2	26	0	0	-5	0,6138	0,0136	0,9874	45,0751	-0,8958	4	1,83	2,19	8,92
3	26	0	0	-5	0,6924	0,0173	0,9881	39,991	-0,9911	4	1,83	2,19	8,92
4	26	0	0	-5	0,7704	0,0214	0,9883	35,9489	-1,0857	4	1,83	2,19	8,92
2	26	0	0	-6	0,5973	0,013	0,9794	45,9466	-0,9902	4	1,83	2,19	8,92
3	26	0	0	-6	0,674	0,0165	0,9805	40,7636	-1,0985	4	1,83	2,19	8,92
4	26	0	0	-6	0,7501	0,0205	0,981	36,6436	-1,2059	4	1,83	2,19	8,92

Fuente: Autores del Proyecto.

ANEXO G

TABLA DE DATOS SEGUNDO ESTUDIO AERODINAMICO PERFIL DEL ALA

NFL0215F

WING SPAN 28 pies

ALPI	WING SPAN (TWIST CHOI	TWIST	OFF S	CL	CD	EFFICIEN	CL/CD	Cm	ROOT CHORD (TIP CHORD (TAPER RAT	ASPECT RAT
2	28	0	0	0	0,6231	0,018	0,9787	34,54	-0,315	4	4	1	7
3	28	0	0	0	0,7001	0,0227	0,9802	30,79	-0,333	4	4	1	7
4	28	0	0	0	0,7754	0,028	0,9808	27,777	-0,352	4	4	1	7
2	28	0	0	0	0,6809	0,0152	1,012	44,8482	-0,3342	4	1,83	2,19	9,61
3	28	0	0	0	0,7667	0,0193	1,0115	39,8078	-0,3554	4	1,83	2,19	9,61
4	28	0	0	0	0,852	0,0238	1,107	35,7967	-0,3766	4	1,83	2,19	9,61
2	28	0	0	1	0,6839	0,0153	1,0127	44,6836	-0,4325	4	1,83	2,19	9,61
3	28	0	0	1	0,7699	0,0194	1,0122	39,6694	-0,4661	4	1,83	2,19	9,61
4	28	0	0	1	0,8554	0,024	1,0113	35,6778	-0,4994	4	1,83	2,19	9,61
2	28	0	0	2	0,6841	0,0153	1,0122	44,6501	-0,5309	4	1,83	2,19	9,61
3	28	0	0	2	0,7699	0,0194	1,0116	39,6484	-0,5768	4	1,83	2,19	9,61
4	28	0	0	2	0,8552	0,024	1,0107	35,665	-0,6224	4	1,83	2,19	9,61
2	28	0	0	3	0,6813	0,152	1,0103	44,7504	-0,6281	4	1,83	2,19	9,61
3	28	0	0	3	0,7667	0,0193	1,0098	39,7468	-0,6863	4	1,83	2,19	9,61
4	28	0	0	3	0,8515	0,0238	1,009	35,7603	-0,744	4	1,83	2,19	9,61
2	28	0	0	4	0,6757	0,015	1,0074	44,9857	-0,7229	4	1,83	2,19	9,61
3	28	0	0	4	0,7603	0,019	1,007	39,9655	-0,7931	4	1,83	2,19	9,61
4	28	0	0	4	0,8444	0,0235	1,0063	35,9641	-0,8626	4	1,83	2,19	9,61
2	28	0	0	5	0,6676	0,0147	1,0034	45,3553	-0,8142	4	1,83	2,19	9,61
3	28	0	0	5	0,7511	0,0186	1,0032	40,3037	-0,8959	4	1,83	2,19	9,61
4	28	0	0	5	0,8341	0,023	1,0027	36,2756	-0,977	4	1,83	2,19	9,61
2	28	0	0	6	0,6571	0,0143	0,9986	45,857	-0,9009	4	1,83	2,19	9,61
3	28	0	0	6	0,7394	0,0181	0,9987	40,7592	-0,9937	4	1,83	2,19	9,61
4	28	0	0	6	0,821	0,0224	0,9983	36,6927	-1,0859	4	1,83	2,19	9,61
2	28	0	0	-1	0,6751	0,015	1,0099	45,1396	-0,4587	4	1,83	2,19	9,61
3	28	0	0	-1	0,7605	0,019	1,0095	40,0596	-0,496	4	1,83	2,19	9,61
4	28	0	0	-1	0,8452	0,0235	1,0088	36,0185	-0,5329	4	1,83	2,19	9,61
2	28	0	0	-2	0,6668	0,0146	1,0065	45,5521	-0,5802	4	1,83	2,19	9,61
3	28	0	0	-2	0,7513	0,0186	1,0063	40,4203	-0,6333	4	1,83	2,19	9,61
4	28	0	0	-2	0,8352	0,023	1,0058	36,3389	-0,6859	4	1,83	2,19	9,61
2	28	0	0	-3	0,6562	0,0142	1,002	46,0795	-0,6974	4	1,83	2,19	9,61
3	28	0	0	-3	0,7396	0,0181	1,002	40,8839	-0,7659	4	1,83	2,19	9,61
4	28	0	0	-3	0,8225	0,0224	1,0017	36,753	-0,8337	4	1,83	2,19	9,61
2	28	0	0	-4	0,6436	0,0138	0,9964	46,7147	-0,8093	4	1,83	2,19	9,61
3	28	0	0	-4	0,7257	0,0175	0,9967	41,4445	-0,8926	4	1,83	2,19	9,61
4	28	0	0	-4	0,8073	0,0217	0,9966	37,2551	-0,9752	4	1,83	2,19	9,61
2	28	0	0	-5	0,6295	0,0133	0,9899	47,4507	-0,9151	4	1,83	2,19	9,61
3	28	0	0	-5	0,7101	0,0169	0,9905	42,0955	-1,0126	4	1,83	2,19	9,61
4	28	0	0	-5	0,7901	0,0209	0,9907	37,8393	-1,1094	4	1,83	2,19	9,61
2	28	0	0	-6	0,6142	0,0127	0,9827	48,2803	-1,0142	4	1,83	2,19	9,61
3	28	0	0	-6	0,6931	0,0162	0,9837	42,8306	-1,1252	4	1,83	2,19	9,61
4	28	0	0	-6	0,7714	0,02	0,9841	38,4999	-1,2354	4	1,83	2,19	9,61

Fuente: Autores del Proyecto.

ANEXO H

TABLA DE DATOS SEGUNDO ESTUDIO AERODINAMICO PERFIL DEL ALA

EPPLER 1233

WING SPAN 24 pies

ALP	WING SPAN (TWIST CHO	TWIST T	OFF S	CL	CD	EFFICIEN	CL/C	Cm	ROOT CHORD (TIP CHORD (TAPER RAT	ASPECT RAT
2	24	0	0	0	0,573	0,0177	0,9862	32,44	-0,282	4	4	1	6
3	24	0	0	0	0,6466	0,0225	0,9877	28,793	-0,3001	4	4	1	6
4	24	0	0	0	0,7196	0,0278	0,9881	25,883	-0,317	4	4	1	6
2	24	0	0	0	0,6316	0,0152	1,0143	41,54	-0,301	4	1,83	2,19	8,23
3	24	0	0	0	0,7145	0,0195	1,0136	36,694	-0,321	4	1,83	2,19	8,23
4	24	0	0	0	0,7967	0,0242	1,0125	32,869	-0,342	4	1,83	2,19	8,23
2	24	0	0	1	0,635	0,0154	1,0154	41,361	-0,393	4	1,83	2,19	8,23
3	24	0	0	1	0,7181	0,0196	1,0145	36,545	-0,425	4	1,83	2,19	8,23
4	24	0	0	1	0,8006	0,0245	1,0134	32,742	-0,457	4	1,83	2,19	8,23
2	24	0	0	2	0,6349	0,154	1,0148	41,339	-0,484	4	1,83	2,19	8,23
3	24	0	0	2	0,7178	0,0196	1,0139	36,535	-0,528	4	1,83	2,19	8,23
4	24	0	0	2	0,8001	0,0244	1,0128	32,74	-0,572	4	1,83	2,19	8,23
2	24	0	0	3	0,6315	0,0152	1,0126	41,478	-0,574	4	1,83	2,19	8,23
3	24	0	0	3	0,7138	0,0195	1,0119	36,668	-0,63	4	1,83	2,19	8,23
4	24	0	0	3	0,7955	0,0242	1,0108	32,867	-0,686	4	1,83	2,19	8,23
2	24	0	0	4	0,6247	0,015	1,009	41,778	-0,661	4	1,83	2,19	8,23
3	24	0	0	4	0,7061	0,0191	1,0085	36,945	-0,728	4	1,83	2,19	8,23
4	24	0	0	4	0,7868	0,0238	1,0076	33,122	-0,795	4	1,83	2,19	8,23
2	24	0	0	5	0,615	0,0146	1,0043	42,239	-0,743	4	1,83	2,19	8,23
3	24	0	0	5	0,695	0,0186	1,004	37,363	-0,821	4	1,83	2,19	8,23
4	24	0	0	5	0,7745	0,0231	1,0033	33,505	-0,899	4	1,83	2,19	8,23
2	24	0	0	6	0,6027	0,0141	0,9986	42,856	-0,82	4	1,83	2,19	8,23
3	24	0	0	6	0,6812	0,018	0,9986	37,918	-0,909	4	1,83	2,19	8,23
4	24	0	0	6	0,7591	0,0223	0,9982	34,01	-0,997	4	1,83	2,19	8,23
2	24	0	0	-1	0,6249	0,0149	1,0116	41,87	-0,416	4	1,83	2,19	8,23
3	24	0	0	-1	0,7072	0,0191	1,011	36,978	-0,452	4	1,83	2,19	8,23
4	24	0	0	-1	0,7889	0,0238	1,0101	33,118	-0,488	4	1,83	2,19	8,23
2	24	0	0	-2	0,6146	0,0146	1,0079	42,13	-0,526	4	1,83	2,19	8,23
3	24	0	0	-2	0,6958	0,0187	1,0076	37,203	-0,577	4	1,83	2,19	8,23
4	24	0	0	-2	0,7763	0,0233	1,0069	33,316	-0,627	4	1,83	2,19	8,23
2	24	0	0	-3	0,6032	0,014	1,0014	42,945	-0,634	4	1,83	2,19	8,23
3	24	0	0	-3	0,6832	0,018	1,0014	37,917	-0,7	4	1,83	2,19	8,23
4	24	0	0	-3	0,7626	0,0225	1,001	33,952	-0,765	4	1,83	2,19	8,23
2	24	0	0	-4	0,589	0,0135	0,9944	43,67	-0,735	4	1,83	2,19	8,23
3	24	0	0	-4	0,6674	0,0173	0,9948	38,554	-0,814	4	1,83	2,19	8,23
4	24	0	0	-4	0,7452	0,0216	0,9946	34,521	-0,893	4	1,83	2,19	8,23
2	24	0	0	-5	0,5732	0,0129	0,9863	44,507	-0,828	4	1,83	2,19	8,23
3	24	0	0	-5	0,6498	0,0165	0,9871	39,291	-0,921	4	1,83	2,19	8,23
4	24	0	0	-5	0,7259	0,0206	0,9873	35,181	-1,014	4	1,83	2,19	8,23
2	24	0	0	-6	0,5564	0,0122	0,9775	45,445	-0,915	4	1,83	2,19	8,23
3	24	0	0	-6	0,631	0,0157	0,9787	40,119	-1,02	4	1,83	2,19	8,23
4	24	0	0	-6	0,7051	0,0196	0,9792	35,922	-1,125	4	1,83	2,19	8,23

Fuente: Autores del Proyecto.

ANEXO I

TABLA DE DATOS SEGUNDO ESTUDIO AERODINAMICO PERFIL DEL ALA

EPPLER 1233

WING SPAN 26 pies

ALPI	WING SPAN (TWIST CHOI	TWIST I	OFF S	CL	CD	EFFICIEN	CL/C	Cm	ROOT CHORD (TIP CHORD (TAPER RAT	ASPECT RAT
2	26	0	0	0	0,5855	0,0171	0,9832	34,288	-0,286	4	4	1	6,5
3	26	0	0	0	0,661	0,0217	0,9848	30,421	-0,304	4	4	1	6,5
4	26	0	0	0	0,7359	0,0269	0,9853	27,34	-0,322	4	4	1	6,5
2	26	0	0	0	0,6421	0,0146	1,0137	43,936	-0,304	4	1,83	2,19	8,92
3	26	0	0	0	0,7265	0,0187	1,0131	38,807	-0,325	4	1,83	2,19	8,92
4	26	0	0	0	0,8103	0,0233	1,0121	34,761	-0,346	4	1,83	2,19	8,92
2	26	0	0	1	0,6431	0,0147	1,0145	44	-0,398	4	1,83	2,19	8,92
3	26	0	0	1	0,7308	0,0188	1,0138	38,87	-0,431	4	1,83	2,19	8,92
4	26	0	0	1	0,815	0,0234	1,0128	34,822	-0,463	4	1,83	2,19	8,92
2	26	0	0	2	0,646	0,0147	1,0139	43,976	-0,49	4	1,83	2,19	8,92
3	26	0	0	2	0,7306	0,0188	1,0132	38,859	-0,536	4	1,83	2,19	8,92
4	26	0	0	2	0,8146	0,0234	1,0122	34,847	-0,581	4	1,83	2,19	8,92
2	26	0	0	3	0,643	0,0146	1,0119	44,102	-0,582	4	1,83	2,19	8,92
3	26	0	0	3	0,727	0,0187	1,0113	38,979	-0,639	4	1,83	2,19	8,92
4	26	0	0	3	0,8105	0,0232	1,0104	34,932	-0,696	4	1,83	2,19	8,92
2	26	0	0	4	0,6369	0,0144	1,0087	44,377	-0,671	4	1,83	2,19	8,92
3	26	0	0	4	0,7201	0,0184	1,0083	39,233	-0,74	4	1,83	2,19	8,92
4	26	0	0	4	0,8028	0,0228	1,0075	35,167	-0,809	4	1,83	2,19	8,92
2	26	0	0	5	0,6282	0,014	1,0045	44,801	-0,756	4	1,83	2,19	8,92
3	26	0	0	5	0,7103	0,0179	1,0042	39,618	-0,836	4	1,83	2,19	8,92
4	26	0	0	5	0,7918	0,0223	1,0037	35,519	-0,916	4	1,83	2,19	8,92
2	26	0	0	6	0,6172	0,0136	0,9994	45,371	-0,836	4	1,83	2,19	8,92
3	26	0	0	6	0,6978	0,0174	0,9994	40,132	-0,927	4	1,83	2,19	8,92
4	26	0	0	6	0,7779	0,0216	0,999	35,987	-1,018	4	1,83	2,19	8,92
2	26	0	0	-1	0,6385	0,0144	1,0118	44,408	-0,44	4	1,83	2,19	8,92
3	26	0	0	-1	0,7226	0,0184	1,0113	39,216	-0,479	4	1,83	2,19	8,92
4	26	0	0	-1	0,8062	0,023	1,0105	35,122	-0,518	4	1,83	2,19	8,92
2	26	0	0	-2	0,6285	0,014	1,0075	44,923	-0,536	4	1,83	2,19	8,92
3	26	0	0	-2	0,7116	0,0179	1,0073	39,664	-0,589	4	1,83	2,19	8,92
4	26	0	0	-2	0,7942	0,0224	1,0066	35,518	-0,64	4	1,83	2,19	8,92
2	26	0	0	-3	0,6175	0,0136	1,0025	45,492	-0,646	4	1,83	2,19	8,92
3	26	0	0	-3	0,6994	0,0174	1,0025	40,162	-0,714	4	1,83	2,19	8,92
4	26	0	0	-3	0,7808	0,0217	1,0021	35,961	-0,78	4	1,83	2,19	8,92
2	26	0	0	-4	0,6046	0,0131	0,9963	46,178	-0,751	4	1,83	2,19	8,92
3	26	0	0	-4	0,6851	0,0168	0,9967	40,765	-0,833	4	1,83	2,19	8,92
4	26	0	0	-4	0,765	0,021	0,9965	36,499	-0,914	4	1,83	2,19	8,92
2	26	0	0	-5	0,5901	0,0126	0,9892	46,971	-0,849	4	1,83	2,19	8,92
3	26	0	0	-5	0,669	0,0161	0,9899	41,463	-0,945	4	1,83	2,19	8,92
4	26	0	0	-5	0,7473	0,0201	0,99	37,123	-1,039	4	1,83	2,19	8,92
2	26	0	0	-6	0,5746	0,012	0,9814	47,863	-0,941	4	1,83	2,19	8,92
3	26	0	0	-6	0,6516	0,0154	0,9824	42,25	-1,049	4	1,83	2,19	8,92
4	26	0	0	-6	0,728	0,0192	0,9828	37,828	-1,157	4	1,83	2,19	8,92

Fuente: Autores del Proyecto.

ANEXO J

TABLA DE DATOS SEGUNDO ESTUDIO AERODINAMICO PERFIL DEL ALA

EPPLER 1233

WING SPAN 28 pies

ALPI	WING SPAN (Y)	TWIST CHOI	TWIST T	OFF S	CL	CD	EFFICIEN	CL/c	Cm	ROOT CHORD	TIP CHORD	TAPER RAT	ASPECT RAT
2	28	0	0	0	0,5968	0,0165	0,9802	36,12	-0,289	4	4	1	7
3	28	0	0	0	0,674	0,021	0,9818	32,036	-0,308	4	4	1	7
4	28	0	0	0	0,7506	0,0261	0,9824	28,783	-0,326	4	4	1	7
2	28	0	0	0	0,6531	0,014	1,0128	46,796	-0,308	4	1,83	2,19	9,61
3	28	0	0	0	0,7392	0,0179	1,0123	41,328	-0,329	4	1,83	2,19	9,61
4	28	0	0	0	0,8247	0,0223	1,0115	37,015	-0,35	4	1,83	2,19	9,61
2	28	0	0	1	0,6559	0,0141	1,0136	46,635	-0,402	4	1,83	2,19	9,61
3	28	0	0	1	0,7421	0,018	1,013	41,193	-0,435	4	1,83	2,19	9,61
4	28	0	0	1	0,8277	0,0224	1,0121	36,899	-0,469	4	1,83	2,19	9,61
2	28	0	0	2	0,6558	0,0141	1,013	46,61	-0,496	4	1,83	2,19	9,61
3	28	0	0	2	0,7419	0,018	1,0124	41,179	-0,542	4	1,83	2,19	9,61
4	28	0	0	2	0,8274	0,0224	1,0116	36,893	-0,588	4	1,83	2,19	9,61
2	28	0	0	3	0,6531	0,014	1,0112	46,723	-0,589	4	1,83	2,19	9,61
3	28	0	0	3	0,7387	0,0179	1,0107	41,289	-0,647	4	1,83	2,19	9,61
4	28	0	0	3	0,8237	0,0223	1,0099	36,998	-0,705	4	1,83	2,19	9,61
2	28	0	0	4	0,6477	0,0138	1,0083	46,977	-0,68	4	1,83	2,19	9,61
3	28	0	0	4	0,7326	0,0176	1,008	41,522	-0,75	4	1,83	2,19	9,61
4	28	0	0	4	0,8168	0,0219	1,0073	37,214	-0,82	4	1,83	2,19	9,61
2	28	0	0	5	0,6399	0,0135	1,0045	47,37	-0,768	4	1,83	2,19	9,61
3	28	0	0	5	0,7237	0,0173	1,0043	41,879	-0,849	4	1,83	2,19	9,61
4	28	0	0	5	0,8069	0,0215	1,0038	37,541	-0,931	4	1,83	2,19	9,61
2	28	0	0	6	0,6299	0,0132	0,9999	47,9	-0,851	4	1,83	2,19	9,61
3	28	0	0	6	0,7124	0,0168	1	42,357	-0,944	4	1,83	2,19	9,61
4	28	0	0	6	0,7943	0,0209	0,9996	37,975	-1,036	4	1,83	2,19	9,61
2	28	0	0	-1	0,6478	0,0138	1,0109	47,09	-0,427	4	1,83	2,19	9,61
3	28	0	0	-1	0,7333	0,0176	1,0105	41,58	-0,465	4	1,83	2,19	9,61
4	28	0	0	-1	0,8183	0,022	1,0098	37,236	-0,502	4	1,83	2,19	9,61
2	28	0	0	-2	0,64	0,0135	1,0076	47,509	-0,544	4	1,83	2,19	9,61
3	28	0	0	-2	0,7248	0,0173	1,0074	41,944	-0,597	4	1,83	2,19	9,61
4	28	0	0	-2	0,809	0,0215	1,0069	37,558	-0,65	4	1,83	2,19	9,61
2	28	0	0	-3	0,6301	0,0131	1,0032	48,046	-0,647	4	1,83	2,19	9,61
3	28	0	0	-3	0,7138	0,0168	1,0033	42,415	-0,726	4	1,83	2,19	9,61
4	28	0	0	-3	0,7969	0,021	1,0029	37,977	-0,794	4	1,83	2,19	9,61
2	28	0	0	-4	0,6183	0,0127	0,9978	48,696	-0,765	4	1,83	2,19	9,61
3	28	0	0	-4	0,7007	0,0163	0,9981	42,985	-0,849	4	1,83	2,19	9,61
4	28	0	0	-4	0,7825	0,0203	0,998	38,486	-0,931	4	1,83	2,19	9,61
2	28	0	0	-5	0,6051	0,0122	0,9915	49,45	-0,867	4	1,83	2,19	9,61
3	28	0	0	-5	0,6859	0,0157	0,9921	43,648	-0,965	4	1,83	2,19	9,61
4	28	0	0	-5	0,7662	0,0196	0,9922	39,079	-1,062	4	1,83	2,19	9,61
2	28	0	0	-6	0,5903	0,0118	0,986	50,063	-0,959	4	1,83	2,19	9,61
3	28	0	0	-6	0,6693	0,0151	0,9868	44,19	-1,069	4	1,83	2,19	9,61
4	28	0	0	-6	0,7478	0,0189	0,9871	39,564	-1,179	4	1,83	2,19	9,61

Fuente: Autores del Proyecto.

ANEXO K

TABLA DE DATOS SEGUNDO ESTUDIO AERODINAMICO PERFIL DEL ALA

WORTMANN FX601261

WING SPAN 24 pies

ALP	WING SPAN (TWIST CHO	TWIST	OFF S	C	C	EFFICIEN	CL/C	Cn	ROOT CHORD (TIP CHORD (TAPER RAT	ASPECT RAT
2	24	0	0	0	0,538	0,016	0,984	34,446	-0,272	4	4	1	6
3	24	0	0	0	0,612	0,02	0,987	30,401	-0,29	4	4	1	6
4	24	0	0	0	0,685	0,025	0,988	27,203	-0,308	4	4	1	6
2	24	0	0	0	0,592	0,013	1,015	44,334	-0,29	4	1,83	2,186	8,233
3	24	0	0	0	0,675	0,017	1,015	38,9	-0,311	4	1,83	2,186	8,233
4	24	0	0	0	0,757	0,022	1,015	34,66	-0,331	4	1,83	2,186	8,233
2	24	0	0	1	0,596	0,014	1,016	44,097	-0,376	4	1,83	2,186	8,233
3	24	0	0	1	0,679	0,018	1,016	38,705	-0,408	4	1,83	2,186	8,233
4	24	0	0	1	0,761	0,022	1,015	34,495	-0,44	4	1,83	2,186	8,233
2	24	0	0	2	0,596	0,014	1,015	44,032	-0,462	4	1,83	2,186	8,233
3	24	0	0	2	0,679	0,018	1,015	38,662	-0,506	4	1,83	2,186	8,233
4	24	0	0	2	0,761	0,022	1,014	34,466	-0,55	4	1,83	2,186	8,233
2	24	0	0	3	0,593	0,013	1,012	44,142	-0,546	4	1,83	2,186	8,233
3	24	0	0	3	0,675	0,017	1,012	38,773	-0,602	4	1,83	2,186	8,233
4	24	0	0	3	0,757	0,022	1,012	34,574	-0,657	4	1,83	2,186	8,233
2	24	0	0	4	0,587	0,013	1,008	44,429	-0,627	4	1,83	2,186	8,233
3	24	0	0	4	0,668	0,017	1,009	39,038	-0,694	4	1,83	2,186	8,233
4	24	0	0	4	0,749	0,022	1,008	34,821	-0,761	4	1,83	2,186	8,233
2	24	0	0	5	0,578	0,013	1,003	44,889	-0,704	4	1,83	2,186	8,233
3	24	0	0	5	0,658	0,017	1,004	39,456	-0,782	4	1,83	2,186	8,233
4	24	0	0	5	0,738	0,021	1,004	35,203	-0,86	4	1,83	2,186	8,233
2	24	0	0	6	0,567	0,012	0,997	45,517	-0,776	4	1,83	2,186	8,233
3	24	0	0	6	0,645	0,016	0,998	40,02	-0,864	4	1,83	2,186	8,233
4	24	0	0	6	0,723	0,02	0,998	35,715	-0,952	4	1,83	2,186	8,233
2	24	0	0	-1	0,586	0,013	1,013	44,736	-0,398	4	1,83	2,186	8,233
3	24	0	0	-1	0,668	0,017	1,013	39,241	-0,434	4	1,83	2,186	8,233
4	24	0	0	-1	0,75	0,021	1,013	34,956	-0,47	4	1,83	2,186	8,233
2	24	0	0	-2	0,576	0,013	1,009	45,295	-0,502	4	1,83	2,186	8,233
3	24	0	0	-2	0,658	0,017	1,01	39,721	-0,553	4	1,83	2,186	8,233
4	24	0	0	-2	0,738	0,021	1,01	35,376	-0,604	4	1,83	2,186	8,233
2	24	0	0	-3	0,565	0,012	1,004	45,999	-0,602	4	1,83	2,186	8,233
3	24	0	0	-3	0,645	0,016	1,005	40,33	-0,667	4	1,83	2,186	8,233
4	24	0	0	-3	0,724	0,02	1,005	35,913	-0,733	4	1,83	2,186	8,233
2	24	0	0	-4	0,551	0,012	0,998	46,839	-0,695	4	1,83	2,186	8,233
3	24	0	0	-4	0,63	0,015	0,999	41,059	-0,775	4	1,83	2,186	8,233
4	24	0	0	-4	0,707	0,019	1	36,558	-0,854	4	1,83	2,186	8,233
2	24	0	0	-5	0,536	0,011	0,991	47,803	-0,782	4	1,83	2,186	8,233
3	24	0	0	-5	0,613	0,015	0,993	41,898	-0,875	4	1,83	2,186	8,233
4	24	0	0	-5	0,689	0,018	0,993	37,302	-0,967	4	1,83	2,186	8,233
2	24	0	0	-6	0,52	0,011	0,983	48,88	-0,862	4	1,83	2,186	8,233
3	24	0	0	-6	0,595	0,014	0,985	42,838	-0,968	4	1,83	2,186	8,233
4	24	0	0	-6	0,669	0,018	0,986	38,136	-1,072	4	1,83	2,186	8,233

Fuente: Autores del Proyecto.

ANEXO L

TABLA DE DATOS SEGUNDO ESTUDIO AERODINAMICO PERFIL DEL ALA

WORTMANN FX601261

WING SPAN 26 pies

ALP	WING SPAN (TWIST CHOI	TWIST	OFF S	C	Ct	EFFICIEN	CL/C	Cn	ROOT CHORD (TIP CHORD (TAPER RAT	ASPECT RAT
2	26	0	0	0	0,55	0,015	0,98	36,391	-0,276	4	4	1	6,5
3	26	0	0	0	0,625	0,019	0,983	32,107	-0,294	4	4	1	6,5
4	26	0	0	0	0,7	0,024	0,985	28,722	-0,312	4	4	1	6,5
2	26	0	0	0	0,603	0,013	1,014	47,131	-0,293	4	1,83	2,186	8,919
3	26	0	0	0	0,687	0,017	1,014	41,349	-0,314	4	1,83	2,186	8,919
4	26	0	0	0	0,771	0,021	1,014	36,84	-0,335	4	1,83	2,186	8,919
2	26	0	0	1	0,606	0,013	1,014	46,904	-0,38	4	1,83	2,186	8,919
3	26	0	0	1	0,691	0,017	1,015	41,162	-0,413	4	1,83	2,186	8,919
4	26	0	0	1	0,775	0,021	1,014	36,681	-0,446	4	1,83	2,186	8,919
2	26	0	0	2	0,606	0,013	1,013	46,835	-0,467	4	1,83	2,186	8,919
3	26	0	0	2	0,691	0,017	1,014	41,115	-0,513	4	1,83	2,186	8,919
4	26	0	0	2	0,775	0,021	1,013	36,648	-0,557	4	1,83	2,186	8,919
2	26	0	0	3	0,604	0,013	1,011	46,929	-0,553	4	1,83	2,186	8,919
3	26	0	0	3	0,688	0,017	1,011	41,211	-0,61	4	1,83	2,186	8,919
4	26	0	0	3	0,771	0,021	1,011	36,743	-0,667	4	1,83	2,186	8,919
2	26	0	0	4	0,598	0,013	1,007	47,187	-0,636	4	1,83	2,186	8,919
3	26	0	0	4	0,681	0,016	1,008	41,45	-0,705	4	1,83	2,186	8,919
4	26	0	0	4	0,764	0,021	1,008	36,965	-0,773	4	1,83	2,186	8,919
2	26	0	0	5	0,59	0,012	1,003	47,605	-0,716	4	1,83	2,186	8,919
3	26	0	0	5	0,672	0,016	1,003	41,831	-0,796	4	1,83	2,186	8,919
4	26	0	0	5	0,754	0,02	1,004	37,314	-0,876	4	1,83	2,186	8,919
2	26	0	0	6	0,58	0,012	0,997	48,181	-0,791	4	1,83	2,186	8,919
3	26	0	0	6	0,661	0,016	0,998	42,349	-0,882	4	1,83	2,186	8,919
4	26	0	0	6	0,741	0,02	0,999	37,785	-0,972	4	1,83	2,186	8,919
2	26	0	0	-1	0,597	0,013	1,012	47,513	-0,404	4	1,83	2,186	8,919
3	26	0	0	-1	0,681	0,016	1,013	41,673	-0,44	4	1,83	2,186	8,919
4	26	0	0	-1	0,764	0,021	1,013	37,12	-0,477	4	1,83	2,186	8,919
2	26	0	0	-2	0,589	0,012	1,009	48,041	-0,511	4	1,83	2,186	8,919
3	26	0	0	-2	0,672	0,016	1,01	42,126	-0,563	4	1,83	2,186	8,919
4	26	0	0	-2	0,754	0,02	1,01	37,518	-0,615	4	1,83	2,186	8,919
2	26	0	0	-3	0,578	0,012	1,005	48,707	-0,613	4	1,83	2,186	8,919
3	26	0	0	-3	0,66	0,015	1,006	42,702	-0,68	4	1,83	2,186	8,919
4	26	0	0	-3	0,741	0,019	1,006	38,025	-0,747	4	1,83	2,186	8,919
2	26	0	0	-4	0,566	0,011	1	49,503	-0,711	4	1,83	2,186	8,919
3	26	0	0	-4	0,646	0,015	1,001	43,392	-0,792	4	1,83	2,186	8,919
4	26	0	0	-4	0,726	0,019	1,001	38,635	-0,873	4	1,83	2,186	8,919
2	26	0	0	-5	0,552	0,011	0,993	50,418	-0,802	4	1,83	2,186	8,919
3	26	0	0	-5	0,631	0,014	0,995	44,188	-0,897	4	1,83	2,186	8,919
4	26	0	0	-5	0,709	0,018	0,995	39,34	-0,992	4	1,83	2,186	8,919
2	26	0	0	-6	0,537	0,01	0,987	51,443	-0,887	4	1,83	2,186	8,919
3	26	0	0	-6	0,614	0,014	0,988	45,082	-0,995	4	1,83	2,186	8,919
4	26	0	0	-6	0,691	0,017	0,989	40,133	-1,103	4	1,83	2,186	8,919

Fuente: Autores del Proyecto.

ANEXO M

TABLA DE DATOS SEGUNDO ESTUDIO AERODINAMICO PERFIL DEL ALA

WORTMANN FX601261

WING SPAN 28 pies

ALPI	WING SPAN (TWIST CHOI	TWIST	OFF S	C	Ci	EFFICIEN	CL/C	Cn	ROOT CHORD (TIP CHORD (TAPER RAT	ASPECT RAT
2	28	0	0	0	0,56	0,015	0,976	38,319	-0,279	4	4	1	7
3	28	0	0	0	0,637	0,019	0,979	33,797	-0,298	4	4	1	7
4	28	0	0	0	0,714	0,024	0,981	30,228	-0,316	4	4	1	7
2	28	0	0	0	0,612	0,012	1,013	49,923	-0,296	4	1,83	2,186	9,605
3	28	0	0	0	0,698	0,016	1,013	43,795	-0,318	4	1,83	2,186	9,605
4	28	0	0	0	0,784	0,02	1,013	39,017	-0,339	4	1,83	2,186	9,605
2	28	0	0	1	0,615	0,012	1,013	49,704	-0,384	4	1,83	2,186	9,605
3	28	0	0	1	0,701	0,016	1,013	43,613	-0,418	4	1,83	2,186	9,605
4	28	0	0	1	0,787	0,02	1,013	38,863	-0,451	4	1,83	2,186	9,605
2	28	0	0	2	0,615	0,012	1,012	49,633	-0,473	4	1,83	2,186	9,605
3	28	0	0	2	0,701	0,016	1,012	43,563	-0,519	4	1,83	2,186	9,605
4	28	0	0	2	0,787	0,02	1,012	38,827	-0,564	4	1,83	2,186	9,605
2	28	0	0	3	0,613	0,012	1,01	49,713	-0,56	4	1,83	2,186	9,605
3	28	0	0	3	0,698	0,016	1,01	43,646	-0,618	4	1,83	2,186	9,605
4	28	0	0	3	0,783	0,02	1,01	38,909	-0,676	4	1,83	2,186	9,605
2	28	0	0	4	0,608	0,012	1,006	49,944	-0,645	4	1,83	2,186	9,605
3	28	0	0	4	0,693	0,016	1,007	43,863	-0,715	4	1,83	2,186	9,605
4	28	0	0	4	0,777	0,02	1,007	39,111	-0,784	4	1,83	2,186	9,605
2	28	0	0	5	0,601	0,012	1,002	50,327	-0,727	4	1,83	2,186	9,605
3	28	0	0	5	0,685	0,015	1,003	44,211	-0,808	4	1,83	2,186	9,605
4	28	0	0	5	0,768	0,019	1,003	39,431	-0,889	4	1,83	2,186	9,605
2	28	0	0	6	0,592	0,012	0,997	50,857	-0,804	4	1,83	2,186	9,605
3	28	0	0	6	0,674	0,015	0,998	44,689	-0,897	4	1,83	2,186	9,605
4	28	0	0	6	0,756	0,019	0,999	39,865	-0,989	4	1,83	2,186	9,605
2	28	0	0	-1	0,607	0,012	1,012	50,287	-0,408	4	1,83	2,186	9,605
3	28	0	0	-1	0,692	0,016	1,012	44,103	-0,446	4	1,83	2,186	9,605
4	28	0	0	-1	0,777	0,02	1,012	39,284	-0,483	4	1,83	2,186	9,605
2	28	0	0	-2	0,599	0,012	1,009	50,789	-0,518	4	1,83	2,186	9,605
3	28	0	0	-2	0,684	0,015	1,01	44,533	-0,571	4	1,83	2,186	9,605
4	28	0	0	-2	0,768	0,019	1,01	39,661	-0,624	4	1,83	2,186	9,605
2	28	0	0	-3	0,59	0,011	1,005	51,422	-0,623	4	1,83	2,186	9,605
3	28	0	0	-3	0,674	0,015	1,006	45,08	-0,692	4	1,83	2,186	9,605
4	28	0	0	-3	0,757	0,019	1,006	40,142	-0,76	4	1,83	2,186	9,605
2	28	0	0	-4	0,579	0,011	1,001	52,178	-0,724	4	1,83	2,186	9,605
3	28	0	0	-4	0,661	0,014	1,002	45,735	-0,808	4	1,83	2,186	9,605
4	28	0	0	-4	0,743	0,018	1,002	40,721	-0,89	4	1,83	2,186	9,605
2	28	0	0	-5	0,566	0,011	0,995	53,049	-0,819	4	1,83	2,186	9,605
3	28	0	0	-5	0,647	0,014	0,996	46,493	-0,917	4	1,83	2,186	9,605
4	28	0	0	-5	0,727	0,018	0,997	41,392	-1,014	4	1,83	2,186	9,605
2	28	0	0	-6	0,552	0,01	0,989	54,028	-0,909	4	1,83	2,186	9,605
3	28	0	0	-6	0,631	0,013	0,991	47,346	-1,02	4	1,83	2,186	9,605
4	28	0	0	-6	0,71	0,017	0,991	42,148	-1,13	4	1,83	2,186	9,605

Fuente: Autores del Proyecto.

ANEXO N

TABLA DE DATOS SEGUNDO ESTUDIO AERODINAMICO PERFIL DEL ALA

RONCZ R1145MS

WING SPAN 24 pies

ALP	WING SPAN (TWIST CHO	TWIST	OFF S	C	Ci	EFFICIEN	CL/C	Cn	ROOT CHORD (TIP CHORD (TAPER RAT	ASPECT RAT
2	24	0	0	0	0,374	0,008	0,961	48,471	-0,167	4	4	1	6
3	24	0	0	0	0,448	0,011	0,974	40,984	-0,185	4	4	1	6
4	24	0	0	0	0,522	0,015	0,982	35,458	-0,203	4	4	1	6
2	24	0	0	0	0,413	0,007	1,01	63,185	-0,179	4	1,83	2,186	8,233
3	24	0	0	0	0,497	0,009	1,013	52,747	-0,2	4	1,83	2,186	8,233
4	24	0	0	0	0,58	0,013	1,015	45,266	-0,221	4	1,83	2,186	8,233
2	24	0	0	1	0,415	0,007	1,01	62,924	-0,239	4	1,83	2,186	8,233
3	24	0	0	1	0,499	0,009	1,014	52,54	-0,271	4	1,83	2,186	8,233
4	24	0	0	1	0,582	0,013	1,015	45,095	-0,304	4	1,83	2,186	8,233
2	24	0	0	2	0,415	0,007	1,009	62,899	-0,298	4	1,83	2,186	8,233
3	24	0	0	2	0,499	0,009	1,013	52,533	-0,342	4	1,83	2,186	8,233
4	24	0	0	2	0,582	0,013	1,015	45,096	-0,387	4	1,83	2,186	8,233
2	24	0	0	3	0,413	0,007	1,007	63,115	-0,356	4	1,83	2,186	8,233
3	24	0	0	3	0,496	0,009	1,011	52,727	-0,413	4	1,83	2,186	8,233
4	24	0	0	3	0,579	0,013	1,013	45,272	-0,469	4	1,83	2,186	8,233
2	24	0	0	4	0,408	0,006	1,004	63,571	-0,413	4	1,83	2,186	8,233
3	24	0	0	4	0,491	0,009	1,008	53,123	-0,481	4	1,83	2,186	8,233
4	24	0	0	4	0,572	0,013	1,009	45,622	-0,548	4	1,83	2,186	8,233
2	24	0	0	5	0,402	0,006	1	64,264	-0,466	4	1,83	2,186	8,233
3	24	0	0	5	0,483	0,009	1,003	53,718	-0,545	4	1,83	2,186	8,233
4	24	0	0	5	0,564	0,012	1,005	46,141	-0,624	4	1,83	2,186	8,233
2	24	0	0	6	0,395	0,006	0,994	65,187	-0,517	4	1,83	2,186	8,233
3	24	0	0	6	0,474	0,009	0,999	54,503	-0,606	4	1,83	2,186	8,233
4	24	0	0	6	0,553	0,012	1,001	46,825	-0,695	4	1,83	2,186	8,233
2	24	0	0	-1	0,409	0,006	1,007	63,673	-0,255	4	1,83	2,186	8,233
3	24	0	0	-1	0,492	0,009	1,011	53,146	-0,291	4	1,83	2,186	8,233
4	24	0	0	-1	0,575	0,013	1,013	45,603	-0,327	4	1,83	2,186	8,233
2	24	0	0	-2	0,403	0,006	1,004	64,375	-0,329	4	1,83	2,186	8,233
3	24	0	0	-2	0,485	0,009	1,008	53,727	-0,38	4	1,83	2,186	8,233
4	24	0	0	-2	0,567	0,012	1,01	46,099	-0,431	4	1,83	2,186	8,233
2	24	0	0	-3	0,396	0,006	0,999	65,278	-0,4	4	1,83	2,186	8,233
3	24	0	0	-3	0,476	0,009	1,003	54,478	-0,466	4	1,83	2,186	8,233
4	24	0	0	-3	0,556	0,012	1,006	46,743	-0,532	4	1,83	2,186	8,233
2	24	0	0	-4	0,387	0,006	0,992	66,364	-0,466	4	1,83	2,186	8,233
3	24	0	0	-4	0,466	0,008	0,997	55,386	-0,547	4	1,83	2,186	8,233
4	24	0	0	-4	0,544	0,011	1	47,523	-0,626	4	1,83	2,186	8,233
2	24	0	0	-5	0,377	0,006	0,985	67,618	-0,529	4	1,83	2,186	8,233
3	24	0	0	-5	0,454	0,008	0,991	56,438	-0,623	4	1,83	2,186	8,233
4	24	0	0	-5	0,531	0,011	0,994	48,429	-0,716	4	1,83	2,186	8,233
2	24	0	0	-6	0,366	0,005	0,977	69,024	-0,587	4	1,83	2,186	8,233
3	24	0	0	-6	0,441	0,008	0,983	57,619	-0,693	4	1,83	2,186	8,233
4	24	0	0	-6	0,516	0,01	0,986	49,449	-0,798	4	1,83	2,186	8,233

Fuente: Autores del Proyecto.

ANEXO Ñ

TABLA DE DATOS SEGUNDO ESTUDIO AERODINAMICO PERFIL DEL ALA

RONCZ R1145MS

WING SPAN 26 pies

ALP	WING SPAN ()	TWIST CHORD	TWIST	OFF S	C _l	C _d	EFFICIEN	CL/c	C _n	ROOT CHORD ()	TIP CHORD ()	TAPER RAT	ASPECT RAT
2	26	0	0	0	0,382	0,007	0,959	51,278	-0,169	4	4	1	6,5
3	26	0	0	0	0,458	0,011	0,972	43,315	-0,188	4	4	1	6,5
4	26	0	0	0	0,534	0,014	0,979	37,451	-0,206	4	4	1	6,5
2	26	0	0	0	0,421	0,006	1,009	67,184	-0,181	4	1,83	2,186	8,919
3	26	0	0	0	0,506	0,009	1,013	56,067	-0,203	4	1,83	2,186	8,919
4	26	0	0	0	0,591	0,012	1,014	48,105	-0,224	4	1,83	2,186	8,919
2	26	0	0	1	0,423	0,006	1,009	66,931	-0,242	4	1,83	2,186	8,919
3	26	0	0	1	0,508	0,009	1,013	55,866	-0,275	4	1,83	2,186	8,919
4	26	0	0	1	0,593	0,012	1,015	47,939	-0,308	4	1,83	2,186	8,919
2	26	0	0	2	0,422	0,006	1,009	66,897	-0,302	4	1,83	2,186	8,919
3	26	0	0	2	0,508	0,009	1,012	55,85	-0,348	4	1,83	2,186	8,919
4	26	0	0	2	0,593	0,012	1,014	47,933	-0,393	4	1,83	2,186	8,919
2	26	0	0	3	0,42	0,006	1,007	67,086	-0,362	4	1,83	2,186	8,919
3	26	0	0	3	0,505	0,009	1,01	56,022	-0,419	4	1,83	2,186	8,919
4	26	0	0	3	0,59	0,012	1,012	48,089	-0,476	4	1,83	2,186	8,919
2	26	0	0	4	0,417	0,006	1,004	67,499	-0,419	4	1,83	2,186	8,919
3	26	0	0	4	0,501	0,009	1,007	56,382	-0,489	4	1,83	2,186	8,919
4	26	0	0	4	0,584	0,012	1,009	48,407	-0,558	4	1,83	2,186	8,919
2	26	0	0	5	0,411	0,006	1	68,133	-0,475	4	1,83	2,186	8,919
3	26	0	0	5	0,494	0,009	1,003	56,926	-0,556	4	1,83	2,186	8,919
4	26	0	0	5	0,576	0,012	1,005	48,883	-0,636	4	1,83	2,186	8,919
2	26	0	0	6	0,404	0,006	0,995	68,982	-0,528	4	1,83	2,186	8,919
3	26	0	0	6	0,486	0,008	0,999	57,65	-0,619	4	1,83	2,186	8,919
4	26	0	0	6	0,566	0,011	1,001	49,514	-0,711	4	1,83	2,186	8,919
2	26	0	0	-1	0,417	0,006	1,007	67,649	-0,259	4	1,83	2,186	8,919
3	26	0	0	-1	0,502	0,009	1,011	56,446	-0,296	4	1,83	2,186	8,919
4	26	0	0	-1	0,586	0,012	1,013	48,426	-0,333	4	1,83	2,186	8,919
2	26	0	0	-2	0,412	0,006	1,004	68,315	-0,335	4	1,83	2,186	8,919
3	26	0	0	-2	0,496	0,009	1,008	56,997	-0,387	4	1,83	2,186	8,919
4	26	0	0	-2	0,579	0,012	1,01	48,895	-0,439	4	1,83	2,186	8,919
2	26	0	0	-3	0,405	0,006	1	69,171	-0,407	4	1,83	2,186	8,919
3	26	0	0	-3	0,487	0,008	1,004	57,708	-0,475	4	1,83	2,186	8,919
4	26	0	0	-3	0,57	0,012	1,006	49,504	-0,542	4	1,83	2,186	8,919
2	26	0	0	-4	0,397	0,006	0,994	70,202	-0,477	4	1,83	2,186	8,919
3	26	0	0	-4	0,478	0,008	0,999	58,569	-0,559	4	1,83	2,186	8,919
4	26	0	0	-4	0,559	0,011	1,001	50,244	-0,641	4	1,83	2,186	8,919
2	26	0	0	-5	0,388	0,005	0,988	71,395	-0,542	4	1,83	2,186	8,919
3	26	0	0	-5	0,467	0,008	0,993	59,568	-0,638	4	1,83	2,186	8,919
4	26	0	0	-5	0,546	0,011	0,996	51,104	-0,734	4	1,83	2,186	8,919
2	26	0	0	-6	0,378	0,005	0,981	72,736	-0,603	4	1,83	2,186	8,919
3	26	0	0	-6	0,455	0,008	0,986	60,694	-0,712	4	1,83	2,186	8,919
4	26	0	0	-6	0,532	0,01	0,989	52,074	-0,821	4	1,83	2,186	8,919

Fuente: Autores del Proyecto.

ANEXO O

TABLA DE DATOS SEGUNDO ESTUDIO AERODINAMICO PERFIL DEL ALA

RONCZ R1145MS

WING SPAN 28 pies

ALP	WING SPAN (TWIST CHOI	TWIST	OFF S	C _i	C _l	EFFICIEN	CL/C _l	C _n	ROOT CHORD (TIP CHORD (TAPER RAT	ASPECT RAT
2	28	0	0	0	0,389	0,007	0,957	54,058	-0,171	4	4	1	7
3	28	0	0	0	0,467	0,01	0,969	45,624	-0,19	4	4	1	7
4	28	0	0	0	0,545	0,014	0,977	39,427	-0,209	4	4	1	7
2	28	0	0	0	0,427	0,006	1,008	71,176	-0,183	4	1,83	2,186	9,605
3	28	0	0	0	0,514	0,009	1,012	59,382	-0,205	4	1,83	2,186	9,605
4	28	0	0	0	0,6	0,012	1,014	50,941	-0,226	4	1,83	2,186	9,605
2	28	0	0	1	0,429	0,006	1,009	70,93	-0,245	4	1,83	2,186	9,605
3	28	0	0	1	0,516	0,009	1,012	59,186	-0,278	4	1,83	2,186	9,605
4	28	0	0	1	0,602	0,012	1,014	50,78	-0,312	4	1,83	2,186	9,605
2	28	0	0	2	0,429	0,006	1,008	70,888	-0,306	4	1,83	2,186	9,605
3	28	0	0	2	0,516	0,009	1,011	59,163	-0,352	4	1,83	2,186	9,605
4	28	0	0	2	0,602	0,012	1,013	50,767	-0,398	4	1,83	2,186	9,605
2	28	0	0	3	0,427	0,006	1,006	71,054	-0,366	4	1,83	2,186	9,605
3	28	0	0	3	0,513	0,009	1,009	59,315	-0,425	4	1,83	2,186	9,605
4	28	0	0	3	0,599	0,012	1,011	50,906	-0,483	4	1,83	2,186	9,605
2	28	0	0	4	0,424	0,006	1,003	71,429	-0,426	4	1,83	2,186	9,605
3	28	0	0	4	0,509	0,009	1,007	59,643	-0,496	4	1,83	2,186	9,605
4	28	0	0	4	0,594	0,012	1,008	51,195	-0,566	4	1,83	2,186	9,605
2	28	0	0	5	0,419	0,006	0,999	72,011	-0,483	4	1,83	2,186	9,605
3	28	0	0	5	0,503	0,008	1,003	60,143	-0,565	4	1,83	2,186	9,605
4	28	0	0	5	0,587	0,011	1,005	51,634	-0,647	4	1,83	2,186	9,605
2	28	0	0	6	0,413	0,006	0,995	72,795	-0,537	4	1,83	2,186	9,605
3	28	0	0	6	0,496	0,008	0,999	60,812	-0,631	4	1,83	2,186	9,605
4	28	0	0	6	0,579	0,011	1,001	52,217	-0,724	4	1,83	2,186	9,605
2	28	0	0	-1	0,424	0,006	1,007	71,621	-0,262	4	1,83	2,186	9,605
3	28	0	0	-1	0,51	0,009	1,01	59,744	-0,3	4	1,83	2,186	9,605
4	28	0	0	-1	0,596	0,012	1,012	51,248	-0,337	4	1,83	2,186	9,605
2	28	0	0	-2	0,419	0,006	1,004	72,255	-0,339	4	1,83	2,186	9,605
3	28	0	0	-2	0,505	0,008	1,008	60,268	-0,393	4	1,83	2,186	9,605
4	28	0	0	-2	0,59	0,011	1,01	51,694	-0,446	4	1,83	2,186	9,605
2	28	0	0	-3	0,413	0,006	1	73,069	-0,414	4	1,83	2,186	9,605
3	28	0	0	-3	0,497	0,008	1,004	60,944	-0,483	4	1,83	2,186	9,605
4	28	0	0	-3	0,581	0,011	1,007	52,272	-0,552	4	1,83	2,186	9,605
2	28	0	0	-4	0,406	0,005	0,996	74,051	-0,486	4	1,83	2,186	9,605
3	28	0	0	-4	0,489	0,008	1	61,763	-0,57	4	1,83	2,186	9,605
4	28	0	0	-4	0,571	0,011	1,002	52,975	-0,653	4	1,83	2,186	9,605
2	28	0	0	-5	0,397	0,005	0,99	75,189	-0,554	4	1,83	2,186	9,605
3	28	0	0	-5	0,479	0,008	0,995	62,715	-0,652	4	1,83	2,186	9,605
4	28	0	0	-5	0,56	0,01	0,997	53,794	-0,75	4	1,83	2,186	9,605
2	28	0	0	-6	0,388	0,005	0,984	76,472	-0,618	4	1,83	2,186	9,605
3	28	0	0	-6	0,468	0,007	0,989	63,79	-0,73	4	1,83	2,186	9,605
4	28	0	0	-6	0,547	0,01	0,992	54,72	-0,841	4	1,83	2,186	9,605

Fuente: Autores del Proyecto.

ANEXO P

TABLA DE DATOS SEGUNDO ESTUDIO AERODINAMICO PERFIL DEL ALA

NFL416

WING SPAN 24 pies

ALPI	WING SPAN	TWIST CHOI	TWIST	OFF S	CL	CD	EFFICIENCY	CL/CD	Cm	ROOT CHORD	TIP CHORD	TAPER RAT	ASPECT RAT
2	24	0	0	0	0,471	0,012	0,982	39,284	-0,23	4	4	1	6
3	24	0	0	0	0,545	0,016	0,985	34,089	-0,248	4	4	1	6
4	24	0	0	0	0,618	0,021	0,987	30,105	-0,265	4	4	1	6
2	24	0	0	0	0,52	0,01	1,015	50,519	-0,246	4	1,83	2,186	8,233
3	24	0	0	0	0,603	0,014	1,015	43,577	-0,266	4	1,83	2,186	8,233
4	24	0	0	0	0,685	0,018	1,015	38,321	-0,287	4	1,83	2,186	8,233
2	24	0	0	1	0,523	0,01	1,015	50,235	-0,321	4	1,83	2,186	8,233
3	24	0	0	1	0,606	0,014	1,015	43,349	-0,353	4	1,83	2,186	8,233
4	24	0	0	1	0,689	0,018	1,015	38,132	-0,385	4	1,83	2,186	8,233
2	24	0	0	2	0,523	0,01	1,014	50,149	-0,396	4	1,83	2,186	8,233
3	24	0	0	2	0,606	0,014	1,014	43,292	-0,441	4	1,83	2,186	8,233
4	24	0	0	2	0,689	0,018	1,014	38,094	-0,484	4	1,83	2,186	8,233
2	24	0	0	3	0,52	0,01	1,011	50,264	-0,47	4	1,83	2,186	8,233
3	24	0	0	3	0,603	0,014	1,012	43,41	-0,526	4	1,83	2,186	8,233
4	24	0	0	3	0,685	0,018	1,012	38,209	-0,582	4	1,83	2,186	8,233
2	24	0	0	4	0,515	0,01	1,007	50,581	-0,542	4	1,83	2,186	8,233
3	24	0	0	4	0,597	0,014	1,008	43,701	-0,609	4	1,83	2,186	8,233
4	24	0	0	4	0,678	0,018	1,008	38,476	-0,676	4	1,83	2,186	8,233
2	24	0	0	5	0,507	0,01	1,002	51,097	-0,609	4	1,83	2,186	8,233
3	24	0	0	5	0,588	0,013	1,003	44,162	-0,688	4	1,83	2,186	8,233
4	24	0	0	5	0,667	0,017	1,003	38,894	-0,765	4	1,83	2,186	8,233
2	24	0	0	6	0,497	0,01	0,996	51,804	-0,673	4	1,83	2,186	8,233
3	24	0	0	6	0,576	0,013	0,997	44,789	-0,761	4	1,83	2,186	8,233
4	24	0	0	6	0,654	0,017	0,998	39,456	-0,85	4	1,83	2,186	8,233
2	24	0	0	-1	0,514	0,01	1,013	50,994	-0,34	4	1,83	2,186	8,233
3	24	0	0	-1	0,596	0,014	1,013	43,97	-0,376	4	1,83	2,186	8,233
4	24	0	0	-1	0,678	0,018	1,013	38,655	-0,412	4	1,83	2,186	8,233
2	24	0	0	-2	0,506	0,01	1,01	51,65	-0,432	4	1,83	2,186	8,233
3	24	0	0	-2	0,587	0,013	1,01	44,52	-0,483	4	1,83	2,186	8,233
4	24	0	0	-2	0,668	0,017	1,01	39,129	-0,533	4	1,83	2,186	8,233
2	24	0	0	-3	0,495	0,009	1,005	52,475	-0,519	4	1,83	2,186	8,233
3	24	0	0	-3	0,575	0,013	1,006	45,217	-0,585	4	1,83	2,186	8,233
4	24	0	0	-3	0,655	0,016	1,006	39,733	-0,65	4	1,83	2,186	8,233
2	24	0	0	-4	0,484	0,009	0,999	53,456	-0,601	4	1,83	2,186	8,233
3	24	0	0	-4	0,562	0,012	1,001	46,05	-0,681	4	1,83	2,186	8,233
4	24	0	0	-4	0,64	0,016	1,001	40,457	-0,76	4	1,83	2,186	8,233
2	24	0	0	-5	0,47	0,009	0,993	54,582	-0,677	4	1,83	2,186	8,233
3	24	0	0	-5	0,547	0,012	0,994	47,009	-0,77	4	1,83	2,186	8,233
4	24	0	0	-5	0,623	0,015	0,995	41,292	-0,863	4	1,83	2,186	8,233
2	24	0	0	-6	0,456	0,008	0,985	55,839	-0,748	4	1,83	2,186	8,233
3	24	0	0	-6	0,531	0,011	0,987	48,081	-0,853	4	1,83	2,186	8,233
4	24	0	0	-6	0,605	0,014	0,988	42,228	-0,958	4	1,83	2,186	8,233

Fuente: Autores del Proyecto.

ANEXO Q

TABLA DE DATOS SEGUNDO ESTUDIO AERODINAMICO PERFIL DEL ALA

NFL416

WING SPAN 26 pies

ALPI	WING SPAN (')	TWIST CHOI	TWIST I	OFF S	CL	CD	EFFICIENCY	CL/CD	Cm	ROOT CHORD (')	TIP CHORD (')	TAPER RAT	ASPECT RAT
2	26	0	0	0	0,481	0,012	0,978	41,498	-0,233	4	4	1	6,5
3	26	0	0	0	0,557	0,015	0,982	35,997	-0,251	4	4	1	6,5
4	26	0	0	0	0,632	0,02	0,984	31,782	-0,269	4	4	1	6,5
2	26	0	0	0	0,529	0,01	1,014	53,698	-0,249	4	1,83	2,186	8,919
3	26	0	0	0	0,614	0,013	1,014	46,313	-0,27	4	1,83	2,186	8,919
4	26	0	0	0	0,698	0,017	1,014	40,724	-0,29	4	1,83	2,186	8,919
2	26	0	0	1	0,532	0,01	1,014	53,426	-0,325	4	1,83	2,186	8,919
3	26	0	0	1	0,617	0,013	1,014	46,095	-0,358	4	1,83	2,186	8,919
4	26	0	0	1	0,701	0,017	1,014	40,543	-0,391	4	1,83	2,186	8,919
2	26	0	0	2	0,532	0,01	1,013	53,337	-0,401	4	1,83	2,186	8,919
3	26	0	0	2	0,617	0,013	1,013	46,035	-0,447	4	1,83	2,186	8,919
4	26	0	0	2	0,701	0,017	0,013	40,501	-0,491	4	1,83	2,186	8,919
2	26	0	0	3	0,53	0,01	1,01	53,435	-0,477	4	1,83	2,186	8,919
3	26	0	0	3	0,614	0,013	1,011	46,136	-0,534	4	1,83	2,186	8,919
4	26	0	0	3	0,698	0,017	1,011	40,602	-0,591	4	1,83	2,186	8,919
2	26	0	0	4	0,525	0,01	1,006	53,72	-0,55	4	1,83	2,186	8,919
3	26	0	0	4	0,608	0,013	1,007	46,399	-0,619	4	1,83	2,186	8,919
4	26	0	0	4	0,691	0,017	1,008	40,844	-0,687	4	1,83	2,186	8,919
2	26	0	0	5	0,518	0,01	1,002	54,19	-0,62	4	1,83	2,186	8,919
3	26	0	0	5	0,6	0,013	1,003	46,82	-0,7	4	1,83	2,186	8,919
4	26	0	0	5	0,682	0,017	1,003	41,225	-0,78	4	1,83	2,186	8,919
2	26	0	0	6	0,509	0,009	0,996	54,838	-0,686	4	1,83	2,186	8,919
3	26	0	0	6	0,59	0,012	0,998	47,396	-0,777	4	1,83	2,186	8,919
4	26	0	0	6	0,67	0,016	0,998	41,742	-0,867	4	1,83	2,186	8,919
2	26	0	0	-1	0,524	0,01	1,012	54,147	-0,345	4	1,83	2,186	8,919
3	26	0	0	-1	0,608	0,013	1,013	46,685	-0,382	4	1,83	2,186	8,919
4	26	0	0	-1	0,692	0,017	1,013	41,041	-0,418	4	1,83	2,186	8,919
2	26	0	0	-2	0,517	0,009	1,01	54,766	-0,439	4	1,83	2,186	8,919
3	26	0	0	-2	0,6	0,013	1,01	47,204	-0,491	4	1,83	2,186	8,919
4	26	0	0	-2	0,682	0,016	1,01	41,488	-0,543	4	1,83	2,186	8,919
2	26	0	0	-3	0,507	0,009	1,006	55,545	-0,529	4	1,83	2,186	8,919
3	26	0	0	-3	0,589	0,012	1,007	47,862	-0,596	4	1,83	2,186	8,919
4	26	0	0	-3	0,671	0,016	1,007	42,057	-0,663	4	1,83	2,186	8,919
2	26	0	0	-4	0,496	0,009	1,001	56,473	-0,615	4	1,83	2,186	8,919
3	26	0	0	-4	0,577	0,012	1,002	48,649	-0,696	4	1,83	2,186	8,919
4	26	0	0	-4	0,657	0,015	1,002	42,742	-0,777	4	1,83	2,186	8,919
2	26	0	0	-5	0,484	0,008	0,995	57,541	-0,695	4	1,83	2,186	8,919
3	26	0	0	-5	0,563	0,011	0,996	49,558	-0,79	4	1,83	2,186	8,919
4	26	0	0	-5	0,642	0,015	0,997	43,533	-0,885	4	1,83	2,186	8,919
2	26	0	0	-6	0,471	0,008	0,988	58,736	-0,77	4	1,83	2,186	8,919
3	26	0	0	-6	0,548	0,011	0,99	50,577	-0,878	4	1,83	2,186	8,919
4	26	0	0	-6	0,625	0,014	0,991	44,422	-0,986	4	1,83	2,186	8,919

Fuente: Autores del Proyecto.

ANEXO R

TABLA DE DATOS SEGUNDO ESTUDIO AERODINAMICO PERFIL DEL ALA

NFL416

WING SPAN 28 pies

ALP	WING SPAN (TWIST CHOI	TWIST	OFF S	CL	CD	EFFICIENCY	CL/CD	Cm	ROOT CHORD (TIP CHORD (TAPER RAT	ASPECT RAT
2	28	0	0	0	0,491	0,011	0,975	43,691	-0,236	4	4	1	7
3	28	0	0	0	0,568	0,015	0,978	37,888	-0,254	4	4	1	7
4	28	0	0	0	0,645	0,019	0,98	33,446	-0,273	4	4	1	7
2	28	0	0	0	0,537	0,009	1,013	56,872	-0,251	4	1,83	2,186	9,605
3	28	0	0	0	0,623	0,013	1,013	49,046	-0,272	4	1,83	2,186	9,605
4	28	0	0	0	0,709	0,016	1,013	43,125	-0,294	4	1,83	2,186	9,605
2	28	0	0	1	0,54	0,01	1,013	56,61	-0,329	4	1,83	2,186	9,605
3	28	0	0	1	0,626	0,013	1,013	48,835	-0,362	4	1,83	2,186	9,605
4	28	0	0	1	0,712	0,017	1,013	42,95	-0,395	4	1,83	2,186	9,605
2	28	0	0	2	0,54	0,01	1,011	56,519	-0,406	4	1,83	2,186	9,605
3	28	0	0	2	0,626	0,013	1,012	48,773	-0,452	4	1,83	2,186	9,605
4	28	0	0	2	0,712	0,017	1,012	42,906	-0,497	4	1,83	2,186	9,605
2	28	0	0	3	0,538	0,01	1,009	56,602	-0,483	4	1,83	2,186	9,605
3	28	0	0	3	0,624	0,013	1,01	48,86	-0,541	4	1,83	2,186	9,605
4	28	0	0	3	0,709	0,016	1,01	42,993	-0,598	4	1,83	2,186	9,605
2	28	0	0	4	0,534	0,009	1,006	56,859	-0,557	4	1,83	2,186	9,605
3	28	0	0	4	0,619	0,013	1,007	49,098	-0,627	4	1,83	2,186	9,605
4	28	0	0	4	0,703	0,016	1,007	43,213	-0,697	4	1,83	2,186	9,605
2	28	0	0	5	0,527	0,009	1,001	57,288	-0,629	4	1,83	2,186	9,605
3	28	0	0	5	0,611	0,012	1,003	49,484	-0,711	4	1,83	2,186	9,605
4	28	0	0	5	0,695	0,016	1,003	43,563	-0,792	4	1,83	2,186	9,605
2	28	0	0	6	0,519	0,009	0,996	57,885	-0,698	4	1,83	2,186	9,605
3	28	0	0	6	0,602	0,012	0,998	50,015	-0,791	4	1,83	2,186	9,605
4	28	0	0	6	0,684	0,016	0,999	44,04	-0,883	4	1,83	2,186	9,605
2	28	0	0	-1	0,533	0,009	1,011	57,3	-0,35	4	1,83	2,186	9,605
3	28	0	0	-1	0,618	0,013	1,012	49,399	-0,387	4	1,83	2,186	9,605
4	28	0	0	-1	0,703	0,016	1,012	43,426	-0,424	4	1,83	2,186	9,605
2	28	0	0	-2	0,526	0,009	1,009	57,887	-0,446	4	1,83	2,186	9,605
3	28	0	0	-2	0,611	0,012	1,01	49,892	-0,499	4	1,83	2,186	9,605
4	28	0	0	-2	0,695	0,016	1,01	43,85	-0,551	4	1,83	2,186	9,605
2	28	0	0	-3	0,518	0,009	1,006	58,625	-0,538	4	1,83	2,186	9,605
3	28	0	0	-3	0,601	0,012	1,007	50,515	-0,607	4	1,83	2,186	9,605
4	28	0	0	-3	0,685	0,015	1,007	44,39	-0,675	4	1,83	2,186	9,605
2	28	0	0	-4	0,508	0,009	1,001	59,507	-0,627	4	1,83	2,186	9,605
3	28	0	0	-4	0,59	0,012	1,003	51,263	-0,71	4	1,83	2,186	9,605
4	28	0	0	-4	0,672	0,015	1,003	45,039	-0,793	4	1,83	2,186	9,605
2	28	0	0	-5	0,497	0,008	0,996	60,521	-0,71	4	1,83	2,186	9,605
3	28	0	0	-5	0,578	0,011	0,998	52,196	-0,808	4	1,83	2,186	9,605
4	28	0	0	-5	0,658	0,014	0,998	45,791	-0,905	4	1,83	2,186	9,605
2	28	0	0	-6	0,485	0,008	0,991	61,66	-0,789	4	1,83	2,186	9,605
3	28	0	0	-6	0,564	0,011	0,992	53,097	-0,9	4	1,83	2,186	9,605
4	28	0	0	-6	0,643	0,014	0,993	46,637	-1,01	4	1,83	2,186	9,605

Fuente: Autores del Proyecto.

ANEXO S

TABLA DE DATOS ANÁLISIS AERODINÁMICO PERFIL DEL ALA

WING SPAN 28 pies

	ALPHA	WING SPAN (ft)	OFF SET	CL	CD	EFFICIENCY	CL/CD	Cm
NFL 416	2	28	1	0,54	0,01	1,013	56,61	-0,329
	3	28	1	0,626	0,013	1,013	48,835	-0,362
	4	28	1	0,712	0,017	1,013	42,95	-0,395
	2	28	2	0,54	0,01	1,011	56,519	-0,406
	3	28	2	0,626	0,013	1,012	48,773	-0,452
	4	28	2	0,712	0,017	1,012	42,906	-0,497
	2	28	-6	0,485	0,008	0,991	61,66	-0,789
	3	28	-6	0,564	0,011	0,992	53,097	-0,9
4	28	-6	0,643	0,014	0,993	46,637	-1,01	
RONCZ	2	28	1	0,429	0,006	1,009	70,93	-0,245
	3	28	1	0,516	0,009	1,012	59,186	-0,278
	4	28	1	0,602	0,012	1,014	50,78	-0,312
	2	28	2	0,429	0,006	1,008	70,888	-0,306
	3	28	2	0,516	0,009	1,011	59,163	-0,352
	4	28	2	0,602	0,012	1,013	50,767	-0,398
	2	28	-6	0,388	0,005	0,984	76,472	-0,618
	3	28	-6	0,468	0,007	0,989	63,79	-0,73
4	28	-6	0,547	0,01	0,992	54,72	-0,841	
WORTMANN FX60	2	28	1	0,615	0,012	1,013	49,704	-0,384
	3	28	1	0,701	0,016	1,013	43,613	-0,418
	4	28	1	0,787	0,02	1,013	38,863	-0,451
	2	28	2	0,615	0,012	1,012	49,633	-0,473
	3	28	2	0,701	0,016	1,012	43,563	-0,519
	4	28	2	0,787	0,02	1,012	38,827	-0,564
	2	28	-6	0,552	0,01	0,989	54,028	-0,909
	3	28	-6	0,631	0,013	0,991	47,346	-1,02
4	28	-6	0,71	0,017	0,991	42,148	-1,13	
EPPLER	2	28	1	0,6559	0,0141	1,0136	46,635	-0,4017
	3	28	1	0,7421	0,018	1,013	41,1928	-0,4354
	4	28	1	0,8277	0,0224	1,0121	36,8993	-0,4688
	2	28	2	0,6558	0,0141	1,013	46,6097	-0,496
	3	28	2	0,7419	0,018	1,0124	41,179	-0,542
	4	28	2	0,8274	0,0224	1,0116	36,893	-0,5876
	2	28	-6	0,5903	0,0118	0,986	50,0633	-0,9586
	3	28	-6	0,6693	0,0151	0,9868	44,1898	-1,0693
4	28	-6	0,7478	0,0189	0,9871	39,5638	-1,1791	
NFL 0215F	2	28	1	0,6839	0,0153	1,0127	44,6836	-0,4325
	3	28	1	0,7699	0,0194	1,0122	39,6694	-0,4661
	4	28	1	0,8554	0,024	1,0113	35,6778	-0,4994
	2	28	2	0,6841	0,0153	1,0122	44,6501	-0,5309
	3	28	2	0,7699	0,0194	1,0116	39,6484	-0,5768
	4	28	2	0,8552	0,024	1,0107	35,665	-0,6224
	2	28	-6	0,6142	0,0127	0,9827	48,2803	-1,0142
	3	28	-6	0,6931	0,0162	0,9837	42,8306	-1,1252
4	28	-6	0,7714	0,02	0,9841	38,4999	-1,2354	
WORTMANN FX63	2	28	1	0,8839	0,0256	1,0119	34,547	-0,5784
	3	28	1	0,9693	0,0308	1,0108	31,4706	-0,612
	4	28	1	1,0539	0,0365	1,0095	28,9054	-0,6453
	2	28	2	0,8839	0,0256	1,0113	34,5262	-0,7055
	3	28	2	0,9691	0,0308	1,0102	31,4573	-0,7514
	4	28	2	1,0536	0,0365	1,0089	28,8976	-0,7969
	2	28	-6	0,7929	0,0213	0,9797	37,2852	-1,3286
	3	28	-6	0,8712	0,0257	0,9802	33,9508	-1,4394
4	28	-6	0,9488	0,0304	0,9802	31,1745	-1,5493	

Fuente: Autores del Proyecto.

ANEXO T

TABLA DE DATOS ANÁLISIS AERODINÁMICO PERFIL DEL ALA COMBINACION EPPLER 1233 Y WORTMANN FX63 – 137

	ALPHA	WING SPAN (ft)	OFF SET	SWEEP	CL	CD	EFFICIENCY	CL/CD	Cm	ROOT CHORD (ft)	TIP CHORD (ft)	TAPER RATIO	ASPECT RATIO
EPPLER	2	28	1		0,6559	0,0141	1,0136	46,635	-0,4017	4	1,83	2,19	9,61
	3	28	1		0,7421	0,018	1,013	41,1928	-0,4354	4	1,83	2,19	9,61
	4	28	1		0,8277	0,0224	1,0121	36,8993	-0,4688	4	1,83	2,19	9,61
	2	28	2		0,6558	0,0141	1,013	46,6097	-0,496	4	1,83	2,19	9,61
	3	28	2		0,7419	0,018	1,0124	41,179	-0,542	4	1,83	2,19	9,61
	4	28	2		0,8274	0,0224	1,0116	36,893	-0,5876	4	1,83	2,19	9,61
	2	28	-6		0,5903	0,0118	0,986	50,0633	-0,9586	4	1,83	2,19	9,61
	3	28	-6		0,6693	0,0151	0,9868	44,1898	-1,0693	4	1,83	2,19	9,61
4	28	-6		0,7478	0,0189	0,9871	39,5638	-1,1791	4	1,83	2,19	9,61	
WORTMANN N FX63	2	28	1		0,8839	0,0256	1,0119	34,547	-0,5784	4	1,83	2,19	9,61
	3	28	1		0,9693	0,0308	1,0108	31,4706	-0,612	4	1,83	2,19	9,61
	4	28	1		1,0539	0,0365	1,0095	28,9054	-0,6453	4	1,83	2,19	9,61
	2	28	2		0,8839	0,0256	1,0113	34,5262	-0,7055	4	1,83	2,19	9,61
	3	28	2		0,9691	0,0308	1,0102	31,4573	-0,7514	4	1,83	2,19	9,61
	4	28	2		1,0536	0,0365	1,0089	28,8976	-0,7969	4	1,83	2,19	9,61
	2	28	-6		0,7929	0,0213	0,9797	37,2852	-1,3286	4	1,83	2,19	9,61
	3	28	-6		0,8712	0,0257	0,9802	33,9508	-1,4394	4	1,83	2,19	9,61
4	28	-6		0,9488	0,0304	0,9802	31,1745	-1,5493	4	1,83	2,19	9,61	
ROOT: EPPLER TIP: FX63	2	28	1		0,725	0,018	0,985	40,993	-0,453	4	1,83	2,186	9,605
	3	28	1		0,811	0,022	0,99	36,821	-0,487	4	1,83	2,186	9,605
	4	28	1		0,897	0,027	0,993	33,418	-0,52	4	1,83	2,186	9,605
	2	28	2		0,724	0,018	0,98	40,83	-0,561	4	1,83	2,186	9,605
	3	28	2		0,81	0,022	0,985	36,697	-0,606	4	1,83	2,186	9,605
	4	28	2		0,895	0,027	0,989	33,322	-0,652	4	1,83	2,186	9,605
	2	28	-6	-25,048	0,658	0,014	0,99	45,406	0,241	4	1,83	2,186	9,605
	2	28	-7		0,641	0,014	0,986	46,427	0,322	4	1,83	2,186	9,605
	2	28	-8		0,624	0,013	0,982	47,524	0,397	4	1,83	2,186	9,605
	2	28	7		0,679	0,016	0,943	41,925	-1,048	4	1,83	2,186	9,605
	2	28	8		0,663	0,016	0,935	42,505	-1,129	4	1,83	2,186	9,605
	3	28	-6		0,737	0,018	0,992	40,636	0,285	4	1,83	2,186	9,605
4	28	-6		0,815	0,022	0,993	36,775	0,33	4	1,83	2,186	9,605	
ROOT: FX63 TIP: EPPLER	2	28	1		0,813	0,022	1,013	37,601	-0,526	4	1,83	2,186	9,605
	3	28	1		0,898	0,026	1,013	34,025	-0,559	4	1,83	2,186	9,605
	4	28	1		0,983	0,032	1,013	31,075	-0,592	4	1,83	2,186	9,605
	2	28	2		0,814	0,022	1,016	37,663	-0,639	4	1,83	2,186	9,605
	3	28	2		0,899	0,026	1,016	34,077	-0,685	4	1,83	2,186	9,605
	4	28	2		0,984	0,032	1,015	31,12	-0,73	4	1,83	2,186	9,605
	2	28	-6		0,724	0,018	0,961	40,076	0,194	4	1,83	2,186	9,605
	3	28	-6		0,802	0,022	0,965	36,31	0,238	4	1,83	2,186	9,605
4	28	-6		0,88	0,027	0,968	33,196	0,283	4	1,83	2,186	9,605	

Fuente: Autores del Proyecto.

ANEXO U

TABLA DE DATOS PRIMER ESTUDIO AERODINAMICO PERFIL DEL CANARD

Canard Num. Reynolds @ 146 Knots = 1'800.000 apróx.													
NOMBRE	α	Cl	Cm	Cl/Cd	Cd	C _m máx	α	C _m mín	α	Cl/Cd máx	α	Cd mín	α
RUTAN CANARD AIRFOIL	2	0,47	0,051	79	0,006	1,2	10	-0,0525	1	79	2	0,006	1
	3	0,58	0,047	69	0,0085								
	4	0,68	0,044	70	0,0096								
EPPLER 342	2	0,39	0,009	44	0,0122	1,41	14	ANALIZAR		112	10	0,007	0
	3	0,5	0,009	56	0,0137								
	4	0,6	0,0091	66	0,016								
EPPLER 793	2	0,8	-0,1212	99	0,0082	1,67	12	-0,123	-3	132	6	0,008	0
	3	0,92	-0,121	110	0,0084								
	4	1,03	-0,12	117	0,0088								
GU-25-5(11)8	2					INFORMACION NO DISPONIBLE							
	3												
	4												
LS(1)-417MOD	2	0,7	-0,0948	75	0,0093	1,9	16	-0,096	4-5	104	8	0,008	-2
	3	0,83	-0,0955	82	0,0098								
	4	0,95	-0,096	91	0,0103								
NACA 4412	2	0,71	-0,103	89	0,008	1,45	12	-0,103	1-2	110	3	0,0075	3
	3	0,82	-0,102	110	0,0075								
	4	0,92	-1	106	0,0087								
NACA 4415	2	0,63	-0,08	94	0,0065	1,52	15	-0,105	4	124	5	0,0065	2
	3	0,84	-0,102	115	0,0074								
	4	0,97	-0,105	123	0,008								
NACA 4421	2	0,67	-0,0846	82	0,0083	1,39	12	-0,092	0	110	5	0,008	1
	3	0,76	-0,0849	91	0,0085								
	4	0,87	-0,0883	102	0,0086								
NACA 4424	2					INFORMACION NO DISPONIBLE							
	3												
	4												
NACA 23012	2	0,35	-0,003	52	0,0068	1,48	13	-0,0147	7	100	8	0,006	0
	3	0,47	-0,0028	64	0,0074								
	4	0,6	-0,0065	75	0,008								
RONCZ R1145MS	2	0,78	-0,108	104	0,007	1,49	20	-0,102	4,3	112	3	0,007	2
	3	0,87	-0,105	112	0,008								
	4	0,93	-0,093	97	0,01								

Fuente: Autores del Proyecto.

ANEXO V

TABLA DE DATOS SEGUNDO ESTUDIO AERODINAMICO PERFIL DEL CANARD

EPPLER 793

WING SPAN 5,6 pies

ALP	WING SPAN (ft)	OFF S	CL	CD	EFFICIENCY	CL/CD	Cm	ROOT CHORD (ft)	TIP CHORD (ft)	TAPER RAT	ASPECT RAT
2	5,6	-3	0,578	0,012	0,962	48,781	-0,354	1,2	1,2	1	9,333
3	5,6	-3	0,662	0,015	0,967	42,841	-0,386	1,2	1,2	1	9,333
4	5,6	-3	0,744	0,019	0,969	38,192	-0,417	1,2	1,2	1	9,333
2	5,6	0	0,579	0,012	0,957	48,468	-0,278	1,2	1,2	1	9,333
3	5,6	0	0,662	0,016	0,961	42,574	-0,298	1,2	1,2	1	9,333
4	5,6	0	0,745	0,02	0,964	37,96	-0,318	1,2	1,2	1	9,333
2	5,6	3	0,578	0,012	0,951	48,233	-0,343	1,2	1,2	1	9,333
3	5,6	3	0,661	0,016	0,956	42,376	-0,372	1,2	1,2	1	9,333
4	5,6	3	0,744	0,02	0,959	37,788	-0,402	1,2	1,2	1	9,333
2	5,6	6	0,576	0,012	0,944	48,077	-0,407	1,2	1,2	1	9,333
3	5,6	6	0,659	0,016	0,949	42,247	-0,446	1,2	1,2	1	9,333
4	5,6	6	0,741	0,02	0,953	37,678	-0,485	1,2	1,2	1	9,333
2	5,6	-3	0,512	0,015	0,987	33,924	-0,299	2	2	1	5,6
3	5,6	-3	0,584	0,02	0,991	29,862	-0,322	2	2	1	5,6
4	5,6	-3	0,655	0,025	0,993	26,662	-0,345	2	2	1	5,6
2	5,6	0	0,512	0,015	0,983	33,798	-0,258	2	2	1	5,6
3	5,6	0	0,584	0,02	0,988	29,756	-0,275	2	2	1	5,6
4	5,6	0	0,656	0,025	0,99	26,571	-0,292	2	2	1	5,6
2	5,6	3	0,511	0,015	0,979	33,72	-0,291	2	2	1	5,6
3	5,6	3	0,583	0,02	0,984	29,693	-0,313	2	2	1	5,6
4	5,6	3	0,654	0,025	0,986	26,518	-0,335	2	2	1	5,6
2	5,6	6	0,509	0,015	0,975	33,689	-0,324	2	2	1	5,6
3	5,6	6	0,581	0,02	0,98	29,67	-0,351	2	2	1	5,6
4	5,6	6	0,652	0,025	0,982	26,501	-0,378	2	2	1	5,6
2	5,6	-3	0,55	0,014	1,012	40,473	-0,327	2	1,2	1,667	7
3	5,6	-3	0,629	0,018	1,013	35,438	-0,354	2	1,2	1,667	7
4	5,6	-3	0,707	0,022	1,013	31,519	-0,382	2	1,2	1,667	7
2	5,6	0	0,552	0,014	1,011	40,256	-0,272	2	1,2	1,667	7
3	5,6	0	0,632	0,018	1,012	35,255	-0,292	2	1,2	1,667	7
4	5,6	0	0,71	0,023	1,012	31,362	-0,311	2	1,2	1,667	7
2	5,6	3	0,554	0,014	1,01	40,098	-0,317	2	1,2	1,667	7
3	5,6	3	0,633	0,018	1,011	35,124	-0,342	2	1,2	1,667	7
4	5,6	3	0,712	0,023	1,011	31,25	-0,368	2	1,2	1,667	7
2	5,6	6	0,554	0,014	1,008	39,998	-0,361	2	1,2	1,667	7
3	5,6	6	0,633	0,018	1,009	35,045	-0,393	2	1,2	1,667	7
4	5,6	6	0,712	0,023	1,01	31,184	-0,425	2	1,2	1,667	7

Fuente: Autores del Proyecto.

ANEXO W

TABLA DE DATOS SEGUNDO ESTUDIO AERODINAMICO PERFIL DEL CANARD

EPPLER 793

WING SPAN 6,1 pies

ALPI	WING SPAN (ft)	OFF S	CL	CD	EFFICIENCY	CL/CD	Cm	ROOT CHORD (ft)	TIP CHORD (ft)	TAPER RAT	ASPECT RAT
2	6,1	-3	0,588	0,011	0,957	51,982	-0,365	1,2	1,2	1	10,167
3	6,1	-3	0,673	0,015	0,961	45,64	-0,398	1,2	1,2	1	10,167
4	6,1	-3	0,757	0,019	0,964	40,681	-0,431	1,2	1,2	1	10,167
2	6,1	0	0,589	0,011	0,951	51,627	-0,281	1,2	1,2	1	10,167
3	6,1	0	0,673	0,015	0,956	45,337	-0,301	1,2	1,2	1	10,167
4	6,1	0	0,758	0,019	0,959	40,416	-0,322	1,2	1,2	1	10,167
2	6,1	3	0,588	0,011	0,945	51,358	-0,353	1,2	1,2	1	10,167
3	6,1	3	0,672	0,015	0,95	45,11	-0,384	1,2	1,2	1	10,167
4	6,1	3	0,757	0,019	0,953	40,219	-0,415	1,2	1,2	1	10,167
2	6,1	6	0,586	0,011	0,938	51,175	-0,425	1,2	1,2	1	10,167
3	6,1	6	0,67	0,015	0,943	44,957	-0,466	1,2	1,2	1	10,167
4	6,1	6	0,754	0,019	0,946	40,089	-0,507	1,2	1,2	1	10,167
2	6,1	-3	0,524	0,015	0,984	35,969	-0,307	2	2	1	6,1
3	6,1	-3	0,598	0,019	0,988	31,646	-0,332	2	2	1	6,1
4	6,1	-3	0,672	0,024	0,99	28,246	-0,356	2	2	1	6,1
2	6,1	0	0,524	0,015	0,98	35,819	-0,261	2	2	1	6,1
3	6,1	0	0,598	0,019	0,984	31,52	-0,279	2	2	1	6,1
4	6,1	0	0,672	0,024	0,987	28,137	-0,297	2	2	1	6,1
2	6,1	3	0,523	0,015	0,975	35,72	-0,299	2	2	1	6,1
3	6,1	3	0,597	0,019	0,98	31,439	-0,322	2	2	1	6,1
4	6,1	3	0,671	0,024	0,983	28,068	-0,345	2	2	1	6,1
2	6,1	6	0,521	0,015	0,97	35,673	-0,336	2	2	1	6,1
3	6,1	6	0,595	0,019	0,975	31,402	-0,365	2	2	1	6,1
4	6,1	6	0,669	0,024	0,978	28,039	-0,393	2	2	1	6,1
2	6,1	-3	0,562	0,013	1,01	43,104	-0,337	2	1,2	1,667	7,625
3	6,1	-3	0,642	0,017	1,012	37,732	-0,366	2	1,2	1,667	7,625
4	6,1	-3	0,722	0,022	1,012	33,554	-0,394	2	1,2	1,667	7,625
2	6,1	0	0,564	0,013	1,01	42,87	-0,276	2	1,2	1,667	7,625
3	6,1	0	0,645	0,017	1,011	37,534	-0,296	2	1,2	1,667	7,625
4	6,1	0	0,725	0,022	1,011	33,384	-0,316	2	1,2	1,667	7,625
2	6,1	3	0,566	0,013	1,008	42,7	-0,325	2	1,2	1,667	7,625
3	6,1	3	0,647	0,017	1,009	37,393	-0,352	2	1,2	1,667	7,625
4	6,1	3	0,727	0,022	1,01	33,263	-0,379	2	1,2	1,667	7,625
2	6,1	6	0,566	0,013	1,006	42,594	-0,374	2	1,2	1,667	7,625
3	6,1	6	0,647	0,017	1,007	37,309	-0,408	2	1,2	1,667	7,625
4	6,1	6	0,727	0,022	1,008	33,194	-0,442	2	1,2	1,667	7,625

Fuente: Autores del Proyecto.

ANEXO X

TABLA DE DATOS SEGUNDO ESTUDIO AERODINAMICO PERFIL DEL CANARD

EPPLER 793

WING SPAN 6,6 pies

ALPI	WING SPAN (OFF S	CL	CD	EFFICIENCY	CL/CD	Cm	ROOT CHORD (TIP CHORD (TAPER RAT	ASPECT RAT
2	6,6	-3	0,596	0,011	0,952	55,144	-0,375	1,2	1,2	1	11
3	6,6	-3	0,683	0,014	0,956	48,406	-0,41	1,2	1,2	1	11
4	6,6	-3	0,768	0,018	0,959	43,14	-0,444	1,2	1,2	1	11
2	6,6	0	0,597	0,011	0,946	54,75	-0,283	1,2	1,2	1	11
3	6,6	0	0,683	0,014	0,95	48,069	-0,304	1,2	1,2	1	11
4	6,6	0	0,769	0,018	0,953	42,845	-0,325	1,2	1,2	1	11
2	6,6	3	0,596	0,011	0,939	54,448	-0,363	1,2	1,2	1	11
3	6,6	3	0,682	0,014	0,944	47,813	-0,395	1,2	1,2	1	11
4	6,6	3	0,768	0,018	0,947	42,623	-0,428	1,2	1,2	1	11
2	6,6	6	0,594	0,011	0,933	54,238	-0,442	1,2	1,2	1	11
3	6,6	6	0,68	0,014	0,937	47,637	-0,486	1,2	1,2	1	11
4	6,6	6	0,765	0,018	0,941	42,473	-0,529	1,2	1,2	1	11
2	6,6	-3	0,535	0,014	0,98	37,996	-0,315	2	2	1	6,6
3	6,6	-3	0,611	0,018	0,985	33,416	-0,341	2	2	1	6,6
4	6,6	-3	0,686	0,023	0,987	29,817	-0,366	2	2	1	6,6
2	6,6	0	0,535	0,014	0,976	37,821	-0,265	2	2	1	6,6
3	6,6	0	0,611	0,018	0,981	33,268	-0,283	2	2	1	6,6
4	6,6	0	0,687	0,023	0,983	29,689	-0,301	2	2	1	6,6
2	6,6	3	0,534	0,014	0,971	37,701	-0,307	2	2	1	6,6
3	6,6	3	0,61	0,018	0,976	33,169	-0,331	2	2	1	6,6
4	6,6	3	0,686	0,023	0,979	29,604	-0,355	2	2	1	6,6
2	6,6	6	0,532	0,014	0,966	37,637	-0,348	2	2	1	6,6
3	6,6	6	0,608	0,018	0,971	33,118	-0,378	2	2	1	6,6
4	6,6	6	0,683	0,023	0,974	29,563	-0,408	2	2	1	6,6
2	6,6	-3	0,572	0,013	1,009	45,724	-0,346	2	1,2	1,667	8,25
3	6,6	-3	0,654	0,016	1,01	40,018	-0,376	2	1,2	1,667	8,25
4	6,6	-3	0,736	0,021	1,01	35,582	-0,406	2	1,2	1,667	8,25
2	6,6	0	0,574	0,013	1,008	45,473	-0,279	2	1,2	1,667	8,25
3	6,6	0	0,657	0,017	1,009	39,806	-0,299	2	1,2	1,667	8,25
4	6,6	0	0,739	0,021	1,009	35,399	-0,32	2	1,2	1,667	8,25
2	6,6	3	0,576	0,013	1,006	45,292	-0,333	2	1,2	1,667	8,25
3	6,6	3	0,658	0,017	1,007	39,655	-0,361	2	1,2	1,667	8,25
4	6,6	3	0,741	0,021	1,008	35,271	-0,389	2	1,2	1,667	8,25
2	6,6	6	0,576	0,013	1,004	45,18	-0,387	2	1,2	1,667	8,25
3	6,6	6	0,741	0,021	1,006	35,197	-0,459	2	1,2	1,667	8,25
4	6,6	6	0,822	0,026	1,006	31,704	-0,494	2	1,2	1,667	8,25

Fuente: Autores del Proyecto.

ANEXO Y

TABLA DE DATOS SEGUNDO ESTUDIO AERODINAMICO PERFIL DEL CANARD

RONCZ R1145MS

WING SPAN 5,6 pies

ALPI	WING SPAN (OFF S	CL	CD	EFFICIENCY	CL/CD	Cm	ROOT CHORD (TIP CHORD (TAPER RAT	ASPECT RAT
2	5,6	-3	0,415	0,006	0,95	67,095	-0,234	1,2	1,2	1	9,333
3	5,6	-3	0,499	0,009	0,961	56,471	-0,266	1,2	1,2	1	9,333
4	5,6	-3	0,582	0,012	0,968	48,718	-0,297	1,2	1,2	1	9,333
2	5,6	0	0,416	0,006	0,946	66,714	-0,179	1,2	1,2	1	9,333
3	5,6	0	0,499	0,009	0,957	56,153	-0,199	1,2	1,2	1	9,333
4	5,6	0	0,583	0,012	0,963	48,446	-0,22	1,2	1,2	1	9,333
2	5,6	3	0,415	0,006	0,941	66,437	-0,225	1,2	1,2	1	9,333
3	5,6	3	0,499	0,009	0,951	55,923	-0,255	1,2	1,2	1	9,333
4	5,6	3	0,582	0,012	0,958	48,249	-0,285	1,2	1,2	1	9,333
2	5,6	6	0,414	0,006	0,935	66,261	-0,272	1,2	1,2	1	9,333
3	5,6	6	0,497	0,009	0,946	55,78	-0,311	1,2	1,2	1	9,333
4	5,6	6	0,58	0,012	0,952	48,127	-0,35	1,2	1,2	1	9,333
2	5,6	-3	0,366	0,008	0,965	43,338	-0,194	2	2	1	5,6
3	5,6	-3	0,439	0,011	0,979	39,216	-0,218	2	2	1	5,6
4	5,6	-3	0,511	0,015	0,987	33,949	-0,241	2	2	1	5,6
2	5,6	0	0,366	0,008	0,962	46,205	-0,165	2	2	1	5,6
3	5,6	0	0,439	0,011	0,976	39,104	-0,182	2	2	1	5,6
4	5,6	0	0,511	0,015	0,984	33,851	-0,2	2	2	1	5,6
2	5,6	3	0,366	0,008	0,965	46,338	-0,194	2	2	1	5,6
3	5,6	3	0,439	0,011	0,979	39,216	-0,218	2	2	1	5,6
4	5,6	3	0,511	0,015	0,987	33,949	-0,241	2	2	1	5,6
2	5,6	6	0,366	0,008	0,967	46,533	-0,224	2	2	1	5,6
3	5,6	6	0,438	0,011	0,981	39,38	-0,253	2	2	1	5,6
4	5,6	6	0,51	0,015	0,989	34,091	-0,282	2	2	1	5,6
2	5,6	-3	0,395	0,007	1,002	55,813	-0,214	2	1,2	1,667	7
3	5,6	-3	0,474	0,01	1,008	46,748	-0,242	2	1,2	1,667	7
4	5,6	-3	0,553	0,014	1,011	40,201	-0,27	2	1,2	1,667	7
2	5,6	0	0,396	0,007	1,002	55,559	-0,175	2	1,2	1,667	7
3	5,6	0	0,476	0,01	1,007	46,539	-0,195	2	1,2	1,667	7
4	5,6	0	0,555	0,014	1,011	40,024	-0,214	2	1,2	1,667	7
2	5,6	3	0,397	0,007	1,001	55,382	-0,206	2	1,2	1,667	7
3	5,6	3	0,477	0,01	1,006	46,396	-0,232	2	1,2	1,667	7
4	5,6	3	0,556	0,014	1,01	39,904	-0,258	2	1,2	1,667	7
2	5,6	6	0,397	0,007	0,999	55,283	-0,238	2	1,2	1,667	7
3	5,6	6	0,477	0,01	1,005	46,32	-0,27	2	1,2	1,667	7
4	5,6	6	0,556	0,014	1,008	39,841	-0,302	2	1,2	1,667	7

Fuente: Autores del Proyecto.

ANEXO Z

TABLA DE DATOS SEGUNDO ESTUDIO AERODINAMICO PERFIL DEL CANARD

RONCZ R1145MS

WING SPAN 6,1 pies

ALP	WING SPAN (ft)	OFF S	CL	CD	EFFICIENCY	CL/CD	Cm	ROOT CHORD (ft)	TIP CHORD (ft)	TAPER RAT	ASPECT RAT
2	6,1	-3	0,422	0,006	0,946	71,56	-0,241	1,2	1,2	1	10,167
3	6,1	-3	0,508	0,008	0,957	60,188	-0,275	1,2	1,2	1	10,167
4	6,1	-3	0,593	0,011	0,963	51,904	-0,308	1,2	1,2	1	10,167
2	6,1	0	0,423	0,006	0,941	71,124	-0,181	1,2	1,2	1	10,167
3	6,1	0	0,508	0,008	0,952	59,825	-0,202	1,2	1,2	1	10,167
4	6,1	0	0,593	0,011	0,958	51,593	-0,223	1,2	1,2	1	10,167
2	6,1	3	0,422	0,006	0,936	70,801	-0,233	1,2	1,2	1	10,167
3	6,1	3	0,508	0,009	0,946	59,557	-0,264	1,2	1,2	1	10,167
4	6,1	3	0,592	0,012	0,953	51,364	-0,295	1,2	1,2	1	10,167
2	6,1	6	0,421	0,006	0,93	70,59	-0,284	1,2	1,2	1	10,167
3	6,1	6	0,506	0,009	0,941	59,384	-0,326	1,2	1,2	1	10,167
4	6,1	6	0,591	0,012	0,947	51,217	-0,368	1,2	1,2	1	10,167
2	6,1	-3	0,375	0,008	0,964	49,201	-0,2	2	2	1	6,1
3	6,1	-3	0,45	0,011	0,977	41,591	-0,225	2	2	1	6,1
4	6,1	-3	0,524	0,015	0,984	35,979	-0,249	2	2	1	6,1
2	6,1	0	0,375	0,008	0,961	49,035	-0,167	2	2	1	6,1
3	6,1	0	0,45	0,011	0,974	41,452	-0,185	2	2	1	6,1
4	6,1	0	0,525	0,015	0,981	35,858	-0,203	2	2	1	6,1
2	6,1	3	0,75	0,008	0,957	48,936	-0,194	2	2	1	6,1
3	6,1	3	0,45	0,011	0,97	41,37	-0,218	2	2	1	6,1
4	6,1	3	0,524	0,015	0,978	35,787	-0,241	2	2	1	6,1
2	6,1	6	0,373	0,008	0,953	48,903	-0,221	2	2	1	6,1
3	6,1	6	0,448	0,011	0,967	41,343	-0,25	2	2	1	6,1
4	6,1	6	0,522	0,015	0,975	35,764	-0,278	2	2	1	6,1
2	6,1	-3	0,403	0,007	1,001	59,47	-0,221	2	1,2	1,667	7,625
3	6,1	-3	0,485	0,01	1,007	49,781	-0,25	2	1,2	1,667	7,625
4	6,1	-3	0,565	0,013	1,01	42,794	-0,28	2	1,2	1,667	7,625
2	6,1	0	0,405	0,007	1,001	59,192	-0,177	2	1,2	1,667	7,625
3	6,1	0	0,487	0,01	1,006	49,554	-0,198	2	1,2	1,667	7,625
4	6,1	0	0,568	0,013	1,009	42,601	-0,218	2	1,2	1,667	7,625
2	6,1	3	0,406	0,007	1	59	-0,212	2	1,2	1,667	7,625
3	6,1	3	0,487	0,01	1,005	49,398	-0,24	2	1,2	1,667	7,625
4	6,1	3	0,569	0,013	1,008	42,471	-0,267	2	1,2	1,667	7,625
2	6,1	6	0,406	0,007	0,998	58,893	-0,247	2	1,2	1,667	7,625
3	6,1	6	0,488	0,01	1,004	49,316	-0,282	2	1,2	1,667	7,625
4	6,1	6	0,569	0,013	1,007	42,403	-0,316	2	1,2	1,667	7,625

Fuente: Autores del Proyecto.

ANEXO AA

TABLA DE DATOS SEGUNDO ESTUDIO AERODINAMICO PERFIL DEL CANARD

RONCZ R1145MS

WING SPAN 6,6 pies

ALPI	WING SPAN	OFF S	CL	CD	EFFICIENCY	CL/CD	Cm	ROOT CHORD	TIP CHORD	TAPER RAT	ASPECT RAT
2	6,6	-3	0,429	0,006	0,942	75,972	-0,249	1,2	1,2	1	11
3	6,6	-3	0,515	0,008	0,952	63,862	-0,284	1,2	1,2	1	11
4	6,6	-3	0,601	0,011	0,958	55,054	-0,319	1,2	1,2	1	11
2	6,6	0	0,429	0,006	0,937	75,483	-0,183	1,2	1,2	1	11
3	6,6	0	0,516	0,008	0,947	63,455	-0,204	1,2	1,2	1	11
4	6,6	0	0,602	0,011	0,953	54,705	-0,225	1,2	1,2	1	11
2	6,6	3	0,428	0,006	0,931	75,115	-0,24	1,2	1,2	1	11
3	6,6	3	0,515	0,008	0,941	63,151	-0,273	1,2	1,2	1	11
4	6,6	3	0,601	0,011	0,948	54,445	-0,305	1,2	1,2	1	11
2	6,6	6	0,427	0,006	0,925	74,868	-0,296	1,2	1,2	1	11
3	6,6	6	0,513	0,008	0,935	62,948	-0,341	1,2	1,2	1	11
4	6,6	6	0,6	0,011	0,942	54,273	-0,385	1,2	1,2	1	11
2	6,6	-3	0,383	0,007	0,962	52,035	-0,206	2	2	1	6,6
3	6,6	-3	0,46	0,01	0,975	43,944	-0,232	2	2	1	6,6
4	6,6	-3	0,536	0,014	0,982	37,991	-0,258	2	2	1	6,6
2	6,6	0	0,383	0,007	0,959	51,836	-0,17	2	2	1	6,6
3	6,6	0	0,46	0,011	0,971	43,778	-0,188	2	2	1	6,6
4	6,6	0	0,536	0,014	0,979	37,848	-0,207	2	2	1	6,6
2	6,6	3	0,383	0,007	0,955	51,71	-0,199	2	2	1	6,6
3	6,6	3	0,459	0,011	0,968	43,673	-0,224	2	2	1	6,6
4	6,6	3	0,536	0,014	0,975	37,758	-0,248	2	2	1	6,6
2	6,6	6	0,382	0,007	0,951	51,656	-0,229	2	2	1	6,6
3	6,6	6	0,458	0,01	0,964	43,629	-0,259	2	2	1	6,6
4	6,6	6	0,534	0,014	0,971	37,72	-0,29	2	2	1	6,6
2	6,6	-3	0,411	0,007	1,001	63,112	-0,228	2	1,2	1,667	8,25
3	6,6	-3	0,494	0,009	1,006	52,804	-0,259	2	1,2	1,667	8,25
4	6,6	-3	0,576	0,013	1,009	45,379	-0,289	2	1,2	1,667	8,25
2	6,6	0	0,413	0,007	1	62,811	-0,179	2	1,2	1,667	8,25
3	6,6	0	0,496	0,009	1,005	52,558	-0,2	2	1,2	1,667	8,25
4	6,6	0	0,579	0,013	1,008	45,171	-0,221	2	1,2	1,667	8,25
2	6,6	3	0,413	0,007	0,998	62,203	-0,218	2	1,2	1,667	8,25
3	6,6	3	0,497	0,009	1,004	52,39	-0,247	2	1,2	1,667	8,25
4	6,6	3	0,58	0,013	1,007	45,03	-0,275	2	1,2	1,667	8,25
2	6,6	6	0,413	0,007	0,997	62,488	-0,257	2	1,2	1,667	8,25
3	6,6	6	0,497	0,009	1,002	52,301	-0,293	2	1,2	1,667	8,25
4	6,6	6	0,579	0,013	1,005	44,957	-0,329	2	1,2	1,667	8,25

Fuente: Autores del Proyecto.

ANEXO AB

TABLA DE DATOS SEGUNDO ESTUDIO AERODINAMICO PERFIL DEL CANARD

LS (1)-417MOD

WING SPAN 5,6 pies

ALPI	WING SPAN (OFF S	CL	CD	EFFICIENCY	CL/CD	Cm	ROOT CHORD (TIP CHORD (TAPER RAT	ASPECT RAT
2	5,6	3	0,481	0,008	0,954	58,147	-0,27	1,2	1,2	1	9,333
3	5,6	3	0,564	0,011	0,958	49,787	-0,299	1,2	1,2	1	9,333
4	5,6	3	0,647	0,015	0,961	43,535	-0,329	1,2	1,2	1	9,333
2	5,6	6	0,479	0,008	0,947	57,94	-0,323	1,2	1,2	1	9,333
3	5,6	6	0,562	0,011	0,952	49,622	-0,362	1,2	1,2	1	9,333
4	5,6	6	0,645	0,015	0,954	43,399	-0,401	1,2	1,2	1	9,333
2	5,6	-3	0,424	0,01	0,99	41,034	-0,233	2	2	1	5,6
3	5,6	-3	0,496	0,014	0,993	35,184	-0,256	2	2	1	5,6
4	5,6	-3	0,568	0,018	0,994	30,793	-0,279	2	2	1	5,6
2	5,6	0	0,424	0,01	0,986	40,86	-0,199	2	2	1	5,6
3	5,6	0	0,497	0,014	0,989	35,044	-0,216	2	2	1	5,6
4	5,6	0	0,568	0,019	0,991	30,675	-0,233	2	2	1	5,6
2	5,6	3	0,424	0,01	0,981	40,744	-0,227	2	2	1	5,6
3	5,6	3	0,496	0,014	0,985	34,954	-0,249	2	2	1	5,6
4	5,6	3	0,567	0,019	0,987	30,601	-0,27	2	2	1	5,6
2	5,6	6	0,422	0,01	0,977	40,686	-0,254	2	2	1	5,6
3	5,6	6	0,494	0,014	0,981	34,912	-0,281	2	2	1	5,6
4	5,6	6	0,566	0,019	0,983	30,569	-0,307	2	2	1	5,6
2	5,6	-3	0,457	0,009	1,013	48,764	-0,256	2	1,2	1,667	7
3	5,6	-3	0,536	0,013	1,014	41,61	-0,284	2	1,2	1,667	7
4	5,6	-3	0,614	0,017	1,014	36,292	-0,311	2	1,2	1,667	7
2	5,6	0	0,459	0,009	1,012	48,488	-0,211	2	1,2	1,667	7
3	5,6	0	0,538	0,013	1,013	41,386	-0,23	2	1,2	1,667	7
4	5,6	0	0,617	0,017	1,013	36,104	-0,25	2	1,2	1,667	7
2	5,6	3	0,46	0,01	1,011	48,284	-0,248	2	1,2	1,667	7
3	5,6	3	0,54	0,013	1,012	41,223	-0,273	2	1,2	1,667	7
4	5,6	3	0,619	0,017	1,012	35,969	-0,299	2	1,2	1,667	7
2	5,6	6	0,461	0,01	1,009	48,151	-0,285	2	1,2	1,667	7
3	5,6	6	0,54	0,013	1,01	41,121	-0,317	2	1,2	1,667	7
4	5,6	6	0,619	0,017	1,01	35,887	-0,348	2	1,2	1,667	7

Fuente: Autores del Proyecto.

ANEXO AC

TABLA DE DATOS SEGUNDO ESTUDIO AERODINAMICO PERFIL DEL CANARD

LS (1)-417MOD

WING SPAN 6,1 pies

ALPI	WING SPAN (OFF S	CL	CD	EFFICIENCY	CL/CD	Cm	ROOT CHORD (TIP CHORD (TAPER RAT	ASPECT RAT
2	6,1	-3	0,489	0,008	0,96	62,684	-0,288	1,2	1,2	1	10,167
3	6,1	-3	0,574	0,011	0,964	53,633	-0,321	1,2	1,2	1	10,167
4	6,1	-3	0,658	0,014	0,966	46,876	-0,354	1,2	1,2	1	10,167
2	6,1	0	0,49	0,008	0,954	62,237	-0,218	1,2	1,2	1	10,167
3	6,1	0	0,575	0,011	0,958	53,264	-0,239	1,2	1,2	1	10,167
4	6,1	0	0,659	0,014	0,961	46,562	-0,259	1,2	1,2	1	10,167
2	6,1	3	0,489	0,008	0,948	61,918	-0,278	1,2	1,2	1	10,167
3	6,1	3	0,574	0,011	0,952	52,984	-0,309	1,2	1,2	1	10,167
4	6,1	3	0,658	0,014	0,955	46,325	-0,34	1,2	1,2	1	10,167
2	6,1	6	0,487	0,008	0,941	61,655	-0,338	1,2	1,2	1	10,167
3	6,1	6	0,572	0,011	0,946	52,793	-0,379	1,2	1,2	1	10,167
4	6,1	6	0,656	0,014	0,948	46,165	-0,42	1,2	1,2	1	10,167
2	6,1	-3	0,435	0,01	0,987	43,486	-0,24	2	2	1	6,1
3	6,1	-3	0,509	0,014	0,99	37,271	-0,264	2	2	1	6,1
4	6,1	-3	0,583	0,018	0,991	32,609	-0,289	2	2	1	6,1
2	6,1	0	0,435	0,01	0,982	43,282	-0,202	2	2	1	6,1
3	6,1	0	0,509	0,014	0,986	37,106	-0,22	2	2	1	6,1
4	6,1	0	0,583	0,018	0,988	32,471	-0,237	2	2	1	6,1
2	6,1	3	0,434	0,01	0,978	43,142	-0,233	2	2	1	6,1
3	6,1	3	0,508	0,014	0,981	36,995	-0,256	2	2	1	6,1
4	6,1	3	0,582	0,018	0,983	32,379	-0,279	2	2	1	6,1
2	6,1	6	0,433	0,01	0,972	43,064	-0,264	2	2	1	6,1
3	6,1	6	0,507	0,014	0,977	36,937	-0,292	2	2	1	6,1
4	6,1	6	0,58	0,018	0,979	32,334	-0,321	2	2	1	6,1
2	6,1	-3	0,467	0,009	1,012	51,908	-0,264	2	1,2	1,667	7,625
3	6,1	-3	0,548	0,012	1,013	44,284	-0,293	2	1,2	1,667	7,625
4	6,1	-3	0,628	0,016	1,013	38,62	-0,322	2	1,2	1,667	7,625
2	6,1	0	0,469	0,009	1,011	51,613	-0,214	2	1,2	1,667	7,625
3	6,1	0	0,55	0,012	1,012	44,044	-0,234	2	1,2	1,667	7,625
4	6,1	0	0,631	0,016	1,012	38,418	-0,254	2	1,2	1,667	7,625
2	6,1	3	0,47	0,009	1,009	51,395	-0,255	2	1,2	1,667	7,625
3	6,1	3	0,551	0,013	1,01	43,87	-0,282	2	1,2	1,667	7,625
4	6,1	3	0,632	0,017	1,01	38,273	-0,308	2	1,2	1,667	7,625
2	6,1	6	0,47	0,009	1,007	51,256	-0,296	2	1,2	1,667	7,625
3	6,1	6	0,552	0,013	1,008	43,763	-0,33	2	1,2	1,667	7,625
4	6,1	6	0,632	0,017	1,008	38,188	-0,363	2	1,2	1,667	7,625

Fuente: Autores del Proyecto.

ANEXO AD

TABLA DE DATOS SEGUNDO ESTUDIO AERODINAMICO PERFIL DEL CANARD

LS (1)-417MOD

WING SPAN 6,6 pies

ALPI	WING SPAN (OFF S	CL	CD	EFFICIENCY	CL/CD	Cm	ROOT CHORD (TIP CHORD (TAPER RAT	ASPECT RAT
2	6,6	-3	0,496	0,007	0,955	66,477	-0,297	1,2	1,2	1	11
3	6,6	-3	0,583	0,01	0,959	56,869	-0,331	1,2	1,2	1	11
4	6,6	-3	0,668	0,013	0,961	49,699	-0,366	1,2	1,2	1	11
2	6,6	0	0,497	0,008	0,949	65,982	-0,22	1,2	1,2	1	11
3	6,6	0	0,583	0,01	0,953	56,46	-0,241	1,2	1,2	1	11
4	6,6	0	0,669	0,014	0,955	49,35	-0,262	1,2	1,2	1	11
2	6,6	3	0,496	0,008	0,942	65,599	-0,286	1,2	1,2	1	11
3	6,6	3	0,583	0,01	0,946	56,146	-0,319	1,2	1,2	1	11
4	6,6	3	0,668	0,014	0,949	49,085	-0,351	1,2	1,2	1	11
2	6,6	6	0,495	0,008	0,935	65,328	-0,352	1,2	1,2	1	11
3	6,6	6	0,581	0,01	0,94	55,928	-0,396	1,2	1,2	1	11
4	6,6	6	0,666	0,014	0,943	48,902	-0,44	1,2	1,2	1	11
2	6,6	-3	0,444	0,01	0,983	45,915	-0,247	2	2	1	6,6
3	6,6	-3	0,52	0,013	0,987	39,339	-0,272	2	2	1	6,6
4	6,6	-3	0,596	0,017	0,988	34,411	-0,298	2	2	1	6,6
2	6,6	0	0,444	0,01	0,979	45,682	-0,205	2	2	1	6,6
3	6,6	0	0,52	0,013	0,982	39,149	-0,223	2	2	1	6,6
4	6,6	0	0,596	0,017	0,984	34,251	-0,241	2	2	1	6,6
2	6,6	3	0,444	0,01	0,974	45,517	-0,239	2	2	1	6,6
3	6,6	3	0,52	0,013	0,978	39,017	-0,264	2	2	1	6,6
4	6,6	3	0,595	0,017	0,98	34,142	-0,288	2	2	1	6,6
2	6,6	6	0,442	0,01	0,968	45,419	-0,274	2	2	1	6,6
3	6,6	6	0,518	0,013	0,973	38,943	-0,304	2	2	1	6,6
4	6,6	6	0,593	0,017	0,975	34,083	-0,334	2	2	1	6,6
2	6,6	-3	0,476	0,009	1,01	55,043	-0,272	2	1,2	1,667	8,25
3	6,6	-3	0,558	0,012	1,011	46,951	-0,302	2	1,2	1,667	8,25
4	6,6	-3	0,64	0,016	1,011	40,942	-0,333	2	1,2	1,667	8,25
2	6,6	0	0,478	0,009	1,009	54,727	-0,216	2	1,2	1,667	8,25
3	6,6	0	0,561	0,012	1,01	46,694	-0,237	2	1,2	1,667	8,25
4	6,6	0	0,643	0,016	1,01	40,725	-0,257	2	1,2	1,667	8,25
2	6,6	3	0,479	0,009	1,007	54,496	-0,261	2	1,2	1,667	8,25
3	6,6	3	0,562	0,012	1,008	46,509	-0,29	2	1,2	1,667	8,25
4	6,6	3	0,644	0,016	1,008	40,572	-0,318	2	1,2	1,667	8,25
2	6,6	6	0,479	0,009	1,004	54,35	-0,306	2	1,2	1,667	8,25
3	6,6	6	0,562	0,012	1,006	46,397	-0,342	2	1,2	1,667	8,25
4	6,6	6	0,644	0,016	1,006	40,482	-0,378	2	1,2	1,667	8,25

Fuente: Autores del Proyecto.

ANEXO AE

TABLA DE DATOS SEGUNDO ESTUDIO AERODINAMICO PERFIL DEL CANARD

NACA 23012

WING SPAN 5,6 pies

ALP	WING SPAN (OFF S	CL	CD	EFFICIENCY	CL/CD	Cm	ROOT CHORD (TIP CHORD (TAPER RAT	ASPECT RAT
2	5,6	-3	0,226	0,003	1,001	77,836	-0,088	2	2	1	5,6
3	5,6	-3	0,299	0,005	1,005	59,16	-0,111	2	2	1	5,6
4	5,6	-3	0,371	0,008	1,007	47,703	-0,134	2	2	1	5,6
2	5,6	0	0,226	0,003	0,998	77,567	-0,069	2	2	1	5,6
3	5,6	0	0,299	0,005	1,002	58,957	-0,087	2	2	1	5,6
4	5,6	0	0,372	0,008	1,004	47,541	-0,104	2	2	1	5,6
2	5,6	3	0,226	0,003	0,995	77,399	-0,084	2	2	1	5,6
3	5,6	3	0,299	0,005	0,999	58,832	-0,106	2	2	1	5,6
4	5,6	3	0,371	0,008	1,001	47,441	-0,128	2	2	1	5,6
2	5,6	6	0,226	0,003	0,991	77,332	-0,099	2	2	1	5,6
3	5,6	6	0,298	0,005	0,996	58,783	-0,126	2	2	1	5,6
4	5,6	6	0,37	0,008	0,998	47,402	-0,153	2	2	1	5,6
2	5,6	-3	0,246	0,003	1,018	90,999	-0,101	2	1,2	1,667	7
3	5,6	-3	0,326	0,005	1,02	68,9	-0,128	2	1,2	1,667	7
4	5,6	-3	0,405	0,007	1,021	55,443	-0,156	2	1,2	1,667	7
2	5,6	0	0,247	0,003	1,018	90,595	-0,076	2	1,2	1,667	7
3	5,6	0	0,327	0,005	1,019	68,6	-0,096	2	1,2	1,667	7
4	5,6	0	0,406	0,007	1,02	55,204	-0,115	2	1,2	1,667	7
2	5,6	3	0,247	0,003	1,016	90,32	-0,096	2	1,2	1,667	7
3	5,6	3	0,327	0,005	1,018	68,397	-0,121	2	1,2	1,667	7
4	5,6	3	0,407	0,007	1,019	55,044	-0,147	2	1,2	1,667	7
2	5,6	6	0,248	0,003	1,015	90,175	-0,115	2	1,2	1,667	7
3	5,6	6	0,327	0,005	1,017	68,293	-0,147	2	1,2	1,667	7
4	5,6	6	0,407	0,007	1,017	54,964	-0,179	2	1,2	1,667	7

Fuente: Autores del Proyecto.

ANEXO AF

TABLA DE DATOS SEGUNDO ESTUDIO AERODINAMICO PERFIL DEL CANARD

NACA 23012

WING SPAN 6,1 pies

ALP	WING SPAN (OFF S	CL	CD	EFFICIENCY	CL/CD	Cm	ROOT CHORD (TIP CHORD (TAPER RAT	ASPECT RAT
2	6,1	-3	0,264	0,002	0,974	117,925	-0,118	1,2	1,2	1	10,167
3	6,1	-3	0,349	0,004	0,978	89,452	-0,151	1,2	1,2	1	10,167
4	6,1	-3	0,434	0,006	0,98	72,065	-0,184	1,2	1,2	1	10,167
2	6,1	0	0,264	0,002	0,969	117,194	-0,08	1,2	1,2	1	10,167
3	6,1	0	0,35	0,004	0,973	88,903	-0,101	1,2	1,2	1	10,167
4	6,1	0	0,435	0,006	0,975	71,625	-0,122	1,2	1,2	1	10,167
2	6,1	3	0,264	0,002	0,964	116,651	-0,0112	1,2	1,2	1	10,167
3	6,1	3	0,349	0,004	0,968	88,497	-0,143	1,2	1,2	1	10,167
4	6,1	3	0,434	0,006	0,97	71,301	-0,175	1,2	1,2	1	10,167
2	6,1	6	0,263	0,002	0,958	116,294	-0,144	1,2	1,2	1	10,167
3	6,1	6	0,348	0,004	0,962	88,233	-0,186	1,2	1,2	1	10,167
4	6,1	6	0,433	0,006	0,964	71,09	-0,228	1,2	1,2	1	10,167
2	6,1	-3	0,232	0,003	0,998	82,356	-0,092	2	2	1	6,1
3	6,1	-3	0,307	0,005	1,002	62,569	-0,116	2	2	1	6,1
4	6,1	-3	0,381	0,008	1,004	50,442	-0,141	2	2	1	6,1
2	6,1	0	0,232	0,003	0,995	82,038	-0,071	2	2	1	6,1
3	6,1	0	0,307	0,005	0,999	62,33	-0,089	2	2	1	6,1
4	6,1	0	0,382	0,008	1,001	50,251	-0,107	2	2	1	6,1
2	6,1	3	0,232	0,003	0,992	81,832	-0,088	2	2	1	6,1
3	6,1	3	0,307	0,005	0,996	62,176	-0,111	2	2	1	6,1
4	6,1	3	0,381	0,008	0,998	50,127	-0,134	2	2	1	6,1
2	6,1	6	0,232	0,003	0,988	81,735	-0,104	2	2	1	6,1
3	6,1	6	0,306	0,005	0,992	62,105	-0,133	2	2	1	6,1
4	6,1	6	0,38	0,008	0,994	50,071	-0,161	2	2	1	6,1
2	6,1	-3	0,252	0,003	1,017	96,758	-0,105	2	1,2	1,667	7,625
3	6,1	-3	0,333	0,005	1,019	73,248	-0,134	2	1,2	1,667	7,625
4	6,1	-3	0,414	0,007	1,02	58,939	-0,163	2	1,2	1,667	7,625
2	6,1	0	0,253	0,003	1,016	96,32	-0,078	2	1,2	1,667	7,625
3	6,1	0	0,334	0,005	1,018	72,922	-0,098	2	1,2	1,667	7,625
4	6,1	0	0,416	0,007	1,019	58,68	-0,118	2	1,2	1,667	7,625
2	6,1	3	0,253	0,003	1,015	96,023	-0,099	2	1,2	1,667	7,625
3	6,1	3	0,335	0,005	1,017	72,704	-0,127	2	1,2	1,667	7,625
4	6,1	3	0,417	0,007	1,017	58,507	-0,154	2	1,2	1,667	7,625
2	6,1	6	0,253	0,003	1,013	95,87	-0,121	2	1,2	1,667	7,625
3	6,1	6	0,335	0,005	1,015	72,594	-0,155	2	1,2	1,667	7,625
4	6,1	6	0,416	0,007	1,016	58,422	-0,189	2	1,2	1,667	7,625

Fuente: Autores del Proyecto.

ANEXO AG

TABLA DE DATOS SEGUNDO ESTUDIO AERODINAMICO PERFIL DEL CANARD

NACA 23012

WING SPAN 6,6 pies

ALPI	WING SPAN (OFF S	CL	CD	EFFICIENCY	CL/CD	Cm	ROOT CHORD (TIP CHORD (TAPER RAT	ASPECT RAT
2	6,6	-3	0,268	0,002	0,969	124,975	-0,123	1,2	1,2	1	11
3	6,6	-3	0,355	0,004	0,973	94,785	-0,158	1,2	1,2	1	11
4	6,6	-3	0,441	0,006	0,975	76,356	-0,192	1,2	1,2	1	11
2	6,6	0	0,268	0,002	0,964	124,161	-0,081	1,2	1,2	1	11
3	6,6	0	0,355	0,004	0,968	94,173	-0,102	1,2	1,2	1	11
4	6,6	0	0,442	0,006	0,97	75,866	-0,124	1,2	1,2	1	11
2	6,6	3	0,268	0,002	0,959	123,549	-0,117	1,2	1,2	1	11
3	6,6	3	0,355	0,004	0,962	93,716	-0,149	1,2	1,2	1	11
4	6,6	3	0,441	0,006	0,964	75,501	-0,182	1,2	1,2	1	11
2	6,6	6	0,267	0,002	0,952	123,139	-0,152	1,2	1,2	1	11
3	6,6	6	0,354	0,004	0,956	93,412	-0,196	1,2	1,2	1	11
4	6,6	6	0,44	0,006	0,958	75,259	-0,24	1,2	1,2	1	11
2	6,6	-3	0,238	0,003	0,995	86,842	-0,095	2	2	1	6,6
3	6,6	-3	0,314	0,005	1	65,955	-0,121	2	2	1	6,6
4	6,6	-3	0,39	0,007	1,001	53,164	-0,147	2	2	1	6,6
2	6,6	0	0,238	0,003	0,992	86,475	-0,073	2	2	1	6,6
3	6,6	0	0,315	0,005	0,996	65,679	-0,091	2	2	1	6,6
4	6,6	0	0,391	0,007	0,998	52,943	-0,11	2	2	1	6,6
2	6,6	3	0,238	0,003	0,988	86,229	-0,091	2	2	1	6,6
3	6,6	3	0,314	0,005	0,993	65,496	-0,115	2	2	1	6,6
4	6,6	3	0,391	0,007	0,994	52,796	-0,14	2	2	1	6,6
2	6,6	6	0,237	0,003	0,984	86,102	-0,109	2	2	1	6,6
3	6,6	6	0,313	0,005	0,989	65,403	-0,14	2	2	1	6,6
4	6,6	6	0,39	0,007	0,99	52,722	-0,17	2	2	1	6,6
2	6,6	-3	0,257	0,003	1,016	102,508	-0,109	2	1,2	1,667	8,25
3	6,6	-3	0,34	0,004	1,018	77,591	-0,14	2	1,2	1,667	8,25
4	6,6	-3	0,423	0,007	1,018	62,431	-0,17	2	1,2	1,667	8,25
2	6,6	0	0,258	0,003	1,015	102,036	-0,079	2	1,2	1,667	8,25
3	6,6	0	0,341	0,004	1,017	77,24	-0,1	2	1,2	1,667	8,25
4	6,6	0	0,424	0,007	1,017	62,151	-0,12	2	1,2	1,667	8,25
2	6,6	3	0,258	0,003	1,013	101,718	-0,103	2	1,2	1,667	8,25
3	6,6	3	0,342	0,004	1,015	77,006	-0,131	2	1,2	1,667	8,25
4	6,6	3	0,425	0,007	1,016	61,966	-0,16	2	1,2	1,667	8,25
2	6,6	6	0,258	0,003	1,011	101,555	-0,127	2	1,2	1,667	8,25
3	6,6	6	0,342	0,004	1,013	76,89	-0,163	2	1,2	1,667	8,25
4	6,6	6	0,425	0,007	1,014	61,875	-0,199	2	1,2	1,667	8,25

Fuente: Autores del Proyecto.

ANEXO AH

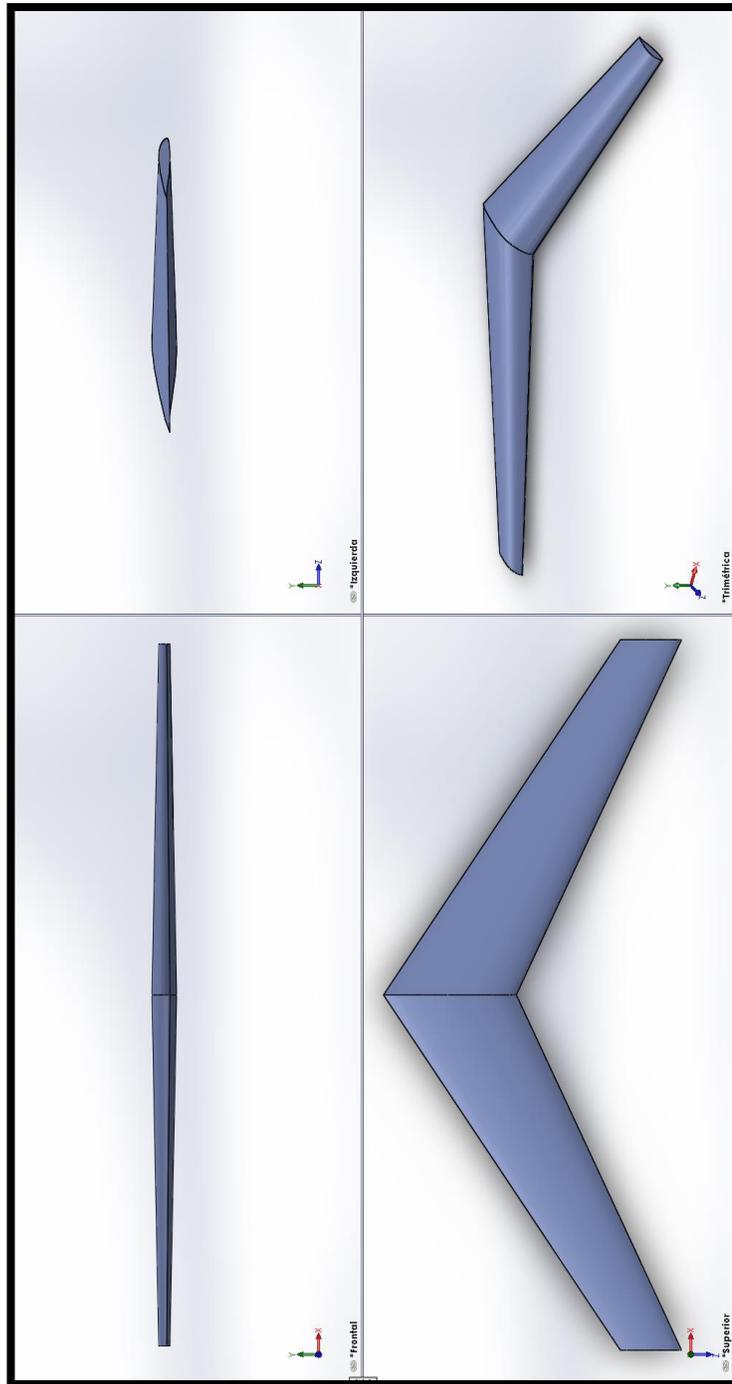
TABLA DE DATOS PRIMER ESTUDIO AERODINAMICO PERFIL DEL ESTABILIZADOR VERTICAL

<i>Vertical Tail Tip Num. Reynolds @ 146 Knots = 1'500.000 apróx.</i>					
NOMBRE	α	Cl	Cd	Cm	Cl/Cd
EPPLER 521	-2	-0.2356	0.00468	0.0017	-50.325
	-1	-0.1185	0.00411	0.0009	-28.796
	0	0	0.00385	0	0.003
	1	0.1185	0.00411	-0.001	28.803
	2	0.2356	0.00468	-0.0017	50.331
NACA 0009	-2	-0.2032	0.00497	-0.006	-40.878
	-1	-0.1019	0.00474	-0.0029	-21.498
	0	0	0.00452	0	0
	1	0.1019	0.00474	0.0029	21.498
	2	0.2032	0.00497	0.006	40.878
NACA 0012	-2	-0.2309	0.00544	-0.0003	-42.449
	-1	-0.1156	0.00524	-0.0001	-22.075
	0	0	0.00517	0	0
	1	0.1156	0.00524	0.0001	22.075
	2	0.2309	0.00544	0.0003	42.45
FX 76-120	-2	-0.205	0.00566	-0.0064	-36.207
	-1	-0.1026	0.00564	-0.0031	-18.184
	0	0	0.00562	0	0
	1	0.1026	0.00564	0.0031	18.184
	2	0.205	0.00566	0.0064	36.207
FX 142K	-2	-0.2331	0.00549	-0.0005	-42.445
	-1	-0.1173	0.00514	-0.0001	-22.802
	0	0	0.00499	0	0.003
	1	0.1178	0.00515	0.0001	22.867
	2	0.2329	0.0055	0.0005	42.339

Fuente: Autores del Proyecto.

ANEXO AI

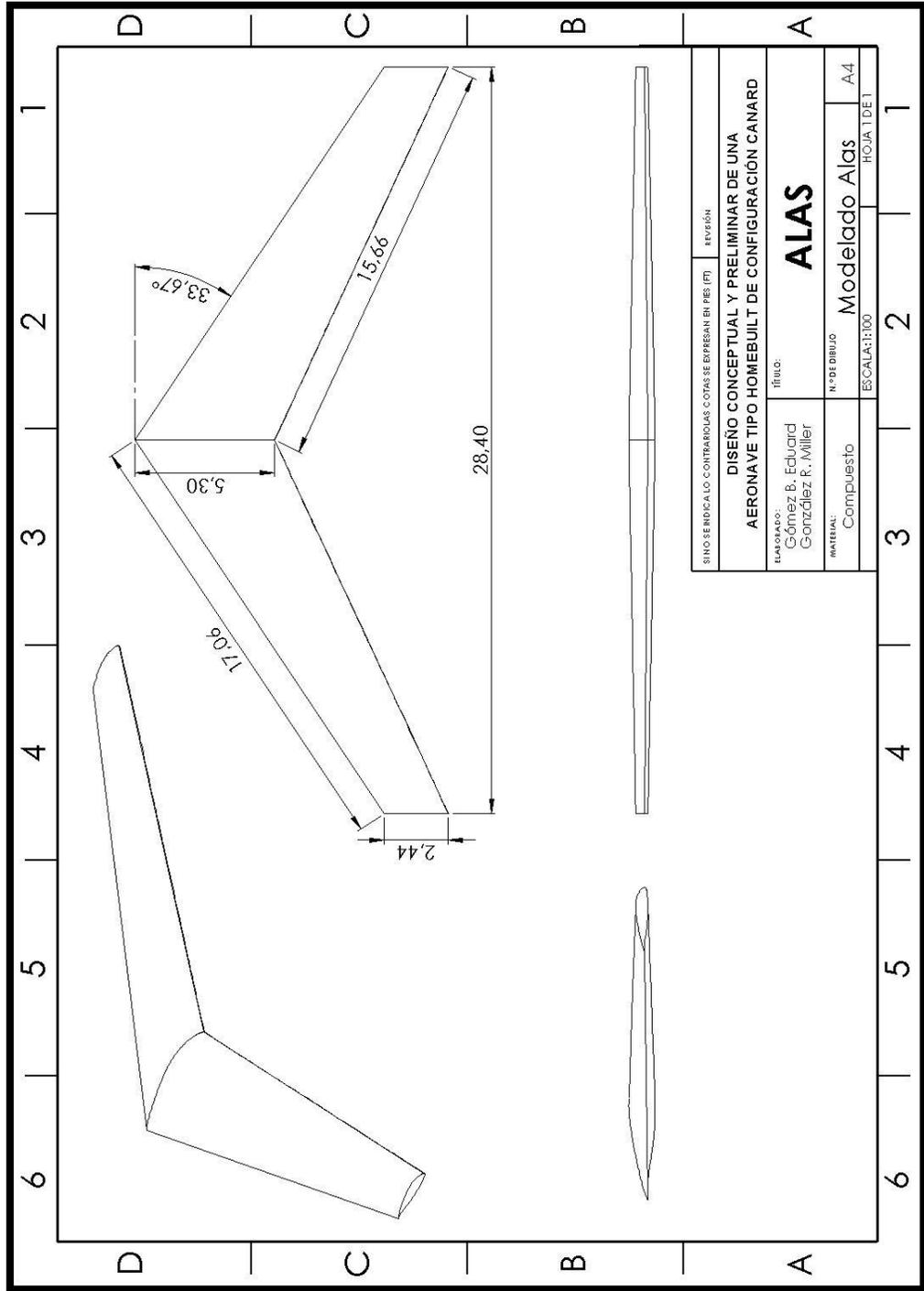
VISTAS ALA MODELADA 3D, SOFTWARE SOLIDWORKS 2015



Fuente: Autores del Proyecto.

ANEXO AJ

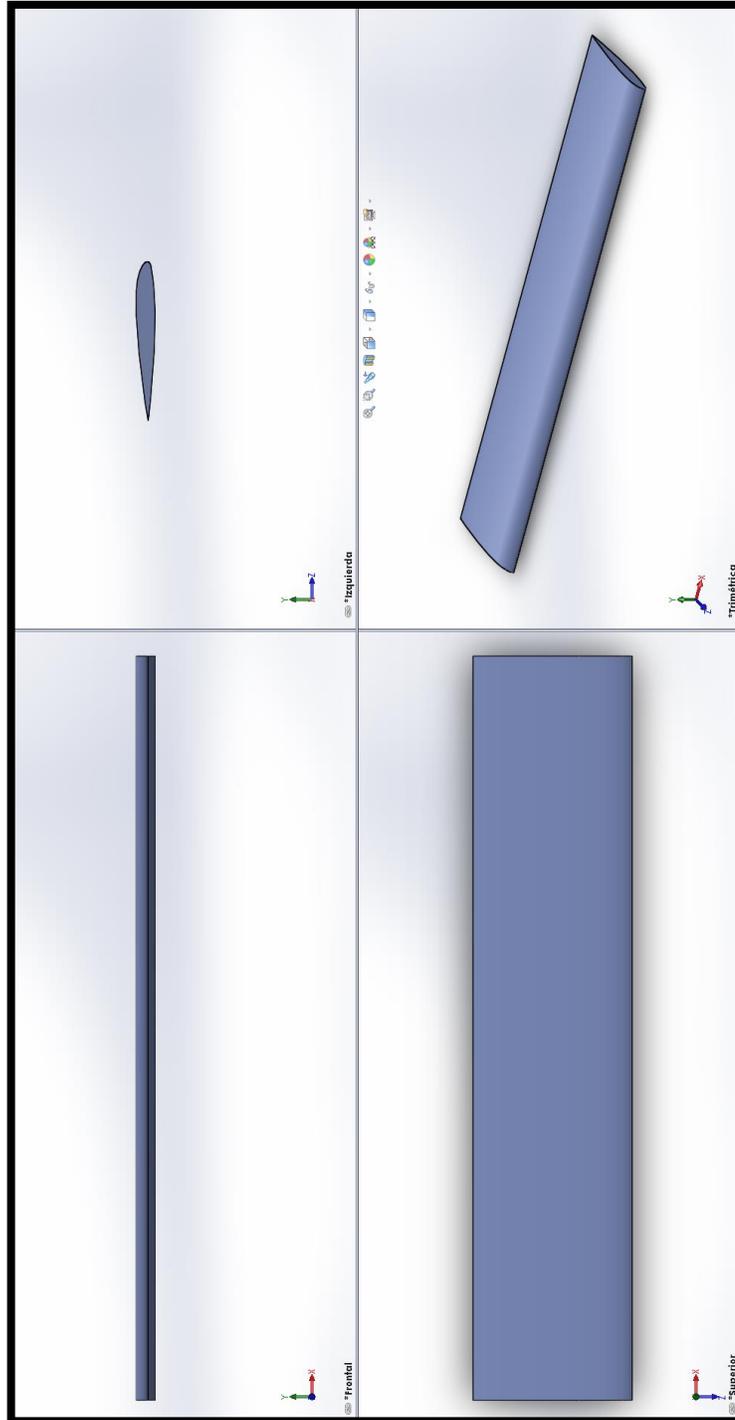
DIBUJOS DE PIEZA ALA MODELADA 3D, SOFTWARE SOLIDWORKS 2015



Fuente: Autores del Proyecto.

ANEXO AK

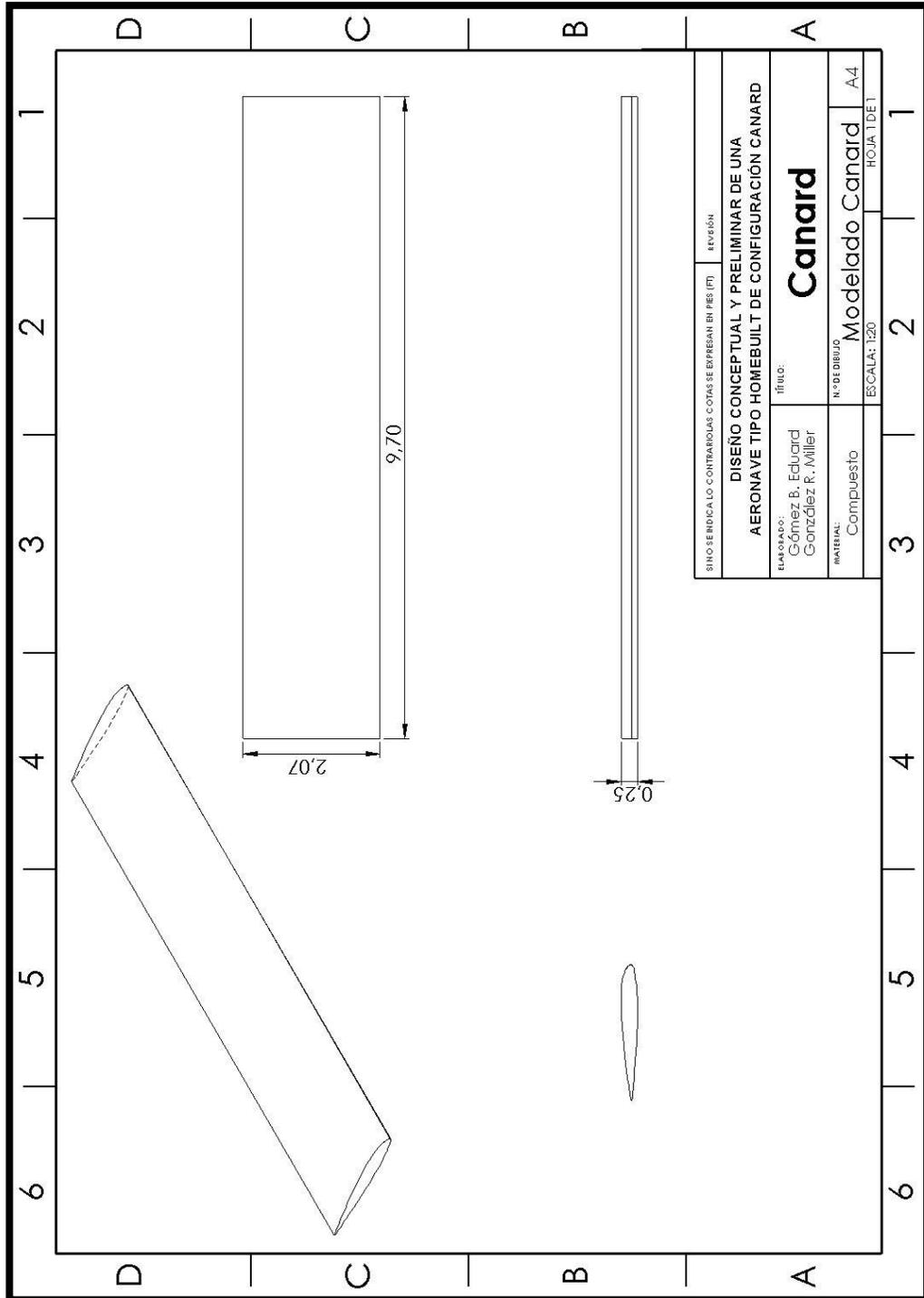
VISTAS CANARD MODELADA 3D, SOFTWARE SOLIDWORKS 2015



Fuente: Autores del Proyecto.

ANEXO AL

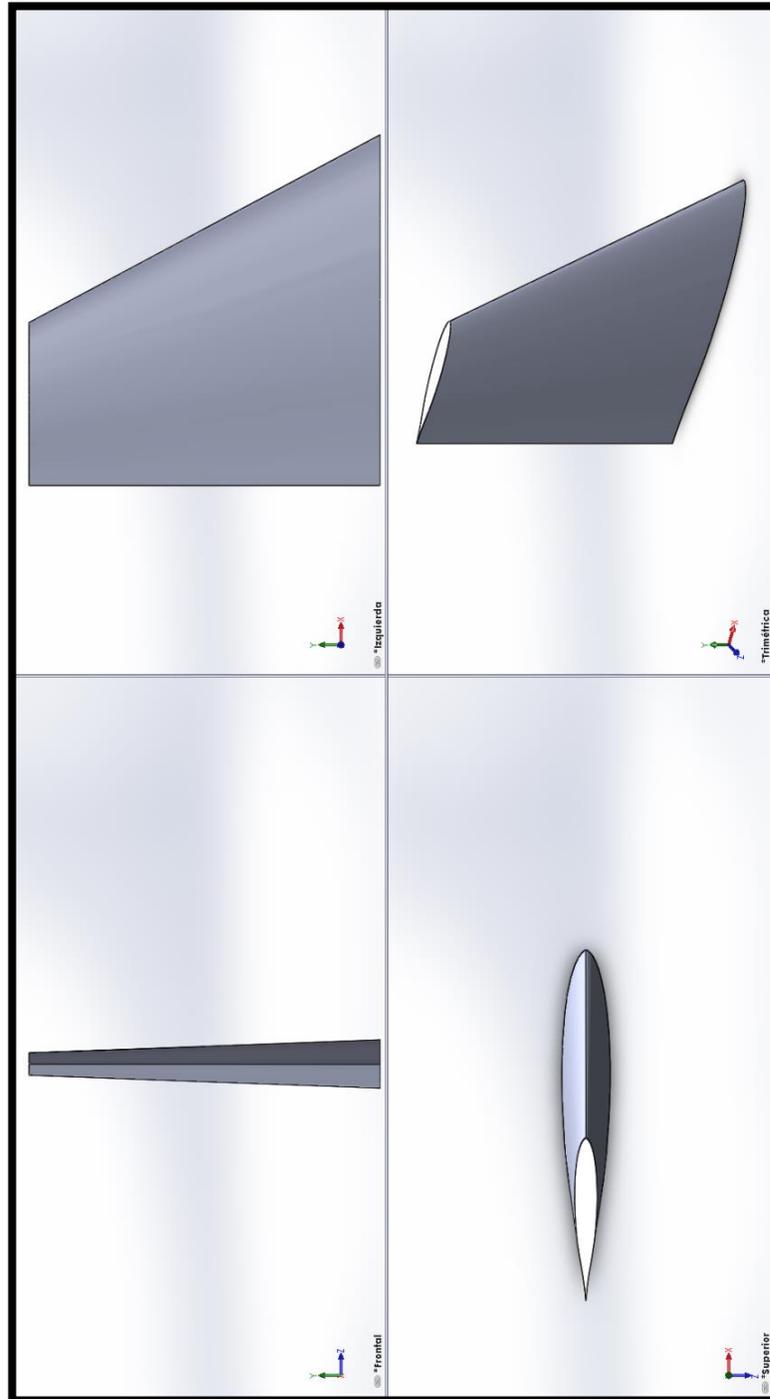
DIBUJOS DE PIEZA CANARD MODELADA 3D, SOFTWARE SOLIDWORKS 2015



Fuente: Autores del Proyecto.

ANEXO AM

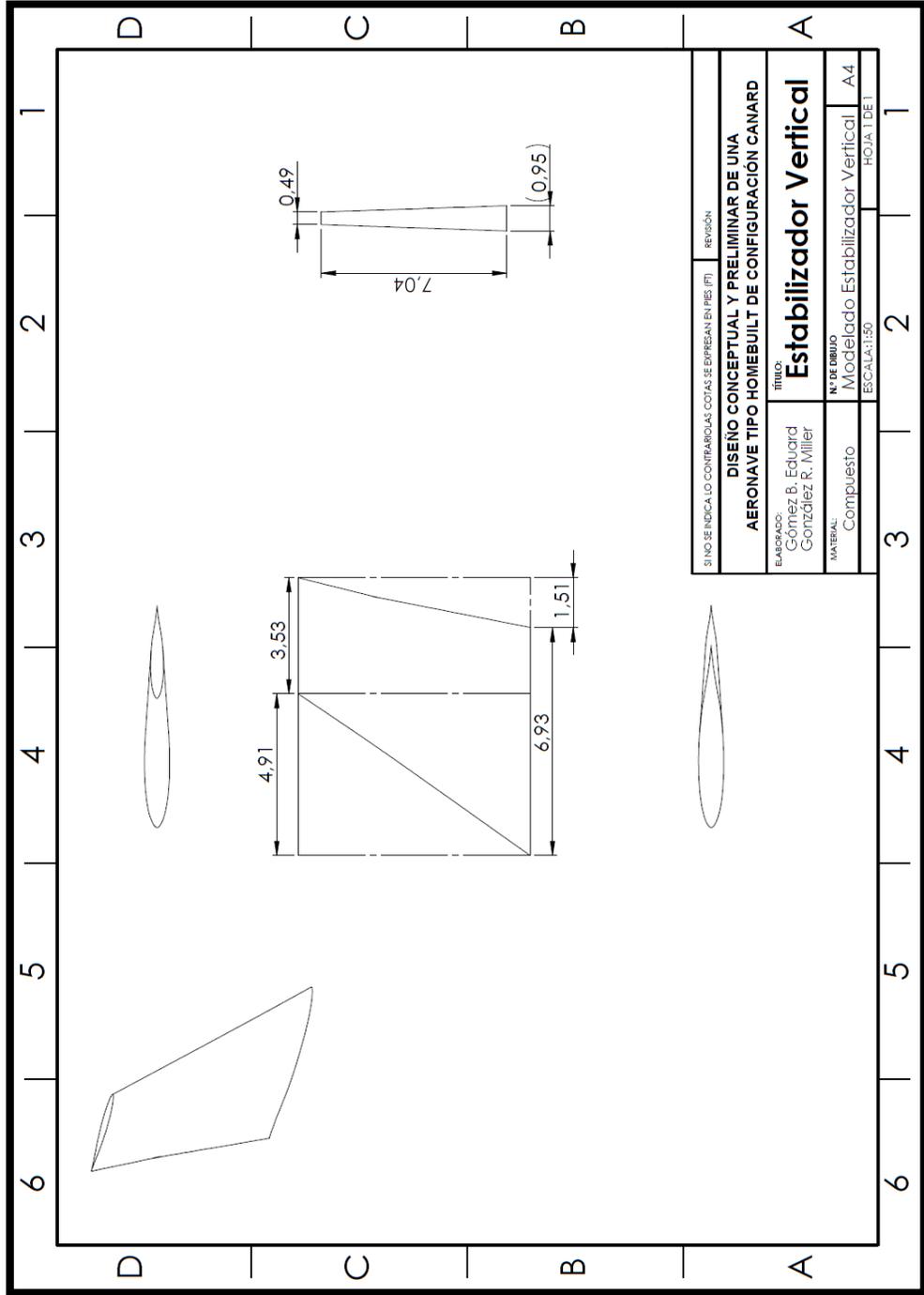
VISTAS ESTABILIZADOR VERTICAL MODELADA 3D, SOFTWARE SOLIDWORKS 2015



Fuente: Autores del Proyecto.

ANEXO AN

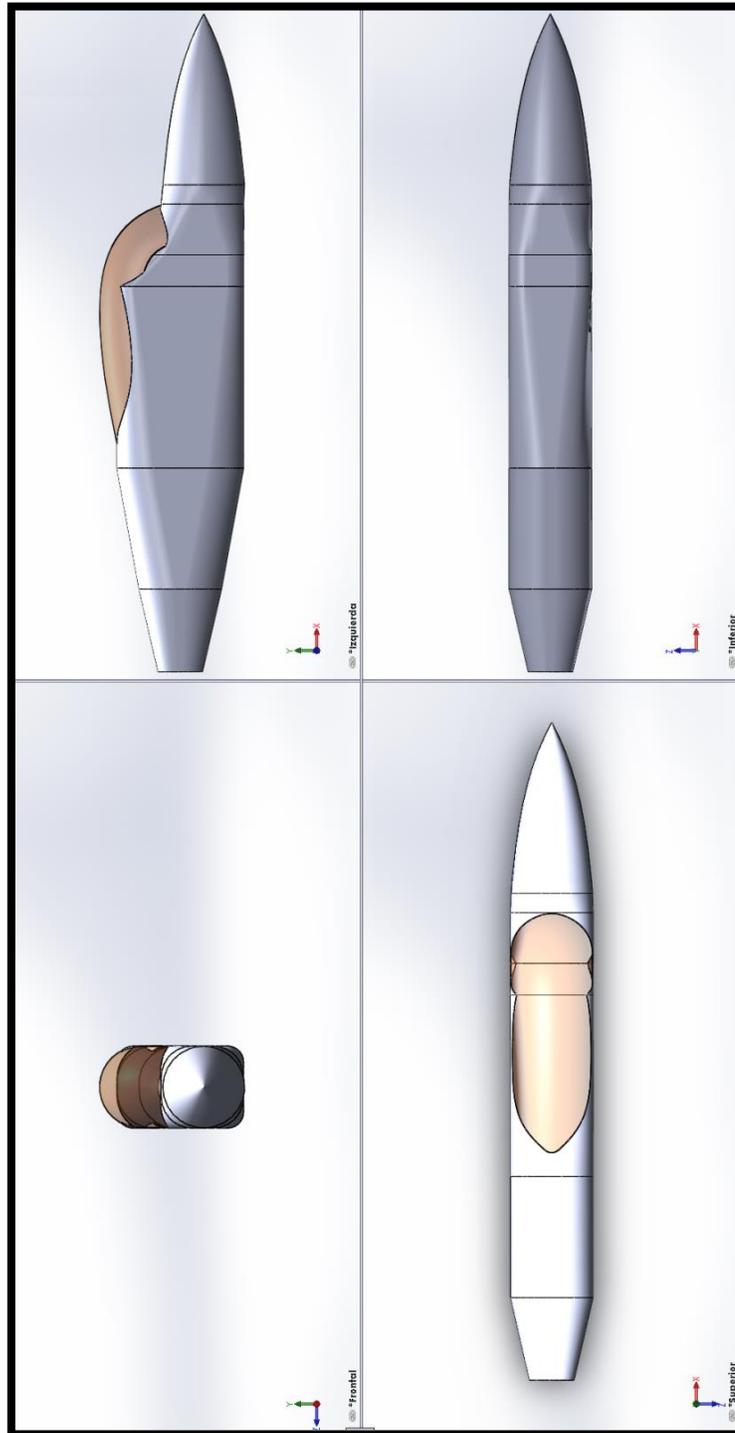
DIBUJOS DE PIEZA ESTABILIZADOR VERTICAL MODELADA 3D, SOFTWARE SOLIDWORKS 2015



Fuente: Autores del Proyecto.

ANEXO Añ

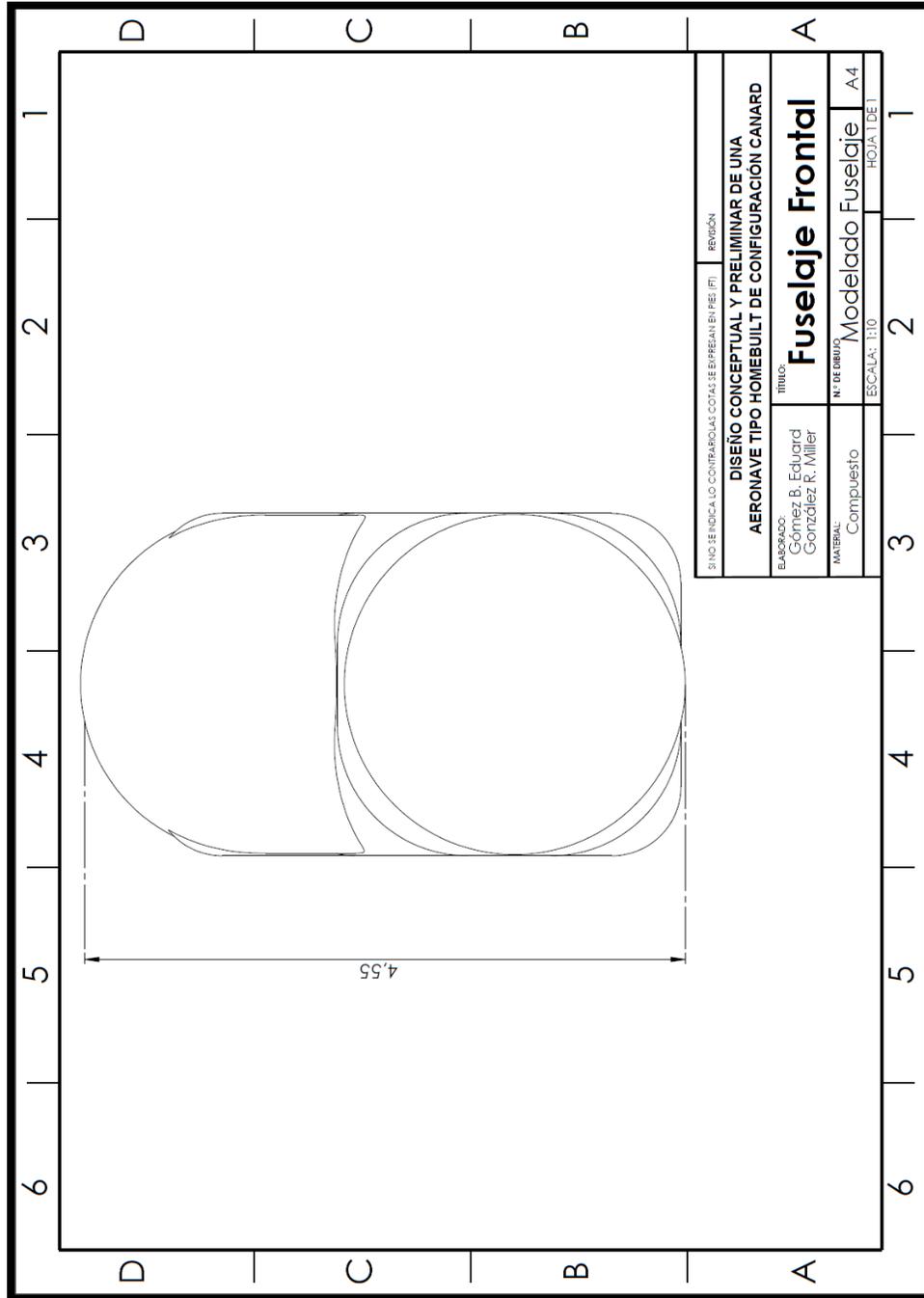
VISTAS FUSELAJE MODELADA 3D, SOFTWARE SOLIDWORKS 2015



Fuente: Autores del Proyecto.

ANEXO AO

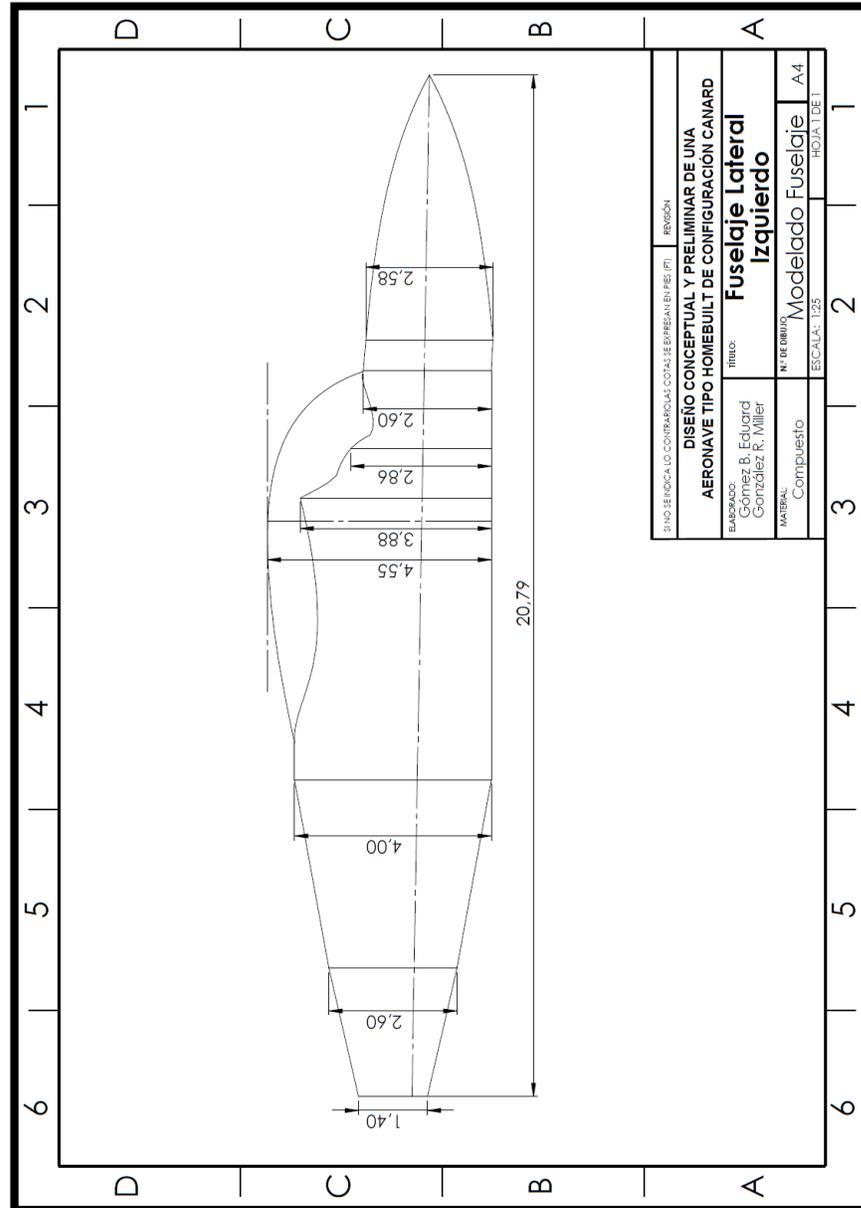
DIBUJOS DE PIEZA VISTA FRONTAL FUSELAJE MODELADA 3D, SOFTWARE SOLIDWORKS 2015



Fuente: Autores del Proyecto.

ANEXO AP

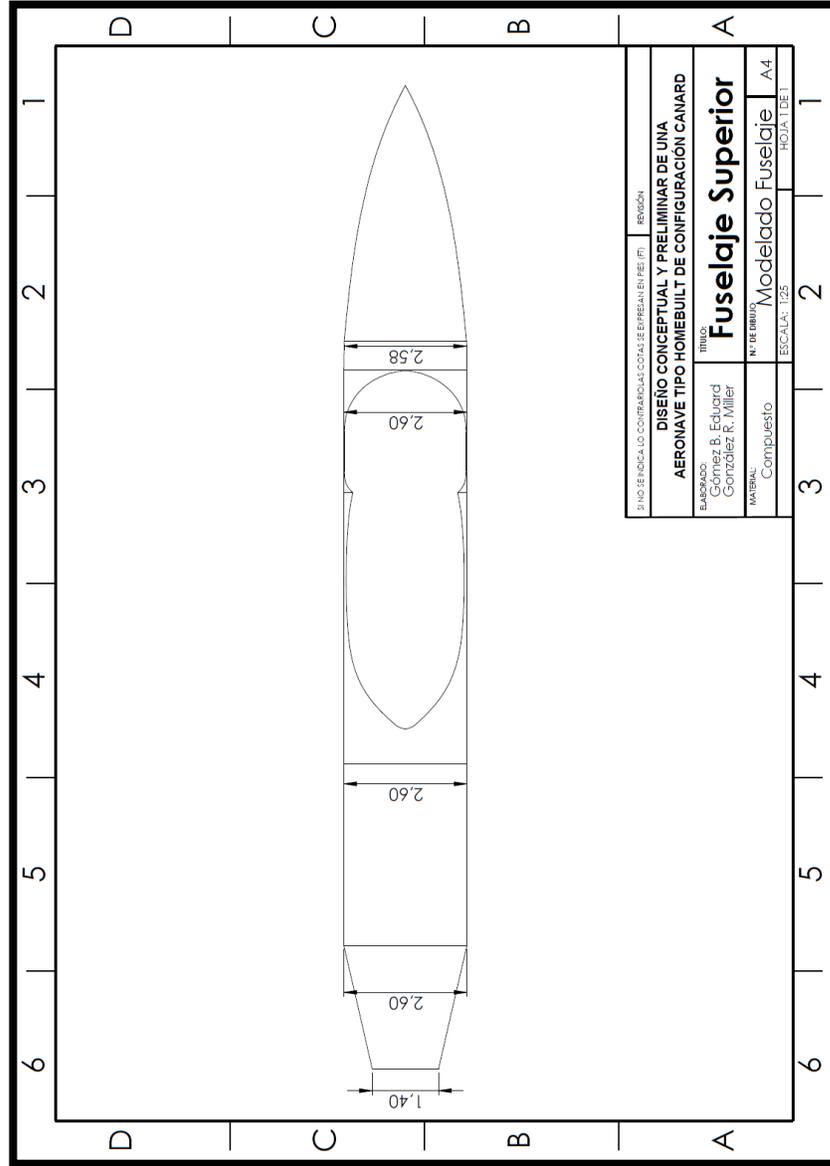
DIBUJOS DE PIEZA VISTA LATERAL FUSELAJE MODELADA 3D, SOFTWARE SOLIDWORKS 2015



Fuente: Autores del Proyecto.

ANEXO AQ

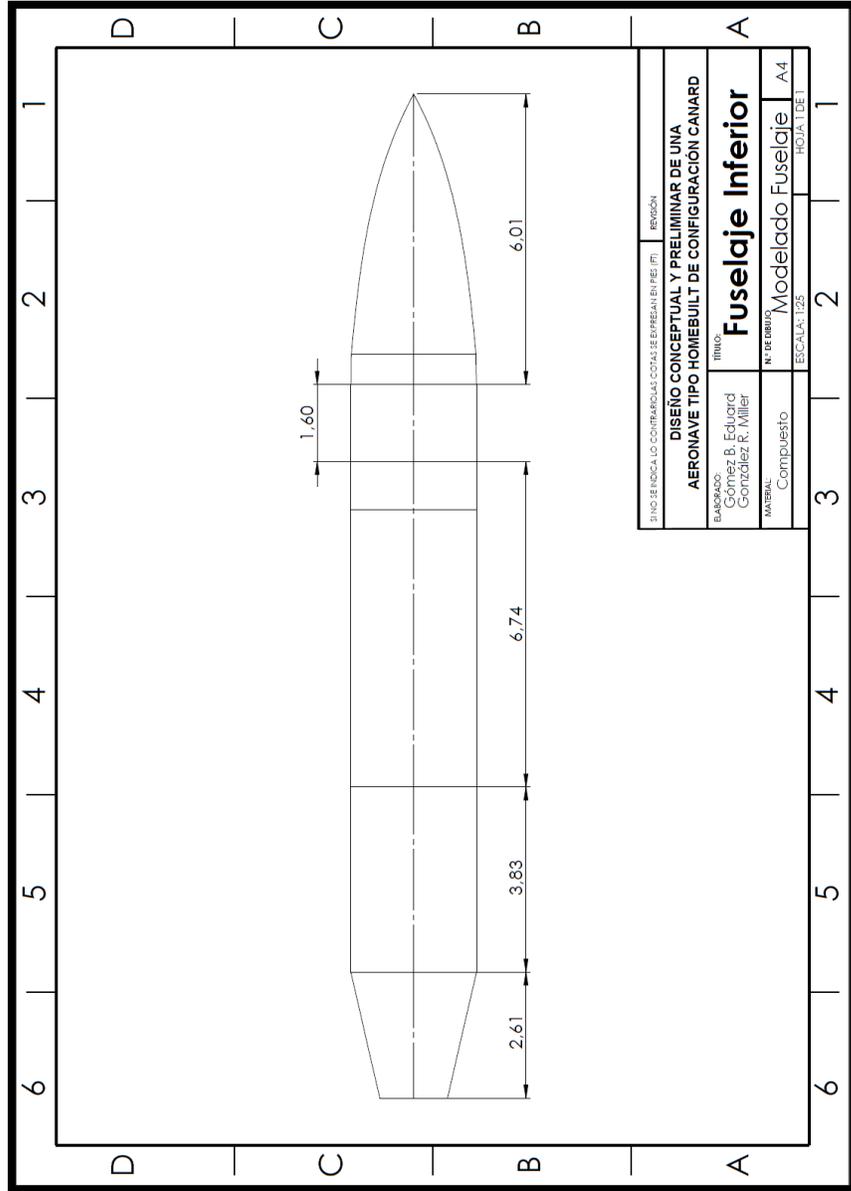
DIBUJOS DE PIEZA VISTA SUPERIOR FUSELAJE MODELADA 3D, SOFTWARE SOLIDWORKS 2015



Fuente: Autores del Proyecto.

ANEXO AR

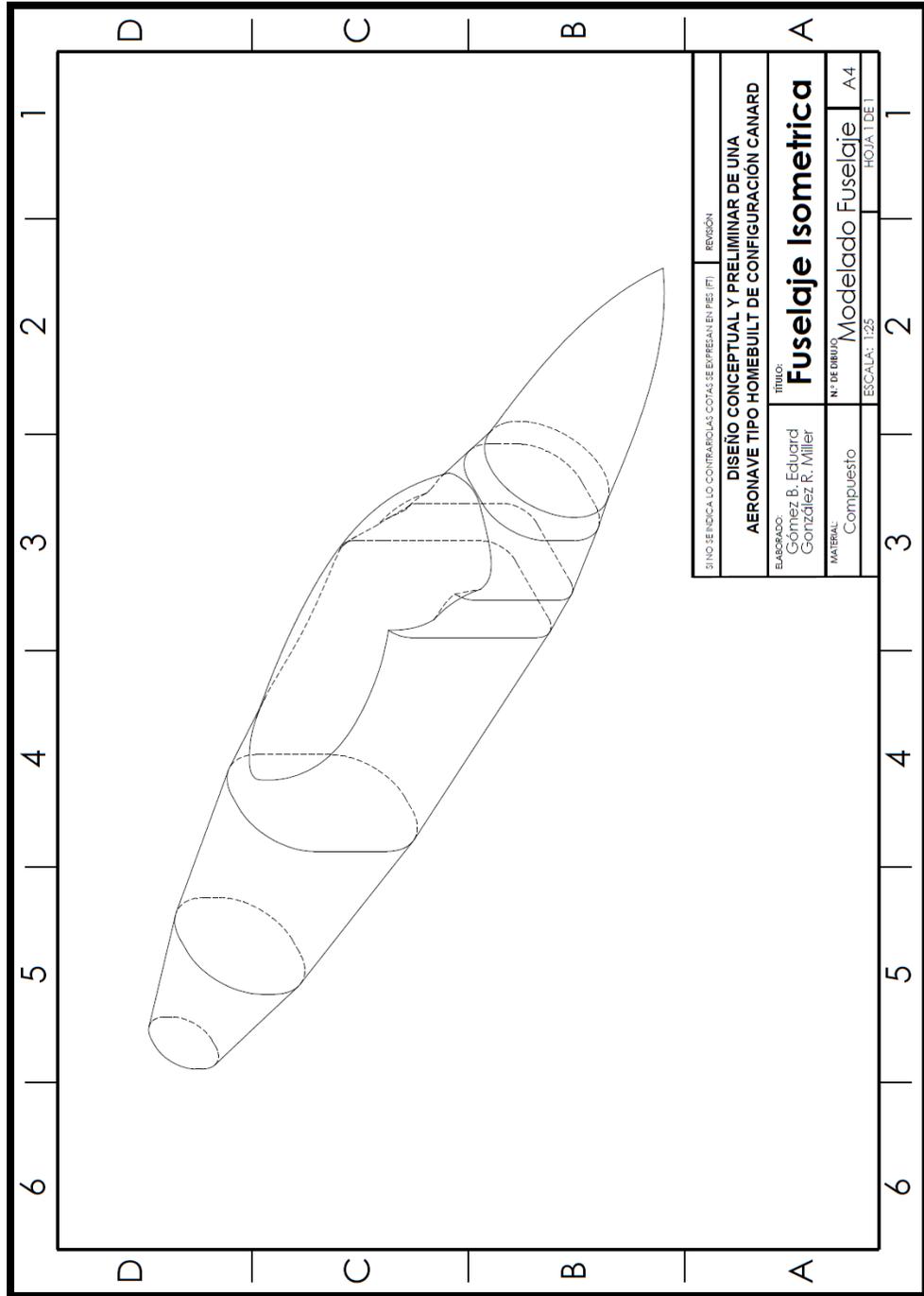
DIBUJOS DE PIEZA VISTA INFERIOR FUSELAJE MODELADA 3D, SOFTWARE SOLIDWORKS 2015



Fuente: Autores del Proyecto.

ANEXO AS

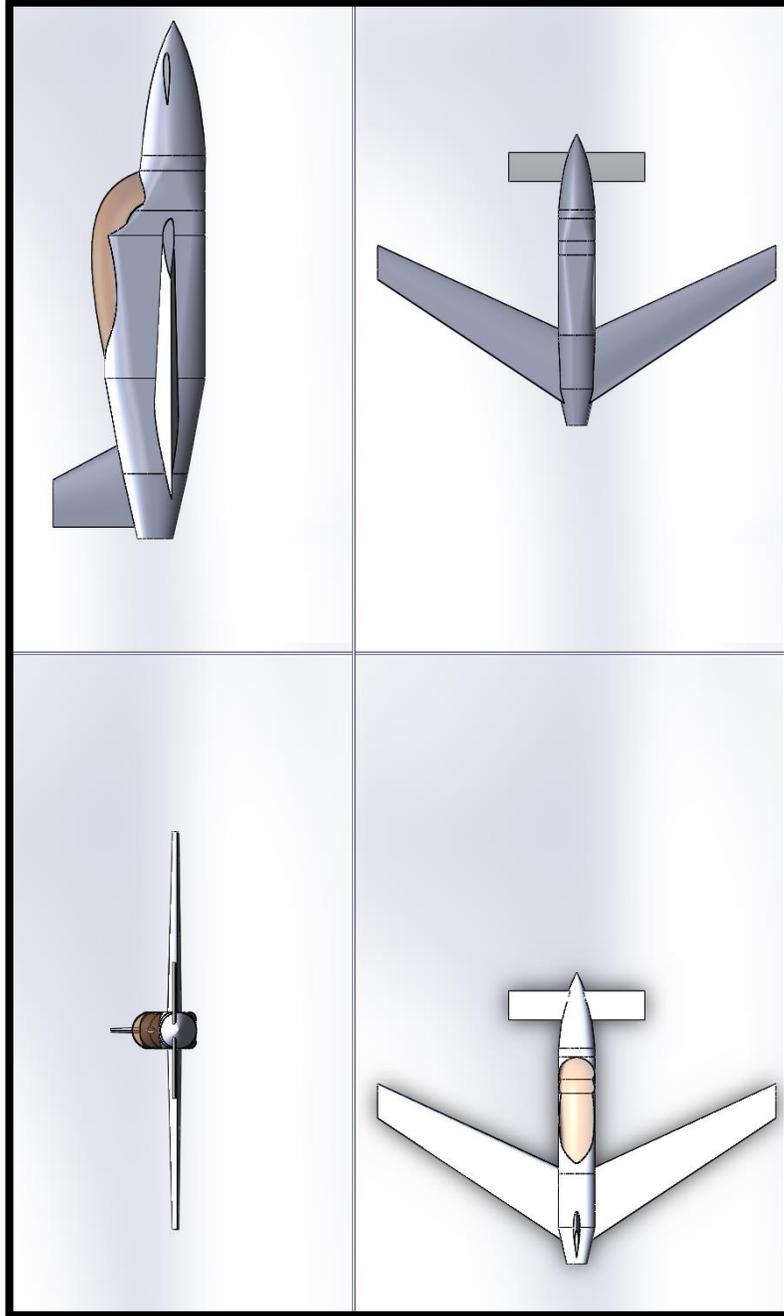
DIBUJOS DE PIEZA VISTA ISOMETRICA FUSELAJE MODELADA 3D, SOFTWARE SOLIDWORKS 2015



Fuente: Autores del Proyecto.

ANEXO AT

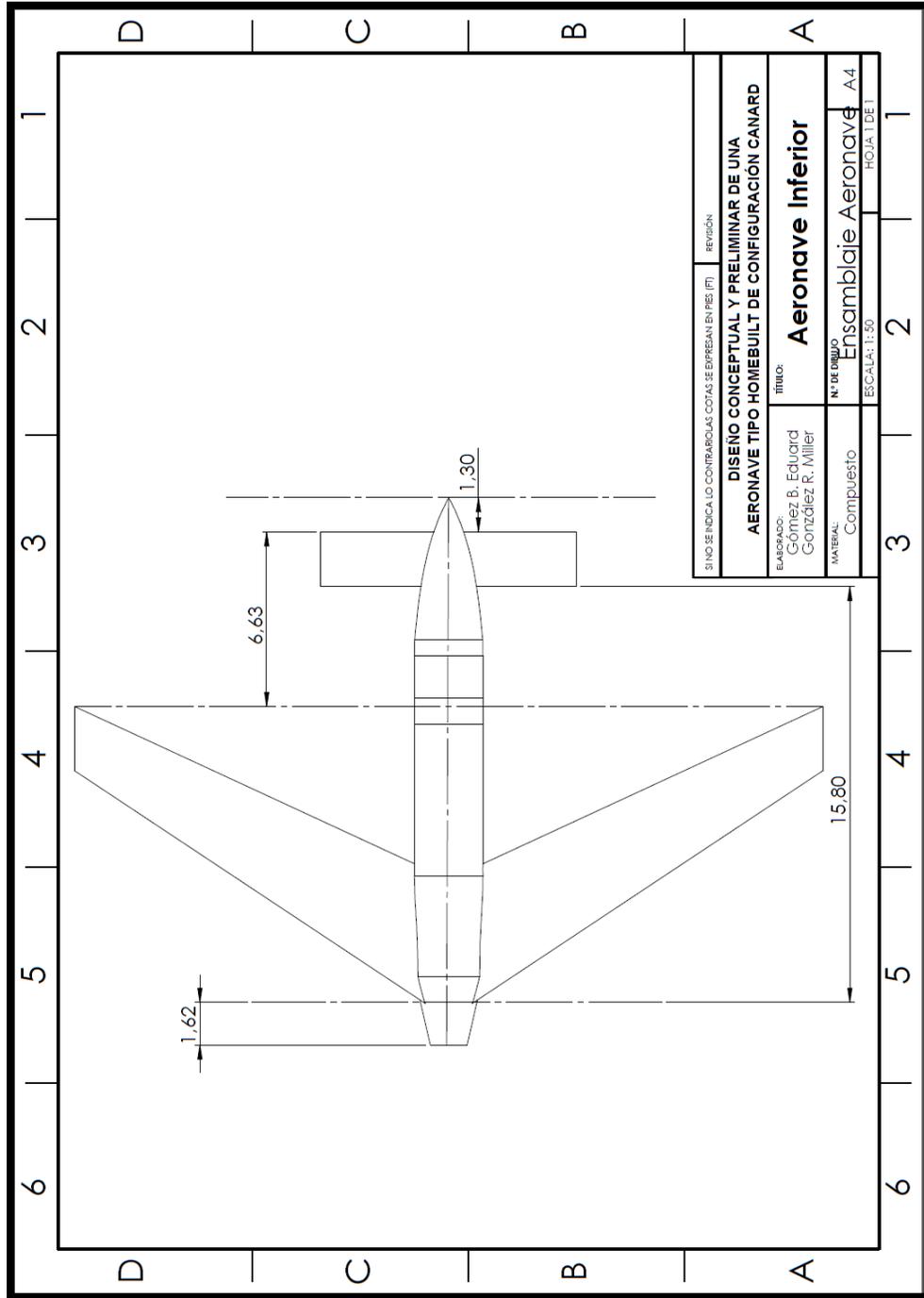
VISTAS ENSAMBLE AERONAVE MODELADA 3D, SOFTWARE SOLIDWORKS 2015



Fuente: Autores del Proyecto.

ANEXO AU

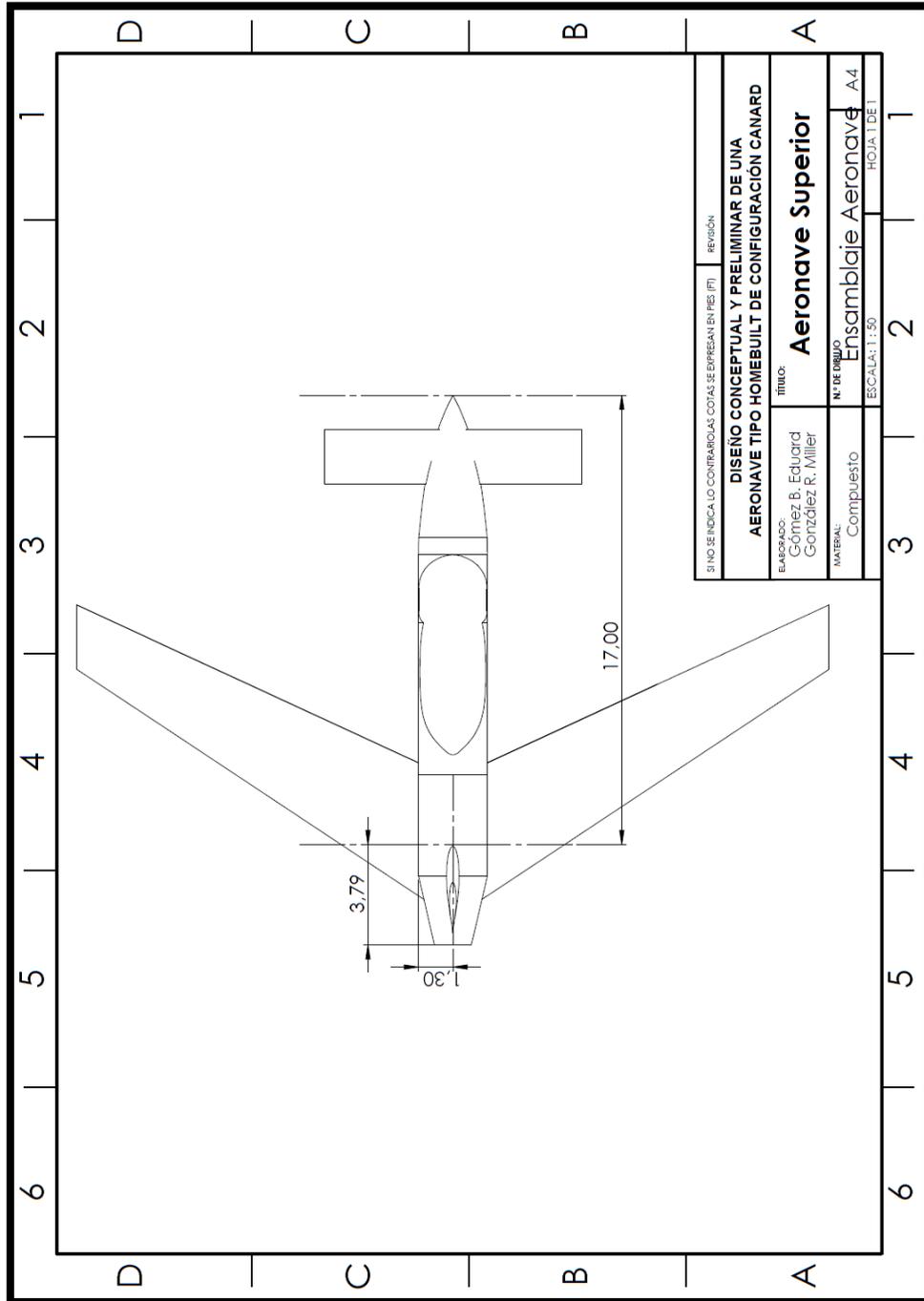
DIBUJOS DE PIEZA VISTA INFERIOR ENSAMBLE AERONAVE MODELADA 3D, SOFTWARE SOLIDWORKS 2015



Fuente: Autores del Proyecto.

ANEXO AV

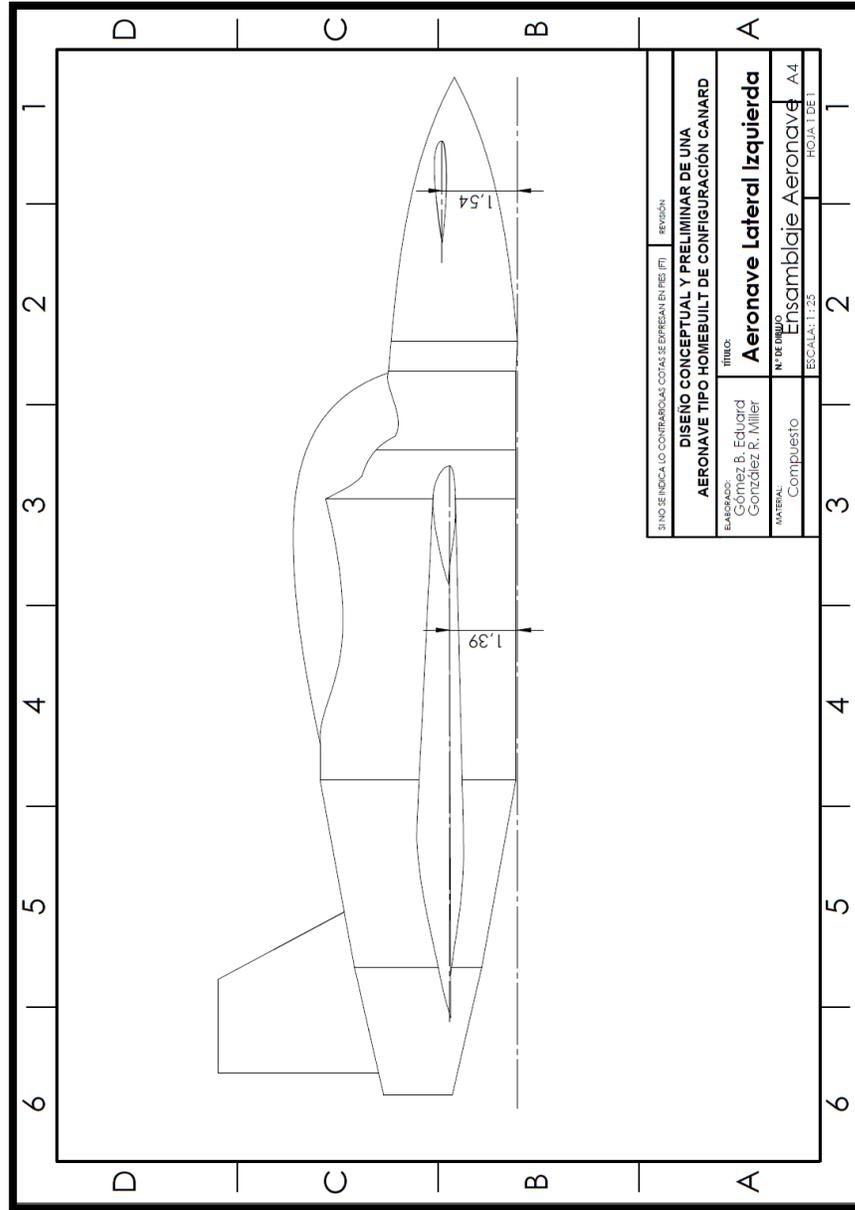
DIBUJOS DE PIEZA VISTA SUPERIOR ENSAMBLE AERONAVE MODELADA 3D, SOFTWARE SOLIDWORKS 2015



Fuente: Autores del Proyecto.

ANEXO AW

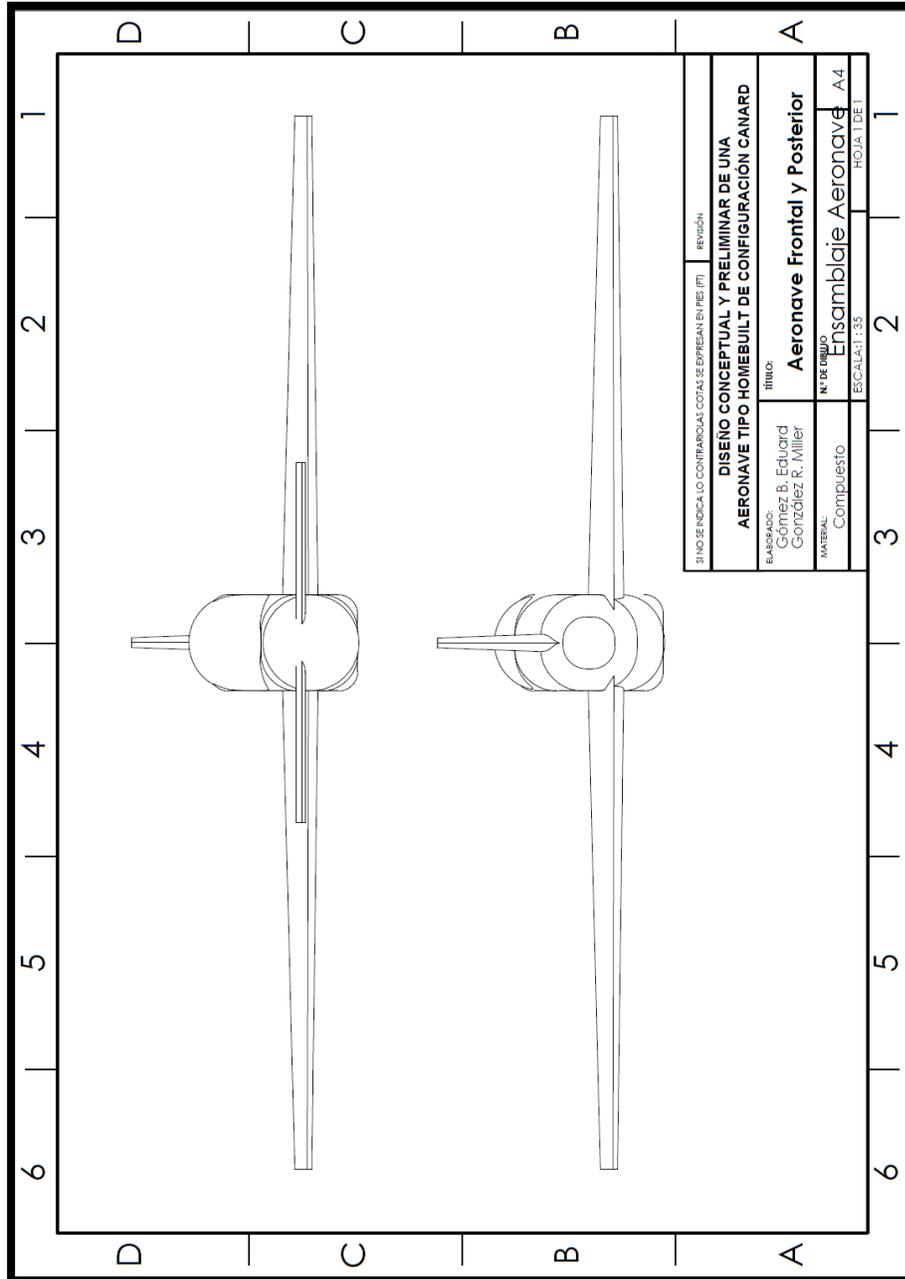
DIBUJOS DE PIEZA VISTA LATERAL ENSAMBLE AERONAVE MODELADA 3D, SOFTWARE SOLIDWORKS 2015



Fuente: Autores del Proyecto.

ANEXO AX

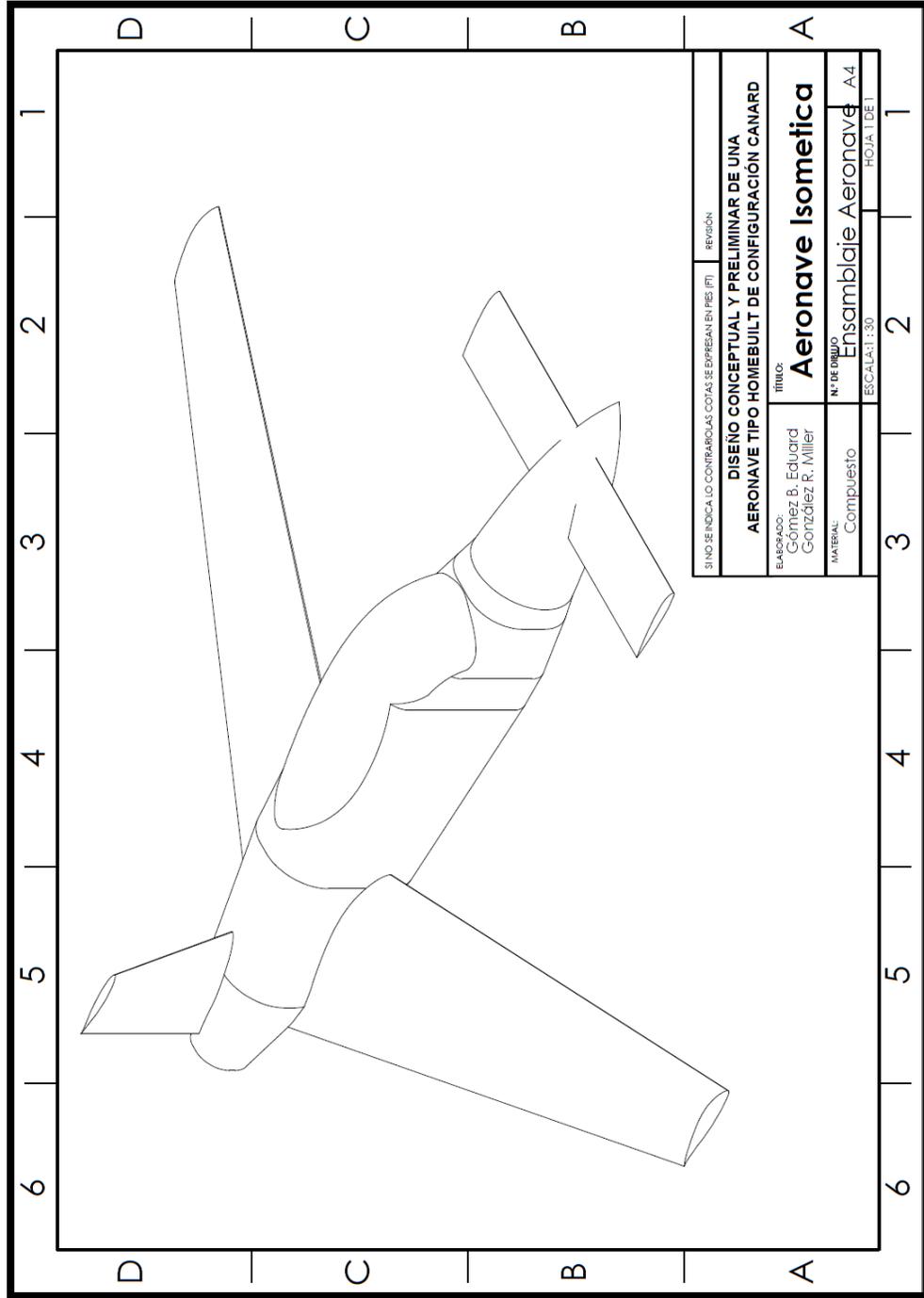
DIBUJOS DE PIEZA VISTA FRONTAL ENSAMBLE AERONAVE MODELADA 3D, SOFTWARE SOLIDWORKS 2015



Fuente: Autores del Proyecto.

ANEXO AY

DIBUJOS DE PIEZA VISTA ISOMETRICA ENSAMBLE AERONAVE MODELADA 3D, SOFTWARE SOLIDWORKS 2015



Fuente: Autores del Proyecto.