GUTIÉRREZ TORRES ALFREDO
MORALES DE PAZ ARTURO

DISEÑO CONCEPTUAL, AERODINÁMICO Y CONSTRUCCIÓN CON MATERIALES COMPUESTOS DE UN AEROMODELO DE CARGA CON BASES DEL CONCURSO SAE AERO DESIGN 2008

Instituto Politécnico Nacional
Escuela Superior de Ingeniería Mecánica y Eléctrica
Unidad Profesional Ticomán

México, D.F.
2009

GUTIÉRREZ TORRES ALFREDO
MORALES DE PAZ ARTURO

DISEÑO CONCEPTUAL, AERODINÁMICO Y CONSTRUCCIÓN CON MATERIALES COMPUESTOS DE UN AEROMODELO DE CARGA CON BASES DEL CONCURSO SAE AERO DESIGN 2008

Tesis presentada a la Escuela Superior de Ingeniería Mecánica y Eléctrica Unidad Profesional Ticomán del Instituto Politécnico Nacional para la obtención del Título de

Licenciatura en
Ingeniería Aeronáutica

Asesores:
Ing. Oscar Roberto Guzmán Caso
M. en. C. Rogelio Gerardo Hernández García

México, D.F.

2009

INSTITUTO POLITÉCNICO NACIONAL

ESCUELA SUPERIOR DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA

UNIDAD TICOMÁN

QUE PARA OBTENER EL TÍTULO DE: INGENIERO EN AERONÁUTICA
POR LA OPCIÓN DE TITULACIÓN: TESIS COLECTIVA
DEBERÁN PRESENTAR: LOS CC. PASANTES:

GUTIÉRREZ TORRES ALFREDO
MORALES DE PAZ ARTURO

"DISEÑO CONCEPTUAL, AERODINÁMICO Y CONSTRUCCIÓN CON MATERIALES COMPUESTOS DE UN AEROMODELO DE CARGA CON BASES DEL CONCURSO SAE AERO DESIGN 2008"

RESUMEN
ABSTRACT
CONTENIDO
LISTA DE TABLAS
LISTA DE FIGURAS
SIMBOLOGÍA
NOMENCLATURA
INTRODUCCIÓN
OBJETIVO GENERAL
OBJETIVOS ESPECÍFICOS
ALCANCE
MOTIVACIÓN
CAPÍTULO I **ESTADO DEL ARTE**
CAPÍTULO II **FUNDAMENTACIÓN**
CAPÍTULO III **DEFINICIÓN DE LOS REQUERIMIENTOS**
CAPÍTULO IV **DISEÑO CONCEPTUAL**
CAPÍTULO V **DISEÑO AERODINÁMICO**
CAPÍTULO VI **LOCALIZACIÓN DEL CENTRO DE GRAVEDAD**
CAPÍTULO VII **MANUFACTURA**
CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES
REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS
APÉNDICES

México, DF., a 22 de junio de 2009.

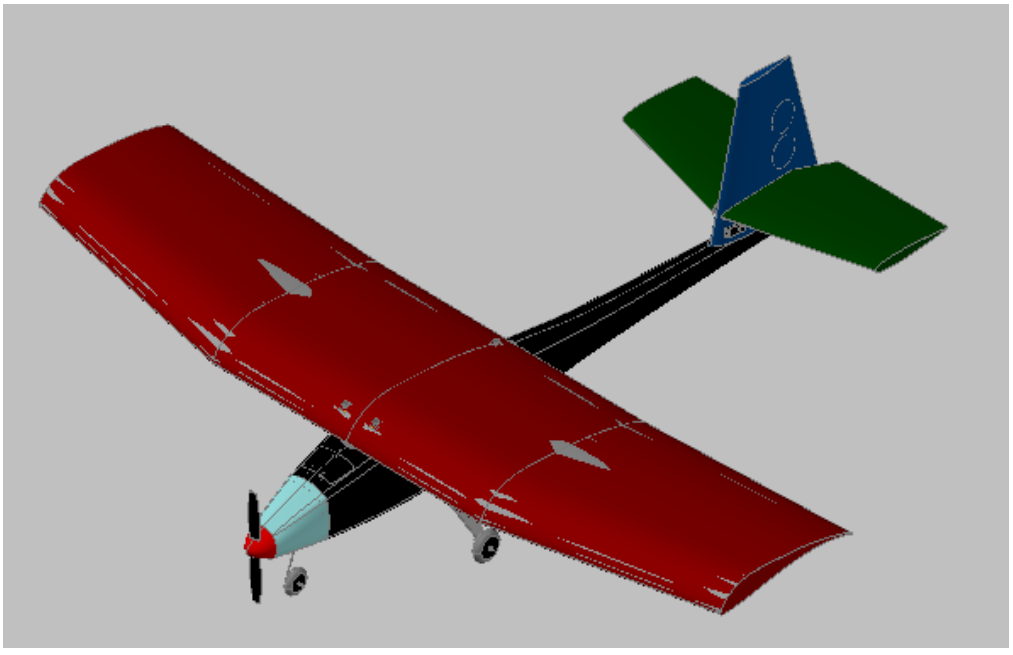
A S E S O R E S

ING. OSCAR ROBERTO GUZMÁN CASO — **M. EN C. ROGELIO GERARDO HERNÁNDEZ GARCÍA**

Vo. Bo.

ING. MIGUEL ALVAREZ MONTALVO
DIRECTOR

Ehecatl



La vida no es ningún pasillo recto y fácil
que recorremos libres y sin obstáculos,
sino un laberinto de pasadizos,
en el que tenemos que buscar nuestro camino,
perdidos y confusos, detenidos,
de vez en cuando,
por un callejón sin salida.

Pero si tenemos fe, siempre se abre
una puerta ante nosotros;
quizá no sea la que imaginamos,
pero sí será, finalmente,
la que demuestre ser buena
para nosotros.

A. J. CRONIN

A la vida…

Al amor…

Y a la ciencia…

A mis padres por darme la vida,
a mi familia por darme el amor,
y a la ciencia por darme el
conocimiento para un
mundo mejor.

Gtz. Torres Alfredo

El trabajo, por humilde y sencillo que
sea, si se hace bien, embellece e ilumina el mundo.

D'Annunzio Gabriel

A mis padres,
Dora y Roberto, por brindarme
una formación íntegra;
A mi familia
por ayudarme a llegar donde estoy.
A ellos, Gracias por ser quien soy
y enseñarme a superarme día a día,
para ayudar a hacer de este mundo
un mejor lugar para vivir.

Morales de Paz Arturo

Hay hombres que luchan un día y son buenos.
Hay otros que luchan un año y son mejores.
Hay quienes luchan muchos años y son muy buenos.
Pero hay los que luchan toda la vida:
esos son los imprescindibles.

Bertolt Brecht

Reconocimiento especial

A quienes lo hicieron posible,
Álvarez Montalvo Miguel,
Crespo y Mena Carlos,
Domínguez Hernández Rafael A.,
Guzmán Caso Oscar Roberto,
Hernández García Rogelio G.,
Rivera Vega Sergio,
Rodríguez Ibarra Fausto Humberto,
Sarmiento Mendoza Porfirio
y un reconocimiento exclusivo a
López Ramírez Gerardo y
Munguía Pedroza Luis;
y a los integrantes del equipo Ehecatl:
Blancas Pérez Daniel,
Espinobarros Fierro Leslie,
Hernández Carbajal Allan R.,
Marmolejo Gómez J. Álvaro,
Pérez Escobar Doriana H.,
por su ardua labor,
enorme apoyo incondicional
y por creer en el proyecto.

Agradecimiento

Un agradecimiento especial al Instituto Politécnico Nacional (IPN),
a la Escuela Superior de Ingeniería Mecánica y Eléctrica (ESIME–UPT)
y en particular al laboratorio de ensaye de materiales (LEM) por su valioso apoyo.

Resumen

El presente trabajo versa sobre el desarrollo del proyecto de diseño conceptual, diseño aerodinámico y construcción con materiales compuestos de un aeromodelo que participó en la competencia *SAE Aero Design West 2008* en la clase regular. Este evento es una competencia internacional realizada en Estados Unidos y en Brasil por la Sociedad de Ingenieros Automotrices (SAE por sus siglas en inglés), además de ser una prueba y un reto para todo estudiante de ingeniería aeronáutica.

En la realización de este proyecto nos valemos de herramientas de software de CAD y de la metodología de diseño de producto para establecer los requerimientos y metas de diseño del aeromodelo.

Se sabe que los aeromodelos participantes deben tener gran capacidad de carga, puesto que es la meta principal del diseño, así pues, se puede considerar que si se utiliza un perfil aerodinámico cuyo coeficiente de levantamiento máximo sea mayor a 2 y con una superficie alar cercana a un metro cuadrado, volando a nivel del mar a baja velocidad, la capacidad de carga útil del avión será de 10 a 11 kg, estimando que el aeromodelo pese de 4 a 5 kilogramos.

Palabras clave: Aero Design, Aeromodelo, Materiales compuestos, Diseño aerodinámico, Diseño conceptual, Desempeño aerodinámico, Polar del avión.

Abstract

This paper deals with the development of conceptual design, aerodynamic design and construction of a composite aircraft which participated in the SAE Aero Design West 2008 competition in the regular class. This event is an international competition held in the United States and Brazil by the Society of Automotive Engineers (SAE for short), in addition to being a test and a challenge for every student in aeronautical engineering.

In carrying out this project, we rely on software tools for CAD and design methodology to establish the product requirements and design goals for the aircraft.

It is known that the aircraft involved must have a high load capacity, since it is the main goal of the design, thus, if an aerodynamic profile whose maximum lift coefficient is greater than 2 and a wing area near one meter square, flying at sea level at low speed, payload capacity of the aircraft should be 10 to 11 kg, with an aircraft weight of 4 to 5 kilograms.

Key words: Aero Design, Aeromodel, Composite materials, Aerodynamics design, Conceptual design, Aircraft performance, Aircraft polar curve.

Contenido

Pág.

Resumen ..... **xvii**
Abstract ..... **xix**
Índice de tablas ..... **xxv**
Índice de figuras ..... **xxix**
Simbología ..... **xxxv**
Nomenclatura ..... **xli**
Introducción ..... **xliii**
Objetivo general ..... **xlv**
Objetivos específicos ..... **xlv**
Alcance ..... **xlvii**
Motivación ..... **xlix**
Capítulo 1 Estado del arte **3**
1.1. Tláloc I y II 3
1.2. Buscador 5
1.3. S4 Ehecatl de Hydra–Technologies 6
1.4. Especificaciones técnicas de los diseños 7
1.4.1 Tláloc I (Mini–avión) 7
1.4.2 Prototipo Tláloc II 8
Capítulo 2 Fundamentación **11**
2.1. Aerodinámica 11
2.1.1 Clasificación de aviones 11
2.1.2 Ala 13
2.1.3 Alerones 16
2.1.4 Estabilizador 17
2.1.5 Fuselaje 21
2.1.6 Tren de aterrizaje 22

2.2 .Materiales Compuestos 24
2.2.1 Fibras 24
2.2.2 Matriz 27
2.2.3 Recubrimientos 27
Capítulo 3 Definición de los requerimientos 31
3.1 .Identificación del cliente 31
3.2 .Determinación de los requerimientos del concurso 31
3.2.1 Desempeño funcional 31
3.2.2 Restricciones 32
3.2.3 Apariencia 32
3.2.4 Tiempo disponible 33
3.3 .Ponderación de los requerimientos 33
3.4 .Traducción de los requerimientos en términos mesurables 34
3.5 .Definición de las metas de diseño 34
Capítulo 4 Diseño conceptual 39
4.1 .Análisis funcional 39
4.2 .Consideraciones preliminares 39
4.3 .Estimación inicial del peso 40
4.4 .Estimación inicial de las dimensiones 41
4.4.1 Estimación inicial de la superficie alar 41
4.4.2 Estimación de envergadura, longitud, altura del avión y cuerda media del ala 42
4.5 .Selección del perfil del ala 43
4.5.1 Características del perfil 47
4.6 .Concepto 50
4.6.1 Primer concepto 50
4.6.2 Segundo concepto 51
4.6.3 Tercer concepto 51
4.6.4 Cuarto concepto 52
4.6.5 Concepto final 53
Capítulo 5 Diseño aerodinámico 57
5.1 .Información preliminar 57
5.2 .Diseño de ala 57
5.2.1 Distribución de levantamiento y resistencia al avance del ala 60
5.2.2 Trazo de la polar del ala basada en el cálculo 67
5.3 .Diseño del estabilizador horizontal 68
5.3.1 Perfil del estabilizador horizontal 69
5.3.2 Distribución de levantamiento y resistencia al avance del estabilizador horizontal 72

5.3.3 Trazo de la polar del estabilizador horizontal basada en el cálculo 78
5.4. Diseño de estabilizador vertical 78
5.4.1 Perfil del estabilizador vertical 79
5.4.2 Determinación del coeficiente de resistencia al avance del estabilizador vertical 82
5.5. Diseño de las superficies de control 82
5.6. Diseño del tren de aterrizaje 83
5.6.1 Determinación del coeficiente de resistencia al avance del tren de aterrizaje 84
5.7. Diseño del fuselaje 86
5.7.1 Determinación del coeficiente de resistencia al avance del fuselaje 87
5.8. Polar del avión 88
5.8.1 Coeficiente de levantamiento total del avión 88
5.8.2 Coeficientes de resistencia al avance de los elementos cuyo C_D varía con α 94
5.8.3 Coeficientes de resistencia al avance de los elementos cuyo C_D no varía con α 94
5.8.4 Coeficiente de resistencia al avance total del avión 95
5.8.5 Trazo de las curva polar del avión 95
5.9. Desempeño 96
5.9.1 Determinación de la potencia del motor 96
5.9.2 Hélice 99
5.9.3 Potencia requerida y disponible 102
5.9.4 Despegue 113
5.9.5 Ascenso 126
5.9.6 Descenso 128
5.9.7 Aterrizaje 136
5.9.8 Autonomía 137
5.9.9 Alcance 139
5.10 Vuelos 140
5.10.1 Descripción 140
5.10.2 Primer vuelo 141
5.10.3 Segundo vuelo 143
Capítulo 6 Localización del centro de gravedad 147
6.1. Generalidades 147
6.2. Densidades de los materiales utilizados 148
6.3. Determinación del peso y del centro de gravedad del ala 148
6.4. Determinación del peso y del centro de gravedad del estabilizador horizontal 149
6.5. Determinación del peso y del centro de gravedad del estabilizador vertical 150
6.6. Determinación del peso y del centro de gravedad del fuselaje 151
6.7. Determinación del peso y del centro de gravedad del tren de aterrizaje 152

6.8 .Peso total y centro de gravedad del avión 153
6.9 .Estabilidad longitudinal 156
6.9.1 Generalidades 156
6.9.2 Determinación de las curvas de estabilidad estática longitudinal $C_{M\,T} = f(\alpha)$ 156
Capítulo 7 Manufactura 165
7.1 .Manufactura de la viga principal 165
7.2 .Manufactura de las plantillas de los perfiles (ala y estabilizadores) 168
7.3 .Serigrafía 170
7.4 .Manufactura de las paredes de la bahía de carga y cuadernas del fuselaje 173
7.5 .Refuerzo del tren de aterrizaje principal 175
7.6 .Manufactura del ala 177
7.7 .Manufactura del estabilizador vertical y horizontal 182
7.8 .Manufactura del fuselaje y carenado del motor 185
7.9 .Ensamble 190
7.9.1 Fuselaje 190
7.9.2 Ala 191
7.9.3 Empenaje 192
7.9.4 Tren de aterrizaje 193
7.9.5 Ensamble final 193
7.10 Determinación del CG real en las condiciones requeridas 194
Conclusiones y recomendaciones 203
Referencias 211
Apéndices 217
Apéndice A Estadística para la estimación del peso del aeromodelo 217
Apéndice B Datos del perfil S1223RTL 225
Apéndice C Polar del avión 227
Apéndice D Planos 231

Lista de tablas

Pág.

Tabla 1-1 Características geométricas del Tláloc I 7
Tabla 1-2 Características de diseño del Tláloc I 8
Tabla 1-3 Características geométricas del Tláloc II 8
Tabla 1-4 Características de diseño del Tláloc II 8
Tabla 2-1 Propiedades mecánicas del kevlar 26
Tabla 3-1 Ponderación de requerimientos 33
Tabla 3-2 Requerimientos en términos mesurables 34
Tabla 4-1 Carga alar para aeromodelos 41
Tabla 4-2 Datos para número de Reynolds 43
Tabla 4-3 Valores máximos y mínimos de los perfiles a ponderar 45
Tabla 4-4 Ponderación de perfiles 46
Tabla 5-1 Datos preliminares del ala 57
Tabla 5-2 Características geométricas del ala 60
Tabla 5-3 Obtención del $C_{L\,máx}$ 61
Tabla 5-4 Datos para el cálculo de la pendiente del perfil del ala 63
Tabla 5-5 Datos para el cálculo de la pendiente de la curva $C_L = f(\alpha)$ del ala 63
Tabla 5-6 Coeficientes de levantamiento y arrastre del ala 65
Tabla 5-7 Características geométricas del EH 69
Tabla 5-8 Obtención del $C_{L\,máx\,EH}$ 72
Tabla 5-9 Datos para el cálculo de la pendiente del perfil del estabilizador horizontal 73
Tabla 5-10 Datos para el cálculo de la pendiente del EH 74
Tabla 5-11 Coeficientes de levantamiento y arrastre del EH 76
Tabla 5-12 Características geométricas del EV 79
Tabla 5-13 Resistencia al avance del tren de aterrizaje 85
Tabla 5-14 Coeficientes de levantamiento y resistencia al avance del fuselaje 87

Tabla 5-15 Cálculo de la eficiencia del EH 91
Tabla 5-16 Resistencia al avance parásita con valores constantes 95
Tabla 5-17 Valores del par y la potencia del motor a 0, 400 y 2240 m 99
Tabla 5-18 Datos para determinar la velocidad de vuelo 103
Tabla 5-19 Potencia requerida a 0 m para 6.0952 kg 104
Tabla 5-20 Potencia requerida a 400 m para 6.0952 kg 104
Tabla 5-21 Potencia requerida a 2240 m para 6.0952 kg 105
Tabla 5-22 Potencia requerida a 0 m para 14.8952 kg 105
Tabla 5-23 Potencia requerida a 400 m para 14.8952kg 106
Tabla 5-24 Potencia requerida a 2240 m para 14.8952 kg 106
Tabla 5-25 Valores para la determinación de los valores de la potencia disponible 107
Tabla 5-26 Valores de potencia disponible en función de la velocidad para 6.0952 kg 108
Tabla 5-27 Valores de potencia disponible en función de la velocidad para 14.8952 kg 108
Tabla 5-28 Valores de la potencia en exceso máxima 112
Tabla 5-29 Valores de potencia y velocidad de vuelo con 6.0952 kg 112
Tabla 5-30 Valores de potencia y velocidad de vuelo con 14.8952 kg 112
Tabla 5-31 Valores de potencia y velocidad de vuelo con 11.8952 kg 113
Tabla 5-32 Datos para el cálculo del despegue 114
Tabla 5-33 Velocidad de desplome y despegue con diferente peso y altitud 114
Tabla 5-34 Valores de la potencia absorbida por la hélice para velocidad cero y velocidad de despegue para 6.0952 kg a 0 m 115
Tabla 5-35 Valores de la potencia absorbida por la hélice para velocidad cero y velocidad de despegue para 6.0952 kg a 400 m 116
Tabla 5-36 Valores de la potencia absorbida por la hélice para velocidad cero y velocidad de despegue para 6.0952 kg a 2240 m 116
Tabla 5-37 Valores de la potencia absorbida por la hélice para velocidad cero y velocidad de despegue para 11.8952 kg a 2240 m 117
Tabla 5-38 Valores de la potencia absorbida por la hélice para velocidad cero y velocidad de despegue para 14.8952 kg a 0 m 117
Tabla 5-39 Valores de la potencia absorbida por la hélice para velocidad cero y velocidad de despegue para 14.8952 kg a 400 m 118
Tabla 5-40 Valores de P_0 y P_d cons respectivas RPM para los distitos pesos y altitudes del aeronave 122
Tabla 5-41 Valores para cálculo de la carrera horizontal de despegue 123
Tabla 5-42 Valores para cálculo de la etapa de transición de despegue 125

Tabla 5-43 Valores finales del despegue 126
Tabla 5-44 Velocidad ascensional 127
Tabla 5-45 Techo absoluto y práctico 127
Tabla 5-46 Tiempo de ascenso 128
Tabla 5-47 Valores de ángulo de planeo y velocidad de descenso a 0 m para 6.0952 kg 129
Tabla 5-48 Valores de ángulo de planeo y velocidad de descenso a 400 m para 6.0952 kg 130
Tabla 5-49 Valores de ángulo de planeo y velocidad de descenso a 22240 m para 6.0952 kg 130
Tabla 5-50 Valores de ángulo de planeo y velocidad de descenso a 2240 m para 11.8952 kg 131
Tabla 5-51 Valores de ángulo de planeo y velocidad de descenso a 0 m para 14.8952 kg 131
Tabla 5-52 Valores de ángulo de planeo y velocidad de descenso a 400 m para 14.8952 kg 132
Tabla 5-53 Datos para la obtencion de la carrera de aterrizaje 137
Tabla 5-54 Consumo específico de combustible 137
Tabla 5-55 Datos para el cálculo de la autonomía 139
Tabla 5-56 Datos para el alcance máximo 140
Tabla 6-1 Densidad de los materiales de manufactura 148
Tabla 6-2 Componentes del ala y su CG 149
Tabla 6-3 Componentes del EH y su CG 149
Tabla 6-4 Componentes del EV y su CG 150
Tabla 6-5 Componentes del fuselaje y sus cuatro casos de CG 151
Tabla 6-6 Componentes del tren de aterrizaje y su CG 152
Tabla 6-7 Momentos totales teóricos del aeromodelo respecto al CG 153
Tabla 6-8 Peso total y CG teórico del aeromodelo para sus cuatro casos 153
Tabla 6-9 Distancias de los componentes con respecto a los diferentes casos de CG 157
Tabla 6-10 Valores de C_M para el avión vacío 158
Tabla 6-11 Valores de C_M para el avión con combustible 158
Tabla 6-12 Valores de C_M para el avión con carga máxima y tanque vacío 159
Tabla 6-13 Valores de C_M para el avión con carga máxima y tanque lleno 159
Tabla 7-1 Momentos totales reales del aeromodelos con respecto a su CG y su peso 195
Tabla 7-2 Peso total y CG corregido del aeromodelo para los cuatro casos 195
Tabla A-1 Estimación del peso del avión respecto a estadísticas de aeromodelos con motor .61 [37] 217
Tabla A-2 Estimación de carga útil respecto a estadísticas de concursos anteriores de SAE Aero Design West [35] 219

Tabla A-3 Estimación de dimensiones del avión respecto a estadísticas de aeromodelos con motor .61 [37]..... 223
Tabla B-1 Datos del perfil S1223RTL 225
Tabla C-1 Datos para la polar del avión..... 227

Lista de figuras

Pág.

Figura 1-1 Prototipo del proyecto “ACR–Tláloc I” 4
Figura 1-2 Prototipo del proyecto “ACR–Tláloc II” 5
Figura 1-3 Maqueta estática del “Buscador” 5
Figura 1-4 S4 Ehecatl de Hydra–Technologies 7
Figura 2-1 Configuración normal de un avión 11
Figura 2-2 Monoplano con diferentes posiciones de ala 12
Figura 2-3 Formas de ala 14
Figura 2-4 Ángulo diedro del ala. 1–fuselaje, 2–ala, 3–línea de flotación del avión 15
Figura 2-5 Formas de perfiles aerodinámicos 15
Figura 2-6 Operación del alerón 17
Figura 2-7 Distribución de presiones en el estabilizador 19
Figura 2-8 Configuración del estabilizador horizontal en el vertical 20
Figura 2-9 Formas de secciones transversales de fuselajes 21
Figura 2-10 Fuselaje monocoque 22
Figura 2-11 Configuración del tren de aterrizaje con rueda de nariz 23
Figura 4-1 Perfil S1223 RTL 47
Figura 4-2 Curva de levantamiento 48
Figura 4-3 Curva de resistencia al avance 48
Figura 4-4 Curva de momento 49
Figura 4-5 Curva polar 49
Figura 4-6 Primer concepto 50
Figura 4-7 Segundo concepto 51
Figura 4-8 Tercer concepto 51
Figura 4-9 Cuarto concepto 52
Figura 4-10 Concepto final 53

Figura 5-1 Geometría del ala 58
Figura 5-2 Método geométrico para obtener la CAM 59
Figura 5-3 Distribución de levantamiento a lo largo de la semi–envergadura del ala 62
Figura 5-4 Curva de levantamiento del ala y del perfil 66
Figura 5-5 Curva polar del ala 67
Figura 5-6 Geometría del estabilizador horizontal y obtención de la CAM 69
Figura 5-7 Perfil NACA 0012 70
Figura 5-8 Levantamiento del perfil NACA 0012 70
Figura 5-9 Resistencia al avance del perfil NACA 0012 71
Figura 5-10 Coeficiente de momento de cabeceo del perfil NACA 0012 71
Figura 5-11 Distribución de levantamiento a lo largo de la semi–envergadura del EH 73
Figura 5-12 Curva de levantamiento del EH 77
Figura 5-13 Curva polar del EH 78
Figura 5-14 Geometría del estabilizador vertical 79
Figura 5-15 Perfil NACA 0013 80
Figura 5-16 Curva de levantamiento del perfil NACA 0013 80
Figura 5-17 Resistencia al avance del perfil NACA 0013 81
Figura 5-18 Coeficiente de momento de cabeceo del perfil NACA 0013 81
Figura 5-19 Diseño de los alerones (semi–ala) 82
Figura 5-20 Diseño del timón de dirección 83
Figura 5-21 Configuración del tren de aterrizaje 84
Figura 5-22 Diseño del tren de aterrizaje 84
Figura 5-23 Diseño del fuselaje 86
Figura 5-24 Curva polar del fuselaje 88
Figura 5-25 Diagrama para la eficiencia del EH 89
Figura 5-26 Diagrama 1 a $\alpha = -5°$ 92
Figura 5-27 Diagrama 2 a $\alpha = 0°$ 92
Figura 5-28 Diagrama 3 a $\alpha = 5°$ 93
Figura 5-29 Diagrama 4 a $\alpha = 10°$ 93
Figura 5-30 Curva polar del avión 96
Figura 5-31 Potencia contra velocidad del motor al nmm 97
Figura 5-32 Par contra velocidad del motor al nmm 97
Figura 5-33 Consumo de combustible contra velocidad del motor al nmm 98
Figura 5-34 Guía para la selección de la hélice 100
Figura 5-35 Hélice Master Airscrew 11x8 S2 100

Figura 5-36 Coeficiente de potencia contra relación de avance de la hélice 11X8 101
Figura 5-37 Coeficiente de eficiencia contra relación de avance de la hélice 11X8 101
Figura 5-38 Coeficiente de tracción contra relación de avance de la hélice 11X8 102
Figura 5-39 Curvas de potencia requerida y disponible para 6.0952 kg 109
Figura 5-40 Curvas de potencia requerida y disponible para 14.8952 kg 110
Figura 5-41 Curvas de potencia requerida y disponible para 11.8952 kg 111
Figura 5-42 Representación de la carrera de despegue 113
Figura 5-43 Curvas de potencia del motor y de la potencia absorbida por la hélice para 6.0952 kg a 0 m 119
Figura 5-44 Curvas de potencia del motor y de la potencia absorbida por la hélice para 6.0952 kg a 400 m 119
Figura 5-45 Curvas de potencia del motor y de la potencia absorbida por la hélice para 6.0952 kg a 22400 m 120
Figura 5-46 Curvas de potencia del motor y de la potencia absorbida por la hélice para 11.8952 kg a 22400 m 120
Figura 5-47 Curvas de potencia del motor y de la potencia absorbida por la hélice para 14.8952 kg a 0 m 121
Figura 5-48 Curvas de potencia del motor y de la potencia absorbida por la hélice para 14.8952 kg a 400 m 121
Figura 5-49 Recorrido de transición 124
Figura 5-50 Recorrido de subida 125
Figura 5-51 Planeo del aeromodelo 128
Figura 5-52 Curva hodógrafa a 0 m para 6.0952 kg 132
Figura 5-53 Curva hodógrafa a 400 m para 6.0952 kg 133
Figura 5-54 Curva hodógrafa a 2240 m para 6.0952 kg 133
Figura 5-55 Curva hodógrafa a 2240 m para 11.8952 kg 134
Figura 5-56 Curva hodógrafa a 0 m para 14.8952 kg 134
Figura 5-57 Curva hodógrafa a 400 m para 14.8952 kg 135
Figura 5-58 Consumo específico de combustible 138
Figura 5-59 Campo de vuelo 141
Figura 5-60 Aeromodelo en el campo de vuelo 142
Figura 5-61 Arranque de motor 142
Figura 5-62 Aeromodelo en pista 143
Figura 5-63 Aeromodelo estacionado 144
Figura 6-1 Posición del CG en el primer caso con respecto al plano de referencia 154

Figura 6-2 Posición del CG en el segundo caso con respecto al plano de referencia 154
Figura 6-3 Posición del CG en el tercer caso con respecto al plano de referencia 155
Figura 6-4 Posición del CG en el cuarto caso con respecto al plano de referencia..... 155
Figura 6-5 Distancias con respecto al CG..... 156
Figura 6-6 Curvas del $C_{M\,T'}$ alrededor del CG teórico en función del ángulo de ataque..... 161
Figura 7-1 Dimensiones de la viga principal 165
Figura 7-2 Telas de la viga principal..... 166
Figura 7-3 Impregnación de la fibra de carbono (viga) 167
Figura 7-4 Colocación de los agentes absorbentes..... 167
Figura 7-5 Dimensiones de las plantillas del ala..... 169
Figura 7-6 Diseño del ala y estabilizadores 170
Figura 7-7 Dimensiones para cortar el mylar..... 171
Figura 7-8 Proyección de la pintura con la pistola..... 172
Figura 7-9 Serigrafía del estabilizador horizontal..... 172
Figura 7-10 Laminado de fibra de carbón..... 174
Figura 7-11 Posición de las cuadernas en el fuselaje..... 175
Figura 7-12 Relieve rasposo en la placa de poliestireno..... 178
Figura 7-13 Dimensiones para el corte del bloque de poliestireno de baja densidad 178
Figura 7-14 Ala preparada para forrarla con las fibras 179
Figura 7-15 Dimensiones del horno para el curado 179
Figura 7-16 Corte de las telas de fibra de carbono, vidrio y kevlar 180
Figura 7-17 Colocación en el horno del modelo de la sección central del ala en su cama 181
Figura 7-18 Acabado final del ala..... 181
Figura 7-19 Dimensiones de los bloques de poliestireno para el empenaje..... 183
Figura 7-20 Empenaje 183
Figura 7-21 Empenaje con sus camas en el interior del horno..... 184
Figura 7-22 Estabilizador vertical..... 185
Figura 7-23 Modelo de madera del fuselaje..... 186
Figura 7-24 Modelo de madera del fuselaje preparado con cera y alcohol poli vinílico 187
Figura 7-25 Colocación de la colchoneta de fibra de vidrio sobre el modelo de madera 187
Figura 7-26 Molde de fibra de vidrio..... 188
Figura 7-27 Telas para el cascarón del fuselaje 188
Figura 7-28 Distribución de las fibras impregnadas de resina sobre el molde del fuselaje 189
Figura 7-29 Cascarón de materiales compuestos del fuselaje..... 190
Figura 7-30 Montaje de todos los accesorios del fuselaje..... 191

Figura 7-31 Servo mecanismos del ala.....192
Figura 7-32 Ensamble del empenaje 192
Figura 7-33 Ensamble del tren principal 193
Figura 7-34 Acabado final del aeromodelo.....194
Figura 7-35 Curvas del C_{MT} alrededor del CG en función del ángulo de ataque para -2° de incidencia para el EH.....197
Figura 7-36 Curvas del C_{MT} alrededor del CG en función del ángulo de ataque para 0° de incidencia para el EH.....198
Figura 7-37 Curvas del C_{MT} alrededor del CG en función del ángulo de ataque para 2° de incidencia para el EH.....199
Figura A-1 Estimación del peso del avión 218
Figura A-2 Estimación de la carga útil.....222
Figura A-3 Estimación de las dimensiones 224

Simbología

a	Pendiente de levantamiento
a_e	Pendiente de la curva de levantamiento de la sección efectiva, a_0/E
A	Ancho
AR	Alargamiento = $b^2/_S$
b	Envergadura
B	Cualidad sustentadora
c	Cuerda
$\bar{c}$	Cuerda media
$\tilde{c}$	Cuerda relativa
c_P	Cuerda de punta
c_r	Cuerda de raíz
CA	Centro aerodinámico
CAM	Cuerda aerodinámica media
C_D	Coeficiente de resistencia al avance
$C_D{}'$	Coeficiente de resistencia al avance referido a la superficie alar
C_l	Coeficiente de levantamiento total de la sección de la superficie
C_{la1}	Coeficiente de levantamiento adicional
C_L	Coeficiente de levantamiento
$C_L{}'$	Coeficiente de levantamiento referido a la superficie alar
C_M	Coeficiente de momento de cabeceo
CM	Centro de masa
C_p	Coeficiente de potencia de la hélice
CP	Centro de presiones
C_t	Coeficiente de tracción de la hélice
cec	Consumo específico de combustible
d_p	Distancia horizontal alcanzada en planeo

D	Resistencia al avance
D_{dt}	Resistencia al avance en la etapa de transición del despegue
e	Factor de eficiencia para la resistencia al avance inducida dependiente de la geometría de la superficie (Figura 10 de la referencia [1])
E	Autonomía
E	Perímetro de la superficie dividido entre dos veces su envergadura
f	Factor para calcular la pendiente de levantamiento del ala [1]
F	Distancia entre los centros aerodinámicos del ala y el estabilizador horizontal
F_a	Fuerza de aceleración o desaceleración durante el despegue o aterrizaje
F_c	Fuerza al contacto con la pista
F_f	Fuerza al final de la carrera de aterrizaje
F_m	Fuerza media durante la carrera de despegue o fuerza de aceleración constante necesaria para producir la velocidad V_d actuando una cierta distancia
F_v	Fuerza vertical
g	Aceleración debida a la gravedad
h	Altitud
h_t	Altura alcanzada durante la fase de transición del despegue
H	Altura
H'	Techo absoluto
H_P	Techo práctico
i	Ángulo de incidencia
J	Factor de avance
k	Factor para el cálculo de la carrera de despegue y aterrizaje (F_m/F_s)
l	Longitud
$\tilde{l}$	Longitud relativa
L	Levantamiento
L_a	Coeficiente de carga adicional
M	Momento
M_L	Momento longitudinal
n	Velocidad de rotación de la hélice (número de revoluciones en la unidad de tiempo)
p	Perímetro
p_0	Presión atmosférica en condiciones de atmósfera estándar al nmm
p_h	Presión atmosférica en condiciones de atmósfera estándar a determinada altitud
P_{abs}	Potencia absorbida por la hélice

P_c	Potencia de crucero
P_d	Potencia absorbida por la hélice a la velocidad de despegue
P_{di}	Potencia absorbida por la hélice a la velocidad de despegue a distintas rpm del motor y en función del coeficiente de potencia de la hélice
P_D	Potencia disponible
P_h	Potencia del motor a determinada altitud
P_E	Potencia en exceso
P_M	Potencia del motor
P'_M	Par del motor
P_0	Potencia absorbida por la hélice a velocidad cero
$P_0{}'$	Potencia del motor al nmm
P_{0i}	Potencia absorbida por la hélice a velocidad cero a distintas rpm del motor y en función del coeficiente de potencia de la hélice
P_R	Potencia requerida
q	Presión dinámica
r	Radio de giro
R	Alcance
Rn	Número de Reynolds
S	Área o superficie
$\tilde{S}$	Superficie relativa
t_{asc}	Tiempo de ascenso
T	Tracción
T_d	Tracción de despegue
T_{dt}	Tracción en la etapa de transición del despegue $T_d - D_{dt}$
T_h	Par del motor a determinada altitud
$T_h{}'$	Temperatura absoluta del aire en condiciones de atmósfera estándar a determinada altitud
T_{n0}	$T_0 - \psi W$
T_R	Tracción requerida
T_{nd}	$T_d - D_d - \psi(W - L_d)$
T_0	Tracción estática
$T_0{}'$	Temperatura absoluta del aire en condiciones de atmósfera estándar al nmm
$T_0{}''$	Par del motor al nmm
T_{0i}	Tracción absorbida por la hélice a velocidad cero a distintas rpm del motor y en función del coeficiente de potencia de la hélice

v	Volumen
v	Distancia del borde de salida del perfil de raíz del ala al CA del EH
V	Velocidad
V_{asc}	Velocidad ascensional
V_c	Velocidad de crucero
V_{desc}	Velocidad de descenso
V_h	Velocidad horizontal
V_{ps}	Velocidad de pérdida de sustentación o de desplome
V_s	Velocidad de subida
V_v	Velocidad vertical
W	Peso
W_f	Peso del combustible del avión
W_0	Peso del avión con combustible
W_1	Peso del avión sin combustible
x	Coordenada en el sistema de ejes cuerpo
xh	Recorrido horizontal en la pista
xs	Recorrido horizontal en la etapa de subida
xt	Recorrido horizontal de la etapa de transición
xT	Recorrido horizontal total
x, y, z	Componentes del CG de cada parte del avión
$\bar{x}, \bar{y}, \bar{z}$	Componentes del CG del EV, EH, fuselaje, ala, y tren de aterrizaje
X_a	Distancia del CG al centro aerodinámico de la CAM del ala
X_{eh}	Distancia del CG al centro aerodinámico de la CAM del EH
$\overline{X}, \bar{Y}, \bar{Z}$	Componentes del CG del avión
y	Coordenada en el sistema de ejes cuerpo
$\bar{y}$	Coordenada en el sistema de ejes cuerpo de la posición de la CAM
Y_a	Distancia de la línea de vuelo a la línea de cuerda del ala
Y_{eh}	Distancia de la línea de vuelo a la línea de cuerda del estabilizador
Y_{ev}	Distancia de la línea de vuelo a la CAM del EV
$\breve{z}$	Distancia entre la línea central de la estela y el punto de interés (en el caso de la η_{EH} el punto de interés es el CA del EH)
z_w	Mitad del ancho de la estela en cualquier posición x

Símbolos griegos

α	Ángulo de ataque
β	Rendimiento aerodinámico, $^{c_l}/_{c_d}$
Λ	Ángulo de flechado
γ	Ángulo comprendido entre la línea trazada del borde de salida del perfil de raíz del ala al CA del EH y la línea de la cuerda
δ	Ángulo de desviación de la superficie
ε	Ángulo de desviación de la estela
η_{EH}	Eficiencia del estabilizador horizontal o relación de la presión dinámica en el EH y la presión dinámica del flujo libre (valor que varía dependiendo de la posición del EH), q_{EH}/q_∞
η_H	Eficiencia de la hélice
θ	Ángulo de planeo
λ	Conicidad, c_p/c_r
ρ	Densidad
υ	Viscosidad cinemática del aire
φ	Ángulo de subida en el despegue
ϕ	Diámetro de la hélice
ψ	Coeficiente de fricción para una pista de asfalto
ω	Ángulo diedro

Subíndices

0	Perfil
¼	Línea del 25% de la cuerda
∞	Flujo libre
a	Aterrizaje
A	Ala
AL	Alerones
C	Contrapeso
CG	Respecto al centro de gravedad
d	Despegue

EL	Elevador
F	Fuselaje
H	Hélice
l	Longitudinal
L	Levantamiento
LE	Borde de ataque
$máx$	Máximo
$mín$	Mínimo
t	Etapa de transición
T	Total del avión
TA	Tren de aterrizaje
TN	Tren de nariz
TP	Tren principal
s	Etapa de subida

Nomenclatura

ACR	Avión de Control Remoto
ASTM	Sociedad Americana de Pruebas y Materials (American Society for Testing and Materials)
CAD	Diseño Asistido por Computadora (Computer Aided Design)
CAM	Cuerda Aerodinámica Media
CG o cg	Centro de gravedad
EH	Estabilizador Horizontal
ESIME	Escuela Superior de Ingeniería Mecánica y Eléctrica
EV	Estabilizador Vertical
FC	Fibra de Carbono
FLIR	Buscador de radiación infrarroja (Forward Looking Infrared)
HM	Alto Módulo (High Modulus)
HT	Alta Fuerza (High Tenacity)
IM	Módulo Intermedio (Intermediate Modulus)
IPN	Instituto Politécnico Nacional
MDF	Chapa de fibra de madera de media densidad (Medium Density Fiberboard)
nmm	Nivel medio del mar
O.S.	Marca de motores térmicos cuyo nombre se deriva de su creador Shigeo Ogawa en 1936
PFP	Policía Federal Preventiva
RPM o rpm	Revoluciones por minuto
RPV	Vehículo Pilotado a Control Remoto (Remote Piloted Vehicle)
SAE	Sociedad de Ingenieros Automotrices (Society of Automotive Engineers)
UAV	Vehículo Aéreo no Tripulado (Unmanned Aerial Vehicle)
UHM	Fibra de ultra alto módulo (Upper Half Mean)
UPT	Unidad Profesional Ticomán
USA	Estados Unidos de América (United States of America)

Introducción

Este documento se ocupa del desarrollo del proyecto de diseño conceptual, diseño aerodinámico y construcción con materiales compuestos de un aeromodelo que fue partícipe de la competencia *SAE Aero Design 2008* de la conferencia del este en la clase regular; se presenta el proceso desde la concepción del modelo – tomando en cuenta las bases del concurso (requerimientos), hasta su construcción y vuelo.

Hoy en día, en el país existen muy pocos diseños de aeronaves, en particular aeromodelos o aviones no tripulados, los cuales tienen grandes aplicaciones para brindar servicios a la sociedad. Este trabajo sirve como soporte para los futuros diseños de aeronaves no tripuladas y también como base para una segunda etapa del proyecto e implementar diferentes aplicaciones del aeromodelo. El diseño puede proyectarse a diseños de aeronaves que funjan como aeronaves de reconocimiento (servicio de vigilancia, búsqueda de bancos de peces), prevención de incendios, fotografía aérea, apoyo en misiones tácticas de seguridad, etcétera.

En el capítulo primero se dan a conocer los proyectos similares realizados en la institución ESIME–UPT del IPN, tales como el Mini–avión o Tláloc I, Tláloc II, Buscador; asimismo, un UAV construido y comercializado en México por Hydra–Technologies.

El segundo capítulo plasma información de los conceptos básicos necesarios para el desarrollo de la presente tesis, en las áreas de aerodinámica y materiales compuestos.

En el capítulo tercero se trata al aeromodelo desde el enfoque de diseño de producto y se identifican los requerimientos del cliente, que en este caso es el organizador del concurso (SAE); también se consideran las variables de diseño, las cuales se ponderan para posteriormente poder definir las metas del diseño.

En el cuarto capítulo se desarrolla el diseño conceptual del aeromodelo, considerando los criterios planteados en el capítulo anterior. Se proponen varias configuraciones del aeromodelo para definir el diseño conceptual y se analizan las geometrías, la posición y forma del ala, estabilizador, tren de aterrizaje, posición del motor, entre otros aspectos, y así evaluar sus ventajas y desventajas para elegir el boceto más afín a los propósitos del diseño, asimismo abarca la selección del perfil aerodinámico.

En el capítulo cinco se plasma el desarrollo del diseño aerodinámico del avión, diseño y dimensiones del ala y estabilizador tanto horizontal como vertical, la posición y forma del tren de aterrizaje, la geometría del fuselaje y otros parámetros importantes. Asimismo se presentan cálculos aerodinámicos como la polar del ala sin aletas, estabilizador horizontal y del avión en su conjunto, y el desempeño aerodinámico del aeromodelo, entre lo que cabe mencionar la obtención de las curvas de potencia disponible y requerida para diferentes condiciones y a diferentes altitudes de vuelo, cálculo del despegue, ascenso, descenso, aterrizaje, autonomía y alcance del avión. Igualmente se expone una descripción de los vuelos de prueba del aeromodelo.

En el sexto capítulo se realiza el análisis estático longitudinal de la aeronave, además se localiza la posición del centro de gravedad del avión para lograr un balance adecuado de todos los componentes (servos, motor, tanque de combustible, receptor, etc.)

Finalmente, en el séptimo capítulo se describe el proceso de manufactura del aeromodelo; las técnicas que se aplican para trabajar con los materiales compuestos como las fibras de carbono, de vidrio, kevlar y la resina utilizada; la manera de fabricar los componentes del avión como la viga del ala, el ala misma, el fuselaje, el tren de aterrizaje, el empenaje y por último, el ensamble. Finalmente, una vez que el aeromodelo está construido, se realiza el cálculo del centro de gravedad del avión con los pesos reales de los componentes.

Objetivo general

Obtener el diseño conceptual de un aeromodelo operado por radio control, calcularlo aerodinámicamente y construirlo con materiales compuestos, que despegue, vuele y aterrice mientras soporta la carga máxima de diseño con bases del concurso *SAE Aero Design 2008*.

Objetivos específicos

- Realizar una ponderación de los requerimientos del concurso.
- Proponer configuraciones de diseño del avión para que en base a los requerimientos se elija el diseño pertinente.
- Aplicar los criterios de diseño aerodinámico para concebir un aeromodelo de carga y hacer uso de los métodos cuantitativos de la aerodinámica para conocer los valores que satisfacen el diseño del avión.
- Limitar las dimensiones del avión a los requerimientos dimensionales del concurso, y dejar un margen de tolerancia para posibles imprecisiones de manufactura; así también, cumplir con las dimensiones de la bahía de carga útil.
- Utilizar los accesorios recomendados y obligatorios como son el motor, el silenciador; también usar la frecuencia permitida del radio control, la capacidad de las baterías del receptor, los dispositivos de seguridad respecto al material de la hélice y su cono.
- Calcular y realizar la curva polar del avión sin aletas.
- Calcular parte del desempeño de la aeronave a diferentes altitudes de operación y con diferentes pesos.

- Utilizar software CAD para realizar el modelado de la aeronave.
- Calcular el centro de gravedad real y estimado del aeromodelo con software CAD.
- Realizar un análisis de estabilidad longitudinal estática del avión.
- Describir el proceso de manufactura y ensamble del avión.

Alcance

El presente trabajo abarca el diseño conceptual del aeromodelo en base al reglamento de la competencia SAE Aero Design 2008 tomando en cuenta otros diseños anteriores del concurso y también ajenos a éste. En base a los requerimientos establecidos se proponen las características preliminares del aeromodelo, como las dimensiones, el peso, el perfil aerodinámico del ala y la configuración aerodinámica.

Asimismo se presenta el diseño de los componentes del aeromodelo como son el ala, estabilizador horizontal y vertical, superficies de control, fuselaje y tren de aterrizaje; el cálculo aerodinámico consta de la obtención de la curva polar del avión sin aletas y parte del desempeño aerodinámico como el cálculo de las curvas de potencia, despegue, ascenso, descenso, aterrizaje, autonomía y alcance. Se exentan algunos cálculos como estudio dinámico de vuelo, estabilidad lateral estática y dinámica y estabilidad dinámica longitudinal.

Se incluye también el cálculo del centrado del avión preliminar y posterior a la construcción en varias condiciones: avión vacío, avión con combustible y sin carga útil, avión con combustible y con carga útil máxima, y avión sin combustible y con carga útil máxima. Y por último se describe el proceso de manufactura y ensamble que se utiliza para construir el avión con materiales compuestos.

Motivación

Aero Design es un evento de carácter internacional organizado por la Sociedad de Ingenieros Automotrices (SAE por sus siglas en inglés). La competencia consta de tres clases: la clase regular, la clase abierta y la clase micro. La clase regular se destina a ser más sencilla que la clase abierta, y por lo tanto más accesible para los equipos novatos. La clase abierta es menos restrictiva que la clase regular, así se abre un panorama potencial de soluciones; esta carencia de restricciones permite a los equipos considerar configuraciones de vehículos aéreos más complejas, fomentando más su creatividad para satisfacer los requerimientos de la misión. A los equipos de la clase micro se les solicita relacionar dos requerimientos muy complicados: soportar la máxima carga útil posible, mientras que se tenga un peso vacío lo menor posible.

El concurso requiere que se elabore un reporte técnico del diseño del aeromodelo en el idioma oficial del concurso, además la aeronave debe presentarse para una inspección física en la que se verifican los requerimientos dimensionales, entre otros, que se establecen en las reglas del concurso. Asimismo se realiza una presentación oral (en el idioma oficial) de 15 minutos como máximo. Finalmente se llevan a cabo los vuelos con diferentes pesos de carga útil.

La competencia promueve que el estudiante tenga la visión para desenvolverse en el ámbito aeronáutico así como saber trabajar en equipo con proyectos de esta magnitud. Durante el desarrollo del trabajo, los participantes se ven forzados a aplicar el conocimiento que se adquiere durante la carrera, su creatividad y al mismo tiempo obtener y mejorar sus habilidades en el trabajo en equipo para lograr mejores resultados en proyectos profesionales; abordar y resolver problemas financieros que soportan al plan, mismos que están presentes en todos los proyectos de ingeniería en el campo laboral.

El concurso está enfocado a proveer una simulación de la situación que los ingenieros encaran en el ambiente laboral. En un concurso de diseño, se encuentra el perfil necesario para solucionar retos de ingeniería que se adecuan a los requerimientos de la misión, mientras se toman en cuenta los recursos disponibles, igualmente descubrir y resolver retos técnicos en la etapa de pruebas y manufactura.

La importancia de las habilidades de comunicación no se toman en cuenta debidamente por los ingenieros, sin embargo la comunicación escrita y oral son vitales en todo campo laboral; por tanto cabe mencionar que el concurso permite desarrollar estas habilidades puesto que se presenta un reporte de diseño y asimismo se trata de convencer a un jurado de las capacidades del diseño mediante una presentación oral, ambos en el idioma oficial del concurso.

Capítulo 1

Estado del arte

Nunca consideres el estudio como una obligación, sino como una oportunidad para penetrar en el bello y maravilloso mundo del saber.

Albert Einstein

Son pocas las aeronaves que se han construido en el país, debido a diversos factores, como la falta de apoyo económico y la escasez de proyectos de diseño de aeronaves. No obstante, considerando la situación actual y teniendo la confianza de que en un futuro cercano ésta mejore, se decide diseñar un aeromodelo operado con radio control para el concurso *SAE Aero Design*, y que puede aportar grandes beneficios al desarrollo de nuevas aeronaves no tripuladas en nuestro país.

Se comienza con una investigación a nivel nacional de los diseños de aviones ACR similares con el propósito de tener un contexto histórico de referencia. De esta manera se tiene una reseña de los aviones Mini–avión o Tláloc I, Tláloc II y Buscador; así también, se presenta algo de información sobre el UAV S4 Ehecatl construido y diseñado en el país por Hydra–Technologies.

1.1 Tláloc I y II

El proyecto Tláloc toma sus orígenes en el año de 1979, partiendo de las necesidades del Departamento de Estimulación de Lluvia, dependiente de la entonces Secretaría de Recursos Hidráulicos, y cuyos requerimientos se enfocaban en el acondicionamiento de sus aeronaves con equipo de investigación y de estimulación artificial de lluvia.

La Escuela Superior de Ingeniería Mecánica y Eléctrica (ESIME–UPT) propuso el diseño y construcción de un UAV–RPV, a fin de satisfacer las necesidades de la citada Secretaría, lo que dio origen al proyecto ACR–Tláloc I.

A través del tiempo, este proyecto ha tenido cambios en su propósito, debido al surgimiento de nuevas propuestas de aplicación, tales como pruebas de equipo electrónico, además de la posibilidad de ser transferido al sector productivo agrícola, cambiando su nombre a “proyecto ACR–Tláloc II”.

Una de las diferencias más significativas entre ambos modelos ha sido la modificación en el diseño, pasando de un estabilizador convencional a una configuración tipo Canard. En las siguientes figuras se muestran el plano del Tláloc I y el prototipo del Tláloc II, donde se pueden apreciar, de manera muy clara, las diferencias mencionadas.

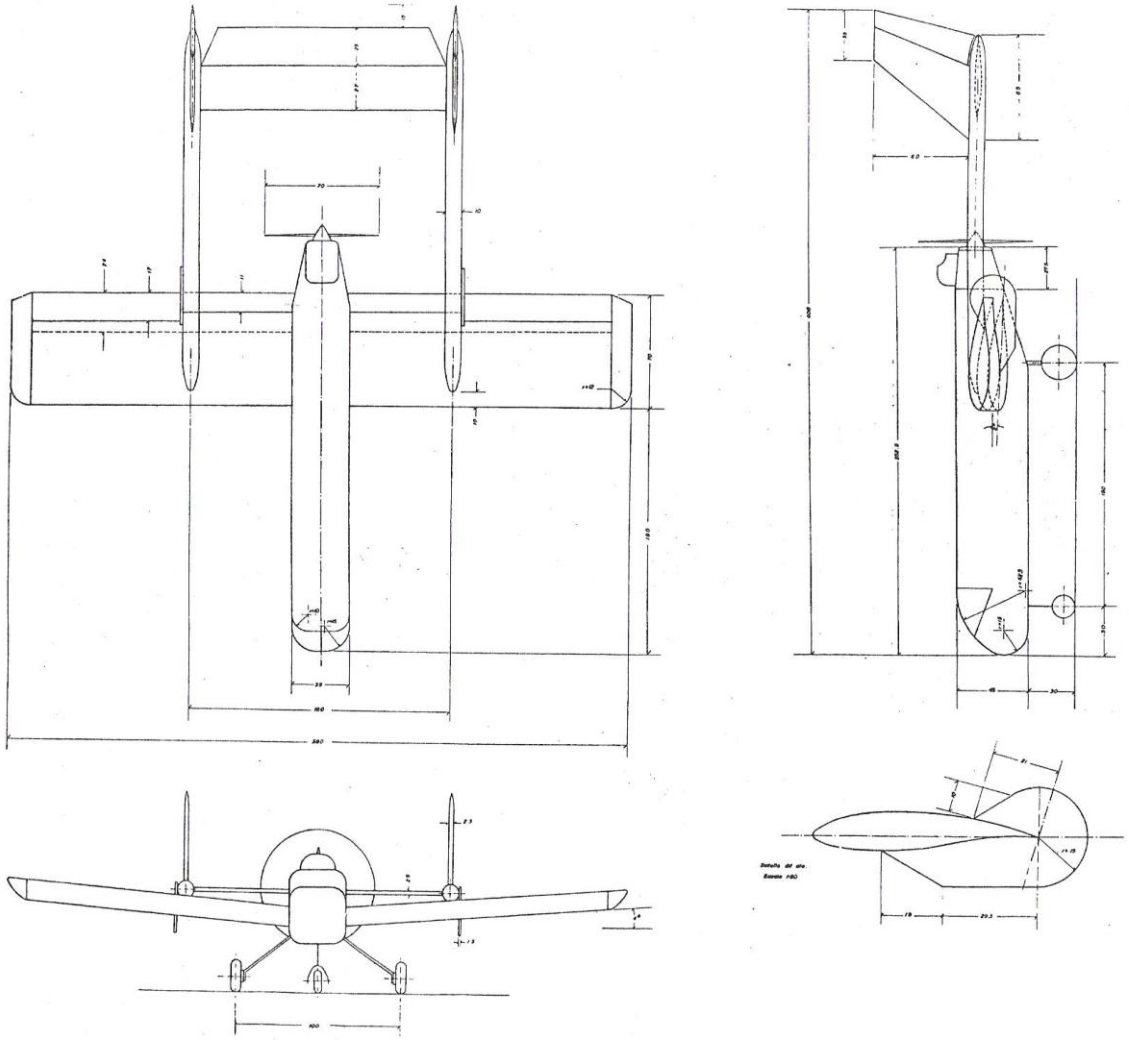


Figura 1-1 Prototipo del proyecto “ACR–Tláloc I”

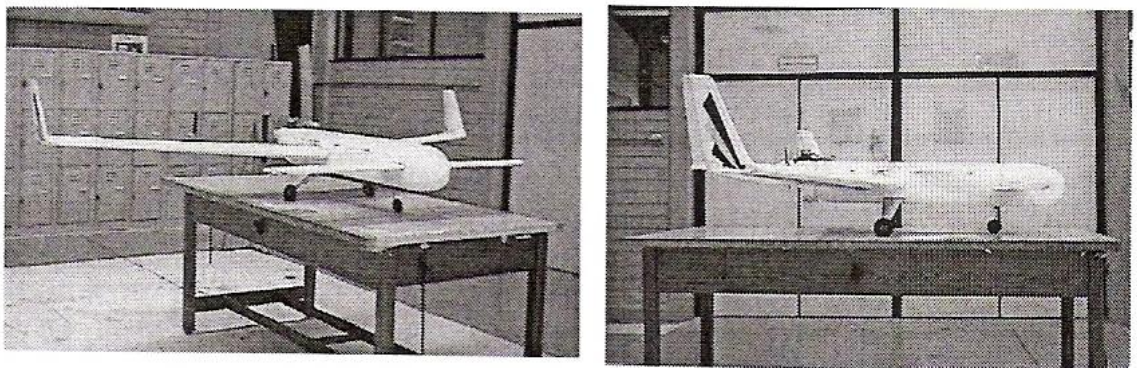


Figura 1-2 Prototipo del proyecto “ACR–Tláloc II”

1.2 Buscador

Otro proyecto que surgió en las instalaciones de la ESIME–UPT en el año de 1997 es el avión llamado Buscador, el cual fue concebido con la finalidad de tener el primer vehículo aéreo no tripulado (UAV por sus siglas en inglés) en el instituto. Fue un trabajo conjunto de varias áreas de la carrera de Ingeniería Aeronáutica entre las que cabe mencionar la de estructuras, aerodinámica, y electrónica, ésta última encargada de la unidad de control del avión. Conviene citar que se elaboró un reporte técnico de las tres áreas así como la construcción de una maqueta estática la cual se muestra en la Figura 1-3.

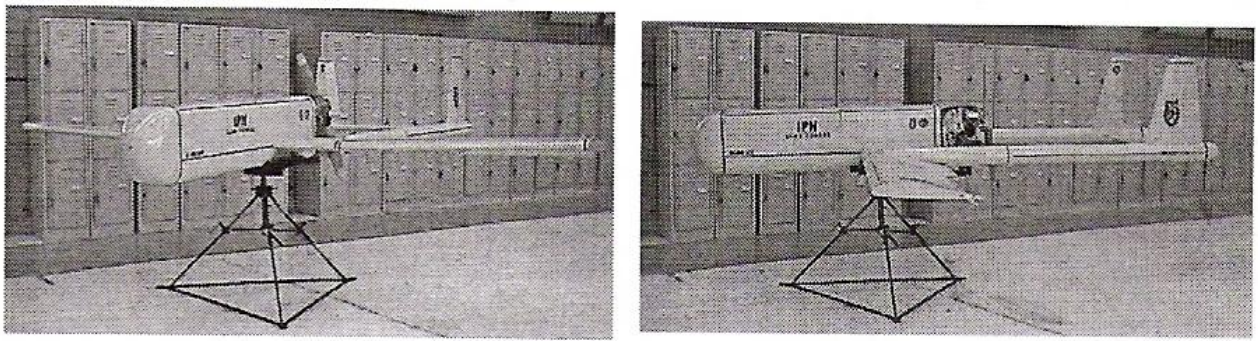


Figura 1-3 Maqueta estática del “Buscador”

1.3 S4 Ehecatl de Hydra–Technologies

El desarrollo del avión comienza en 2003, y en 2007 aparece la primera versión operativa; vale la pena destacar que durante todo el proceso se contó con la participación de especialistas de la Escuela Superior de Ingeniería Mecánica y Eléctrica del Instituto Politécnico Nacional (IPN).

El S4 Ehecatl se diseñó para realizar tareas de vigilancia y monitoreo en nuestro país, y es utilizado por la Policía Federal Preventiva (PFP), que depende de la Secretaría de Seguridad Publica Federal, y por el Gobierno del Estado de Jalisco. También se utiliza para acciones de protección civil, para monitorear obras públicas, combatir la tala inmoderada de árboles, vigilar que no se realicen descargas ilegales de contaminantes en ríos y cuencas y para controlar incendios forestales.

El S4 Ehecatl es una aeronave con tecnología mexicana, del cual se desarrollaron todos los sistemas como los de control, de navegación, el piloto automático, la electrónica interna, los protocolos de información de la nave y el sistema de navegación en 3D.

El S4 Ehecatl mide 3.7 metros de envergadura y pesa 55 kilogramos, está construido con materiales compuestos como fibra de carbono, s–glass[1] y kevlar. El combustible del motor opera con gasolina convencional, y la velocidad de crucero del avión es de 166.67 Km/h (90 nudos), su techo de servicio es de 4572 m (15 mil pies) sobre el nivel medio del mar y tiene una autonomía de ocho horas. Además, el avión está equipado con sensores térmicos tipo FLIR que captan el calor despedido por los objetos (herramienta útil cuando se realizan vuelos nocturnos) y con una cámara electro–óptica de video para misiones de día, ambas están encapsuladas en una esfera estabilizada y giran 360 grados; así mismo, posee una cámara fija de alta resolución.

[1] Tipo de fibra de vidrio

Figura 1-4 S4 Ehecatl de Hydra–Technologies

1.4 Especificaciones técnicas de los diseños

A continuación se muestran las especificaciones de los diseños del Tláloc I y del prototipo del Tláloc II, aunque conviene señalar que no se hallaron datos técnicos del avión Buscador.

1.4.1 Tláloc I (Mini–avión)

Tabla 1-1 Características geométricas del Tláloc I

	ALA	**EH**	**EV**
$\boldsymbol{b}$	3.75 m	1.5 m	0.6 m
$\boldsymbol{\lambda}$	1	1.0	0.538
$\boldsymbol{AR}$	5.41	3.1	1.2
$\boldsymbol{c_r}$	0.7 m	0.5 m	0.65 m
$\boldsymbol{c_p}$	0.7 m	0.5 m	0.35 m
$\boldsymbol{\Lambda_{LE}}$	0°	0°	
$\boldsymbol{\Delta_{1/4}}$	0°		
Forma de la superficie	Rectangular	Rectangular	Trapezoidal
Perfil aerodinámico	GA(W)–1	GA(W)–1	

Tabla 1-2 Características de diseño del Tláloc I

Peso vacío	125.25 kg
Peso con combustible	148.75 kg
FUSELAJE	
Sección transversal (forma de la cuaderna maestra)	Rectangular (0.35 x 0.44 m)
Longitud	2.2 m
TREN DE ATERRIZAJE	
Tipo	Fijo (triciclo)
Diámetro de las ruedas	0.14 m delantera, 0.2 m traseras
Ancho de las ruedas	0.05 m delantera, 0.07 m traseras

1.4.2 Prototipo Tláloc II

Tabla 1-3 Características geométricas del Tláloc II

	ALA	**CANARD**	**EV *(en forma de winglets)***
$\boldsymbol{b}$	2.74 m	1.45 m	0.27 m
$\boldsymbol{\lambda}$	0.5	1.0	0.58
$\boldsymbol{AR}$	8	8.54	1.66
$\boldsymbol{AR}$ con estabilizador vertical	9.66		
$\boldsymbol{c_r}$	0.45 m	0.17 m	0.23 m
$\boldsymbol{c_p}$	0.22 m	0.17 m	0.10 m
$\boldsymbol{\Lambda_{LE}}$	20.7°	0°	17.7°
$\boldsymbol{\Delta_{1/4}}$	18.6°		13.47°
Forma de la superficie	Trapezoidal	Rectangular	Trapezoidal
Perfil aerodinámico	GA(W)–1	GA(W)–1	NACA 0012–64

Tabla 1-4 Características de diseño del Tláloc II

Peso vacío	**8.65 kg**
Peso con combustible	9.5 kg
FUSELAJE	
Sección transversal (forma de la cuaderna maestra)	Rectangular (0.16 x 0.20 m)
Longitud	1.29 m
TREN DE ATERRIZAJE	
Tipo	Fijo (triciclo)
Diámetro de las ruedas	0.08 m delantera, 0.10 m traseras
Ancho de las ruedas	0.054 m delantera, 0.049 m traseras

Capítulo 2

Fundamentación

Si no conozco una cosa, la investigaré.

Louis Pasteur

2.1 Aerodinámica

2.1.1 Clasificación de aviones

La ***configuración aerodinámica*** de los aviones se caracteriza por la cantidad y la relación recíproca de la posición de sus superficies de contacto. La configuración aerodinámica más utilizada con respecto al ala y al estabilizador horizontal es la *configuración normal (clásica)* la cual ubica al estabilizador horizontal atrás del ala (Figura 2-1). La gran mayoría de los aviones están diseñados de acuerdo a esta configuración alrededor de todo el mundo.

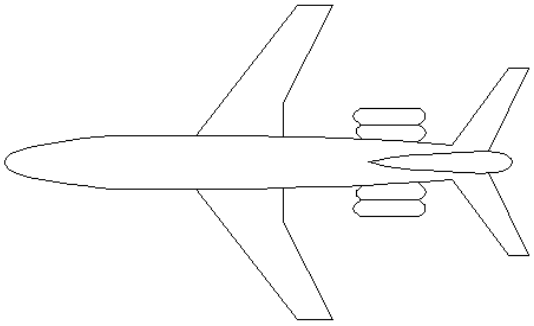


Figura 2-1 Configuración normal de un avión

Las ventajas de la configuración normal son:

- El ala opera en flujo no perturbado
- La longitud de la nariz del fuselaje es pequeña lo cual reduce el área y por lo tanto la masa del estabilizador vertical (la nariz del fuselaje trae consigo un momento de guiñada des–estabilizante respecto a un eje vertical del avión)

Las desventajas de la configuración normal son:

- Operación del estabilizador horizontal en flujo oblicuo y perturbado por el ala. Esto reduce considerablemente su eficiencia y conlleva a utilizar un estabilizador horizontal de mayor tamaño y por lo tanto de mayor peso. El arreglo de un estabilizador horizontal lejos de una zona de flujo perturbado (por ejemplo, posicionándolo en el estabilizador vertical) no resuelve el problema del todo, porque tanto la masa del estabilizador vertical y del fuselaje se incrementa
- En algunos casos el estabilizador horizontal debe producir levantamiento negativo para proveer la estabilidad de vuelo, lo cual reduce el levantamiento total del avión (es necesario sustraer la fuerza del estabilizador horizontal del valor del levantamiento del ala) y se debe aplicar un incremento del área del ala, y por lo tanto de peso, para la neutralización de este fenómeno

Hay dos tipos de *configuración normal (clásica)*, la *estable* y la *inestable*. La diferencia de la configuración estable es el arreglo del centro de presiones (CP) del ala atrás del centro de masa (CM) del avión. La gran mayoría de aviones se diseñan en concordancia con una configuración aerodinámica estable.

Hay un número significativo de ***aspectos estructurales***, a partir de los cuales se puede clasificar a los aviones. De acuerdo al número de alas los aviones están divididos en *monoplanos* y *biplanos*.

Como una regla, los aviones modernos se diseñan de acuerdo con la configuración *monoplano*. El monoplano tiene un ala, la cual generalmente puede consistir de dos semi–alas salientes: izquierda y derecha; además tiene menor resistencia al avance pero mayor peso en comparación con el biplano. De acuerdo a la colocación del ala del monoplano respecto al fuselaje, se distinguen tres tipos de aviones: monoplano de ala baja, monoplano de ala media y monoplano de ala alta (Figura 2-2). El *monoplano* de ala alta tiene la ventaja de tener el valor más bajo de resistencia al avance por interferencia.

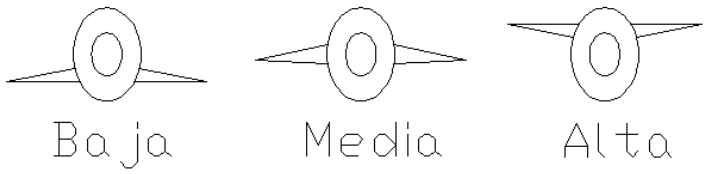


Figura 2-2 Monoplano con diferentes posiciones de ala

2.1.2 Ala

El ala genera el levantamiento aerodinámico, además, si tiene ángulo diedro también proporciona estabilidad lateral, y con la ayuda de los alerones, control lateral. Algunos requerimientos para el diseño del ala de acuerdo a su propósito son:

- Generar la menor resistencia al avance posible
- Mayor incremento del coeficiente de levantamiento con la aplicación de dispositivos híper sustentadores
- Proveer de características de estabilidad y control en todas las fases de vuelo
- El cambio en las características aerodinámicas y de control y en ángulos de ataque súper críticos deben ser graduales, suaves y no abruptos

Geométricamente, el ala se describe tanto con parámetros dimensionales como adimensionales. La cuerda c, la superficie alar S, y la envergadura b son parámetros dimensionales. La cuerda de raíz c_r y la cuerda de punta c_P definen la geometría del ala. La superficie alar es el área de planta o la proyección del ala en un plano base *xy* en un sistema de ejes cuerpo[2] a un ángulo de ataque del fuselaje de cero. La envergadura es la distancia entre las puntas del ala.

Hay dos parámetros dimensionales relativos del ala – el alargamiento y la conicidad. El alargamiento del ala se determina como la relación de la envergadura al cuadrado entre el área.

$$AR = \frac{b^2}{S}, \qquad \text{(Ecuación 2-1)}$$

y la conicidad del ala es la relación de la longitud de la cuerda de punta con la longitud de la cuerda de raíz

[2] El sistema de ejes cuerpo tiene su origen 0b en un punto cualquiera del plano de simetría del avión (generalmente el CG); el eje *x* está contenido en el plano de simetría del avión y es paralelo a una línea de referencia de la aeronave (dirección de sustentación nula, ala, dirección empuje, etc.) y dirigido hacia adelante; el eje *z* está contenido en el plano de simetría, es perpendicular a x y está dirigido hacia abajo en la actitud normal del vuelo del avión; mientras que el eje *y* es perpendicular al plano de simetría y está dirigido de tal forma que el triedro 0b xb yb zb sea un sistema derecho, descrito mediante la nemotecnia de la mano derecha.

$$\lambda = \frac{c_p}{c_r}. \qquad \text{(Ecuación 2-2)}$$

El concepto de la cuerda aerodinámica media (CAM) es ampliamente usado en el cálculo aerodinámico del avión y es una cuerda equivalente a un ala rectangular, cuya área, provoca la misma fuerza y momento aerodinámicos que un ala real de cualquier forma.

La forma del ala también influye en gran medida en el desempeño aerodinámico. El ala rectangular (Figura 2-3, 1) fue utilizada en el principio del desarrollo de la aviación y tiene como principal ventaja la simplicidad de manufactura y que el desplome comienza primero en una sección de la raíz del ala, cualidad aerodinámica deseable por motivos de seguridad.

El ala trapezoidal (Figura 2-3, 2 y 3) se asemeja al ala elíptica de acuerdo a las características aerodinámicas, y a la vez, su manufactura es simple. El ala elíptica presenta la mejor distribución de fuerzas de sustentación.

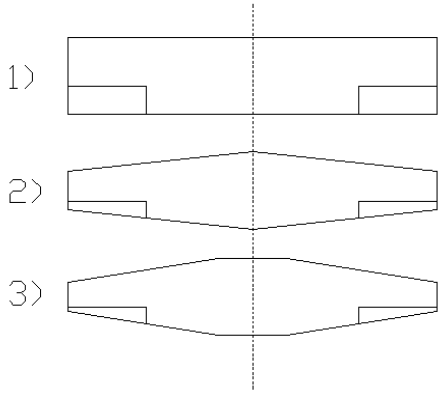


Figura 2-3 Formas de ala

Al considerar el ala en el plano *yz*, es decir, si se mira de frente a la aeronave, se observan los monoplanos ya sea con ala baja, ala media o ala alta. En algunos casos, el plano de esas alas está separado del plano *xy* en un sistema de ejes cuerpo[2] a un ángulo moderado. Este ángulo es llamado diedro cuando el ala forma un ángulo como el de la Figura 2-4 (ala hacia arriba), y diedro negativo o anedro en sentido inverso; el ángulo diedro se designa como ω . El ángulo diedro positivo aumenta la estabilidad del avión en un plano lateral, mientras que el ángulo diedro negativo la reduce. El valor de ω es positivo para aviones no maniobrables y alcanza hasta 7º. Para aviones de alta velocidad, éste es negativo también hasta 7 º aproximadamente.

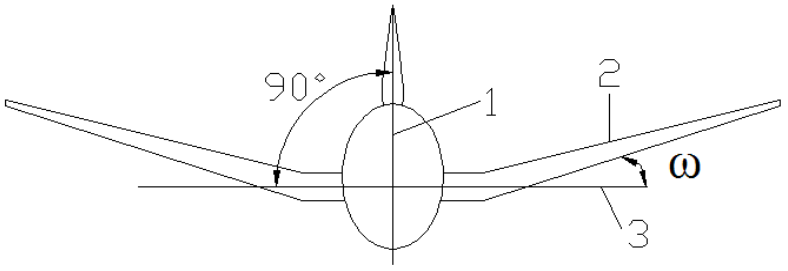


Figura 2-4 Ángulo diedro del ala. 1–fuselaje, 2–ala, 3–línea de flotación del avión

Desde una vista lateral se observa el perfil aerodinámico del ala, y se dividen en tres clases de acuerdo a su relación de espesor:

- Gruesos=> c > **12%**
- Medios => **12%** > c > **6%**
- Delgados=> c < **6%**

Un incremento en la relación de espesor resulta en un incremento en la resistencia al avance aerodinámica. La concavidad del perfil aumenta el levantamiento a velocidades de vuelo subsónicas. Este fenómeno es ampliamente utilizado en los aviones, por ejemplo, durante el despegue y aterrizaje, la concavidad (combadura) se incrementa desviando parte de la cola (o la nariz) del perfil hacia abajo, lo que permite velocidades de aterrizaje y despegue más bajas.

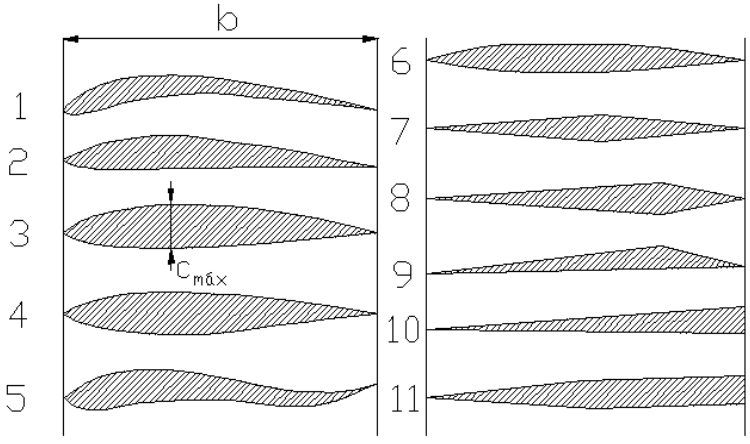


Figura 2-5 Formas de perfiles aerodinámicos

En la figura anterior se muestran algunas formas de perfiles aerodinámicos que se utilizan para aviones de diferentes tipos. Por ejemplo, los perfiles convexos–cóncavos tienen la capacidad de generar mucho levantamiento y son aplicados a aviones de baja velocidad. Su utilización se vuelve inconveniente con incrementos de velocidad aunado a alta resistencia al avance.

2.1.3 Alerones

Los alerones son superficies de control, representan una parte del ala y están destinados para la estabilidad y control lateral (relativos al eje *x* en el sistema de ejes cuerpo[2]) del avión. Algunos parámetros geométricos son:

- Área relativa

$$\tilde{S}_{AL} = \frac{S_{AL}}{S} = 0.05 \ldots 0.08, \quad \text{(Ecuación 2-3)}$$

- Longitud relativa

$$\tilde{l}_{AL} = \frac{l_{AL}}{b} = 0.3 \ldots 0.4, \quad \text{(Ecuación 2-4)}$$

- Cuerda relativa

$$\tilde{c}_{AL} = \frac{c_{AL}}{c} = 0.25..0.3. \quad \text{(Ecuación 2-5)}$$

Los alerones se localizan en las puntas del ala en la parte trasera del perfil, y son desviados hacia arriba y hacia abajo simultáneamente (Figura 2-6), es decir, uno hacia arriba y el otro hacia abajo y viceversa.

.

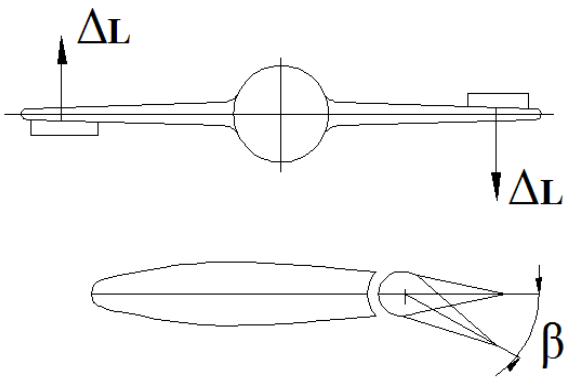


Figura 2-6 Operación del alerón

A la desviación de un alerón hacia abajo, la combadura del perfil de la semiala es convexa hacia arriba, por lo tanto el levantamiento se incrementa en esa semiala, mientras que cuando el alerón se desvía hacia arriba la combadura del perfil del ala decrece (y se vuelve convexo hacia abajo), en este caso el levantamiento de la semiala disminuye.

2.1.4 Estabilizador

Los **propósitos** del estabilizador son los siguientes:

- Las superficies sustentadoras que están previstas para proporcionar estabilidad, control y balance al avión relativos a ejes definidos se llaman empenaje o estabilizador el cual se subdivide en vertical y horizontal
- El estabilizador horizontal provee estabilidad, control y balance longitudinal mientras que el vertical provee estabilidad, control y balance direccional
- Los aviones de la configuración aerodinámica normal (clásica) tienen estabilizador horizontal y vertical
- La eficiencia de la superficie del EH depende de la posición vertical, el área, el brazo de palanca entre los centros aerodinámicos del ala y el estabilizador horizontal, el perfil aerodinámico y el alargamiento

Sus **requerimientos** a considerar para el diseño son aerodinámica, resistencia, rigidez, peso, tecnología, operatividad, entre otros requerimientos generales.

- Resistencia: Obtener el menor peso de un estabilizador mientras se satisfacen las condiciones de resistencia y los requerimientos de rigidez, reduciendo fuerzas y momentos actuando en el fuselaje desde el empenaje
- Tecnología: Posibilidad de manufacturar con el menor costo durante el menor ciclo de producción posible
- Operatividad: Proporcionar inspección y verificación de todos los ensambles primarios, simplicidad de instalación–desmontaje, seguridad operativa, simplicidad de instalación de las superficies de control ofreciendo intercambiabilidad

Requerimientos específicos para un estabilizador:

- Deben proporcionar estabilidad, control y balance relativos a los tres ejes del avión. Las características de control son la eficiencia y tolerancia de las superficies de control: la eficiencia es el valor del momento o la velocidad angular correspondiente a la desviación de la superficie de control por 1°, y la tolerancia de la superficie de control es una relación desviación–ángulo estructuralmente posible de la superficie de control
- Proveer el mínimo de resistencia al avance
- Proporcionar la estabilidad longitudinal y direccional y el control en todas las condiciones de vuelo incluyendo condiciones con aproximaciones críticas como el aterrizaje
- Tener la menor interferencia del estabilizador por el ala, fuselaje, barquilla(s) del(os) motor(es) o por el mismo empenaje, hasta donde sea posible.
- Excluir la posibilidad de aparición de diferentes vibraciones (incluyendo vibración y aleteo del estabilizador)

Las formas exteriores de los estabilizadores horizontal y vertical se asemejan al ala y sus características geométricas (perfiles, vistas en planta, vistas frontales) son análogas. La vista en planta de un estabilizador horizontal (EH) es similar a la del ala, aunque cabe señalar que la forma rectangular raramente se usa. Las formas de las secciones transversales (perfil) y la vista frontal son también similares a las características del ala. Del mismo modo que en el ala, los **parámetros** que caracterizan a la vista en planta del empenaje son superficie, alargamiento y conicidad. En el EH, comúnmente se utilizan los perfiles simétricos y por esta razón se genera una resistencia aerodinámica baja. La superficie vertical (EV o estabilizador vertical) usualmente tiene una forma trapezoidal desde una vista lateral y el perfil aerodinámico usualmente es simétrico, a pesar de que hay aviones con perfiles asimétricos (para compensar la reacción del par).

2.1.4.1 Estabilizador totalmente móvil (elevizador)

La razón de la aplicación de este tipo de estabilizador es que a velocidades subsónicas, la superficie del elevador es suficientemente efectiva y proporciona control para el avión, pero en aviones de alta velocidad el elevador ofrece poca eficiencia por dos razones:

- La eficiencia del elevador se reduce durante el vuelo a velocidades supersónicas. A velocidades subsónicas la desviación del elevador provoca una fuerza adicional no sólo debida al mismo elevador, sino también como resultado de la redistribución de presión en todo el estabilizador (Figura 2-7, a: velocidades subsónicas). A velocidades supersónicas el cambio de presión causado por la desviación de la superficie de control no deja un área de onda de choque 1 y, por lo tanto no alcanza el estabilizador (Figura 2-7, b: velocidades supersónicas)

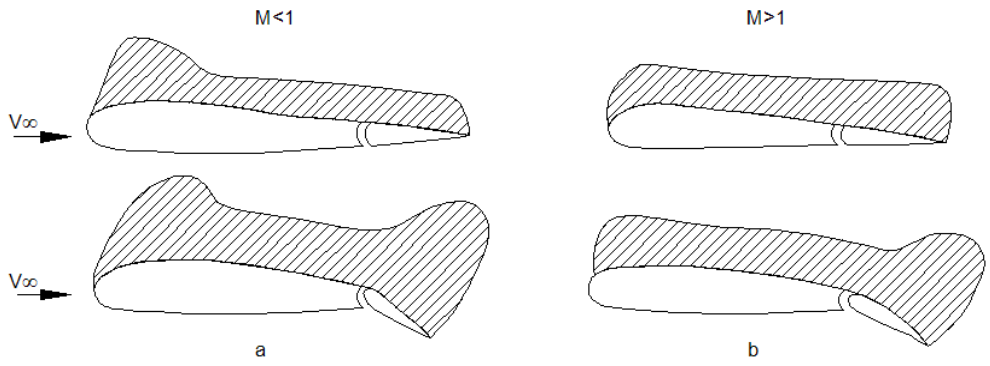


Figura 2-7 Distribución de presiones en el estabilizador

- La segunda razón es aquella circunstancia que incrementando la velocidad de vuelo, el centro de presión del avión se desplaza hacia atrás.

La aplicación de un estabilizador totalmente móvil permite incrementar su eficiencia a velocidades transónicas y supersónicas, especialmente a grandes altitudes.

2.1.4.2 Configuración del estabilizador

La eficiencia del estabilizador depende en gran medida de su posición en el avión. Se desea que el empenaje no esté en la zona de la estela de aire perturbado dejada por el ala, barquillas de motores, fuselaje u otra parte del avión bajo todas las condiciones de vuelo.

Mientras se posiciona el EH se presta gran importancia a su propia configuración de acuerdo a la altura relativa del ala. El EH debe estar colocado fuera de la estela de flujo de aire que abandona el ala ya que tiene turbulencia; la estela y la turbulencia reducen la eficiencia e incrementan la probabilidad de aparición de vibraciones del EH, mientras que si éste último se posiciona en el EV, la probabilidad de una aparición de vibración se reduce.

En la práctica de la construcción de aviones se han desarrollado un gran número de configuraciones de los estabilizadores vertical y horizontal y cada una tiene sus ventajas y desventajas. La opción de la configuración depende del tipo de avión, su configuración aerodinámica, desempeño, condiciones de operación, entre otros aspectos. Sin embargo, hay tres aproximaciones generales que se pueden tomar en cuenta mientras se diseña el empenaje. Por ejemplo, el arreglo relativo de los estabilizadores, horizontal y vertical, debe ser tal que en vuelo una parte del empenaje perturbe a la otra lo menos posible. Durante el vuelo del avión a grandes ángulos de ataque la parte del estabilizador vertical puede entrar en la estela de aire del estabilizador horizontal, tal avión tiene bajas características anti–giro; posicionar el estabilizador horizontal adelante, atrás o en el estabilizador vertical puede reducir la interferencia del estabilizador vertical sólo que la desventaja de ubicar el estabilizador horizontal en el vertical y viceversa es la deterioración de sus características de vibración y un posible aumento en la carga del fuselaje.

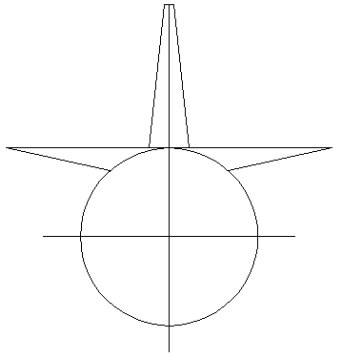


Figura 2-8 Configuración del estabilizador horizontal en el vertical

2.1.5 Fuselaje

El **propósito** del fuselaje del avión es unir los grupos básicos de componentes como son el ala, empenaje, tren de aterrizaje y motor. Entre los requerimientos específicos para el diseño del fuselaje están:

- Tener suficiente resistencia, rigidez y durabilidad con una masa mínima
- La forma, el tamaño y la condición de la superficie de un fuselaje debe generar la mínima resistencia al avance
- Uso racional del espacio interno
- Proceso conveniente de cargar y descargar el avión

Las formas exteriores de los fuselajes son determinadas por sus propósitos como el rango de número de Mach, arreglo de los motores, y otros factores. La **sección transversal** puede ser rectangular, circular, ovalada o combinada (Figura 2-9) y cada una tiene sus ventajas y desventajas. El fuselaje circular es el mejor aerodinámicamente, ya que con una misma área de sección transversal se tiene el perímetro mínimo, por lo tanto, menor resistencia al avance por fricción. La masa de los fuselajes con esta forma de sección transversal es también menor mientras que las ventajas de uno con sección transversal rectangular son simplicidad de construcción y capacidad de uso racional del volumen interno.

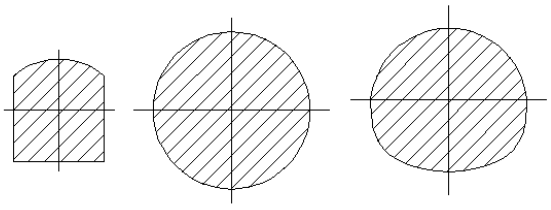


Figura 2-9 Formas de secciones transversales de fuselajes

La forma del fuselaje desde una vista lateral, como una regla, es asimétrica. La sección de la nariz del fuselaje de aviones subsónicos tiene forma circular (cercano a la forma de una gota). En la vista superior los fuselajes tienen forma simétrica.

El nombre de la **estructura** que soporta la carga se determina por aquellos miembros que resisten los momentos de flexión. Se utilizan tres principales tipos de vigas de los fuselajes, como son el tipo *larguero*, *semi–monocoque* y *monocoque*. Es conveniente señalar que todos

los tipos de estructuras de fuselaje tienen sus ventajas y desventajas, por consiguiente en algunos aviones se utilizan estructuras mezcladas que soporten las cargas.

El **fuselaje tipo monocoque** (piel) es un armazón de piel (8), el cual es rígido solamente con miembros transversales – cuadernas (7) (Figura 2-10). La piel soporta todas las cargas de los factores externos – momentos de flexión y par, y la fuerza lateral; por consiguiente hay tanto esfuerzos normales como cortantes en ésta.

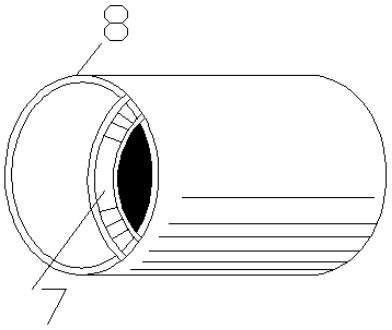


Figura 2-10 Fuselaje monocoque

2.1.6 Tren de aterrizaje

Entre los **propósitos** del tren de aterrizaje, se mencionan los siguientes:

- Aceptar cargas estáticas y dinámicas emergentes durante el despegue, aterrizaje y rodaje, para proteger la estructura de los miembros del avión.
- Absorber y disipar la energía de los impactos del avión durante el aterrizaje y el rodaje en superficies rugosas.
- Absorber y disipar una porción considerable de la energía cinética de un movimiento a cierta altura después de que el avión toca el suelo en el aterrizaje.

Y en los **requerimientos** de diseño están:

- Tener suficiente resistencia y rigidez
- Asegurar el movimiento estable durante la carrera de despegue del avión a lo largo de la pista. La importancia de este requerimiento aumenta con el incremento de la velocidad de despegue y aterrizaje.

- El sistema de absorción de impacto del avión (ruedas) debe absorber y disipar la energía del impacto durante el aterrizaje.
- La altura del tren de aterrizaje debe proporcionar el ángulo de ataque de aterrizaje requerido.

Los **parámetros geométricos** son que los puntos de referencia del tren de aterrizaje deben estar colocados a cierta distancia uno del otro y del centro de masa para tener la estabilidad y maniobrabilidad necesaria del avión durante su movimiento a lo largo de la pista. Los principales parámetros que caracterizan la colocación de los puntos de referencia del avión son los siguientes:

- Pista
- Soporte
- Ángulo de inclinación de las ruedas principales respecto al centro de masa
- Altura del tren de aterrizaje

El tren de aterrizaje puede ser fijo o retráctil y en cuanto a su configuración geométrica puede ser del tipo triciclo. Si dos brazos son posicionados detrás del centro de masa y el tercero está adelante, entonces se habla de un *tren de aterrizaje de triciclo con rueda de nariz*. Hoy en día este tipo de tren de aterrizaje es muy utilizado debido a que tiene mejor desempeño operativo que otras configuraciones (Figura 2-11).

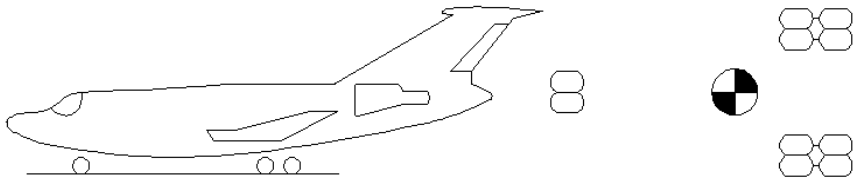


Figura 2-11 Configuración del tren de aterrizaje con rueda de nariz

2.2 Materiales Compuestos

2.2.1 Fibras

Las fibras pueden ser continuas, largas o cortas, en una banda de 5 mm a 25 mm de longitud. En cuanto a su disposición, éstas son paralelas, unidireccionales, o bidireccionales, en forma de tejido, o inclusive están orientadas aleatoriamente. Las fibras se utilizan en los compuestos debido a que son livianas, rígidas y fuertes. Las propiedades visco elásticas del compuesto están dominadas por la matriz.

Las fibras se disponen de un mismo material o bien, con muchas fibras mezcladas (sistemas híbridos). Algunos tipos de fibras son:

- Fibras de carbono y grafito
- Fibras de vidrio
- Fibras de aramida (aromáticas, orgánicas o *Kevlar*)

Las fibras que más se utilizan en compuestos avanzados son las fibras de vidrio, las fibras de carbono y las fibras orgánicas (Kevlar). La elección del tipo de fibra depende de las propiedades mecánicas y ambientales deseadas del compuesto y del costo de la fibra.

2.2.1.1 Fibra de carbono

Las fibras de carbono o fibras de carbón (FC) son sólidos que presentan una apariencia fibrosa en forma de filamentos. Las FC se obtienen por carbonización (1200–1400 ºC) de fibras orgánicas naturales o sintéticas, o de fibras procedentes de precursores orgánicos. Los términos “carbono” y “grafito” se utilizan para denominar a las fibras de acuerdo al contenido de carbono; “grafito” para más de 98.8% de carbono en las fibras y “carbono” para las fibras con un porcentaje de carbono entre 85 y 95%.

Las fibras de carbono están disponibles en un amplio rango de valores de rigidez. Las propiedades de las fibras de carbono dependen de la materia prima y del proceso utilizado para su manufactura. Se utilizan algunas clasificaciones de fibras de carbono en términos de rigidez–resistencia, aunque se puede fabricar casi cualquier combinación de resistencia y rigidez.

Las fibras de carbono son más rígidas que las fibras de vidrio, y proveen mejores características en el compuesto frente a la fatiga, reduciendo la cantidad de deformación en la matriz polimérica, para una carga dada. Además, el fenómeno de corrosión por tensión (fatiga estática) es menos pronunciado para las fibras de carbono. Una motivación para fabricar fibras de alto módulo de elasticidad, es poder lograr compuestos que imiten al acero o al aluminio, de tal manera que la parte metálica de las estructuras pueda ser reemplazada por una parte de compuestos, de menor peso.

Las fibras de carbono son buenos conductores eléctricos y la corrosión galvánica tiene lugar si los compuestos de fibras de carbono están en contacto eléctrico con metales, por lo tanto, es necesario crear una barrera aislante entre compuestos de fibras de carbono y las partes metálicas de una misma estructura; esto habitualmente se logra agregando un capa de malla de refuerzo de fibra de vidrio de 0.5 mm de espesor.

2.2.1.2 Fibra de vidrio

Las fibras de vidrio exhiben las propiedades típicas del vidrio: dureza, resistencia a la corrosión e inerticidad, es decir, la indiferencia a reaccionar químicamente con otros materiales; además, son flexibles, livianas y de bajo costo. Estas propiedades hacen de la fibra de vidrio el tipo más común de fibra utilizada en aplicaciones industriales de bajo costo.

La alta resistencia de las fibras de vidrio es atribuida al bajo número y tamaño de defectos sobre la superficie de la fibra. Todas las fibras de vidrio tienen rigidez similar pero diferentes valores de resistencia mecánica y a la degradación ambiental.

La resistencia a la corrosión depende de la composición de la fibra, la solución corrosiva y el tiempo de exposición. La resistencia a la tracción de las fibras de vidrio se reduce a temperaturas elevadas pero se puede considerar constante para el rango de temperaturas para la cual las matrices poliméricas pueden exponerse (hasta 275 °C dependiendo del tipo de matriz).

La resistencia máxima medida en ensayos de fibra simple (ASTM D3379) alcanzan entre 3.5 y 4.8 GPa, pero estos valores no se alcanzan en un compuesto. El daño producido durante las múltiples etapas de proceso reduce la resistencia de la fibra alrededor de 1.75 y de 2.10 GPa (produce hasta un 50% de reducción, fuertemente dependiente de las condiciones del proceso y del tipo de cargas). La reducción de la resistencia de la fibra en el compuesto respecto a la del material virgen es además causada por tensiones residuales y cargas secundarias (tensiones de corte y tensiones transversales a la dirección de la fibra), además de otros factores.

2.2.1.3 Fibra de aramida (kevlar)

Kevlar es la designación comercial de una fibra de aramida desarrollada por Dupont® en 1971. Las fibras de Kevlar presentan excepcionales características de resistencia y rigidez, sin embargo, poseen baja resistencia a la compresión. Por otra parte, presentan textura flexible y no frágil como las demás fibras, siendo bastante semejantes a las fibras textiles de vestimenta, permitiendo ser tejidas en tramas mucho más densas y complejas que en los tejidos de vidrio. Otra característica interesante del Kevlar es su baja densidad, de 1.440 kg/m^3, en comparación con el grafito, con 1.800 kg/m^3 y el vidrio con 2.540 kg/m^3 y el acero, con 7.880 kg/m^3. En la Tabla 2-1 se muestran algunas de sus propiedades mecánicas.

Tabla 2-1 Propiedades mecánicas del kevlar

Grado	Densidad g/cm^3	Módulo de tensión GPa	Esfuerzo a la tensión GPa	Elongación a tensión %
29	1.44	83	3.6	4
49	1.44	131	3.6 – 4.1	2.8
149	1.47	186	3.4	2

El módulo de tensión y esfuerzo a la tensión del Kevlar 29 es aproximadamente comparable a los de la fibra de vidrio, pese a que su densidad es casi la mitad que la de vidrio. El Kevlar 49 o 149 reduce el peso aún más, si la fuerza mayor se contabiliza.

2.2.2 Matriz

Entre las principales funciones que cumple la matriz en los compuestos plásticos se tienen:

- Mantener las fibras en la posición correcta
- Distribuir la carga sobre las fibras
- Proteger las fibras de la abrasión
- Controlar las propiedades químicas y eléctricas

Y las propiedades de la resina que se consideran en el compuesto curado son la fuerza de adhesión a las fibras, resistencia térmica, resistencia a la fatiga, resistencia química, resistencia a la humedad y capacidad de deformación antes de fallar.

2.2.2.1 Resinas Epoxi

Las resinas epoxi son caras pero tienen ventajas especiales tales como buenas propiedades de tensión de rotura y más baja contracción después del curado. Las resinas epoxi se utilizan usualmente como materiales matriz para materiales compuestos de fibras de carbono, vidrio y aramida. El medio epoxi se presenta como:

Resina (componente A) + Catalizador (componente B)

En este caso el catalizador forma parte del producto final después del fraguado. Se utilizan dos familias: de resina más amina, o de resina más anhídrido. El sistema con aminas es muy usado, cura a temperatura ambiente y tiene buena viscosidad, pero es muy alergénico. El sistema con anhídridos es más líquido, se utiliza frecuentemente en el proceso de pultrusión, bobinado y la temperatura de curado es de 100-120 ºC.

2.2.3 Recubrimientos

Los recubrimientos son para propósitos de protección, resistencia al desgaste y/o decoración; son metálicos, polímeros o cerámicos.

2.2.3.1 Gel Coat

El gel coat es un tipo de recubrimiento y es la primera capa de resina que protege al laminado de ataques químicos y medioambientales. Es la primera capa que se aplica sobre el molde y, una vez que la pieza se extrae, constituye la superficie que está en contacto con el exterior, y actúa como barrera de desgaste de la misma.

El gel coat protege a las fibras de refuerzo del ataque de la humedad y del medio exterior, además proporciona resistencia al calor, brinda resistencia a la abrasión, y hace una superficie más atractiva, provee las propiedades estéticas de la pieza como color y brillo; todo esto, con una total ausencia de porosidad superficial.

Los *Gel coat para moldes* poseen baja contracción y elevada flexibilidad, son resistentes a la abrasión y al rayado superficial en proporción mayor a los gel coat utilizados para las piezas y existe una amplia variedad de colores.

Existen varios métodos de aplicación del gel coat:

- Por brocha y rodillo. Se utiliza para gel coat con viscosidades entre 7 500 y 12 000 cps[3]: índice tixotrópico entre 3.5 y 4.5, y buena capacidad protectora**.**
- Por proyección. Para los que poseen baja viscosidad, entre 3 000 y 3 500 cps: se obtiene por medio de un diluyente como monómero de estírenos o acetona, lo que permite su aplicación con una pistola de proyección o equipo de presión; índice tixotrópico entre 3.5 y 4.5.

Los espesores de aplicación para los gel coat oscilan entre 0.25 y 0.4 mm para piezas y entre 0.4 y 0.6 mm para moldes. Espesores menores no aseguran la protección y ocultamiento de las fibras, mientras que espesores mayores pueden agrietarse cuando el laminado o cascarón sea sometido a esfuerzos.

[3] Centipoise (cP o cps) es la unidad de viscosidad absoluta del sistema cegesimal de unidades y es equivalente a un milipascal-segundo (m<u>Pa</u>·<u>s</u>).

Capítulo 3

Definición de los requerimientos

¿Por qué esta magnífica tecnología científica, que ahorra trabajo y nos hace la vida más fácil, nos aporta tan poca felicidad? La repuesta es esta, simplemente: porque aún no hemos aprendido a usarla con tino.

Albert Einstein

3.1 Identificación del cliente

Se define como cliente del producto (aeromodelo) al organizador del concurso, la Sociedad de Ingenieros Automotrices (SAE) puesto que es la organización que convoca a la competencia estableciendo las bases del concurso (requerimientos) y evalúa el trabajo.

3.2 Determinación de los requerimientos del concurso

Para identificar los requerimientos del diseño se consideran las reglas del concurso, ya sean obligatorios o deseables, además del propio criterio.

3.2.1 Desempeño funcional

a) Alto desempeño aerodinámico
b) Capacidad de carga útil
c) Poco peso vacío del aeromodelo
d) Fácil de transportar y de ensamblar las partes del aeromodelo en poco tiempo y de manera sencilla

3.2.2 Restricciones

En las reglas del concurso se enuncian las siguientes restricciones:

a) La suma de las dimensiones del aeromodelo – longitud, ancho y altura – no deben rebasar 4.445 m (175 pulgadas); así que se pretende realizar un análisis para dimensionar la aeronave teniendo en mente la estabilidad.
b) Otra restricción dimensional es de la bahía de carga, la cual debe dar cabida con ***fácil acceso*** a un prisma rectangular cuyas dimensiones son $0.127 \times 0.127 \times 0.254$ m ($5 \times 5 \times 10$ pulgadas.
c) El modelo y número de motores, así como el silenciador que se deben utilizar en la clase regular de la competencia debe ser un solo motor modelo O.S. .61FX con su respectivo silenciador, el E–4010.
d) La frecuencia del radio control puede ser de 2.4 GHz ó 53 MHz
e) La capacidad del paquete de baterías no debe ser menor de 500 mAh
f) Todos los aviones deben utilizar un cono de hélice o una tuerca de seguridad redondeada
g) No se permite utilizar hélices de metal
h) Las superficies de control del avión no deben tener un ángulo de desviación excesivo
i) El avión debe aterrizar y despegar en los límites de una pista de 122 m (400 pies)

3.2.3 Apariencia

a) El *número de equipo* asignado por SAE deberá ser visible sobre y debajo del ala, así como en los dos lados del estabilizador vertical o en cualquier otra superficie vertical, con un tamaño de los números de 0.1016 m (4 pulgadas)
b) El *nombre de la universidad* debe estar claramente visible en las alas o el fuselaje
c) El nombre de la universidad puede ser sustituido por las siglas de la misma
d) Los aviones de la clase regular deben ser ***identificados con el nombre y la dirección de la escuela*** ya sea por fuera o por dentro del aeromodelo

3.2.4 Tiempo disponible

El tiempo disponible para trabajar en el diseño de este aeromodelo es a partir de la publicación del reglamento del evento, el cual fue en septiembre de 2007 hasta la fecha del concurso que se llevó a cabo del 4 al 6 de abril de 2008. Algunas fechas importantes a lo largo del concurso son:

a) Fecha límite de registro e inscripción (27 de diciembre de 2007)
b) Fecha de entrega del reporte técnico (22 de febrero de 2008)

3.3 Ponderación de los requerimientos

Tabla 3-1 Ponderación de requerimientos

Req	3.2.1 a	3.2.1 b	3.2.1 c	3.2.1 d	3.2.2 a	3.2.2 b	3.2.2 c	3.2.2 d	3.2.2 e	3.2.2 f	3.2.2 g	3.2.2 h	3.2.2 i	Σ+	%
3.2.1 a		-	+	+	-	-	-	+	+	+	+	-	-	6	8.45
3.2.1 b	+		+	+	-	-	+	+	+	+	+	-	-	8	11.27
3.2.1 c	-	-		+	-	-	+	+	+	+	+	+	+	7	9.86
3.2.1 d	-	-	-		-	-	+	+	+	+	+	-	-	5	7.04
3.2.2 a	+	+	+	+		±	+	+	+	+	+	+	+	10	14.08
3.2.2 b	+	+	+	+	±		+	+	+	+	+	+	+	10	14.08
3.2.2 c	+	-	-	-	-	-		+	+	+	+	+	+	6	8.45
3.2.2 d	-	-	-	-	-	-	-		+	-	-	-	-	1	1.41
3.2.2 e	-	-	-	-	-	-	-	-		-	-	-	-	0	0.00
3.2.2 f	-	-	-	-	-	-	-	+	+		±	-	-	2	2.82
3.2.2 g	-	-	-	-	-	-	-	+	+	±		-	-	2	2.82
3.2.2 h	+	+	-	+	-	-	-	+	+	+	+		±	7	9.86
3.2.2 i	+	+	-	+	-	-	-	+	+	+	+	±		7	9.86

3.4 Traducción de los requerimientos en términos mesurables

La prioridad de los requerimientos la define el porcentaje de la última columna de la tabla anterior y para traducirlos a términos mesurables se piensa en conceptos técnicos que los describan o caractericen, así, se realiza la siguiente tabla.

Tabla 3-2 Requerimientos en términos mesurables

Prioridad		Requerimiento	Término mesurable
1	3.2.2 a	Dimensiones del avión	$l + A + H < 4.445\ m\ (175\ plg)$
1	3.2.2 b	Bahía de carga	$0.127 \times 0.127 \times 0.254\ m\ (5 \times 5 \times 10\ plg)$
2	3.2.1 b	Capacidad de carga	W/S
3	3.2.1 c	Poco peso del avión vacío	W
3	3.2.2 h	Poca desviación de las superficies de control	$\delta_{AL}, \delta_{EL} < 30°$
3	3.2.2 i	Distancia de aterrizaje	xT_a
4	3.2.1 a	Desempeño aerodinámico	$\beta, C_{L\,T}, C_{D\,T}$
4	3.2.2 c	Unidad motriz	O.S. .61FX con silenciador modelo E–4010

3.5 Definición de las metas de diseño

- Definir el diseño conceptual del avión mediante la propuesta de bosquejos y el análisis de cada uno.
- En términos generales, se pretende diseñar y construir con materiales compuestos un aeromodelo que tenga una capacidad de carga útil aproximada de 10 a 11 kilogramos.
- Diseñar el aeromodelo y construirlo con la resistencia necesaria para que soporte una carga alar notable debida a la capacidad de carga útil deseada.
- Realizar los cálculos necesarios del desempeño aerodinámico del avión.

- Limitar las dimensiones del avión a los requerimientos dimensionales del concurso, y dejar un margen de tolerancia para posibles imprecisiones de manufactura; así también, cumplir con las dimensiones de la bahía de carga útil.
- Utilizar los accesorios recomendados y obligatorios como son el motor, el silenciador; también utilizar la frecuencia permitida del radio control, la capacidad de las baterías del receptor, los dispositivos de seguridad de la hélice y su cono.
- Optimizar la construcción valiéndose de la ligereza y resistencia de los materiales compuestos.
- Utilizar técnicas de construcción de aeromodelos con materiales compuestos.
- Realizar vuelos de prueba.

Capítulo 4

Diseño conceptual

Todo lo que una persona puede imaginar,
otros pueden hacerlo realidad.

Julio Verne

4.1 Análisis funcional

En base a los requerimientos del concurso y a las metas del diseño, se puede definir la función global del aeromodelo: ***poseer alta capacidad de carga útil***.

Entre las funciones precursoras del aeromodelo está respetar las restricciones dimensionales tanto del avión como de la bahía de carga durante los procesos de modelado geométrico y manufactura del avión. De manera similar, que posea un adecuado diseño aerodinámico para tener buena eficiencia en vuelo, que sea ligero y altamente resistente, aspectos que se buscan en la concepción de un nuevo diseño aeronáutico.

4.2 Consideraciones preliminares

Todo diseño de una aeronave se concibe a partir de una necesidad, requerimiento o aplicación para que en base a esto la misión de vuelo se defina. De acuerdo a lo anterior, en este proceso de diseño son consideradas las reglas de la competencia SAE Aero Design Competition 2008 como base para enunciar la misión: ***soportar en un circuito de vuelo la máxima carga útil de diseño***.

Así, se definen aspectos relacionados a la configuración del avión y a las condiciones de vuelo. Estos aspectos principales son los siguientes: se piensa que los aeromodelos de carga tienen un perfil con alto coeficiente máximo de levantamiento y este perfil debe desempeñarse adecuadamente también a bajas velocidades. Las velocidades promedio de vuelo de aeromodelos sin carga útil con motor O.S. .61FX van de 18 m/s a 22 m/s [7]. Se estima una velocidad de vuelo más baja – 11 m/s a 14 m/s – considerando que el aeromodelo es de carga.

Puesto que la sede del concurso fue en Fort Worth Texas, USA, y la elevación promedio de esa zona es 213.4 m sobre el nmm [36], y ya que la altura de vuelo del avión Ehecatl no es considerable, se supone que vuela a nivel del mar, por lo tanto, la densidad y la viscosidad cinemática del aire que se utilizan en los cálculos es 0.125 utm/m^3 y 1.46E-05 m^2/s respectivamente [4].

4.3 Estimación inicial del peso

De acuerdo a las bases del concurso el peso total de la aeronave debe ser menor a 25 kilogramos (55 libras) incluyendo la carga útil. Para realizar la estimación inicial del peso del aeromodelo así como de la carga útil que puede cargar el avión, se realiza una estadística (véase Apéndice A).

Para suponer el peso del avión se realiza una investigación de los pesos de aeromodelos entrenadores que utilizan un motor .61, y de la cual se obtiene una media de 4.16 kg (9.16 lb) y se propone un peso de 4 kg (8.8 lb) el cual está en el rango de valores de la línea media.

Para estimar la carga útil se revisan los resultados disponibles de concursos anteriores en la página web de SAE [35] y se obtiene un peso promedio de 8.9 kg (19.6 lb). Para el caso del avión Ehecatl se propone una carga útil de 11 kg (24.2) lb; cabe mencionar que este valor no está en el intervalo de la línea media ya que una meta de diseño (véase sección 3.5) es que el aeromodelo soporte tal carga.

De acuerdo con los puntos anteriores se define que la carga máxima de diseño sea de 15 kg (33 lb) la cual cumple con el requerimiento del concurso [33].

4.4 Estimación inicial de las dimensiones

El proceso de diseño del avión está basado primordialmente en las restricciones del concurso, las cuales se toman en cuenta para definir las dimensiones del avión y se racionaliza la envergadura y la longitud del fuselaje procurando una adecuada distribución geométrica: se calcula primeramente la superficie alar necesaria de acuerdo a los requerimientos y metas de diseño para obtener la envergadura demandada, así, se procede con la longitud y altura del avión.

4.4.1 Estimación inicial de la superficie alar

Para determinar la superficie alar, primeramente se estima la carga alar. Puesto que el avión es de la categoría regular y se tiene una carga alar elevada, además de la restricción dimensional, la dimensión de la envergadura no debe ser muy grande.

Partiendo de la Tabla 4-1 [7] se observa que para los aeromodelos entrenadores de baja velocidad, la carga alar promedio es de 4.276 kg/m^2 (14 onzas/pies^2), véase el Apéndice A, se tiene que el peso promedio de estos aviones es de 4.116 kg. Tomando en cuenta que el peso máximo que se pretende que soporte la aeronave es 3.644 veces el peso promedio de los aviones analizados, o sea 15 kg, la carga alar promedio del avión Ehecatl se modifica con el mismo factor y se obtiene una carga alar de 15.583 kg/m^2 (50.03 onzas/pies^2).

Tabla 4-1 Carga alar para aeromodelos

Tipo de aeromodelo	**Carga alar W/S (kg/m^2)**
Alta velocidad, alta maniobrabilidad	7.32
Deportivos de velocidad moderada	5.80
Entrenadores de baja velocidad	4.27
Planeadores de ladera	3.97
Planeadores	3.05

Para establecer la superficie alar se parte de

$$Carga\ alar = \frac{W}{S} \qquad \text{(Ecuación 4-1)}$$

$$\therefore S = \frac{W}{Carga\ alar} = \frac{15\ kg}{15.583\ {}^{kg}/_{m^2}}$$

$$S = 0.9625\ m^2.$$

4.4.2 Estimación de envergadura, longitud, altura del avión y cuerda media del ala

Tomando en cuenta el Apéndice A se sabe que la superficie alar promedio de los aviones que se tabularon es de 0.5920 m^2, y que la superficie alar del avión Ehecatl es de 0.9625 m^2, por lo tanto existe una relación de 1.626 veces; si la cuerda media de la estadística se modifica por el mismo factor, es decir 0.313 m, se obtiene una cuerda media de 0.5089 m.

Se sabe que

$$S = b\bar{c}, \qquad \text{(Ecuación 4-2)}$$

por lo tanto

$$b = \frac{S}{\bar{c}} = \frac{0.9625\ m^2}{0.5089\ m} = 1.8913\ m$$

Puesto que la medida de la cuerda media es considerable, se propone que sea de 0.475 m (18.7 pulgadas), con lo cual se obtiene una envergadura aproximada de 2.025 m (79.72 pulgadas). Por lo consiguiente, se dispone de 2.42 m (95.28 pulgadas) para dimensionar la longitud y altura del avión; se estima una altura que esté entre 0.5 m (19.69 pulgadas) a 0.6 m (23.62 pulgadas), con lo que se consigue una longitud del avión entre 1.92 m (75.59 pulgadas) y 1.82 m (71.66 pulgadas).

4.5 Selección del perfil del ala

Uno de los aspectos importantes a considerar para el diseño de un avión es la selección del perfil del ala. De acuerdo a los requerimientos del concurso, se consideran algunos factores significativos del perfil aerodinámico, tales como: alto coeficiente de levantamiento y buen desempeño a bajo número de Reynolds. El uso de perfiles de mucha combadura es muy viable para la obtención de un alto $C_{Lmáx\,0}$.

Cabe recordar que se supone que el vuelo es al nivel del mar debido a que la elevación en el lugar donde fue efectuado el concurso, Fort Worth Texas, es 700 ft (213.4 m) aproximadamente, por lo tanto, los valores de densidad y viscosidad del aire corresponden a los del nivel del mar. Con lo establecido hasta el momento se procede a calcular el coeficiente máximo de levantamiento del ala, y se parte de la siguiente ecuación.

$$L = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_{Lmáx}; \qquad \text{(Ecuación 4-3)}$$

$$C_{Lmáx} = \frac{2L}{\rho V^2 S} = \frac{2 \times 15\ kg}{\left(0.125\ {utm}/{m^3}\right)(11\ {m}/{s})^2(0.9625\ m^2)}$$

$$C_{Lmáx} = 2.06$$

A continuación se calcula el número de Reynolds.

Tabla 4-2 Datos para número de Reynolds

	SI		**S. inglés**			
$\boldsymbol{l}$	0.475	m	1.476	ft		
$\boldsymbol{V}$	11.0	m/s	36.285	ft/s	21.5	nudos
$\boldsymbol{\upsilon}$	1.46E-05	m^2/s	1.57E-04	ft^2/s		

$$Rn = \frac{lV}{\upsilon}, \qquad \text{(Ecuación 4-4)}$$

$$Rn = \frac{0.475\ m \times 11\ m/s}{1.46 \times 10^{-5}\ m^2/s} = 357\ 876$$

Del número de Reynolds calculado se determina que el tipo de flujo es laminar ya que su valor es cercano a 200 000 [4]

Para cada diseño se toman en cuenta los requerimientos y la misión del avión; así, una parte primordial del diseño es la selección del perfil aerodinámico del ala; debido a que éste no puede proporcionar a la vez una resistencia mínima al avance ($C_{Dmín\ 0}$) que sea pequeña, una gran sustentación ($C_{Lmáx\ 0}$) y un coeficiente de momento ($C_{M\ 0}$) pequeño, no se tiene una regla general para la selección. Para esto, se toman en cuenta ciertos factores, y son los siguientes:

- Condiciones estructurales
- Coeficiente máximo de sustentación, $C_{Lmáx\ 0}$
- Coeficiente de resistencia mínimo al avance, $C_{Dmín\ 0}$
- La relación $\frac{C_{Lmáx\ 0}}{C_{Dmín\ 0}}$
- El coeficiente de $C_{M\ 0}$
- El rendimiento aerodinámico máximo $\beta_{máx} = \left(\frac{C_L}{C_D}\right)_{max}$
- La cualidad sustentadora máxima $B_{máx} = \left[\frac{(C_L)^{3/2}}{C_D}\right]_{max}$
- La forma de la cúspide o cresta de la curva de levantamiento

En cuanto las condiciones estructurales del ala se toma que el espesor máximo del perfil oscile entre 13 y 15 % de la cuerda debido a que se requiere un espesor considerable para posicionar la viga que soporte la acción de las fuerzas generadas en el ala, aunque este porcentaje no sea tan grande puesto que se tiene una cuerda media de 0.475 m. Esto ofrece grandes ventajas ya que el ala es una estructura que trabaja a flexión bajo la acción de las reacciones del aire, sabiendo que estas reacciones son mucho más grandes en el sentido normal a la cuerda del perfil que paralelamente a dicha cuerda. Conviene que la estructura tenga la mayor altura posible, para tener un valor de momento de inercia alto y de esta manera poder soportar las cargas.

La misión del avión exige que éste tenga alto coeficiente máximo de levantamiento debido a que es de la categoría cargo, y se requiere un $C_{Lmáx} = 2.06$, así, se busca un perfil con un $C_{Lmáx\,0}$ mayor. Asimismo, se busca tener un $C_{Dmín\,0}$ pequeño para disminuir el consumo de combustible debido a la resistencia al arrastre generada. Para el coeficiente de momento ($C_{M\,0}$) se espera que en su gráfica contra el ángulo de ataque muestre una línea con pendiente cercana a cero para que el avión sea lo más estable posible. Mientras que la relación $\frac{C_{Lmáx\,0}}{C_{Dmín\,0}}$ y los valores de su rendimiento aerodinámico $\beta_{máx}$ sean lo mayor posible, y que su cualidad sustentadora $B_{máx}$ sea adecuada.

Se procede con la investigación de perfiles, para lo cual se hace uso del software Profili Versión 2.18ª. Se evalúan los perfiles disponibles en la base de datos del programa, utilizando un filtro que muestre los perfiles aerodinámicos que cumplan con las siguientes restricciones.

- Tener un espesor porcentual máximo de 14±1 puesto en el 20±5 % de la cuerda.
- Además de contar con gran concavidad, puesto que se sabe que son los que tienen mayor $C_{Lmáx\,0}$.
- Se eligen nueve perfiles y se consiguen sus datos a un Reynolds de 350 000. Se obtienen los máximos y mínimos de los parámetros mencionados anteriormente para realizar una valoración como se muestra en la Tabla 4-3.

Tabla 4-3 Valores máximos y mínimos de los perfiles a ponderar

No.	**PERFIL**	$\%c \times 100$	$C_{Lmáx\,0}$	$C_{Dmín\,0}$	$\frac{C_{Lmáx\,0}}{C_{Dmín\,0}}$	$C_{M\,0}$	$\beta_{máx}$	$B_{máx}$
	Prioridad (%)	10	25	15	10	10	15	15
1	EIFFL385	0.1335	1.3559	0.0102	132.9314	0.0043	94.3393	99.3271
2	GOE 505	0.1397	1.3970	0.0106	131.7925	0.0054	67.8898	65.9987
3	GOE 510	0.1372	1.3604	0.0126	107.9683	0.0055	74.9014	79.9006
4	GOE 534	0.1410	1.5846	0.0112	141.4821	0.0032	82.3282	91.8101
5	GOE 619	0.1377	1.3697	0.0090	152.1889	0.0044	89.2222	83.8547
6	GOE 650	0.1342	1.4489	0.0097	149.3711	0.0044	94.3737	91.2209
7	GOE 685	0.1308	0.8105	0.0104	77.9327	0.0016	70.4783	63.4500
8	S1223 RTL	0.1348	2.2682	0.0164	138.3049	0.0023	72.1638	96.6333
9	STCYR-56	0.1381	1.5245	0.0109	139.8624	0.0017	60.5523	64.8573

Una vez que se cuenta con la tabla anterior, se procede a la ponderación. En el caso del espesor se escoge como valor de referencia de 14%, y mientras más alejado esté el valor del espesor de cada perfil ponderado, la calificación desciende en un rango de 10, y la tolerancia de variación en el porcentaje es de ±1%. Para $C_{Lmáx\,0}$, $\frac{C_{Lmáx\,0}}{C_{Dmín\,0}}$, $\beta_{máx}$ y $B_{máx}$ se escoge el valor máximo como el 100% y para $C_{Dmín\,0}$y $C_{M\,0}$ el 100% se le asigna al valor mínimo. El valor de prioridad de cada aspecto de la ponderación y la decisión de tomar los mínimos o máximos como valor de referencia son asignados por criterio propio considerando los requerimientos de diseño.

Tabla 4-4 Ponderación de perfiles

No.	**PERFIL**	$\%c$	$C_{Lmáx\,0}$	$C_{Dmín\,0}$	$\frac{C_{Lmáx\,0}}{C_{Dmín\,0}}$	$C_{M\,0}$	$\beta_{máx}$	$B_{máx}$	**Calif.**
	Prioridad (%)	10	30	15	15	10	10	10	100
1	EIFFL385	3.50	5.98	8.82	8.17	3.72	8.13	6.86	6.5632
2	GOE 505	9.70	6.16	8.49	8.10	2.96	5.85	4.56	6.6433
3	GOE 510	7.20	6.00	7.14	6.64	2.91	6.45	5.52	6.0741
4	GOE 534	9.00	6.99	8.04	8.70	5.00	7.09	6.34	7.3488
5	GOE 619	7.70	6.04	10.00	9.35	3.64	7.69	5.79	7.1961
6	GOE 650	4.20	6.39	9.28	9.18	3.64	8.13	6.30	6.9118
7	GOE 685	0.80	3.57	8.65	4.79	10.00	6.07	4.38	5.2139
8	S1223 RTL	4.80	10.00	5.49	8.50	6.96	6.22	6.67	7.5628
9	STCYR-56	8.10	6.72	8.26	8.60	9.41	5.22	4.48	7.2650

Como se muestra en la Tabla 4-4, y de acuerdo a los criterios anteriores se llega a la conclusión de que el perfil aerodinámico apropiado a los requerimientos es el S1223 RTL, el cual tiene una gran combadura y un espesor máximo de 13.48% al 17.48% de la cuerda, su coeficiente de levantamiento es igual a 2.2682, por tanto es un valor alto de $C_{Lmáx\,0}$.

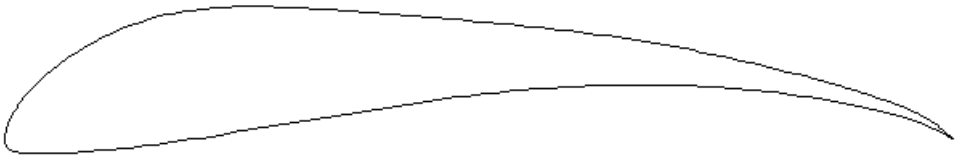


Figura 4-1 Perfil S1223 RTL

4.5.1 Características del perfil

El perfil S1223 RTL es para aviones cargueros de gran sustentación. Esta versión del perfil S1223 fue diseñada por Richard T. LaSalle, usando su método de optimización en el cual el software XFOIL fue utilizado para el análisis durante las iteraciones. Basado en las predicciones de XFOIL, el perfil alcanza un $C_{Lmáx\,0}$ cercano a 2.47 para un número de Reynolds de 250 000. Los resultados de la pruebas en túnel de viento, sin embargo, indican un $C_{Lmáx\,0}$ cercano a 2.05 – ligeramente menor a la línea de base del S1223, el cual tiene $C_{Lmáx\,0}$ cercano a 2.1.

Se dice que si verdaderamente el perfil puede alcanzar un $C_{Lmáx\,0}$ cercano a 2.5 en flujo libre, podría ser un reto medir este resultado en el túnel de viento tal y como está actualmente configurado. Los perfiles de alto levantamiento pueden producir separación lateral de la capa límite, la cual durante giros puede causar separación prematura en el perfil y producir un $C_{Lmáx\,0}$ menor que podría ser medido de otra manera en flujo libre. Para prevenir la separación lateral de la capa límite, puede utilizarse succión en las paredes, pero esto no se hace en el presente montaje.

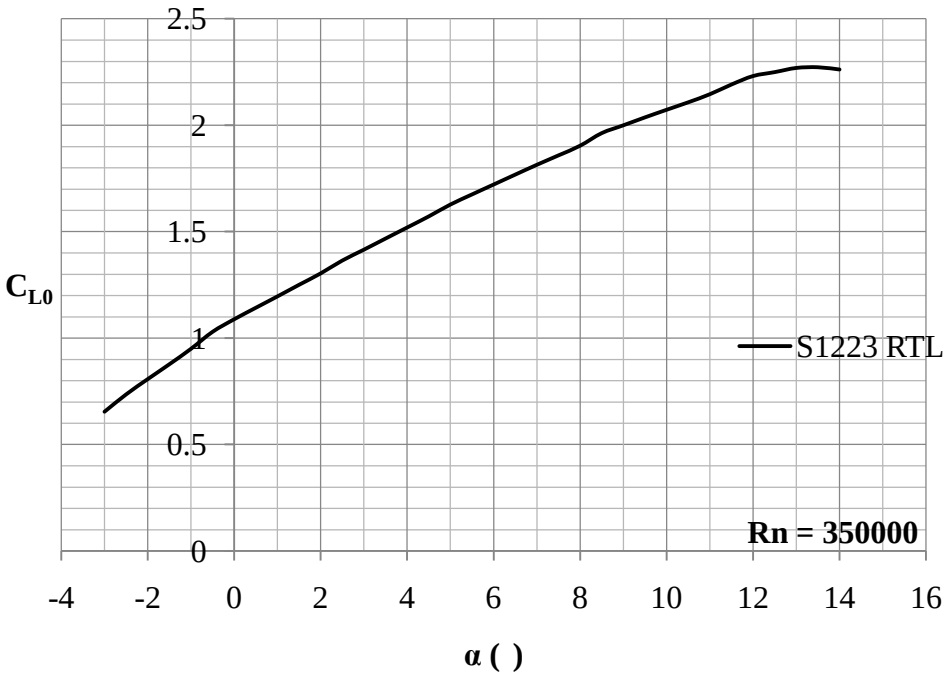


Figura 4-2 Curva de levantamiento

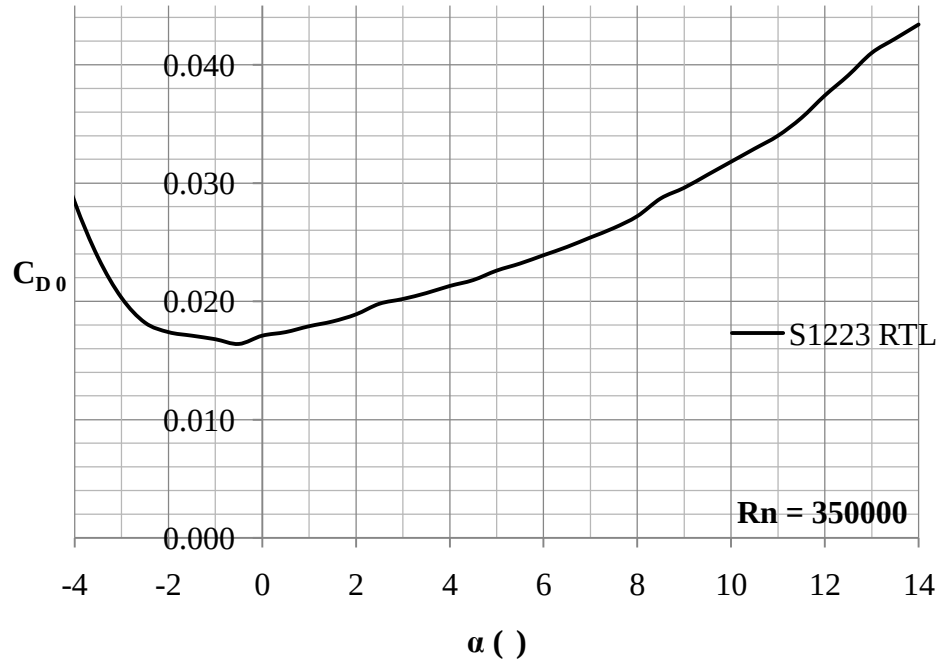


Figura 4-3 Curva de resistencia al avance

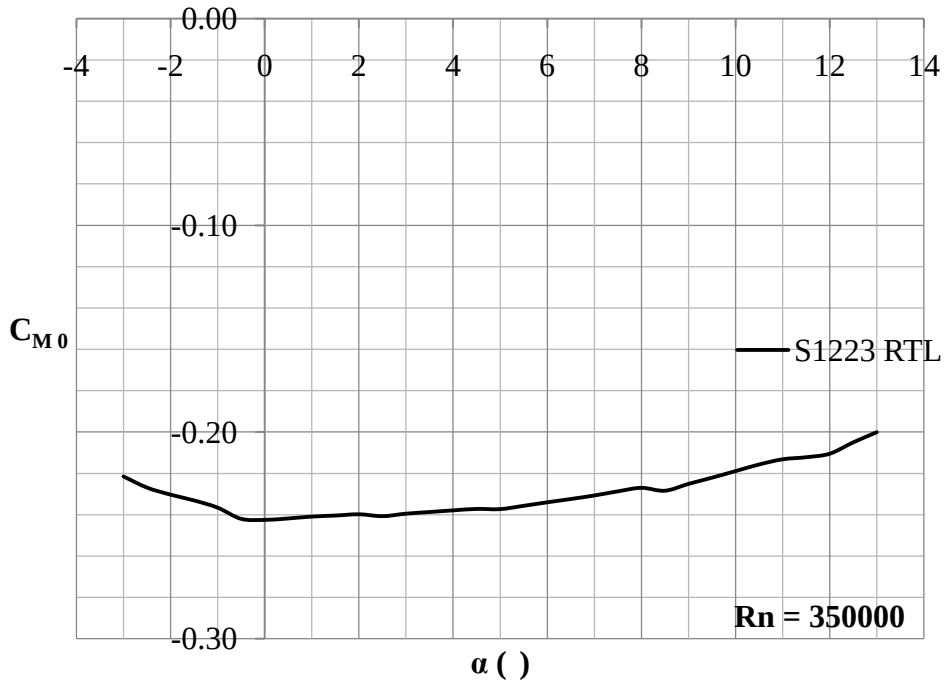


Figura 4-4 Curva de momento

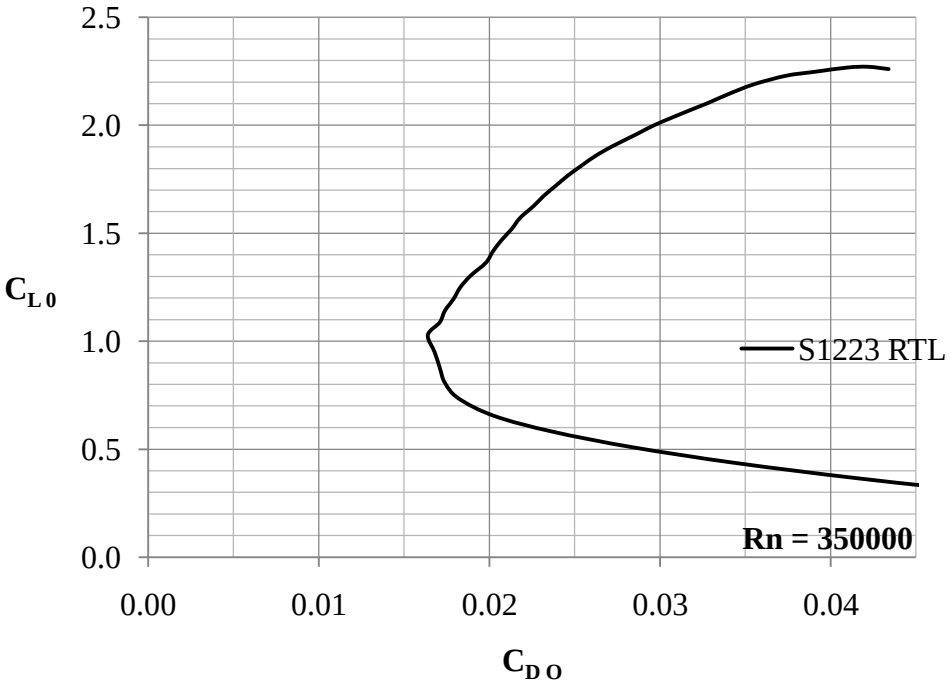


Figura 4-5 Curva polar

4.6 Concepto

4.6.1 Primer concepto

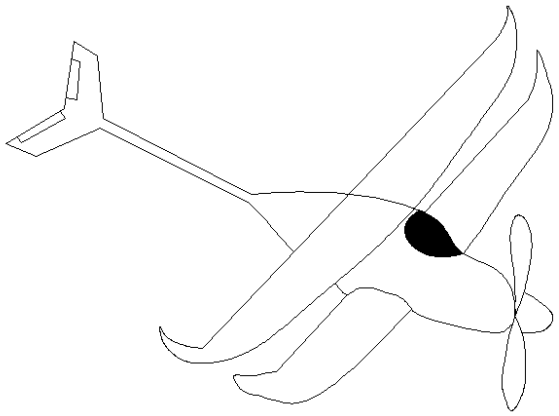


Figura 4-6 Primer concepto

Esta propuesta de diseño conceptual atiende al requerimiento de diseño innovador del concurso. Se puede observar un empenaje en "V", el cual, con movimientos combinados tiene los efectos del estabilizador convencional; el problema que existe con este tipo de empenaje es el ensamble y el mecanismo que controlaría las superficies de control. Es un biplano puesto que originalmente se tenía la idea de que al tener más superficie alar, incluso dos alas, el avión tendría más capacidad de carga; la razón por la que se descarta la configuración de un biplano es la interferencia del flujo entre las dos alas y el tiempo requerido para su construcción. Las alas también tenían planos verticales en los extremos (winglets) para aumentar la superficie alar efectiva y disminuir el efecto de vórtices generados, pero se descarta esta idea debido al tamaño del aeromodelo y a que la velocidad de vuelo del avión es baja y los vórtices no generan efectos considerables aerodinámicamente. El cono de cola del avión sería un tubo fabricado con materiales compuestos (fibra de carbono), aunque no es muy conveniente porque hay mucha discontinuidad en la unión de la parte media del fuselaje con el tubo, además de que el ensamble no es muy sencillo y se generan más esfuerzos, disminuyendo su resistencia.

4.6.2 Segundo concepto

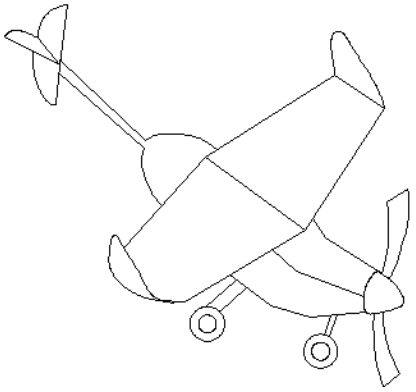


Figura 4-7 Segundo concepto

En el segundo concepto se puede apreciar una combinación de empenaje en "V" con un estabilizador vertical invertido, y se descarta por su dificultad en construcción, operatividad, ensamble y el mecanismo para controlar las superficies, además de que se piensa redundante tener esa distribución de las superficies del estabilizador. Se propone también un tubo de fibra de carbono en el fuselaje, como en el primer concepto. Este diseño sólo contempla un ala, pero en similitud con la propuesta anterior, con planos verticales en los extremos.

4.6.3 Tercer concepto

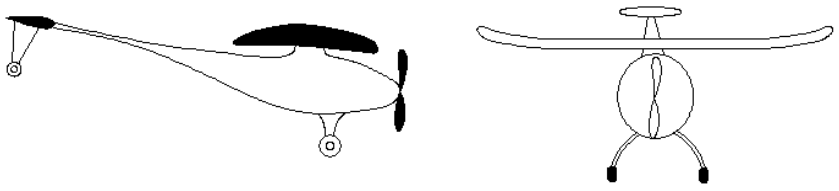


Figura 4-8 Tercer concepto

El tercer concepto bosqueja un avión con estabilizador vertical invertido, y con patín de cola; en cuanto al fuselaje, la sección transversal varía paulatinamente siendo más delgado en la cola. El ala tiene diedro en las puntas para incrementar la estabilidad lateral de la aeronave. Para evitar interferencia de la estela del ala con el estabilizador horizontal, el fuselaje tiene una ligera inclinación hacia arriba para aumentar la distancia vertical entre el ala y el empenaje horizontal.

4.6.4 Cuarto concepto

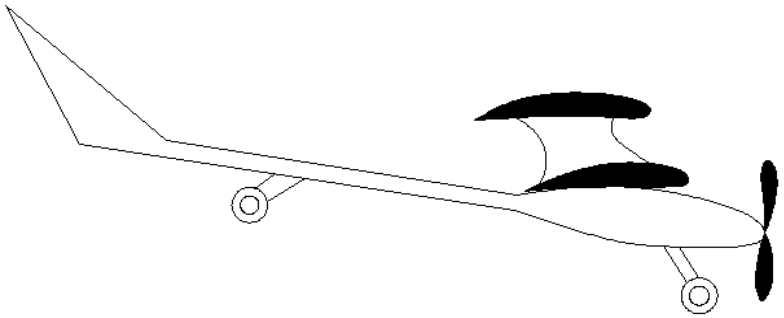


Figura 4-9 Cuarto concepto

Al igual que el primer concepto se esboza un biplano y con el fuselaje con un tubo de fibra de carbono. El tren de aterrizaje es con patín de cola y el estabilizador es convencional.

En todas las propuestas de diseño se especifica el motor en la nariz del avión.

4.6.5 Concepto final

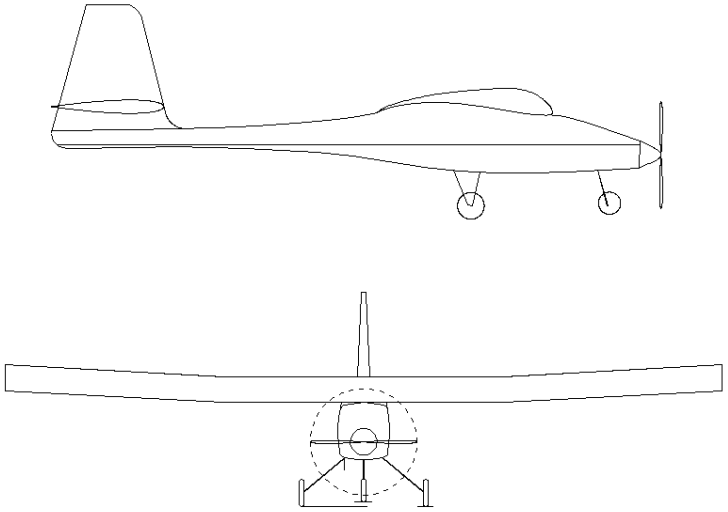


Figura 4-10 Concepto final

El diseño conceptual que se elige se muestra en la Figura 4-10. Se aprecia un ala alta con ángulo diedro en las puntas. El estabilizador horizontal está posicionado en el estabilizador vertical, no en el fuselaje, con el fin de aumentar su eficiencia y que el flujo de la estela del ala no lo afecte en gran medida. El fuselaje es de una sola pieza y disminuye su sección transversal en la parte posterior para disminuir el peso en la cola. El tren de aterrizaje es fijo en configuración triciclo y el motor también se posiciona en la nariz del avión, como en las propuestas previas.

La innovación que se contempla en el diseño de este aeromodelo es que la construcción no es con materiales convencionales (madera), sino que se fabrica con materiales compuestos, como fibra de carbono, fibra de vidrio y kevlar, lo cual incrementa su resistencia y ligereza. Se pretende que el empenaje y el ala sean desmontables para facilitar su transporte.

Capítulo 5

Diseño aerodinámico

La inteligencia consiste no sólo en el conocimiento, sino también en la destreza de aplicar los conocimientos en la práctica.

Aristóteles

5.1 Información preliminar

Se determina que la bahía de carga esté debajo del ala ya que al ensamblar el ala con el fuselaje, se puede también cambiar la carga útil del avión. Se deja un espacio de 35 cm de la nariz del fuselaje hasta el borde de ataque del ala para colocar accesorios como el tanque de combustible, el receptor y las baterías.

En el diseño se decide que el borde de salida del EH coincide con el final del fuselaje, y que el estabilizador horizontal se mueve en su totalidad, es decir, el avión Ehecatl no tiene elevador como tal, sino más bien un *elevizador*.

Asimismo, de acuerdo con Selig [19] se considera que el CA del perfil del ala, el S1223 RTL, está al 25% de la cuerda, a pesar de que es un perfil aerodinámico muy combado.

5.2 Diseño de ala

La vista en planta del ala es un factor primordial en el proceso de diseño de ésta, para lo cual se toman en cuenta los datos preliminares establecidos en el capítulo anterior.

Tabla 5-1 Datos preliminares del ala

Concepto	Dimensión
$\bar{c}$	0.475 m
b	2.025 m
S	0.9625 m^2

Para este caso se elige la forma de ala combinada: trapezoidal y rectangular, debido a que ésta se asemeja al ala elíptica en forma y eficiencia pero es más fácil de fabricarla. La porción rectangular interior tiene una cuerda más grande, lo cual provee una raíz de ala fuerte, y los momentos de flexión son más bajos para el ala rectangular. Una desventaja es el inducir un desplome prematuro en las puntas del ala a causa del bajo número de Reynolds que se genera.

Se propone una cuerda de raíz de 0.5 m y una cuerda de punta de 0.40 m; se realiza una distribución geométrica con estos datos y la superficie alar requerida y se concluye que se necesita aproximadamente de 39% de la envergadura para la parte rectangular central y 61% para las secciones de las puntas, de esta manera se tiene una envergadura de 2.05 m cumpliendo con la superficie alar requerida. La vista en planta se puede apreciar en la Figura 5-1.

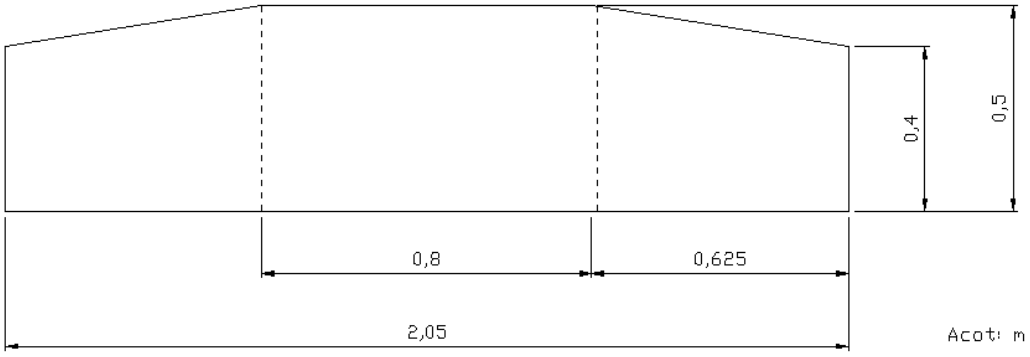


Figura 5-1 Geometría del ala

Para encontrar la CAM del ala se sigue el proceso desarrollado por Ordoñez Romero-Robledo [14], y se toma la siguiente ecuación.

$$\bar{y} = \frac{y_1 S_1 + y_2 S_2}{S_1 + S_2}. \qquad \text{(Ecuación 5-1)}$$

Gráficamente se determinan las CAM de las secciones de la semi-ala y de la siguiente imagen se sustituyen los valores para la ecuación anterior.

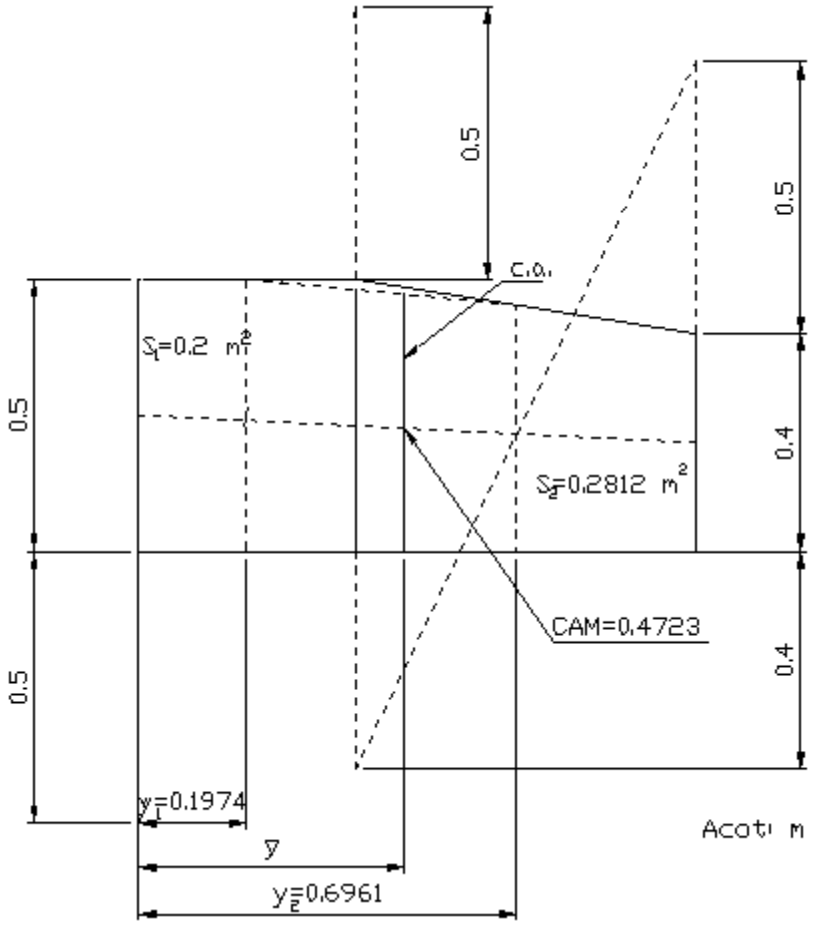


Figura 5-2 Método geométrico para obtener la CAM

$$\bar{y} = \frac{(0.1974 \times 0.2) + (0.6961 \times 0.2812)}{0.2 + 0.2812};$$

$$\bar{y} = 0.4884\ m$$

Para conocer la longitud de la cuerda aerodinámica media, de la referencia [14] se toma la siguiente fórmula.

$$CAM = CAM_2 + \frac{(CAM_1 - CAM_2)(y_2 - \bar{y})}{(y_2 - y_1)}, \qquad \text{(Ecuación 5-2)}$$

se sustituyen los valores y se obtiene la longitud de la cuerda aerodinámica media del ala.

$$CAM = 0.4526 + \frac{(0.5 - 0.4526)(0.6961 - 0.4884)}{(0.6961 - 0.1974)};$$

$$CAM = 0.4723\ m$$

Otro parámetro geométrico de identificación del ala es el alargamiento y al aplicar la (Ecuación **2-1** se obtiene.

$$AR = \frac{b^2}{S} = \frac{(2.05m)^2}{0.9625m^2} = 4.37.$$

Tabla 5-2 Características geométricas del ala

Concepto	Dimensión
c_r	0.5 m
c_P	0.4 m
CAM	0.4723 m
b	2.05 m
S	0.9625 m^2
AR	4.37

5.2.1 Distribución de levantamiento y resistencia al avance del ala

Hay tres aspectos importantes del ala para conocer su curva de levantamiento los cuales son: coeficiente de levantamiento máximo, ángulo de cero levantamiento y la pendiente de levantamiento. Por lo tanto, primeramente se calcula el $C_{Lmáx}$ aplicando el método de Anderson [16], y se obtiene la gráfica de la distribución de levantamiento a lo largo de la semi–envergadura del ala.

Para obtener la gráfica de distribución de levantamiento a lo largo de la semi–envergadura del ala se realiza una tabla como la que se muestra a continuación considerando el inicio de las estaciones al eje de simetría del avión o la posición de la cuerda teórica.

Se toma en cuenta que:

$$\bar{c} = \frac{S}{b} = \frac{0.9625}{2.05} = 0.4695.$$

Tabla 5-3 Obtención del $C_{L\,máx}$

Estación	**y**	$\boldsymbol{c}$	$\boldsymbol{L_a}$	$\frac{\bar{\boldsymbol{c}}}{\boldsymbol{c}}$	$\boldsymbol{C_{la1}}$	$\boldsymbol{C_l}$					
						0.2	0.4	0.6	0.8	1.0	1.2
0	0.0000	0.5000	1.2085	0.9390	1.13	0.23	0.45	0.68	0.91	1.13	1.36
0.2	0.2050	0.5000	1.1842	0.9390	1.11	0.22	0.44	0.67	0.89	1.11	1.33
0.4	0.4100	0.4984	1.1409	0.9420	1.07	0.21	0.43	0.64	0.86	1.07	1.29
0.6	0.6150	0.4656	1.0236	1.0084	1.03	0.21	0.41	0.62	0.83	1.03	1.24
0.8	0.8200	0.4328	0.8149	1.0848	0.88	0.18	0.35	0.53	0.71	0.88	1.06
0.9	0.9225	0.4164	0.6113	1.1275	0.69	0.14	0.28	0.41	0.55	0.69	0.83
0.95	0.9738	0.4082	0.4528	1.1502	0.52	0.10	0.21	0.31	0.42	0.52	0.62
0.975	0.9994	0.4041	0.3250	1.1618	0.38	0.08	0.15	0.23	0.30	0.38	0.45
1	1.0250	0.4000	0.0000	1.1738	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00

$\boldsymbol{C_l}$						$C_{Lmáx\,0}$
1.4	1.6	1.7	1.8	1.9	**2.0**	
1.59	1.82	1.93	2.04	2.16	2.27	2.27
1.56	1.78	1.89	2.00	2.11	2.22	2.27
1.50	1.72	1.83	1.93	2.04	2.15	2.27
1.45	1.65	1.75	1.86	1.96	2.06	2.27
1.24	1.41	1.50	1.59	1.68	1.77	2.27
0.97	1.10	1.17	1.24	1.31	1.38	2.27
0.73	0.83	0.89	0.94	0.99	1.04	2.27
0.53	0.60	0.64	0.68	0.72	0.76	2.27
0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	2.27

Se realiza la gráfica c_l vs *estación* para cada valor de coeficiente de sustentación y cuando una curva es tangente al valor del $C_{Lmáx\ 0}$ se tiene que el $C_{Lmáx}$ es el coeficiente de levantamiento correspondiente a dicha curva. Cabe señalar que a pesar de que la cuerda del ala no es constante y por lo tanto el número de Reynolds a lo largo de la envergadura también varía, sin embargo, éste último se toma como un valor constante en el cálculo de la distribución de levantamiento del ala debido a que la variación se considera despreciable; por esta razón, la curva que representa al valor del $C_{Lmáx\ 0}$ tiene un valor constante.

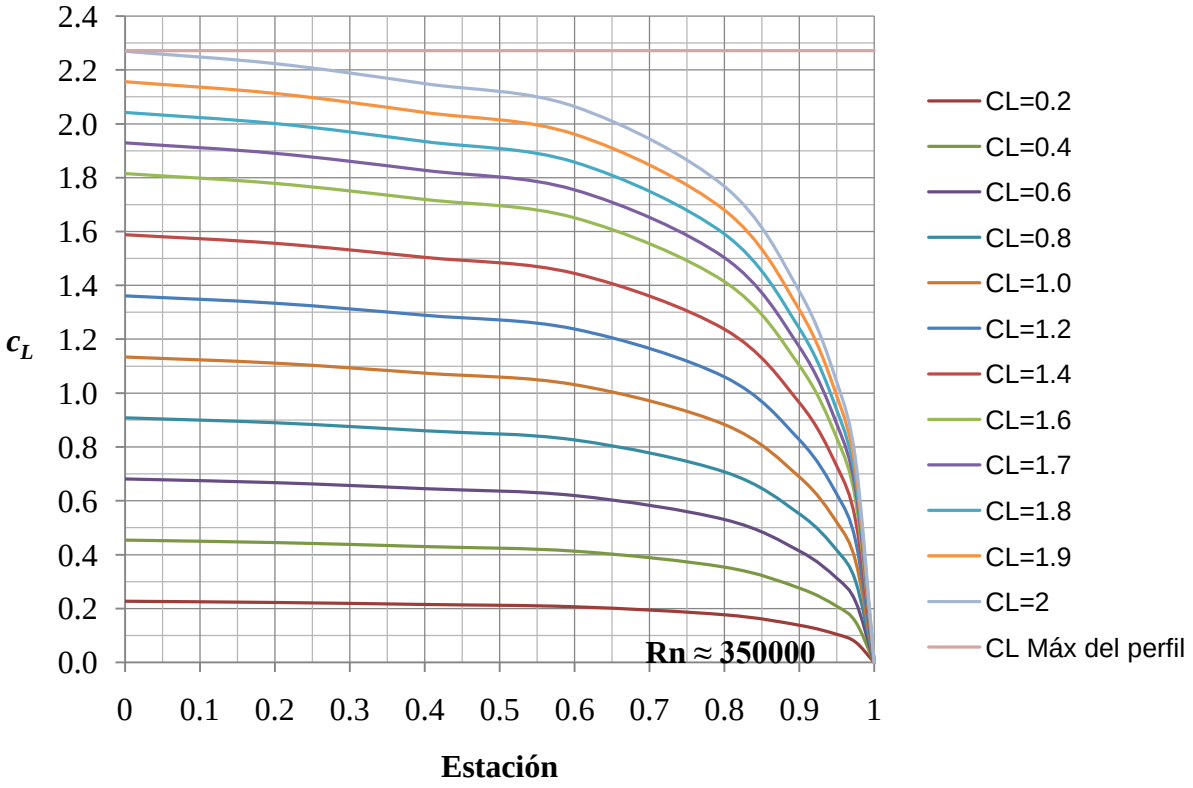


Figura 5-3 Distribución de levantamiento a lo largo de la semi–envergadura del ala

El $C_{Lmáx}$ que se obtiene con la distribución del levantamiento a lo largo de la semi–envergadura del ala es igual a 2.0, y el desplome se da en la raíz o empotre de la semi-ala.

Ahora se prosigue a calcular el ángulo de cero levantamiento del ala ($\alpha_{L=0}$) y la pendiente de levantamiento del ala; ésta última se obtiene con:

$$a = f\,\frac{a_e}{1+\left(\frac{57.3\;a_e}{\pi\;AR}\right)}. \qquad \text{(Ecuación 5-3)}$$

Abbott [1] presenta una gráfica en la cual se puede obtener el factor f y es igual a 0.996 para el aeromodelo Ehecatl.

Se sabe que $a_e = \frac{a_0}{E}$ donde a_0 es igual a la pendiente de levantamiento del perfil (1/grado) y E es el perímetro del ala dividido entre dos veces la envergadura.

Para calcular la pendiente de levantamiento del perfil se toman dos puntos de la curva de levantamiento en la cual la pendiente es *constante*. A continuación se muestran los valores y la ecuación que se utilizaron para calcular la pendiente.

Tabla 5-4 Datos para el cálculo de la pendiente del perfil del ala

No.	$\boldsymbol{\alpha}$	$\boldsymbol{C_{L\,0}}$
1	-3	0.6510
2	10	2.0465

$$a_0 = \frac{C_{L0\,2} - C_{L0\,1}}{\alpha_2 - \alpha_1}, \qquad \text{(Ecuación 5-4)}$$

Tabla 5-5 Datos para el cálculo de la pendiente de la curva $\boldsymbol{C_L = f(\alpha)}$ del ala

Datos	
$\boldsymbol{a_0}$	0.1073
$\boldsymbol{p}$	4.9159 m
$\boldsymbol{E}$	1.1990
$\boldsymbol{a_e}$	0.0899
$\boldsymbol{f}$	0.996

$$a = 0.996 \times \frac{\left(\frac{0.1073}{1.1990}\right)}{1 + \left(\frac{57.3 \times \left(\frac{0.1073}{1.1990}\right)}{\pi \times 4.37}\right)} = 0.0651.$$

Puesto que el ala no tiene torcimiento alguno, el ángulo de cero levantamiento del ala y del perfil es igual, y se obtiene de los datos del perfil S1223-RTL del Apéndice B.

$$\alpha_{L=0} = \alpha_{L=0\,0} = -7.52\,°.$$

Con la pendiente de levantamiento del ala y el ángulo de cero levantamiento del ala se obtiene una ecuación que describe el comportamiento de sustentación del ala.

$$C_L = a(\alpha + \alpha_{L=0}), \qquad \text{(Ecuación 5-5)}$$

de la siguiente ecuación

$$\alpha = \alpha_T + i. \qquad \text{(Ecuación 5-6)}$$

Y puesto que la incidencia del ala es de 0 °, el ángulo de ataque del ala es igual al del avión.

Para realizar el cálculo de la resistencia al avance del ala se tiene la siguiente ecuación:

$$C_D = C_{D\,0} + C_{Di}, \qquad \text{(Ecuación 5-7)}$$

donde

$$C_{Di} = \frac{{C_L}^2}{\pi \times AR \times e}. \qquad \text{(Ecuación 5-8)}$$

Se realiza la siguiente tabulación de la cual al graficar el ángulo de ataque contra el coeficiente de levantamiento del ala se consigue la Figura 5-4.

Tabla 5-6 Coeficientes de levantamiento y arrastre del ala

α	C_L	$C_{D\,0}$	C_{Di}	C_D
-7.5	0	0.0981	0	0.0164
-3	0.3319	0.0203	0.0081	0.0245
-2	0.4054	0.0174	0.0121	0.0285
-1	0.4789	0.0168	0.0169	0.0333
0	0.5524	0.0171	0.0225	0.0389
1	0.6259	0.0179	0.0288	0.0452
2	0.6994	0.0189	0.0360	0.0524
3	0.7728	0.0202	0.0440	0.0604
4	0.8463	0.0213	0.0527	0.0691
5	0.9198	0.0226	0.0623	0.0787
6	0.9933	0.0239	0.0727	0.0891
7	1.0668	0.0254	0.0838	0.1002
8	1.1403	0.0272	0.0958	0.1122
9	1.2138	0.0296	0.1085	0.1249
10	1.2873	0.0318	0.1220	0.1384
11	1.3608	0.0340	0.1364	0.1528
12	1.4343	0.0374	0.1515	0.1679
13	1.5078	0.0410	0.1674	0.1838
14	1.5813	0.0434	0.1841	0.2005
15	1.6548	0.0458	0.2016	0.2180
16	1.7283	0.0482	0.2200	0.2364
17	1.8018	0.0506	0.2391	0.2555
18	1.8753	0.0530	0.2590	0.2754
19	1.9488	0.0554	0.2797	0.2961
19.7	2.0	0.0570	0.2943	0.3107
20.5	1.9890	0.0590	0.3126	0.3290

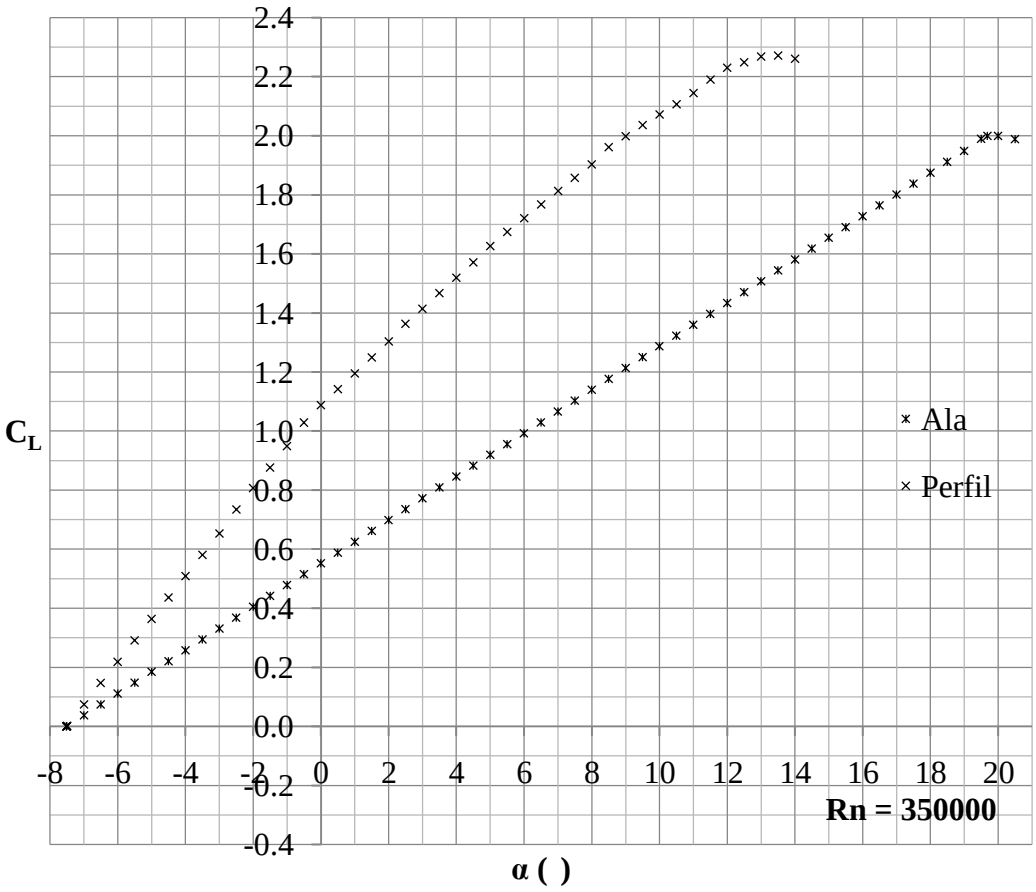


Figura 5-4 Curva de levantamiento del ala y del perfil

5.2.2 Trazo de la polar del ala basada en el cálculo

De la Tabla 5-6 se obtiene la curva polar del ala, C_L versus C_D.

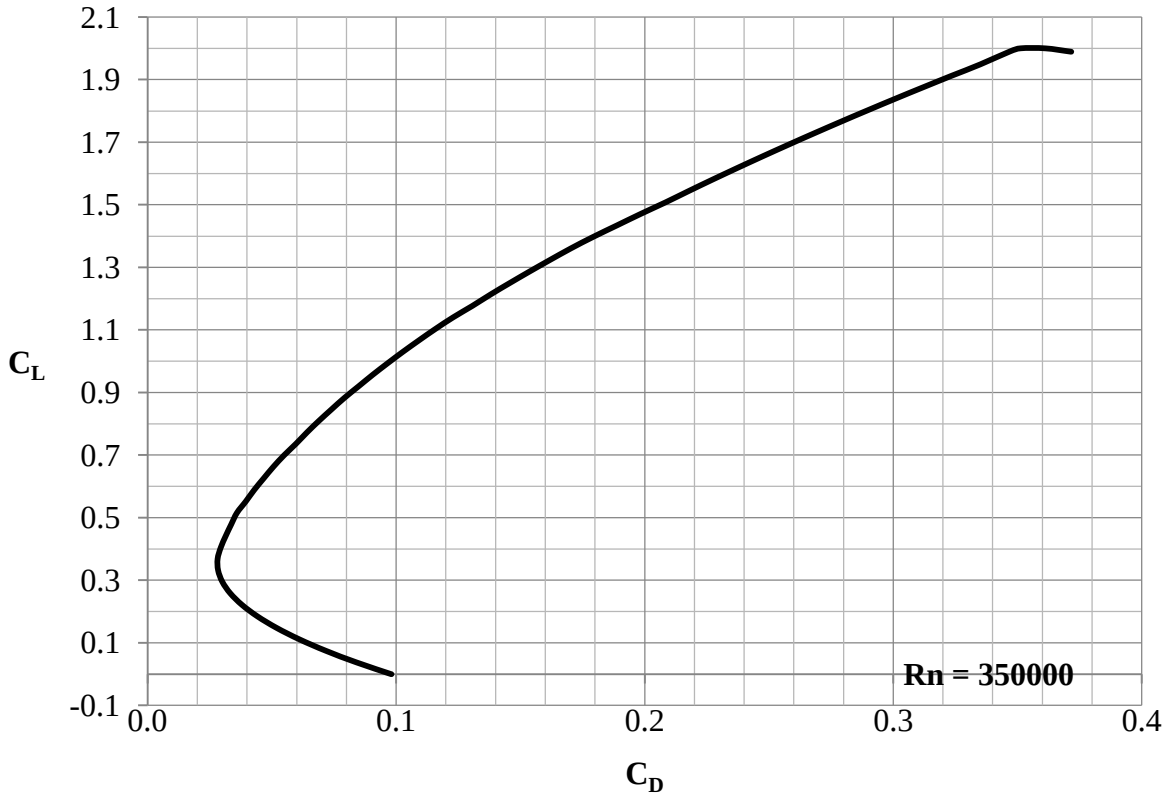


Figura 5-5 Curva polar del ala

5.3 Diseño del estabilizador horizontal

Para diseñar el estabilizador horizontal del aeromodelo Ehecatl se considera la publicación de Lennon [7] quien establece que para determinar el área del EH se toma en cuenta el brazo de palanca disponible entre los centros aerodinámicos del ala y el estabilizador horizontal, y se sugiere que sea 2.5 veces el valor de la CAM del ala, así también se tiene en mente la restricción dimensional del concurso. Para obtener la superficie del estabilizador horizontal se utiliza la siguiente ecuación.

$$S_{EH} = \frac{2.5 \times CAM \times 20\% \times S}{F}. \qquad \text{(Ecuación 5-9)}$$

Se hace caso de la sugerencia y se sustituye el valor de $F = 2.5 \times CAM$ en la ecuación anterior

$$S_{EH} = 20\% \times S, \qquad \text{(Ecuación 5-10)}$$

$$S_{EH} = 0.20 \times 0.9625 = 0.1925\ m^2.$$

Se propone una cuerda media de 0.26 m y se sabe que $S = b \times \bar{c}$, por lo tanto se tiene una envergadura de 0.74 m. Como se plantea en la sección 4.4.2, la longitud media del fuselaje es de 1.87 m; si se considera la posición del ala y del estabilizador horizontal, la distancia entre centros aerodinámicos no es 2.5 veces la CAM, si no de 2.28 veces (1.0794 m de distancia), por lo tanto esta situación se compensa aumentando el área. La determinación de la CAM_{EH} se realiza con ayuda de software CAD; la posición de ésta y las dimensiones del EH se muestran en la Figura 5-6.

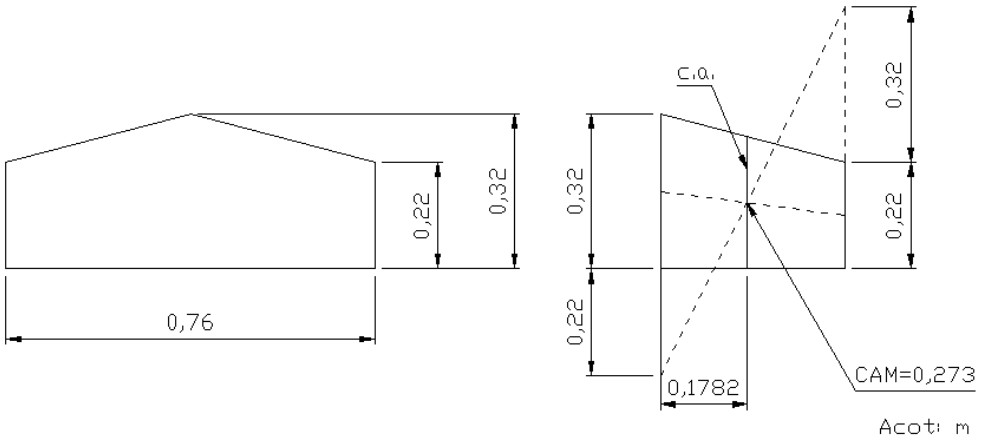


Figura 5-6 Geometría del estabilizador horizontal y obtención de la CAM

Ahora la superficie del EH es de 21.33 % de la superficie alar.

Tabla 5-7 Características geométricas del EH

Concepto	Dimensión
$c_{r\,EH}$	0.32 m
$c_{p\,EH}$	0.22 m
CAM_{EH}	0.27 m
b_{EH}	0.76 m
S_{EH}	0.2052 m^2
AR_{EH}	2.82
λ_{EH}	0.6875

5.3.1 Perfil del estabilizador horizontal

Se decide utilizar un perfil simétrico en el EH debido a la facilidad de construcción de las plantillas de corte de la espuma con que será fabricado, y se elige uno de la serie NACA. La elección de este tipo de perfil se debe a que a bajo número de Reynolds (350 000), los perfiles simétricos presentan una no linealidad en la curva de levantamiento al variar el ángulo de

ataque [19]; se elige el perfil NACA 0012 porque su curva de levantamiento se aproxima más a una línea recta. A continuación se muestra la geometría del perfil así como las gráficas de levantamiento, resistencia al avance y momento de cabeceo.

Figura 5-7 Perfil NACA 0012

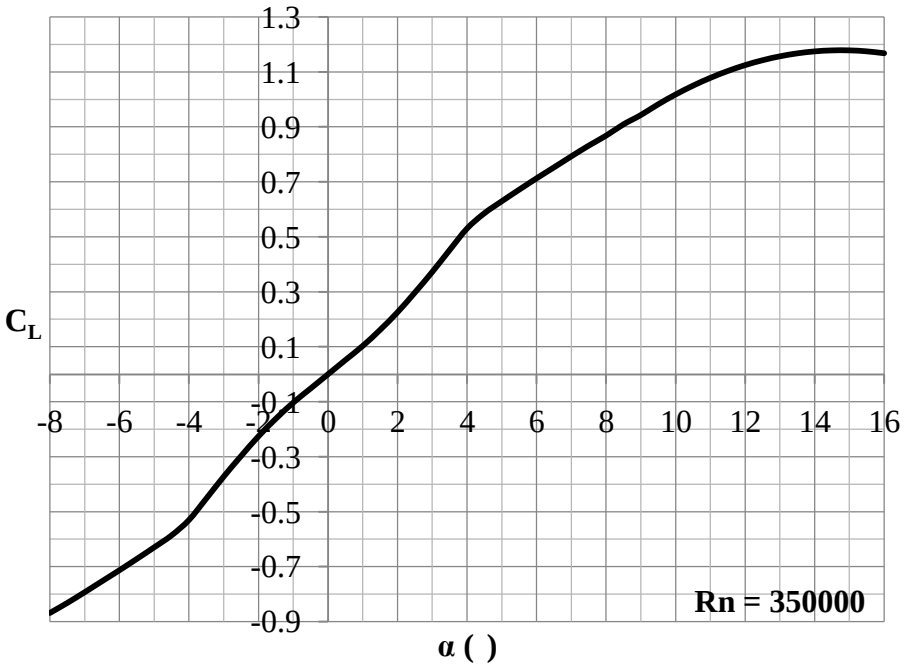


Figura 5-8 Levantamiento del perfil NACA 0012

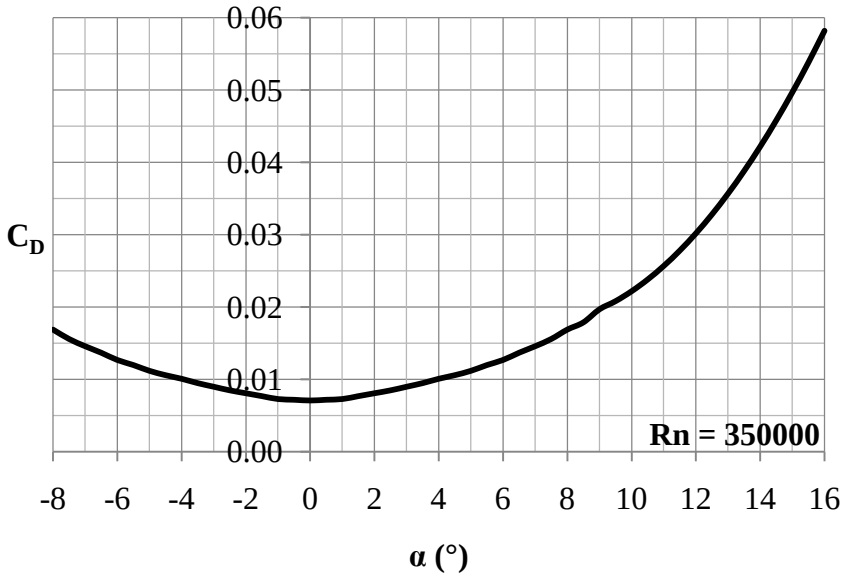


Figura 5-9 Resistencia al avance del perfil NACA 0012

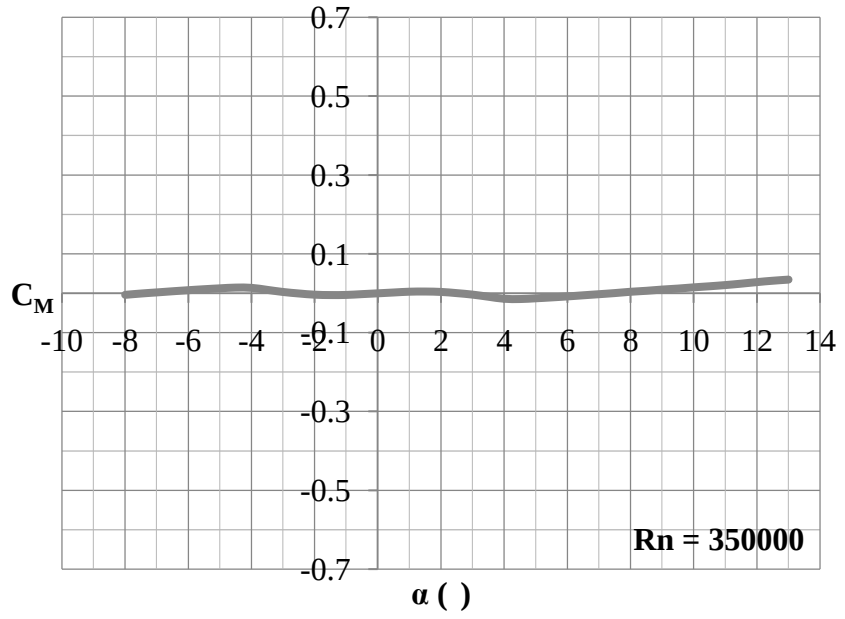


Figura 5-10 Coeficiente de momento de cabeceo del perfil NACA 0012

5.3.2 Distribución de levantamiento y resistencia al avance del estabilizador horizontal

Para obtener la gráfica de distribución de levantamiento a lo largo de la semi–envergadura del EH se realiza el mismo procedimiento que se utiliza para el ala, planteado en la sección 5.2.1.

Se tiene que:

$$\bar{c}_{EH} = \frac{S_{EH}}{b_{EH}} = \frac{0.2052}{0.76} = 0.27.$$

Tabla 5-8 Obtención del $C_{L\ máx\ EH}$

Estación	**y**	c	L_a	$\frac{\bar{c}}{c}$	C_{la1}	C_l			
						0.2	0.4	0.6	0.8
0	0.0000	0.3200	1.2795	0.8438	1.0796	0.2159	0.4318	0.6478	0.8637
0.2	0.0760	0.3000	1.2387	0.9000	1.1149	0.2230	0.4459	0.6689	0.8919
0.4	0.1520	0.2800	1.1601	0.9643	1.1187	0.2237	0.4475	0.6712	0.8949
0.6	0.2280	0.2600	1.0165	1.0385	1.0556	0.2111	0.4222	0.6334	0.8445
0.8	0.3040	0.2400	0.7665	1.1250	0.8623	0.1725	0.3449	0.5174	0.6899
0.9	0.3420	0.2300	0.5584	1.1739	0.6555	0.1311	0.2622	0.3933	0.5244
0.95	0.3610	0.2250	0.4062	1.2000	0.4875	0.0975	0.1950	0.2925	0.3900
0.975	0.3705	0.2225	0.2906	1.2135	0.3526	0.0705	0.1410	0.2116	0.2821
1	0.3800	0.2200	0.0000	1.2273	0	0	0	0	0

C_l			$C_{Lmáx\ 0}$
1.0	1.05	1.052	
1.0796	1.1336	1.1357	1.1779
1.1149	1.1706	1.1728	1.1779
1.1187	1.1746	1.1768	1.1779
1.0556	1.1084	1.1105	1.1779
0.8623	0.9054	0.9072	1.1779
0.6555	0.6883	0.6896	1.1779
0.4875	0.5118	0.5128	1.1779
0.3526	0.3702	0.3709	1.1779
0	0	0	1.1779

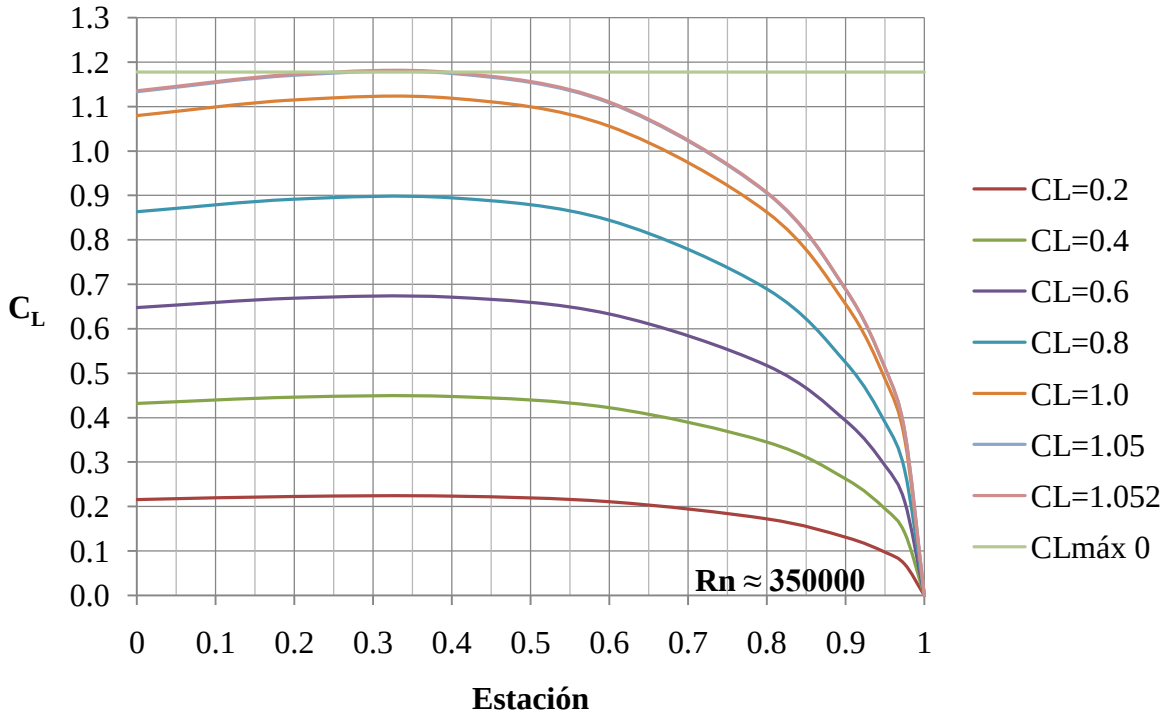


Figura 5-11 Distribución de levantamiento a lo largo de la semi–envergadura del EH

Cabe señalar que la curva que representa al valor del $C_{Lmáx\ 0}$ tiene un valor constante a pesar de la variación del número de Reynolds (debido a que la cuerda del EH no es constante) por la explicación que se presenta en la sección 5.2.1. El $C_{Lmáx\ EH}$, obtenido con la distribución del levantamiento a lo largo de la semi–envergadura del EH es igual a 1.052 y el desplome se produce a 0.1520 m de la raíz del EH. Al igual que con el ala, se obtiene el ángulo de cero levantamiento del EH y la pendiente de levantamiento del EH.

La pendiente de levantamiento del perfil se calcula a partir de la (Ecuación 5-4.

Tabla 5-9 Datos para el cálculo de la pendiente del perfil del estabilizador horizontal

No.	α_{EH}	$C_{L\,0\,EH}$
1	-6.5	-0.7525
2	7.5	0.8315

Tabla 5-10 Datos para el cálculo de la pendiente del EH

Datos	
$a_{0\,EH}$	0.1131
p_{EH}	1.985 m
E_{EH}	1.3065
$a_{e\,EH}$	0.0866
f_{EH}	1.0000

Aplicando la (Ecuación 5-3

$$a_{EH} = 1.0 \times \frac{\left(\frac{0.1131}{1.3065}\right)}{1 + \left(\frac{57.3 \times \left(\frac{0.1131}{1.3065}\right)}{\pi \times 2.82}\right)} = 0.0555.$$

El EH, al igual que el ala, tampoco tiene torcimiento geométrico, y el perfil del estabilizador horizontal al ser simétrico, el ángulo de cero levantamiento del EH y del perfil es igual a cero.

$$\alpha_{L=0\,EH} = \alpha_{L=0\,0\,EH} = 0\,°.$$

Con la pendiente de levantamiento del EH se realiza una ecuación que describe el comportamiento de la sustentación.

$$C_{L\,EH} = a_{EH} \times \alpha_{EH}, \qquad \text{(Ecuación 5-11)}$$

y se sabe que el ángulo de ataque del EH es:

$$\alpha_{EH} = \alpha - i + i_{EH} - \varepsilon. \qquad \text{(Ecuación 5-12)}$$

Para asignar el ángulo de incidencia del estabilizador horizontal se considera que los perfiles simétricos a bajo número de Reynolds y a ángulos de ataque cercanos a cero, presentan una no linealidad en su curva de levantamiento [19], sin embargo, se establece un ángulo de incidencia de 0 ° del estabilizador horizontal; posteriormente se realiza un estudio de estabilidad longitudinal para determinar el ángulo de incidencia más adecuado.

Para calcular el ángulo de desviación de la estela, se utiliza la (Ecuación **5-13** [4].

$$\varepsilon = 20C_L \frac{\lambda^{0.3}}{AR^{0.725}} \left(\frac{3CAM}{F}\right)^{0.25}, \qquad \text{(Ecuación 5-13)}$$

sustituyendo

$$\varepsilon = 20C_L \frac{0.8^{0.3}}{4.37^{0.725}} \left(\frac{3 \times 0.4723}{1.0794}\right)^{0.25},$$

$$\varepsilon = 6.9215C_L.$$

Para realizar el cálculo de la resistencia al avance del EH se tiene la siguiente ecuación:

$$C_{D\,EH} = C_{D\,0} + C_{Di\,EH}, \qquad \text{(Ecuación 5-14)}$$

donde

$$C_{Di\,EH} = \frac{{C_{L\,EH}}^2}{\pi \times AR_{EH} \times e}. \qquad \text{(Ecuación 5-15)}$$

Utilizando las ecuaciones anteriores se realiza la siguiente tabla y posteriormente se obtiene la curva de levantamiento y la curva polar del EH.

Tabla 5-11 Coeficientes de levantamiento y arrastre del EH

α_T	ε	α_{EH}	$C_{L\,EH}$	$C_{D0\,EH}$	$C_{Di\,EH}$	$C_{D\,EH}$
-7.52	0.0000	-7.5155	-0.4170	0.0156	0.0197	0.0353
-7.0	0.2623	-7.2623	-0.4030	0.0151	0.0184	0.0335
-6.0	0.7710	-6.7710	-0.3757	0.0144	0.0160	0.0303
-5.0	1.2797	-6.2797	-0.3485	0.0132	0.0137	0.0270
-4.0	1.7884	-5.7884	-0.3212	0.0124	0.0117	0.0240
-3.0	2.2971	-5.2971	-0.2939	0.0116	0.0098	0.0214
-2.0	2.8058	-4.8058	-0.2667	0.0110	0.0080	0.0190
-1.0	3.3145	-4.3145	-0.2394	0.0104	0.0065	0.0169
0.0	3.8232	-3.8232	-0.2121	0.0099	0.0051	0.0150
1.0	4.3319	-3.3319	-0.1849	0.0093	0.0039	0.0132
2.0	4.8406	-2.8406	-0.1576	0.0088	0.0028	0.0117
3.0	5.3493	-2.3493	-0.1304	0.0084	0.0019	0.0103
4.0	5.8580	-1.8580	-0.1031	0.0080	0.0012	0.0092
5.0	6.3667	-1.3667	-0.0758	0.0076	0.0007	0.0083
6.0	6.8754	-0.8754	-0.0486	0.0073	0.0003	0.0076
7.0	7.3841	-0.3841	-0.0213	0.0071	0.0001	0.0071
8.0	7.8928	0.1072	0.0059	0.0070	0.0000	0.0070
9.0	8.4015	0.5985	0.0332	0.0071	0.0001	0.0072
10.0	8.9102	1.0898	0.0605	0.0074	0.0004	0.0078
11.0	9.4189	1.5811	0.0877	0.0078	0.0009	0.0086
12.0	9.9276	2.0724	0.1150	0.0082	0.0015	0.0097
13.0	10.4363	2.5637	0.1423	0.0086	0.0023	0.0108
14.0	10.9450	3.0550	0.1695	0.0090	0.0032	0.0122
15.0	11.4537	3.5463	0.1968	0.0095	0.0044	0.0139
16.0	11.9624	4.0376	0.2240	0.0100	0.0057	0.0157
17.0	12.4711	4.5289	0.2513	0.0106	0.0071	0.0177
18.0	12.9798	5.0202	0.2786	0.0111	0.0088	0.0199
19.0	13.4885	5.5115	0.3058	0.0122	0.0106	0.0228
20.0	13.8424	5.8403	0.3417	0.0133	0.0132	0.0265
20.5	13.7670	6.7330	0.3736	0.0144	0.0158	0.0301

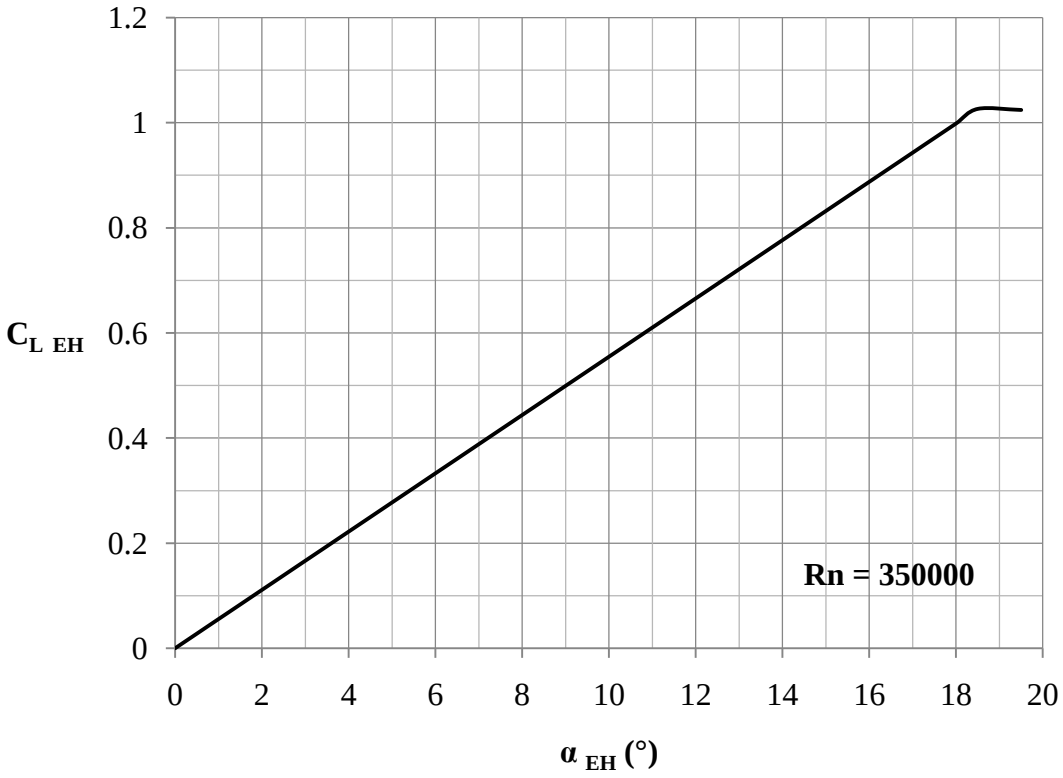


Figura 5-12 Curva de levantamiento del EH

5.3.3 Trazo de la polar del estabilizador horizontal basada en el cálculo

De la Tabla 5-11 se obtiene la curva polar del EH.

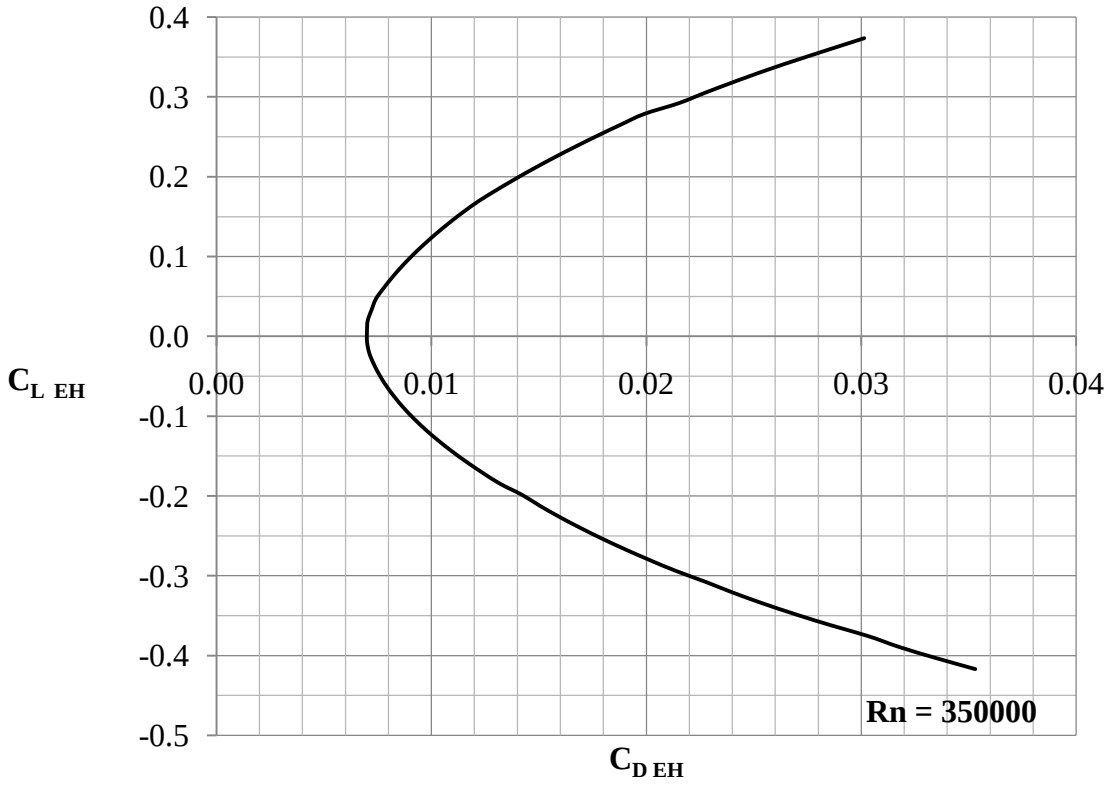


Figura 5-13 Curva polar del EH

5.4 Diseño de estabilizador vertical

Para el diseño del estabilizador vertical también se toma en cuenta la restricción dimensional; como se menciona en la sección 4.4.2, se estima una altura promedio del avión de 0.55 m, se propone una distancia del piso al cono de cola de 0.20 m, y por lo tanto se dispone de 0.35 m de altura para el diseño del EV. Se recomienda que la superficie del EV sea cercana al 8% (0.077 m^2) de la superficie alar [7]; con los datos anteriores se obtiene una cuerda media

preliminar de 0.22 m, considerando la estética del aeromodelo se obtiene el siguiente diseño del EV. Al igual que en el diseño del estabilizador horizontal (sección 5.3), la CAM_{EV} se determina con ayuda de software CAD.

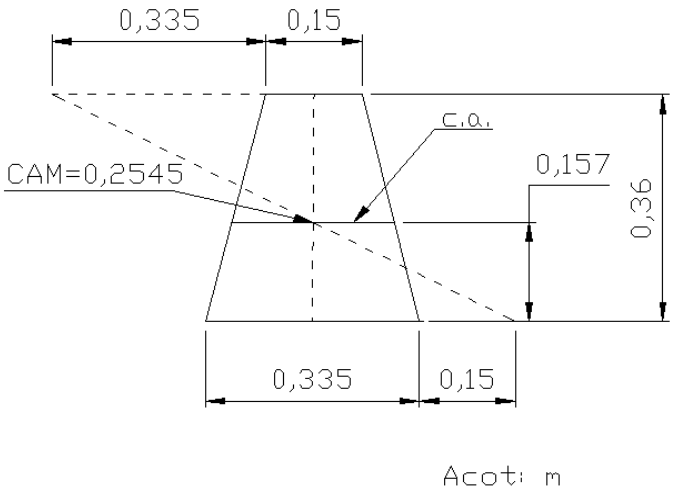


Figura 5-14 Geometría del estabilizador vertical

Tabla 5-12 Características geométricas del EV

Concepto	Dimensión
$c_{r\,EV}$	0.35 m
$c_{P\,EV}$	0.15 m
CAM_{EV}	0.2545 m
λ_{EV}	0.43
S_{EV}	0.09 m^2
b_{EV}	0.36 m
AR_{EV}	1.44

5.4.1 Perfil del estabilizador vertical

Puesto que no se requiere que el EV genere sustentación y el avión vuela en línea recta, se decide utilizar un perfil aerodinámico simétrico, para este caso uno de la serie NACA. Se utiliza el NACA 0013 porque el espesor máximo del perfil – que depende de la cuerda de raíz

– es apropiado para la colocación de los servos que controlan el timón y el elevizador. A continuación se muestra la geometría del perfil y sus curvas características.

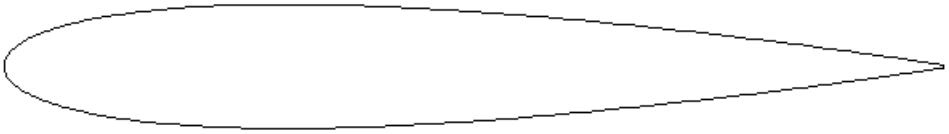


Figura 5-15 Perfil NACA 0013

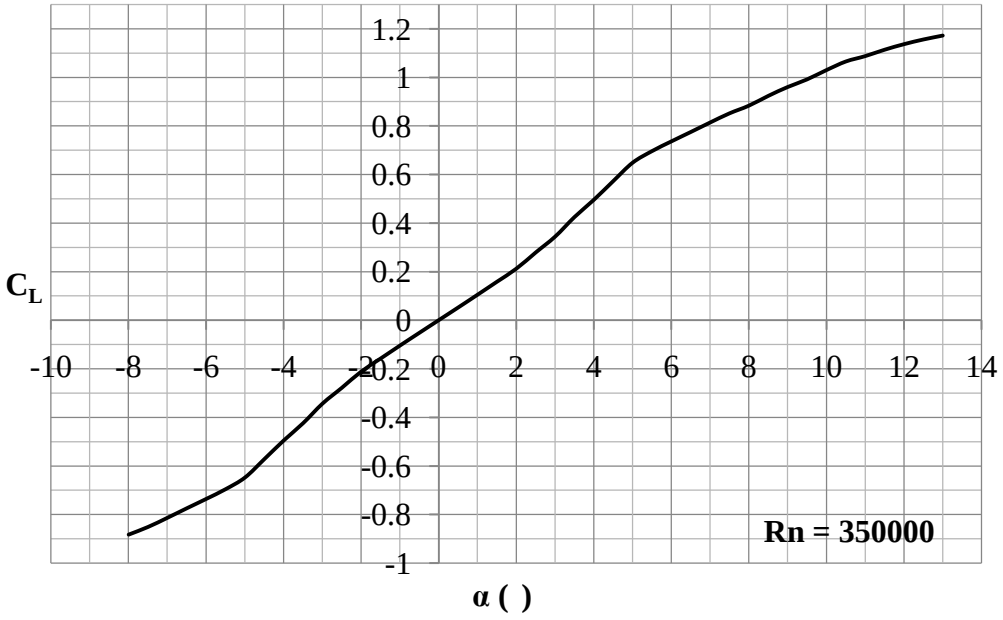


Figura 5-16 Curva de levantamiento del perfil NACA 0013

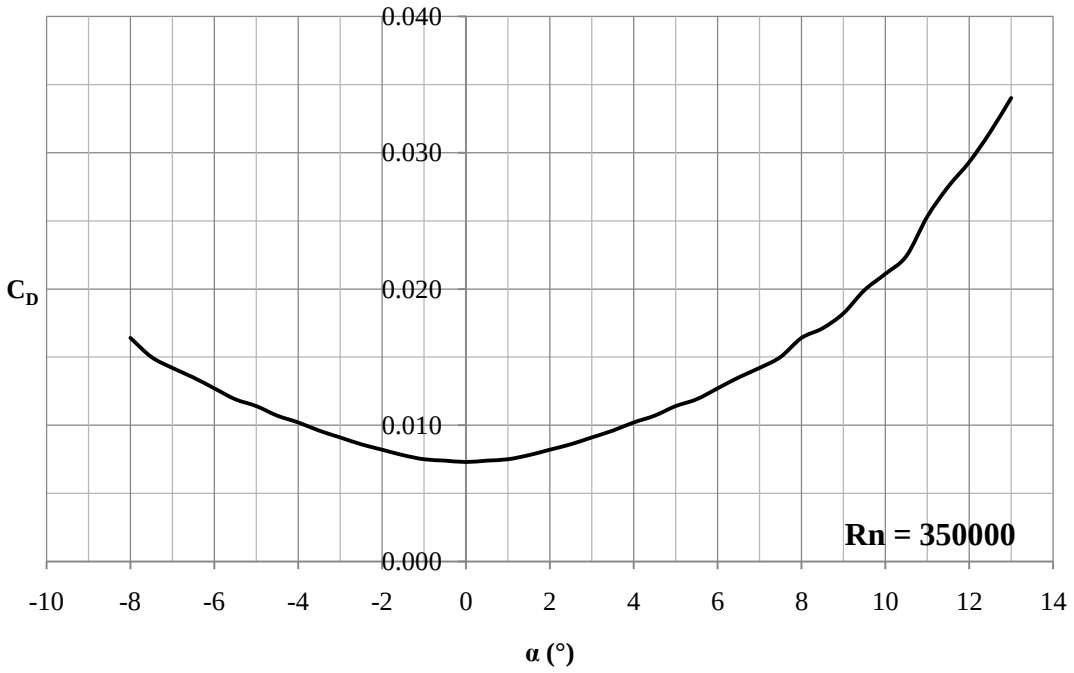


Figura 5-17 Resistencia al avance del perfil NACA 0013

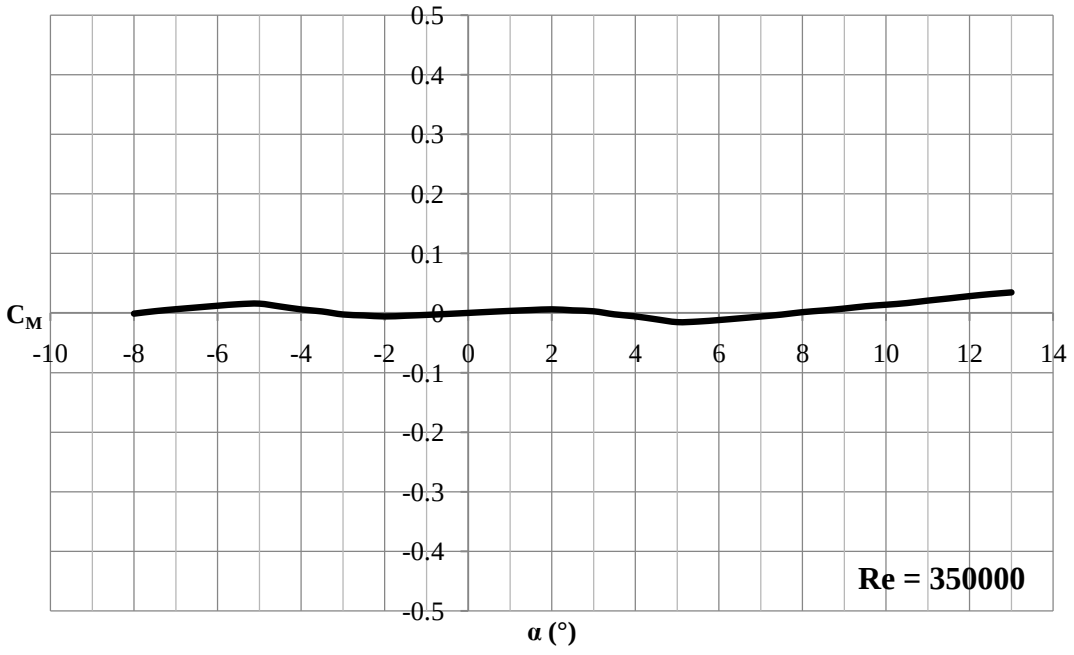


Figura 5-18 Coeficiente de momento de cabeceo del perfil NACA 0013

5.4.2 Determinación del coeficiente de resistencia al avance del estabilizador vertical

La resistencia parásita del EV (puesto que no genera levantamiento) se obtiene simplemente con el valor del coeficiente de resistencia al avance del perfil que conforma el estabilizador vertical a un ángulo de ataque de 0°, y se considera constante, para el presente caso se toma el valor mínimo de coeficiente de resistencia al avance (0.0073) del perfil aerodinámico.

5.5 Diseño de las superficies de control

Para definir las dimensiones de los alerones se sabe que la longitud de estos va de 40% al 80% de la semi–envergadura y el ancho del 10% al 25% de la CAM del ala [7]. Para el presente caso se decide que los alerones tengan una longitud de 0.5 m (48.8% de $b/2$) por 0.1 m (21.2% de la CAM del ala).

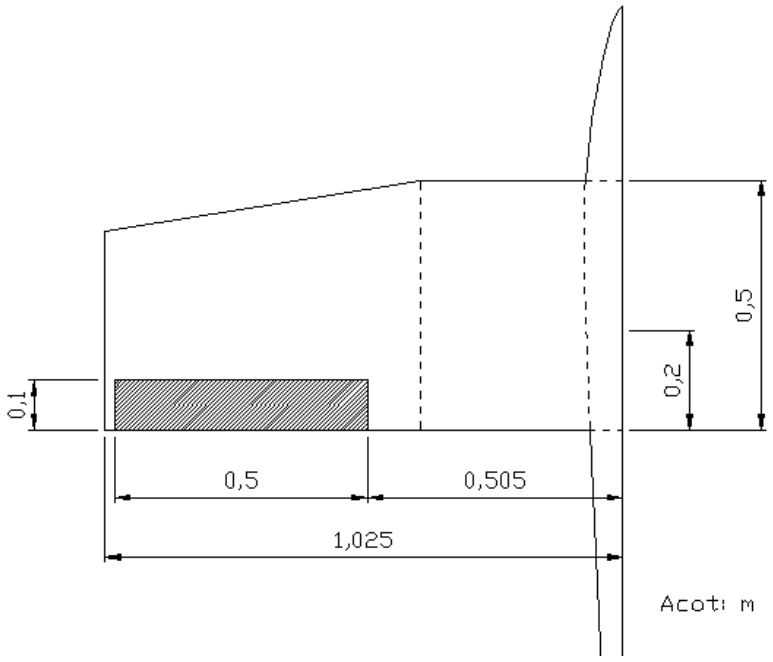


Figura 5-19 Diseño de los alerones (semi–ala)

Se conoce que la superficie de dirección o timón de dirección es aproximadamente el 35% de la superficie del estabilizador vertical [7], sin embargo, se decide diseñarlo con una parte de la superficie al otro lado del eje de giro del timón para compensar el momento que se genera debido al giro del resto de la superficie del mismo, el cual tiene una área total de 0.4381 m^2.

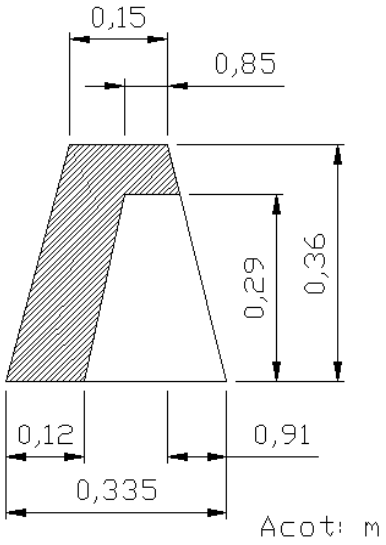


Figura 5-20 Diseño del timón de dirección

5.6 Diseño del tren de aterrizaje

Una de las partes más importantes de la aeronave durante el aterrizaje y el despegue, estructuralmente hablando, es el tren de aterrizaje. Se decide utilizar la configuración de tipo triciclo, debido a que mantiene mejor la dirección en despegues y aterrizajes, y es menos sensible al viento cruzado en tierra.

En el diseño del tren de aterrizaje se toma en cuenta la referencia [2]. El tren de aterrizaje principal se posiciona con una inclinación de 14° hacia atrás medidos desde una línea vertical imaginaria pasando a través del CG. En la Figura 5-22 se presenta el diseño del tren de aterrizaje del aeromodelo.

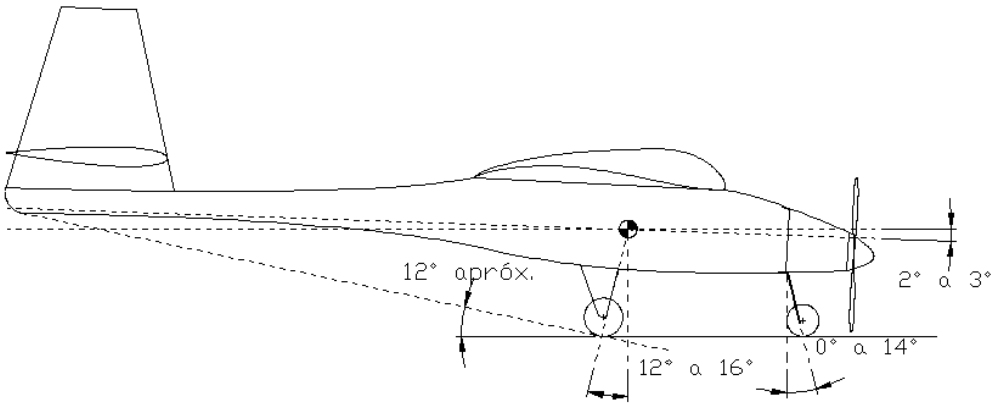


Figura 5-21 Configuración del tren de aterrizaje

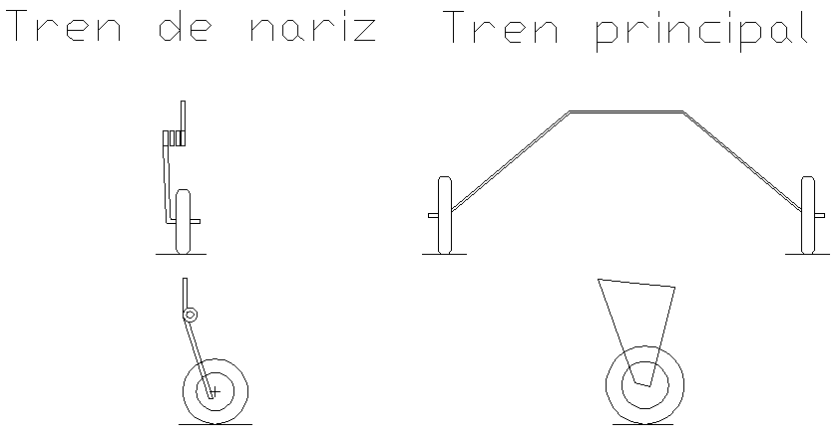


Figura 5-22 Diseño del tren de aterrizaje

5.6.1 Determinación del coeficiente de resistencia al avance del tren de aterrizaje

Para calcular la resistencia al avance que genera el tren de aterrizaje se realiza la Tabla 5-13 analizando los siguientes aspectos: en la columna uno se anota el número de elemento, en la segunda columna el número de elementos iguales que hay en el tren de aterrizaje, en la tercera columna se indica el tipo de forma de su sección frontal, en la columna cuatro se calcula el área a la cual se refiera el coeficiente de resistencia al avance (área frontal), en la columna cinco se indica el coeficiente de resistencia al avance del o los elemento(s), y finalmente en la

columna seis se enlistan los valores de los coeficientes de la quinta columna referidos a la superficie alar mediante la expresión

$$C_{D}{}'_{objeto} = C_{D\ objeto}\left(\frac{S_{objeto}}{S}\right). \qquad \text{(Ecuación 5-16)}$$

Tabla 5-13 Resistencia al avance del tren de aterrizaje

Tren de Nariz					
Elemento	No. de elementos	Observaciones	S (m^2)	$C_{D\ objeto}$	$C_{D}{}'_{objeto}$
1	1	Eje uno	0.000080	1.1	0.000091
2	1	Llanta	0.001118	0.9	0.001045
3	1	Soporte	0.000336	1.1	0.000384
4	1	Resorte	0.000224	1.1	0.000256
				Total $C'_{D\ TN}$	0.001777
Tren principal					
Elemento	No. de elementos	Observaciones	S (m^2)	$C_{D\ objeto}$	$C_{D}{}'_{objeto}$
5	1	Soporte superior	0.000878	1.2	0.001094
6	2	Soporte lateral	0.001211	1.2	0.003019
7	2	Llanta	0.001676	0.9	0.003135
8	2	Eje dos	0.000040	1.1	0.000091
				Total $C'_{D\ TP}$	0.007340
				Total $C'_{D\ TA}$	0.009117

El valor de coeficiente de resistencia parásito total que genera el tren de aterrizaje es la adición del $C'_{D\,TN}$ y el $C'_{D\,TP}$ y se obtiene un valor de 0.009117 para el $C'_{D\,TA}$ el cual se toma como un valor constante en los cálculos de la polar del avión.

5.7 Diseño del fuselaje

En el proceso de diseño del fuselaje se consulta la figura 1 del capítulo 12 de la referencia [7] y se opta por utilizar una forma lateral del fuselaje como se muestra en la Figura 5-23.

La forma de la sección transversal del fuselaje varía a lo largo del mismo; debido a la geometría de la bahía de carga, de la nariz de la tolva hasta la pared de fuego, la sección transversal varía de circular a cuadrada, esta forma se mantiene constante hasta donde se posiciona el borde de salida del ala; finalmente, a partir de esa zona hasta la cola del avión, la sección transversal varía de cuadrada a circular. Esto se puede apreciar en la siguiente figura.

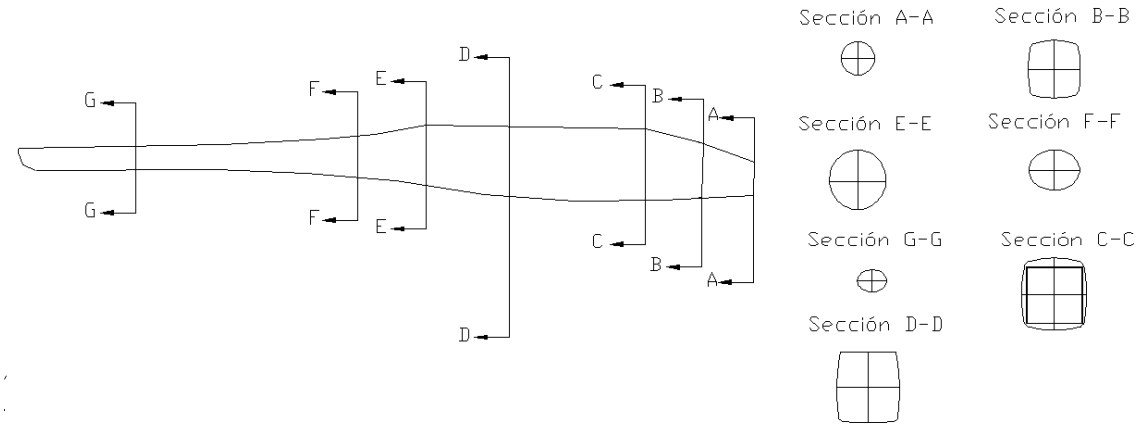


Figura 5-23 Diseño del fuselaje

5.7.1 Determinación del coeficiente de resistencia al avance del fuselaje

Para determinar teóricamente el coeficiente de resistencia al avance del fuselaje se consulta la referencia [22]. En esta referencia se muestran dos curvas de $C_{L\,F}$ vs $C_{D\,F}$, una para un fuselaje de sección transversal circular y otra para un fuselaje de sección transversal cuadrada. Se utiliza la curva polar de la sección circular ya que el fuselaje presenta una mayor proporción longitudinal de esta forma; de la curva se toman los valores correspondientes.

Tabla 5-14 Coeficientes de levantamiento y resistencia al avance del fuselaje

α_T	$C_{L\,F}$	$C_{D\,F}$
-7.52	0.0538	-0.0802
-6	0.0482	-0.0666
-5	0.0455	-0.0575
-4	0.0436	-0.0482
-2	0.0422	-0.0292
-1	0.0427	-0.0194
0	0.0440	-0.0095
2	0.0490	0.0108
3	0.0527	0.0212
4	0.0572	0.0318
6	0.0686	0.0534
7	0.0755	0.0644
8	0.0832	0.0756
10	0.1010	0.0985
11	0.1111	0.1102
12	0.1220	0.1220
14	0.1462	0.1462
15	0.1595	0.1585
16	0.1736	0.1710
18	0.2042	0.1964
19	0.2207	0.2094
20	0.2380	0.2225
21	0.2561	0.2358

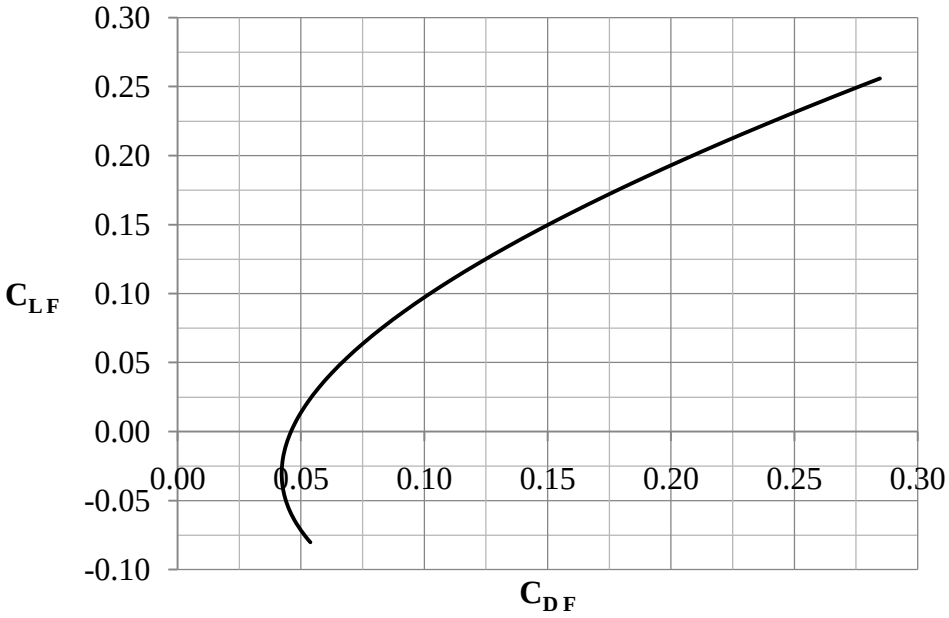


Figura 5-24 Curva polar del fuselaje

5.8 Polar del avión

Se hace uso de la referencia [16] para conocer los coeficientes de levantamiento y de resistencia al avance del avión, posteriormente se traza la curva polar. Para el estudio de esta sección se recomienda revisar el 0.

5.8.1 Coeficiente de levantamiento total del avión

El coeficiente de levantamiento total del avión se calcula con la adición de las columnas tres (C_L) y once ($C'_{L\,EH}$) del 0. Los valores de la columna tres se determinan con el cálculo de los coeficientes de levantamiento del ala (sección 5). Los valores de la columna once son los coeficientes de levantamiento del estabilizador horizontal que están referidos a la superficie alar del avión, los cuales se obtienen a partir de la siguiente ecuación.

$$C'_{L\,EH} = \frac{q_{EH}}{q_\infty}\frac{S_{EH}}{S}C_{L\,EH}. \qquad \text{(Ecuación 5-17)}$$

Donde el valor de $\frac{q_{EH}}{q_\infty}$ también se le llama relación de la presión dinámica o eficiencia del estabilizador horizontal (η_{EH}) y se obtiene utilizando el método explicado en la sección 4.4.1 de la referencia [6]. A partir de las características del ala (véase Tabla 5-2), las características adicionales y el diagrama que se muestran a continuación se procede a realizar el cálculo de la eficiencia del estabilizador horizontal.

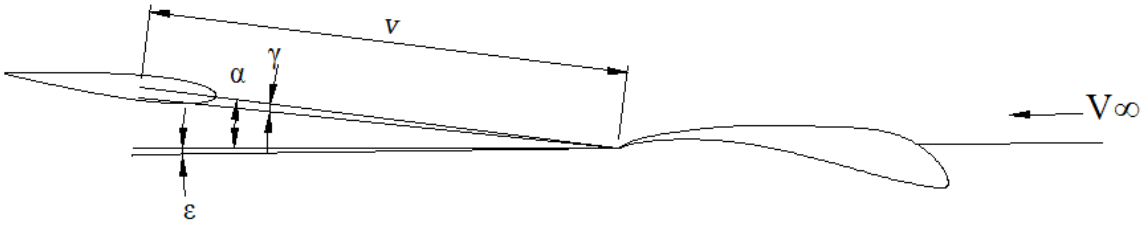


Figura 5-25 Diagrama para la eficiencia del EH

Características adicionales:

$$v = 0.7254\ m,$$

$$\gamma = 1.2909\ °.$$

Cálculo de la mitad del ancho de la estela del ala.

$$\frac{z_w}{CAM} = 0.68\sqrt{C_{D\,L=0}\left(\frac{v}{CAM} + 0.15\right)}, \qquad \text{(Ecuación 5-18)}$$

$$\frac{z_w}{CAM} = 0.68\sqrt{(0.0981)(1.6858)},$$

$$\frac{z_w}{CAM} = 0.2765.$$

Se determina la estela en el plano de simetría en la hoja de vórtices.

$$\varepsilon = \frac{1.62 C_L}{\pi AR}, \qquad \text{(Ecuación 5-19)}$$

$$\varepsilon = \frac{1.62 C_L}{\pi \times 4.37} = 0.1180 C_L \ (radianes),$$

$$\varepsilon = 6.7609 C_L \ (grados).$$

Se determina la distancia vertical $\check{z}$ desde el plano de vórtices al punto de interés el cual es el punto al 25% de la CAM del estabilizador horizontal.

$$\check{z} = v \tan(\gamma + \varepsilon - \alpha), \qquad \text{(Ecuación 5-20)}$$

$$\check{z} = 0.7254 \tan(1.2909 + \varepsilon - \alpha).$$

Se calcula la relación de la pérdida de presión dinámica en el centro de la estela.

$$\left(\frac{\Delta q}{q}\right)_0 = \frac{2.42 (C_{D\ L=0})^{1/2}}{\frac{v}{CAM} + 0.30}, \qquad \text{(Ecuación 5-21)}$$

$$\left(\frac{\Delta q}{q}\right)_0 = \frac{2.42 (0.0981)^{1/2}}{\frac{0.7254}{0.4723} + 0.30} = 0.4129.$$

Se obtiene la relación de la pérdida de presión dinámica para los puntos que no están en la línea central de la estela.

$$\frac{\Delta q}{q} = \left(\frac{\Delta q}{q}\right)_0 \cos^2\left(\frac{\pi}{2} \frac{\check{z}}{z_w}\right), \qquad \text{(Ecuación 5-22)}$$

$$\frac{\Delta q}{q} = 0.4129\cos^2\left(\frac{\pi}{2}\frac{\check{z}}{0.1306}\right),$$

$$\frac{\Delta q}{q} = 0.4129\cos^2(12.0275\,\check{z})\ (radianes),$$

$$\frac{\Delta q}{q} = 0.4129\cos^2(689.1779\,\check{z})\ (grados).$$

La relación de presión dinámica en el plano de simetría a una distancia $x = 0.7254\,m$ atrás del eje de salida de la cuerda de raíz del ala varía con el ángulo de ataque y se determina con la siguiente ecuación.

$$\eta_{EH} = \frac{q_{EH}}{q_\infty} = 1 - \frac{\Delta q}{q}. \qquad \text{(Ecuación 5-23)}$$

Tabla 5-15 Cálculo de la eficiencia del EH

α (°)	C_L	ε(°)	$\check{z}$	$\left(\frac{\Delta q}{q}\right)_0$	z_w	$\frac{\Delta q}{q}$	$\frac{q_{EH}}{q_\infty}$	$\frac{\check{z}}{z_w}$
-7.52	0.0000	0.0000	0.1124	0.4129	0.1306	0.0195	0.9805	0.8604
-6	0.1114	0.7531	0.1025	0.4129	0.1306	0.0454	0.9546	0.7849
-5	0.1849	1.2501	0.0960	0.4129	0.1306	0.0674	0.9326	0.7352
-4	0.2584	1.7470	0.0896	0.4129	0.1306	0.0927	0.9073	0.6857
-2	0.4054	2.7409	0.0766	0.4129	0.1306	0.1508	0.8492	0.5869
-1	0.4789	3.2378	0.0702	0.4129	0.1306	0.1821	0.8179	0.5376
0	0.5524	3.7347	0.0638	0.4129	0.1306	0.2139	0.7861	0.4884
2	0.6994	4.7286	0.0510	0.4129	0.1306	0.2762	0.7238	0.3903
3	0.7728	5.2255	0.0446	0.4129	0.1306	0.3051	0.6949	0.3413
4	0.8463	5.7225	0.0382	0.4129	0.1306	0.3317	0.6683	0.2924
6	0.9933	6.7163	0.0254	0.4129	0.1306	0.3755	0.6245	0.1947
7	1.0668	7.2133	0.0190	0.4129	0.1306	0.3916	0.6084	0.1458
8	1.1403	7.7102	0.0127	0.4129	0.1306	0.4033	0.5967	0.0971
10	1.2873	8.7041	-0.0001	0.4129	0.1306	0.4129	0.5871	-0.0005
11	1.3608	9.2010	-0.0064	0.4129	0.1306	0.4104	0.5896	-0.0493
12	1.4343	9.6980	-0.0128	0.4129	0.1306	0.4031	0.5969	-0.0980

A continuación se presentan algunas figuras del avión a diferentes ángulos de ataque en las cuales se aprecian mejor los elementos que intervienen en el desarrollo de este método.

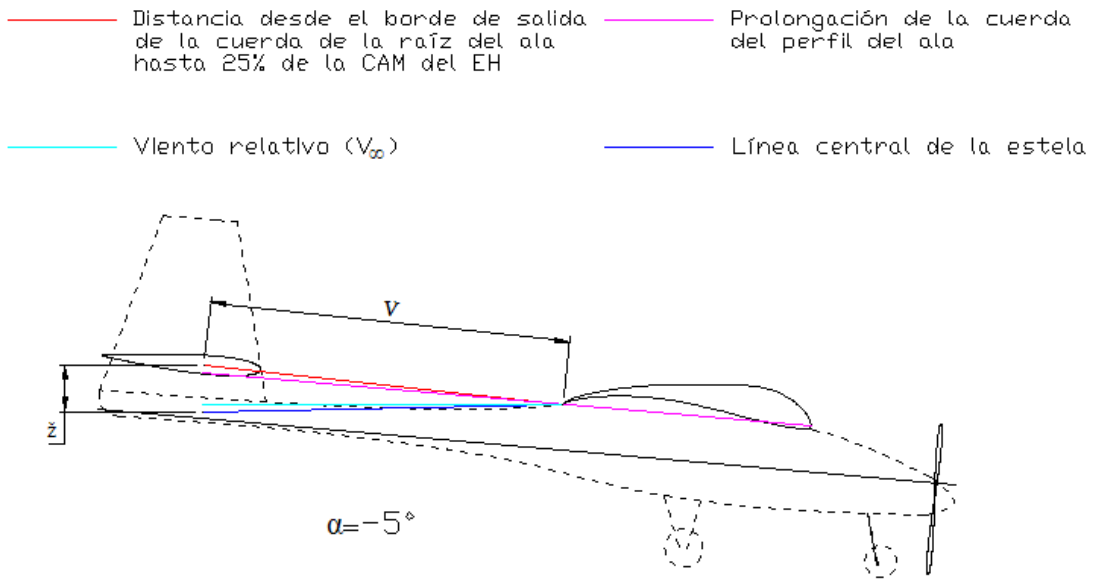


Figura 5-26 Diagrama 1 a $\boldsymbol{\alpha = -5°}$

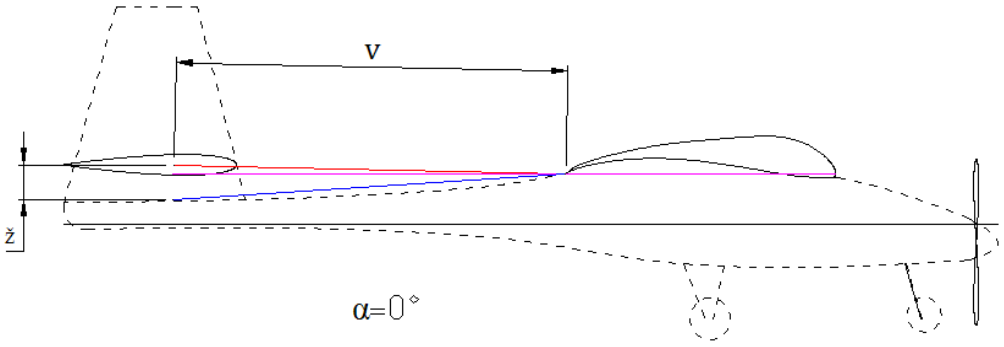


Figura 5-27 Diagrama 2 a $\boldsymbol{\alpha = 0°}$

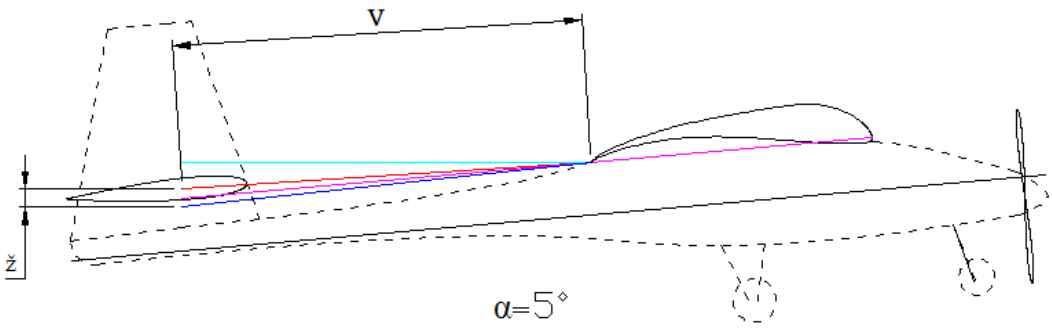


Figura 5-28 Diagrama 3 a $\boldsymbol{\alpha = 5°}$

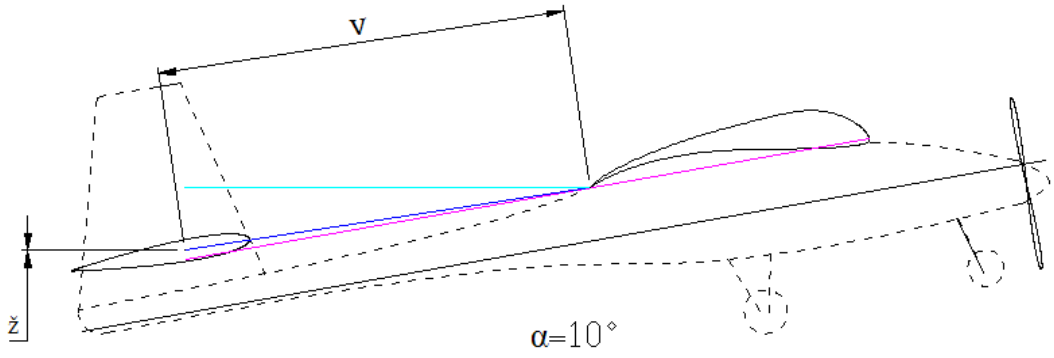


Figura 5-29 Diagrama 4 a $\boldsymbol{\alpha = 10°}$

De este procedimiento resulta que $\frac{q_{EH}}{q}$ varía respecto al ángulo de ataque, por lo tanto, la ecuación para calcular el coeficiente de levantamiento del estabilizador horizontal referido a la superficie alar queda

$$C'_{L\,EH} = 0.2132\,\frac{q_{EH}}{q}\,C_{L\,EH}. \qquad \text{(Ecuación 5-24)}$$

5.8.2 Coeficientes de resistencia al avance de los elementos cuyo C_D varía con α

Los elementos del avión cuyo coeficiente de resistencia al avance varía con respecto al ángulo de ataque son el ala, el estabilizador horizontal y el fuselaje. El cálculo del coeficiente de resistencia al avance del ala se expone en la sección 5.2.2.

Para determinar el coeficiente de resistencia al avance del estabilizador horizontal es necesario referirlo a la superficie alar (columna quince del Apéndice C227) y se hace uso de la siguiente fórmula:

$$C'_{D\,EH} = \frac{q_{EH}}{q}\frac{S_{EH}}{S}C_{D\,EH}. \qquad \text{(Ecuación 5-25)}$$

Previamente se calcula el valor de la eficiencia del estabilizador horizontal y por lo tanto la ecuación anterior queda

$$C'_{D\,EH} = 0.2132\,\frac{q_{EH}}{q}C_{D\,EH}. \qquad \text{(Ecuación 5-26)}$$

En cuanto a la obtención del coeficiente de resistencia al avance del fuselaje se toman los valores hallados en la Tabla 5-14.

5.8.3 Coeficientes de resistencia al avance de los elementos cuyo C_D no varía con α

La resistencia al avance parásita cuyos valores se mantienen constantes a pesar del cambio en el ángulo de ataque del aeromodelo es generada por el tren de aterrizaje y el estabilizador vertical.

Tabla 5-16 Resistencia al avance parásita con valores constantes

Elemento	C_D
Tren de aterrizaje	0.009117
Estabilizador vertical	0.0073

5.8.4 Coeficiente de resistencia al avance total del avión

El coeficiente de resistencia al avance total del avión es la suma de los coeficientes de resistencia al avance de los elementos del avión, ya sea que éste varíe o no con diferentes valores de ángulo de ataque; entre ellos están el ala, estabilizador horizontal, fuselaje, tren de aterrizaje y estabilizador vertical.

5.8.5 Trazo de las curva polar del avión

Para obtener la curva polar del avión se grafican la columna veintiuno contra la columna dieciseis del Apéndice C. El resultado se presenta en la siguiente figura.

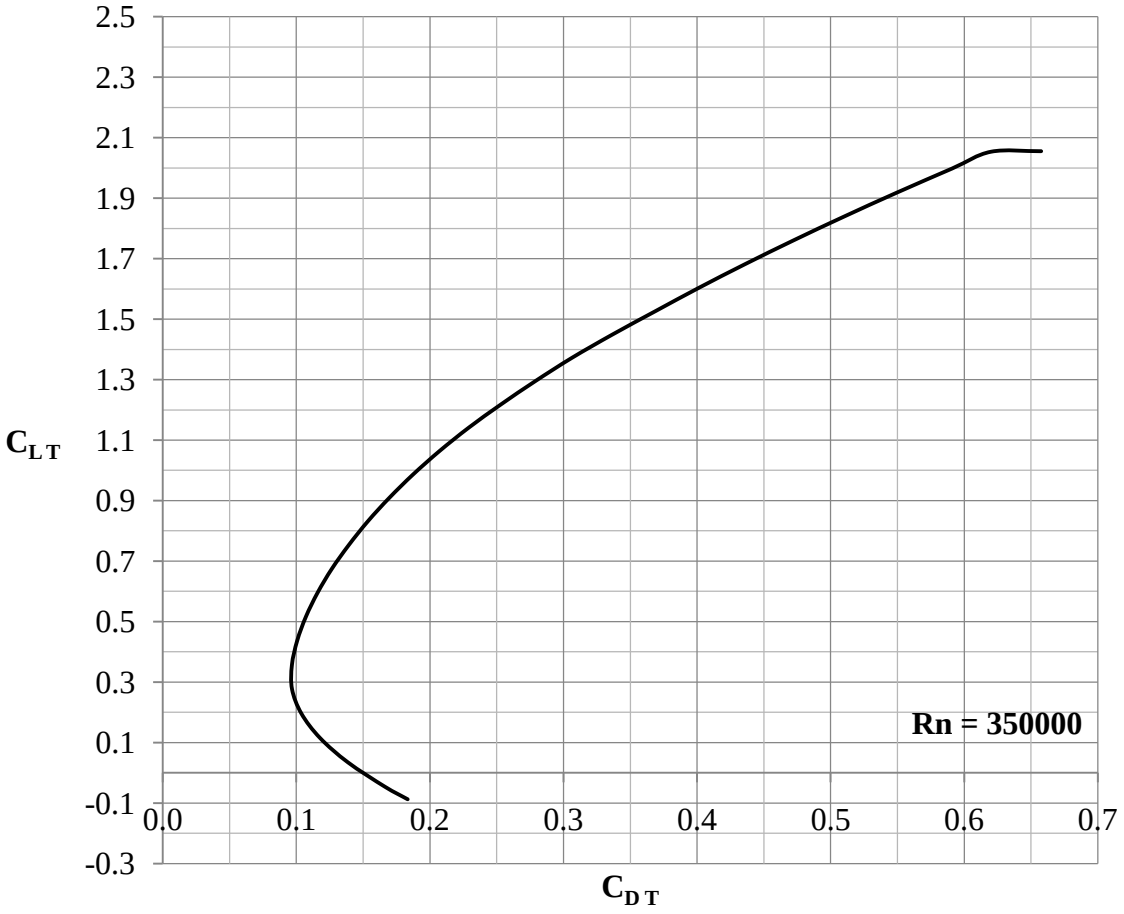


Figura 5-30 Curva polar del avión

5.9 Desempeño

5.9.1 Determinación de la potencia del motor

En un foro de discusión en internet de la referencia [32], se obtienen las gráficas de desempeño del motor O.S. .61FX al nivel del mar en condiciones de atmósfera estándar. A continuación se muestran estas gráficas.

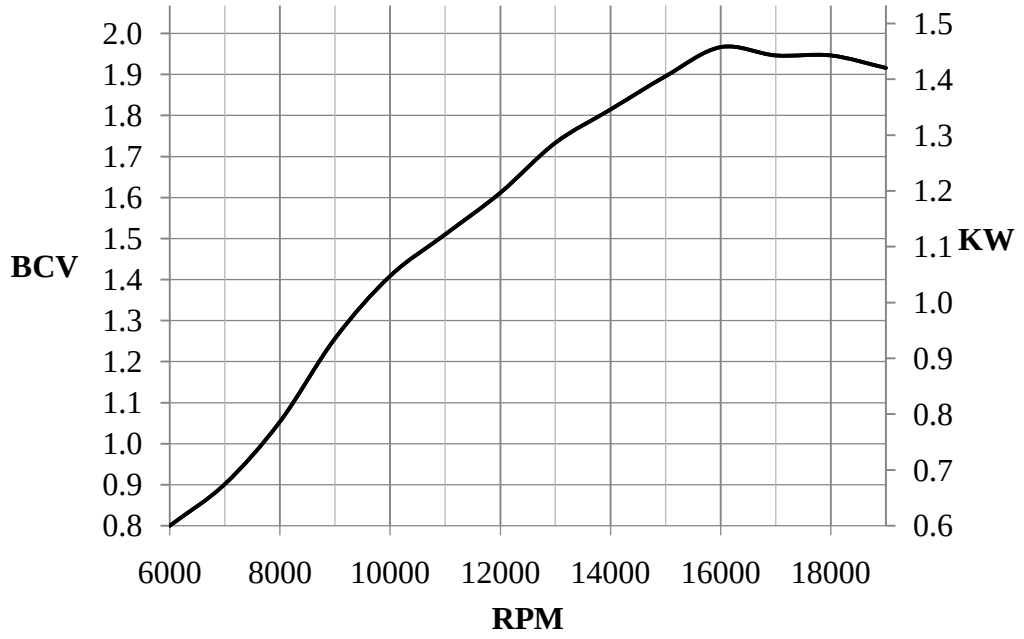


Figura 5-31 Potencia contra velocidad del motor al nmm

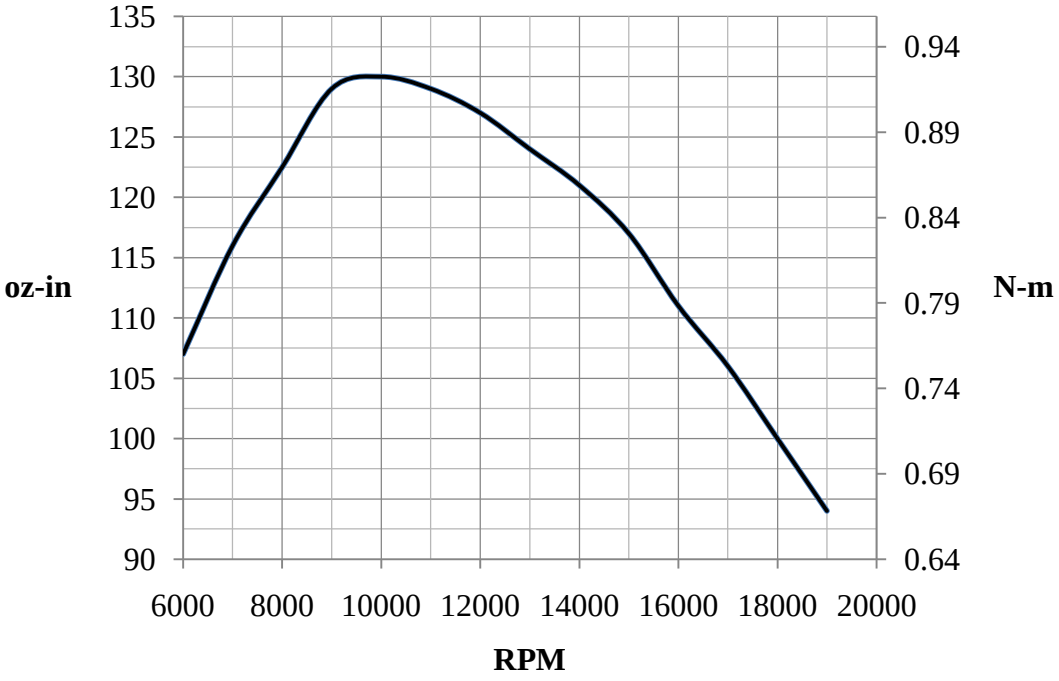


Figura 5-32 Par contra velocidad del motor al nmm

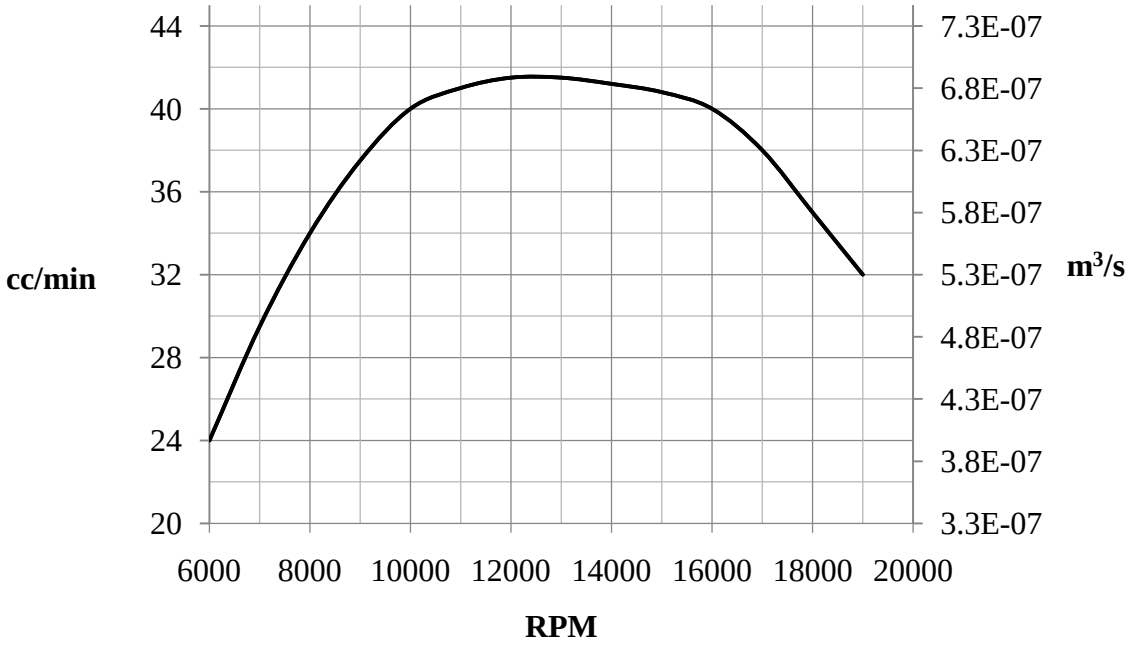


Figura 5-33 Consumo de combustible contra velocidad del motor al nmm

En seguida se procede a determinar los valores de par y potencia del motor para 0, 400 y 2240 m sobre el nmm[4]. De acuerdo con la SAE, para conocer la potencia del motor a distintas altitudes se puede utilizar la siguiente expresión matemática.

$$P_h = P_0{}' \frac{p_h}{p_0} \sqrt{\frac{T_0{}'}{T_h{}'}}. \qquad \text{(Ecuación 5-27)}$$

Para obtener el par a 400 y 2240 m se utiliza la ecuación anterior cambiando P_h por T_h y $P_0{}'$ por $T_0{}''$. Todos los valores se determinan para condiciones de aire estándar. Al aplicar la ecuación se obtienen los valores de potencia del motor para 0, 400 y 2240 m sobre el nmm que se presentan en la Tabla 5-17.

[4] Nivel medio del mar, elevación promedio de Fort Wroth, Texas y de la Ciudad de México respectivamente.

Tabla 5-17 Valores del par y la potencia del motor a 0, 400 y 2240 m

	0 m		**400 m**		**2240 m**	
n	P'_M	P_M	P'_M	P_M	P'_M	P_M
rpm	**N-m**	**kW**	**N-m**	**kW**	**N-m**	**kW**
6000	0.7556	0.5593	0.7235	0.5355	0.5627	0.4369
7000	0.8191	0.6338	0.7844	0.6070	0.6100	0.4952
8000	0.8650	0.7457	0.8283	0.7141	0.6442	0.5826
9000	0.9109	0.8948	0.8723	0.8569	0.6784	0.6991
10000	0.9180	1.0067	0.8791	0.9640	0.6837	0.7865
11000	0.9109	1.0813	0.8723	1.0354	0.6784	0.8448
12000	0.8968	1.1558	0.8588	1.1068	0.6679	0.9030
13000	0.8756	1.2453	0.8385	1.1925	0.6521	0.9729
14000	0.8544	1.3050	0.8182	1.2496	0.6363	1.0195
15000	0.8262	1.3646	0.7911	1.3067	0.6153	1.0661
16000	0.7838	1.4168	0.7506	1.3567	0.5837	1.1069
17000	0.7485	1.4019	0.7168	1.3424	0.5575	1.0953
18000	0.7062	1.4019	0.6762	1.3424	0.5259	1.0953
19000	0.6638	1.3795	0.6356	1.3210	0.4943	1.0778

5.9.2 Hélice

Para la selección de la hélice se hace uso de la Figura 5-34 hallada en la red [26] y también de las recomendaciones técnicas del fabricante del motor.

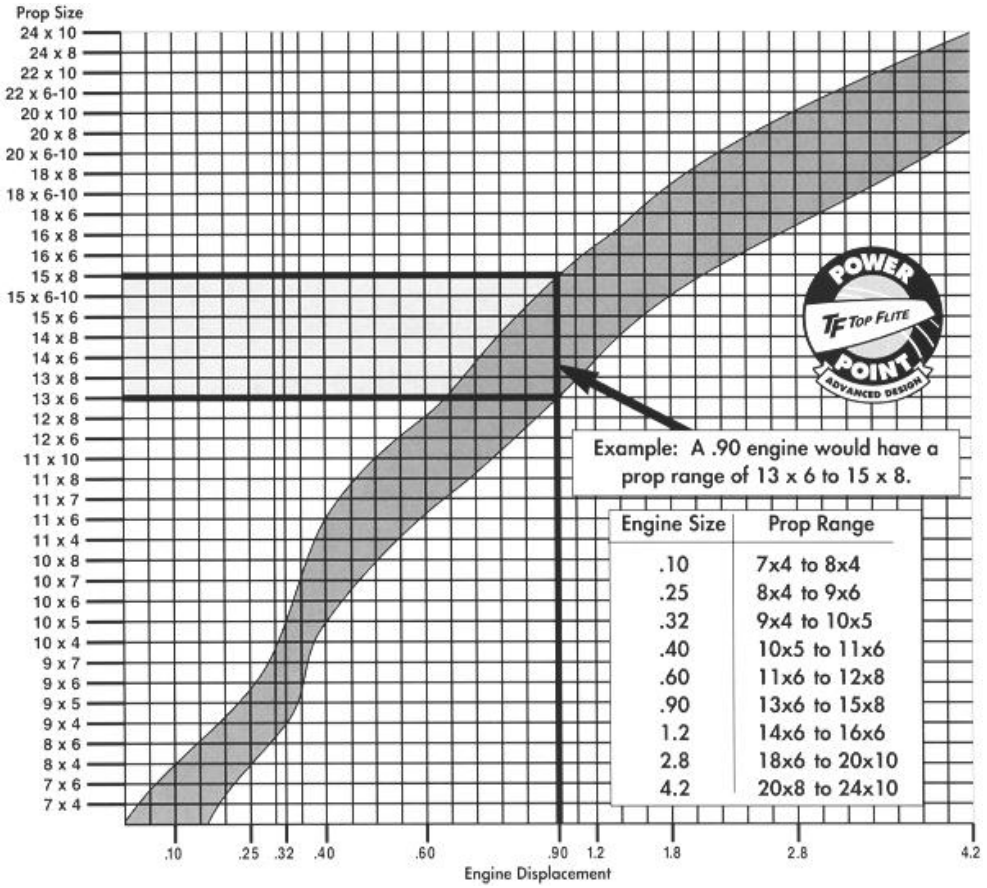


Figura 5-34 Guía para la selección de la hélice

La hélice que se elige para el motor O.S. .61FX es una de la marca Master Airscrew de la serie S, cuyas medidas son 11x8 [nota 5]; ésta es una de las hélices recomendadas en la ficha técnica del motor y se encuentra dentro del rango sugerido en la imagen anterior; tiene los bordes de salida rectos, los bordes de ataque curveados y las puntas flechadas.

Figura 5-35 Hélice Master Airscrew 11x8 S2

[5] Los primeros dos números indican el diámetro de la hélice (en pulgadas), el número después de la "x" indica el paso teórico de la hélice (también en pulgadas).

De acuerdo a un estudio realizado en el Instituto de Tecnología de India (Indian Institute of Technology), en Bombay [27] las gráficas de desempeño de la hélice son las siguientes.

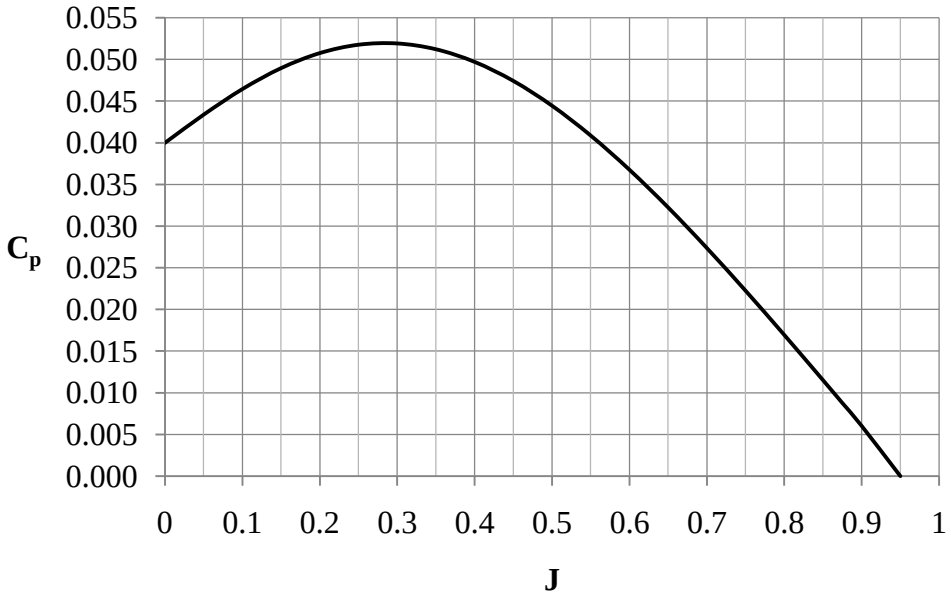


Figura 5-36 Coeficiente de potencia contra relación de avance de la hélice 11X8

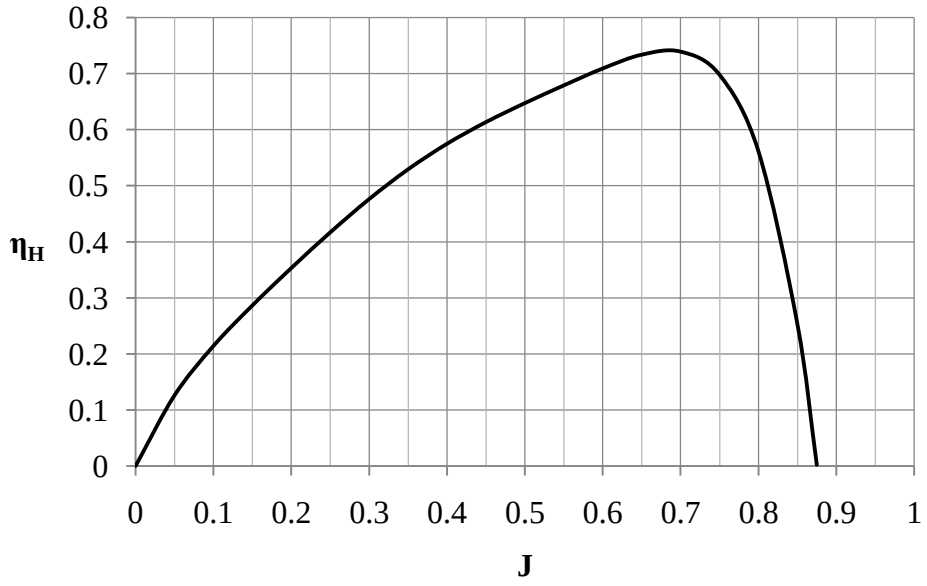


Figura 5-37 Coeficiente de eficiencia contra relación de avance de la hélice 11X8

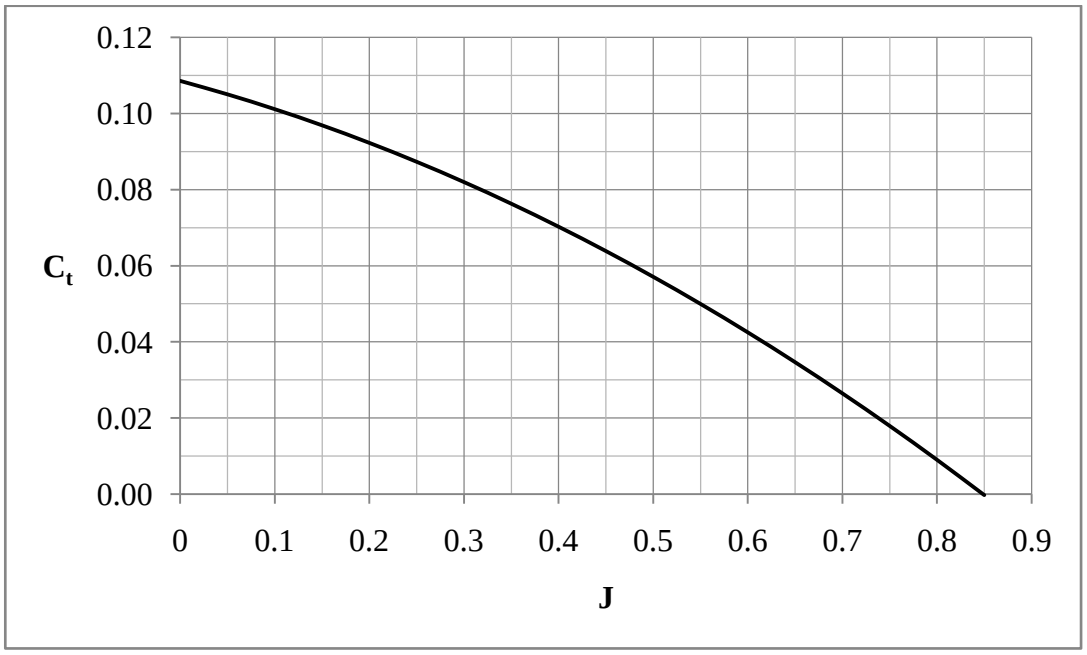


Figura 5-38 Coeficiente de tracción contra relación de avance de la hélice 11X8

5.9.3 Potencia requerida y disponible

Cabe destacar que el proceso para obtener el desempeño aerodinámico del avión se realiza con el peso avión sin carga útil (6.0952 kg) y con el peso máximo (14.8952 kg), véase sección 7.10. Asimismo, se consideran los cálculos a 0, 400 y 2240 m sobre el nmm.

Para encontrar los valores de potencia requerida y disponible a 0, 400 y 2240 m sobre el nmm, primeramente se calcula la velocidad de vuelo en función de los distintos ángulos de ataque y a partir de los siguientes datos.

Tabla 5-18 Datos para determinar la velocidad de vuelo

Concepto	Dimensión
Peso del avión sin carga útil	6.0952 kg
Peso máximo del avión	14.8952 kg
Superficie alar	0.9625 m^2
Densidad del aire a 0 m	0.125 utm/m^3
Densidad del aire a 400 m	0.120 utm/m^3
Densidad del aire a 2240 m	0.100 utm/m^3
Carga alar sin carga útil	6.3327 kg/m^2
Carga alar máxima	15.4755 kg/m^2

Para obtener la velocidad de vuelo se utiliza la siguiente ecuación.

$$V = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{L\,T}}}. \qquad \text{(Ecuación 5-28)}$$

5.9.3.1 Determinación de los valores de potencia requerida

Se sabe que la potencia requerida es igual a la resistencia al avance total multiplicada por la velocidad,

$$P_R = D_T \times V, \qquad \text{(Ecuación 5-29)}$$

y en vuelo horizontal, $T = D_T$ y $W = L_T$; por lo tanto la potencia requerida se puede calcular con la siguiente ecuación.

$$P_R = T_R \times V = W \frac{C_{D\,T}}{C_{L\,T}} \times V. \qquad \text{(Ecuación 5-30)}$$

Los valores de la velocidad y la potencia requerida se muestran en las siguientes tablas.

Tabla 5-19 Potencia requerida a 0 m para 6.0952 kg

α (°)	C_{LT}	C_{DT}	V (m/s)	D_T (kg)	P_R (KW)	P_R (CV)
-6	0.0349	0.1349	52.9860	22.7829	11.8375	16.0946
-3	0.2768	0.0943	18.8200	2.0085	0.3707	0.5040
0	0.5168	0.1056	13.7727	1.2048	0.1627	0.2212
3	0.7535	0.1383	11.4059	1.0825	0.1211	0.1646
6	0.9869	0.1868	9.9667	1.1165	0.1091	0.1484
9	1.2180	1.2180	8.9714	1.2228	0.1076	0.1463
12	1.4489	0.3357	8.2254	1.3661	0.1102	0.1498
15	1.6819	1.6819	7.6346	1.5235	0.1141	0.1551
18	1.9183	0.5473	7.1486	1.6825	0.1179	0.1604
20.5	2.0553	0.6540	6.9063	1.8766	0.1271	0.1728

Tabla 5-20 Potencia requerida a 400 m para 6.0952 kg

α (°)	C_{LT}	C_{DT}	V (m/s)	D_T (kg)	P_R (KW)	P_R (CV)
-6	0.0349	0.1349	54.0220	22.7829	12.0690	16.4093
-3	0.2768	0.0943	19.1879	2.0085	0.3779	0.5138
0	0.5168	0.1056	14.0419	1.2048	0.1659	0.2256
3	0.7535	0.1383	11.6289	1.0825	0.1234	0.1678
6	0.9869	0.1868	10.1616	1.1165	0.1113	0.1513
9	1.2180	1.2180	9.1468	1.2228	0.1097	0.1491
12	1.4489	0.3357	8.3862	1.3661	0.1123	0.1527
15	1.6819	1.6819	7.7839	1.5235	0.1163	0.1581
18	1.9183	0.5473	7.2884	1.6825	0.1202	0.1635
20.5	2.0553	0.6540	7.0413	1.8766	0.1296	0.1762

Tabla 5-21 Potencia requerida a 2240 m para 6.0952 kg

α (°)	C_{LT}	C_{DT}	V (m/s)	D_T (kg)	P_R (KW)	P_R (CV)
-6	0.0349	0.1349	59.1604	22.7829	13.2169	17.9700
-3	0.2768	0.0943	21.0130	2.0085	0.4139	0.5627
0	0.5168	0.1056	15.3776	1.2048	0.1817	0.2470
3	0.7535	0.1383	12.7350	1.0825	0.1352	0.1838
6	0.9869	0.1868	11.1281	1.1165	0.1218	0.1656
9	1.2180	1.2180	10.0168	1.2228	0.1201	0.1633
12	1.4489	0.3357	9.1839	1.3661	0.1230	0.1673
15	1.6819	1.6819	8.5243	1.5235	0.1273	0.1731
18	1.9183	0.5473	7.9817	1.6825	0.1317	0.1790
20.5	2.0553	0.6540	7.7110	1.8766	0.1419	0.1929

Tabla 5-22 Potencia requerida a 0 m para 14.8952 kg

α (°)	C_{LT}	C_{DT}	V (m/s)	D_T (kg)	P_R (KW)	P_R (CV)
-6	0.0349	0.1349	84.2097	57.5453	47.5186	64.6073
-3	0.2768	0.0943	29.9102	5.0732	1.4880	2.0231
0	0.5168	0.1056	21.8886	3.0431	0.6532	0.8881
3	0.7535	0.1383	18.1272	2.7343	0.4860	0.6608
6	0.9869	0.1868	15.8399	2.8200	0.4380	0.5955
9	1.2180	1.2180	14.2580	3.0886	0.4318	0.5871
12	1.4489	0.3357	13.0725	3.4506	0.4423	0.6014
15	1.6819	1.6819	12.1336	3.8481	0.4579	0.6225
18	1.9183	0.5473	11.3612	4.2496	0.4734	0.6437
20.5	2.0553	0.6540	10.9760	4.7399	0.5102	0.6936

Tabla 5-23 Potencia requerida a 400 m para 14.8952kg

α (°)	C_{LT}	C_{DT}	V (m/s)	D_T (kg)	P_R (KW)	P_R (CV)
-6	0.0349	0.1349	85.8561	57.5453	48.4477	65.8705
-3	0.2768	0.0943	30.4950	5.0732	1.5170	2.0626
0	0.5168	0.1056	22.3166	3.0431	0.6660	0.9054
3	0.7535	0.1383	18.4816	2.7343	0.4955	0.6737
6	0.9869	0.1868	16.1496	2.8200	0.4466	0.6072
9	1.2180	1.2180	14.5368	3.0886	0.4403	0.5986
12	1.4489	0.3357	13.3281	3.4506	0.4510	0.6132
15	1.6819	1.6819	12.3708	3.8481	0.4668	0.6347
18	1.9183	0.5473	11.5833	4.2496	0.4827	0.6563
20.5	2.0553	0.6540	11.1906	4.7399	0.5201	0.7072

Tabla 5-24 Potencia requerida a 2240 m para 14.8952 kg

α (°)	C_{LT}	C_{DT}	V (m/s)	D_T (kg)	P_R (KW)	P_R (CV)
-6	0.0349	0.1349	94.0224	57.5453	53.0558	72.1358
-3	0.2768	0.0943	33.3956	5.0732	1.6613	2.2588
0	0.5168	0.1056	24.4393	3.0431	0.7293	0.9916
3	0.7535	0.1383	20.2395	2.7343	0.5427	0.7378
6	0.9869	0.1868	17.6857	2.8200	0.4891	0.6649
9	1.2180	1.2180	15.9195	3.0886	0.4822	0.6556
12	1.4489	0.3357	14.5958	3.4506	0.4939	0.6715
15	1.6819	1.6819	13.5474	3.8481	0.5112	0.6951
18	1.9183	0.5473	12.6851	4.2496	0.5286	0.7187
20.5	2.0553	0.6540	12.2550	4.7399	0.5696	0.7745

5.9.3.2 Determinación de los valores de la potencia disponible

La determinación de los valores de la potencia disponible a 0, 400 y 2240 m sobre el nmm con 6.0952 y 14.8952 kg se hace a partir de los siguientes datos y ecuaciones.

Tabla 5-25 Valores para la determinación de los valores de la potencia disponible

Concepto	Cantidad
Número de palas de la hélice	2
Diámetro de la hélice	0.2794 m
Densidad del aire a 0 m	0.125 utm/m^3
Densidad del aire a 400 m	0.120 utm/m^3
Densidad del aire a 2240 m	0.100 utm/m^3

$$J = \frac{V}{n\phi}, \qquad \text{(Ecuación 5-31)}$$

$$P_{abs} = C_p \rho n^3 \phi^5. \qquad \text{(Ecuación 5-32)}$$

Con la ecuación del factor de avance (Ecuación 5-31), se determinan los valores de J para valores de velocidad y altitud de vuelo del avión, así como para distintos valores de velocidad de rotación de la hélice; con los cuales se hallan los coeficientes de potencia de la hélice y con la (Ecuación **5-32)** se halla la potencia absorbida por la hélice – cabe señalar que esta potencia no está afectada por la eficiencia de la hélice.

Posteriormente, para cada altitud de vuelo y en función de las revoluciones del motor, se trazan las curvas de potencia del motor y las de potencia absorbida por la hélice para las velocidades calculadas; los puntos de intersección de las curvas demuestran que la potencia producida por el motor es absorbida por la hélice.

$$P_M = P_{abs}. \qquad \text{(Ecuación 5-33)}$$

Ahora multiplicando los valores de potencia hallados por los de la eficiencia de la hélice, se encuentran los puntos de la curva de potencia disponible, por lo tanto se tiene que

$$P_D = P_{abs} \times \eta_H. \qquad \text{(Ecuación 5-34)}$$

En virtud de ser demasiado extenso para ser mostrado el procedimiento seguido para determinar los valores de las curvas de la potencia disponible, para 0, 400 y 2240 m, se omiten las operaciones desarrolladas durante el mismo, y se incluye únicamente la tabla de los valores finales encontrados.

Tabla 5-26 Valores de potencia disponible en función de la velocidad para 6.0952 kg

P_D 0 m			P_D 400 m			P_D 2240 m		
V (m/s)	**CV**	**kW**	**V (m/s)**	**CV**	**kW**	**V (m/s)**	**CV**	**kW**
52.9860	1.4099	1.0370	54.0220	1.3520	0.9944	59.1604	1.0929	0.8038
18.8200	0.8233	0.6055	19.1879	0.7996	0.5881	21.0130	0.6955	0.5116
13.7727	0.6531	0.4804	14.0419	0.6347	0.4668	15.3776	0.5552	0.4083
11.4059	0.5680	0.4178	11.6289	0.5519	0.4059	12.7350	0.4821	0.3546
9.9667	0.5149	0.3787	10.1616	0.5002	0.3679	11.1281	0.4364	0.3210
8.9714	0.4774	0.3511	9.1468	0.4636	0.3410	10.0168	0.4039	0.2971
8.2254	0.4486	0.3299	8.3862	0.4356	0.3204	9.1839	0.3796	0.2792
7.6346	0.4251	0.3126	7.7839	0.4129	0.3037	8.5243	0.3598	0.2646
7.1486	0.4054	0.2981	7.2884	0.3942	0.2899	7.9817	0.3432	0.2524
6.9063	0.3954	0.2908	7.0413	0.3844	0.2827	7.7110	0.3347	0.2462

Tabla 5-27 Valores de potencia disponible en función de la velocidad para 14.8952 kg

P_D 0 m			P_D 400 m			P_D 2240 m		
V (m/s)	**CV**	**kW**	**V (m/s)**	**CV**	**kW**	**V (m/s)**	**CV**	**kW**
29.9102	1.1252	0.8276	30.4950	1.0672	0.7849	33.3956	0.9134	0.6718
21.8886	0.9142	0.6724	22.3166	0.8868	0.6522	24.4393	0.7666	0.5638
18.1272	0.8014	0.5894	18.4816	0.7784	0.5725	20.2395	0.6780	0.4987
15.8399	0.7252	0.5334	16.1496	0.7047	0.5183	17.6857	0.6159	0.4530
14.2580	0.6704	0.4931	14.5368	0.6518	0.4794	15.9195	0.5698	0.4191
13.0725	0.6282	0.4620	13.3281	0.6105	0.4490	14.5958	0.5338	0.3926
12.1336	0.5942	0.4370	12.3708	0.5776	0.4248	13.5474	0.5049	0.3713
11.3612	0.5665	0.4166	11.5833	0.5514	0.4056	12.6851	0.4807	0.3535
10.9760	0.5523	0.4063	11.1906	0.5375	0.3953	12.2550	0.4686	0.3446

5.9.3.3 Curvas de potencia requerida y disponible

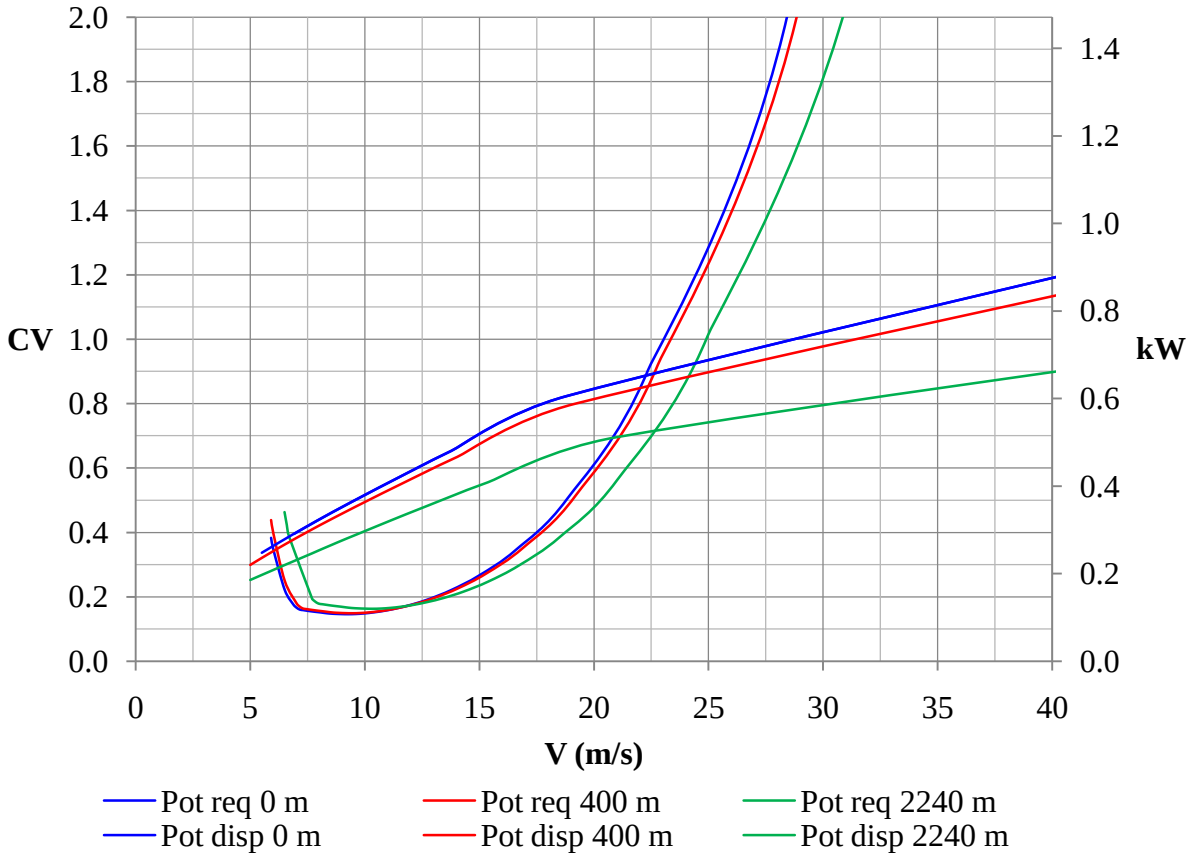


Figura 5-39 Curvas de potencia requerida y disponible para 6.0952 kg

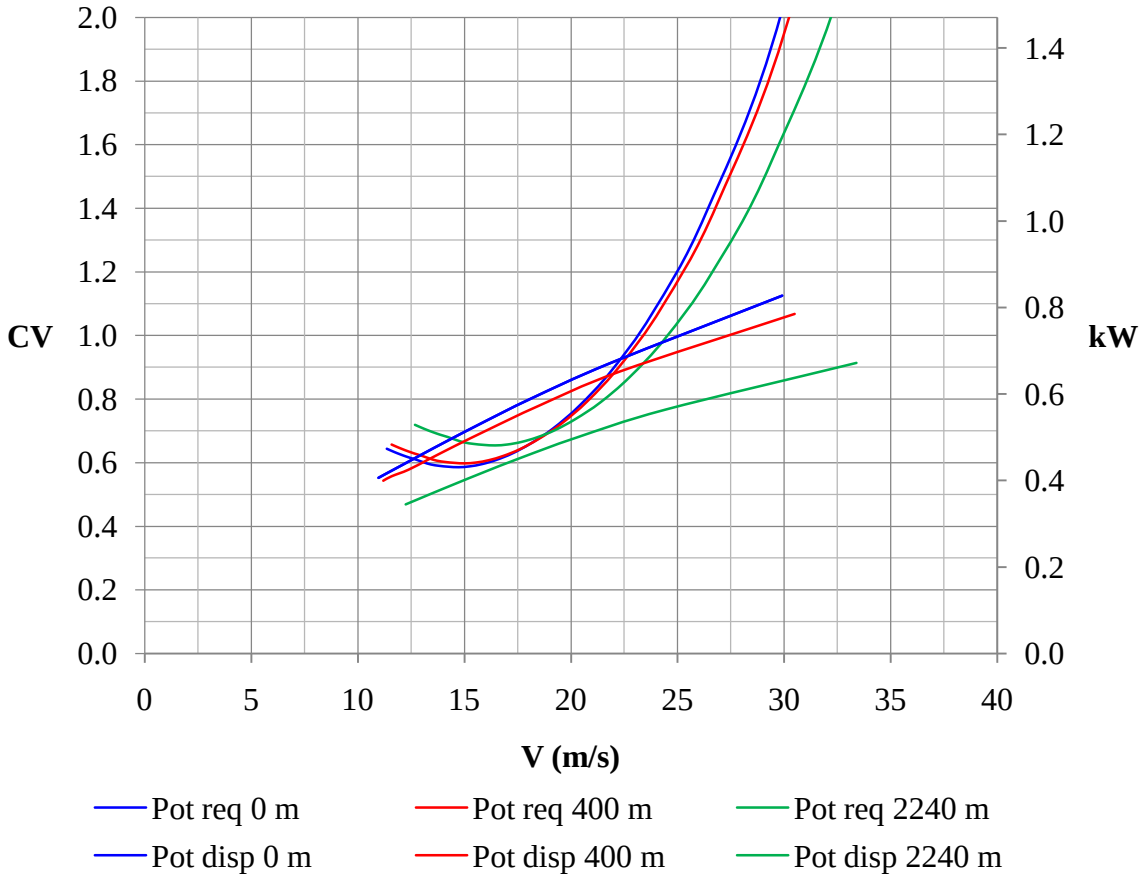


Figura 5-40 Curvas de potencia requerida y disponible para 14.8952 kg

Como se observa en la gráfica anterior el avión no puede volar en la Ciudad de México (2240 m) pesando 14.8952 kg, es decir, llevando una carga útil de 8.8 kg, debido a que la potencia disponible es menor que la potencia requerida para realizar el vuelo. A causa de lo anterior se decide realizar el mismo procedimiento con una carga útil estimada de 5.8 kg y se obtiene la siguiente gráfica, con lo que se comprueba que el avión sí puede volar en la Ciudad de México con dicha carga.

Figura 5-41 Curvas de potencia requerida y disponible para 11.8952 kg

5.9.3.4 Determinación de los valores de la potencia en exceso máxima

Como se sabe la potencia en exceso es igual a

$$P_E = P_D - P_R \qquad \text{(Ecuación 5-35)}$$

Y sus valores para las distintas altitudes y pesos se muestran en la siguiente tabla.

Tabla 5-28 Valores de la potencia en exceso máxima

W (kg)	Altitud (m)	P_E (CV)	P_E (kW)
6.0952	0	0.4300	0.3163
	400	0.4076	0.2998
	2240	0.3088	0.2271
14.8952	0	0.1503	0.1105
	400	0.1159	0.0852
11.8952	2240	0.1425	0.1048

5.9.3.5 Determinación de los valores de potencia y velocidad de vuelo

Los valores de la potencia y velocidad de vuelo mínima y máxima son los correspondientes a los puntos de intersección de las curvas de potencia requerida y potencia disponible; estos puntos indican el rango de velocidades que puede volar el avión, debido a que la potencia otorgada por el motor es mayor o igual a la potencia requerida en esas condiciones de vuelo. Dichos valores se determinan para las distintas altitudes y pesos a partir de las figuras anteriores.

Tabla 5-29 Valores de potencia y velocidad de vuelo con 6.0952 kg

Altitud (m)	Mínima			Máxima		
	$V_{mín}$ (m/s)	$P_{mín}$ (CV)	$P_{mín}$ (kW)	$V_{máx}$ (m/s)	$P_{máx}$ (CV)	$P_{máx}$ (kW)
0	6.0	0.3600	0.2647	22.3	0.8800	0.6472
400	6.3	0.3400	0.2500	22.5	0.8500	0.6251
2240	7.1	0.3200	0.2353	22.7	0.7200	0.5295

Tabla 5-30 Valores de potencia y velocidad de vuelo con 14.8952 kg

Altitud (m)	Mínima			Máxima		
	$V_{mín}$ (m/s)	$P_{mín}$ (CV)	$P_{mín}$ (kW)	$V_{máx}$ (m/s)	$P_{máx}$ (CV)	$P_{máx}$ (kW)
0	12.5	0.6150	0.4523	22.3	0.9300	0.6840
400	13.3	0.6200	0.4560	22.0	0.8700	06399

Tabla 5-31 Valores de potencia y velocidad de vuelo con 11.8952 kg

Altitud (m)	**Mínima**			**Máxima**		
	$V_{mín}$ **(m/s)**	$P_{mín}$ **(CV)**	$P_{mín}$ **(kW)**	$V_{máx}$ **(m/s)**	$P_{máx}$ **(CV)**	$P_{máx}$ **(kW)**
2240	11.5	0.4500	0.3310	22.4	0.7200	0.5296

5.9.4 Despegue

El cálculo de la longitud de pista de despegue se hace considerando que el aeromodelo pesa 6.0952 kg, 14.8952 kg y 11.8952; y que el coeficiente de fricción para una pista de concreto es $\psi = 0.02$ [4]. La longitud de la carrera de despegue comprende de tres segmentos, mostrados en la siguiente figura.

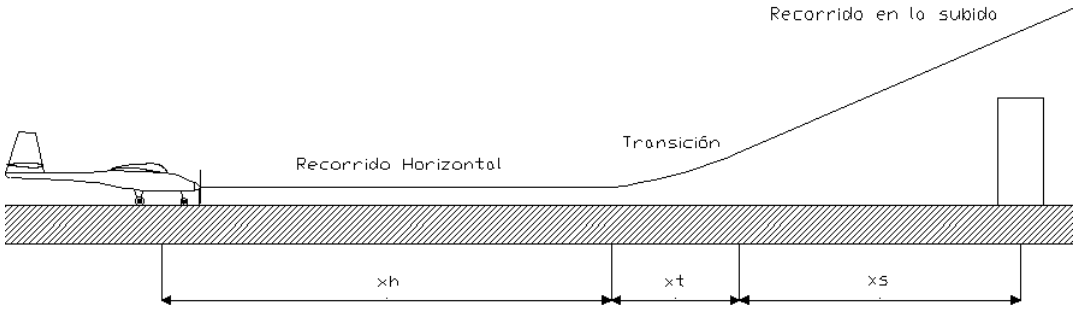


Figura 5-42 Representación de la carrera de despegue

El recorrido horizontal se determina a partir de los datos mostrados en la Tabla 5-32 y de las siguientes ecuaciones.

Tabla 5-32 Datos para el cálculo del despegue

Concepto	Cantidad
ψ	0.02
$C_{Lmáx\,T}$	2.0553
S	0.9625 m^2
$\rho_{aire\,nmm}$	0.125 utm/m^3
$\rho_{aire\,400m}$	0.120 utm/m^3
$\rho_{aire\,2240m}$	0.100 utm/m^3
ϕ	0.2794 m

Se procede a determinar la velocidad de pérdida de sustentación o de desplome

$$V_{ps} = \sqrt{\frac{2L}{\rho S C_{Lmáx\,T}}}, \qquad \text{(Ecuación 5-36)}$$

y la velocidad de despegue se tiene que:

$$V_d = 1.15 \times V_{ps}. \qquad \text{(Ecuación 5-37)}$$

Tabla 5-33 Velocidad de desplome y despegue con diferente peso y altitud

Altitud (m)	$V_{ps}\left(\frac{m}{s}\right)$	$V_d\left(\frac{m}{s}\right)$
$W = 6.0952Kg$		
0	6.9063	7.9422
400	7.0314	8.0975
2240	7.7111	8.7677
$W = 11.8952\,Kg$		
2240	10.75769	12.1634
$W = 14.8952\,Kg$		
0	10.9760	12.6224
400	11.1906	12.8692

Para hacer uso de las ecuaciones de P_{0i} y T_{0i} se procede primeramente a encontrar los valores de los coeficientes de potencia y de tracción de la hélice para una relación de avance igual a cero (Figura 5-36 y Figura 5-38) debido a que la velocidad al inicio del despegue nula. Cabe mencionar que los coeficientes de las ecuaciones que se exponen a continuación varían con respecto a la velocidad de despegue y el número de revoluciones del motor.

$$P_{0i} = \rho \times C_{p\ J=0} \times n^3 \times \phi^5, \qquad \text{(Ecuación 5-38)}$$

$$P_{di} = \rho \times C_p \times n^3 \times \phi^5, \qquad \text{(Ecuación 5-39)}$$

En base a estas tres últimas ecuaciones, se determinan los valores de J (Ecuación 5-31), C_p, P_{0i} y P_{di} para los distintos valores de revoluciones del motor, tanto para 6.0952, 11.8952 y 14.8952 kg como los pesos del aeromodelo, así como para sus distintas altitudes y utilizando para ello las curvas características de la hélice.

Tabla 5-34 Valores de la potencia absorbida por la hélice para velocidad cero y velocidad de despegue para 6.0952 kg a 0 m

n (RPM)	P_{0i} (HP)	P_{0i} (CV)	P_{0i} (KW)	J	C_p	P_{di} (HP)	P_{di} (CV)	P_{di} (KW)
7000	0.1744	0.1768	0.1301	0.2437	0.0517	0.2254	0.2285	0.1681
8000	0.2604	0.2640	0.1942	0.2132	0.0511	0.3327	0.3373	0.2481
9000	0.3707	0.3759	0.2765	0.1895	0.0505	0.4676	0.4741	0.3487
10000	0.5085	0.5156	0.3792	0.1706	0.0498	0.6331	0.6419	0.4721
11000	0.6769	0.6863	0.5047	0.1551	0.0492	0.8322	0.8438	0.6206
12000	0.8788	0.8909	0.6553	0.1421	0.0486	1.0680	1.0828	0.7964
13000	1.1173	1.1328	0.8331	0.1312	0.0481	1.3434	1.3620	1.0018
14000	1.3954	1.4148	1.0406	0.1218	0.0476	1.6615	1.6846	1.2390
15000	1.7163	1.7401	1.2799	0.1137	0.0472	2.0254	2.0535	1.5103
16000	2.0830	2.1119	1.5533	0.1066	0.0468	2.4381	2.4719	1.8181
17000	2.4985	2.5331	1.8631	0.1003	0.0465	2.9026	2.9428	2.1645
18000	2.9658	3.0069	2.2116	0.0948	0.0462	3.4220	3.4694	2.5518
19000	3.4881	3.5365	2.6011	0.0898	0.0459	3.9993	4.0548	2.9823

Tabla 5-35 Valores de la potencia absorbida por la hélice para velocidad cero y velocidad de despegue para 6.0952 kg a 400 m

n (RPM)	P_{0i} (HP)	P_{0i} (CV)	P_{0i} (KW)	J	C_p	P_{di} (HP)	P_{di} (CV)	P_{di} (KW)
7000	0.1678	0.1701	0.1251	0.2484	0.0518	0.2171	0.2201	0.1619
8000	0.2505	0.2540	0.1868	0.2174	0.0512	0.3207	0.3251	0.2391
9000	0.3566	0.3616	0.2659	0.1932	0.0506	0.4509	0.4572	0.3362
10000	0.4892	0.4960	0.3648	0.1739	0.0499	0.6106	0.6191	0.4553
11000	0.6512	0.6602	0.4856	0.1581	0.0493	0.8027	0.8138	0.5986
12000	0.8454	0.8571	0.6304	0.1449	0.0487	1.0301	1.0444	0.7681
13000	1.0748	1.0897	0.8015	0.1338	0.0482	1.2957	1.3137	0.9662
14000	1.3424	1.3611	1.0011	0.1242	0.0477	1.6025	1.6247	1.1950
15000	1.6511	1.6740	1.2312	0.1159	0.0473	1.9533	1.9804	1.4566
16000	2.0039	2.0317	1.4943	0.1087	0.0469	2.3512	2.3838	1.7533
17000	2.4036	2.4369	1.7923	0.1023	0.0466	2.7989	2.8378	2.0872
18000	2.8532	2.8927	2.1276	0.0966	0.0463	3.2996	3.3453	2.4605
19000	3.3556	3.4021	2.5023	0.0915	0.0460	3.8560	3.9095	2.8754

Tabla 5-36 Valores de la potencia absorbida por la hélice para velocidad cero y velocidad de despegue para 6.0952 kg a 2240 m

n (RPM)	P_{0i} (HP)	P_{0i} (CV)	P_{0i} (KW)	J	C_p	P_{di} (HP)	P_{di} (CV)	P_{di} (KW)
7000	0.1399	0.1419	0.1043	0.2720	0.0519	0.1817	0.1842	0.1355
8000	0.2089	0.2118	0.1557	0.2380	0.0516	0.2695	0.2732	0.2009
9000	0.2974	0.3015	0.2218	0.2116	0.0511	0.3797	0.3850	0.2832
10000	0.4079	0.4136	0.3042	0.1904	0.0505	0.5149	0.5220	0.3839
11000	0.5430	0.5505	0.4049	0.1731	0.0499	0.6773	0.6867	0.5050
12000	0.7049	0.7147	0.5256	0.1587	0.0493	0.8694	0.8814	0.6483
13000	0.8962	0.9087	0.6683	0.1465	0.0488	1.0936	1.1088	0.8155
14000	1.1194	1.1349	0.8347	0.1360	0.0483	1.3524	1.3712	1.0085
15000	1.3768	1.3959	1.0267	0.1270	0.0479	1.6482	1.6711	1.2291
16000	1.6709	1.6941	1.2460	0.1190	0.0475	1.9835	2.0110	1.4791
17000	2.0042	2.0320	1.4945	0.1120	0.0471	2.3606	2.3933	1.7603
18000	2.3791	2.4121	1.7741	0.1058	0.0468	2.7820	2.8206	2.0745
19000	2.7980	2.8368	2.0865	0.1002	0.0465	3.2502	3.2953	2.4237

Tabla 5-37 Valores de la potencia absorbida por la hélice para velocidad cero y velocidad de despegue para 11.8952 kg a 2240 m

n (RPM)	P_{0i} (HP)	P_{0i} (CV)	P_{0i} (KW)	J	C_p	P_{di} (HP)	P_{di} (CV)	P_{di} (KW)
7000	0.1399	0.1419	0.1043	0.3731	0.0506	0.1771	0.1795	0.1321
8000	0.2089	0.2118	0.1557	0.3265	0.0517	0.2697	0.2735	0.2012
9000	0.2974	0.3015	0.2218	0.2902	0.0520	0.3863	0.3917	0.2881
10000	0.4079	0.4136	0.3042	0.2612	0.0519	0.5291	0.5364	0.3945
11000	0.5430	0.5505	0.4049	0.2375	0.0516	0.7004	0.7101	0.5223
12000	0.7049	0.7147	0.5256	0.2177	0.0512	0.9026	0.9151	0.6731
13000	0.8962	0.9087	0.6683	0.2009	0.0508	1.1381	1.1539	0.8487
14000	1.1194	1.1349	0.8347	0.1866	0.0504	1.4093	1.4289	1.0509
15000	1.3768	1.3959	1.0267	0.1741	0.0499	1.7186	1.7425	1.2816
16000	1.6709	1.6941	1.2460	0.1633	0.0495	2.0685	2.0972	1.5425
17000	2.0042	2.0320	1.4945	0.1536	0.0491	2.4612	2.4954	1.8353
18000	2.3791	2.4121	1.7741	0.1451	0.0487	2.8994	2.9396	2.1621
19000	2.7980	2.8368	2.0865	0.1375	0.0484	3.3854	3.4323	2.5245

Tabla 5-38 Valores de la potencia absorbida por la hélice para velocidad cero y velocidad de despegue para 14.8952 kg a 0 m

n (RPM)	P_{0i} (HP)	P_{0i} (CV)	P_{0i} (KW)	J	C_p	P_{di} (HP)	P_{di} (CV)	P_{di} (KW)
7000	0.1744	0.1768	0.1301	0.3872	0.0502	0.2188	0.2218	0.1632
8000	0.2604	0.2640	0.1942	0.3388	0.0515	0.3350	0.3396	0.2498
9000	0.3707	0.3759	0.2765	0.3012	0.0519	0.4812	0.4879	0.3588
10000	0.5085	0.5156	0.3792	0.2711	0.0519	0.6604	0.6695	0.4924
11000	0.6769	0.6863	0.5047	0.2464	0.0517	0.8753	0.8875	0.6527
12000	0.8788	0.8909	0.6553	0.2259	0.0514	1.1291	1.1447	0.8419
13000	1.1173	1.1328	0.8331	0.2085	0.0510	1.4245	1.4443	1.0623
14000	1.3954	1.4148	1.0406	0.1936	0.0506	1.7647	1.7891	1.3159
15000	1.7163	1.7401	1.2799	0.1807	0.0502	2.1525	2.1824	1.6051
16000	2.0830	2.1119	1.5533	0.1694	0.0498	2.5911	2.6270	1.9322
17000	2.4985	2.5331	1.8631	0.1594	0.0494	3.0834	3.1261	2.2993
18000	2.9658	3.0069	2.2116	0.1506	0.0490	3.6324	3.6828	2.7087
19000	3.4881	3.5365	2.6011	0.1427	0.0486	4.2413	4.3001	3.1627

Tabla 5-39 Valores de la potencia absorbida por la hélice para velocidad cero y velocidad de despegue para 14.8952 kg a 400 m

n (RPM)	P_{0i} (HP)	P_{0i} (CV)	P_{0i} (KW)	J	C_p	P_{di} (HP)	P_{di} (CV)	P_{di} (KW)
7000	0.1678	0.1701	0.1251	0.3948	0.0499	0.2094	0.2123	0.1561
8000	0.2505	0.2540	0.1868	0.3455	0.0513	0.3214	0.3259	0.2397
9000	0.3566	0.3616	0.2659	0.3071	0.0519	0.4626	0.4690	0.3449
10000	0.4892	0.4960	0.3648	0.2764	0.0520	0.6355	0.6443	0.4739
11000	0.6512	0.6602	0.4856	0.2512	0.0518	0.8430	0.8547	0.6286
12000	0.8454	0.8571	0.6304	0.2303	0.0515	1.0879	1.1030	0.8113
13000	1.0748	1.0897	0.8015	0.2126	0.0511	1.3731	1.3922	1.0239
14000	1.3424	1.3611	1.0011	0.1974	0.0507	1.7014	1.7250	1.2687
15000	1.6511	1.6740	1.2312	0.1842	0.0503	2.0757	2.1045	1.5478
16000	2.0039	2.0317	1.4943	0.1727	0.0499	2.4988	2.5335	1.8634
17000	2.4036	2.4369	1.7923	0.1626	0.0495	2.9738	3.0151	2.2176
18000	2.8532	2.8927	2.1276	0.1535	0.0491	3.5035	3.5521	2.6126
19000	3.3556	3.4021	2.5023	0.1455	0.0488	4.0908	4.1475	3.0505

A continuación se procede a trazar la curva de potencia producida por el motor y la potencia absorbida por la hélice para velocidad igual a cero y velocidad de despegue para los distintos valores de revoluciones del motor, considerando los diferentes pesos del avión, Posteriormente, se procede a determinar la potencia P_0 y P_d, las cuales intersecan a la curva de la potencia producida por el motor.

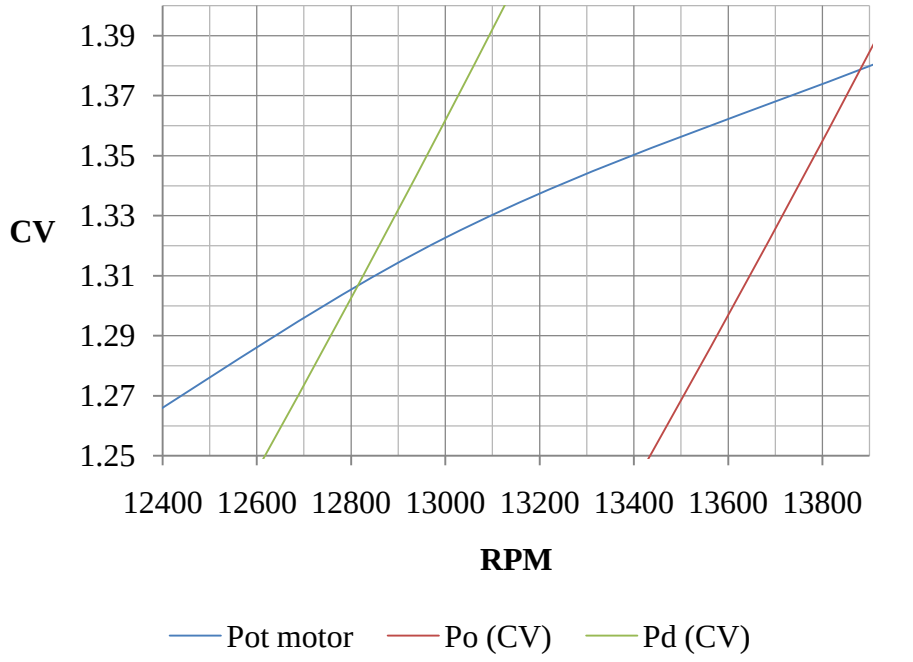


Figura 5-43 Curvas de potencia del motor y de la potencia absorbida por la hélice para 6.0952 kg a 0 m

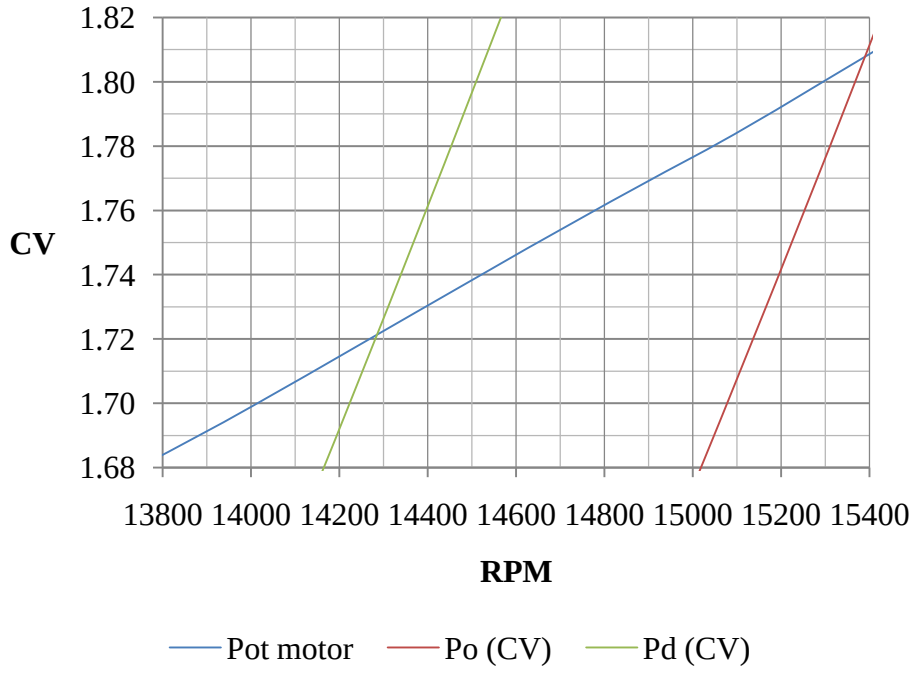


Figura 5-44 Curvas de potencia del motor y de la potencia absorbida por la hélice para 6.0952 kg a 400 m

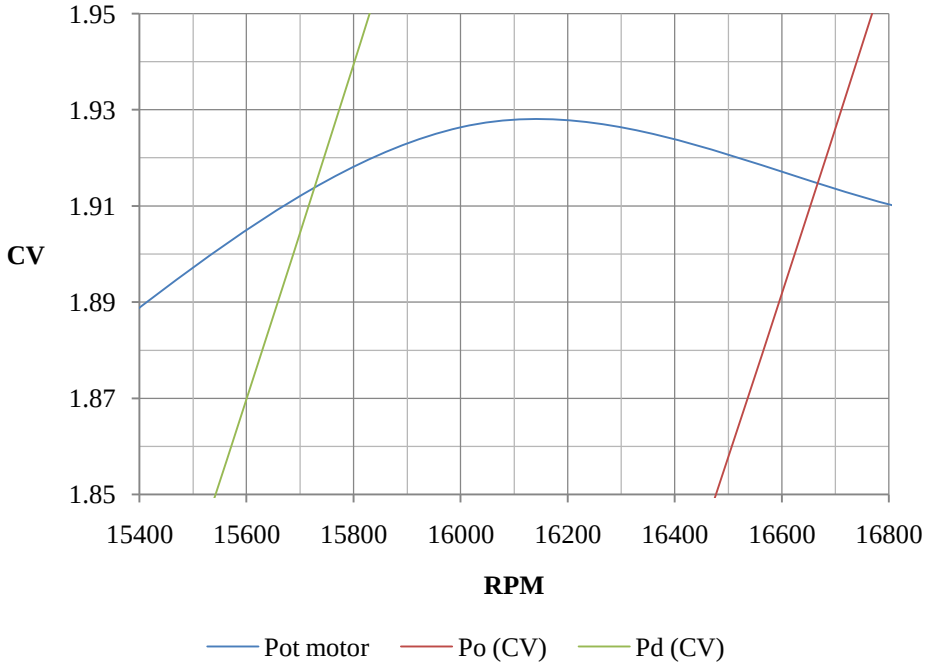


Figura 5-45 Curvas de potencia del motor y de la potencia absorbida por la hélice para 6.0952 kg a 22400 m

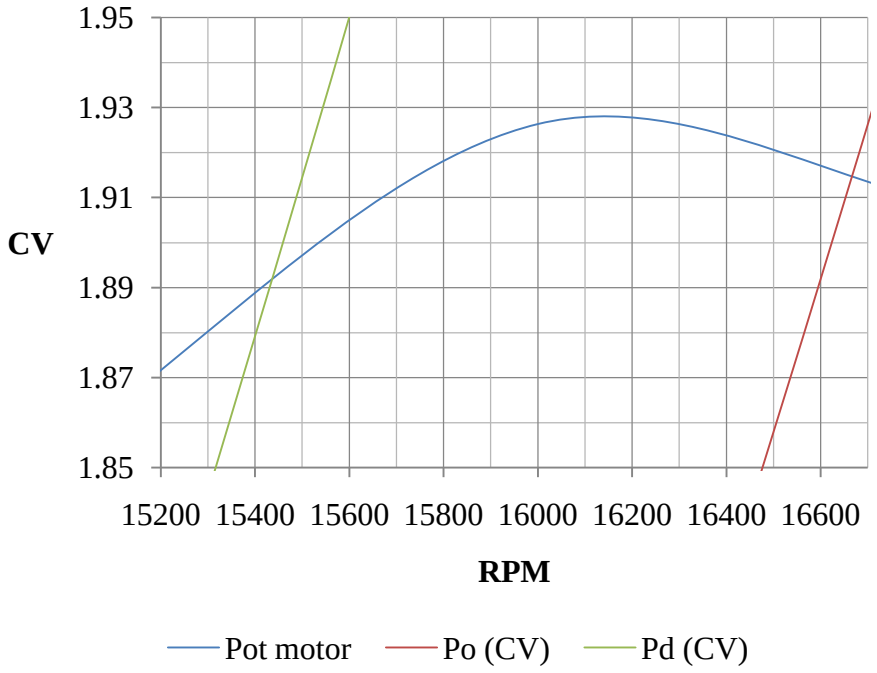


Figura 5-46 Curvas de potencia del motor y de la potencia absorbida por la hélice para 11.8952 kg a 22400 m

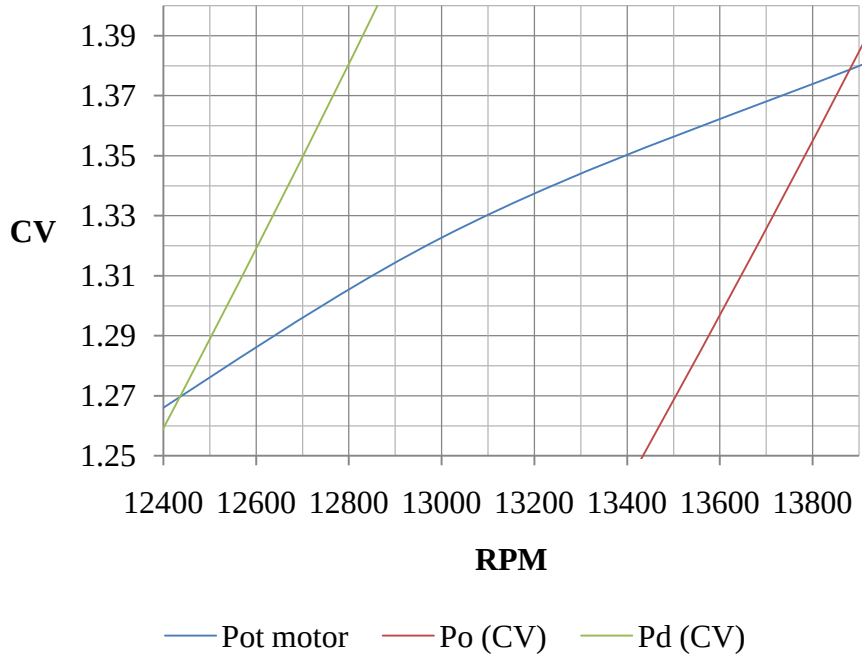


Figura 5-47 Curvas de potencia del motor y de la potencia absorbida por la hélice para 14.8952 kg a 0 m

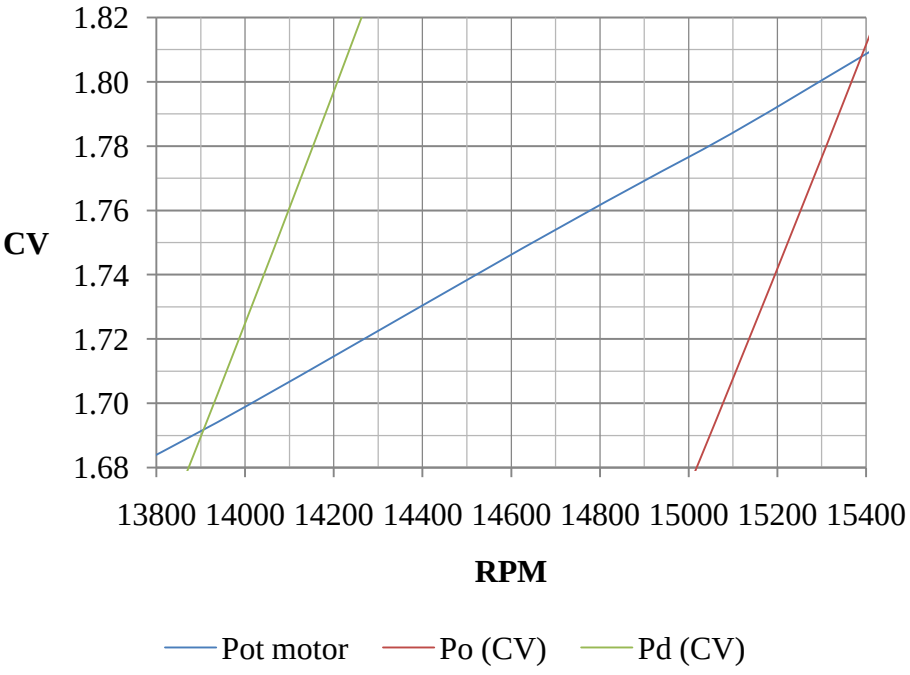


Figura 5-48 Curvas de potencia del motor y de la potencia absorbida por la hélice para 14.8952 kg a 400 m

De las figuras anteriores se determina la siguiente tabla.

Tabla 5-40 Valores de P_0 y P_d cons respectivas RPM para los distitos pesos y altitudes del aeronave

Altitud (m)	$\boldsymbol{P_0(CV)}$	$\boldsymbol{n\ (RPM)}$	$\boldsymbol{P_d(CV)}$	$\boldsymbol{n\ (RPM)}$
		$\boldsymbol{W = 6.0952\ Kg}$		
0	1.3790	13880	1.3065	12815
400	1.8080	15390	1.7215	14285
2240	1.9148	16665	1.9139	15729
		$\boldsymbol{W = 11.8952\ Kg}$		
2240	1.9148	16665	1.8919	15435
		$\boldsymbol{W = 14.8952\ Kg}$		
0	1.3790	13880	1.2695	12435
400	1.8080	15390	1.6918	13905

Con los valores encontrados se procede a calcular la tracción T_0 y T_d y el factor de avance J.

$$T_0 = \rho \times C_{t\ J=0} \times n^2 \times \phi^4, \qquad \text{(Ecuación 5-40)}$$

$$T_d = \rho \times C_t \times n^2 \times \phi^4, \qquad \text{(Ecuación 5-41)}$$

Donde n es el número de revoluciones del motor correspondientes a la potencia de despegue P_d. Con estos valores de J se encuentran los coeficientes de tracción de la hélice, para determinar los valores de T_d.

A partir de los valores de T_0 se encuentra T_{n0} aplicando la siguiente ecuación.

$$T_{n0} = T_0 - \psi W. \qquad \text{(Ecuación 5-42)}$$

Para obtener D_d y L_d se sabe que:

$$D_d = \frac{\rho}{2} C_{D\,T\,\alpha=0°} S V^2, \qquad \text{(Ecuación 5-43)}$$

$$L_d = \frac{\rho}{2} C_{L\,T\,\alpha=0°} S V^2. \qquad \text{(Ecuación 5-44)}$$

Conociendo T_0, T_d, T_{n0}, D_d y L_d se procede a calcular T_{nd} haciendo uso de la siguiente ecuación.

$$T_{nd} = T_d - D_d - \psi(W - L_d). \qquad \text{(Ecuación 5-45)}$$

Se sustituye todas las variables encontradas previamente en la siguiente ecuación.

$$xh = \frac{2W}{2g} \times \frac{{V_d}^2}{T_{n0} - T_{nd}} \times \ln \frac{T_{n0}}{T_{nd}}. \qquad \text{(Ecuación 5-46)}$$

En las siguientes tablas se muestran los valores obtenidos para los distintos pesos y altitudes.

Tabla 5-41 Valores para cálculo de la carrera horizontal de despegue

	$W = 6.0952\ Kg$			$W = 11.8952\ Kg$	$W = 14.8952\ Kg$	
	0 m	400 m	2240 m	2240 m	0 m	400 m
$T_0\ (Kg)$	6.3820	5.2360	3.5513	3.5513	6.3820	5.2360
J	0.1084	0.1217	0.1486	0.2101	0.1770	0.1987
C_t	0.1005	0.0994	0.0970	0.0913	0.0945	0.0924
$T_d\ (Kg)$	5.2602	4.1277	2.7051	2.3974	4.6856	3.6380
$T_{n0}\ (Kg)$	6.2640	5.1181	3.4333	3.3294	6.0840	4.9381
$D_d\ (Kg)$	0.4068	0.4068	0.4068	0.7655	1.0276	1.0276
$L_d\ (Kg)$	1.9611	1.9611	1.9611	3.6896	4.9533	4.9533
$T_{nd}\ (Kg)$	4.7746	3.6421	2.2196	1.4838	3.4592	2.4115
$xh\ (m)$	3.4576	4.5447	8.4980	36.6524	26.0299	35.6818

Como se aprecia en la tabla anterior, para que el avión despegue a una altitud de 2240 m, es decir, en la Ciudad de México, con 11.8952 kg necesita una carrera de despegue horizontal de más de 36 m (36.6 m), y para despegar a nivel del mar con el peso mínimo del avión se necesita una carrera de despegue horizontal tan sólo de casi 3.5 m.

La siguiente fase del recorrido de despegue es el de transición y se determina de los datos anteriores. En esta fase se considera que ya no existe el efecto de tierra, por lo que ahora se tiene que para $\alpha = 2°$ el $C_{D\,T} = 0.1266$. Se elige un ángulo de 2° porque con esta inclinación la cola del avión no golpea con la pista al momento del despegue, asimismo, permite que el aire siga fluyendo sin obstruir completamente su salida por debajo del avión.

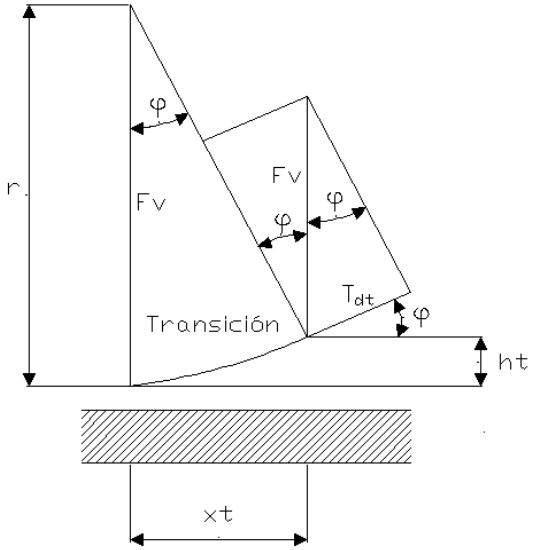


Figura 5-49 Recorrido de transición

A partir de la (Ecuación **5-43** se obtiene D_{dt} con un $\alpha = 2°$. Para la siguiente ecuación se sustituye el valor obtenido de D_{dt} para encontrar T_{dt} y posteriormente φ .

$$T_{dt} = T_d - D_{dt}, \qquad \text{(Ecuación 5-47)}$$

$$\sin\varphi = \frac{T_{dt}}{F_v}. \qquad \text{(Ecuación 5-48)}$$

Y de la siguiente ecuación se encuentra el recorrido en transición.

$$xt = r\varphi = \frac{V_d^2}{0.44 \times g}\left(\frac{T_d - D_{dt}}{W}\right). \qquad \text{(Ecuación 5-49)}$$

Tabla 5-42 Valores para cálculo de la etapa de transición de despegue

	$W = 6.0952\ Kg$			$W = 11.8952\ Kg$	$W = 14.8952\ Kg$	
	0 m	**400 m**	**2240 m**	**2240 m**	**0 m**	**400 m**
$D_{dt}\ (Kg)$	1.2137	1.2137	1.2137	0.9041	1.2137	1.2137
$T_{dt}\ (Kg)$	2.3102	3.6380	4.6856	2.3974	4.6856	3.6380
φ (°)	4.2218	9.3669	13.4792	7.7350	13.4792	9.3669
$xt\ (m)$	3.3889	6.2473	8.6073	4.6151	8.6073	6.2473

Por lo que se tiene que el recorrido de transición de despegue al nmm con peso mínimo (6.0952 kg) es un poco mas de 3 m y con el peso máximo (14.8952 kg) es menor a 9 m.

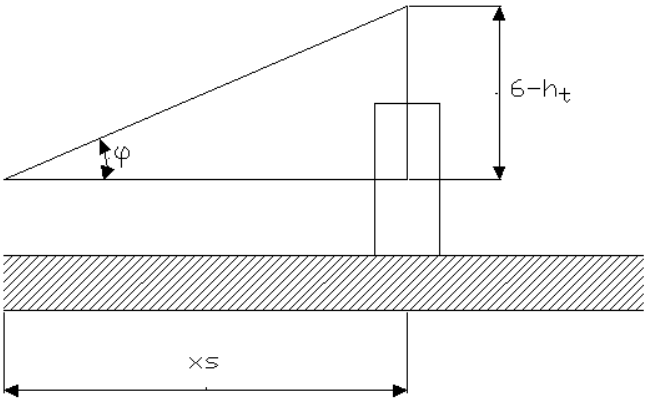


Figura 5-50 Recorrido de subida

En base a la Figura 5-50 y a las siguientes ecuaciones, se determina la distancia necesaria que el avión recorre durante la fase de subida del despegue, para librar un obstáculo de 6 m de altura.

Para ht y xs se tienen las siguientes ecuaciones.

$$h_t = \frac{xt \times \varphi}{2}, \quad \text{(Ecuación 5-50)}$$

$$xs = \frac{(6 - h_t) \times W}{T_{dt}}. \quad \text{(Ecuación 5-51)}$$

Finalmente para obtener la longitud mínima de pista que se requiere para realizar el despegue librando el obstáculo de 6 metros, se suman las tres longitudes previamente calculadas, xh, xt y xs.

Tabla 5-43 Valores finales del despegue

	$W = 6.0952\ Kg$			$W = 11.8952\ Kg$	$W = 14.8952\ Kg$	
	0 m	400 m	2240 m	2240 m	0 m	400 m
xh	3.4576	4.5447	8.4980	36.6524	26.0299	35.6818
xt	11.8492	9.3988	6.8752	4.6151	8.6073	6.2473
xs	0.4956	4.6353	12.3807	42.2651	21.3976	33.7277
xT	15.8025	18.5788	27.7540	83.5327	56.0347	75.6569

5.9.5 Ascenso

5.9.5.1 Determinación de la velocidad ascensional

Se considera que la variación del peso del avión a causa del consumo de combustible es baja, por esta razón se supone despreciable.

La velocidad ascensional se conoce a partir de la siguiente ecuación.

$$V_{asc} = \frac{P_E}{W}. \quad \text{(Ecuación 5-52)}$$

Se toman los valores de la potencia en exceso indicados en la Tabla 5-28 para obtener las distintas velocidades ascensionales.

Tabla 5-44 Velocidad ascensional

	$W = 6.0952\ Kg$			$W = 11.8952\ Kg$	$W = 14.8952\ Kg$	
	0 m	**400 m**	**2240 m**	**2240 m**	**0 m**	**400 m**
$V_{asc}\ \left(\frac{m}{s}\right)$	5.4692	5.1844	3.9274	0.9633	0.7566	0.5834

5.9.5.2 Determinación del techo absoluto y práctico

Con los datos de la Tabla 5-44 se procede a trazar la gráfica de velocidad ascensional contra altitud[6], el punto de cruce de la línea con el eje de las abscisas es el valor correspondiente al techo absoluto. El techo práctico es la altitud para la cual la velocidad ascensional es igual a 0.5 m/s y para calcularlo se hace uso de la siguiente ecuación.

$$H_p = \frac{H' \times (V_{asc} - 0.5)}{V_{asc}}. \qquad \text{(Ecuación 5-53)}$$

De esta manera se obtiene la siguiente tabla.

Tabla 5-45 Techo absoluto y práctico

	$W = 6.0952\ Kg$	$W = 11.8952\ Kg$	$W = 14.8952\ Kg$
$H'\ (m)$	7958	4371	1747
$H_p\ (m)$	7230	3265	593

[6] Para obtener la gráfica es necesario tener varias P_E a altitudes más elevadas

5.9.5.3 Determinación del tiempo utilizado durante el ascenso

De la Tabla 5-45 y con la siguiente ecuación se obtiene el tiempo utilizado durante el ascenso hasta 50 m de altura de vuelo.

$$t_{asc} = 2.3026\left(\frac{H'}{V_{asc}}\right) \times \log_{10}\left(\frac{H'}{H' - 50}\right). \qquad \text{(Ecuación 5-54)}$$

Tabla 5-46 Tiempo de ascenso

	$W = 6.0952\ Kg$			$W = 11.8952\ Kg$	$W = 14.8952\ Kg$	
	0 m	**400 m**	**2240 m**	**2240 m**	**0 m**	**400 m**
t_{asc} ***(min)***	0.1528	0.1612	0.2129	0.8700	1.1175	1.4492

5.9.6 Descenso

5.9.6.1 Determinación de las velocidades del planeo y descenso

En base a la siguiente figura se procede a determinar la velocidad de planeo.

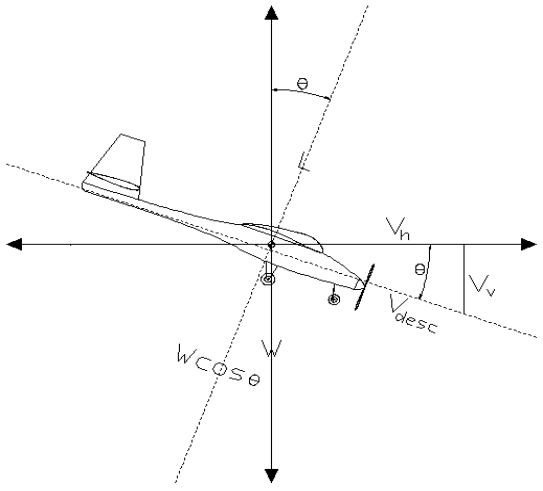


Figura 5-51 Planeo del aeromodelo

A partir de los valores conocidos de $C_{L\,T}$ y $C_{D\,T}$, se determinan los valores de β para los diferentes ángulos de ataque. Posteriormente se hace uso de la siguiente ecuación para conocer los valores del ángulo de planeo.

$$\theta = \cot^{-1}\beta. \qquad \text{(Ecuación 5-55)}$$

Con la siguiente ecuación y el valor obtenido de θ se procede a calcular la velocidad de descenso para los distintos ángulos tanto a 0, 400 y 2240 m de altitud.

$$V_{desc} = \sqrt{\frac{2W\cos\theta}{\rho S C_{L\,T}}}. \qquad \text{(Ecuación 5-56)}$$

Las componentes vertical y horizontal de la velocidad de descenso se obtienen de las siguientes ecuaciones.

$$V_v = V_{desc}\sin\theta, \qquad \text{(Ecuación 5-57)}$$

$$V_h = V_{desc}\cos\theta. \qquad \text{(Ecuación 5-58)}$$

Aplicándolas, se obtienen las siguientes tablas.

Tabla 5-47 Valores de ángulo de planeo y velocidad de descenso a 0 m para 6.0952 kg

α (°)	$C_{L\,T}$	$C_{D\,T}$	β	θ (°)	$\cos\theta$	V_{desc} (m/s)	V_v (m/s)	V_h (m/s)
-7.5	-0.0872	0.1834	-0.4754	-2.1037	90.0000	1.0000	23.1206	23.1206
-6	0.0349	0.1387	0.2518	3.9708	75.8648	0.2442	26.1845	25.3917
-3	0.2768	0.0968	2.8595	0.3497	19.2754	0.9439	18.2849	6.0360
0	0.5168	0.1072	4.8202	0.2075	11.7204	0.9792	13.6283	2.7684
3	0.7535	0.1393	5.4088	0.1849	10.4749	0.9833	11.3105	2.0563
6	0.9869	0.1875	5.2640	0.1900	10.7562	0.9824	9.8788	1.8437
9	1.2180	0.2532	4.8112	0.2078	11.7416	0.9791	8.8770	1.8065

12	1.4489	0.3366	4.3051	0.2323	13.0769	0.9741	8.1181	1.8368
15	1.6819	0.4360	3.8576	0.2592	14.5327	0.9680	7.5115	1.8849
18	1.9183	0.5496	3.4903	0.2865	15.9876	0.9613	7.0090	1.9305
20.5	2.0553	0.6578	3.1247	0.3200	17.7463	0.9524	6.7400	2.0544

Tabla 5-48 Valores de ángulo de planeo y velocidad de descenso a 400 m para 6.0952 kg

α (°)	C_{LT}	C_{DT}	β	θ (°)	$\cos\theta$	V_{desc} (m/s)	V_v (m/s)	V_h (m/s)
-7.5	-0.0872	0.1834	-0.4754	-2.1037	90.0000	1.0000	23.5727	23.5727
-6	0.0349	0.1387	0.2518	3.9708	75.8648	0.2442	26.6965	25.8881
-3	0.2768	0.0968	2.8595	0.3497	19.2754	0.9439	18.6424	6.1540
0	0.5168	0.1072	4.8202	0.2075	11.7204	0.9792	13.8948	2.8225
3	0.7535	0.1393	5.4088	0.1849	10.4749	0.9833	11.5316	2.0965
6	0.9869	0.1875	5.2640	0.1900	10.7562	0.9824	10.0720	1.8797
9	1.2180	0.2532	4.8112	0.2078	11.7416	0.9791	9.0506	1.8418
12	1.4489	0.3366	4.3051	0.2323	13.0769	0.9741	8.2768	1.8727
15	1.6819	0.4360	3.8576	0.2592	14.5327	0.9680	7.6584	1.9217
18	1.9183	0.5496	3.4903	0.2865	15.9876	0.9613	7.1461	1.9682
20.5	2.0553	0.6578	3.1247	0.3200	17.7463	0.9524	6.8717	2.0945

Tabla 5-49 Valores de ángulo de planeo y velocidad de descenso a 22240 m para 6.0952 kg

α (°)	C_{LT}	C_{DT}	β	θ (°)	$\cos\theta$	V_{desc} (m/s)	V_v (m/s)	V_h (m/s)
-7.5	-0.0872	0.1834	-0.4754	-2.1037	90.0000	1.0000	25.8148	25.8148
-6	0.0349	0.1387	0.2518	3.9708	75.8648	0.2442	29.2357	28.3505
-3	0.2768	0.0968	2.8595	0.3497	19.2754	0.9439	20.4156	6.7394
0	0.5168	0.1072	4.8202	0.2075	11.7204	0.9792	15.2164	3.0910
3	0.7535	0.1393	5.4088	0.1849	10.4749	0.9833	12.6285	2.2959
6	0.9869	0.1875	5.2640	0.1900	10.7562	0.9824	11.0300	2.0585
9	1.2180	0.2532	4.8112	0.2078	11.7416	0.9791	9.9115	2.0170
12	1.4489	0.3366	4.3051	0.2323	13.0769	0.9741	9.0640	2.0508
15	1.6819	0.4360	3.8576	0.2592	14.5327	0.9680	8.3868	2.1045
18	1.9183	0.5496	3.4903	0.2865	15.9876	0.9613	7.8258	2.1554
20.5	2.0553	0.6578	3.1247	0.3200	17.7463	0.9524	7.5254	2.2938

Tabla 5-50 Valores de ángulo de planeo y velocidad de descenso a 2240 m para 11.8952 kg

α (°)	$C_{L\,T}$	$C_{D\,T}$	β	θ (°)	$\cos\theta$	V_{desc} (m/s)	V_v (m/s)	V_h (m/s)
-7.5	-0.0872	0.1834	-0.4754	-2.1037	90.0000	1.0000	35.4090	35.4090
-6	0.0349	0.1387	0.2518	3.9708	75.8648	0.2442	40.1013	38.8871
-3	0.2768	0.0968	2.8595	0.3497	19.2754	0.9439	28.0031	9.2441
0	0.5168	0.1072	4.8202	0.2075	11.7204	0.9792	20.8717	4.2398
3	0.7535	0.1393	5.4088	0.1849	10.4749	0.9833	17.3219	3.1492
6	0.9869	0.1875	5.2640	0.1900	10.7562	0.9824	15.1293	2.8236
9	1.2180	0.2532	4.8112	0.2078	11.7416	0.9791	13.5951	2.7666
12	1.4489	0.3366	4.3051	0.2323	13.0769	0.9741	12.4327	2.8130
15	1.6819	0.4360	3.8576	0.2592	14.5327	0.9680	11.5038	2.8867
18	1.9183	0.5496	3.4903	0.2865	15.9876	0.9613	10.7343	2.9565
20.5	2.0553	0.6578	3.1247	0.3200	17.7463	0.9524	10.3222	3.1462

Tabla 5-51 Valores de ángulo de planeo y velocidad de descenso a 0 m para 14.8952 kg

α (°)	$C_{L\,T}$	$C_{D\,T}$	β	θ (°)	$\cos\theta$	V_{desc} (m/s)	V_v (m/s)	V_h (m/s)
-7.5	-0.0872	0.1834	-0.4754	-2.1037	90.0000	1.0000	37.9586	37.9586
-6	0.0349	0.1387	0.2518	3.9708	75.8648	0.2442	42.9887	41.6871
-3	0.2768	0.0968	2.8595	0.3497	19.2754	0.9439	30.0194	9.9097
0	0.5168	0.1072	4.8202	0.2075	11.7204	0.9792	22.3745	4.5451
3	0.7535	0.1393	5.4088	0.1849	10.4749	0.9833	18.5691	3.3759
6	0.9869	0.1875	5.2640	0.1900	10.7562	0.9824	16.2186	3.0269
9	1.2180	0.2532	4.8112	0.2078	11.7416	0.9791	14.5740	2.9658
12	1.4489	0.3366	4.3051	0.2323	13.0769	0.9741	13.3279	3.0156
15	1.6819	0.4360	3.8576	0.2592	14.5327	0.9680	12.3321	3.0945
18	1.9183	0.5496	3.4903	0.2865	15.9876	0.9613	11.5072	3.1694
20.5	2.0553	0.6578	3.1247	0.3200	17.7463	0.9524	11.0654	3.3728

Tabla 5-52 Valores de ángulo de planeo y velocidad de descenso a 400 m para 14.8952 kg

α (°)	C_{LT}	C_{DT}	β	θ (°)	$\cos\theta$	V_{desc} (m/s)	V_v (m/s)	V_h (m/s)
-7.5	-0.0872	0.1834	-0.4754	-2.1037	90.0000	1.0000	38.7007	38.7007
-6	0.0349	0.1387	0.2518	3.9708	75.8648	0.2442	43.8292	42.5022
-3	0.2768	0.0968	2.8595	0.3497	19.2754	0.9439	30.6063	10.1035
0	0.5168	0.1072	4.8202	0.2075	11.7204	0.9792	22.8120	4.6339
3	0.7535	0.1393	5.4088	0.1849	10.4749	0.9833	18.9322	3.4420
6	0.9869	0.1875	5.2640	0.1900	10.7562	0.9824	16.5357	3.0861
9	1.2180	0.2532	4.8112	0.2078	11.7416	0.9791	14.8589	3.0238
12	1.4489	0.3366	4.3051	0.2323	13.0769	0.9741	13.5885	3.0745
15	1.6819	0.4360	3.8576	0.2592	14.5327	0.9680	12.5732	3.1550
18	1.9183	0.5496	3.4903	0.2865	15.9876	0.9613	11.7322	3.2314
20.5	2.0553	0.6578	3.1247	0.3200	17.7463	0.9524	11.2818	3.4387

Con los datos obtenidos previamente se trazan las curvas hodógrafas como se muestra a continuación.

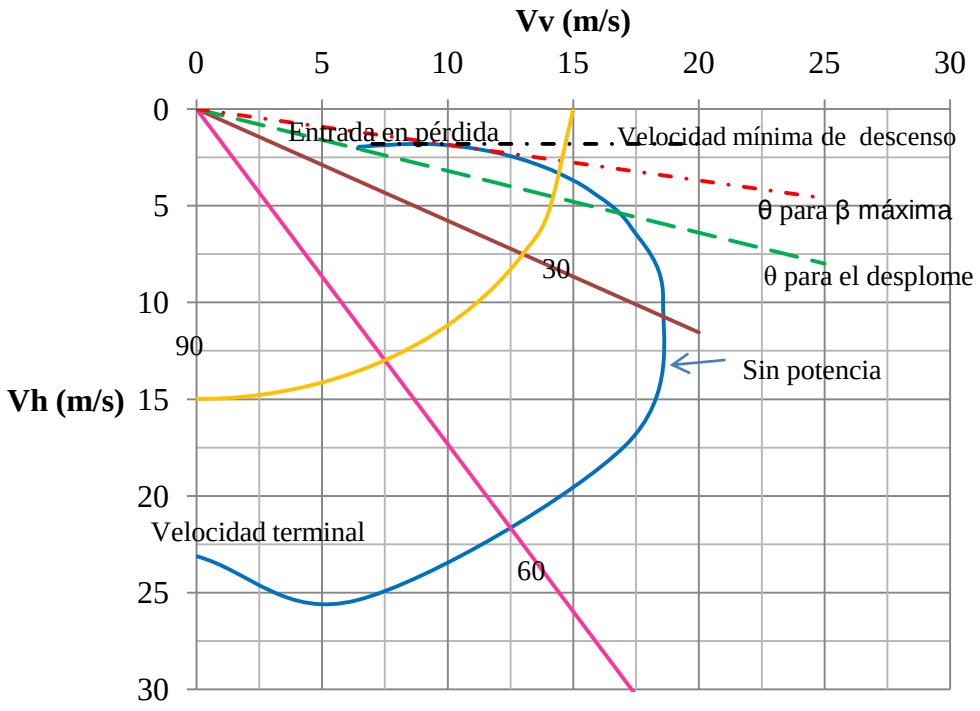


Figura 5-52 Curva hodógrafa a 0 m para 6.0952 kg

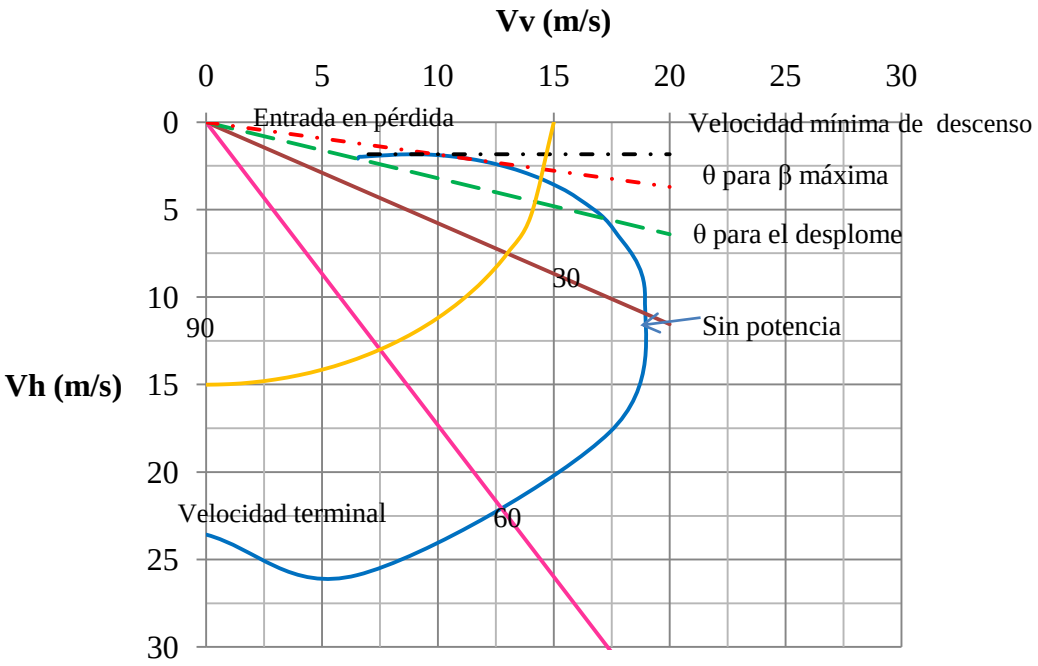


Figura 5-53 Curva hodógrafa a 400 m para 6.0952 kg

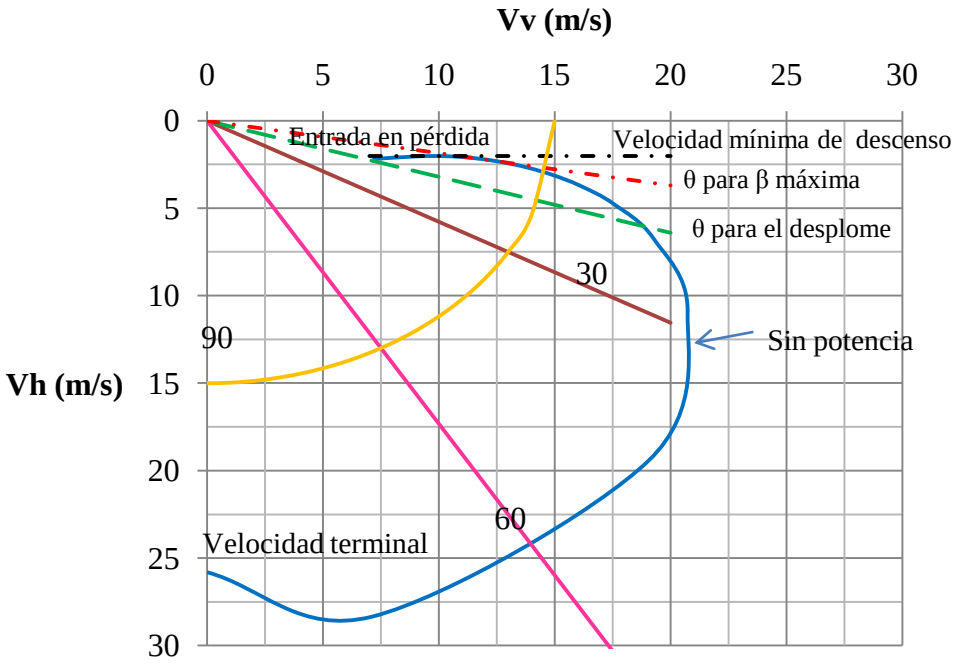


Figura 5-54 Curva hodógrafa a 2240 m para 6.0952 kg

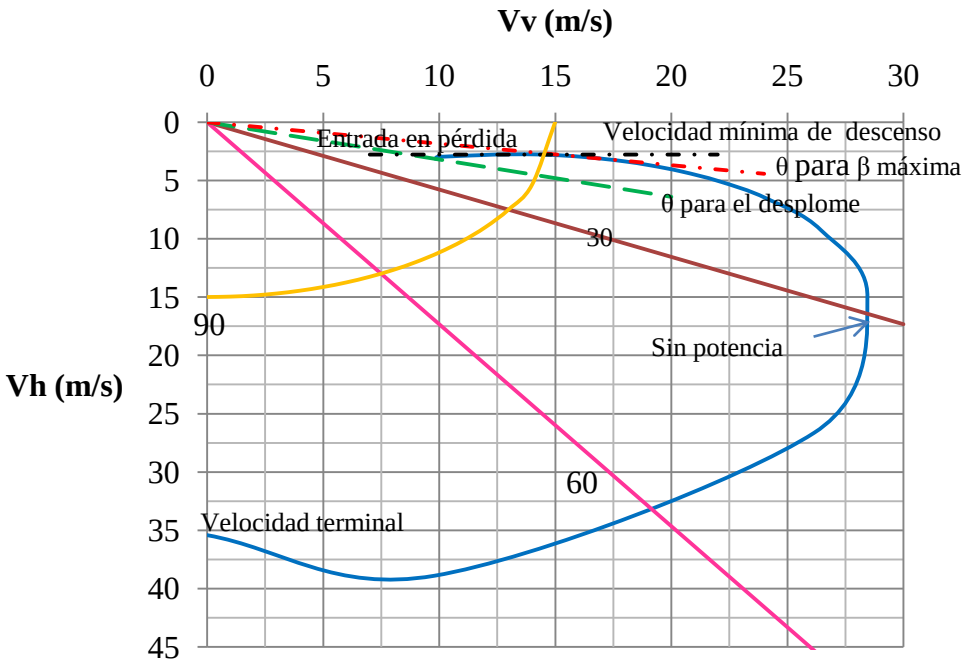


Figura 5-55 Curva hodógrafa a 2240 m para 11.8952 kg

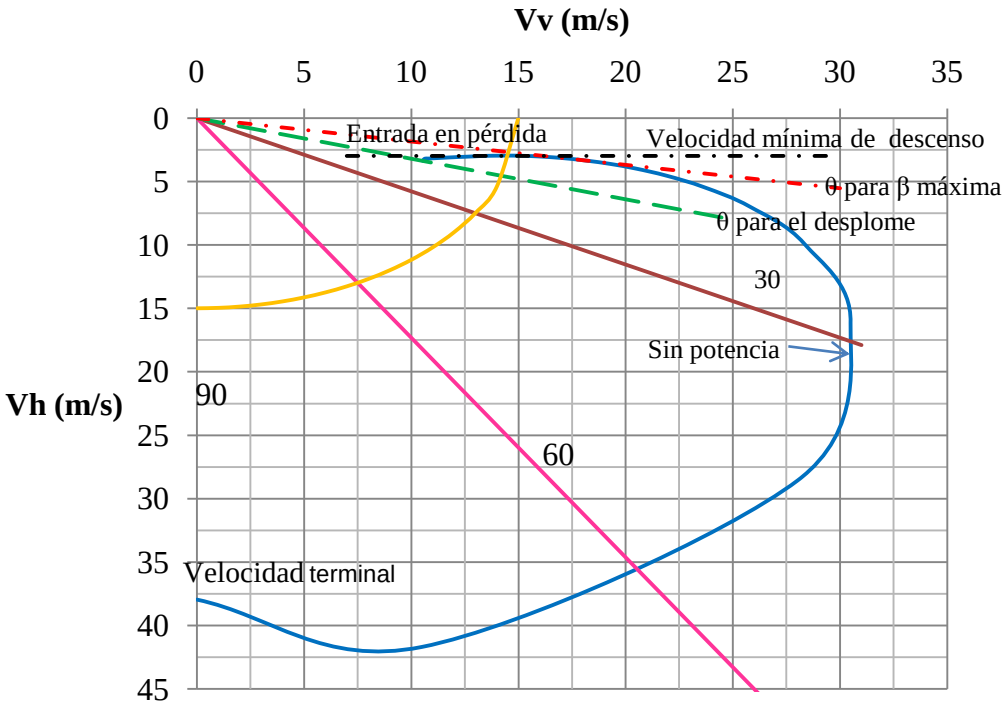


Figura 5-56 Curva hodógrafa a 0 m para 14.8952 kg

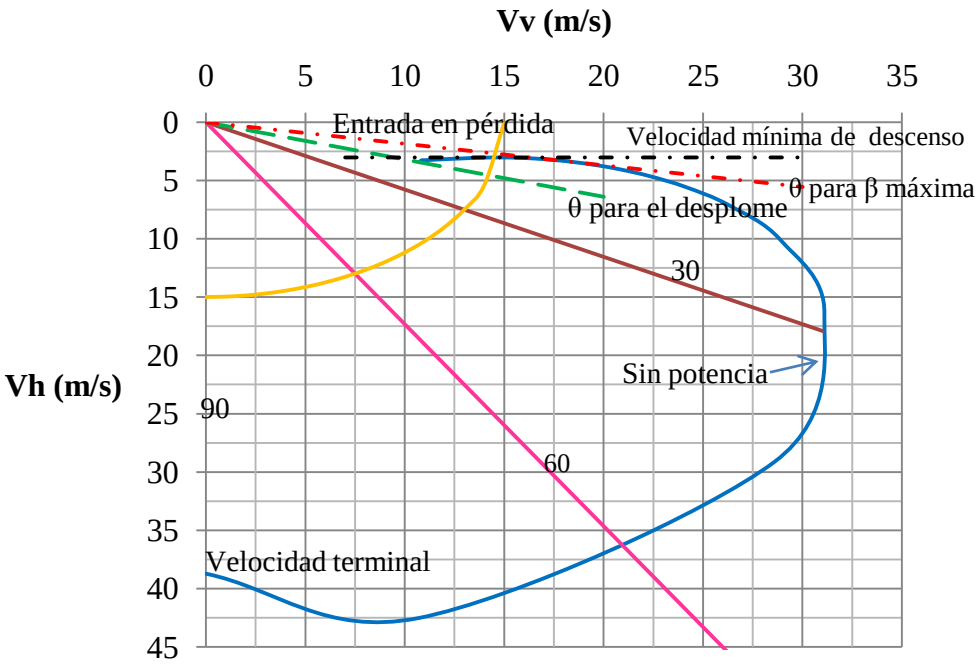


Figura 5-57 Curva hodógrafa a 400 m para 14.8952 kg

De las gráficas anteriores se conocen la $\beta_{máx}$ y $\theta_{mín}$ cuyo valor es 5.4172 y 10.4588 respectivamente.

5.9.6.2 Determinación de la distancia horizontal máxima alcanzada en planeo

Se sabe que la distancia horizontal máxima se alcanza cuando se tiene el ángulo de planeo mínimo. Con la siguiente ecuación se encuentra la distancia de planeo alcanzada para una altura de vuelo de 50 m, para los mismos pesos.

$$d_{p\,máx} = \frac{h}{\tan\theta_{mín}}, \qquad \text{(Ecuación 5-59)}$$

$$d_{p\,máx} = 270.8615\ m$$

5.9.7 Aterrizaje

Con el procedimiento descrito en la referencia [4] se procede a determinar la distancia recorrida durante la carrera de aterrizaje.

Para el cálculo del aterrizaje es necesario conocer la velocidad de desplome (sección 5.9.4) y se hace uso de la siguiente ecuación:

$$D_{T\,a} = \frac{1}{2}\rho C_{D\,T} S V_{ps}^2, \qquad \text{(Ecuación 5-60)}$$

el $C_{D\,T}$ para este caso es de 0.1875.

También se tiene que

$$F_f = \psi W_1. \qquad \text{(Ecuación 5-61)}$$

Conociendo dicho valores se obtiene la siguiente relación.

$$\frac{D_{T\,a}}{F_a} = \frac{F_c}{F_f}. \qquad \text{(Ecuación 5-62)}$$

De la relación anterior se encuentra el valor de k de la Figura 10–3 de la referencia [4], de esa manera ahora se tiene:

$$F_m = k \times F_f, \qquad \text{(Ecuación 5-63)}$$

por último se sustituyen los valores en la siguiente fórmula

$$xh_a = \frac{W}{2 \times g}\left(\frac{V_{ps}}{F_m}\right). \qquad \text{(Ecuación 5-64)}$$

Tabla 5-53 Datos para la obtencion de la carrera de aterrizaje

$W\ (kg)$	6.0952			11.8952	14.8952	
Altitud (m)	0	400	2240	2240	0	400
$D_{aT}\ (Kg)$	0.5379	0.5379	0.5379	1.0120	1.3587	1.3587
$F_a\ (Kg)$	0.1179	0.1179	0.1179	0.2339	0.2939	0.2939
$\frac{F_c}{F_f}$	4.5607	4.5607	4.5607	4.3260	4.6222	4.6222
k	2.7804	2.7804	2.7804	2.6630	2.8111	2.8111
$F_m\ (Kg)$	0.3279	0.3279	0.3279	0.6230	0.8263	0.8263
$xh_a\ (m)$	43.7356	45.4625	54.5223	107.1011	109.2607	113.5750

5.9.8 Autonomía

A partir de la Figura 5-31 y Figura 5-33 de desempeño del motor, se procede a determinar el consumo específico de combustible en función de la velocidad de rotación de la hélice y de la potencia del motor. Los valores del desempeño del motor y la gráfica de consumo específico de combustible se muestran a continuación.

Tabla 5-54 Consumo específico de combustible

n (RPM)	P_M (KW)	P'_M (N-m)	Consumo de combustible (m^3/s)	cec (m^3/s-kw)
7000	0.6338	0.8191	4.9167E-07	7.7569E-07
8000	0.7457	0.8650	5.6667E-07	7.5991E-07
9000	0.8948	0.9109	6.2500E-07	6.9845E-07
10000	1.0067	0.9180	6.6667E-07	6.6223E-07
11000	1.0813	0.9109	6.8333E-07	6.3198E-07
12000	1.1558	0.8968	6.9167E-07	5.9841E-07
13000	1.2453	0.8756	6.9167E-07	5.5541E-07
14000	1.3050	0.8544	6.8667E-07	5.2619E-07
15000	1.3646	0.8262	6.8000E-07	4.9830E-07
16000	1.4168	0.7838	6.6667E-07	4.7053E-07
17000	1.4019	0.7485	6.3333E-07	4.5176E-07
18000	1.4019	0.7062	5.8333E-07	4.1610E-07
19000	1.3795	0.6638	5.3333E-07	3.8660E-07

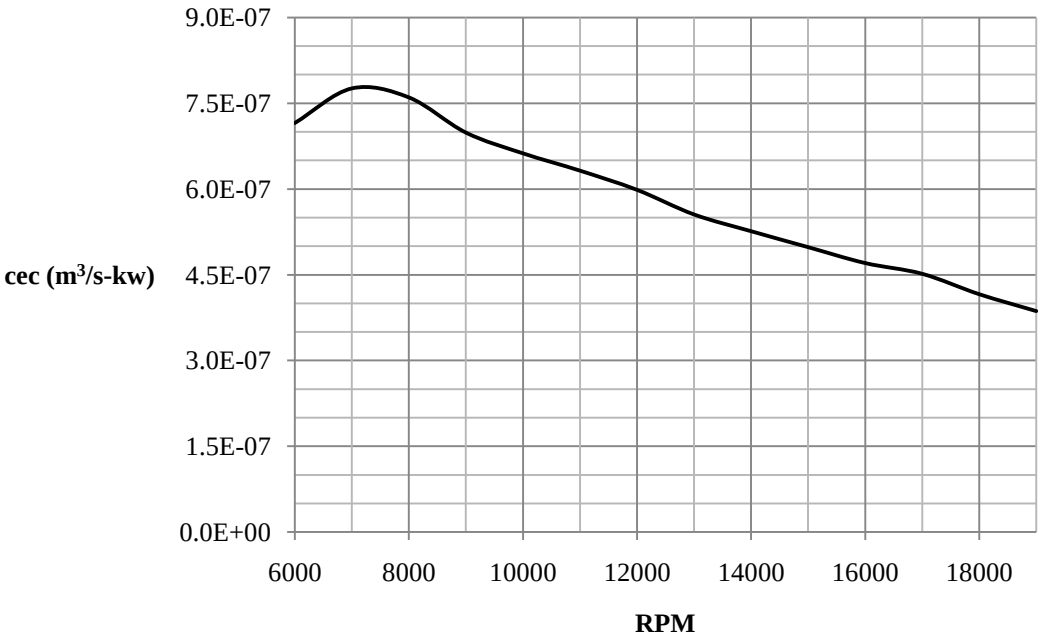


Figura 5-58 Consumo específico de combustible

Se sabe que la autonomía máxima de vuelo se obtiene volando a la velocidad correspondiente de potencia mínima requerida a la misma altitud de vuelo; esta velocidad se obtiene volando a un ángulo de ataque cuyo valor de la cualidad sustentadora ($C_L{}^{3/2}/C_D$) sea máximo. Por lo tanto, de las curvas de potencia requerida, se leen estos valores de velocidad, y se prosigue a realizar un procedimiento similar al cálculo de la potencia disponible (véase sección 5.9.3.2) para obtener los valores de potencia y revoluciones del motor, asimismo, con estos valores de rpm se lee el consumo específico de combustible de la figura anterior. Posteriormente, se hace uso de la (Ecuación **5-31)** para obtener el factor de avance y de la Figura 5-37 se lee el valor de la eficiencia de la hélice.

Ahora se calcula la autonomía de vuelo con la ecuación de Breguet.

$$E = \frac{\eta}{cec} \times \frac{{C_L}_T{}^{3/2}}{{C_D}_T} \sqrt{2\rho S} \left(\frac{1}{\sqrt{W_1}} - \frac{1}{\sqrt{W_0}} \right); \qquad \text{(Ecuación 5-65)}$$

donde $W_1 = W_0 - W_f$.

Sustituyendo los datos se tiene la tabla mostrada en seguida.

Tabla 5-55 Datos para el cálculo de la autonomía

$W\ (kg)$	**6.0952**			**11.8952**	**14.8952**	
Altitud (m)	0	400	2240	2240	0	400
$V\ (\frac{m}{s})$	9.2688	9.4500	10.3489	14.1951	14.7307	15.0187
$n\ (RPM)$	14200	14153	13940	14105	13850	13820
J	0.1402	0.1434	0.1594	0.2161	0.2284	0.2334
η_H	0.2729	0.2774	0.2994	0.3741	0.3897	0.3960
$\rho\ (\frac{kg}{m^3})$	1.2256	1.1792	0.9829	0.9829	1.2256	1.1792
$cec\ \left(\frac{N}{W-s}\right)$	4.0346E-06	4.0454E-06	4.0951E-06	4.0565E-06	4.1165E-06	4.1236E-06
$W_0\ (N)$	6.0952	6.0952	6.0952	11.8952	14.8952	14.8952
$W_1\ (N)$	5.8972	5.8972	5.8972	11.6972	14.6972	14.6972
Autonomía (s)	1190.914737	1184.1194	1152.4989	526.8039	429.9498	427.8040
Autonomía (min)	19.8486	19.7353	19.2083	8.7801	7.1658	7.1301

5.9.9 Alcance

Para determinar el alcance máximo se parte de las curvas características de la potencia requerida y disponible, por lo que se tiene que la recta que parte del origen y es tangente a la curva de la potencia requerida indica la mejor velocidad de alcance, con el valor obtenido y base a la curva de la potencia producida por el motor contra su velocidad de rotación a diferentes altitudes se obtienen las revoluciones del motor, de esa forma se determina la relación de avance J y su eficiencia η_H, en base a los valores encontrados se procede hacer uso de la (Ecuación **5-66)**.

$$R = \frac{\eta_H}{cec} \times \frac{C_{L\,T}}{C_{D\,T}} \times \ln\left(\frac{W_0}{W_1}\right), \qquad \text{(Ecuación 5-66)}$$

donde el $C_{L\,T}$ y $C_{D\,T}$ dependen de la velocidad de alcance y de las condiciones del avión.

Tabla 5-56 Datos para el alcance máximo

$W\,(kg)$	**6.0952**			**11.8952**	**14.8952**	
Altitud (m)	0	400	2240	2240	0	400
$V\,(\frac{m}{s})$	11	11.4000	12.3	17	17.8	17.9
$n\,(RPM)$	14055	13760	12452	13650	13795	13550
J	0.1681	0.1779	0.2121	0.2674	0.2771	0.2837
η_H	0.3110	0.3241	0.3689	0.4382	0.4497	0.4575
$C_{L\,T}$	0.8374	0.7796	0.6697	0.6842	0.7815	0.7728
$C_{D\,T}$	0.1536	0.1401	0.1266	0.1270	0.1412	0.14
$\frac{C_{L\,T}}{C_{D\,T}}$	5.4517	5.5649	5.2901	5.3875	5.5347	5.5199
$cec\left(\frac{N}{W-s}\right)$	4.0681E-06	4.1381E-06	4.4755E-06	4.1648E-06	4.1296E-06	4.1893E-06
Alcance (m)	13763.5910	14395.5392	14400.5931	9514.2568	8065.3822	8066.3965

5.10 Vuelos

5.10.1 Descripción

Los vuelos previos al concurso se llevan a cabo en un campo de vuelo en Texcoco, Estado de México, a las 6:00 pm el 2 de Abril del 2008, predominando en el ambiente fuerte viento. Se realizan dos vuelos satisfactorios a las necesidades básicas de diseño del aeromodelo, y los resultados son los siguientes.

Figura 5-59 Campo de vuelo

5.10.2 Primer vuelo

- El primer vuelo se realiza con el tanque de combustible a la mitad de su capacidad.
- Debido a problemas de inestabilidad se agrega peso en la nariz del aeromodelo.
- La carrera de despegue es de 35 m aproximadamente.
- Al despegar y durante el vuelo hay inestabilidad del aeromodelo.
- El aeromodelo se mantiene en vuelo alrededor de 6 minutos.

De las observaciones del primer vuelo y de las recomendaciones del piloto, se coloca más peso en la nariz del aeromodelo para mejorar su estabilidad.

Figura 5-60 Aeromodelo en el campo de vuelo

Figura 5-61 Arranque de motor

5.10.3 Segundo vuelo

- El segundo vuelo se realiza también con el tanque de combustible a la mitad de su capacidad.
- La carrera de despegue es menor a la del primer vuelo (30 m aproximadamente).
- Se nota mejoría en la estabilidad al agregar peso en la nariz del fuselaje.
- En el despegue y en el vuelo, el aeromodelo se comporta más estable.
- El aeromodelo se mantiene en vuelo alrededor de 7 minutos y medio.

De las observaciones y recomendaciones del piloto se sugiere que se ejerzan pequeñas desviaciones del elevizador para obtener la respuesta deseada en la actitud de vuelo ya que el avión es muy sensible a la desviación de esta superficie, por lo tanto, los movimientos en el radio control deben ser muy precisos.

Figura 5-62 Aeromodelo en pista

Figura 5-63 Aeromodelo estacionado

Capítulo 6

Localización del centro de gravedad

Lo que sabemos es una gota de agua; lo que ignoramos es el océano.

Sir Isaac Newton

6.1 Generalidades

Para determinar el volumen y CG de cada componente se recurre al uso de programas de diseño mecánico asistido por computadora. El modelado del aeromodelo se realiza con el programa Auto CAD versión 2008. El peso de cada componente de la aeronave se obtiene multiplicando su volumen – obtenido por el programa de diseño – por la densidad del material usado, tal como se muestra en la siguiente ecuación.

$$m = \rho \times v. \qquad \text{(Ecuación 6-1)}$$

Con siguiente expresión se obtiene el CG de cada componente y también del avión en su totalidad.

$$\overline{X} = \frac{\sum \overline{x} \times W}{\sum W}, \qquad \text{(Ecuación 6-2)}$$

$$\overline{Y} = \frac{\sum \overline{y} \times W}{\sum W}, \qquad \text{(Ecuación 6-3)}$$

$$\overline{Z} = \frac{\sum \overline{z} \times W}{\sum W}. \qquad \text{(Ecuación 6-4)}$$

6.2 Densidades de los materiales utilizados

La densidad de cada material utilizado para la construcción del aeromodelo se muestra en la tabla siguiente.

Tabla 6-1 Densidad de los materiales de manufactura

Material	Densidad kg/m3
Compuesto de carbón	1600
Compuesto de vidrio	1240
Compuesto de kevlar	1500
Compuesto de carbono y kevlar	1600
Poliestireno	10
Madera balsa	140
Madera de pino	500
Triplay	580
Acero	7850
Aluminio	2700
Nylon	1150

6.3 Determinación del peso y del centro de gravedad del ala

Para la determinación del peso estimado del ala, primeramente se debe conocer el volumen de cada material utilizado para su construcción, como se menciona anteriormente el volumen y CG de cada parte que la conforma se obtiene con la ayuda del software Auto CAD 2008.

En la tabla siguiente se muestran las partes que conforman el ala, su peso total es la suma de todos estos componentes, y el CG del ala se calcula con las ecuaciones antes mencionadas.

Tabla 6-2 Componentes del ala y su CG

Componente	Densidad (kg/m^3)	Volumen (m^3)	Peso (kg)	CG (m)			$W \times x$	$W \times$y	$W \times z$
				x	y	z			
Espuma de poliestireno del ala	10	0.0306	0.3065	0.4943	0.1359	0	0.1515	0.0417	0
Fibra de vidrio del ala	1240	0.0004	0.5301	0.5595	0.1343	0	0.2966	0.0712	0
Tornillos de sujeción de los servos	7850	0.0000021	0.0165	0.4918	0.1143	0	0.0081	0.0019	0
Tornillos de sujeción del ala	7850	0.0000205	0.1609	0.4325	0.1026	0	0.0696	0.0165	0
Refuerzos del ala	500	0.0000438	0.0219	0.3865	0.1165	0	0.0085	0.0026	0
Refuerzos de la cama del ala	500	0.0000065	0.0032	0.7174	0.1014	0	0.0023	0.0003	0
Viga de Balsa	140	0.0011	0.1491	0.4314	0.1343	0	0.0643	0.0200	0
Refuerzo de la viga (fibra de carbono)	1600	0.00004	0.0671	0.4314	0.1343	0	0.0289	0.0090	0
Poliestireno de la cama del ala	10	0.0010	0.0096	0.5783	0.1033	0	0.0055	0.0010	0
Fibra de vidrio de la cama del ala	1240	0.000018	0.0223	0.5377	0.1001	0	0.0120	0.0022	0
Servos de los alerones			0.0820	0.4788	0.1195	0	0.0393	0.0098	0
		Peso del ala (kg)					$W \times \overline{x}$	$W \times \overline{y}$	$W \times \overline{z}$
		$\sum$	1.3692				0.6866	0.1762	0
							$\overline{x}$	$\overline{y}$	$\overline{z}$
						CG del Ala	0.5015	0.1287	0

6.4 Determinación del peso y del centro de gravedad del estabilizador horizontal

El peso y centro de gravedad del estabilizador horizontal, se calcula a partir de su geometría y dimensiones, como se muestra en la tabla.

Tabla 6-3 Componentes del EH y su CG

Componente	Densidad (kg/m^3)	Volumen (m^3)	Peso (kg)	CG (m)			$W \times x$	$W \times$y	$W \times z$
				x	y	z			
Espuma de poliestireno del EH	10	0.0031	0.0313	1.5706	0.1110	0	0.0492	0.0035	0
Fibra de vidrio del EH	1240	0.00024	0.2974	1.5890	0.1100	0	0.4726	0.0327	0
Refuerzo del EH	500	0.000030	0.0150	1.5340	0.1110	0	0.0230	0.0017	0
		Peso del ala (kg)					$W \times \overline{x}$	$W \times \overline{y}$	$W \times \overline{z}$
		$\sum$	0.3792				0.5991	0.0418	0

	$\bar{x}$	$\bar{y}$	$\bar{z}$
CG del EH	1.5798	0.1102	0

6.5 Determinación del peso y del centro de gravedad del estabilizador vertical

Al igual que en el estabilizador horizontal, en el estabilizador vertical se determina el peso y centro de gravedad de todos sus componentes con la ayuda del software de CAD.

Tabla 6-4 Componentes del EV y su CG

Componente	**Densidad (kg/m^3)**	**Volumen (m^3)**	**Peso (kg)**	**CG (m)**			$W \times x$	$W \times$y	$W \times z$
				x	y	z			
Espuma de poliestireno del EV	15	0.0014	0.0205	1.5526	0.1446	0.0042	0.0318	0.0029	$8.7034X10^{-05}$
Fibra de vidrio del EV	1240	0.00007	0.0878	1.5576	0.1778	-0.000008	0.1366	0.0156	$-7.8103 X10^{-07}$
Tornillos de sujeción de los	7850	0.0000011	0.0083	1.5167	0.0543	-0.0000002	0.0125	0.0004	$-1.6513 X10^{-09}$
Refuerzos del EV para los	500	0.000003	0.0017	1.5168	0.0540	0.0000174	0.0026	0.00009	$3.0145X10^{-08}$
		Peso del ala (kg)					$W \times \bar{x}$	$W \times \bar{y}$	$W \times \bar{z}$
		∑	0.2051				0.3154	0.0235	0.00009
							$\bar{x}$	$\bar{y}$	$\bar{z}$
					CG del EV		1.5382	0.1150	0.0004

6.6 Determinación del peso y del centro de gravedad del fuselaje

Uno de los factores que pueden alterar la posición del centro de gravedad del aeromodelo es la variación de la carga útil y del consumo de combustible, por esta razón se consideran cuatro casos para el cálculo del CG. El primer caso es con el aeromodelo vacío, el segundo caso se supone con el tanque de combustible lleno, el tercer caso con carga máxima y con tanque vacío y para el último caso se tiene carga máxima con el tanque lleno.

A continuación se enlistan cada una de las partes del fuselaje considerando sus dimensiones, mismas que se pueden ver en el Apéndice D.

Tabla 6-5 Componentes del fuselaje y sus cuatro casos de CG

Componente	**Densidad (kg/m^3)**	**Volumen (m^3)**	**Peso (kg)**	**CG (m)**			$W \times x$	$W \times$y	$W \times z$
				x	y	z			
Fibra de carbono del fuselaje	1600	4.022 X10^{-04}	0.6435	0.7554	0.0052	0	0.4861	0.0033	0
Fibra de vidrio de la tolva	1240	3.912 X10^{-05}	0.0485	0.1195	-0.0180	0	0.0058	-0.0009	0
Cuadernas de balsa	140	1.103 X10^{-04}	0.0154	0.6890	0.0156	0	0.0106	0.0002	0
Fibra de carbono de las cuadernas	1600	1.751 X10^{-05}	0.0280	0.6890	0.0156	0	0.0193	0.0004	0
Pared de fuego	580	8.37 X10^{-05}	0.0485	0.1740	-0.0111	0	0.0084	-0.0005	0
Cono de hélice	1150	5.275 X10^{-05}	0.0607	0.0364	-0.0291	0	0.0022	-0.0018	0
Bahía de carga (fibra de carbón)	1600	1.962 X10^{-04}	0.3139	0.4818	-0.0092	0	0.1512	-0.0029	0
Tornillos del tren de aterrizaje	7850	1.494 X10^{-06}	0.0117	0.5440	-0.0706	0	0.0064	-0.0008	0
Tornillos para los servos	7850	1.052 X10^{-06}	0.0083	0.2393	-0.0481	0	0.0020	-0.0004	0
Tornillos de la bahía de carga	7850	1.834 X10^{-05}	0.1440	0.4818	-0.0062	0	0.0694	-0.0009	0
Tanque en vacio			0.0120	0.2740	0.0129	-0.0251	0.0033	0.0002	-0.0003
Hélice			0.0011	0.0247	-0.0295	0	0.0000	0.0000	0.0000
Motor			0.5500	0.1484	0.0229	0.0382	0.0816	0.0126	0.0210
Receptor			0.0360	0.3122	-0.0661	-0.0116	0.0112	-0.0024	-0.0004
Baterías			0.1520	0.3085	-0.0489	0.0269	0.0469	-0.0074	0.0041
Servo del acelerador			0.0410	0.2389	-0.0535	-0.0132	0.0098	-0.0022	-0.0005
Servo del tren de dirección			0.0410	0.2389	-0.0535	0.0299	0.0098	-0.0022	0.0012
Sujetadores del Ala	500	1.1418 X10^{-05}	0.0057	0.4811	0.0817	0	0.0027	0.0005	0
Bases de los servos	500	9.8019 X10^{-06}	0.0049	0.2400	-0.0583	0.0073	0.0012	-0.0003	0
Base del tanque de combustible	500	1.5004 X10^{-05}	0.0075	0.2730	-0.0255	-0.0114	0.0020	-0.0002	-0.0001

	Peso del ala (kg)			$W \times \bar{x}$	$W \times \bar{y}$	$W \times \bar{z}$
Peso con tanque vacio	∑	2.2616	∑	0.9835	-0.0108	0.0251
Peso con tanque lleno	∑	2.4596	∑	1.0381	-0.0082	0.0201
Carga máxima y tanque vacio	∑	12.2616	∑	5.8010	0.0042	0
Carga máxima y tanque lleno	∑	12.4596	∑	5.8556	0.0068	0.0201
				$\bar{x}$	$\bar{y}$	$\bar{z}$
CG del fuselaje con tanque vacio				0.4349	-0.0048	0.0111
CG del fuselaje sin carga y con tanque lleno				0.4221	-0.0033	0.0082
CG del fuselaje con carga y con tanque vacio				0.4731	0.0003	0.0020
CG del fuselaje con carga y con tanque lleno				0.4699	0.0005	0.0016

6.7 Determinación del peso y del centro de gravedad del tren de aterrizaje

Como se menciona en la sección 5.6, el tren de aterrizaje es fijo de tipo triciclo. En la tabla que sigue se muestran sus componentes del tren de nariz y del tren principal.

Tabla 6-6 Componentes del tren de aterrizaje y su CG

Componente	Densidad (kg/m^3)	Volumen (m^3)	Peso (kg)	CG (m)			$W \times x$	$W \times$y	$W \times z$
				x	y	z			
Tren de nariz	7850	4.8149 X10^{-06}	0.0378	0.1727	-0.1023	-0.0161	0.0065	-0.0039	-0.0006
Neumático del tren de nariz			0.0100	0.1466	-0.1768	0.0000	0.0015	-0.0018	0
Abrazaderas del tren de nariz	2700	3.7699 X10^{-07}	0.0010	0.1466	-0.1768	-0.0010	0.0001	-0.0002	0
Tren principal	2700	0.0001588	0.4289	0.5421	-0.1048	0.0000	0.2325	-0.0450	0
Neumáticos del tren principal			0.0138	0.5352	-0.1888	0.0000	0.0074	-0.0026	0
Tornillos del tren principal	7850	1.4350 X10^{-06}	0.0113	0.5352	-0.1888	0.0000	0.0060	-0.0021	0
Abrazaderas del tren principal	2700	7.5398 X10^{-07}	0.0020	0.5352	-0.1888	0.0000	0.0011	-0.0004	0
		Peso del ala (kg)					$W \times \bar{x}$	$W \times \bar{y}$	$W \times \bar{z}$
		∑	0.5048				0.2551	-0.0559	-0.0006
							$\bar{x}$	$\bar{y}$	$\bar{z}$
				CG del tren de aterrizaje			0.5054	-0.1107	-0.0012

6.8 Peso total y centro de gravedad del avión

El CG del avión se calcula de la misma manera que el del fuselaje para cuatro casos distintos. Posteriormente se realiza un estudio de estabilidad longitudinal con estas cuatro condiciones para comprobar si el avión es estable y determinar si es necesario colocar contra peso para mejorar su estabilidad. A continuación se muestran las tablas que indican las sumas totales, pesos y las cuatro posiciones del CG para sus distintas condiciones.

Tabla 6-7 Momentos totales teóricos del aeromodelo respecto al CG

	$W \times \bar{x}$	$W \times \bar{y}$	$W \times \bar{z}$
∑ Aeromodelo vacío	2.8398	0.1749	0.0246
∑ Aeromodelo con combustible	2.8944	0.1775	0.0196
∑ Aeromodelo con carga máxima y tanque vacío	7.6573	0.1899	0.0246
∑ Aeromodelo con carga máxima y con combustible	7.7119	0.1925	0.0196

A partir de las (Ecuación **6-2**, (Ecuación **6-3** y (Ecuación **6-4** se obtiene la siguiente tabla.

Tabla 6-8 Peso total y CG teórico del aeromodelo para sus cuatro casos

Peso estimado del aeromodelo vacío (kg)		4.7199
Peso estimado con combustible (kg)		4.9179
Peso estimado con carga máxima y tanque vacío (kg)		14.7199
Peso estimado con carga máxima y tanque lleno (kg)		14.9179
CG del aeromodelo vacío	$\bar{X}\ (m)$	0.6017
	$\bar{Y}\ (m)$	0.0370
	$\bar{Z}\ (m)$	0.0052
CG del aeromodelo con combustible	$\bar{X}\ (m)$	0.5885
	$\bar{Y}\ (m)$	0.0361
	$\bar{Z}\ (m)$	0.0040
CG del aeromodelo con carga máxima y tanque	$\bar{X}\ (m)$	0.5202

vacío	$\bar{Y}$ (m)	0.0129
	$\bar{Z}$ (m)	0.0017
CG del aeromodelo con carga máxima y con combustible	$\bar{X}$ (m)	0.5170
	$\bar{Y}$ (m)	0.0129
	$\bar{Z}$ (m)	0.0013

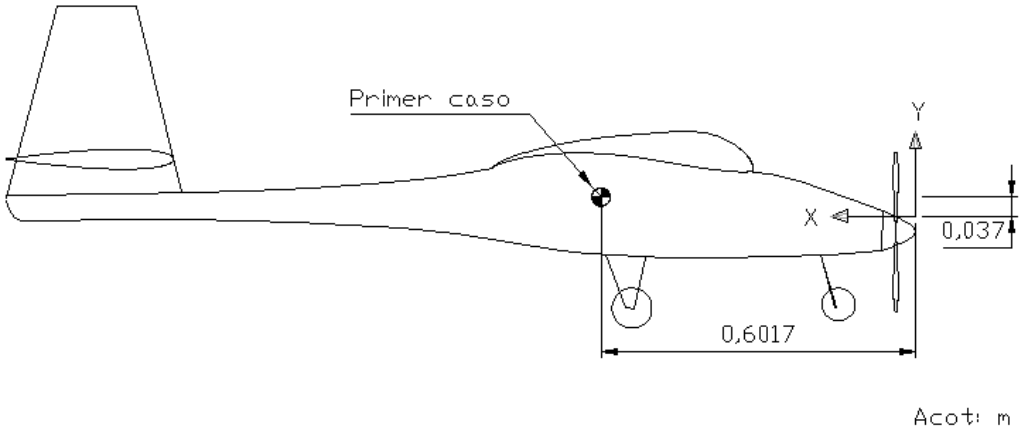


Figura 6-1 Posición del CG en el primer caso con respecto al plano de referencia

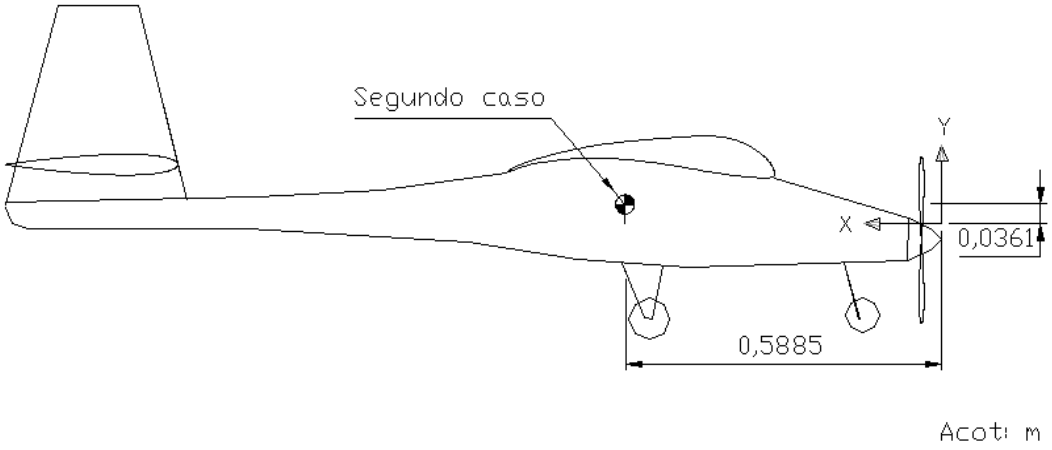


Figura 6-2 Posición del CG en el segundo caso con respecto al plano de referencia

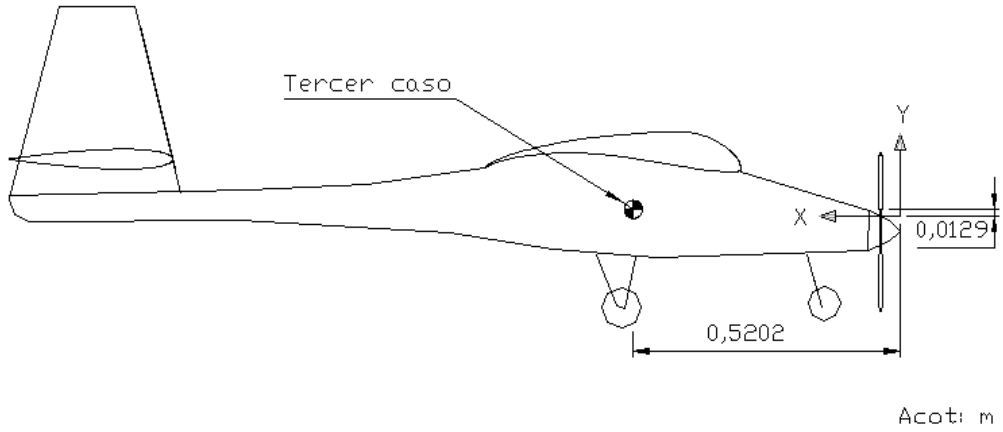


Figura 6-3 Posición del CG en el tercer caso con respecto al plano de referencia

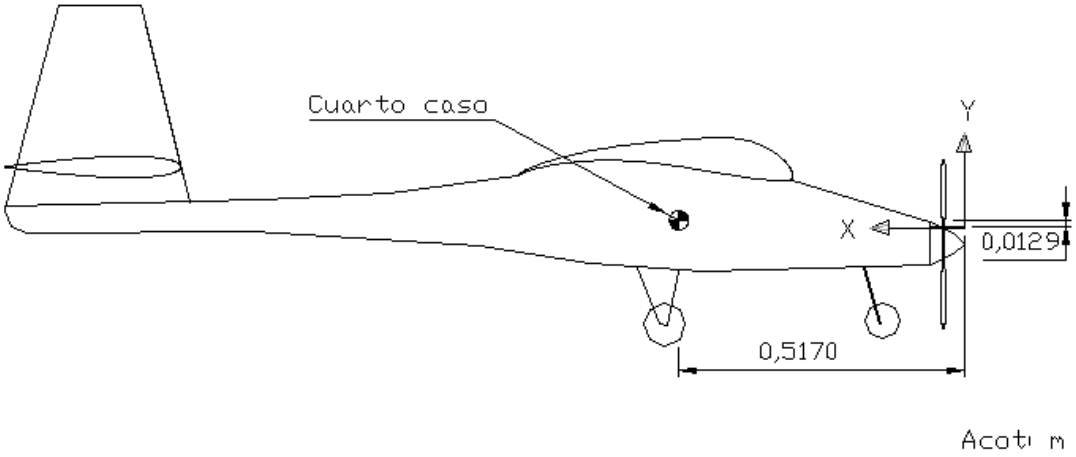


Figura 6-4 Posición del CG en el cuarto caso con respecto al plano de referencia

6.9 Estabilidad longitudinal

6.9.1 Generalidades

La estabilidad longitudinal es la tendencia de un avión en un modo específico de cabeceo de regresar a ese modo cuando se perturba. En base a este estudio se determina si el aeromodelo es estáticamente estable longitudinalmente.

6.9.2 Determinación de las curvas de estabilidad estática longitudinal $C_{MT} = f(\alpha)$

Para el cálculo del C_{MT} se realiza la suma de momentos con respecto a un punto, en este caso la posición del CG del avión.

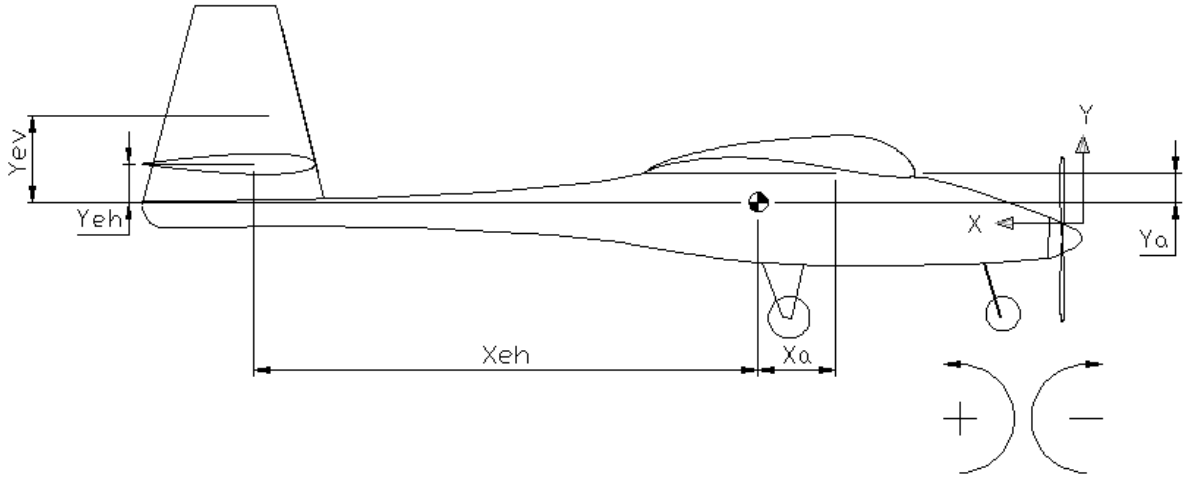


Figura 6-5 Distancias con respecto al CG

En base a la imagen anterior se determina la ecuación para el cálculo de los coeficientes de momento del aeromodelo.

$$M_{l\,CG} = M_A + X_a L_A + Y_a D_A + Y_{ev} D_{EV} + M_{EH} - X_{eh} L_{EH} + Y_{eh} D_{EH}, \qquad \text{(Ecuación 6-5)}$$

sustituyendo sus valores se tiene que

$$qS_A C_M CAM_A = qS_A C_{M\,A} CAM_A + X_a qS_A C_{L\,A} + Y_a qS_A C_{D\,AV} + Y_{ev} qS_{EV} C_{D\,EV} + qS_{EH} C_{M\,EH} CAM_{EH} - X_{eh} qS_{EH} C_{L\,EH} + Y_{eh} qS_{EH} C_{D\,EH},$$

despejando q, S_A y CAM_A se obtiene

$$C_M = C_{M_A} + X_a \frac{C_{L\,A}}{CAM_A} + Y_a \frac{C_{D\,A}}{CAM_A} + Y_{ev} \frac{S_{EV} C_{D\,EV}}{S_A CAM_A} + \frac{S_{EH} C_{M\,EH} CAM_{EH}}{S_A CAM_A} - X_{eh} \frac{S_{EH} C_{L\,EH}}{S_A CAM_A} + Y_{eh} \frac{S_{EH} C_{D\,EH}}{S_A CAM_A}.$$

En la siguiente tabla se muestran los diferentes valores de X_a, Y_a, Y_{ev}, X_{eh} y de Y_{eh} para los distintos casos de CG.

Tabla 6-9 Distancias de los componentes con respecto a los diferentes casos de CG

	X_a	X_{eh}	Y_a	Y_{eh}	Y_{ev}
CG del avión vacío	0.1455	0.9339	0.0556	0.0720	0.1608
CG del avión con combustible	0.1324	0.9470	0.0566	0.0729	0.1617
CG del avión con carga máxima y tanque lleno vacío	0.0641	1.0154	0.0798	0.0961	0.1849
CG del avión con carga máxima y con combustible	0.0608	1.0186	0.0798	0.0961	0.1849

Al utilizar los valores de los coeficientes de la polar del avión (Apéndice C), los de la Tabla 6-8, y los de algunos valores calculados anteriormente se procede a determinar las siguientes tablas.

Tabla 6-10 Valores de C_M para el avión vacío

α	C_L	C_D	$C_{L\,EH}$	$C_{D\,EH}$	$C_{D\,EV}'$	$C_{M\,A}$	$C_{M\,EH}$	$C_{M\,T}$
-3	0.3319	0.0081	-0.2939	0.0311	0.0073	-0.2215	0.0034	0.0073
-2	0.4054	0.0121	-0.2667	0.0270	0.0073	-0.2303	-0.0034	0.0092
-1	0.4789	0.0169	-0.2394	0.0234	0.0073	-0.2366	-0.0040	0.0144
0	0.5524	0.0225	-0.2121	0.0201	0.0073	-0.2425	0.0000	0.0207
1	0.6259	0.0288	-0.1849	0.0171	0.0073	-0.2409	0.0041	0.0346
2	0.6994	0.0360	-0.1576	0.0145	0.0073	-0.2398	0.0035	0.0475
3	0.7728	0.0440	-0.1304	0.0122	0.0073	-0.2395	-0.0033	0.0590
4	0.8463	0.0527	-0.1031	0.0104	0.0073	-0.2379	-0.0137	0.0715
5	0.9198	0.0623	-0.0758	0.0089	0.0073	-0.2373	-0.0125	0.0844
6	0.9933	0.0727	-0.0486	0.0079	0.0073	-0.2340	-0.0078	0.1007
7	1.0668	0.0838	-0.0213	0.0072	0.0073	-0.2307	-0.0022	0.1171
8	1.1403	0.0958	0.0059	0.0070	0.0073	-0.2270	0.0039	0.1341
9	1.2138	0.1085	0.0332	0.0073	0.0073	-0.2251	0.0095	0.1494
10	1.2873	0.1220	0.0605	0.0082	0.0073	-0.2189	0.0151	0.1690
11	1.3608	0.1364	0.0877	0.0095	0.0073	-0.2132	0.0208	0.1883
12	1.4343	0.1515	0.1150	0.0111	0.0073	-0.2105	0.0283	0.2049
13	1.5078	0.1674	0.1423	0.0131	0.0073	-0.2001	0.0346	0.2292

Tabla 6-11 Valores de C_M para el avión con combustible

α	C_L	C_D	$C_{L\,EH}$	$C_{D\,EH}$	$C_{D\,EV}'$	$C_{M\,A}$	$C_{M\,EH}$	$C_{M\,T}$
-3	0.3319	0.0081	-0.2939	0.0311	0.0073	-0.2215	0.0034	-0.0001
-2	0.4054	0.0121	-0.2667	0.0270	0.0073	-0.2303	-0.0034	-0.0005
-1	0.4789	0.0169	-0.2394	0.0234	0.0073	-0.2366	-0.0040	0.0026
0	0.5524	0.0225	-0.2121	0.0201	0.0073	-0.2425	0.0000	0.0067
1	0.6259	0.0288	-0.1849	0.0171	0.0073	-0.2409	0.0041	0.0184
2	0.6994	0.0360	-0.1576	0.0145	0.0073	-0.2398	0.0035	0.0291
3	0.7728	0.0440	-0.1304	0.0122	0.0073	-0.2395	-0.0033	0.0384
4	0.8463	0.0527	-0.1031	0.0104	0.0073	-0.2379	-0.0137	0.0487
5	0.9198	0.0623	-0.0758	0.0089	0.0073	-0.2373	-0.0125	0.0595
6	0.9933	0.0727	-0.0486	0.0079	0.0073	-0.2340	-0.0078	0.0735
7	1.0668	0.0838	-0.0213	0.0072	0.0073	-0.2307	-0.0022	0.0878
8	1.1403	0.0958	0.0059	0.0070	0.0073	-0.2270	0.0039	0.1026

9	1.2138	0.1085	0.0332	0.0073	0.0073	-0.2251	0.0095	0.1157
10	1.2873	0.1220	0.0605	0.0082	0.0073	-0.2189	0.0151	0.1332
11	1.3608	0.1364	0.0877	0.0095	0.0073	-0.2132	0.0208	0.1503
12	1.4343	0.1515	0.1150	0.0111	0.0073	-0.2105	0.0283	0.1648
13	1.5078	0.1674	0.1423	0.0131	0.0073	-0.2001	0.0346	0.1869

Tabla 6-12 Valores de C_M para el avión con carga máxima y tanque vacío

α	C_L	C_D	$C_{L\,EH}$	$C_{D\,EH}$	$C_{D\,EV}{}'$	$C_{M\,A}$	$C_{M\,EH}$	$C_{M\,T}$
-3	0.3319	0.0081	-0.2939	0.0311	0.0073	-0.2215	0.0034	-0.0383
-2	0.4054	0.0121	-0.2667	0.0270	0.0073	-0.2303	-0.0034	-0.0500
-1	0.4789	0.0169	-0.2394	0.0234	0.0073	-0.2366	-0.0040	-0.0583
0	0.5524	0.0225	-0.2121	0.0201	0.0073	-0.2425	0.0000	-0.0654
1	0.6259	0.0288	-0.1849	0.0171	0.0073	-0.2409	0.0041	-0.0649
2	0.6994	0.0360	-0.1576	0.0145	0.0073	-0.2398	0.0035	-0.0653
3	0.7728	0.0440	-0.1304	0.0122	0.0073	-0.2395	-0.0033	-0.0671
4	0.8463	0.0527	-0.1031	0.0104	0.0073	-0.2379	-0.0137	-0.0679
5	0.9198	0.0623	-0.0758	0.0089	0.0073	-0.2373	-0.0125	-0.0681
6	0.9933	0.0727	-0.0486	0.0079	0.0073	-0.2340	-0.0078	-0.0650
7	1.0668	0.0838	-0.0213	0.0072	0.0073	-0.2307	-0.0022	-0.0617
8	1.1403	0.0958	0.0059	0.0070	0.0073	-0.2270	0.0039	-0.0578
9	1.2138	0.1085	0.0332	0.0073	0.0073	-0.2251	0.0095	-0.0555
10	1.2873	0.1220	0.0605	0.0082	0.0073	-0.2189	0.0151	-0.0489
11	1.3608	0.1364	0.0877	0.0095	0.0073	-0.2132	0.0208	-0.0425
12	1.4343	0.1515	0.1150	0.0111	0.0073	-0.2105	0.0283	-0.0388
13	1.5078	0.1674	0.1423	0.0131	0.0073	-0.2001	0.0346	-0.0273

Tabla 6-13 Valores de C_M para el avión con carga máxima y tanque lleno

α	C_L	C_D	$C_{L\,EH}$	$C_{D\,EH}$	$C_{D\,EV}{}'$	$C_{M\,A}$	$C_{M\,EH}$	$C_{M\,T}$
-3	0.3319	0.0081	-0.2939	0.0311	0.0073	-0.2215	0.0034	-0.0402
-2	0.4054	0.0121	-0.2667	0.0270	0.0073	-0.2303	-0.0034	-0.0524
-1	0.4789	0.0169	-0.2394	0.0234	0.0073	-0.2366	-0.0040	-0.0612
0	0.5524	0.0225	-0.2121	0.0201	0.0073	-0.2425	0.0000	-0.0689
1	0.6259	0.0288	-0.1849	0.0171	0.0073	-0.2409	0.0041	-0.0689
2	0.6994	0.0360	-0.1576	0.0145	0.0073	-0.2398	0.0035	-0.0698

3	0.7728	0.0440	-0.1304	0.0122	0.0073	-0.2395	-0.0033	-0.0722
4	0.8463	0.0527	-0.1031	0.0104	0.0073	-0.2379	-0.0137	-0.0735
5	0.9198	0.0623	-0.0758	0.0089	0.0073	-0.2373	-0.0125	-0.0743
6	0.9933	0.0727	-0.0486	0.0079	0.0073	-0.2340	-0.0078	-0.0718
7	1.0668	0.0838	-0.0213	0.0072	0.0073	-0.2307	-0.0022	-0.0690
8	1.1403	0.0958	0.0059	0.0070	0.0073	-0.2270	0.0039	-0.0656
9	1.2138	0.1085	0.0332	0.0073	0.0073	-0.2251	0.0095	-0.0639
10	1.2873	0.1220	0.0605	0.0082	0.0073	-0.2189	0.0151	-0.0578
11	1.3608	0.1364	0.0877	0.0095	0.0073	-0.2132	0.0208	-0.0520
12	1.4343	0.1515	0.1150	0.0111	0.0073	-0.2105	0.0283	-0.0488
13	1.5078	0.1674	0.1423	0.0131	0.0073	-0.2001	0.0346	-0.0379

A partir de las tablas anteriores se trazan las curvas del coeficiente de momento de cabeceo alrededor del centro de gravedad en función del ángulo del avión.

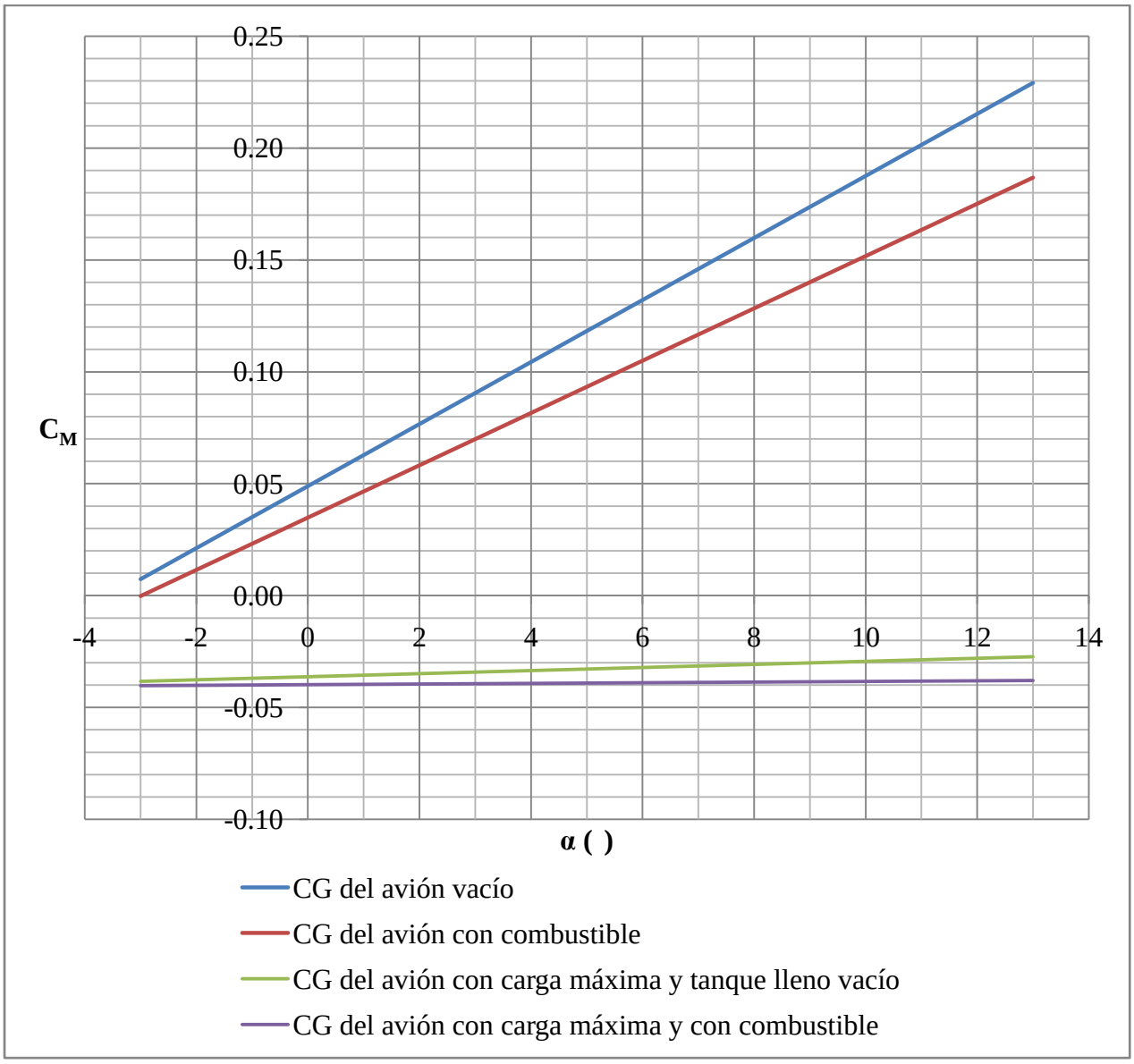


Figura 6-6 Curvas del C_{MT} alrededor del CG teórico en función del ángulo de ataque

Los valores positivos de las pendientes demuestran que el avión es estáticamente inestable. Por lo tanto se tendrá que realizar una corrección del CG en la manufactura.

Capítulo 7

Manufactura

Una máquina puede hacer el trabajo de 50 hombres corrientes. Pero no existe ninguna máquina que pueda hacer el trabajo de un hombre extraordinario.

Elbert Hubbard

7.1 Manufactura de la viga principal

Se sabe que una de las partes estructurales que absorben los esfuerzos generados en el ala, es la viga, y se resuelve que el ala sólo tenga una viga reforzada con materiales compuestos, esto ayuda a resistir más que si fuera sólo de cierto tipo de madera, asimismo, no se aumenta el peso del ala con otra viga trasera. Para facilitar el transporte y el ensamble del ala, y tomando en cuenta las condiciones de esfuerzo a las que se somete el ala, se decide fabricar la viga en tres secciones: una parte central y dos puntas. El procedimiento de construcción es el mismo para las tres secciones.

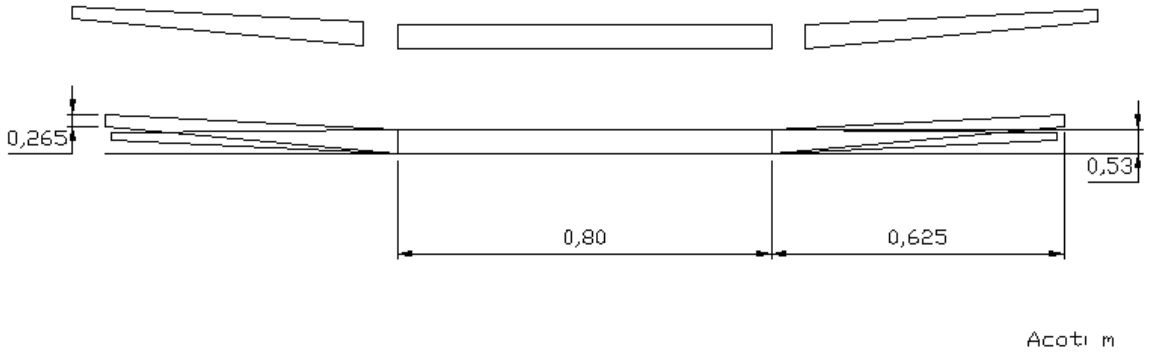


Figura 7-1 Dimensiones de la viga principal

Material

- Fibra de carbono
- Madera balsa de ¼”
- Resina epoxi
- Bolsa de vacío
- Broche para bolsa de vacío

- Fieltro
- Mylar
- Báscula
- Butilo
- Bomba
- Válvula de vacío
- Papel
- Conector de desconexión rápida

Proceso

1. Se corta la madera balsa de 1/4” de espesor para las secciones de la viga, con las dimensiones mostradas en la Figura 7-1.
2. La tela de fibra de carbono se recorta con 1 cm más de las dimensiones mostradas de la viga, se recortan dos plantillas para cada lado, frontal y reverso, con una configuración [0,90].
3. Se prepara las bolsas de vacío, con válvulas de vacío y conector de desconexión rápida, con el tamaño correspondiente para las secciones.

Figura 7-2 Telas de la viga principal

4. Se prepara el fieltro y el mylar perforado, de igual forma – sobrado con respecto a las dimensiones de la viga, para que ayuden a distribuir uniformemente la presión de vacío en todo el material compuesto.
5. Para mezclar la correcta relación resina – catalizador se utiliza la báscula, se prepara la suficiente cantidad de resina epoxi para la impregnación de la fibra.

Figura 7-3 Impregnación de la fibra de carbono (viga)

6. Una vez impregnada la fibra de carbono se colocan las dos plantillas sobre cada lado de las secciones de la viga de madera, ya acomodadas se coloca el papel, el mylar perforado y el fieltro, y se introduce en la bolsa de vacío, se cierra la bolsa con el broche y el butilo.

Figura 7-4 Colocación de los agentes absorbentes

7. Posteriormente se conecta la bomba a una presión de 120 psi, y con la ayuda del butilo se procura cerrar todas las posibles entradas de aire al interior de la bolsa y garantizar el vacío. Se deja la bomba en operación por seis horas, y se deja curar al material compuesto por un día.
8. Ya curada la pieza se limpia y se le quita el exceso de fibra de carbono hasta dejarla al ras de la madera.

Este procedimiento se lleva a cabo para las tres secciones de la viga, central, punta izquierda y derecha.

7.2 Manufactura de las plantillas de los perfiles (ala y estabilizadores)

Las plantillas se preparan para cortar adecuadamente el bloque de poliestireno para formar cada sección de ala.

Material

- Placa de MDF
- Plantilla impresa del perfil S1223 RTL con cuerda de 40 y 50 cm
- Plantilla impresa del perfil NACA 0012 de 22 y 32 cm
- Plantilla impresa del perfil NACA 0013 de 38.3 y 11.09 cm
- Segueta delgada
- Lijas de diferentes grados

Proceso

1. Las plantillas se imprimen con las dimensiones mostradas en la siguiente Figura 7-5; para la sección central del ala son dos y para las puntas de ésta es una.

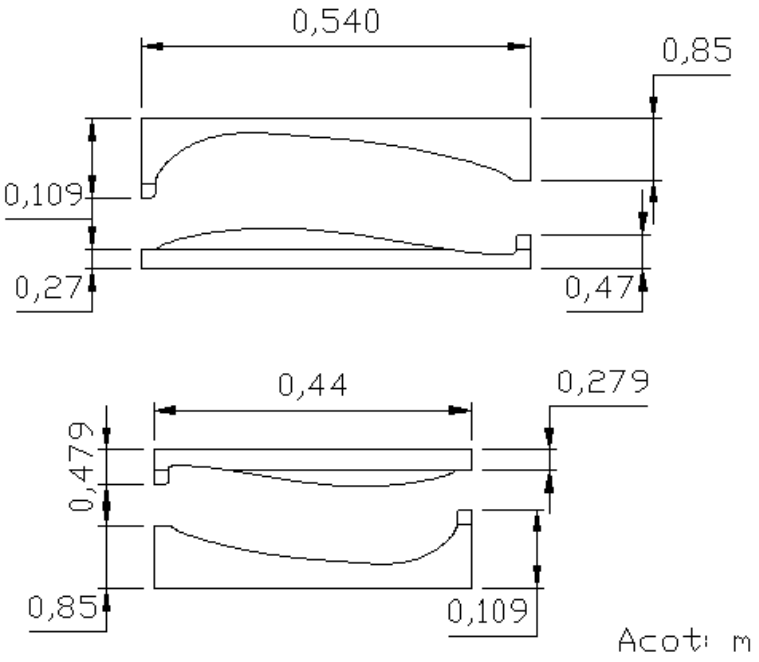


Figura 7-5 Dimensiones de las plantillas del ala

2. Una vez impresas, las plantillas se recortan, se colocan y se pegan en la placa de MDF; posteriormente en la placa se recorta el contorno de cada una de las plantillas con la ayuda de una segueta delgada y pequeña.
3. Con la ayuda de la lija de diferentes grados se va dando forma correcta del perfil.

Para la fabricación de las plantillas se procura que las dos plantillas del ala central sean iguales, y las tres plantillas deben tener un acabado liso y fino en el intradós y extradós del perfil. Para las plantillas de los perfiles de los estabilizadores (NACA 0012 y NACA 0013) se realiza el mismo procedimiento, aunque tienen una ventaja en el proceso de fabricación que es la simetría, por lo tanto sólo se fabrica una lado de la plantilla, sea intradós o extradós, con una cuerda de 22 cm y 32 cm para el empenaje horizontal y para el vertical con una cuerda de 11.09 cm y 38.3 cm.

7.3 Serigrafía

En el proceso de serigrafía se definen los colores del avión, para preparar el mylar (ala y estabilizadores) con los respectivos diseños para el acabado final del aeromodelo.

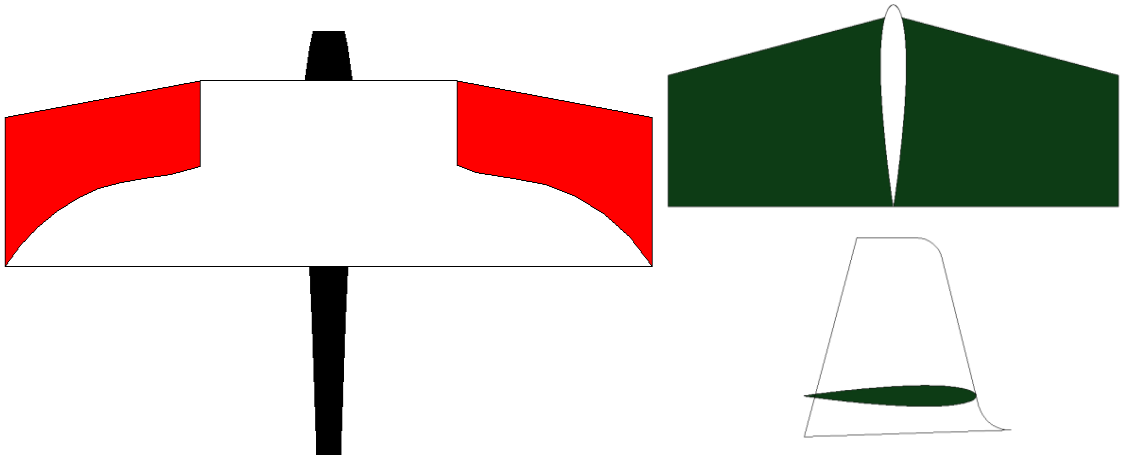


Figura 7-6 Diseño del ala y estabilizadores

Material

- Mylar.
- Pistola atomizadora neumática de gravedad.
- Pintura epoxi con su respectivo catalizador (blanca, roja, verde).
- Cinta canela.
- Cinta adhesiva
- Papel
- Comprensora
- Tiner
- Estopa

Proceso

1. Primeramente se corta el mylar con 1 cm sobrado de las dimensiones mostradas en la Figura 7-7, se corta para ambos lados de las secciones del ala y de los empenajes.

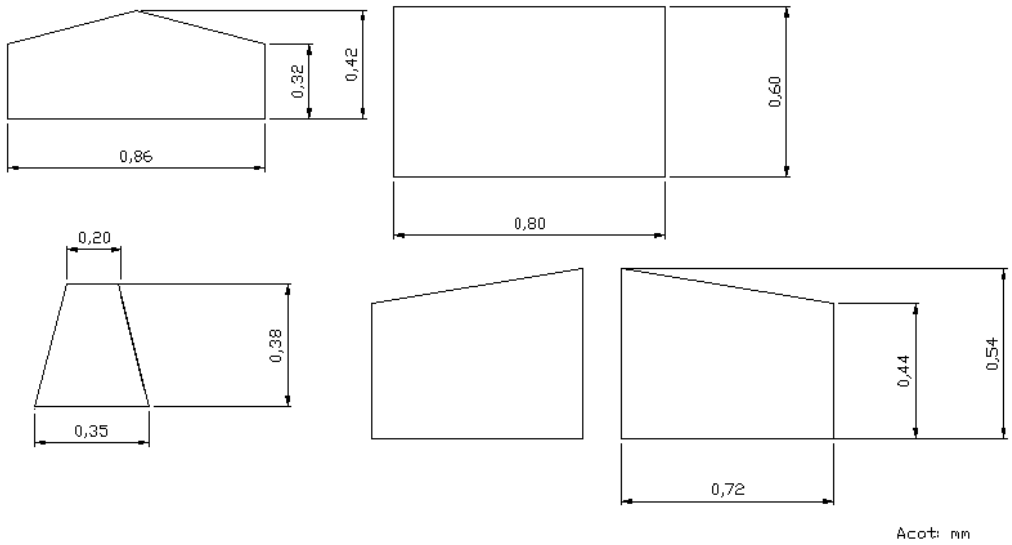


Figura 7-7 Dimensiones para cortar el mylar

2. Una vez recortado el mylar para todas las secciones, se procede a prepararlo para pintarlo con sus respectivos colores ya establecidos, para la parte central y para los empenajes únicamente se pinta de un solo color; para las puntas de ala primero se coloca papel en la parte donde es blanco para formar el diseño mostrado anteriormente para la pintura roja.
3. Se coloca papel o periódico sobre una pared para colorar el mylar de la parte central del ala y del empenaje vertical (ambos lados), para evitar manchar.
4. Se prepara la comprensora con la pistola atomizadora, posteriormente se procede a preparar la mezcla de pintura–catalizador (color blanco), para colocarla dentro del vaso de la pistola. Una vez colocada se procede a pintar con delicadeza, procurando no dejar gotas, acabado rugoso (piel de naranja) o burbujas de pintura.

Figura 7-8 Proyección de la pintura con la pistola

5. Una vez terminado esta fase del proceso de pintado, se deja secar y se procede a limpiar la pistola con estopa y thiner.
6. El mylar del empenaje horizontal se pinta de la misma manera, solamente cambiando el color de la pintura – blanco por verde.

Figura 7-9 Serigrafía del estabilizador horizontal

7. Para el mylar de las puntas de ala se procede primero a pintar de color rojo, de la misma forma que se hace con la parte central y el empenaje vertical. Una vez ya secada la pintura se procede a pintar la sección restante de color blanco, cubriendo con papel la parte ya pintada.

7.4 Manufactura de las paredes de la bahía de carga y cuadernas del fuselaje

Para la manufactura de las paredes de la bahía de carga se elabora una laminado de fibra de carbono lo suficientemente grande para posteriormente recortarla al tamaño de cada lado de la bahía de carga. Para las cuadernas del fuselaje se realiza el mismo procedimiento llevado a cabo en la fabricación de la viga.

Material

- Fibra de carbono
- Resina epoxi
- Bolsa de vacío
- Broche para la bolsa de vacío
- Fieltro
- Mylar perforado
- Bomba
- Madera balsa de 1/16”
- Válvula de vacío
- Papel
- Conector de desconexión rápida
- Butilo
- Báscula
- Lijas

Proceso del laminado

1. Se cortan dos capas de tela de fibra de carbono de 60 x 30 cm, con una configuración [0°,90°].
2. Se prepara el mylar perforado, papel, fieltro, bolsa de vacío y bomba.
3. Se prepara la suficiente mezcla de epoxi auxiliándose de la báscula, con la adecuada realización resina–catalizador, para la impregnación de la tela.
4. Una vez ya impregnada la tela se procede a colocar el papel, mylar perforado y fieltro, para introducir el laminado en la bolsa de vacío. Ya que se coloca se procede a cerrar la bolsa con la ayuda del broche, se conecta la bomba con la válvula y se enciende, y con la ayuda del butilo se procura evitar la entrada de aire en la bolsa, se deja trabajar la bomba durante cuatro horas y se deja curar el compuesto por un día.
5. Una vez ya curado el laminado se procede a cortarlo con las dimensiones de las paredes de la bahía de carga, y se pretende tener un acabado fino con la ayuda de las lijas.

Figura 7-10 Laminado de fibra de carbón

Proceso de las cuadernas del fuselaje

1. El proceso para la cuadernas es el mismo utilizado para la fabricación de la viga del ala, la única diferencia es el tamaño de madera balsa, ahora con un espesor de 1/16”.

2. Se fabrican cuatro cuadernas para el fuselaje, que se van a colocar como se muestra en la Figura 7-11.

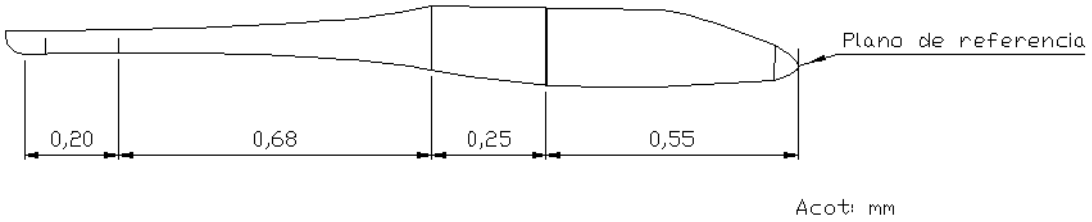


Figura 7-11 Posición de las cuadernas en el fuselaje

3. Se cortan cuatro rectángulos de madera balsa, el primero de 15 x 15 cm, el segundo de 14 x 14 cm y los últimos dos de 5 x 4 cm.
4. La tela de fibra de carbono se corta con medio centímetro sobrado con respecto a los rectángulos de la madera balsa, dos capas para ambos lados, con una configuración [0°,90°].
5. El procedimiento es el mismo utilizado en la viga.
6. Una vez curado el compuesto, se procede a rebajarlas con segueta y lijas para acomodarlas al contorno interno del fuselaje, de acuerdo a su posición. A las primeras dos cuadernas se les hace un orificio en el centro para introducir las extensiones (cableado) del servo, y la tercera cuaderna se rebaja en medio para no dañar los cables de los servos del empenaje.
7. Una vez terminado sus acabados se pegan en el interior del fuselaje, con resina epoxi y se dejan curar por un día.

7.5 Refuerzo del tren de aterrizaje principal

Para la manufactura del tren de aterrizaje principal se utiliza un tren de aluminio convencional para aeromodelismo, y se refuerza con una capa de fibra de carbono y kevlar.

Material

- Fibra de carbono
- Kevlar
- Resina epoxi
- Tren de aterrizaje principal convencional para aeromodelismo (aluminio)
- Bolsa de vacío
- Fieltro
- Cierre para la bolsa de vacío.
- Bomba
- Válvula de vacío
- Papel
- Conector de desconexión rápida
- Butilo
- Mylar
- Báscula

Proceso

1. El tren de aluminio se limpia para colocar las fibras, tanto de carbono como el kevlar, y se cortan con medio centímetro de sobra de las dimensiones del tren, una capa cada una, con una configuración [0°, 90°].
2. Se prepara el papel, fieltro, el mylar perforado y la bolsa de vacío con la bomba, para el tren principal.
3. A continuación se prepara la resina necesaria para la impregnación de las fibras, posteriormente se acomoda la fibra de carbono y luego el kevlar, una vez colocadas las telas correctamente, se procede a acomodar el papel, el fieltro y el mylar para introducirlo en la bolsa de vacío, y cerrarla con el broche, finalmente se conecta la válvula con la bomba.
4. Con la ayuda del butilo se evitan la entrada de aire en el interior de la bolsa, se deja trabajar la bomba por cuatro horas y se deja curar por un día.
5. Ya curado se procede a darle un acabado final.

7.6 Manufactura del ala

Para la manufactura del ala se utilizan tres tipos de tela: kevlar, fibra de carbono y fibra de vidrio; acomodadas de manera que proporcionen mayor resistencia a los esfuerzos a los que está sometido durante su misión el aeromodelo. Se utiliza poliestireno de baja densidad para el modelo del ala, y también poliestireno de alta densidad para la fabricación de un horno para el curado.

Materiales

- Fibra de carbono
- Fibra de vidrio (cinta de 2.5 cm de ancho y tela)
- Kevlar
- Resina epoxi
- Bolsa de vacío
- Válvula de vacío
- Papel
- Conector de desconexión rápida
- Butilo
- Mylar
- Báscula
- Poliestireno de baja densidad (80 x 54 x 12 cm y 62.5 x 54 x 12 cm)
- Poliestireno de alta densidad (placas largas de 240 x 67 x 1 cm)
- Calentador
- Termómetro
- Madera balsa de ¼”
- Arco con hilo nicromel
- Resanador ligero (poliestireno)

Proceso

1. Con la ayuda de las plantillas fabricadas del perfil S1223RTL se cortan los bloques de poliestireno de baja densidad con el arco de hilo caliente. Para el primer bloque de 80 x 54 x 12 cm (sección transversal) se le colocan las plantillas del extradós del perfil S1223RTL (cuerda de 50 cm) en los extremos de cada lado.

2. Se procura que las plantillas no se muevan del bloque, el arco con hilo nicromel se conecta a la corriente y se espera que tenga una temperatura adecuada para poder cortar el material, una vez ya caliente se pasa sobre el borde de la plantilla para formar el contorno del intradós, procurando no dejar relieves sobre el poliestireno, como se muestra en la Figura 7-12.

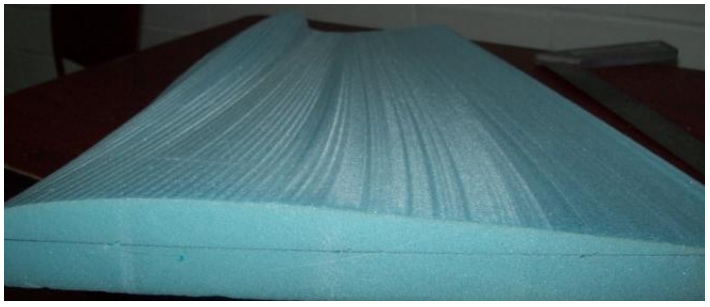


Figura 7-12 Relieve rasposo en la placa de poliestireno

3. Para el extradós se realiza lo mismo sobre el mismo bloque, procurando acomodar correctamente la plantilla del extradós del perfil S1223RTL (cuerda de 50 cm) para obtener correctamente el modelo del ala central.
4. Para la puntas de ala se realiza el mismo procedimiento con la diferencia que el bloque se corta como se muestra en la Figura 7-13, tanto para la punta izquierda como derecha, y con la plantilla del extradós con cuerda de 50 cm y la plantilla de extradós con cuerda de 40 cm se procede a cortar con el arco de hilo nicromel y finalmente con el intradós.

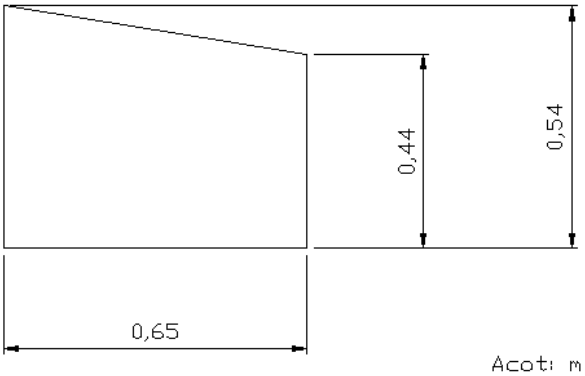


Figura 7-13 Dimensiones para el corte del bloque de poliestireno de baja densidad

5. Se conservan las camas para dos fines, para darle forma al borde de salida cuando se realice el curado del ala, y para su cuidado durante el transporte.
6. Cuando se tienen los modelos del ala, se procede a realizar el ángulo diedro de tres grados en las puntas. Se coloca la viga principal (al 25% de la cuerda media), los refuerzos para la unión de las secciones, madera balsa para la colocación de los servos del ala y posteriormente resanador ligero para corregir daños superficiales, como se muestra en la siguiente figura.

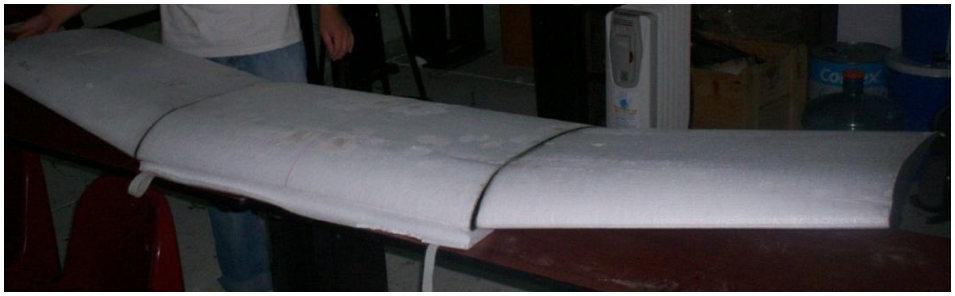


Figura 7-14 Ala preparada para forrarla con las fibras

7. Para la fabricación del horno se cortan las placas de poliestireno de alta densidad, dos placas de 240 x 67 x 1 cm, dos placas de 70 x 67 x 1 cm y una placa de 70 x 240 x 1 cm, para formar la caja del horno, como se muestra en la Figura 7-15.

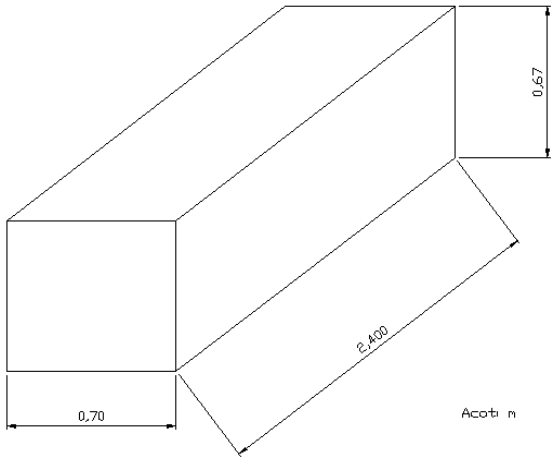


Figura 7-15 Dimensiones del horno para el curado

8. Una vez preparada cada sección del ala se procede a colocar las telas; para cada una de las secciones se corta la fibra de carbono para el borde de ataque, con una configuración [0°, 90°], la cinta fibra de vidrio se corta a lo largo del borde de ataque, el kevlar se usa para el borde de salida, se corta con una configuración [0°, 45°], y finalmente se corta la fibra de vidrio, con configuración [0°, 90°], para cubrir cada sección del ala.

Figura 7-16 Corte de las telas de fibra de carbono, vidrio y kevlar

9. Las bolsas de vacío se preparan para las tres secciones del ala, con sus respectivas válvulas de vacío y conectores de desconexión rápida, junto con el mylar y fieltro.
10. Se prepara la resina necesaria, con la correspondiente relación resina – catalizador, para impregnar las telas. Primero se coloca la fibra de carbono, la cinta y el kevlar, y al final la fibra de vidrio, se procura acomodar correctamente las telas para evitar imperfecciones en la superficie del ala, y finalmente se coloca el mylar pintado previamente.
11. En el horno se coloca el calentador a una temperatura de 60 °C para el curado de las piezas.
12. Una vez colocadas las telas se pone el fieltro, para introducir cada sección con sus correspondientes bolsas de vacío, y se colocan sobre su cama para darle un mejor acabado, se conecta la bomba a la válvula de vacío (a una presión de 60 PSI) y se pone a trabajar durante cuatro horas y se deja curar por seis horas dentro del horno.

Figura 7-17 Colocación en el horno del modelo de la sección central del ala en su cama

13. Una vez curada el ala, se procede a lijar el exceso de resina y fibra, y darle el acabado final al borde de salida. Como se muestra en la siguiente imagen.

Figura 7-18 Acabado final del ala

7.7 Manufactura del estabilizador vertical y horizontal

Para la manufactura del estabilizador vertical y horizontal se lleva a cabo el mismo procedimiento del ala, la única diferencia es que ambos empenajes no tienen viga.

Material

- Fibra de carbono
- Fibra de vidrio (cinta de 2.5 cm de ancho y tela)
- Kevlar
- Resina epoxi
- Bolsa de vacío
- Válvula de vacío
- Papel
- Conector de desconexión rápida
- Butilo
- Mylar
- Báscula
- Poliestireno de baja densidad (38 x 36 x 12 cm)
- Calentador
- Termómetro
- Arco con hilo nicromel
- Resanador ligero (poliestireno)

Proceso

1. Al igual que el ala se corta el modelo de los estabilizadores con las plantillas fabricadas anteriormente, ahora los bloques de poliestireno de baja densidad se cortan como se muestra en la Figura 7-19, para el empenaje de horizontal se corta para ambos lados, izquierdo y derecho.

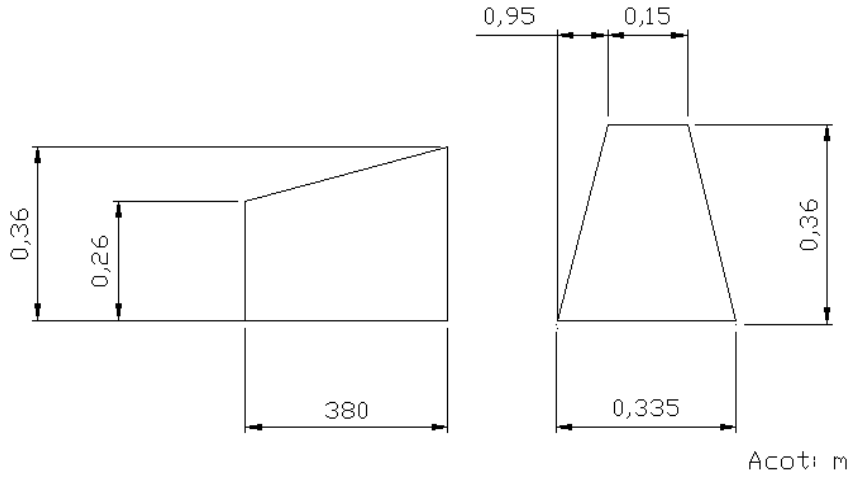


Figura 7-19 Dimensiones de los bloques de poliestireno para el empenaje

2. Se prepara el fieltro y bolsa de vacío para cada sección.
3. Las telas de fibra de carbono se cortan sólo para los bordes de ataque, con configuración [0°, 90°], el kevlar se usa igualmente para el borde de salida, con configuración [0°, 45°], la cinta se corta para el borde de de ataque, y la fibra de vidrio se corta para cubrir los empenajes, con una configuración [0°, 90°].
4. Los modelos de poliestireno se preparan, se colocan los refuerzos y conexiones necesarias para su montaje.

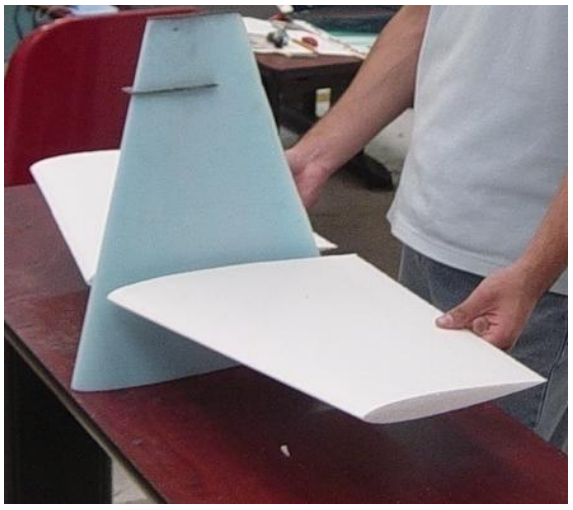


Figura 7-20 Empenaje

5. Se prepara el epoxi, con su respectiva relación resina–catalizador, se impregna las telas y se coloca primero la fibra de carbono, luego el kevlar y la cinta de fibra de vidrio, posteriormente se cubre el empenaje con la fibra de vidrio, y finalmente se coloca el mylar pintado anteriormente para cada estabilizador.
6. En el horno se coloca el calentador a una temperatura de 60 °C para el curado de las piezas.
7. Una vez colocadas las telas y el mylar, se coloca el fieltro y se introducir en sus bolsas de vacío, se ponen sobre sus camas, y se conectan las válvulas de vacío con la bomba, procurando evitar la entrada de aire con el butilo. Se introducen las piezas en el horno, la bomba al igual que en el ala se deja por cuatro horas y después durante seis horas.

Figura 7-21 Empenaje con sus camas en el interior del horno

8. Una vez curadas las piezas con la ayuda de las lijas se quita el exceso de resina para darle el acabado final.

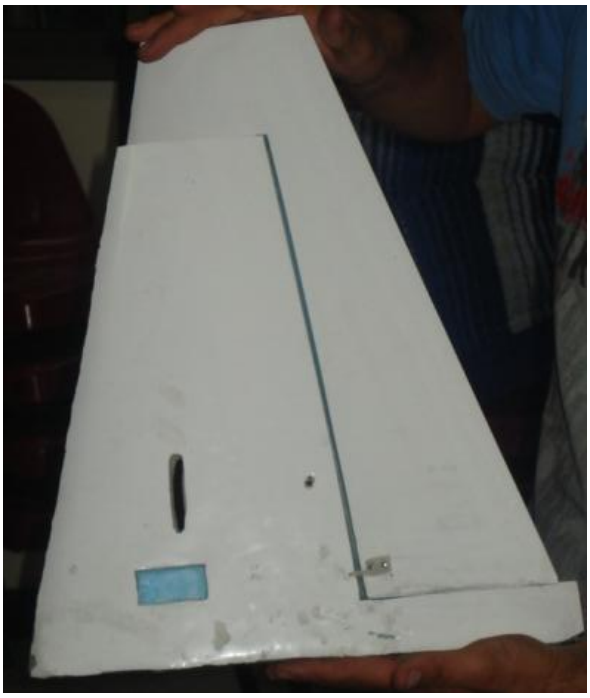


Figura 7-22 Estabilizador vertical

7.8 Manufactura del fuselaje y carenado del motor

Para la manufactura del fuselaje y del carenado, se procede de la misma manera que en la fabricación del ala y el empenaje, la única diferencia es el tamaño de la pieza. La fabricación se lleva a cabo en tres etapas: primero se obtiene el modelo de madera, posteriormente se obtiene el molde en fibra de vidrio y finalmente del molde se obtiene el modelo en fibra de carbono.

Materiales

- Fibra de carbono
- Kevlar
- Fibra de vidrio
- Colchoneta de fibra de vidrio
- Gel coat

- Lijas del No 180
- Resina epoxi
- Bolsa de vacío
- Válvula de vacío
- Conector de desconexión rápida
- Butilo
- Báscula
- Calentador
- Termómetro
- Resanador plástico
- Cera desmoldante
- Alcohol poli-vinílico
- Placa de vidrio de 180 x 50 cm

Proceso

- Primera Etapa

1. El modelo de madera se obtiene cepillando un bloque de madera de pino, hasta obtener el acabado del fuselaje y del carenado, como se muestra en la siguiente imagen.

Figura 7-23 Modelo de madera del fuselaje

2. Posteriormente se preparan para pintarlos, resanando los defectos en la superficie con resanador plástico, una vez listo se pinta de color blanco con pintura epóxica.

3. Una vez pintado se prepara cada mitad del modelo de madera con los agentes desmoldantes, cera y alcohol poli vinílico, y se coloca sobre una placa de vidrio.

Figura 7-24 Modelo de madera del fuselaje preparado con cera y alcohol poli vinílico

4. Una vez preparados y listos se procede a colocar el gel coat con cantidad abundante procurando formar una capa aproximada de 3 mm de espesor, y se deja secar.
5. Se corta la colchoneta de fibra de vidrio en cuadros de 2.5 x 2.5 cm, la necesaria para formar 4 capas de espesor de fibra, una vez terminado se prepara la resina necesaria para impregnar todos los cuadros de colchoneta, acomodándolos cuidadosamente hasta formar todas las capas y se deja secar durante un día.

Figura 7-25 Colocación de la colchoneta de fibra de vidrio sobre el modelo de madera

6. Una vez ya curado se procede a desmoldar el modelo de madera para dejar libre el molde de fibra de vidrio. Se le da el acabado al molde. Este procedimiento es el mismo para formar el molde del carenado del motor.

Figura 7-26 Molde de fibra de vidrio

- Segunda etapa

1. En la segunda etapa se desarrolla el modelo de fibra de carbono, para obtener el cascaron del fuselaje.
2. Se cortan las telas de fibras. La de carbono se corta con una configuración [0°, 90°], que cubrirá todo el fuselaje y serán tres capas. Se corta el kevlar que servirá como refuerzo en algunas secciones del fuselaje, con una configuración [0°, 90°].

Figura 7-27 Telas para el cascarón del fuselaje

3. Una vez la listas las fibras se procede a inflar globos, estos ayudan a que las telas de fibra formen adecuadamente el cascaron del fuselaje, el molde se prepara igualmente con los agentes desmoldantes.
4. Ya preparado el molde se procede a mezclar la resina, resina–catalizador, para impregnar las telas, la primera capa del cascaron es de fibra de carbono, posteriormente el kevlar acomodándolo correctamente en las posiciones estratégicas, y las últimas dos capas son las de fibra de carbono.

Figura 7-28 Distribución de las fibras impregnadas de resina sobre el molde del fuselaje

5. Una vez colocadas las fibras se colocan los globos adecuadamente, y se cierra el molde, se coloca en su bosa de vacío, y se introduce en el horno por seis horas, dejando trabajar la bomba por cuatro horas.
6. Una vez curado se procede a desmoldar y se le da el acabado final. Este proceso es el mismo para el carenado, con la diferencia que en lugar de usar fibra de carbono y kevlar se utiliza sólo fibra de vidrio (dos capas).

Figura 7-29 Cascarón de materiales compuestos del fuselaje

7.9 Ensamble

El proceso de ensamble es el más cuidadoso, aquí se procura no dañar las piezas manufacturadas, las fibras, además de colocar adecuadamente los servo mecanismos para las superficies de control y otros dispositivos del aeromodelo.

7.9.1 Fuselaje

En el fuselaje se coloran los siguientes accesorios:

- Servo mecanismo motor del motor (en la nariz del fuselaje)
- Servo mecanismo del tren de nariz (en la nariz del fuselaje)
- Receptor
- Tanque de combustible
- Pared de fuego
- Bancada de motor
- Motor

- Bahía de carga
- Extensiones para servos de los empenajes
- Cuadernas
- Refuerzos de madera para sujeción del ala y empenaje vertical

Figura 7-30 Montaje de todos los accesorios del fuselaje

7.9.2 Ala

En el ala se coloca lo siguiente:

- Servo mecanismo para alerones
- Perforación para los tornillos de sujeción

Figura 7-31 Servo mecanismos del ala

7.9.3 Empenaje

Al igual que en el ala se coloca sólo lo siguiente.

- Servo mecanismo para ambos empenajes
- Barrenos se sujeción del empenaje vertical

Figura 7-32 Ensamble del empenaje

7.9.4 Tren de aterrizaje

Para el tren de aterrizaje se colocan:

- Barrenos de sujeción para el tren principal
- Bisagra de movimiento para el tren de nariz
- Ruedas
- Ajustes del tren de nariz con el servo mecanismo

Figura 7-33 Ensamble del tren principal

7.9.5 Ensamble final

Para el ensamble final se verifica la correcta posición de todas las partes del aeromodelo, siguiendo procesos de aeromodelista (fuselaje, ala, empenaje, tren de aterrizaje, carenado, hélice, cono de hélice), también se asegura el correcto movimiento y ajuste de todas las superficies de control del aeromodelo.

Figura 7-34 Acabado final del aeromodelo

7.10 Determinación del CG real en las condiciones requeridas

Como en muchos procesos de manufactura el peso calculado teóricamente por medio de software difiere en un porcentaje con el real, además de que se realiza una corrección del CG debido a que el avión es inestable. En todos los casos se puede notar inestabilidad estática (Figura 6-6) por lo tanto se desea que el CG se mantenga entre 0.45 y 0.5 m de distancia a partir del plano de referencia. Se decide colocar contra peso en la pared de fuego, a una distancia de 0.125 m del plano de referencia, para equilibrar el aeromodelo. Ahora bien, partiendo de la (Ecuación **6-2** y de los datos mostrados en la siguiente tabla se procede a determinar el peso necesario para equilibrarlo, como se muestra en las siguientes ecuaciones.

Tabla 7-1 Momentos totales reales del aeromodelos con respecto a su CG y su peso

	$W \times \overline{x}$	$W \times \overline{y}$	$W \times \overline{z}$
∑ Aeromodelo vacío	2.8398	0.1749	0.0246
	W (Kg)		
Peso total en vacío	4.6168		

$$0.5 = \frac{\sum \overline{x} \times W + 0.125 W_C}{W_1 + W_C}. \qquad \text{(Ecuación 7-1)}$$

Despejando se tiene

$$W_C = \frac{\sum \overline{x} \times W + 0.5 W_1}{0.375}$$

Sustituyendo los valores se obtiene el contra peso necesario

$$W_C = 1.2804\ Kg$$

Ahora con este lastre se corrige el CG de las cuatro condiciones como se puede observar en la siguiente tabla.

Tabla 7-2 Peso total y CG corregido del aeromodelo para los cuatro casos

Peso del avión vacío (kg)		5.8972
Peso con combustible (kg)		6.0952
Peso con carga máxima y tanque vacío (kg)		14.6972
Peso con carga máxima y tanque lleno (kg)		14.8952
CG del avión vacío	$\overline{X}\ (m)$	0.5019
	$\overline{Y}\ (m)$	0.0255
	$\overline{Z}\ (m)$	0.0042
CG del avión con combustible	$\overline{X}\ (m)$	0.4945
	$\overline{Y}\ (m)$	0.0251

	$\overline{Z}\ (m)$	0.0032
CG del avión con carga máxima y tanque vacío	$\overline{X}\ (m)$	0.4898
	$\overline{Y}\ (m)$	0.0111
	$\overline{Z}\ (m)$	0.0017
CG del avión con carga máxima y con combustible	$\overline{X}\ (m)$	0.4870
	$\overline{Y}\ (m)$	0.0112
	$\overline{Z}\ (m)$	0.0013

Como se puede observar en la tabla anterior el CG está entre 0.45 y 0.50 m de distancia a partir del plano de referencia. Para mejorar aun más la estabilidad del avión se decide realizar un estudio de estabilidad variando el ángulo de incidencia del empenaje horizontal con la finalidad de encontrar un valor adecuado, de esta manera la pendiente de la curva de $C_{M\,T}$ es negativa como se puede apreciar en las siguientes gráficas para sus distintos casos, demostrando ahora que el aeromodelo es longitudinalmente estable en condición estática.

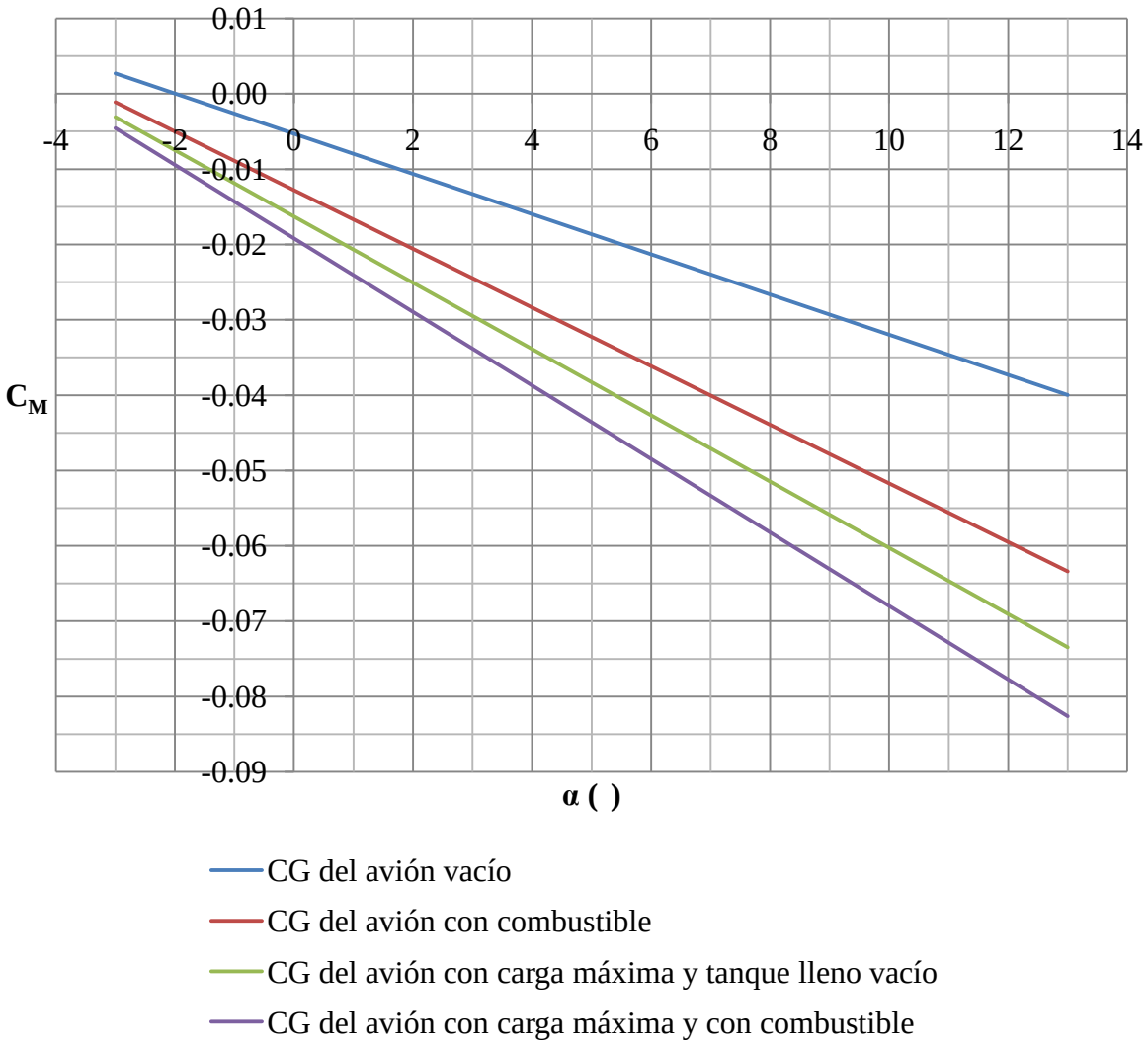


Figura 7-35 Curvas del C_{MT} alrededor del CG en función del ángulo de ataque para -2° de incidencia para el EH

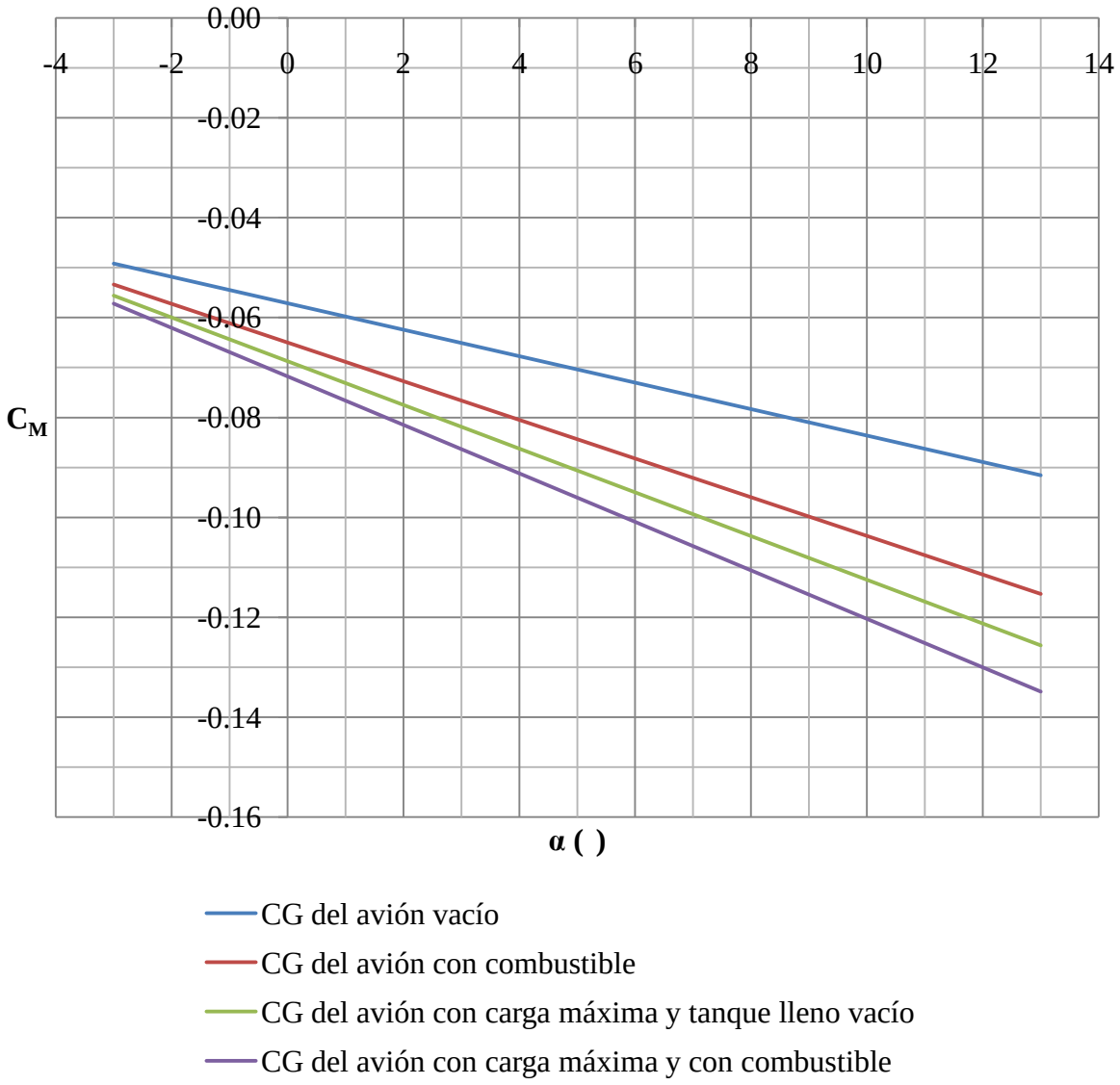


Figura 7-36 Curvas del $C_{M\,T}$ alrededor del CG en función del ángulo de ataque para 0° de incidencia para el EH

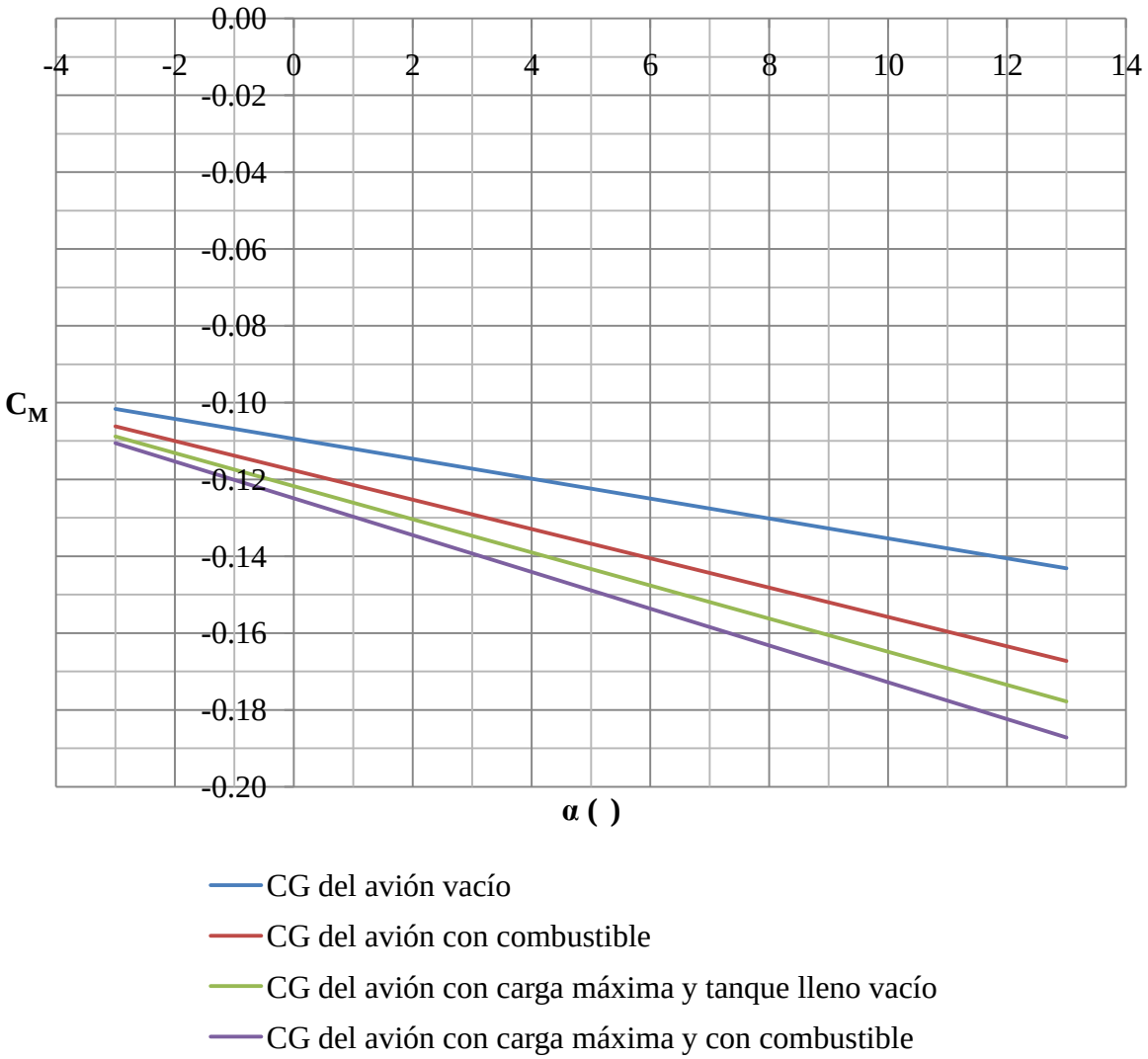


Figura 7-37 Curvas del $C_{M\,T}$ alrededor del CG en función del ángulo de ataque para 2° de incidencia para el EH

Como se puede apreciar en las gráficas anteriores, el avión es longitudinalmente estable en todos los casos, sin embargo, la intersección de las curvas con el eje de las abscisas se da a ángulos de ataque negativos excepto cuando el avión vacío tiene el EH con un ángulo de incidencia de -2°. Por lo tanto, se recomienda configurar el EH con un ángulo de incidencia negativo para que el ángulo de ataque correspondiente al punto neutro sea positivo.

Conclusiones y recomendaciones

Hay quienes miran las cosas como son
y se preguntan "¿por qué?",
pero habemos otros que miramos las cosas
como nunca han sido y nos preguntamos
"¿por qué no?"

Anónimo

Conclusiones y recomendaciones

Con el desarrollo de este proyecto se puede concluir que el proceso de diseño de un aeromodelo es muy complejo e iterativo puesto que surgen cambios a lo largo de toda la etapa del proyecto, desde su concepción hasta su manufactura y pruebas. Para un aeromodelo de carga como el que se ha desarrollado, es de gran importancia prever la resistencia de los materiales con los que se construye el avión y por esta razón se decide fabricarlo con materiales compuestos, para lograr que el avión sea ligero y resistente; aunque cabe señalar que la fabricación del aeromodelo con estos materiales es muy costosa además de laboriosa si se utilizan métodos de manufactura artesanal.

En todo proceso de diseño y construcción de un producto, existen complicaciones que se deben contemplar para resolverlas de la mejor manera y en el menor tiempo posible. También se concluye que todos los recursos disponibles se deben aprovechar al máximo para que el costo del producto sea razonable. Conviene mencionar que se tuvieron algunas complicaciones en la construcción de este aeromodelo, puesto que la técnica de manufactura era desconocida para los miembros del equipo y hubo algunas partes del avión que no se obtuvieron con éxito la primera vez que se fabricaron, sino que hubo la necesidad de pensar el porqué de los problemas y solucionarlos cuanto antes, para reiniciar su proceso de manufactura; tal fue el caso del fuselaje y de la parte central del ala. Lo recomendable para fabricar piezas de materiales compuestos con bomba de vacío es contar con un manómetro y regular la presión para que sea la adecuada.

A partir de los resultados obtenidos en el análisis aerodinámico se sabe que la aeronave teóricamente tiene inestabilidad estática longitudinal; esto se presenta también después de fabricar el aeromodelo, y se debe a factores de diseño, la ubicación de los componentes, la ubicación del tren de aterrizaje, la poca distancia entre el borde de ataque del ala y la nariz del avión además del peso excesivo de las superficies del estabilizador, tanto horizontal como vertical, ya que a pesar de tener aligeramientos, era necesario poner un contrapeso en la nariz

para equilibrar el aeromodelo. En este caso se sugiere primeramente modelar el avión en un software CAD para calcular el centro de gravedad y realizar un estudio de estabilidad estática longitudinal para averiguar si la propuesta de diseño es estable o inestable, y para este último caso realizar los cambios convenientes.

Otro aspecto que se aprecia con el previo estudio aerodinámico es que el avión es capaz de volar a altitudes cercanas a las del nivel medio del mar con carga útil de alrededor de 10 kg en un rango de velocidades aceptable, pero que en lugares más elevados como la Ciudad de México, el desempeño del avión disminuye y por lo tanto también la capacidad de carga útil; esto último debido a que el rendimiento del motor O.S. .61FX disminuye considerablemente a altitudes como la de 2240 m. Sin embargo, se realizó el análisis del desempeño aerodinámico del aeromodelo con una carga útil de 5.8 kg y se aprecia que el avión sí puede volar en la Ciudad de México con esas condiciones de peso (alrededor de 11 kg), no así con 15 kg.

Cabe señalar que la elección de los perfiles del estabilizador vertical y horizontal no fue la más apropiada, a pesar de que son perfiles simétricos, ya que se escogieron perfiles gruesos y se podían utilizar perfiles más delgados, reduciendo el peso en la cola del avión – una de las causas de la inestabilidad estática longitudinal, y el coeficiente de resistencia al avance total del avión. Además, conviene recordar que no siempre se utilizan perfiles simétricos en el empenaje: en el estabilizador vertical para compensar el momento de guiñada producido por el escape del motor (que es muy pequeño) si no se ubica en el plano de simetría del avión, y en el estabilizador horizontal para compensar el momento producido por todas las fuerzas que se presentan en la aeronave durante el vuelo.

También se concluye que el perfil S1223 RTL es un perfil que genera un alto coeficiente de levantamiento a bajos números de Reynolds, sin embargo, se tiene un coeficiente de resistencia al avance considerable, y aunado al espesor del perfil y su gran combadura, reducen la velocidad de vuelo del avión. Se sugiere que para proyectos similares se revise el desempeño de los siguientes perfiles, debido a que en el proceso de selección del perfil del ala de este aeromodelo son notorias sus características aerodinámicas: EPPLER 420, GOE 226 (MVA H,36), GOE 227 (MVA H,37), GOE 234 (MVA CA5) y MVA–227, ya que se puede tener un buen desempeño de un aeromodelo de carga con un ala de más alargamiento y con un perfil que no tenga un coeficiente de levantamiento tan grande pero que permita el vuelo de la aeronave a mayor velocidad.

En el proceso de manufactura se utilizó material en exceso, es decir, las capas de fibra de carbono fueron más de las necesarias, lo que incrementó el peso de la aeronave disminuyendo la capacidad de carga útil. Se recomienda utilizar varias capas de materiales compuestos en las zonas sometidas a mayor esfuerzo estructural para tener una resistencia adecuada y con un menor peso del aeromodelo.

Es recomendable hacer pruebas del motor con varias hélices para obtener los mejores rendimientos de potencia disponible, ya que una limitante de diseño para este concurso es el motor, y por lo tanto la potencia. El diseño de un aeromodelo para este concurso no depende solamente del diseño aerodinámico, sino también es necesario un estudio muy completo del sistema propulsivo para conseguir una mayor capacidad de carga útil atendiendo el requerimiento de la carrera de despegue (menor a 400 pies). Las pruebas de las hélices son para obtener las gráficas de eficiencia de las mismas (J vs n y J vs C_p), para así elegir la hélice con mejor desempeño y disponer de la mayor eficiencia posible.

De acuerdo a la experiencia en la participación del concurso SAE Aero Design se recomienda realizar un plan de trabajo flexible y previsor, ya que continuamente hay imprevistos y las actividades de trabajo del equipo deben acoplarse al tiempo y recursos disponibles. Asimismo, asignar tareas específicas a los integrantes del equipo y delegar responsabilidades. Es de suma importancia realizar las pruebas de vuelo con tiempo anticipado a la presentación del prototipo, ya que en ellas se pueden detectar las posibles fallas y así proceder a su corrección o en dado caso, a la reparación del modelo. Antes de cada vuelo se exhorta a verificar el buen funcionamiento de todas las superficies de control, la recepción de la señal del RC, el *balance del avión*, entre otros aspectos, para asegurar una misión exitosa.

El diseño que se presenta en este trabajo no sólo sirve como bibliografía para futuros participantes en el concurso SAE Aero Design, sino también puede tener diferentes aplicaciones como la de implementar un sistema de control programado y utilizarlo como vehículo no tripulado (UAV) para diferentes fines.

PROWLERS

Referencias

Los libros antiguos son los libros de la juventud del mundo y los nuevos son el fruto de su tiempo.

Oliver Wendel Holmes

Referencias bibliográficas

[1] Abbott, I. H., & von Doenhoff, A. E. (1906). *Theory of Wing Sections, including a summary of airfoil data* (Segunda edición ed.). New York, E.U.A.: Dover.

[2] Chíes, I. Fuselaje y tren de aterrizaje. *Aero RCmodel , Séptima parte* (60), 78 - 82.

[3] Díaz Cervantes, A. (1986). *Cálculo y Diseño Aerodinamico de un Minia-Avión Operado a Control Remoto*. Distrito Federal, México.

[4] Dommasch, D. O., Sherby, S. S., & Connolly, T. F. (1957). *Airplane Aerodynamics* (Cuarta edición ed.). E.U.A.: Pitman.

[5] González González, D., & Jiménez Andalón, E. (2004). *Interfaz entre PC y un modelo de pruebas para el túnel de viento.* Distrito Federal, México.

[6] Hoak, D. E., Ellison, D. E., Finck, R. D., & Malthan, L. V. (1978). *USAF Stability and Control Datcom.* Técnico, Wright Patterson Air Force Base, Flight Control Division, Air Force Flight Dynamics Laboratory, Ohio, USA.

[7] Lennon, A. (1996). *Basics of R/C Model Aircraft Desgign* (Primera edición ed.). (T. J. Atwood, Ed.) E.U.A.: Air Age Inc.

[8] Lyon, C. A., Broeren, A. P., Guiguère, P., Gopalarathnam, A., & Selig, M. S. (Diciembre 1997). *Summary of Low-Speed Airfoil Data* (Primera ed., Vol. 3). Virginia Beach, Virginia, E.U.A.: SoarTech Publications.

[9] M. N., F. (2005). *General arrangement of airplanes.* Kharkov, Ucrania.

[10] McCormick, B. M. (1995). *Aerodynamics, Aeronautics and flight mechanics* (Segunda edición ed.). E.U.A.

[11] Miravete, A. (2000). *Materiales Compuestos* (Primera edición ed., Vol. 1). INO Reproducciones.

[12] Miravete, A. (2000). *Materiales Compuestos* (Primera edición ed., Vol. 2). INO Reproducciones.

[13] Ordoñez Romero-Robledo, C. (1963). *Aerodinámica Teórica y Experimental* (Primera ed., Vol. IV). Distrito Federal, México: Unión Tipográfica Editorial Hispano-Americana.

[14] Ordoñez Romero-Robledo, C. (1979). *Aerodinámica Teórica y Experimental* (Primera ed., Vol. II). Distrito Federal, México: Unión Tipográfica Editorial Hispano-Americana.

[15] Perkins, C. D., & Hage, R. E. (1949). *Airplane Performance Stability and Control* (Primera ed.). Nueva York, E.U.A.: John Wiley & Sons, Inc.

[16] Rodríguez, F. H. (1994). *Método Para la Obtención de la Gráfica Polar de un Avión.* Distrito Federal, México: Laboratorio de Aerodinámica, ESIME UPT-IPN.

[17] Roskam, J. (1979). *Airplane flight dynamics and automatic flight controls* (Primera ed., Vol. 1). USA: Roskam Aviation and Engineering Corporation.

[18] Sánchez Castro, A. (1997). *Análisis Aerodinámico del Prototipo ACR-Tláloc II.* Distrito Federal, México.

[19] Selig, M. S., Guglielmo, J. J., Broeren, A. P., & Giguère, P. (Junio 1995). *Summary of Low-Speed Airfoil Data* (Primera edición ed., Vol. 1). Virginia Beach, Virginia, E.U.A.: SoarTech Publications.

[20] Selig, M. S., Guiguère, P., Lyon, C. A., & Ninham, C. P. (Abril 1996). *Summary of Low-Speed Airfoil Data* (Primera ed., Vol. 2). Virginia Beach, Virginia, E.U.A.: SoarTech Publications.

[21] Silverstein, A., & Katzoff, S. (1939). *Design charts for predicting downwash angles and wake characteristics behind plain and flapped wings.* Técnico, NASA, Langley Research Center.

[22] Von Mises, R. (1959). *Theory of Flight.* Nueva York, E.U.A.: Dover.

[23] W. Fox, R., & T. McDonald, A. (1995). *Introducción a la Mecanica de Fluidos* (Cuarta edición ed.). México.

Referencias cibergráficas

[24] Aeromodelismo, E. D. (21 de Noviembre de 2005). *e-aeromodelismo.* Recuperado el 23 de Octubre de 2008, de http://www.e-aeromodelismo.com.ar/Taller/CalculoCG.htm

[25] Conacyt. (2008). *Conacyt*. Recuperado el 25 de Agosto de 2008, de http://www.conacyt.mx/Comunicacion/Agencia/notas/Tecnologia/premio-Leonardo-Da-Vinci.htm

[26] Hobbico, I. (1996). *Top Flite*. Recuperado el 10 de Noviembre de 2008, de http://www.top-flite.com/accys/topq5000a.html

[27] Karanjgaokar, N. (Mayo - Julio de 2004). *Center for Aerospace System and Design Engineering.* Recuperado el 20 de Noviembre de 2008, de Department of Aerospace Engineering: http://www.casde.iitb.ac.in/

[28] Leland M., N. (s.f.). *SAE International.* (L. M. Company, Ed.) Recuperado el 24 de Septiembre de 2007, de http://www.sae.org/students/aerowest.htm

[29] Mundo Hobby. (s.f.). *Mundo Hobby*. Recuperado el 2 de Septiembre de 2008, de http://www.mundohobby.com.ar/notas_detalle.asp?notaid=85&cat=1&subcat=1

[30] O.S. Engine. (s.f.). *O.S. Engine.* (O. E. Max, Ed.) Recuperado el 26 de Septiembre de 2007, de http://www.osengines.com

[31] *rcfaq*. (18 de Febrero de 2002). Recuperado el 10 de Noviembre de 2008, de http://www.rcfaq.com/RPMSTATS/propfaq.htm#numbers

[32] rcgroups. (20 de Junio de 2000). *rcgroups*. Recuperado el 10 de Noviembre de 2008, de http://www.rcgroups.com/forums/showthread.php?t=583735&page=3

[33] SAE International. (s.f.). *SAE International.* Recuperado el 22 de Septiembre de 2007, de http://students.sae.org/competitions/aerodesign/rules/

[34] SAE International. (s.f.). *SAE International*. Recuperado el 2008, de http://www.sae.org

[35] SAE International. (20 de Agosto de 2007). *SAE International*. Recuperado el 24 de Septiembre de 2007, de http://www.sae.org/students/aerowest.htm

[36] Texas, C. o. (s.f.). *Fort Worth*. Recuperado el 2007 de Diciembre de 2, de http://www.fortworthgov.org/aviation/info/default.aspx?id=7460&terms=altitude&searchtype=1&fragment=False

[37] Tower Hobbies. (s.f.). *Tower Hobbies*. Recuperado el 3 de Septiembre de 2008, de http://www3.towerhobbies.com/listings/cat-a.html

Apéndices

Lo último que se sabe cuando se realiza un trabajo es por donde empezar.

Blaise Pascal

Apéndice A Estadística para la estimación del peso del aeromodelo

Tabla A-1 Estimación del peso del avión respecto a estadísticas de aeromodelos con motor .61 [37]

No.	Modelo	Peso (Kg)			Peso (lb)		
		Mínimo	Máximo	Promedio	Mínimo	Máximo	Promedio
1	Hangar 9 AT-6 Texan ARF con Retráctil	3.18	3.75	3.46	7.00	8.25	7.63
2	Hangar 9 P-51D .60 ARF	3.18	3.86	3.52	7.00	8.50	7.75
3	Great Planes Extra 300S 60 Kit	3.18	3.29	3.23	7.00	7.25	7.13
4	Great Planes Piper J-3 Cub 60 Kit	4.20	5.45	4.82	9.25	12.00	10.63
5	Sig 1/4 Giant Clipped Wing Cub Kit	6.36	7.04	6.70	14.00	15.50	14.75
6	Top Flite Cessna 182 Skylane Gold Ed Kit	4.54	5.45	4.99	10.00	12.00	11.00
7	Top Flite Piper Arrow II Gold Edition Kit	5.45	6.36	5.90	12.00	14.00	13.00
8	Top Flite T-34B Mentor Gold Edition Kit	4.54	6.36	5.45	10.00	14.00	12.00
9	Great Planes PT-60 Trainer Kit	3.18	3.63	3.41	7.00	8.00	7.50
10	Hobbico Hobbistar 60 MkIII ARF	3.18	3.63	3.41	7.00	8.00	7.50
11	Goldberg Eagle 2 Trainer Kit	2.04	2.16	2.10	4.50	4.75	4.63
12	Goldberg Anniversary Piper Cub Kit	3.18	2.27	2.72	7.00	5.00	6.00
13	Goldberg Extra 300 Kit	3.29	3.86	3.58	7.25	8.50	7.88
14	Sig Four-Star 60 Kit	3.18	3.63	3.41	7.00	8.00	7.50
15	Sig Giant Four-Star 120 Kit	4.65	5.45	5.05	10.25	12.00	11.13
		Promedio		4.116	Promedio		9.067

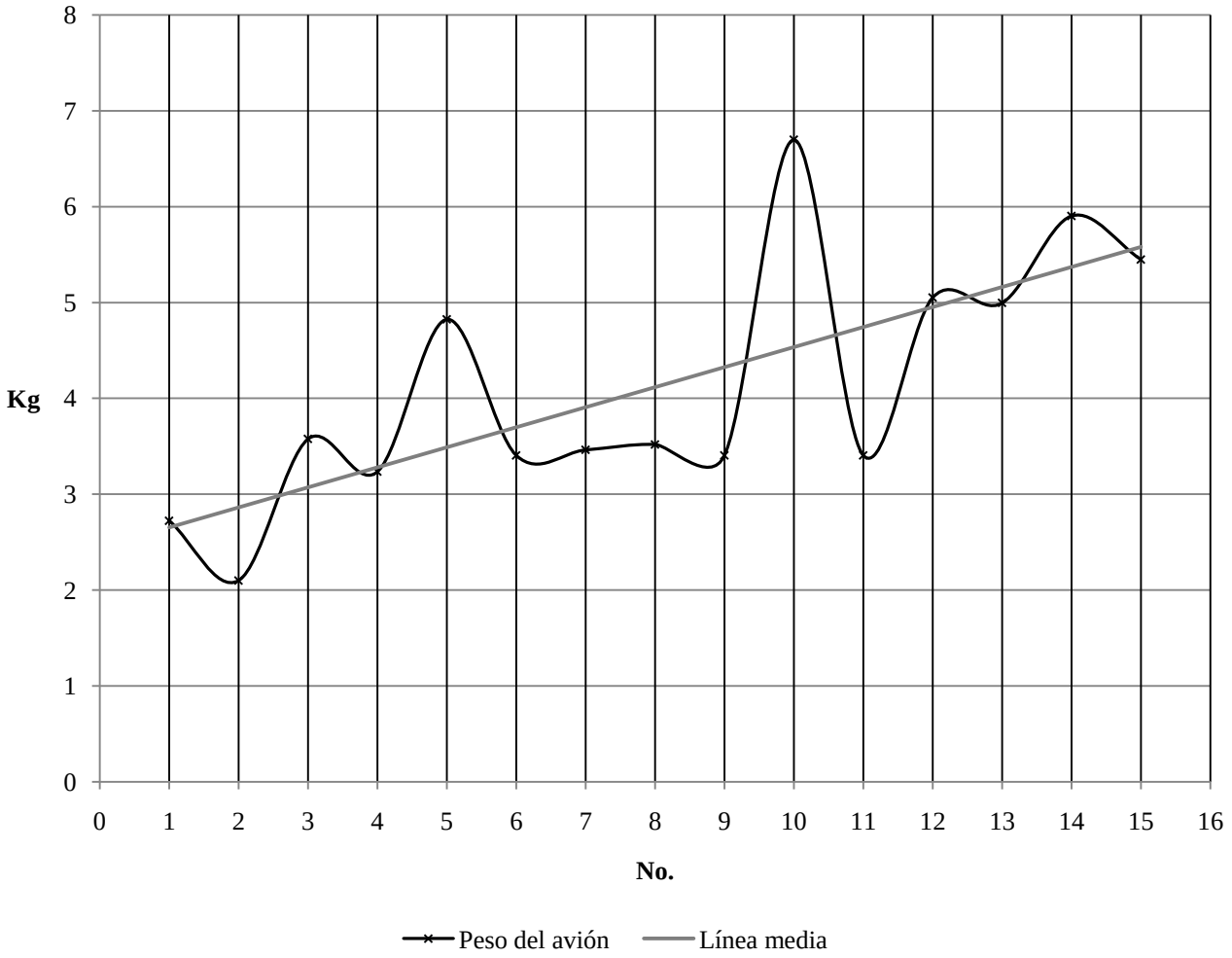


Figura A-1 Estimación del peso del avión

Tabla A-2 Estimación de carga útil respecto a estadísticas de concursos anteriores de SAE Aero Design West [35]

Año	No.	Escuela	Peso	
			Kg	lbf
2000	1	Milwukee School of Engineering	37.71	83.07
	2	University of Akron	13.17	29.00
	3	Ecole Polytecnique de Montreal	9.08	20.01
	4	Wichita State University	7.96	17.54
	5	University of British Columbia	8.32	18.33
	6	University of CA Davis	9.48	20.88
	7	University of Manitoba	7.95	17.52
	8	University of Texas Pan-American	7.67	16.89
	9	McGill University	6.73	14.83
	10	Ecole de Technologie Superieure	7.98	17.58
	11	Ohio State	6.06	13.34
	12	Concordia University	6.75	14.86
	13	Univ. Fed. Do Rio Grande Do Norte	4.74	10.43
	14	University of Akron	4.37	9.62
	15	University of Saskatchewan	3.74	8.23
2001	16	University of Akron	10.85	23.90
	17	Embry-Riddle Aeronautical Univ-Datona Beach	10.58	23.30
	18	University of Manitoba	10.22	22.50
	19	University of Wisconsin-Platteville	10.26	22.60
	20	Ohio State University	9.30	20.48
	21	Australian National University	9.53	21.00
	22	University of British Columbia	10.22	22.50
	23	Ecole Polytechnique Montreal	9.13	20.10
	24	California State Univ-Los Angeles	7.45	16.40
	25	Embry-Riddle Aeronautical Univ-Prescott	10.12	22.30
	26	McGill University	7.07	15.57
	27	South Dakota School of Mines & Tech	8.27	18.22
	28	Concordia University	6.97	15.36
	29	University of Texas Pan American	7.89	17.38
	30	Ecole National D'Aerotechnique	7.13	15.70
	31	McGill University	6.90	15.20
	32	Michigan Technological University	4.06	8.94
2002	33	University of Akron	11.99	26.40
	34	Ohio State University	12.08	26.60

	35	University of Utah	11.44	25.20
	36	University of Wisconsin-Platteville	10.94	24.10
	37	Ryerson Polytechnic University	12.30	27.10
	38	Ecole National D'Aerotechnique	10.85	23.90
	39	University of British Columbia	10.31	22.70
	40	Kansas State Univ	9.90	21.80
	41	Cedarville University	9.81	21.60
	42	Ecole Polytechnique De Montreal	9.03	19.90
	43	San Jose State Univ	9.35	20.60
	44	Rochester Inst of Tech	9.58	21.10
	45	Ryerson Polytechnic University	9.22	20.30
	46	Australian National Univ	9.49	20.90
	47	Concordia University	7.40	16.30
	48	University of Calif-Davis	8.04	17.70
	49	San Jose State Univ	10.35	22.80
	50	Michigan Tech Univ	6.63	14.60
	51	Wichita State Univ	6.22	13.70
	52	University of Illinois-Urbana-Champaign	6.90	15.20
	53	Calif State Poly Univ - Pomona	6.99	15.40
	54	Rice University	5.31	11.70
	55	University of Calgary	4.54	10.00
	56	University of Calif-Los Angeles	3.68	8.10
	57	Cedarville University	10.44	23.00
	58	Ecole Polytechnique De Montreal	11.32	24.93
	59	Ecole De Technologie Superieure	11.55	25.45
	60	University of British Columbia	9.31	20.50
	61	University of Manitoba	9.23	20.34
	62	University of Wisconsin-Platteville	9.77	21.51
	63	University of California - Davis	9.19	20.25
	64	Kansas State University	9.31	20.51
2003	65	University of Akron	8.13	17.91
	66	San Jose State Unversity	9.38	20.65
	67	Wichita State University	7.64	16.82
	68	South Dakota School of Mines & Tech.	6.97	15.36
	69	Concordia University	6.06	13.35
	70	Michigan Technological University	6.72	14.81
	71	Rochester Institute of Technology	4.30	9.48
	72	Ecole National D'Aerotechnique	5.85	12.88
	73	Turabo University	5.28	11.64

	74	SUNY-Stony Brook	6.11	13.46
	75	Parks College of St. Louis University	5.60	12.33
	76	University of Cincinnati	4.41	9.71
	77	University of Western Ontario	4.93	10.85
	78	Gonzaga University	3.65	8.04
	79	Ecole Polytechnique de Montreal	15.45	34.03
	80	Ecole de technologie superieure	16.33	35.96
	81	University of Akron	12.07	26.59
	82	San Jose State Univ	7.60	16.74
	83	LeTourneau Univ	9.49	20.90
2004	84	Ryerson Univ	7.60	16.74
	85	Wichita State Univ	7.50	16.52
	86	Auburn University	15.05	33.14
	87	Univ of Kansas-Lawrence	9.67	21.30
	88	University of Akron	21.42	47.17
	89	Univ Simon Bolivar	4.52	9.96
		Promedio	8.90	19.60

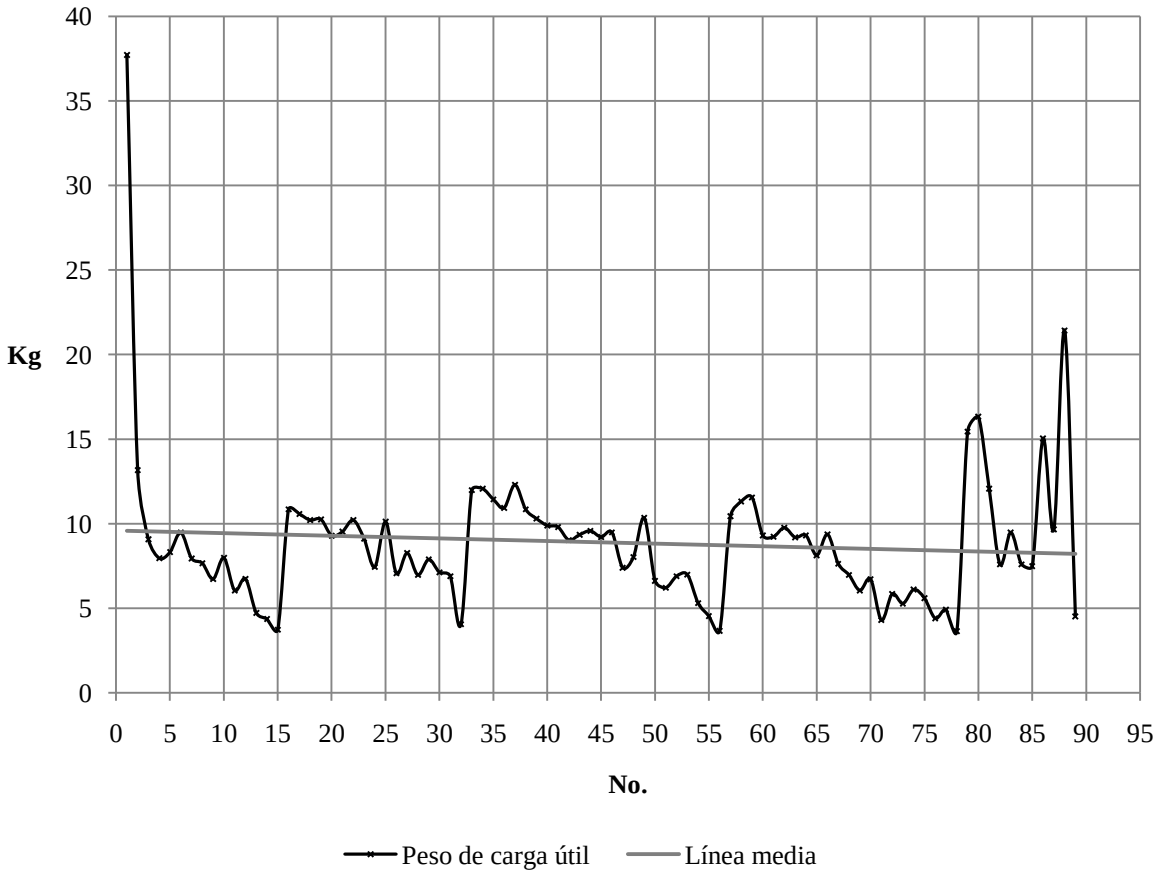


Figura A-2 Estimación de la carga útil

Tabla A-3 Estimación de dimensiones del avión respecto a estadísticas de aeromodelos con motor .61 [37]

No.	Modelo	Longitud		Envergadura		Cuerda media		Superficie alar	
		m	ft	m	ft	m	ft	m	ft
1	Goldberg Anniversary Piper Cub Kit	1.2192	4.0000	1.9431	6.3750	0.2470	0.8105	0.4800	5.1667
2	Goldberg Eagle 2 Trainer Kit	1.2446	4.0833	1.6002	5.2500	0.2883	0.9458	0.4613	4.9653
3	Goldberg Extra 300 Kit	1.5494	5.0833	1.7272	5.6667	0.3175	1.0417	0.5484	5.9028
4	Great Planes Extra 300S 60 Kit	1.3780	4.5208	1.6256	5.3333	0.2953	0.9688	0.4800	5.1667
5	Great Planes Piper J-3 Cub 60 Kit	1.4351	4.7083	2.2860	7.5000	0.3169	1.0398	0.7245	7.7986
6	Great Planes PT-60 Trainer Kit	1.3526	4.4375	1.8034	5.9167	0.3176	1.0420	0.5728	6.1652
7	Hangar 9 AT-6 Texan ARF con Retráctil	1.2192	4.0000	1.7145	5.6250	0.2657	0.8716	0.4555	4.9028
8	Hangar 9 P-51D .60 ARF	1.4161	4.6458	1.6637	5.4583	0.2889	0.9478	0.4806	5.1736
9	Hobbico Hobbistar 60 MkIII ARF	1.3970	4.5833	1.8034	5.9167	0.3177	1.0423	0.5729	6.1667
10	Sig 1/4 Giant Clipped Wing Cub Kit	1.7018	5.5833	2.1844	7.1667	0.3840	1.2600	0.8389	9.0300
11	Sig Four-Star 60 Kit	1.6510	5.4167	2.0574	6.7500	0.3779	1.2397	0.7774	8.3681
12	Sig Giant Four-Star 120 Kit	1.4478	4.7500	1.8034	5.9167	0.3291	1.0798	0.5935	6.3889
13	Top Flite Cessna 182 Skylane Gold Ed Kit	1.6383	5.3750	2.0574	6.7500	0.2841	0.9320	0.5845	6.2910
14	Top Flite Piper Arrow II Gold Edition Kit	1.5621	5.1250	2.0574	6.7500	0.3414	1.1200	0.7023	7.5600
15	Top Flite T-34B Mentor Gold Edition Kit	1.6002	5.2500	2.0320	6.6667	0.3255	1.0680	0.6615	7.1200
	Promedio	1.454	4.771	1.891	6.203	0.313	1.027	0.5920	6.3722

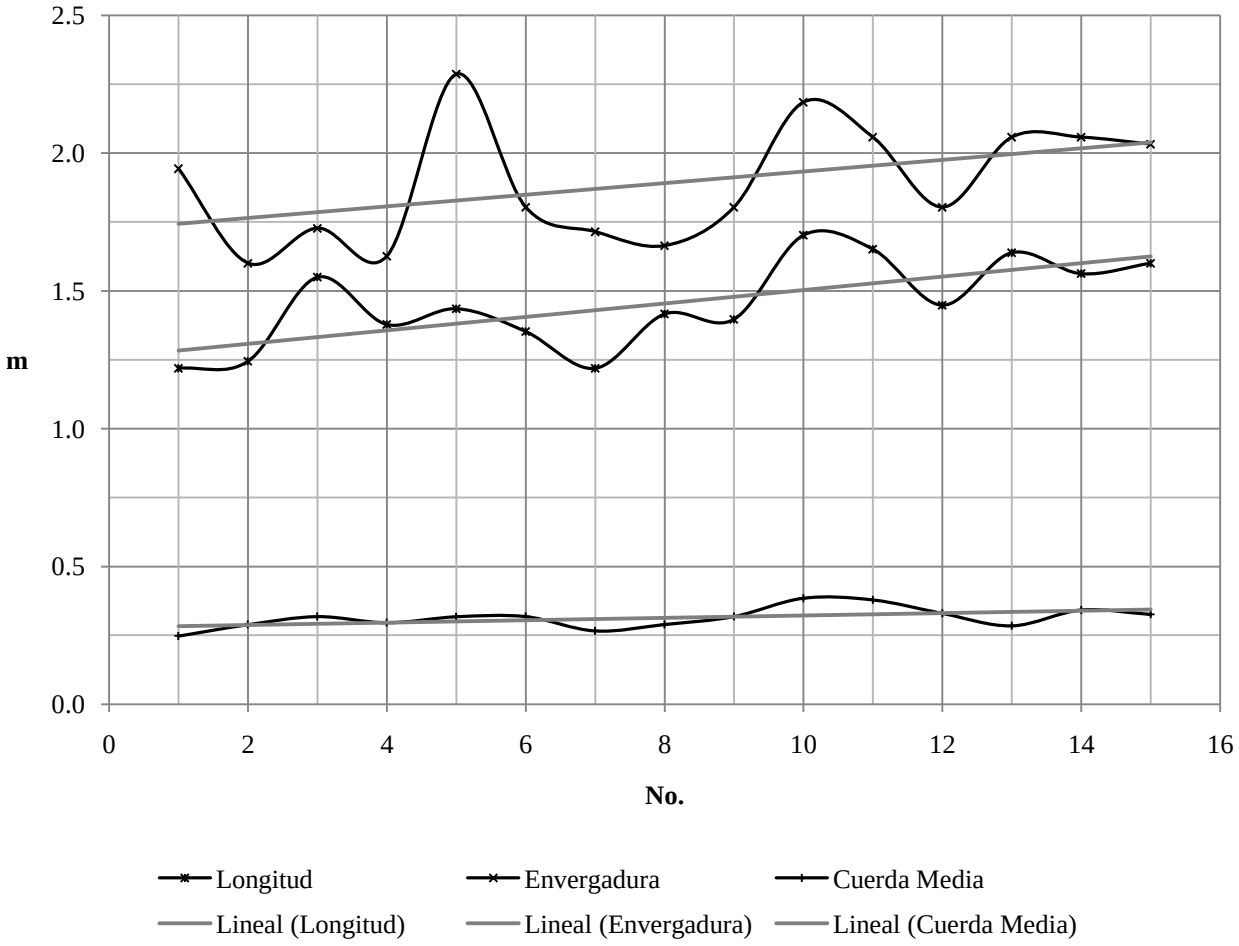


Figura A-3 Estimación de las dimensiones

Apéndice B Datos del perfil S1223RTL

Tabla B-1 Datos del perfil S1223RTL

α	$C_{L\,0}$	$C_{D\,0}$	$\frac{C_{L\,0}}{C_{D\,0}}$	$C_{M\,0}$
-8.0	-0.0701	0.1128		
-7.5155	0.0000	0.0981		
-7.5	0.0022	0.0977		
-7.0	0.0746	0.0839		
-6.5	0.1470	0.0714		
-6.0	0.2194	0.0602		
-5.5	0.2918	0.0503		
-5.0	0.3642	0.0417		
-4.5	0.4365	0.0344		
-4.0	0.5089	0.0284		
-3.5	0.5813	0.0237		
-3.0	0.6537	0.0203	32.202	-0.2215
-2.5	0.7350	0.0182	40.385	-0.2269
-2.0	0.8069	0.0174	46.374	-0.2303
-1.5	0.8765	0.0171	51.257	-0.2331
-1.0	0.9491	0.0168	56.494	-0.2366
-0.5	1.0290	0.0164	62.744	-0.2420
0.0	1.0880	0.0171	63.626	-0.2425
0.5	1.1419	0.0174	65.626	-0.2418
1.0	1.1953	0.0179	66.777	-0.2409
1.5	1.2497	0.0183	68.29	-0.2404
2.0	1.3034	0.0189	68.963	-0.2398
2.5	1.3638	0.0198	68.879	-0.2407
3.0	1.4147	0.0202	70.035	-0.2395

3.5	1.4670	0.0207	70.87	-0.2387
4.0	1.5189	0.0213	71.31	-0.2379
4.5	1.5710	0.0218	72.064	-0.2372
5.0	1.6267	0.0226	71.978	-0.2373
5.5	1.6742	0.0232	72.164	-0.2357
6.0	1.7207	0.0239	71.996	-0.2340
6.5	1.7673	0.0246	71.842	-0.2324
7.0	1.8134	0.0254	71.394	-0.2307
7.5	1.8576	0.0262	70.901	-0.2287
8.0	1.9029	0.0272	69.96	-0.2270
8.5	1.9620	0.0287	68.362	-0.2284
9.0	1.9987	0.0296	67.524	-0.2251
9.5	2.0360	0.0307	66.319	-0.2221
10.0	2.0717	0.0318	65.148	-0.2189
10.5	2.1067	0.0329	64.033	-0.2157
11.0	2.1447	0.0340	63.079	-0.2132
11.5	2.1903	0.0355	61.699	-0.2122
12.0	2.2302	0.0374	59.631	-0.2105
12.5	2.2485	0.0391	57.506	-0.2050
13.0	2.2682	0.0410	55.322	-0.2001
13.5	2.2715	0.0422		
14.0	2.2608	0.0434		
14.5	2.2537	0.0446		
15.0	2.2462	0.0458		

Apéndice C Polar del avión

Tabla C-1 Datos para la polar del avión

1	**2**	**3**	**4**	**5**	**6**	**7**	**8**	**9**	**10**	**11**
α_F	α_T	C_L	$C_{D\,0}$	C_{Di}	C_D	ε	α_{EH}	$C_{L\,EH}$	$\frac{q}{q_\infty}$	$C'_{L\,EH}$
-7.5	-7.5	0	0.0981	0.0000	0.0981	0	-7.5	-0.4170	0.9805	-0.0872
-7	-7	0.0379	0.0839	0.0001	0.0840	0.2623	-7.3	-0.4030	0.9728	-0.0836
-6	-6	0.1114	0.0602	0.0009	0.0611	0.7710	-6.8	-0.3757	0.9546	-0.0765
-5	-5	0.1849	0.0417	0.0025	0.0442	1.2797	-6.3	-0.3485	0.9326	-0.0693
-4	-4	0.2584	0.0284	0.0049	0.0333	1.7884	-5.8	-0.3212	0.9073	-0.0621
-3	-3	0.3319	0.0203	0.0081	0.0284	2.2971	-5.3	-0.2939	0.8792	-0.0551
-2	-2	0.4054	0.0174	0.0121	0.0295	2.8058	-4.8	-0.2667	0.8492	-0.0483
-1	-1	0.4789	0.0168	0.0169	0.0337	3.3145	-4.3	-0.2394	0.8179	-0.0417
0	0	0.5524	0.0171	0.0225	0.0396	3.8232	-3.8	-0.2121	0.7861	-0.0356
1	1	0.6259	0.0179	0.0288	0.0467	4.3319	-3.3	-0.1849	0.7544	-0.0297
2	2	0.6994	0.0189	0.0360	0.0549	4.8406	-2.8	-0.1576	0.7238	-0.0243
3	3	0.7728	0.0202	0.0440	0.0642	5.3493	-2.3	-0.1304	0.6949	-0.0193
4	4	0.8463	0.0213	0.0527	0.0740	5.8580	-1.9	-0.1031	0.6683	-0.0147
5	5	0.9198	0.0226	0.0623	0.0849	6.3667	-1.4	-0.0758	0.6446	-0.0104
6	6	0.9933	0.0239	0.0727	0.0966	6.8754	-0.9	-0.0486	0.6245	-0.0065
7	7	1.0668	0.0254	0.0838	0.1092	7.3841	-0.4	-0.0213	0.6084	-0.0028
8	8	1.1403	0.0272	0.0958	0.1230	7.8928	0.1	0.0059	0.5967	0.0008
9	9	1.2138	0.0296	0.1085	0.1381	8.4015	0.6	0.0332	0.5895	0.0042
10	10	1.2873	0.0318	0.1220	0.1538	8.9102	1.1	0.0605	0.5871	0.0076
11	11	1.3608	0.0340	0.1364	0.1704	9.4189	1.6	0.0877	0.5896	0.0110
12	12	1.4343	0.0374	0.1515	0.1889	9.9276	2.1	0.1150	0.5969	0.0146
13	13	1.5078	0.0410	0.1674	0.2084	10.4363	2.6	0.1423	0.6087	0.0185
14	14	1.5813	0.0434	0.1841	0.2275	10.9450	3.1	0.1695	0.6249	0.0226
15	15	1.6548	0.0458	0.2016	0.2474	11.4537	3.5	0.1968	0.6451	0.0271
16	16	1.7283	0.0482	0.2200	0.2682	11.9624	4.0	0.2240	0.6688	0.0319

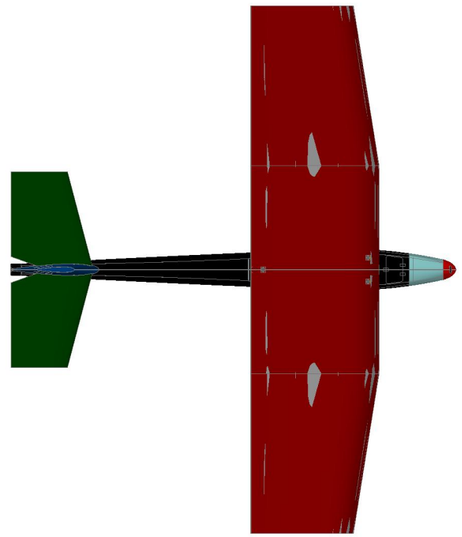
17	17	1.8018	0.0506	0.2391	0.2897	12.4711	4.5	0.2513	0.6954	0.0373
18	18	1.8753	0.0530	0.2590	0.3120	12.9798	5.0	0.2786	0.7244	0.0430
19	19	1.9488	0.0554	0.2797	0.3351	13.4885	5.5	0.3058	0.7551	0.0492
19.7	19.7	2.0	0.0570	0.2943	0.3513	13.8431	5.8	0.3241	0.7762	0.0536
20.5	20.5	1.9890	0.0590	0.3126	0.3716	13.7670	6.7	0.3736	0.8324	0.0663

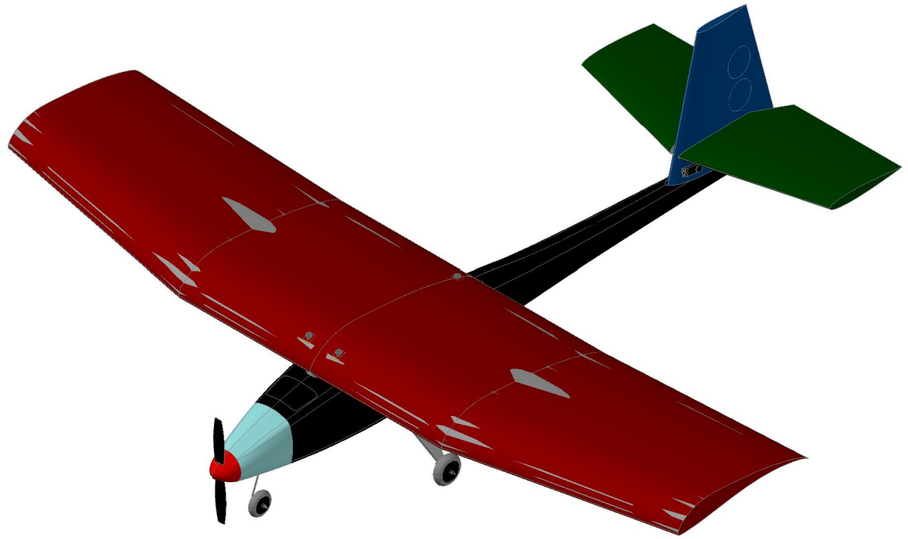
Continuación de la Tabla C-

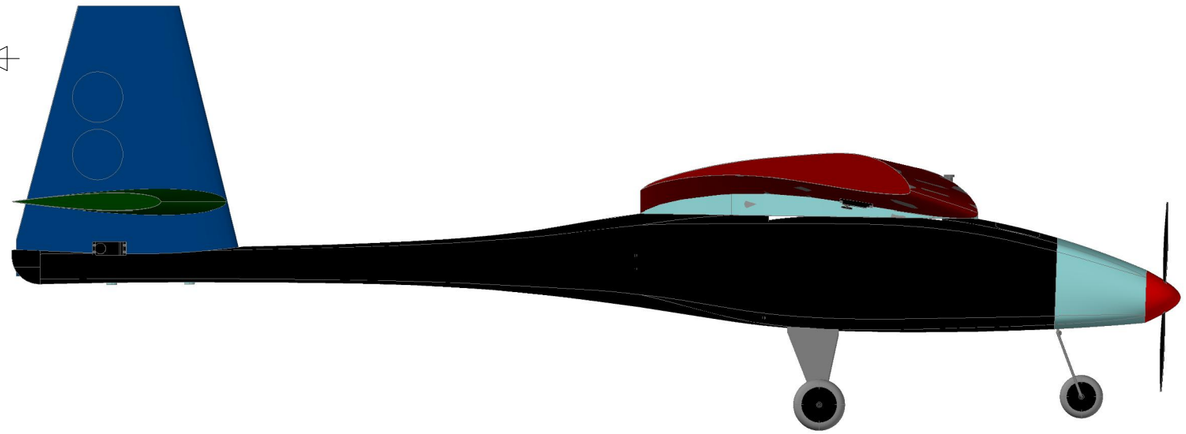
					$C'_{D\ parásitas}$				
12	**13**	**14**	**15**	**16**	**17**	**18**	**19**	**20**	**21**
$C_{D\,0\,EH}$	$C_{Di\,EH}$	$C_{D\,EH}$	$C'_{D\,EH}$	$C_{L\,T}$	$C'_{D\,EV}$	$C'_{D\,TA}$	$C'_{D\,F}$	$1.05C'_{D\ parásitas}$	$C_{D\,T}$
0.0353	0.0197	0.0550	0.0115	-0.0872	0.0073	0.0091	0.0538	0.0737	0.1834
0.0335	0.0184	0.0518	0.0108	-0.0457	0.0073	0.0091	0.0517	0.0715	0.1664
0.0303	0.0160	0.0463	0.0097	0.0349	0.0073	0.0091	0.0482	0.0678	0.1387
0.0270	0.0137	0.0407	0.0085	0.1156	0.0073	0.0091	0.0455	0.0650	0.1177
0.0240	0.0117	0.0357	0.0075	0.1962	0.0073	0.0091	0.0436	0.0630	0.1038
0.0214	0.0098	0.0311	0.0065	0.2768	0.0073	0.0091	0.0425	0.0619	0.0968
0.0190	0.0080	0.0270	0.0057	0.3571	0.0073	0.0091	0.0422	0.0615	0.0967
0.0169	0.0065	0.0234	0.0049	0.4371	0.0073	0.0091	0.0427	0.0621	0.1006
0.0150	0.0051	0.0201	0.0042	0.5168	0.0073	0.0091	0.0440	0.0634	0.1072
0.0132	0.0039	0.0171	0.0036	0.5961	0.0073	0.0091	0.0461	0.0656	0.1160
0.0117	0.0028	0.0145	0.0030	0.6750	0.0073	0.0091	0.0490	0.0687	0.1266
0.0103	0.0019	0.0122	0.0026	0.7535	0.0073	0.0091	0.0527	0.0726	0.1393
0.0092	0.0012	0.0104	0.0022	0.8317	0.0073	0.0091	0.0572	0.0773	0.1535
0.0083	0.0007	0.0089	0.0019	0.9094	0.0073	0.0091	0.0625	0.0829	0.1696
0.0076	0.0003	0.0079	0.0016	0.9869	0.0073	0.0091	0.0686	0.0893	0.1875
0.0071	0.0001	0.0072	0.0015	1.0641	0.0073	0.0091	0.0755	0.0965	0.2072
0.0070	0.0000	0.0070	0.0015	1.1411	0.0073	0.0091	0.0832	0.1046	0.2290
0.0072	0.0001	0.0073	0.0015	1.2180	0.0073	0.0091	0.0917	0.1135	0.2532
0.0078	0.0004	0.0082	0.0017	1.2949	0.0073	0.0091	0.1010	0.1233	0.2788
0.0086	0.0009	0.0095	0.0020	1.3718	0.0073	0.0091	0.1111	0.1339	0.3062
0.0097	0.0015	0.0111	0.0023	1.4489	0.0073	0.0091	0.1220	0.1453	0.3366
0.0108	0.0023	0.0131	0.0027	1.5263	0.0073	0.0091	0.1337	0.1576	0.3688
0.0122	0.0032	0.0155	0.0032	1.6039	0.0073	0.0091	0.1462	0.1707	0.4015
0.0139	0.0044	0.0183	0.0038	1.6819	0.0073	0.0091	0.1595	0.1847	0.4360
0.0157	0.0057	0.0214	0.0045	1.7602	0.0073	0.0091	0.1736	0.1995	0.4722
0.0177	0.0071	0.0249	0.0052	1.8390	0.0073	0.0091	0.1885	0.2152	0.5100

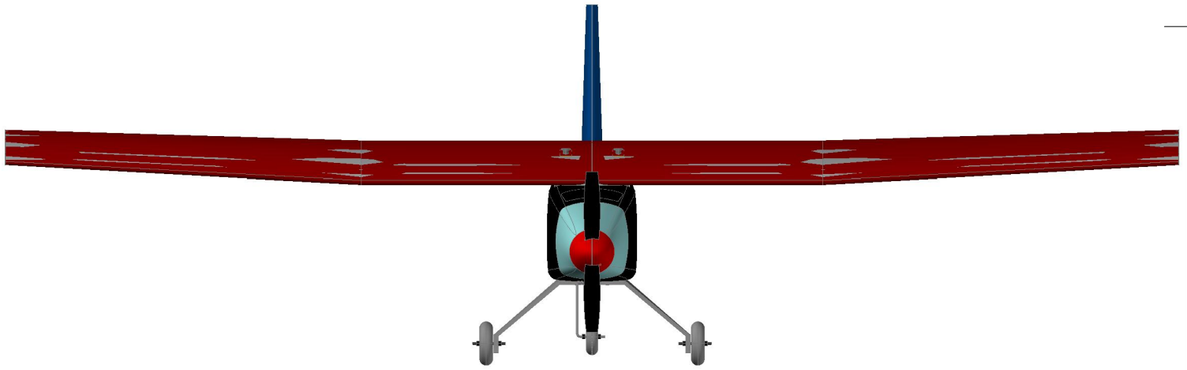
0.0199	0.0088	0.0287	0.0060	1.9183	0.0073	0.0091	0.2042	0.2316	0.5496
0.0228	0.0106	0.0334	0.0070	1.9980	0.0073	0.0091	0.2207	0.2490	0.5910
0.0246	0.0119	0.0365	0.0076	2.0536	0.0073	0.0091	0.2324	0.2613	0.6202
0.0301	0.0158	0.0459	0.0096	2.0553	0.0073	0.0091	0.2470	0.2765	0.6578
0.0353	0.0197	0.0550	0.0115	-0.0872	0.0073	0.0091	0.0538	0.0737	0.1834
0.0335	0.0184	0.0518	0.0108	-0.0457	0.0073	0.0091	0.0517	0.0715	0.1664

Apéndice D Planos

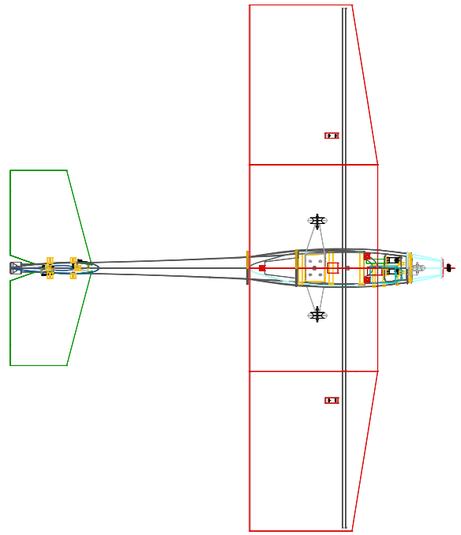


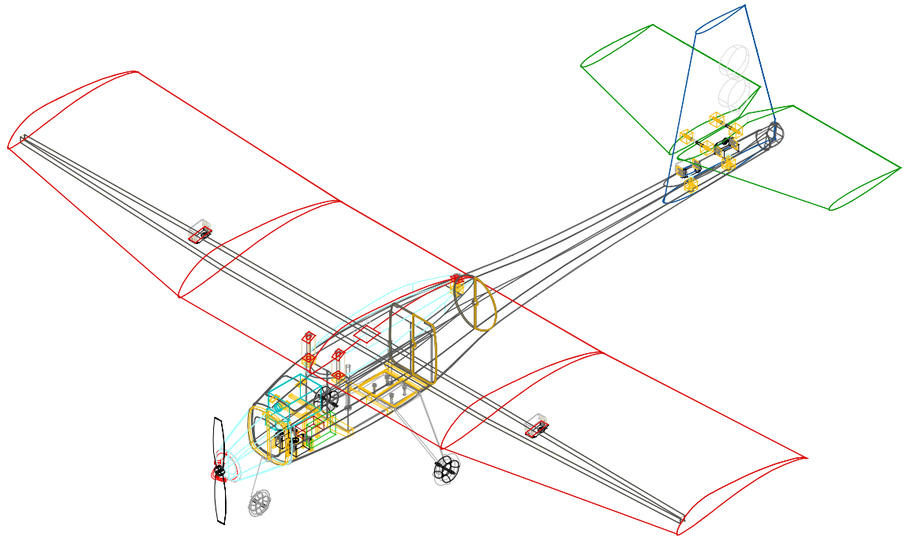


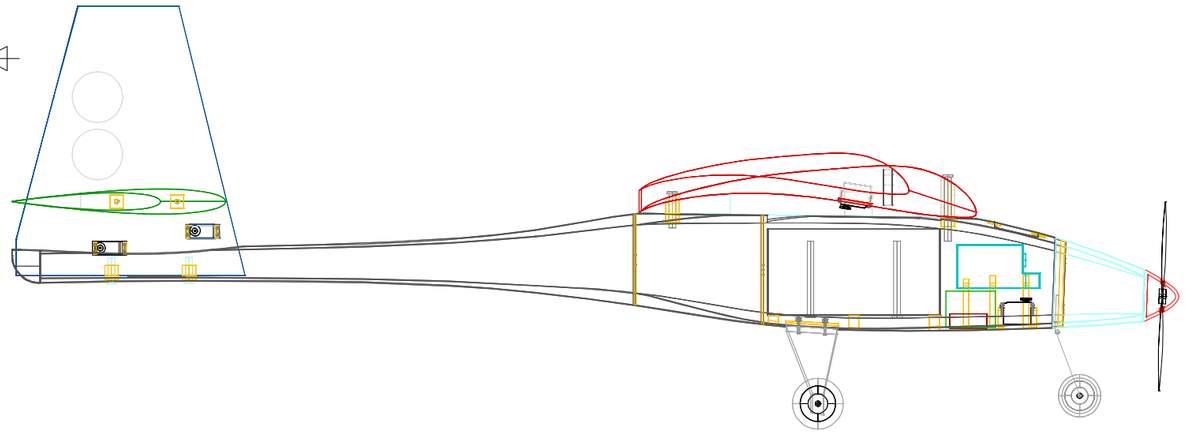


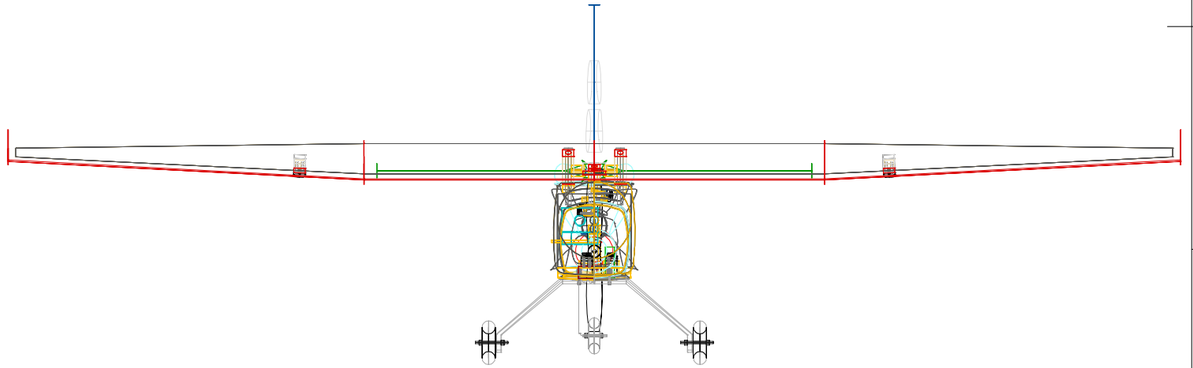


Nombre del Archivo: Ehecatl Planos	Diseñado por: Equipo Ehecatl	Escala: Sin escala
Tamaño: ANSI B	Modelo en 3D 1	
Dibujado: 20/01/2008		
Revisado: 24/06/2009 por M. en. C. Rogelio Hernández García	Planos del Aeromodelo	
Aprobado: 24/06/2009 por M. en. C. Rogelio Hernández García	Vistas del Aeromodelo 3D	
Impreso: 25/06/2009 por Equipo Ehecatl	No. de Dibujo	
Instituto Politécnico Nacional	Plano 1	
ESIME - UPT		

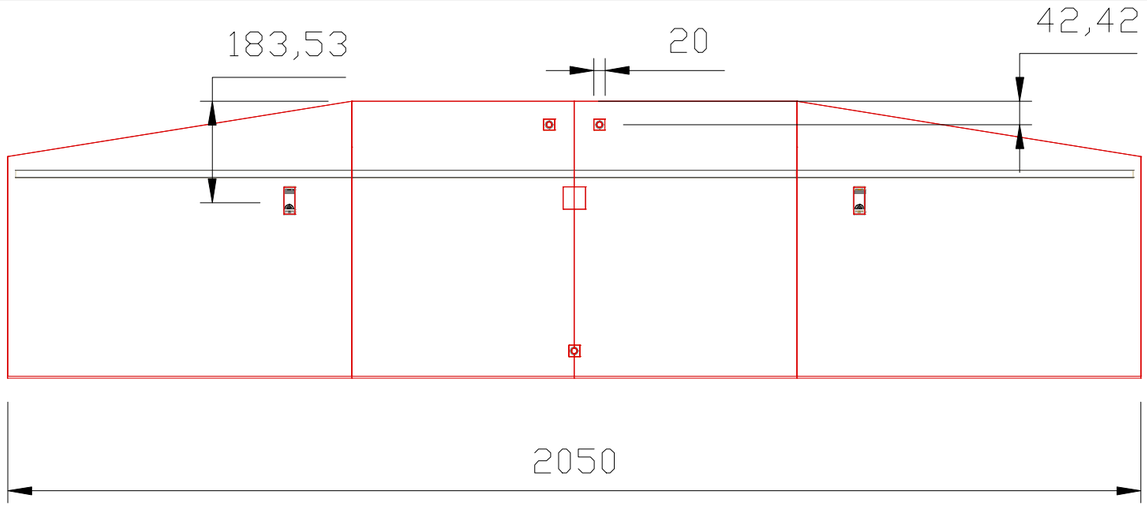


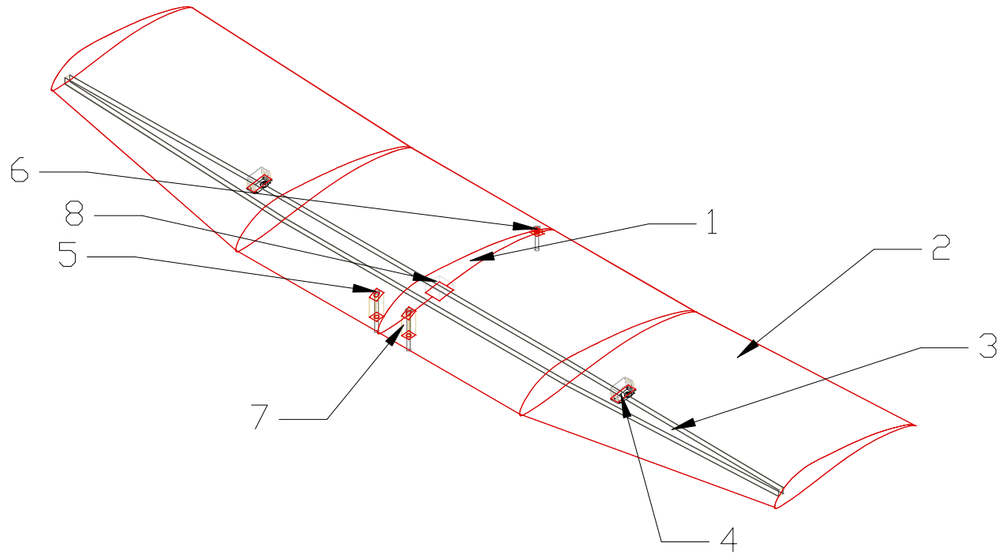


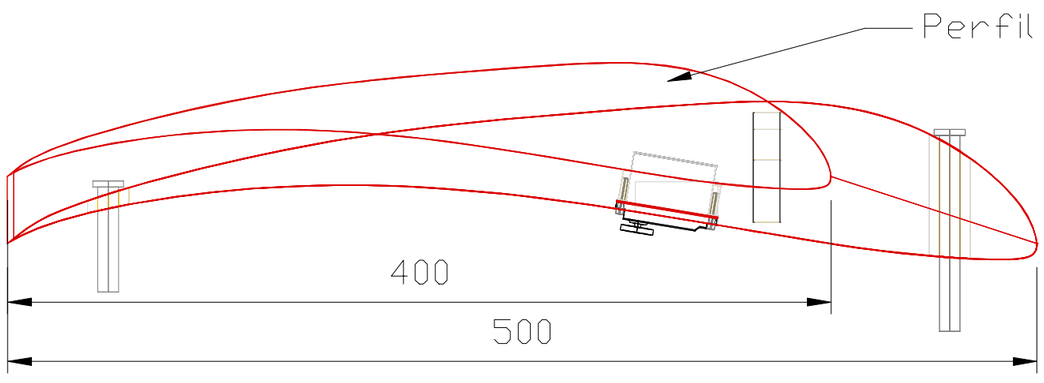


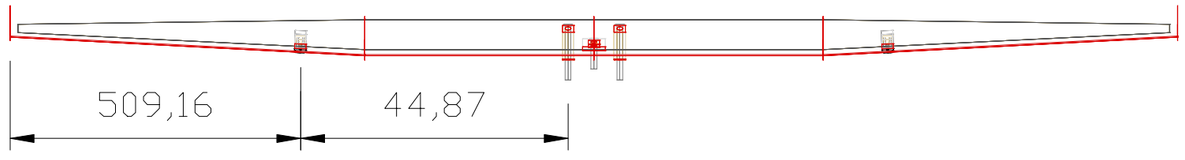


Nombre del Archivo: Ehecatl Planos	Diseñado por: Equipo Ehecatl / Escala: Sin escala
Tamaño: ANSI B	Modelo en 3D 2
Dibujado: 20/01/2008	
Revisado: 24/06/2009 por M. en. C. Rogelio Hernández García	Planos del Aeromodelo
Aprobado: 24/06/2009 por M. en. C. Rogelio Hernández García	Vistas del Aeromodelo 3D
Impreso: 25/06/2009 por Equipo Ehecatl	No. de Dibujo
Instituto Politécnico Nacional	Plano 2
ESIME - UPT	



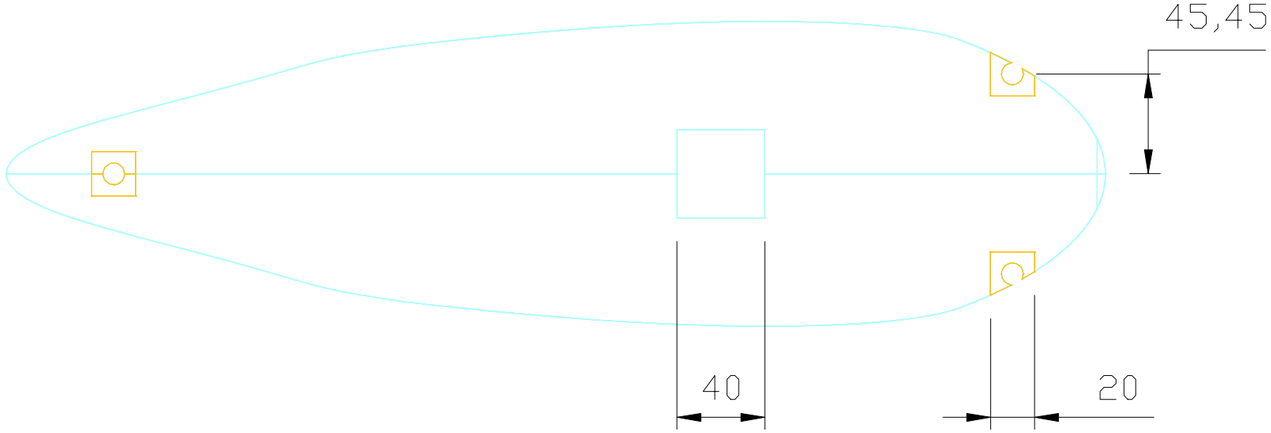


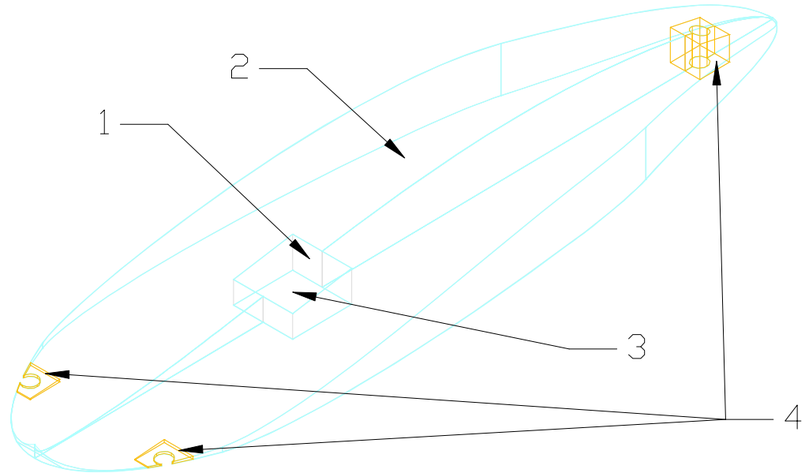


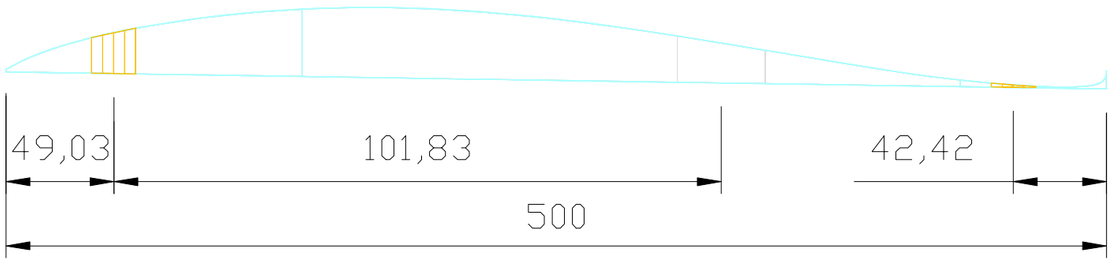


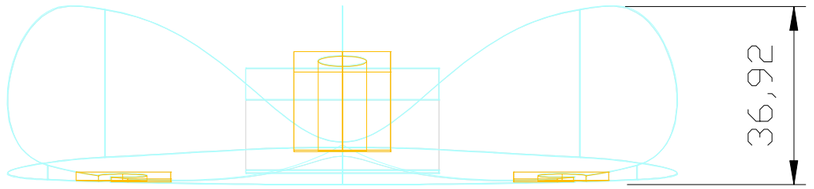
Lista de Partes	
No.	Pieza
1	Espuma de poliestireno
2	Fibra de vidrio [0,90]
3	Viga de madera balsa reforzada con fibra de carbono
4	Servos estandar de alto torque FUTABA S3010
5	Tornillos de acero para la sujeción del ala
6	Tornillo de nylon
7	Refuerzos del ala
8	Espacio para los cables del servo motor

Nombre del Archivo: Ehecatl Planos	Diseñado por: Equipo Ehecatl	Accot: mm
Tamaño: ANSI B	Ala	
Dibujado: 20/01/2008		
Revisado: 24/06/2009 por M. en. C. Rogelio Hernández García	Planos del Aeromodelo	
Aprobado: 24/06/2009 por M. en. C. Rogelio Hernández García	Vistas del Aeromodelo 3D	
Impreso: 25/06/2009 por Equipo Ehecatl		
Instituto Politécnico Nacional	No. de Dibujo:	
ESIME - UPT	Plano 3	



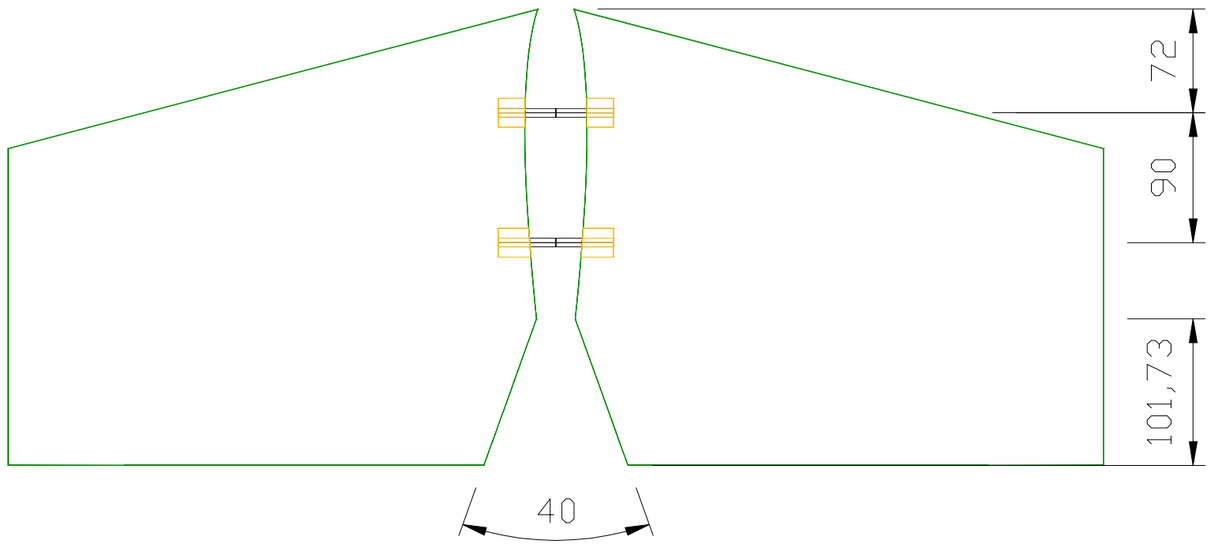


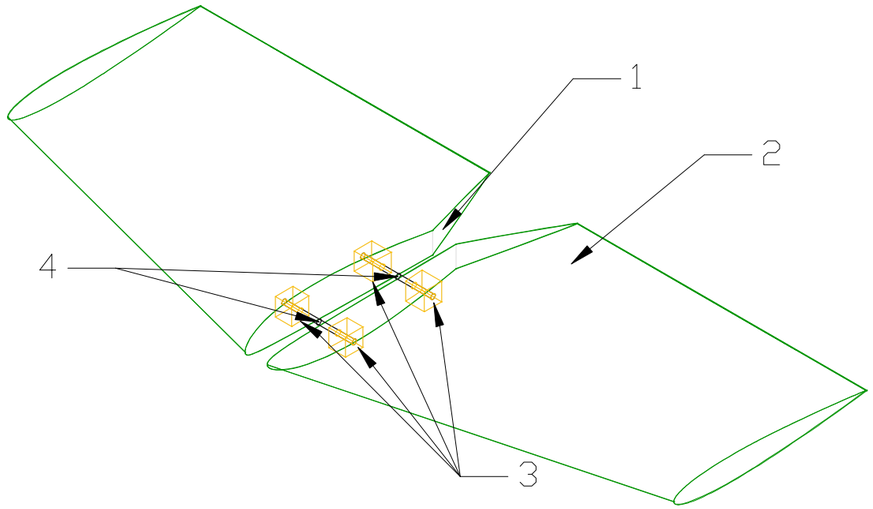


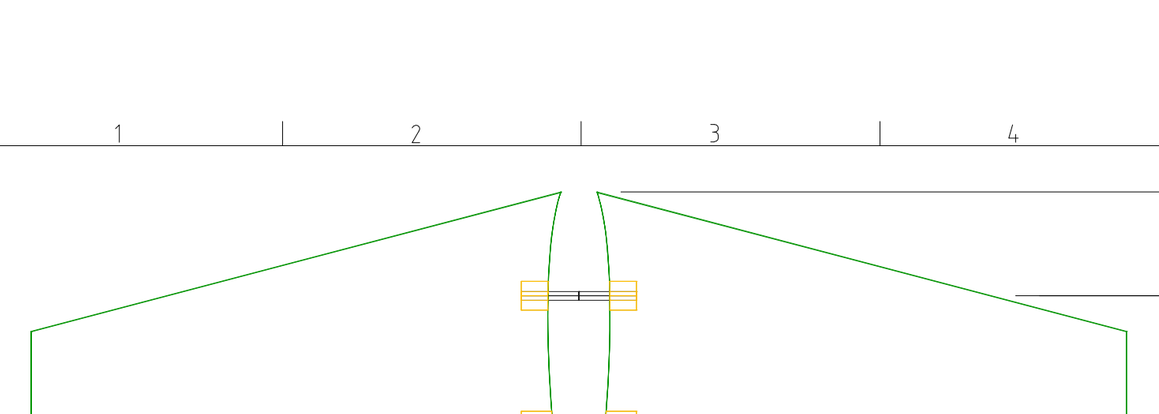


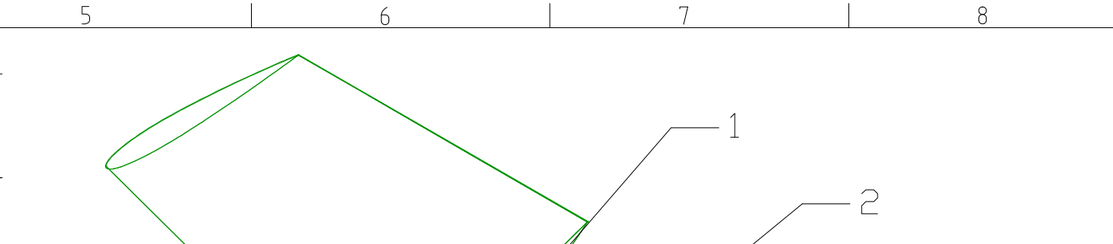
Lista de Partes	
No.	Pieza
1	Espuma de poliestireno
2	Fibra de vidrio [0,90]
3	Espacio para los cables del sevo motor
4	Refuerzos de la cama

Nombre del Archivo: Ehecatl Planos	Diseñado por: Equipo Ehecatl	Accot: mm
Tamaño: ANSI B	Cama del ala	
Dibujado: 20/01/2008		
Revisado: 24/06/2009 por M. en. C. Rogelio Hernández García	Planos del Aeromodelo	
Aprobado: 24/06/2009 por M. en. C. Rogelio Hernández García	Vistas del Aeromodelo 3D	
Impreso: 25/06/2009 por Equipo Ehecatl	No. de Dibujo: Plano 4	
Instituto Politécnico Nacional		
ESIME - UPT		



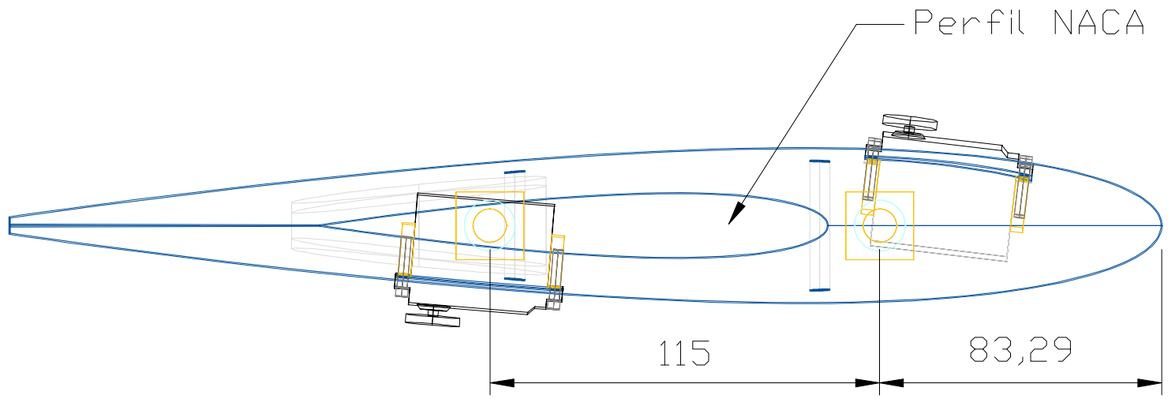


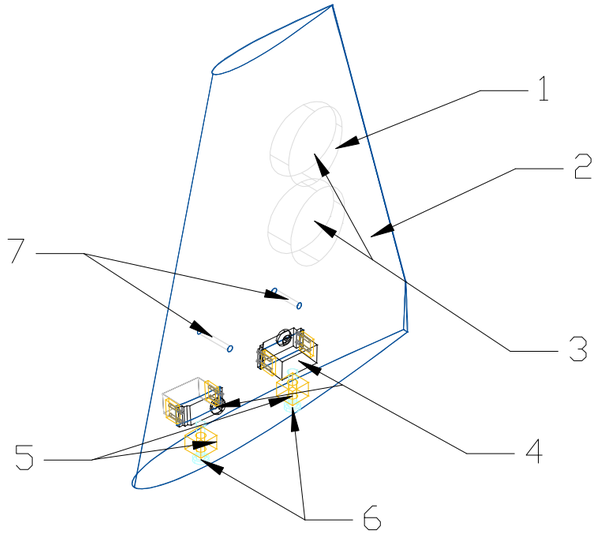


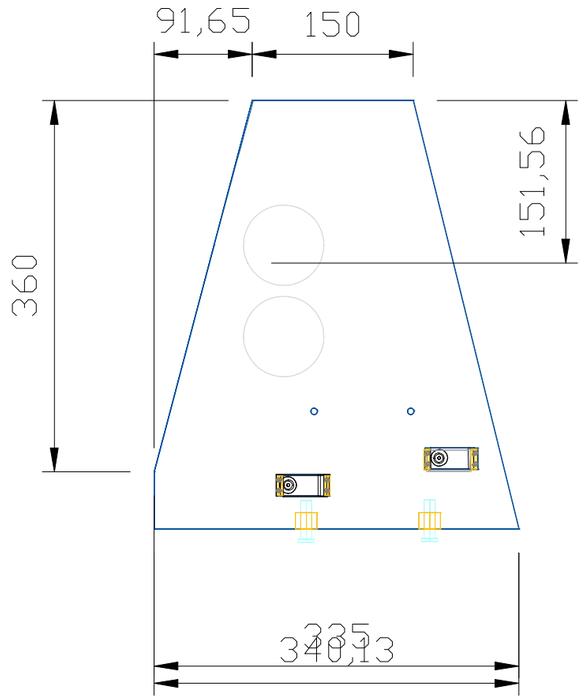


Lista de Partes	
No.	Pieza
1	Espuma de poliestireno
2	Fibra de vidrio [0,90]
3	Refuerzos del EH
4	Varillas de sujeción del EH con gerardo

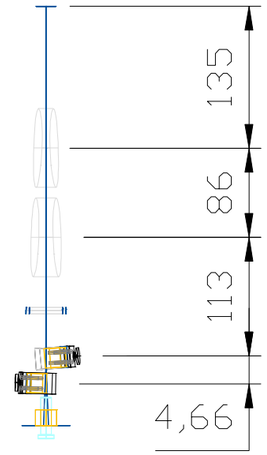
Nombre del Archivo: Ehecatl Planos	Diseñado por: Equipo Ehecatl	Accot: mm
Tamaño: ANSI B	Estabilizador horizontal	
Dibujado: 20/01/2008		
Revisado: 24/06/2009 por M. en. C. Rogelio Hernández García	Planos del Aeromodelo	
Aprobado: 24/06/2009 por M. en. C. Rogelio Hernández García	Vistas del Aeromodelo 3D	
Impreso: 25/06/2009 por Equipo Ehecatl	No. de Dibujo: Plano 5	
Instituto Politécnico Nacional		
ESIME - UPT		



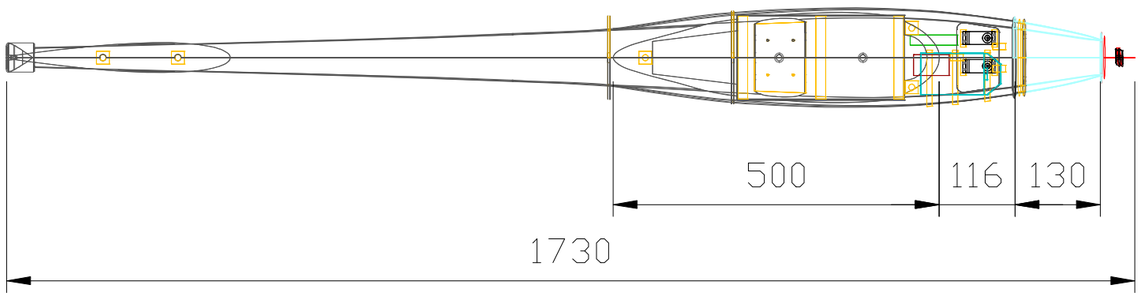


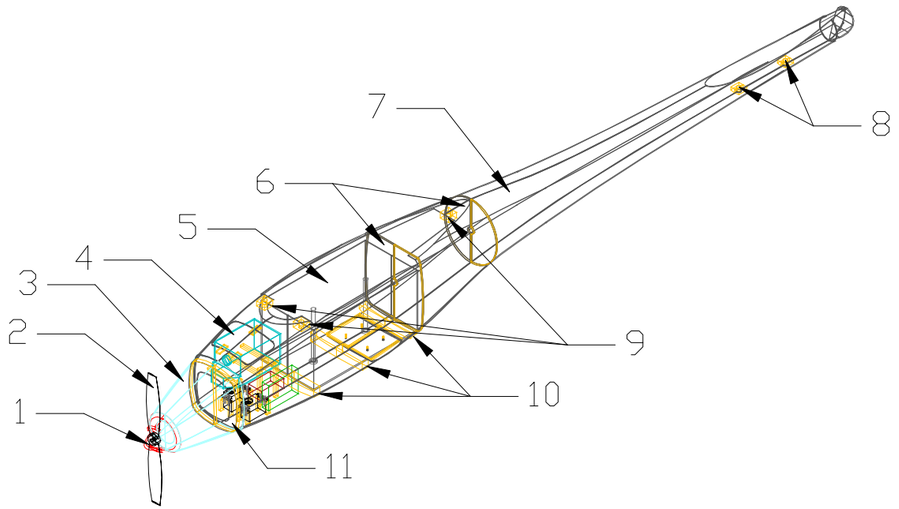


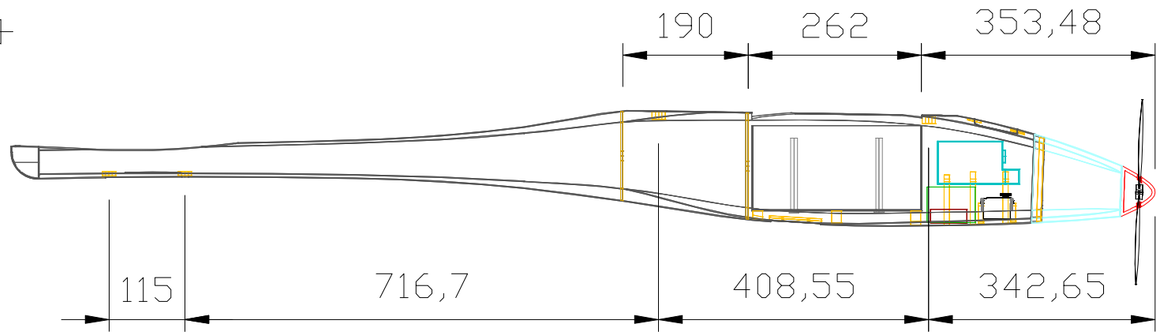
Lista de Partes	
No.	Pieza
1	Espuma de poliestireno
2	Fibra de vidrio [0,90]
3	Aligeramietos Ø8.5
4	Servos estandar de alto torque FUTABA S3010
5	Refuerzos para el EV
6	Tornillos de nylon
7	Espacio para las varillas del EH



Nombre del Archivo: Ehecatl Planos	Diseñado por: Equipo Ehecatl	Accot: mm
Tamaño: ANSI B	Estabilizador vertical	
Dibujado: 20/01/2008	Planos del Aeromodelo	
Revisado: 24/06/2009 por M. en. C. Rogelio Hernández García	Vistas del Aeromodelo 3D	
Aprobado: 24/06/2009 por M. en. C. Rogelio Hernández García	No. de Dibujo: Plano 6	
Impreso: 25/06/2009 por Equipo Ehecatl		
Instituto Politécnico Nacional		
ESIME - UPT		

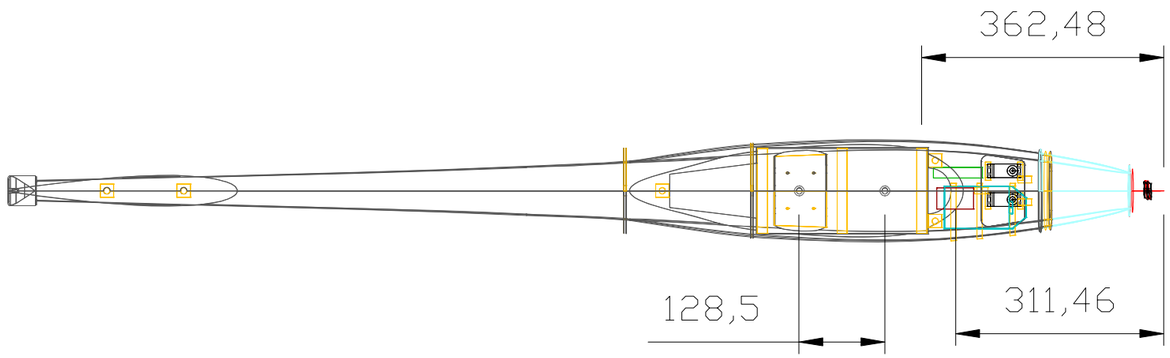


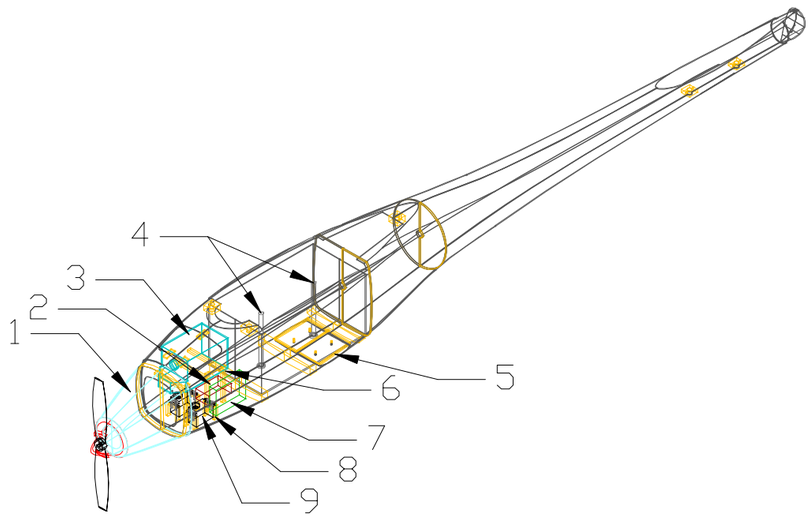


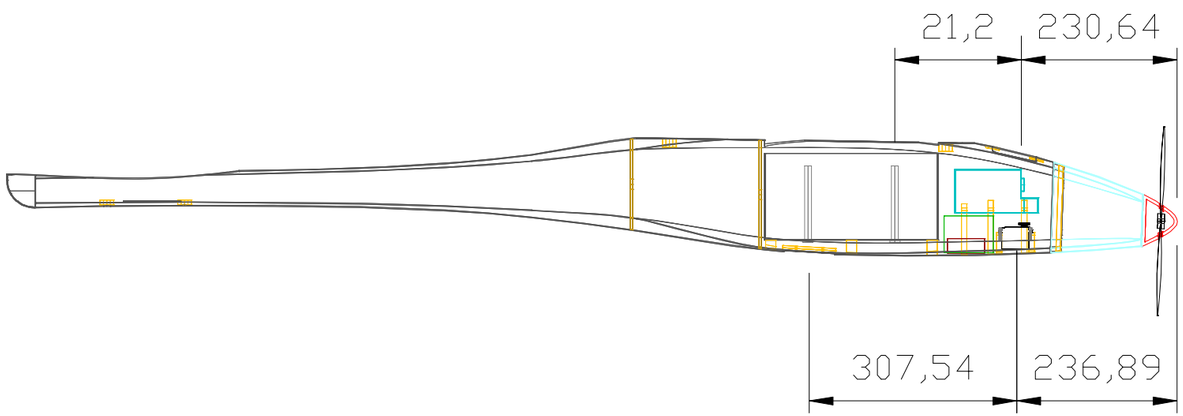


Lista de Partes	
No.	Pieza
1	Cono de hélice Ø6.35
2	Hélice Master Airscrew 11x8
3	Tolba
4	Tapa de acceso al fuselaje
5	Bahía de carga 127x127x254
6	Cuadernas de madera balsa reforzadas con FC [0,90]
7	Fuselaje de fibra de carbono [0,45]
8	Bases de sujeción del EV
9	Bases de sujeción del ala
10	Bases de sujeción de la bahía de carga
11	Pared de fuego de triplay

Nombre del Archivo: Ehecatl Planos	Diseñado por: Equipo Ehécatl / Accot: mm
Tamaño: ANSI B	Fuselaje (primera parte)
Dibujado: 20/01/2008	
Revisado: 24/06/2009 por M. en. C. Rogelio Hernández García	Planos del Aeromodelo
Aprobado: 24/06/2009 por M. en. C. Rogelio Hernández García	Vistas del Aeromodelo 3D
Impreso: 25/06/2009 por Equipo Ehecatl	No. de Dibujo: Plano 7
Instituto Politécnico Nacional	
ESIME - UPT	

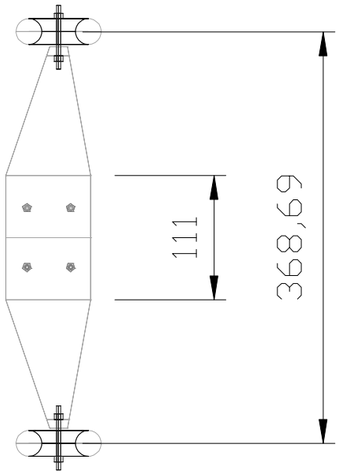


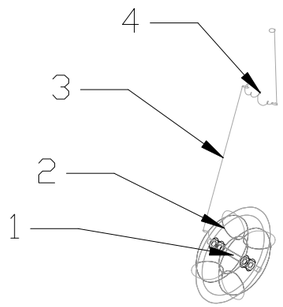


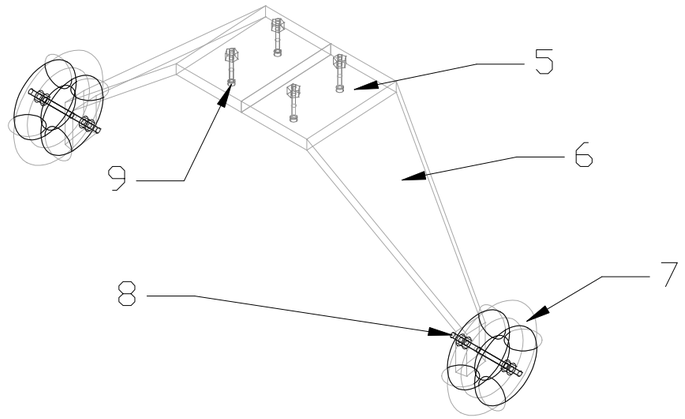


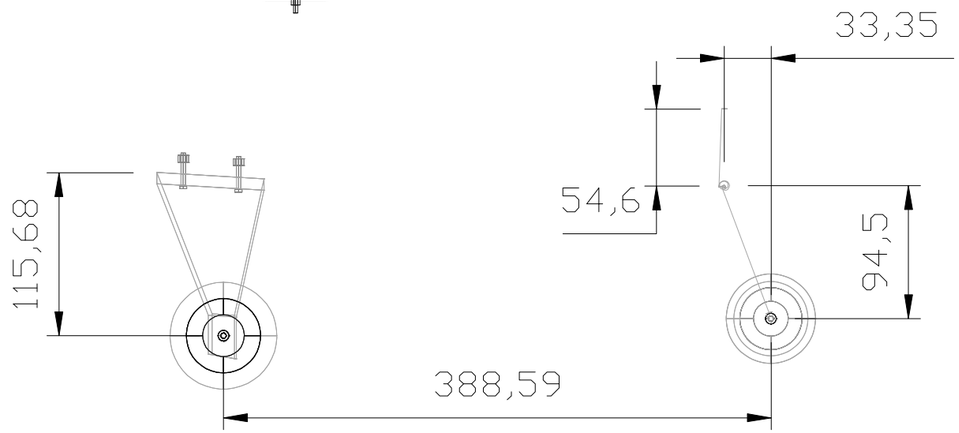
Lista de Partes	
No.	Pieza
1	Motor O.S. 0.61 FX
2	Receptor FUTABA de 9 canales
3	Tanque de combustible de 300 CC (10 oz)
4	Tornillos de la bahía de carga
5	Base de sujeción de tren del aterrizaje
6	Base de sujeción del tanque de combustible
7	Paquete de 4 baterías de 990 mmA
8	Bases de sujeción de los servos
9	Servos estandar de alto torque FUTABA S3010

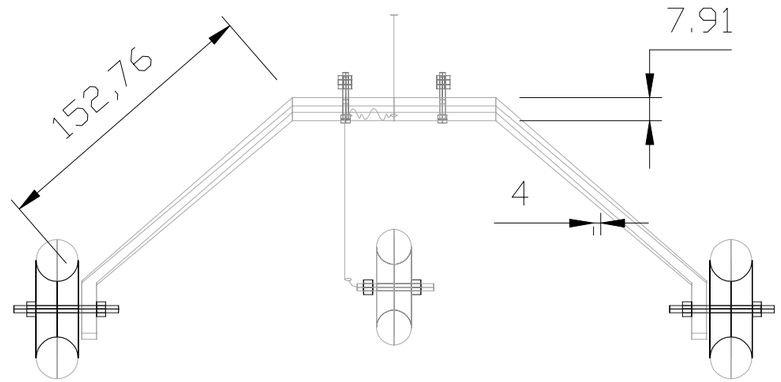
Nombre del Archivo: Ehecatl Planos	Diseñado por: Equipo Ehécatl	Accot: mm
Tamaño: ANSI B	Fuselaje (segunda parte)	
Dibujado: 20/01/2008		
Revisado: 24/06/2009 por M. en. C. Rogelio Hernández García	Planos del Aeromodelo	
Aprobado: 24/06/2009 por M. en. C. Rogelio Hernández García	Vistas del Aeromodelo 3D	
Impreso: 25/06/2009 por Equipo Ehecatl	No. de Dibujo: Plano 8	
Instituto Politécnico Nacional		
ESIME - UPT		











Lista de Partes	
No.	Pieza
1	Eje uno
2	Llanta Ø2.5
3	Soporte
4	Resorte
5	Soporte superior
6	Soporte lateral
7	Llanta Ø3
8	Eje dos
9	Tornillos de sujeción

Nombre del Archivo: Ehecatl Planos	Diseñado por: Equipo Ehecatl	Accot: mm
Tamaño: ANSI B	Tren de aterrizaje	
Dibujado: 20/01/2008		
Revisado: 24/06/2009 por M. en. C. Rogelio Hernández García	Planos del Aeromodelo	
Aprobado: 24/06/2009 por M. en. C. Rogelio Hernández García	Vistas del Aeromodelo 3D	
Impreso: 25/06/2009 por Equipo Ehecatl		
Instituto Politécnico Nacional	No. de Dibujo:	
ESIME - UPT	Plano 9	