

DISEÑO DE UN PROTOTIPO DE ALA VOLANTE

FABIO ANDRÉS ANGULO RAMÍREZ

TOSHIRO RAFAEL NÚÑEZ TORRES

UNIVERSIDAD PONTIFICIA BOLIVARIANA

ESCUELA DE INGENIERÍAS

FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA

MEDELLÍN 2014

DISEÑO DE UN PROTOTIPO DE ALA VOLANTE

FABIO ANDRÉS ANGULO RAMÍREZ

TOSHIRO RAFAEL NÚÑEZ TORRES

Trabajo de grado para optar al título de Ingeniero Mecánico y Aeronáutico.

Asesor

OMAR HAZBON ALVAREZ

Ingeniero Mecánico, M.Sc. Aerospace

UNIVERSIDAD PONTIFICIA BOLIVARIANA

ESCUELA DE INGENIERÍAS

FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA

MEDELLÍN 2014

*Al arquitecto del universo,
a todo lo visible e invisible,
gracias totales.*

Toshiro Núñez Torres & Fabio Andrés Angulo Ramírez

*Agradecimiento especial a **Alejandro García González**,
por poco coautor de esta obra y gran colaborador comprometido con la misma.*

“..Ahora pasa que las tortugas son grandes admiradoras de la velocidad, como es natural. Las esperanzas lo saben, y no se preocupan.

Los famas lo saben, y se burlan.

Los cronopios lo saben, y cada vez que encuentran una tortuga, sacan la caja de tizas de colores y sobre la redonda pizarra de la tortuga dibujan una golondrina.”

Julio Cortázar

Fragmento de “Historias de Cronopios” 1962.

Humilde y respetuoso homenaje a una de las mentes con mundo propio y compartido de Latinoamérica y el mundo, en año del centenario de su natalicio. 1914 - 1984

TABLA DE CONTENIDO

RESUMEN.....	xiii
INTRODUCCIÓN.....	xiv
LISTADO DE SÍMBOLOS, ABREVIATURAS Y SIMBOLOGÍA	xv
I. OBJETIVOS	xvii
Objetivo general.....	xvii
Objetivos específicos.....	xvii
II. MARCO TEÓRICO	xviii
III. METODOLOGÍA DE DESARROLLO	xix
IV. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA	xxii
V. ANTECEDENTES Y ESTADO DEL ARTE.....	xxiii
1. CONSIDERACIONES AERODINÁMICAS PRELIMINARES	1
1.1. Proceso de diseño	1
1.2. Dimensionamiento preliminar	2
1.2.1. Principales parámetros en el diseño alar	3
1.2.2. Estimación inicial del peso.....	4
1.3. Selección de perfiles alares	5
1.3.1. El perfil con el coeficiente de sustentación más alto	11
1.3.2. El perfil con el coeficiente de arrastre más bajo.....	13
1.3.3. El perfil con la más alta relación de sustentación/arrastre (Cl / Cd) _{max}	14
1.3.4. El perfil con el coeficiente de momento más cercano a cero.....	15
1.3.5. El perfil con la región de pérdida más adecuada	17
1.4. Dimensionamiento preliminar en software tipo CAD	18
1.5. Definición del fuselaje.	19
2. COMPONENTES ELÉCTRICOS	21
2.1. Planta motriz y accesorios	21
2.1.1. Motor tipo fan: BL32 Ducted Fan Motor de 2150Kv de potencia, 5,4 Lb	21
2.1.2. Nacela de motor y componentes de rotor (casing): Delta-V (R) 32 80mm EDF Unit.....	22
2.2. Batería y variador de velocidad.....	22

2.2.1.	Batería de 5000 mAh.....	22
2.2.2.	Variador de velocidad	23
2.3.	Servomotores	23
2.3.1.	Servos de flaperones y elevones	23
2.3.2.	Servos de rudder	24
2.4.	Tren de aterrizaje	24
2.5.	Estimaciones iniciales de consumo eléctrico	25
3.	AERODINÁMICA.	27
3.1.	Aproximación inicial por medio de un modelo físico de estudio	27
3.2.	Cálculos aerodinámicos	28
3.2.1.	Estimación de la cuerda media aerodinámica (MAC).....	29
3.2.2.	Coeficiente de sustentación en el prototipo	30
3.2.3.	Coeficiente de arrastre en el prototipo	36
3.2.3.1.	Coeficientes de arrastre parásito	36
3.2.3.2.	Coeficientes de arrastre inducido.....	44
3.2.4.	Coeficiente de momento en el prototipo.....	50
3.2.5.	Fuerzas de sustentación, arrastre y momento en el prototipo.....	52
3.2.6.	Velocidad de pérdida	54
3.3.	Definición de dispositivos hipersustentadores	55
3.4.	Perfil de misión del prototipo de ala volante.....	57
3.4.1.	Descripción del perfil de misión	57
3.4.2.	Análisis de las etapas del perfil de misión.....	58
3.4.2.1.	Despegue	58
3.4.2.2.	Ascenso.....	62
3.4.2.3.	Crucero:.....	64
3.4.2.4.	Descenso:	64
3.4.2.5.	Aterrizaje	66
3.4.2.6.	Consideraciones para el aterrizaje.....	67
3.4.3.	Estimaciones de consumo de carga eléctrica	67
4.	DISEÑO Y ANÁLISIS ESTRUCTURAL	69
4.1.	Consideraciones de componentes eléctricos y accesorios críticos para el diseño	69

4.2. Dimensionamiento virtual.....	70
4.3. Simulación estructural.....	70
4.3.1. Cargas inerciales en tierra	71
4.4. Elaboración detallada del diseño virtual	73
4.4.1. Sección estructural alar	74
4.4.1.1. Ubicación de componentes en estructura alar	74
4.4.2. Sección estructural fuselaje	76
4.4.2.1. Ubicación de componentes en fuselaje	77
4.4.3. Cubierta exterior	79
4.4.4. Superficies de control	81
4.4.5. Cubiertas del tren de aterrizaje	83
4.4.6. Casing motor:	84
4.5. Diagrama de Fuerzas cortantes y momentos flectores en la viga principal del ala 85	
4.6. Envolvente de vuelo del prototipo de ala volante.....	91
5. ANÁLISIS DE ESTABILIDAD.....	93
6. CARACTERIZACIÓN FINAL DEL PROTOTIPO DE ALA VOLANTE	95
7. CONSIDERACIONES Y COMENTARIOS FINALES	98
CONCLUSIONES	99
ANEXOS.....	I
Anexo A.1. Valores de parámetros aerodinámicos en Crucero. La fila resaltada de amarillo corresponde a la mayor relación de sustentación/arrastre.	I
Anexo A.2. Valores de parámetros aerodinámicos en Descenso. La fila resaltada de amarillo corresponde a la mayor relación de sustentación/arrastre.	II
Anexo A.3. Valores de parámetros aerodinámicos en Aterrizaje con despliegue de todos los componetes. La fila resaltada de amarillo corresponde a la mayor relación de sustentación/arrastre.	III
Anexo B.1. Servos que actúan sobre las superficies de control del prototipo de ala volante	IV
Anexo B.2. Red de alimentación para servos y otros componentes eléctricos del prototipo de ala volante	V
Anexo C. Tablas de componentes y campos de desempeño.....	VI
Anexo C.1. Estimación de costos para una posible construcción del prototipo de ala volante	VI

Anexo C.2. Ventajas comparativas para la implementación de un prototipo de ala volante en distintas áreas e industrias. (Escrito en inglés)	VII
Grupo de Anexos D. Planos de vistas del prototipo	VIII
Grupo de Anexos E. Planos de la estructura alar.....	XII
Grupo de Anexos F. Planos de componentes y elementos de alojamiento en las alas. .XIX	
Grupo de Anexos G. Planos de costillas del prototipo.....	XXIII
Grupo de Anexos H. Planos de fuselaje.....	XLI
Grupo de Anexos I. Planos de elementos del fuselaje.	LI
Grupo de Anexos K. Planos de componentes eléctricos.....	LXXIII
Grupo de Anexos L. Plano de ensamble.....	LXXVII
Anexo M. Informe de práctica de laboratorio.....	LXXVIII
REFERENCIAS	XC

LISTA DE FIGURAS

Figura 1. Planeador Horten HI en vuelos de prueba [6].	xix
Figura 2. Procedimiento de diseño alar [22].	1
Figura 3. Casing de motor fan (Delta-V (R) 32 80mm EDF Unit) [10], parámetro inicial de diseño del prototipo de ala volante	2
Figura 4. Vista frontal del modelo planeador Horten IX V1 [6], el círculo rojo muestra la sección en la cual se incorporará el casing del motor fan de la figura 2, en el nuevo prototipo.	2
Figura 5. Relación entre el área alar y el peso de distintos aeromodelos [20].	4
Figura 6. Correlación de máximo C_{lmax} vs C_{li} (perfil).	9
Figura 7. Perfiles aerodinámicos a estudiar descritos en Tabla 3, cuerda normalizada.	11
Figura 8. Gráficas de Cl vs. α en crucero, perfiles en estudio. $Re_{cru} = 682940$.	12
Figura 9. Gráficas de Cl vs. α en descenso/aterrizaje, perfiles en estudio. $Re_{landing} = 239029$	12
Figura 10. Gráficas de Cd vs. Cl , perfiles en estudio. $Re_{cru} = 682940$	13
Figura 11. Gráficas de Cd vs. α , perfiles en estudio. $Re_{landing} = 239029$.	14
Figura 12. Gráficas de Cl / Cd vs. α . en crucero. $Re_{cru} = 682940$	14
Figura 13. Gráficas de Cl / Cd vs. α . en descenso/aterrizaje. $Re_{landing} = 239029$.	15
Figura 14. Gráficas de Cm vs. Cl en crucero. $Re_{cru} = 682940$	16
Figura 15. Gráficas de Cm vs. Cl en aterrizaje. $Re_{landing} = 239029$.	16
Figura 16. Diseño preliminar virtual del prototipo de ala volante.	18
Figura 17. Diseño preliminar virtual del fuselaje del prototipo de ala volante.	20
Figura 18. Motor BL32 Ducted Fan Motor, 1400 W [10].	21
Figura 19. Componentes y accesorios del motor. Izquierda: anillo de ajuste. Centro: spinner de aluminio, derecha: rotor de 5 aspas [10].	22
Figura 20. Batería de 5000 mAh 6S 22.2V LiPo, 10AW EC5 [10].	23
Figura 21. Variador de velocidad speed controller: 80-Amp Pro Switch-Mode BEC Brushless ESC, EC5 (V2) [10].	23
Figura 22. Servo flaperón y elevón (Derecha). Servo rudder (Izquierda) [10].	24
Figura 23. Tren de aterrizaje retráctil marca y modelo: Turnigy Full Metal Servoless Retracts with Oleo Legs (45mm) (Tricycle, Habu type) [10].	24
Figura 24. Pruebas modelo físico en túnel de viento. Izquierda: $\alpha = 10^\circ$. Derecha: Hilos adheridos que visualizan la formación de vórtices.	27
Figura 25. Pruebas en túnel de viento del modelo, con ráfagas de humo.	28
Figura 26. Ubicación de la MAC mediante el método gráfico.	29
Figura 27. Pendiente de sustentación del perfil en condición de crucero. $Re_{cru} = 682940$	31
Figura 28. Pendiente de sustentación del perfil en condición de descenso. $Re_{landing} = 239029$.	32
Figura 29. Comparación de pendientes de sustentación del prototipo y perfil en crucero. $Re_{cru} = 682940$.	33
Figura 30. Comparación de las pendientes de sustentación del prototipo y perfil en descenso. $Re_{landing} = 239029$.	33
Figura 31. Incremento de coeficientes de sustentación de acuerdo al tipo y grados de deflexión del flap [20].	34
Figura 32. Pendiente de sustentación del perfil en condición de aterrizaje. $Re_{landing} = 239029$.	35
Figura 33. Comparación de las pendientes de sustentación del prototipo en aterrizaje. $Re_{landing} = 239029$.	35

Figura 34. Variación del coeficiente total de fricción para el régimen laminar, transicional y turbulento [17].

	38
Figura 35. Definición áreas de arrastre del prototipo. Vista superior con zona de referencia del fuselaje enmarcada en el recuadro rojo.	39
Figura 36. Definición áreas de arrastre del prototipo. Dimensiones laterales.	40
Figura 37. Relación de espesor y ángulos de flechamiento para determinar el factor de forma alar [17].	41
Figura 38. Relación de esbeltez para determinar el factor de forma del fuselaje [17].	42
Figura 39. Gráfica de C_D vs. C_L del prototipo de ala volante en crucero.	49
Figura 40. Gráfica de C_D vs. C_L del prototipo de ala volante en descenso.	49
Figura 41. Gráfica de C_D vs. C_L del prototipo de ala volante en crucero, descenso y aterrizaje.	50
Figura 42. Tendencia de Coeficientes de Momento para cada perfil representativo del ala. El área entre el eje del semi span y la curva, representa el Coeficiente de Momento del prototipo.	52
Figura 43. Vista inferior del ala derecha, ubicación de superficies de control.	56
Figura 44. Diagrama de cuerpo libre del prototipo en fase de despegue.	59
Figura 45. Vista frontal del prototipo en el aterrizaje con drags rudders desplegados.	66
Figura 46. Fuerzas inerciales en el instante del contacto con tierra en el aterrizaje.	71
Figura 47. Simulación de cargas y esfuerzos preliminares del diseño [12].	73
Figura 48. Vistas de la estructura alar del prototipo.	74
Figura 49. Alojamiento de rueda de tren de aterrizaje principal en la estructura alar. Izquierda: vista superior. Derecha: vista superior.	75
Figura 50. Vista inferior posterior de alojamiento de tren de aterrizaje en alas y fuselaje.	75
Figura 51. Vista inferior isométrica de alojamiento del conjunto de tren de aterrizaje en alas y fuselaje.	76
Figura 52. Vista inferior de superficie alar alojamiento servomotores de activación de superficies.	76
Figura 53. Vistas del fuselaje. Interna (izquierda) y externa (derecha).	77
Figura 54. Vista auxiliar superior posterior de la estructura del fuselaje del prototipo.	77
Figura 55. Vista interna ubicación de la batería y variador de velocidad en la estructura del fuselaje.	78
Figura 56. Vista lateral de batería, variador de velocidad, tren de nariz y fan, en la estructura del fuselaje.	78
Figura 57. Vista posterior del ducto de salida de aire del motor, se observa la ubicación del tren de nariz retraído.	79
Figura 58. Vista lateral del prototipo con cubierta de balso.	79
Figura 59. Vista frontal del prototipo con cubierta de balso.	80
Figura 60. Vista posterior del prototipo con cubierta de balso.	80
Figura 61. Vista inferior del prototipo, se observa la cubierta y los cortes de las secciones móviles.	80
Figura 62. Vista superior del prototipo, se observa la cubierta y algunos cortes de las secciones móviles.	80
Figura 63. Vista isométrica de superficies de control.	81
Figura 64. Vista general Drag rudder. Izquierda: Isométrico. Derecha: Ensamble en punta alar.	81
Figura 65. Vistas de elevón recubierto (izquierda) y estructura (derecha).	82
Figura 66. Vista de flaperón externo recubierto (izquierda), estructura (derecha).	82
Figura 67. Vista de flaperón interno recubierto (izquierda), estructura (derecha).	82
Figura 68. Vista del tren de nariz.	83
Figura 69. Vista ampliada del tren de nariz.	83
Figura 70. Detalle de montaje de tapas de tren principal.	84
Figura 71. Vista de motor sin cubierta.	84
Figura 72. Vista de motor en estructura de fuselaje y cubierta frontal del ducto de aire.	85
Figura 73. Vista isométrica del prototipo. Se aprecia su estructura y en su parte izquierda ya finalizado el diseño.	85

<i>Figura 74. Distribución de carga resultante sobre la viga del semi span, en crucero.</i>	87
<i>Figura 75. Diagrama de fuerza cortante resultante sobre la viga del semi spam, en crucero.</i>	88
<i>Figura 76. Diagrama de momento flector resultante sobre la viga del semi spam, en crucero.</i>	88
<i>Figura 77. Distribución de carga resultante en aterrizaje a lo largo del semi spam.</i>	90
<i>Figura 78. Diagrama de fuerza cortante sobre la viga del semi spam, en aterrizaje.</i>	90
<i>Figura 79. Diagrama de momento flector sobre la viga del semi spam, aterrizaje.</i>	90
<i>Figura 80. Envolvente de vuelo del prototipo.</i>	91
<i>Figura 81. Estabilidad lateral. Muestra la desestabilidad lateral naturalmente presentada para el prototipo de ala volante, se expresa en velocidad (m/s superior izquierda), grados por segundos (superior derecha), radianes por segundos (inferior izquierda) y en grados del ángulo ϕ°.</i>	93
<i>Figura 82. Estabilidad longitudinal. Muestra la tendencia estable longitudinal del prototipo a restaurarse y compensarse posteriormente, gracias a la debida ubicación del centro de gravedad.</i>	94

LISTA DE TABLAS

<i>Tabla 1. Parámetros a definir en el diseño del prototipo de ala volante.</i>	3
<i>Tabla 2. Perfiles evaluados para la selección inicial.</i>	10
<i>Tabla 3. Perfiles tipo réflex para estudio y selección en el desarrollo de prototipo de ala volante.</i>	10
<i>Tabla 4. Matriz de selección de perfil alar.</i>	17
<i>Tabla 5. Corriente y peso de componentes eléctricos.</i>	25
<i>Tabla 6. Cálculo de Coeficientes de Sustentación y Arrastre del prototipo en crucero</i>	45
<i>Tabla 7. Cálculo de Coeficientes de Sustentación y Arrastre del prototipo en descenso (free landing)</i>	47
<i>Tabla 8. Cálculo de Coeficientes de Sustentación y Arrastre del prototipo en aterrizaje (landing)</i>	48
<i>Tabla 9. Valores de coeficiente de momento a lo largo del semi spam.</i>	51
<i>Tabla 10. Fuerzas aerodinámicas para distintas etapas del vuelo del prototipo.</i>	53
<i>Tabla 11. Cálculo del Factor de Densidad</i>	54
<i>Tabla 12. Coeficientes de fricción para distintos tipos de terreno</i>	60
<i>Tabla 13. Consumo de corriente (A) en todo el perfil de misión, por componentes de superficies.</i>	68
<i>Tabla 14. Tiempo (s) de las fases del perfil de misión del prototipo</i>	68
<i>Tabla 15. Características geométricas del prototipo diseñado.</i>	95
<i>Tabla 16. Cálculos para la fase de despegue.</i>	96
<i>Tabla 17. Cálculos para la fase de ascenso.</i>	96
<i>Tabla 18. Cálculos para la fase de aproximación (descenso/aterrizaje).</i>	97
<i>Tabla 19. Cálculo de las reacciones en el tren y la inercia al tocar tierra el prototipo.</i>	97
<i>Tabla 20. Condiciones físicas del prototipo.</i>	97

RESUMEN

Uno de los mayores intereses de la aeronáutica e industria de la aviación general, radica en el descubrimiento e implementación de formas y métodos que permitan a su vez definir alternativas enfocadas a la disminución de las fuerzas de arrastre dadas en las aeronaves, las cuales representan aumentos en el consumo de combustible. El estudio de geometrías y perfiles aerodinámicos, compone unos de los primeros pasos en el desarrollo de diseños de prototipos de aeronaves. Las alas volantes representan un concepto de eficiencia aerodinámica que favorece en la disminución del consumo de combustible, gracias a una geometría que no representa la utilización de un empenaje o conjunto de cola, común en las aeronaves convencionales, encargado de compensar momentos aerodinámicos, fijar el movimiento y dirección en sus ejes, entre otras; en cambio se implementan superficies de control adicionales que cumplen estas mismas funciones, varias al mismo tiempo; además de optimizar el ángulo total de downwash generado por el twist geométrico y aerodinámico dado en el diseño. Los primeros estudios aplicados a la implementación de las alas volantes datan desde años previos a la segunda guerra mundial, siendo Alemania el país pionero en el estudio y producción de éste tipo de aeronaves.

El proceso de diseño de un prototipo de ala volante, toma como punto de partida el modelo de ala volante Horten IX V1; aspectos característicos de este último como la geometría y resistencia estructural, son estudiados y mejorados para condiciones de vuelo subsónico, mediante la implementación de elementos comerciales del mercado de aeromodelos en un diseño proporcional al Horten IX V1, dando forma a un nuevo prototipo, propuesto en esta obra. Los resultados obtenidos muestran las bondades asociadas al desempeño y naturaleza misma de las aeronaves con este tipo de configuración. Representan la posibilidad para motivar el estudio y desarrollo de éstas, en áreas de la aviación civil y militar en un contexto nacional e internacional.

Palabras Claves: Ala volante, prototipo, resistencia estructural, consumo de combustible, vuelo subsónico, aerodinámica, desempeño.

INTRODUCCIÓN

Los prototipos representan los resultados que se obtienen luego de haber llevado un buen proceso de diseño. Aquí se toman los aspectos geométricos y aerodinámicos más representativos del modelo de ala volante alemana de la segunda Guerra Mundial Horten IX V1 y se conjugan con ciertos criterios aplicados a la operación de regímenes de velocidad subsónica para aeronaves pequeñas operadas a radio control, que definen el proceso de diseño de un nuevo prototipo de ala volante.

La escasa y muy poca relevante información detallada sobre el modelo de aeronave original, Horten IX V1, debido a la desclasificación reciente por parte de la fuerza aérea estadounidense y alemana, no permiten la obtención directa de aportes específicos del diseño. Razón que lleva al desarrollo de modelos empíricos por parte de los autores para obtener especificidades del modelo original, y así lograr una adecuada adaptación a un prototipo subsónico de muy baja velocidad comparativa.

Conocer más a fondo las bondades que los tipos de aeronaves sin cola representan para la aviación, resulta fascinante, más aún si se trata desde el punto de vista del estudio de, uno de los primeros diseños de esta clase en toda la historia concebida en sus tiempos; con una proyección tal, que pudo incluso haber dado un giro completamente distinto a la confrontación internacional más decisiva en la historia de la humanidad: la Segunda Guerra Mundial.

Por medio de la implementación de recursos comercialmente asequibles en el mercado del aeromodelismo tradicional y utilizando los métodos de investigación y desarrollo de la ingeniería mecánica y aeronáutica, se procede al diseño de un prototipo de ala volante, para el estudio de las propiedades específicas de la aerodinámica de este tipo de aeronaves para usos diversos y la capacidad estructural que permite su operación. Esto permite marcar un precedente en los procesos de estudio de aeronaves propulsadas eléctricamente y con una geometría tan particular como ésta.

LISTADO DE SÍMBOLOS, ABREVIATURAS Y SIMBOLOGÍA

α : Ángulo de ataque .

Λ : Ángulo de aflechamiento.

λ : Relación de taperado.

S : Área.

B : Envergadura.

AR : Relación de área ó de aspecto.

C_{tip} : Cuerda en la punta.

C_{root} : Cuerda en la raíz.

MAC : Cuerda media aerodinámica.

Re : Número Reynolds.

K : Factor de forma de componente.

$S_{análisis}$: Área expuesta o área de análisis.

S_{ref} : Área de referencia o general del prototipo.

M : Número Mach.

a_{∞} : Velocidad del sonido del aire no perturbado.

V_{∞} : Velocidad relativa del aire no perturbado.

μ_{∞} : Viscosidad dinámica del aire no perturbado.

ρ_{∞} : Densidad del aire no perturbado.

V_{stall} : Velocidad de pérdida.

C_L : Coeficiente de sustentación de la aeronave.

C_{l_i} : Coeficiente de sustentación del perfil aerodinámico.

$C_{L_{max}}$: Coeficiente de sustentación máximo.

$C_{l_{\alpha}}$: Pendiente de la gráfica de sustentación C_l vs α del perfil.

$C_{L,\infty}$: Pendiente de la gráfica de sustentación C_L vs α del prototipo en virtud del aire no perturbado.

C_M : Coeficiente de momento de la aeronave.

C_d : Coeficiente de arrastre total para un perfil aerodinámico.

C_D : Coeficiente de arrastre total de la aeronave.

C_{DO} : Coeficiente de arrastre parásito de la aeronave.

C_{Di} : Coeficiente de arrastre inducido de la aeronave.

C_P : Coeficiente presión.

M_0 : Momento del prototipo.

L : Fuerza de sustentación del prototipo.

D : Fuerza de arrastre del prototipo.

T : Empuje.

V_∞ : Velocidad promedio.

W : Peso.

MPa : Mega Pascal.

Ω : Omhios.

V : Voltios.

W : Vatios.

RPM : Revoluciones por minute.

mAh : Mili amperios por hora.

$KEAS$: "Knots equivalent airspeed" – Velocidad equivalente en nudos.

m : Metros.

cm : Centímetros.

mm : Milímetros.

C_f : Coeficiente de fricción.

ft : Pies.

I. OBJETIVOS

Objetivo general

Diseñar un prototipo de ala volante con un desempeño eficiente en condiciones de vuelo estable.

Objetivos específicos

Definir los parámetros de diseño aerodinámicos adecuados.

Establecer la resistencia estructural de la aeronave.

Presentar el plano (layout) mecánico de la aeronave.

II. MARCO TEÓRICO

El diseño de aeronaves y su consecuente producción es una industria que actualmente figura como una de las más interesantes a nivel mundial. Esta labor, va acompañada del sector académico ya que es allí donde se gestan ideas revolucionarias a los lineamientos actuales de diseño, sin embargo, aún se mantienen archivados avances tecnológicos en el campo militar. [2]. El concepto de ala volante nace conjuntamente desde los mismos días de la aviación, como respuesta a la reducción del arrastre aerodinámico y mejorar así el desplazamiento de la aeronave a través del aire, pero rápidamente la investigación civil enfocada en este tipo de aeronaves, disminuyó por la alta complejidad que conlleva su estabilidad y control, ya que al ser un vehículo naturalmente inestable se hace necesario un confiable y eficaz sistema de control para su maniobrabilidad [3, 4].

Los trabajos de los hermanos Horten en Alemania en épocas de la Segunda Guerra Mundial en cuanto a diseño conceptual fueron los más avanzados de su tiempo y, aún hoy en día siguen siendo novedosos; sin embargo los militares estadounidenses luego de dicha guerra, han mantenido gran parte en secreto y fuera de los alcances académicos de las universidades a nivel mundial [5].

La Universidad Pontificia Bolivariana ha sido pionera a nivel nacional en estudios de diseño aeronáutico realizados en la Escuela de Ingenierías. Desarrollar un ala volante basada en los diseños de los hermanos Horten representa un punto de partida para la investigación y desarrollo de este tipo de aeronaves en el país, dando como beneficio las múltiples aplicaciones de servicio civil y defensa aérea que le dan su particular forma en ausencia de un empenaje propiamente dicho [6].

Entre los parámetros a estudiar en el proyecto, se encuentran la fuerza de sustentación y su comportamiento en estas aeronaves, fuerzas de arrastre, peso y empuje; básicas en la aerodinámica clásica de aeronaves. De igual forma se determinarán los perfiles alares, relación de aspecto, flechamiento, ubicación del centro de gravedad, distribución de presiones y régimen del flujo, todo lo anterior referente a la parte aerodinámica del análisis. En cuanto a la parte estructural, dependiendo de los resultados de los cálculos previos, se realizará entonces la selección de materiales, sistemas de sujeción de sistemas críticos (tren de aterrizaje), esfuerzos últimos, entre otros; sujetos a un factor de seguridad que para este caso por ser un prototipo académico experimental maniobrable a control remoto no será muy alto, comparado con una aplicación comercial.

III. METODOLOGÍA DE DESARROLLO

El diseño del prototipo de ala volante se llevó a cabo con un enfoque teórico, pensando en una futura aplicación práctica del mismo. Para abordar el tema, la metodología se dividió en 4 fases:

Fase 1:

Indagación e investigación sobre estudios en alas volantes y cuerpos sin cola: Corresponde a la revisión minuciosa de obras y artículos más relevantes sobre aspectos notables en las alas volantes.

Elección de modelo base: En lo concerniente a la elección de un modelo base, el planeador Horten IX V1, fue el más atractivo por marcar un modelo de partida en la consecución de un diseño de prototipo de ala volante. El Horten IX V1 era un planeador que contaba con la geometría propia de una ala volante de la época, y precursor además de los siguientes modelos de Horten propulsados con plantas motrices, el Horten IX V1, como característica de todos los planeadores debía poseer una gran área alar para conseguir la sustentación necesaria en el vuelo a las bajas velocidades que podía operar. En la figura 1, se aprecia uno de los primeros modelos de planeador que dieron origen a esta aeronave.



Figura 1. Planeador Horten HI en vuelos de prueba [6].

Selección de componentes iniciales / condición de partida (Motor): el motor, junto a la batería, se convierten en los elementos más críticos y limitantes en la posible construcción de un modelo a escala dado que el empuje que ofrecen motores tipo “fan” para aeromodelismo, son muy limitados, factor que restringe al máximo la capacidad de carga útil final con la que se desee contar, así mismo el total de carga de una o varias baterías.

Elaboración de cronograma y plan de actividades del proyecto: en la primera fase se consolidaron los lineamientos a seguir, se sentaron las bases teóricas y determinaron criterios iniciales que establecieron el resultado final del diseño. En esta etapa de proceso, las bases de datos científicas y especializadas en la aviación con las que cuenta el Sistema de Bibliotecas de la Universidad Pontificia Bolivariana, fueron primordiales para indagar en el papel que en la actualidad cumplen las alas volantes, así como proyecciones e ideas que se tienen a futuro para el desarrollo e implementación de las mismas en campos tan específicos como la aviación comercial, aviación experimental, militar de ataque, defensa y patrullaje, así como en la aviación a pequeña escala de modelos autónomos o dirigidos a distancia.

Fase 2:

Optimización del ducto del motor establecido: esto hace referencia a la búsqueda inicial del conjunto de elementos asociados a un motor eléctrico tipo fan, lo que implica un ducto de entrada, la zona de alojamiento del motor, y un ducto de salida.

Dimensionamiento general: Se realiza minuciosamente en procura de conservar la mayoría de características a nivel de diseño y geometría del modelo Horten IX V1 y, teniendo en cuenta también limitantes como la de los elementos eléctricos y electrónicos a implementarse.

Fase 3:

Selección de elementos comerciales: esta selección es llevada a cabo tomando como referente el sitio web del comercializador de partes y accesorios para aeromodelos Horizon Hobby® [10]. Una vez escogidos los componentes se llevó a cabo el análisis estructural para el montaje del tren de aterrizaje y los soportes del mismo, así como servos y demás.

La elaboración de los planos correspondientes al diseño efectivo, corresponden al siguiente aspecto desarrollado, una vez definidos los componentes y análisis estructurales respectivos, ver sección de anexos (Conjunto de planos).

Elaboración del prototipo virtual; finalmente, se realizaron los planos de taller y de ensamble en software CAD (*Solid Edge ST5*®) [12], generando así un modelo virtual que permite pasar a la Fase 4 desde la cual ocasionalmente hubo que retomar a la elaboración de dichos planos como parte del proceso iterativo de diseño.

Fase 4:

Corresponde a la propuesta final del diseño de prototipo de ala volante buscado. En ésta fase final, se cuenta con los planos definitivos en las siguientes áreas:

- Dimensiones generales.
- Sistema eléctrico.
- Sistema de tren de aterrizaje.
- Sistema de superficies de control.

IV. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

En el medio aeronáutico, el concepto de ala volante es considerado como una de las aeronaves potencialmente más eficientes desde el punto de vista aerodinámico y de resistencia estructural [1]. Tal afirmación hace de este diseño un ideal objeto de análisis de ingeniería, toda vez que la mecánica de fluidos considera que la presencia de componentes que no generan sustentación debe concebir fuerzas de arrastre que traen como consecuencia bajo rendimiento de los sistemas que la componen a nivel general.

En el abordaje que se puede llevar a cabo hoy día, desde una perspectiva académica sobre el diseño y construcción de una aeronave, si bien se contempla las posibles opciones para nuevas geometrías y otras alternativas a las convencionales, no es común encontrar propuestas orientadas y trabajadas desde la perspectiva de un ala volante o avión sin cola como también se le conoce, máxime cuando se vislumbran las bondades aerodinámicas y de eficiencia que atañen este tipo de aeronaves. Esto debido a la complejidad que implica un rendimiento con estas características al momento de disponer o ubicar pesos y componentes a lo largo del cuerpo, además de la imperiosa necesidad en la utilización de una sola superficie de control para diferentes maniobras orientadas a la estabilidad en vuelo.

Por lo anterior, están claras las bondades del ala volante, sin embargo el inconveniente en este tipo de aeronave radica en su inestabilidad durante el vuelo. Se pretende por tanto, encontrar una solución aproximada mediante la selección de parámetros aerodinámicos que minimicen esta dificultad, aproximando los resultados de rendimiento a la mayor estabilidad que se pueda lograr y de este modo establecer si existen similitudes con las aeronaves convencionales que cuentan con un empenaje (cola) propiamente dicho, para sentar un precedente académico como punto de partida para futuros trabajos de diseño y afines en la Escuela de Ingenierías de la UPB.

V. ANTECEDENTES Y ESTADO DEL ARTE

A lo largo del siglo pasado, quedó demostrado para siempre en la historia la importancia de mantener el liderazgo civil y militar en distintas áreas del transporte y más específicamente en el aeronáutico dadas las ventajas visuales y de efectividad por la rapidez que representa usar vehículos apropiados para los múltiples fines que implica navegar a través del aire. Muchas naciones, a nivel mundial fueron imponiendo sus técnicas de diseño y posterior producción, así como otras que se dedicaron al mantenimiento y/o comercialización por medio de las líneas aéreas de uso civil. Pero regresando al primer tipo de industria, se tiene a Alemania como país altamente pionero en el sector aeronáutico, es así que en 1944 la Wehrmacht por intermedio de la Luftwaffe tras ver los trabajos de los hermanos Horten, autoriza la construcción en serie del ala volante Horten IX con las condiciones “1000 x 3” que consistían en ser capaz de volar a más de 1000 kilómetros, con una carga de más de 1000 kilogramos y a 1000 kilómetros por hora y, de este modo hacerse con un gran poder en la guerra lo que le garantizaba a Alemania el poderío aeronáutico sobre Europa. [5]. Lamentablemente, desde el punto de vista del desarrollo aeronáutico, Alemania perdió la guerra y los hermanos Horten tuvieron que huir hacia Argentina donde no recibieron un apoyo considerado de parte del gobierno para lograr construir sus modelos. En ese entonces, las fuerzas militares estadounidenses a través de la operación PaperClip recuperaron los diseños y con el tiempo la Northrop Corporation, empresa de carácter civil con amplia trayectoria en el diseño de alas volantes y/o aeronaves con fuselaje reducido, le fue encomendada la labor del diseño y construcción de un bombardero con especificaciones para la Guerra Fría, de donde nació el B-2 Spirit y que se rumora, se basó en los planos de los hermanos Horten.

Actualmente el concepto de ala volante no ha entrado en producción por factores como su maniobrabilidad y desde el punto de vista constructivo desde su manufactura [3]. No obstante, se tienen registros de que los hermanos Horten radicados en Argentina, continuaron sus diseños pero sin mucho éxito, al igual que la Northrop Corporation que realizó varios diseños hasta 1994 cuando dejó de funcionar, sin embargo, Northrop Corporation en muchos de sus diseños incluía superficies verticales que no permiten denominarlos como alas volantes. Los estudios de tipo científico, se han basado principalmente en factores como capacidad de carga y aceptación comercial y han sido financiados por empresas como Airbus que buscan nuevas opciones aeronáuticas a bajos costos y altamente eficientes. Sin embargo, no se ha logrado lo esperado en los estudios de mercado, volviendo entonces al diseño convencional [1].

Los aeromodelistas son quienes han desarrollado sistemas de control eficientes, pero basados netamente en datos de ensayo y error, sin realizar un estudio a conciencia del diseño, calculando todos los factores involucrados en el vuelo.

1. CONSIDERACIONES AERODINÁMICAS PRELIMINARES

1.1. Proceso de diseño

En general, el diseño del prototipo de ala volante se realizará mediante el procedimiento descrito por el profesor Mohammad Sadraey en el capítulo 5 “Diseño de ala”, de su obra *Aircraft Desing* [22]. No obstante, se llevará a cabo un “*Dimensionamiento preliminar*” (sección 1.2) debido a que se cuenta con componentes condicionantes de la geometría del prototipo, tales como el motor y el tren de aterrizaje. No por demás, este previo dimensionamiento define muchos de los parámetros que recomienda Sadraey en el proceso de diseño.

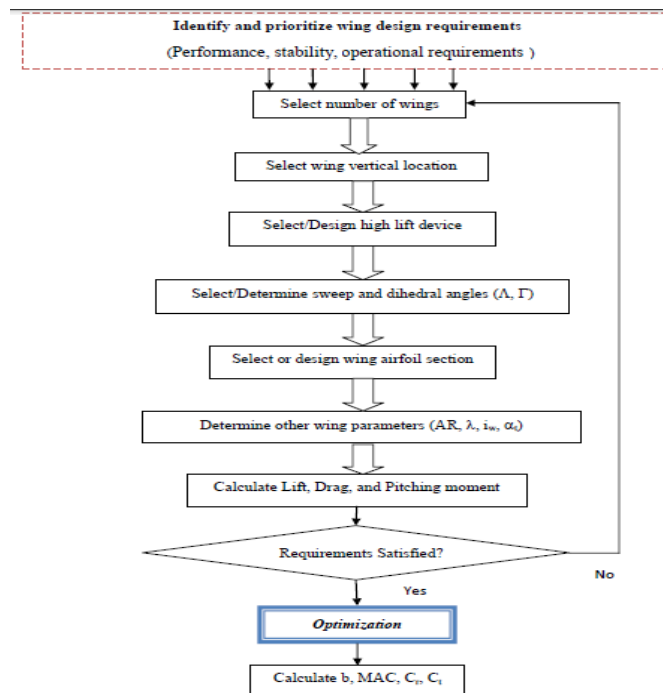


Figura 2. Procedimiento de diseño alar [22].

La figura 2 muestra el diagrama de flujo planteado por Sadraey para el proceso de diseño. En esta, inicialmente se establece la necesidad de identificar los requerimientos iniciales. Subsecuentemente se sigue una serie de pasos como: determinar geometrías o definir las superficies de control y, finalmente se tendrá un análisis aerodinámico que será optimizado paralelamente con características estructurales como los procesos de manufactura o la resistencia de materiales.

1.2. Dimensionamiento preliminar

Como punto de partida para el diseño del prototipo de ala volante, se tienen en cuenta ciertas condiciones iniciales como lo son el tamaño del motor y el tren de aterrizaje, ya que los autores cuentan con estos elementos previamente.

De esta manera, se debe decir que el parámetro principal para determinar la escala de diseño, es el diámetro exterior del casing del motor fan, que es de 82 mm (ver figura 3), el cual se pretende incorporar a el diseño original del planeador Horten IX V1 (figura 4), para dar inicio al proceso de diseño del nuevo prototipo, tomando como referencia el foco aproximado de la parábola vista frontalmente en el lugar en el que se quiere incorporar la planta motriz. Se ubica entonces el centro de la circunferencia del diámetro exterior del motor y reduciendo el tamaño original de la aeronave al punto en el cual, la parte inferior externa del casing del motor esté a no más de $0,5\text{ cm}$ de distancia de la piel del prototipo del ala volante a diseñarse, esto, como aproximación inicial.



Figura 3. Casing de motor fan (Delta-V (R) 32 80mm EDF Unit) [10], parámetro inicial de diseño del prototipo de ala volante



Figura 4. Vista frontal del modelo planeador Horten IX V1 [6], el círculo rojo muestra la sección en la cual se incorporará el casing del motor fan de la figura 2, en el nuevo prototipo.

Se tiene entonces que para las dimensiones del prototipo se conservará una relación aproximada de 1:10,88. Tal conclusión se logró después de seguidas evaluaciones e iteraciones en el software tipo CAD, hasta lograr la escala adecuada.

El dimensionamiento preliminar se abarca desde dos frentes que se complementan mutuamente. El primero corresponde a las estimaciones que se deben llevar a cabo en el

área de los aeromodelos para establecer características del prototipo como peso inicial, velocidades de pérdida y perfiles aerodinámicos. El segundo corresponde a la etapa de diseño en CAD, que se alimenta de los resultados obtenidos previamente en lo referente a aeromodelos; se valida el modelo y en caso de ser necesario se itera hasta lograr obtener resultados satisfactorios.

1.2.1.Principales parámetros en el diseño alar

Según la figura 2, es necesario definir los parámetros listados en la tabla 1, como recomienda Sadraey [22]. Lo anterior, en gran medida gracias al “*Dimensionamiento preliminar*”.

Parámetros a definir en el diseño del prototipo	
Área alar (S) [m^2]	0,4236
Número de alas	Monoplano
Posición vertical de las alas, relativa al fuselaje	NA (ala volante)
Posición horizontal de las alas, relativa al fuselaje	NA (ala volante)
Perfil aerodinámico	Por definir (sección 1.3)
Relación de aspecto (AR)	5,84
Relación de taperado (λ)	0,275
Cuerda de punta (C_{tip}) [m]	0,123
Cuerda de raíz (C_{root}) [m]	0,447
Cuerda Media Aerodinámica (MAC) [m]	0,331
Envergadura (B) [m]	1,48
Ángulo de flechamiento (Λ)	32
Ángulo diedro (I)	4
Incidencia (i_w)	0
Dispositivos de aumento de sustentación (Flaperones)	4
Elevones	2

Tabla 1. Parámetros a definir en el diseño del prototipo de ala volante.

1.2.2. Estimación inicial del peso

La estimación de un peso inicial del prototipo es llevada a cabo mediante el método planteado por Andy Lennon, en su obra *Basic of R/C Model Aircraft Design* [20], en el cual mediante la fabricación y estudio de aeromodelos en balsa (como es este caso) a lo largo de los años, propone una relación lineal entre el área alar y la masa en onzas. Las magnitudes reportadas por Lennon, corresponden al sistema inglés, por lo que se hace necesario convertir éstas al Sistema Internacional. Así, se tiene entonces:

$$W_i = S * 0,1565 \quad 1$$

Donde,

W_i : Peso inicial estimado para el prototipo de ala volante en onzas.

S : Área alar estimada del prototipo de ala volante ($S = 0,4236 \text{ m}^2$ ó $656,5813 \text{ in}^2$)

0,1565: Constante experimental. Relaciona 0,1565 onzas de peso por pulgada cuadrada del área alar del aeromodelo $\left[\frac{\text{Onza}}{\text{pulgada}^2}\right]$.

Reemplazando en (1):

$$W_i = 656,5813 \text{ in}^2 * 0,1565 \frac{\text{oz}}{\text{in}^2} = 102,7549 \text{ oz} = 3,196 \text{ Kg}$$

De esta manera se tiene que el peso estimado inicial para el prototipo corresponde a 3,196 Kg. El método propuesto por Lennon [20] está acompañado por una gráfica en la cual se ubican los aeromodelos construidos de acuerdo al área y el peso.

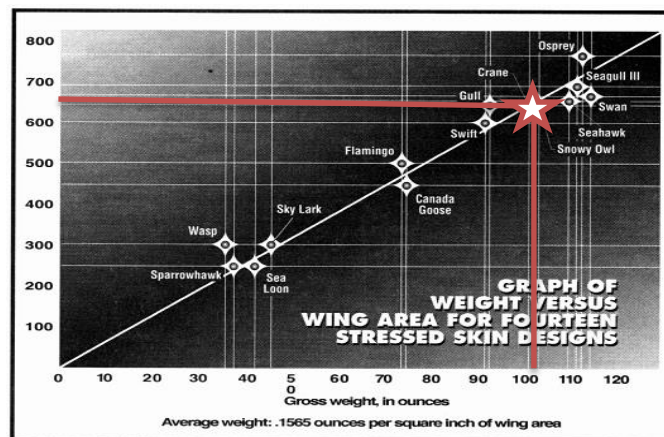


Figura 5. Relación entre el área alar y el peso de distintos aeromodelos [20].

La estrella roja en la figura 5, marca la intersección del área alar en pulgadas cuadradas (eje y) y el peso en onzas (eje x) para el prototipo de ala volante.

Lennon, obtuvo dicha estadística diseñando, construyendo y haciendo un adecuado estudio del comportamiento aerodinámico de 14 aeromodelos en todos sus años de experiencia. La totalidad del peso de éstos es de 1151,75 onzas (32,8 Kg) y las áreas alares totales combinadas de 7359 pulgadas cuadradas ($4,75 \text{ m}^2$). La razón entre ambas cantidades le permitió estimar de forma lineal una relación de 0,1565 onzas (0,07 kg) por pulgada cuadrada de área alar ($6,45 \text{ cm}^2$). Estos datos, fueron consignados en la anterior gráfica en la cual se reporta la línea de tendencia entre la dispersión de los puntos que corresponde a la relación de cada modelo. Este método lo fue aplicando a sus subsecuentes aeromodelos con resultados óptimos.

Más adelante, en la sección 4.2 “*Dimensionamiento virtual inicial*” se definirá el peso en 2,46 kg dada la configuración final de la estructura y los componentes en el modelo virtual. Además, se establece un peso tentativo de 0,5 kg de carga paga, para un total de 2,96 kg.

1.3. Selección de perfiles alares

La selección de perfiles aerodinámicos, es uno de los pasos más importantes en el proceso de diseño, pues de estos depende la versatilidad y correctas prestaciones que se pretenda lograr del mismo.

Existen etapas del vuelo que se convierten críticas y determinantes para el desempeño del prototipo. El despegue, el vuelo en crucero y aterrizaje, demandan que el tipo de perfil a implementarse garantice los mejores valores posibles de sustentación y arrastre, así como una adecuada estabilidad.

La singularidad de los perfiles a estudiar consiste en la presencia de réflex, lo cual hace referencia a una sección de superficie porcentual de la cuerda desde el borde de fuga, la cual ayuda en el desempeño aerodinámico de la aeronave. Técnicamente su traducción es “borde de fuga reflejado” de tal forma que la curvatura del *camber* invierte su concavidad, simulando lo que sería un timón de profundidad si se tuviese, y logrando de esta forma que el momento aerodinámico sea cero o muy cercano a cero, obteniendo una adecuada estabilidad longitudinal.

Lo anterior, Lennon lo establece comentando que las alas volantes deben contar...

“...en todo el borde de fuga con elevones incorporados, lo que las hace altamente maniobrables, ..., sin embargo requieren perfiles simétricos o secciones con perfiles tipo réflex para la estabilidad longitudinal” [20].

Esta referencia permite iniciar con una idea clara la selección preliminar de perfiles aerodinámicos en el proceso de diseño. Esta primera consideración, que es la selección de un perfil tipo réflex, se convierte en otra de las modificaciones hechas al modelo base Horten IX V1, el cual no cuenta con algún perfil de este tipo.

Para lograr llevar a cabo una óptima selección del perfil aerodinámico, es necesario tener en cuenta algunas características atmosféricas y físicas en la evaluación de los mismos; para tal fin, serán listadas las condiciones de la ciudad de Medellín, un valor promedio estimado de velocidades para etapas de vuelo planteadas por Lennon [20] y el valor de la cuerda media aerodinámica del prototipo, obtenida en el dimensionamiento geométrico inicial (sección 1.2 y sección 3.2.1) a escala de 1:10,88. Los mismos parámetros atmosféricos fueron usados en el modelo examinado en el túnel de viento, [Anexo M, Informe de práctica de laboratorio].

Parámetros físicos:

Altura promedio Medellín = 1538 *m.s.n.m* (Fuente: Instituto Geográfico Agustín Codazzi).

MAC = 0,331 *m* (Según 1.1. Dimensionamiento preliminar, se explicará detalladamente en 3.2.1.)

Parámetros atmosféricos: Tabla ISA [1976 Standard Atmosphere Calculator, Anexo M].

Temperatura (T_∞) [K] = 303,7

Presión atmosférica (P_∞) [kPa]: 84,162

Densidad (ρ_∞) $\left[\frac{kg}{m^3}\right]$ = 0,970353

Viscosidad dinámica del aire (μ_∞) [Pa.s] = $1,88120 \cdot 10^{-5}$

Estos valores son necesarios para estimar un número de Reynolds preliminar, el cual se será muy aproximado al experimentado en la realidad por el prototipo, en el caso de ser construido. Para su cálculo se recurre a la ecuación:

$$R_e = \frac{\rho_\infty \cdot V_\infty \cdot MAC}{\mu_\infty} \quad 2$$

El término correspondiente a la velocidad V_{∞} es sometido a dos valores diferentes para lograr determinar el número de Reynolds en las etapas de crucero y descenso/aterrizaje.

Para el caso del crucero, tanto el Reynolds como la velocidad tendrán asociado el subíndice “*cru*”; y para el descenso/aterrizaje, cuya velocidad corresponde a la menor posible con mayor coeficiente de sustentación, el subíndice asociado será “*landing*”. El valor de la velocidad de crucero se toma del intervalo propuesto por Lennon (Capítulo 2) [20] para esta fase de vuelo aplicable a aeromodelos, correspondiente a 40 m/s (89,4 mi/h), y para la velocidad de aterrizaje se tomará también un valor promedio del intervalo propuesto en el capítulo 4 [20], de 14 m/s (30 mi/h). Verificando la información de Internet de aeromodelistas aficionados, estos valores no se encuentran muy alejados de dichos casos y por tanto es totalmente válido asumirlos.

De esta manera se tiene que los Reynolds para crucero y descenso/aterrizaje son:

$$Re_{cru} = 682940$$

$$Re_{landing} = 239029$$

Con los números de Reynolds definidos, se procede a la selección detallada del perfil más adecuado. Mohamad Sadraey [22], recomienda una serie de pasos que resume en una forma muy clara y práctica. Este método inicia con el cálculo preliminar del coeficiente de sustentación necesario para el perfil en crucero y en el aterrizaje (el ideal y el más alto, respectivamente) en función del peso y velocidades tentativas (comentadas anteriormente). Con estos dos datos y otras características, se selecciona el perfil más adecuado. El procedimiento se presenta como sigue:

1ro. Determinar el peso del avión (con carga paga incluida, en el capítulo 4 se verá que esta corresponde a 2,96 kg).

2do. Calcule el coeficiente de sustentación de crucero ideal para el avión:

$$C_{Lcru} = \frac{2.W}{\rho.V_{cru}^2.S} \quad 3$$

3ro. Calcule el coeficiente de sustentación de crucero del ala, esto para no asumir los efectos de otras superficies distintas al ala:

$$C_{Lcruw} = \frac{C_{Lcru}}{0,95} \quad 4$$

4to. Calcule el coeficiente de sustentación ideal para el perfil.

$$C_{li} = \frac{C_{Lcruw}}{0,9} \quad 5$$

5to. Repita los pasos del 1ro. al 4to, utilizando la velocidad de pérdida asumida inicialmente. Definiendo el coeficiente de sustentación máximo del avión como C_{Lmax} , el coeficiente máximo de sustentación del ala como C_{Lmaxw} , y el coeficiente de sustentación máximo del perfil como $C_{lmaxgross}$ incluyendo los efectos de las superficies hipersustentadoras. Para este caso en particular de las superficies hipersustentadoras, se recurre al método experimental planteado por Andy Lennon [20] consignado en el capítulo 14 “*Design for flaps*” del libro *Basics of RC model aircraft design*, en la página 63, en el que a deflexiones de 40° de dichas superficies, se obtiene un incremento 0.9 en para el coeficiente de sustentación. Estas correlaciones planteadas por el autor son el resultado del método empleado por él mismo en la construcción de sus aeromodelos a lo largo del tiempo, del cual se hizo mención y descripción en la sección 1.2.2, no obstante el análisis y detalle de la obtención de este incremento en 0.9 para el coeficiente de sustentación, se aborda detalladamente en la sección 3.2.2 (coeficiente de sustentación del prototipo) en la que por medio de la figura 31 (página 33) se correlaciona el valor de 0.9 de aumento en el coeficiente de sustentación para una deflexión de 40° de las superficies hipersustentadoras, caso que corresponde para el prototipo de ala volante. Sin embargo para mayor claridad y corroboración de lo antes mencionado, en la figura 41 (de la sección 3.2.3.2 (Coeficiente de arrastre inducido) se observa un aumento de 0.9 para el coeficiente de sustentación en el descenso, etapa en la cual las superficies hipersustentadoras son desplegadas a un ángulo de 40°.

$$C_{Lmax} = \frac{2.W}{\rho.V_{stall}^2.S} \quad 6$$

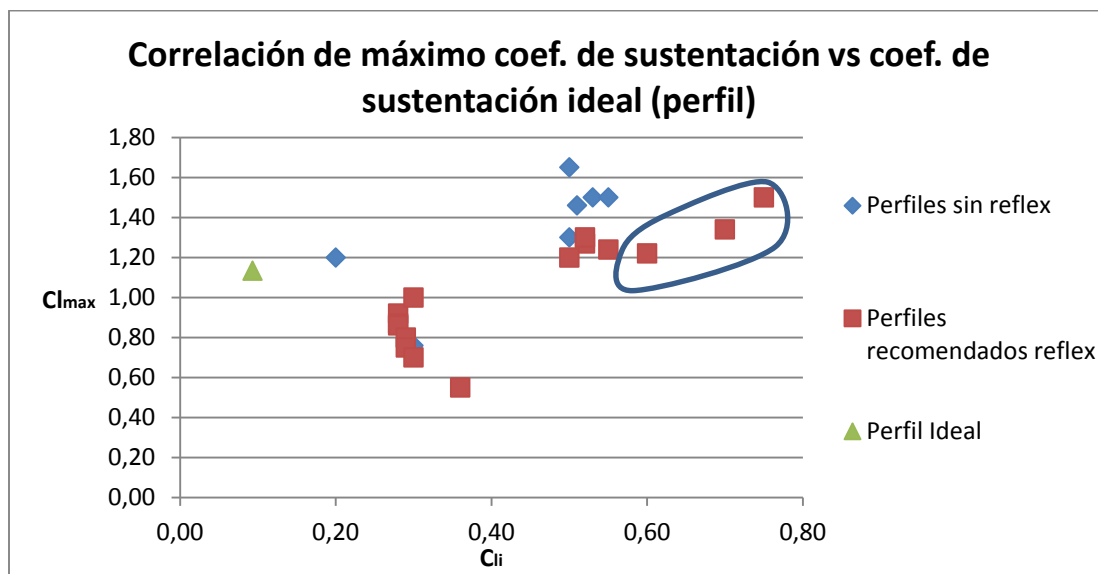
$$C_{Lmaxw} = \frac{C_{Lmax}}{0,95} \quad 7$$

$$C_{lmaxgross} = \frac{C_{Lmaxw}}{0,9} \quad 8$$

6to. Finalmente se calcula el coeficiente de sustentación máximo “neto” del perfil, de la siguiente forma:

$$C_{lmax} = C_{lmaxgross} - \Delta C_{IHL D} \quad 9$$

En la figura 6, se presentan distintas alternativas de perfiles, se correlacionan entre sí dependiendo de su máximo coeficiente de sustentación y el coeficiente de sustentación ideal en crucero. Los perfiles escogidos para obtener dicha figura corresponden a los nombrados en la bibliografía y en páginas de aeromodelistas [2]. Estos se listan en la tabla 2 y se subdividen entre los recomendados sin réflex y aquellos que ya tienen réflex o que se les puede adecuar. De igual forma, dependiendo de los resultados obtenidos en el procedimiento anterior, se especifica la correlación para el perfil ideal (color verde) y se determina entonces un grupo de perfiles con las mejores características en la figura 6 para proceder con otro método más específico que permita encontrar el perfil más adecuado para la operación.



Perfiles		C_{lmax}	C_{li}
Perfiles sin reflex	AG35	0,76	0,30
	Clark YH	1,20	0,20
	Waco Cootie	1,65	0,50
	Curtiss CR-1	1,30	0,50
	Wortmann FX 71-120	1,46	0,51
	GOE207	1,50	0,53
	NACA2412	1,50	0,55
Perfiles recomendados reflex	CJ2	0,92	0,28
	CJ5	0,87	0,28
	CJ6	0,86	0,28
	CJ3406	0,8	0,29
	CJ3309	0,75	0,29
	Marske XM-1D	1,50	0,75
	E128	0,55	0,36

	E184	0,7	0,3
	E186	1	0,3
	E335	1,34	0,7
	OAF 095	1,27	0,52
	S4022	1,30	0,52
	NACA8-H-12	1,2	0,5
	FX05-H-126	1,24	0,55
	Clark YS	1,22	0,6
	Perfil Ideal	1,133	0,093

Tabla 2. Perfiles evaluados para la selección inicial.

Los perfiles resaltados en azul, corresponden a los de mejores prestaciones según la figura 6. Aunque la nube en la gráfica está por encima de las especificaciones del perfil ideal (color verde), para este caso se definen como opcionales aquellos perfiles que previamente presentan excelentes coeficientes de sustentación y que además tengan en común la adecuación de un réflex para así lograr la estabilidad longitudinal (característica muy importante en alas volantes). La ventaja de utilizar perfiles con prestaciones superiores a la ideal, es poder aprovechar su capacidad aerodinámica para mayor carga paga o vuelos a bajas velocidades, sin embargo esto convendría analizarlo más profundamente bajo otros objetivos.

Consolidando, se listan entonces los perfiles precandidatos para iniciar un análisis más detallado y sus características generales:

Perfil	Máximo espesor en porcentaje de la cuerda	Localización del máximo espesor en porcentaje de la cuerda (desde el borde de ataque)	Máximo <i>camber</i> en porcentaje de la cuerda	Localización del máximo <i>camber</i> en porcentaje de la cuerda (desde el borde de ataque)
Clark YS	11,7	30	2,35	30
Eppler E335	12,59	30,5	2,36	25,1
Marske XM-1D	13,99	25,5	3,03	24,9

Tabla 3. Perfiles tipo réflex para estudio y selección en el desarrollo de prototipo de ala volante.

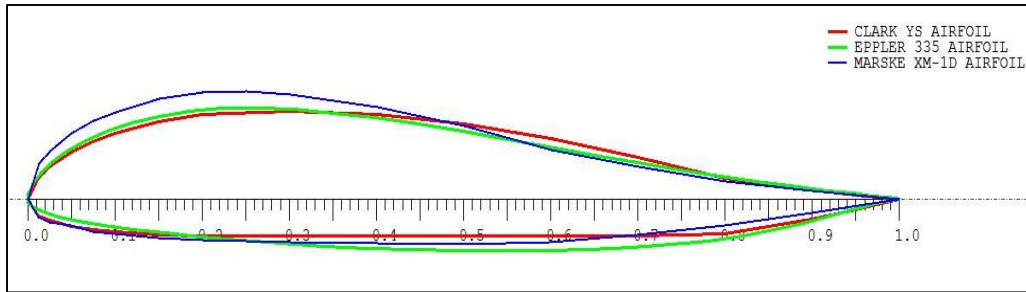


Figura 7. Perfiles aerodinámicos a estudiar descritos en Tabla 3, cuerda normalizada.

La figura 7 muestra los tres perfiles aerodinámicos enunciados en la tabla 3. En la parte superior derecha de esta figura, aparece la convención de colores para cada uno.

Sadraey [22], propone un sub método que se desprende de la figura 2 luego de la preselección inicial, en el cual se encuentra el paso a paso para seleccionar debidamente el perfil más idóneo para el ala en el proceso de diseño. Los pasos siguen a continuación y se explican en detalle de las secciones 1.3.1 a la 1.3.5.

- a. El perfil con el coeficiente de sustentación más alto.
- b. El perfil con el coeficiente de arrastre más bajo.
- c. El perfil con la más alta relación de sustentación/arrastre $(C_l/C_d)_{max}$
- d. El perfil con el coeficiente de momento más cercano a cero (positivo o negativo).
- e. El perfil con la región de pérdida más adecuada

1.3.1.El perfil con el coeficiente de sustentación más alto

En este primer paso es necesario conocer cuál de los tres perfiles presenta el mayor coeficiente de sustentación C_l en cada una de las dos situaciones para las cuales fue calculado el número de Reynolds (crucero y descenso/aterrizaje). Para tal fin, y en los pasos que corresponda comparar coeficientes, se utilizarán las gráficas suministradas por XFOIL® [11].

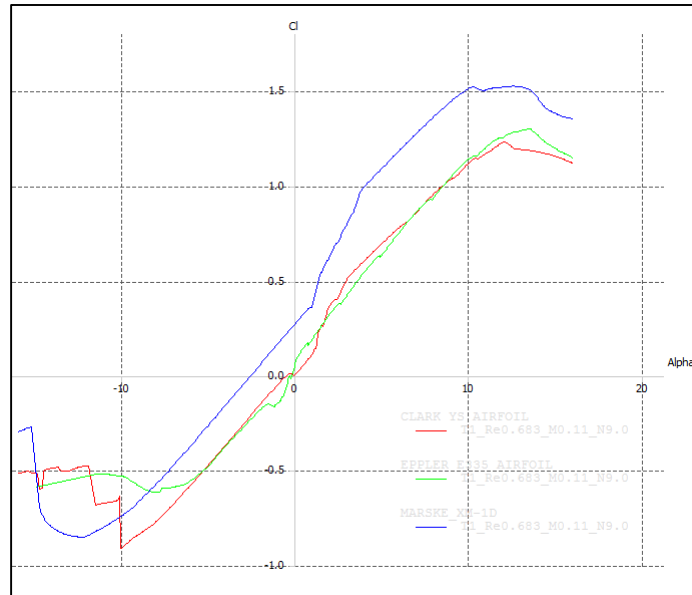


Figura 8. Gráficas de C_l vs. α en crucero, perfiles en estudio. $Re_{cru} = 682940$.

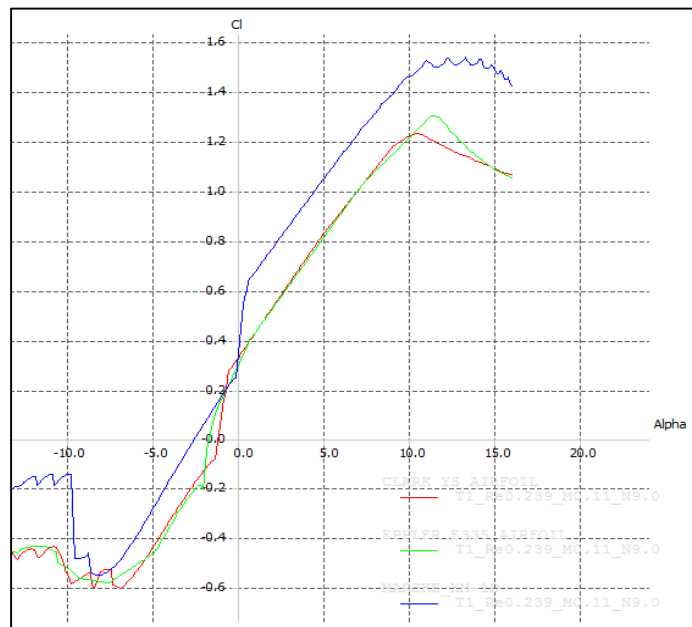


Figura 9. Gráficas de C_l vs. α en descenso/aterrizaje, perfiles en estudio. $Re_{landing} = 239029$

En las figuras 8 y 9 se puede apreciar, que el perfil con mayor coeficiente de sustentación corresponde al Marske XM-1D (línea azul). En la figura 8 se observa que el mayor C_l es aproximadamente de 1,5 a 13,5 grados de ángulo de ataque; y en la etapa de

descenso/aterrizaje, a menor velocidad, el mayor C_l se mantiene en un valor aproximado de 1,5 en alrededor de 12,5 grados de ángulo de ataque. Claramente el perfil Marske XM-1D posee los valores de sustentación más adecuados en ambas etapas de vuelo.

1.3.2.El perfil con el coeficiente de arrastre más bajo

En este paso se busca encontrar el perfil que posea menor coeficiente de arrastre C_d , observando como varía éste en función del C_l para perfiles con *camber* positivo como los enunciados en la tabla 3. El menor coeficiente de arrastre se define como *coeficiente de arrastre mínimo* y se denota $C_{d\ min}$ y el coeficiente de sustentación correspondiente se denota $C_{l\ min}$.

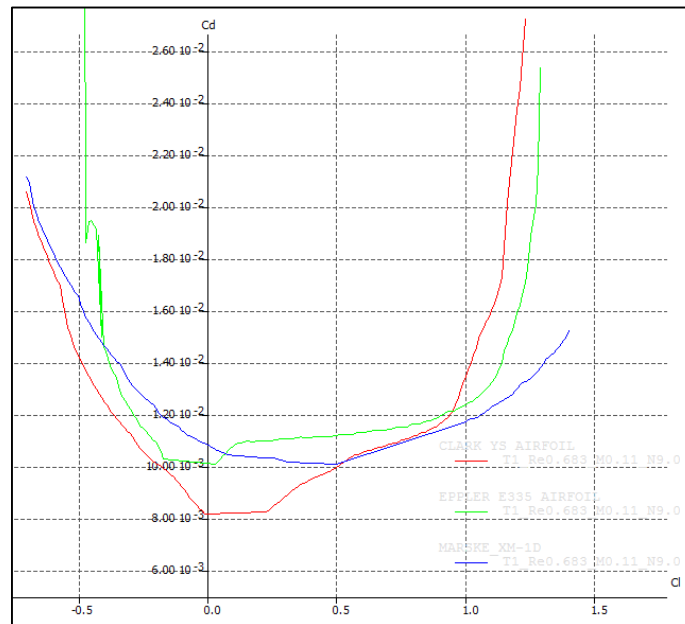


Figura 10. Gráficas de C_d vs. C_l , perfiles en estudio. $Re_{cru} = 682940$

La figura 10 muestra la relación de C_d vs. C_l para los tres perfiles en crucero. Se aprecia a *grosso modo* que la línea de color rojo correspondiente al perfil Clark YS, presenta el punto más bajo, por ende éste perfil es el que de los tres cuenta con el menor arrastre o $C_{d\ min}$. Los valores correspondientes a los coeficientes mínimos son $C_{d\ min} = 0,00819$ y $C_{l\ min} = 0,24977$.

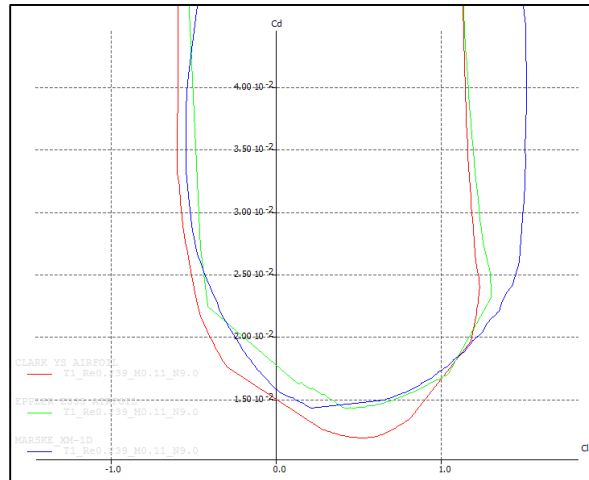


Figura 11. Gráficas de C_d vs. α , perfiles en estudio. $Re_{landing} = 239029$.

La figura 11 muestra la relación entre C_d y C_l para la condición de descenso/aterizaje. Se aprecia que el perfil Clark YS, al igual que en la condición de crucero, presenta el mejor valor de $C_{d\min}$ (0,0124) y $C_{l\min}$ (0,5273).

1.3.3.El perfil con la más alta relación de sustentación/arrastre (C_l / C_d)_{max}

En este paso se pretende establecer qué perfil cuenta con mayor capacidad de sustentación respecto al arrastre, relacionando los coeficientes con ángulos de ataque. De este modo se obtiene el ángulo óptimo tentativo para el vuelo.

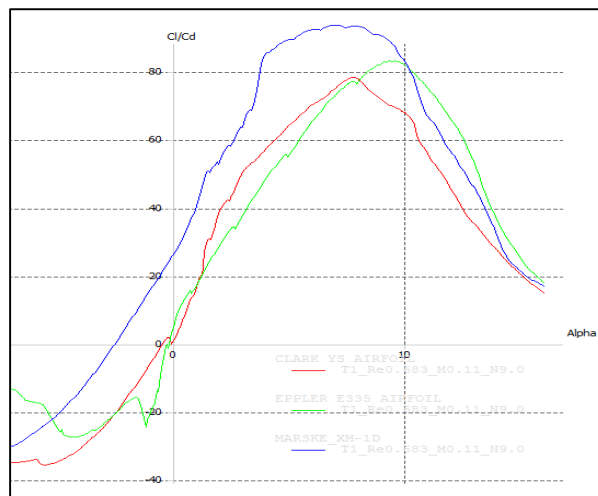


Figura 12. Gráficas de C_l / C_d vs. α . en crucero. $Re_{cru} = 682940$

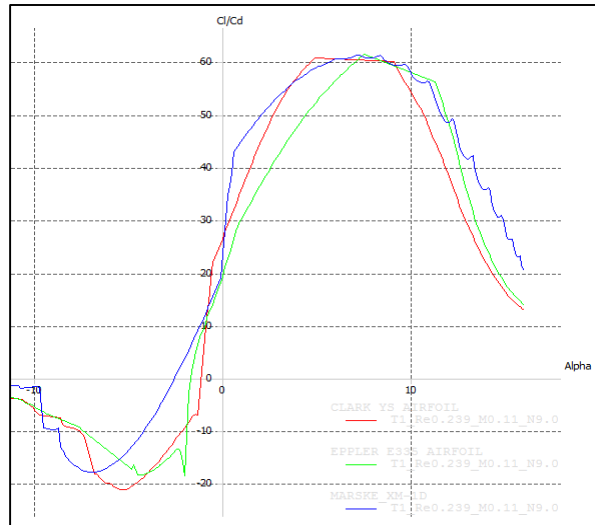


Figura 13. Gráficas de C_l/C_d vs. α en descenso/aterrizaje. $Re_{landing} = 239029$.

La figura 12 muestra que la relación de sustentación/arrastre más alta con valor aproximado de 93 para la etapa de crucero en un ángulo de ataque de $8,1^\circ$ corresponde al perfil Marske XM – 1D (línea azul), y para la etapa de descenso/aterrizaje (figura 13) se aprecia que la relación C_l/C_d más alta con valor aproximado de 61, la logran los tres perfiles en el mismo punto (8° de ángulo de ataque). Por presentarse un “empate técnico”, se prefiere el Marske XM-1D (línea azul) por mostrar un factor diferenciador de ventaja en el crucero.

1.3.4.El perfil con el coeficiente de momento más cercano a cero

Las figuras 14 y 15 muestran el comportamiento de los perfiles al relacionar el coeficiente de momento de cada uno ellos para distintos valores de coeficientes de sustentación, en condiciones de crucero y descenso/aterrizaje, respectivamente,

Se aprecia en crucero que las curvas son muy estables, sin embargo favorece del perfil Marske XM – 1D (color azul) que al aumentar el C_l se dé una tendencia mínima negativa, ya que el aumento de C_l principalmente concuerda con aumento del ángulo de ataque, lo que requerirá un mayor momento negativo para estabilizar rápidamente la aeronave. En el caso del descenso/aterrizaje, los valores negativos favorecen ésta etapa de vuelo y en el caso de los valores positivos, estos se encuentran más próximos a cero y más estables, respecto a los demás perfiles.

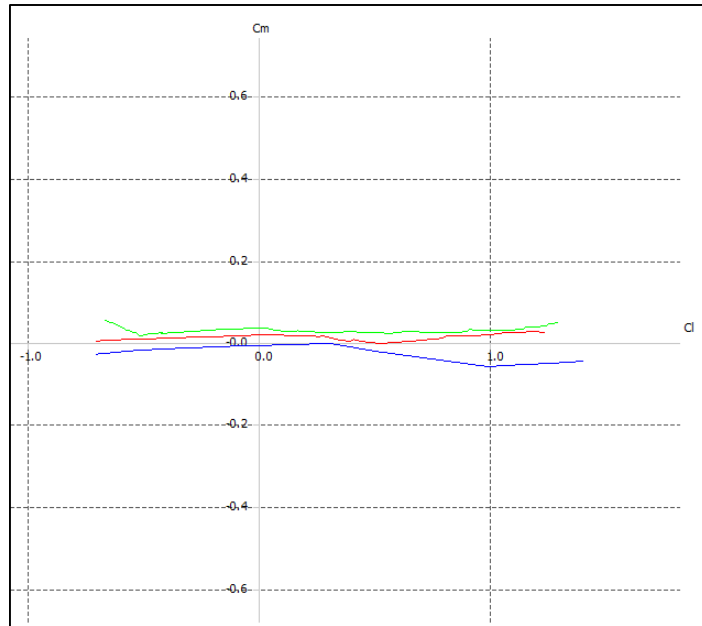


Figura 14. Gráficas de C_m vs. C_l en crucero. $Re_{cru} = 682940$

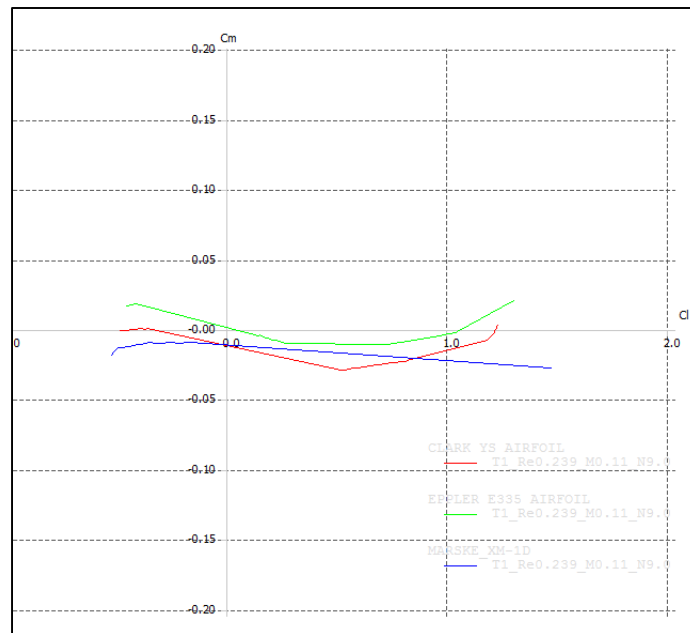


Figura 15. Gráficas de C_m vs. C_l en aterrizaje. $Re_{landing} = 239029$.

1.3.5.El perfil con la región de pérdida más adecuada

Este paso consiste en la selección del perfil que presente una zona de pérdida en la gráfica de C_l versus ángulo de ataque, lo más suave y menos pronunciada posible, de tal manera que al momento de experimentar aumento en los ángulos de ataque, la sustentación asociada disminuya gradual y no súbitamente. Para tal fin, se toman como referencia las gráficas de las figuras 8 y 9 en la condición de crucero y descenso/aterrizaje. En estas, se puede observar que tanto para las dos condiciones, el perfil con mayor C_l es el Marske XM-1D; no obstante, es el que también tiene una caída menos pronunciada en la curva luego de la pérdida, lo que permite un mayor tiempo de maniobra en caso de perder el control de la aeronave y así dar con su recuperación.

Una vez los perfiles han sido sometidos a los 5 pasos anteriores, se procede por medio de una matriz de selección, a establecer el que mejor desempeño presente y pueda ser utilizado en el proceso de diseño del prototipo de ala volante. La matriz que se presenta a continuación; toma como criterio cada uno de los cinco pasos analizados antes y el desempeño que a juicio de los diseñadores en una escala de 0 a 5 posee cada perfil. El porcentaje correspondiente a cada uno de los pasos es del 20%.

Perfil	$C_{l\max}$ (20%)	$C_{d\min}$ (20%)	(C_l/C_d) $\max$ (20%)	$(C_m)_{\min}$ (20%)	Menor zona de pérdida (20%)	Total
Clark YS	3	5	4	2,5	3	3,5
	0,6	1	0,8	0,5	0,6	
Eppler E 335	5	4	4,8	4,5	5	4,66
	1	0,8	0,96	0,9	1	
Marske XM – 1D	4,5	4,8	5	5	4,8	4,82
	0,9	0,96	1	1	0,96	

Tabla 4. Matriz de selección de perfil alar.

En la tabla 4 se consignan calificaciones de los tres perfiles estudiados. El valor total correspondiente se aprecia en la columna del mismo nombre. De lo anterior, el perfil que cumple los mejores rendimientos en cada uno de los pasos analizados es el Marske XM-1D, éste es el perfil con base al cual se desarrollará el prototipo de ala volante.

1.4. Dimensionamiento preliminar en software tipo CAD

Como se mencionó anteriormente en el estado del arte y planteamiento del problema, los datos sobre las especificaciones del modelo Horten IX V1, son considerablemente difíciles de obtener debido a la calidad de alto secreto que tuvo este tipo de tecnología y geometría hasta hace muy poco, sin embargo, el hecho de no contar con planos de ensambles originales se contrarresta con el método de “ingeniería inversa”, que en este caso consistió en establecer un dimensionamiento muy preliminar para conocer y familiarizar geometría, componentes, detectar puntos críticos y mejoras a un nuevo diseño aplicado bajo las condiciones propias de la ciudad de Medellín. Por lo anterior, en la selección adecuada del perfil del prototipo, fue necesario investigar desde dos puntos de vista; el primero, un análisis desde los planos de mayor fidelidad posible de alta resolución a las proporciones originales de la aeronave en su tercera versión, la cual fue la única fuente posible de obtener (A. L. Bentley) [19]. Sin embargo, el nombre del perfil o de sus coordenadas no es explícito, motivo por el cual se abordó en el numeral anterior un proceso de selección de perfil aerodinámico.

Segundo, un dimensionamiento virtual preliminar, que permitiera el procedimiento de diseño del prototipo de ala volante; por tanto, se recurrió manualmente a la toma de planos, datos y vistas consignadas en *Horten Tailles Aircraft* [3] y *Ho 229 Spirit of Thuringia – The Horten All-wing Jet Fighter. 1st Edition* [6], estas recopilaciones aproximadas permitieron tener idea inicial sobre cómo incorporar el perfil Marske XM-1D seleccionado para ésta y posteriormente trazar los puntos de unión en el software tipo CAD *Solid Edge ST5®*. Una vez se han tomado en cuenta las anteriores consideraciones, incluyendo la escala proporcional basada en el tamaño del *casing* del motor (sección 1.2. “Dimensionamiento preliminar”) se procede a la elaboración de un modelo preliminar virtual.



Figura 16. Diseño preliminar virtual del prototipo de ala volante.

La figura 16 muestra el diseño preliminar del prototipo de ala volante desarrollado en el software tipo CAD, a partir de la escala de diseño 1:10,88, establecida en el numeral 1.2; proceso mediante el cual se obtienen los siguientes valores:

- $B [m]$ (envergadura) = 1,48
- Longitud $[m]$ = 0, 57
- $C_{root} [m]$ = 0,447
- $C_{tip} [m]$ = 0,123
- $MAC [m]$ = 0,331

El diseño preliminar mostrado en la figura 16, no posee ningún tipo de superficie hipersustentadora ni de direccionamiento de vuelo, tampoco elementos estructurales asociados; representa, el primer concepto tridimensional de cómo luciría el prototipo de ala volante. Superficies, elementos estructurales y otros, como anteriormente se explicó, se examinarán y establecerán en un capítulo posterior en que se desarrolle el proceso de diseño y análisis estructural del prototipo.

Es importante recordar que el diseño es un proceso iterativo y conforme se van logrando resultados aerodinámicos, de igual forma se van complementando los estructurales. La información de estas magnitudes ya fue consignada en la tabla 1 y fue posible obtenerla gracias a la elaboración del prototipo virtual, en paralelo con la selección del perfil aerodinámico.

1.5. Definición del fuselaje.

Si bien cuando se habla de un ala volante, se entiende que no se trata de una aeronave con fuselaje propiamente dicho, no obstante, si es importante aclarar que la sección transversal central difiere un poco a la forma del resto del prototipo, pues debe existir un espacio en el cual se alojen los elementos de control de vuelo, motor y tren de aterrizaje. El proceso para definirlo, se llevó a cabo teniendo en cuenta la menor variación posible del perfil alar seleccionado, procurando que la estrecha estructura del fuselaje pudiese tener la mayor similitud posible al perfil alar, además que su estructura en sí fuese lo suficientemente fuerte en virtud de su espesor para absorber parte de las cargas del tren de nariz en el aterrizaje, fuerzas y momentos asociados a las maniobras de vuelo.

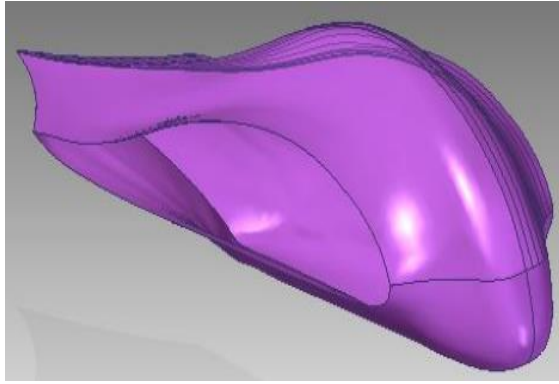


Figura 17. Diseño preliminar virtual del fuselaje del prototipo de ala volante.

2. COMPONENTES ELÉCTRICOS

Para lograr un diseño efectivo, se llevó a cabo una búsqueda de componentes eléctricos comerciales, empleados en la construcción de aeromodelos que pudiesen ser incluidos para la operación eventual del prototipo de ala volante; en este sentido, se tienen en cuenta las capacidades y prestaciones de cada uno, aspectos como el peso, dimensión y demanda de carga eléctrica fueron tenidos en cuenta y especificados para el análisis estructural y aerodinámico. Dicha labor, toma como referente los productos ofrecidos en la página electrónica de la empresa de hobbies *Horizon Hobby Inc.*® [10], sitio altamente reconocido por la calidad de los productos ofrecidos y de alta trayectoria en el medio. Se debe tener en cuenta que los autores desde el inicio del proyecto contaban con la planta motriz y el sistema de tren de aterrizaje retráctil.

2.1. Planta motriz y accesorios

El prototipo se concibió plenamente eléctrico para facilitar la implementación de un motor tipo fan que fuese comercial y fácil de conseguir, que se ajustara lo mejor posible a la geometría del diseño del ala Horten IX V1. Es así, que se tiene el primer elemento condicionante del diseño y sus componentes.

2.1.1. Motor tipo fan: BL32 Ducted Fan Motor de 2150Kv de potencia, 5,4 Lb

Este motor es presentado por parte del distribuidor como una de las mejores opciones para aeromodelos y réplicas de aeronaves de propulsión jet. Ofrece 1400 W de potencia, 5,4 libras de empuje, posee una impedancia de $0,026 \Omega$, con una demanda de corriente continua de 62 A, cuenta con un peso bruto de 162 g y maneja un voltaje nominal de 14,8 a 22,2 V.



Figura 18. Motor BL32 Ducted Fan Motor, 1400 W [10].

2.1.2. Nacela de motor y componentes de rotor (casing): Delta-V (R) 32 80mm EDF Unit

La nacela y ducto de toma de aire del motor, es uno de los principales elementos eléctricos que se tomaron en cuenta para el dimensionamiento preliminar y posterior diseño virtual del prototipo; debido a que a partir de la geometría del mismo y su dimensión, se trabajó para la proporcionalidad de la aeronave en su totalidad. Como se indica en la referencia de este componente, su diámetro interior es de 80 *mm* y exterior de 82 *mm*. Posee un rotor de cinco aspas de plástico, un spinner ajustable fabricado de aluminio y un anillo de empaque para el ajuste. Cuenta con peso total de 116 *g*.



Figura 19. Componentes y accesorios del motor. Izquierda: anillo de ajuste. Centro: spinner de aluminio, derecha: rotor de 5 aspas [10].

2.2. Batería y variador de velocidad

Por facilidad en el diseño, se estableció una sola fuente de alimentación. Para tal fin, se escogió el modelo de batería con mayor capacidad de corriente y carga rápida disponible en el mercado de aeromodelos; así mismo para el variador o controlador de velocidad que se ajustara a las condiciones de vuelo requeridas.

2.2.1. Batería de 5000 mAh

Esta es una batería de alta capacidad de carga de polímero de litio, ofrece una excelente relación de peso, carga y desempeño, por su reducido peso de 808 gramos, por tanto es la mejor opción para el prototipo. Este tipo de batería es implementada igualmente para aeromodelos acrobáticos. Posee un largo de 164 *mm* y alto de 54,6 *mm*.



Figura 20. Batería de 5000 mAh 6S 22.2V LiPo, 10AW EC5 [10].

2.2.2. Variador de velocidad

Como su nombre lo indica, es el elemento utilizado para llevar a cabo los cambios de velocidad requeridos para cada una de las etapas de vuelo o maniobras pretendidas. Es un variador sin escobillas, posee facilidad de implementación para canales análogos y digitales, carcasa fabricada en aluminio y aletas refrigerantes; cuenta con un peso bruto de 106 gramos, largo de 77 mm, ancho de 41 mm y alto de 15,5 mm.



Figura 21. Variador de velocidad speed controller: 80-Amp Pro Switch-Mode BEC Brushless ESC, EC5 (V2) [10].

2.3. Servomotores

El detalle de las superficies de control que rigen el vuelo de la aeronave, será examinado en un capítulo posterior, sin embargo para el accionamiento de las 6 superficies de control implementadas en el diseño del ala volante es necesario disponer de elementos electro-mecánicos que accionen las mismas, por simetría, la aeronave cuenta con rudder, elevón y 2 flaperones por cada plano.

2.3.1. Servos de flaperones y elevones

Los escogidos para estas superficies son digitales y de alta velocidad. Cuentan con un alto torque que permiten un accionamiento rápido de las mismas; por tanto se hace necesario

que sea de este modo ya que dichas superficies cuentan con un área considerable. Poseen un peso de 7,6 g y dimensiones de 23 mm de largo, 11,5 mm de ancho y 24 mm de alto. Torque de 2,00 Kg-cm.



Figura 22. Servo flaperón y elevón (Derecha). Servo rudder (Izquierda) [10].

2.3.2. Servos de rudder

Los servos seleccionados para el accionamiento de los rudders, cuentan con un valor de torque mucho menor que el implementado para el resto de superficies de control, la razón es que ésta superficie cuenta con un área menor que las anteriores, razón por la cual no es necesario la misma cantidad de fuerza. Cuentan con peso de 3,5 g, largo de 17,5 mm, ancho de 6,4 mm y alto de 21,8 mm.

2.4. Tren de aterrizaje

El tren de aterrizaje es otro elemento condicionante inicial (al igual que el motor). Consta de tres electro-servos integrados y brazos para la sujeción de las ruedas, por lo tanto, es un tren de aterrizaje retráctil. Según el fabricante, soporta un peso total de 3,0 kg en modo estático sobre cada brazo. El peso del kit completo es de 176 g, largo de los brazos 10,8 cm. Las ruedas son de espuma gruesa con un peso de 20 g cada una (incluido en el total del kit) y un diámetro de 45 mm.



Figura 23. Tren de aterrizaje retráctil marca y modelo: Turnigy Full Metal Servoless Retracts with Oleo Legs (45mm) (Tricycle, Habu type) [10].

Es muy importante notar el peso soportado por el los trenes, ya que en la sección 1.2.2. se habló de un peso aproximado a los 3,16 *kg* según el método de Lennon para la estimación inicial del peso [20]; por lo cual, se deberá seleccionar adecuadamente los materiales para lograr cumplir con dicha restricción de 3 *kg* máximo de peso. En el Capítulo 4 se determinará que luego de realizar el modelo virtual, el peso final con carga paga será de 2,96 *kg* aproximadamente.

2.5. Estimaciones iniciales de consumo eléctrico

Una vez se han examinado cada uno de los componentes eléctricos del prototipo, es posible establecer una tabla con el consumo de corriente de cada uno de ellos y el peso asociado.

Superficie	Componente	Cantidad	Consumo nominal de corriente (mA)	Consumo nominal de corriente (A)	Peso total (kg)
Flaperones	7,6 servo	2	27	0,027	0,0152
Elevones	3,5 servo	2	30	0,03	0,0152
Rudders	3,5 servo	2	30	0,03	0,007
Tren de aterrizaje	Servo kit	3	15	0,015	0,176
	Motor	1	62	0,062	0,278
NA	Variador de velocidad	1	80	0,08	0,106
NA	Batería	1	0	0	0,808
				Total	1,4054

Tabla 5. Corriente y peso de componentes eléctricos.

De la tabla 5, se pueden apreciar los consumos de corriente de cada uno de los elementos eléctricos además del peso en kilogramos (*kg*). De lo anterior, se puede establecer un peso total de 1,4054 *kg*.

Una vez se tiene especificado el consumo eléctrico por cada componente, es posible establecer, de acuerdo al tiempo de accionamiento de cada uno de estos, la demanda de carga. A continuación se establece el modelo de cálculo implementado.

Inicialmente se parte de la fuente o batería con una carga de 5000 *mAh*; a partir de esto y por medio de la ecuación (10) que se encuentra en función del tiempo (en segundos), se determina para cada componente el gasto de corriente. Cabe resaltar que el modelo que a continuación se presenta, es útil en el perfil de misión para el cual es diseñado el prototipo,

ya que si bien no hace parte de esta obra establecer la construcción, sí es pertinente esquematizar y presentar una propuesta de lo que podría ser una misión con los gastos y demandas eléctricas que conllevaría.

$$\text{Consumo corriente} = \frac{(CNC * t)}{3600} \quad 10$$

Donde:

CNC: Consumo nominal de corriente (reportado por elemento, ver tabla 5 (columna consumo nominal de corriente) puede expresarse en A (amperios) o mA (mili amperios).

t: tiempo (segundos).

3600: Factor de conversión del tiempo (se parte del hecho que la fuente es de 5 Ah).

A manera de ejemplo se establecerá el consumo de corriente para un tiempo de 30 segundos de los elevones (sumatoria de toda la ejecución de movimiento en cada uno de estos en el perfil de misión), como:

CNC = 30 mA (Tabla 5)

t = 30 segundos

De esta manera se tiene que para un período en que uno de los elevones sea accionado en el vuelo durante 30 segundos, el consumo de corriente de la fuente equivale a:

$$\text{Consumo corriente}_{\text{elevón}} = \frac{(30 \text{ mA} * 30 \text{ s})}{3600} = 0,25 \text{ mA}$$

Para facilitar la comprensión de la demanda eléctrica de los componentes eléctricos del prototipo, en la sección 3.4 “*Perfil de misión*”, se establecen los consumos de corriente de todos los componentes y carga remanente de la batería. De la misma manera, en la sección de anexos, se encuentran los esquemas de distribución y localización de los componentes eléctricos a lo largo del prototipo (Anexo B). En otra de las secciones de los anexos se encuentra una tabla donde figuran los costos de dichos componentes analizados previamente. (Anexo C).

3. AERODINÁMICA.

Si bien esta obra describe el paso a paso llevado a cabo en el proceso de diseño de un prototipo de ala volante, la curiosidad por parte de los integrantes del grupo, motivó a que previamente se llevaran a cabo estudios, pruebas y aproximaciones sobre lo que a eficiencia y buenas prestaciones de las alas volantes se refieren normalmente en la bibliografía. Por tal razón, y como se describirá en este capítulo, se trabajó previamente en un pequeño modelo ensayado en el túnel de viento de la Universidad Pontificia Bolivariana. La elaboración de ese modelo contó con la colaboración del señor *Alejandro García González*, estudiante de Ingeniería Aeronáutica. Las pruebas llevadas a cabo sobre este modelo correspondían a las exigencias planteadas en el espacio de laboratorio del curso de Aerodinámica Subsónica, por lo que se garantiza la fiabilidad y rigurosidad de las pruebas y resultados reportados; dichos resultados se incluyen en la sección de anexos.

3.1. Aproximación inicial por medio de un modelo físico de estudio

El desarrollo del modelo se hizo en materiales convencionales como madera tipo balso y papel plástico de recubrimiento, la rigidez del mismo se consiguió rellenando los espacios internos con *Icopor®*. Se dispuso además trabajar con el perfil GOE 620 debido a su similitud en el levantamiento de coordenadas de los planos de *A. L. Bentley* [19], con ángulo diedro positivo (4°) y un ángulo de flechamiento de 32° (ángulo de flechamiento igual que el del diseño de prototipo). La vorticidad, además de otros, era uno de los fenómenos que se examinaron en las pruebas llevadas a cabo sobre este modelo, por tal motivo, se añadieron pequeños hilos a lo largo del cuerpo del modelo y ráfagas de humo sobre el mismo.



Figura 24. Pruebas modelo físico en túnel de viento. Izquierda: $\alpha = 10^\circ$. Derecha: Hilos adheridos que visualizan la formación de vórtices.



Figura 25. Pruebas en túnel de viento del modelo, con ráfagas de humo.

Es importante resaltar los altos coeficientes de sustentación que se obtuvieron a bajos ángulos de ataque, también el bajo valor de coeficientes de arrastre para estos ángulos. Es decir la prueba arrojó buenas luces y prometedoras expectativas que motivaron el estudio de las alas volantes.

En la sección de anexos se encuentra el informe correspondiente a estas pruebas. En él, se aprecian los valores más relevantes y gráficas comparativas así como los planos de ensamble.

3.2. Cálculos aerodinámicos

Hasta ahora se trataron consideraciones geométricas y aerodinámicas preliminares, allí se implementó el método propuesto por Mohammad Sadraey [22], para la selección del perfil más adecuado en el proceso de diseño del prototipo (secciones 1.2 y 1.3), hasta ese momento, cálculos y estimaciones estaban supeditas a perfiles aerodinámicos. En este capítulo, se abordarán consideraciones aerodinámicas y características específicas del prototipo de ala volante con la implementación del perfil aerodinámico seleccionado, Marske XM-1D. Con base en esto, se establece el siguiente procedimiento para los parámetros y propiedades aerodinámicas del prototipo; luego su explicación detallada:

- Estimación de la cuerda media aerodinámica (MAC).
- Coeficiente de sustentación en el prototipo.
- Coeficiente de arrastre en el prototipo.
- Coeficiente de momento en el prototipo.
- Fuerzas de sustentación, arrastre y momento en el prototipo.

3.2.2. Coeficiente de sustentación en el prototipo

Hasta ahora, los valores que corresponden a la sustentación están relacionados exclusivamente al perfil aerodinámico Marske XM-1D, esto es, en dos dimensiones. Sin embargo, en el caso de un ala finita (tres dimensiones) el flujo no es bidimensional, la presión diferencial entre la superficie inferior y superior genera una componente de la velocidad a lo largo de la envergadura. La variación de la sustentación resultante a lo largo de la envergadura en un campo de flujo tridimensional, produce una distribución de corrientes de vórtices a lo largo del borde de fuga. Estos vórtices a su vez, inclinan hacia atrás el vector de sustentación disminuyendo la componente vertical del mismo [24], reduciendo el ángulo efectivo de ataque. Como resultado, las gráficas de los coeficientes aerodinámicos (especialmente la sustentación) diferirán si se analiza el perfil de una sección en un ala finita respecto al mismo perfil en un ala infinita, para un mismo ángulo de ataque, siendo menor la sustentación en el ala finita. Además, el sistema de vórtices produce una componente adicional de arrastre conocida como arrastre inducido, sin embargo, este será explicado en detalle más adelante (sección 3.2.3).

Por lo anterior, es necesario contar con una relación que aproxime a la realidad, es así que con base en el libro *Aeronautics for engineers* de John J. Bertin [17], en su capítulo 5 página 255; la ecuación (11) permite obtener la pendiente de la gráfica C_L vs. α que corresponde al ala finita, basándose en la pendiente para el perfil previamente seleccionado (gráfica C_l vs. α perfil Marske XM-1D), y en parámetros geométricos alares.

$$C_{L,\infty} = \frac{C_{l,\infty}}{1 + \frac{57,3 * C_{l,\infty}}{\pi e AR}} \quad 11$$

Donde,

$C_{L,\infty}$: Corresponde a la pendiente de la gráfica de sustentación C_L vs. α del prototipo de ala volante.

$C_{l,\infty}$: Corresponde a la pendiente de la gráfica de sustentación C_l vs. α del perfil.

AR : Relación de aspecto.

e : Número o factor de eficiencia equivalente, este valor se obtiene a partir de la ecuación:

$$e = 1,78 * (1 - 0,045 * AR^{0,68}) - 0,64 \quad 12$$

La ecuación (12) para determinar el número de eficiencia Oswald (e), se toma del libro *General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and Procedures* de Snorri Gudmundsson

en el capítulo 9, página 363; para el caso del prototipo de ala volante este valor equivale a 0,9. La ecuación es planteada por el autor como un método empírico en el diseño conceptual para determinar el factor de eficiencia de una aeronave en función de la relación de aspecto.

La ecuación (11) para determinar la pendiente de la gráfica C_L vs. α del prototipo, se encuentra en función de la pendiente de sustentación del perfil, para determinar esta última se toma la porción de la gráfica positiva de C_l vs α , hasta el punto de máximo coeficiente de sustentación y por medio de la linealización de la curva, se extrae el valor correspondiente a la pendiente. Estas pendientes serán determinadas como sigue, para la condición de crucero y descenso (*free landing* - sin despliegue de componentes).

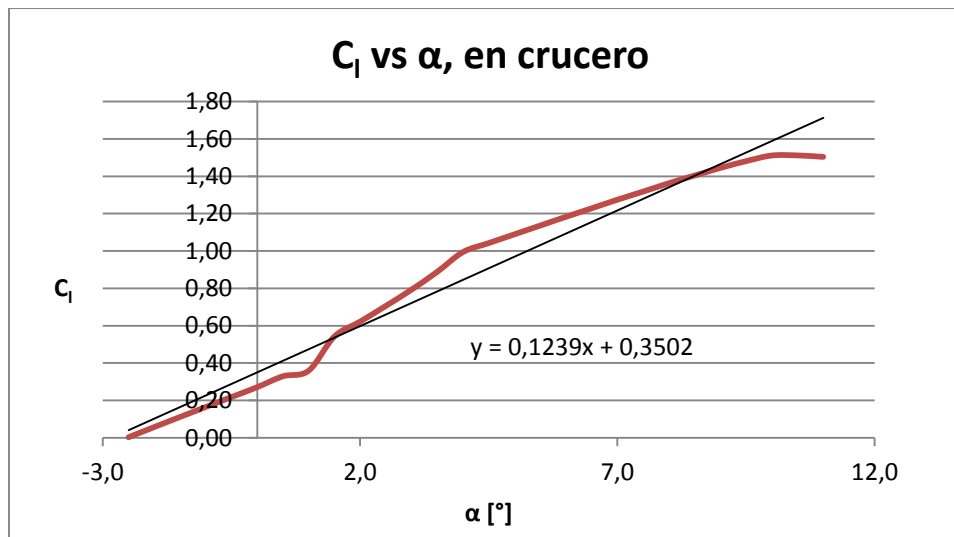


Figura 27. Pendiente de sustentación del perfil en condición de crucero. $Re_{cru} = 682940$

La figura 28 muestra de color rojo la línea de sustentación del perfil, la línea recta de color negro indica la tendencia linealizada de dicha gráfica; la pendiente de esta recta se toma como equivalente a la del perfil, de esta manera se tiene que el valor de la pendiente sustentación del perfil es $C_{l,\infty cru} = 0,1239$. Para el caso de la fase de descenso la pendiente se aprecia en la figura 29; en esta se tiene una pendiente de sustentación de $C_{l,\infty free\ landing} = 0,1065$. Teniendo en cuenta estos valores, se procede a determinar para el ala completa, el valor de la pendiente de sustentación, en la fase de crucero y de descenso. Para el caso de aterrizaje, se debe obtener el aumento en el coeficiente de sustentación debido a las superficies hipersustentadoras y basándose en la condición de descenso (misma velocidad de descenso y por tanto mismo Reynolds), obtener la información para esta crítica etapa (figura 32).

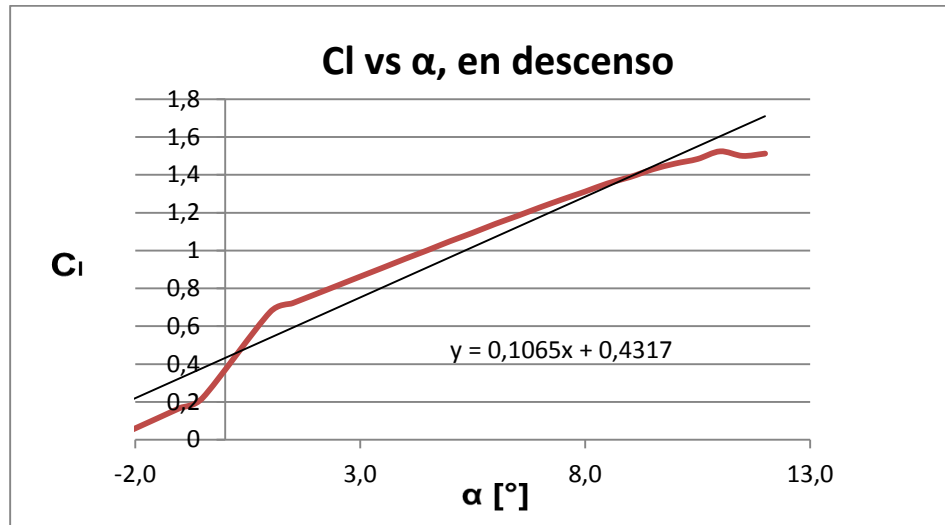


Figura 28. Pendiente de sustentación del perfil en condición de descenso. $Re_{landing} = 239029$.

Se tiene,

$$C_{L,\infty cru} = \frac{0,1239}{1 + \frac{57,3 (0,1239)}{\pi(0,9)(5,84)}} = 0,0859$$

$$C_{L,\infty cru} = 0,0859$$

De manera similar:

$$C_{L,\infty free\ landing} = 0,0771$$

Una vez calculadas las pendientes para cada una de estas dos fases de vuelo, se procede a graficar éstas para comparar y visualizar la disminución en magnitud, asociada al prototipo.

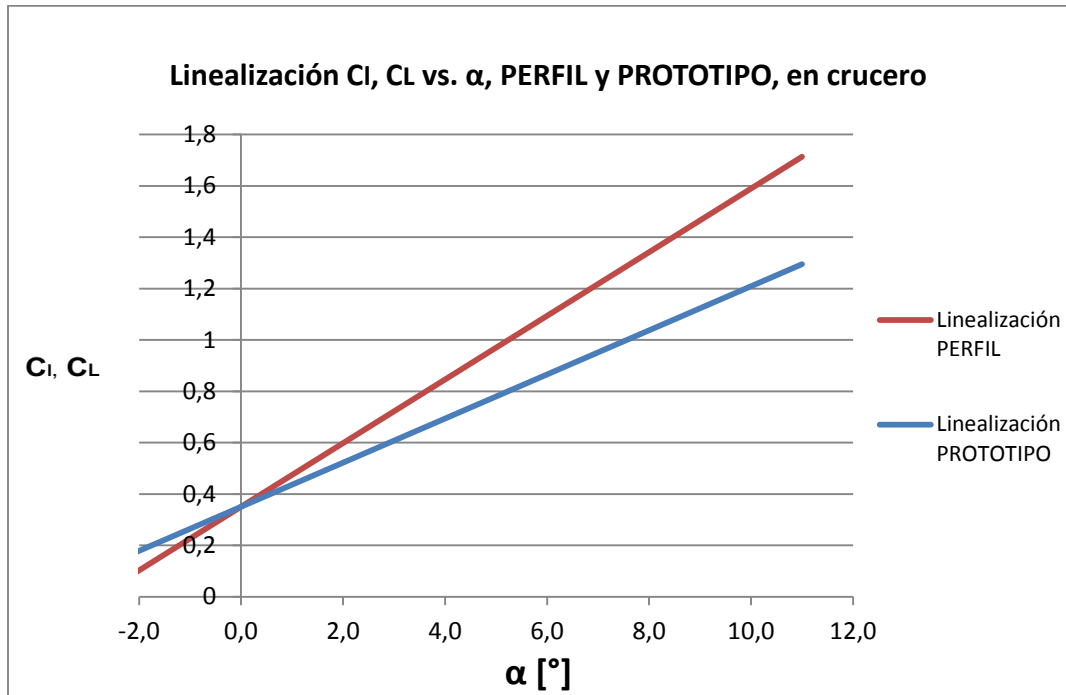


Figura 29. Comparación de pendientes de sustentación del prototipo y perfil en crucero. $Re_{cru} = 682940$.

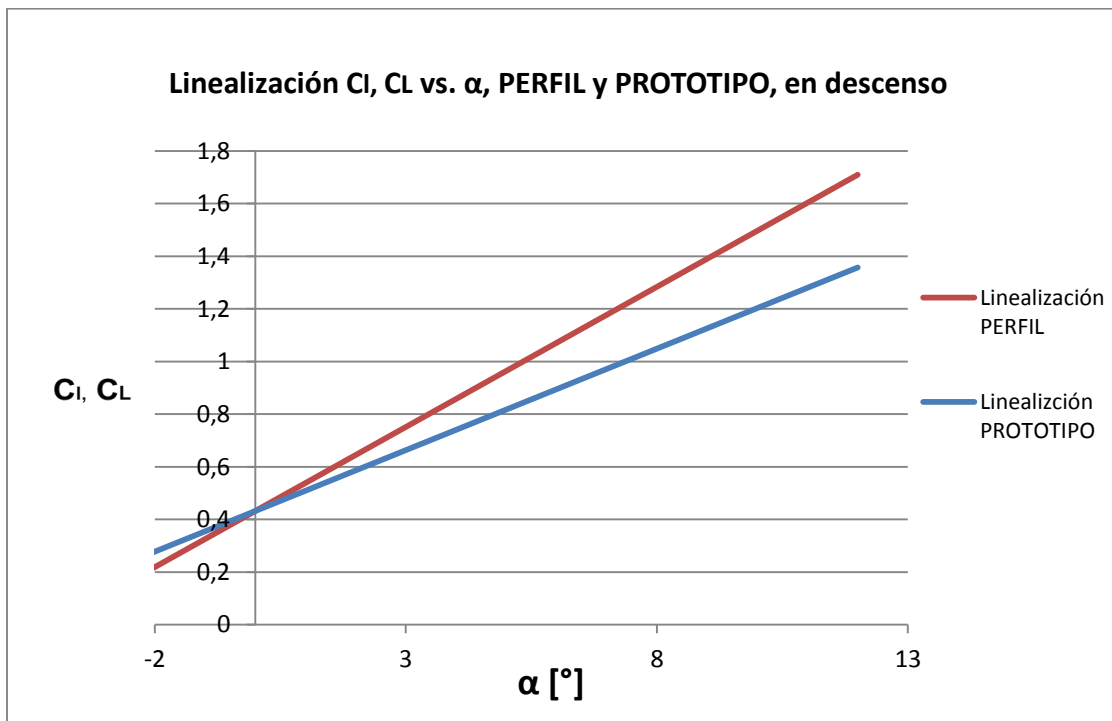


Figura 30. Comparación de las pendientes de sustentación del prototipo y perfil en descenso. $Re_{landing} = 239029$.

El coeficiente de sustentación para la condición de aterrizaje inminente, en la cual se vuela al mismo Reynolds de descenso pero desplegando las superficies hipersustentadoras, los drag rudders y el tren de aterrizaje; representa definir el tipo de superficie hipersustentadora a utilizar y basados en la bibliografía, determinar el aumento en la sustentación debido a su uso.

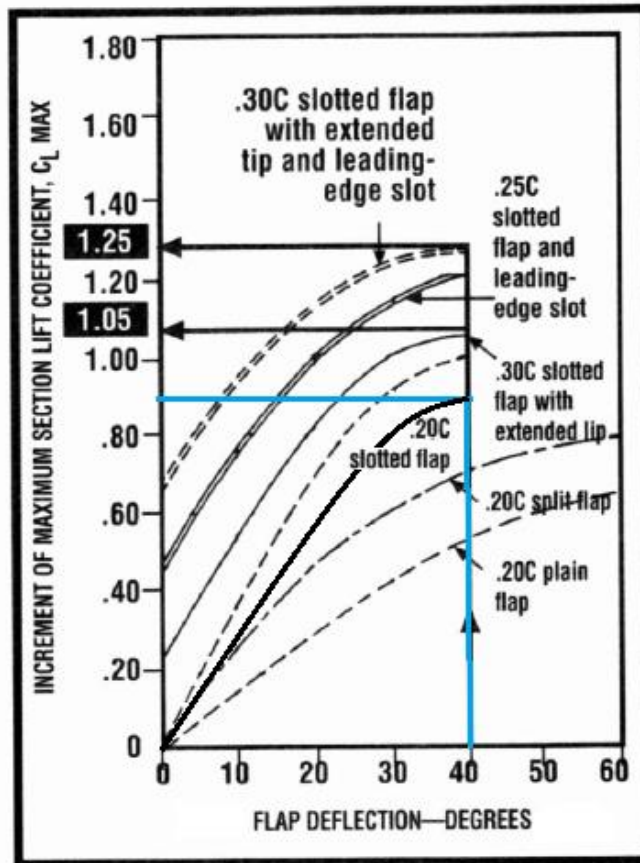


Figura 31. Incremento de coeficientes de sustentación de acuerdo al tipo y grados de deflexión del flap [20].

La figura 32 muestra el incremento del coeficiente de sustentación que se logra por medio del uso de algunos tipos de flaps, esta gráfica hace parte del capítulo 14 “*Design for flaps*” del libro *Basics of RC model aircraft design*, de Lennon [20] en la página 63; donde luego del proceso de diseño y construcción de varios tipos de aeromodelos radio controlados, correlaciona desempeños por medio de regresiones y extrapolaciones, a partir de las cuales se pueden llegar a obtener aproximaciones muy precisas sobre parámetros aerodinámicos de este tipo de aeronaves, como lo es el diseño del prototipo estudiado en esta obra.

Ahora bien, teniendo en cuenta que el tipo de flap empleado en el diseño del prototipo corresponde a un *slotted flap* (explicación en la sección 3.3 “*Definición de dispositivos hipersustentadores*”), se puede apreciar en la figura anterior que el incremento del coeficiente de sustentación aportado por éstos, para una deflexión de 40°, es

aproximadamente 0,9 (línea azul figura 32). Este aumento, se le adiciona a los resultados de la curva $C_{l \text{ free landing}}$ vs. α obtenidos por XFOIL® [11] (sección 1.3.1, figura 9), logrando así la curva $C_{l \text{ landing}}$ vs. α (figura 33). Luego, bajo el mismo tratamiento de los coeficientes anteriores, se define la gráfica de $C_{L \text{ landing}}$ vs. α para el prototipo completo (tridimensional), obteniendo su pendiente (figura 34):

$$C_{L, \infty \text{ landing}} = 0,0771$$

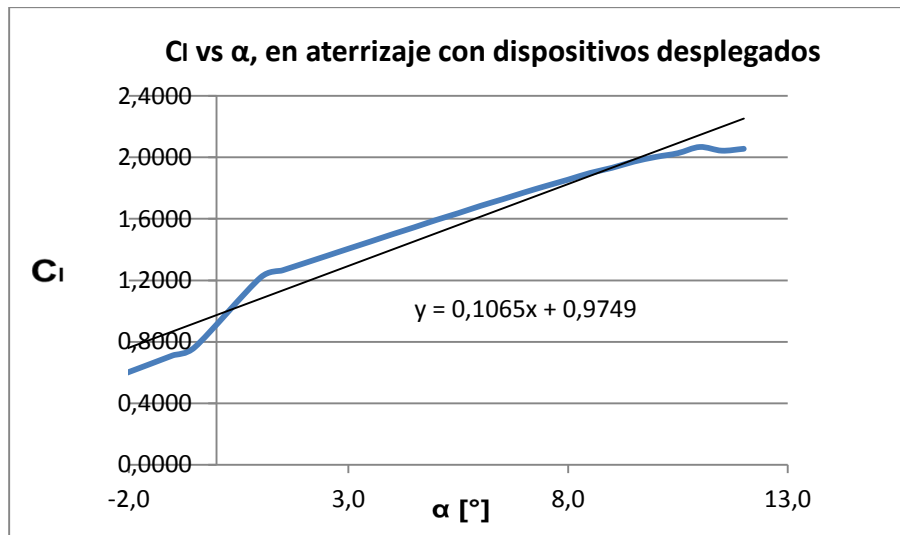


Figura 32. Pendiente de sustentación del perfil en condición de aterrizaje. $Re_{\text{landing}} = 239029$.

Haciendo uso de la ecuación (4) y basándose en la figura 33, se obtiene:

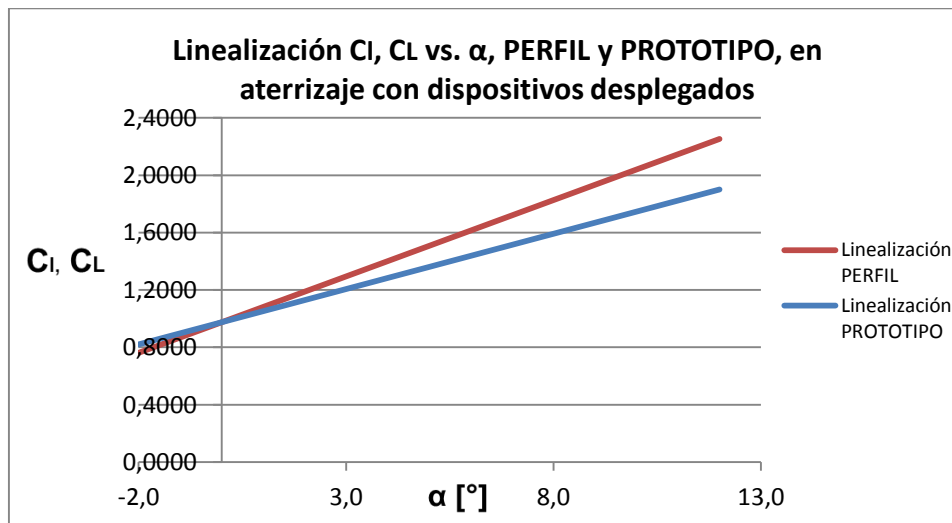


Figura 33. Comparación de las pendientes de sustentación del prototipo en aterrizaje. $Re_{\text{landing}} = 239029$.

Como es de esperarse, accionar los flaperones aumenta la magnitud del área alar efectiva además de incrementar la sustentación asociada. Sin embargo, también se aumenta el arrastre, no obstante esto se explicará en detalle en la sección 3.2.3.

Establecidos los valores de las pendientes para el prototipo en las anteriores fases, es posible obtener los valores de coeficiente de sustentación correspondientes a cada ángulo de ataque [17], mediante la ecuación:

$$C_L = C_{L,\infty} * (\alpha - \alpha_{0L}) \quad 13$$

De la ecuación (13) se observa que el coeficiente de sustentación del prototipo C_L , está dado en función del ángulo de ataque (α) y el ángulo de ataque de cero sustentación (α_{0L}), (este último se puede obtener de las figuras 30, 31 y/o 34, según sea el caso) multiplicado por el valor de la pendiente de sustentación del prototipo $C_{L,\infty}$.

Hasta el momento, se han definido sólo las pendientes de las gráficas de sustentación del prototipo. Los coeficientes de sustentación en las distintas etapas de vuelo, se definirán en la sección 3.2.3.2 ya que se hace necesario, determinar los coeficientes de arrastre para obtener el ángulo de ataque óptimo de vuelo y así conocer a qué coeficientes (tanto de sustentación como de arrastre) está asociado este ángulo.

3.2.3. Coeficiente de arrastre en el prototipo

A continuación, se procede a determinar los valores de arrastre asociados al prototipo, teniendo en cuenta la ecuación (14) para el coeficiente de arrastre [17]:

$$C_D = C_{D0} + C_{Di} \quad 14$$

En la ecuación (14) figuran dos términos, el de la izquierda C_{D0} hace referencia al **arrastre parásito** o debido a los componentes y geometría propia del avión, y el segundo C_{Di} , corresponde al **arrastre inducido** asociado al efecto mismo de la sustentación del prototipo.

3.2.3.1. Coeficientes de arrastre parásito

Analizando la componente de arrastre parásito C_{D0} , se tiene:

$$C_{Do} = \frac{K.C_F.S_{análisis}}{S_{ref}} \quad 15$$

Donde,

C_F : Coeficiente de fricción.

S_{ref} : Área de referencia o área alar.

$S_{análisis}$: Área de análisis o área mojada.

K : Factor de forma de componente.

En este caso en particular, se deben calcular cuatro coeficientes de fricción de piel total, que corresponden a las alas y fuselaje, cada sección en ambas condiciones de crucero y descenso/aterrizaje; en primer lugar por ser dos secciones con espesores distintos (como se verá más adelante) y además, este coeficiente depende del número de Reynolds y se tiene un valor laminar para el descenso/aterrizaje y otro turbulento para el crucero.

No obstante, J. Bertin en el capítulo 4 “*Viscous Boundary Layers*”, considera que la transición del flujo de régimen laminar a turbulento se presenta alrededor de un Reynolds de 5×10^5 ; como el régimen de la transición es inconveniente determinarlo, para tener una precisión de $\pm 3\%$ en la definición del coeficiente de fricción se recomienda utilizar la relación de Prandtl-Schlichting (17) para régimen turbulento, y para el laminar se propone usar la ecuación (16) [17].

$$C_F = \frac{1,328}{\sqrt{Re}} \quad 16$$

$$C_F = \frac{0,455}{(\log_{10} Re_L)^{2,58}} - \frac{1700}{Re_L} \quad 17$$

Donde,

$$Re_L = \frac{\rho_{\infty} \cdot V_{\infty} \cdot MAC}{\mu_{\infty}} \quad \text{Corresponde al Reynolds medio propio del ala (nótese la presencia del término de la cuerda media aerodinámica).}$$

$$Re_L = \frac{\rho_{\infty} \cdot V_{\infty} \cdot L}{\mu_{\infty}}$$

Corresponde al Reynolds medio propio de la sección del fuselaje (nótese la presencia del término de longitud del mismo L).

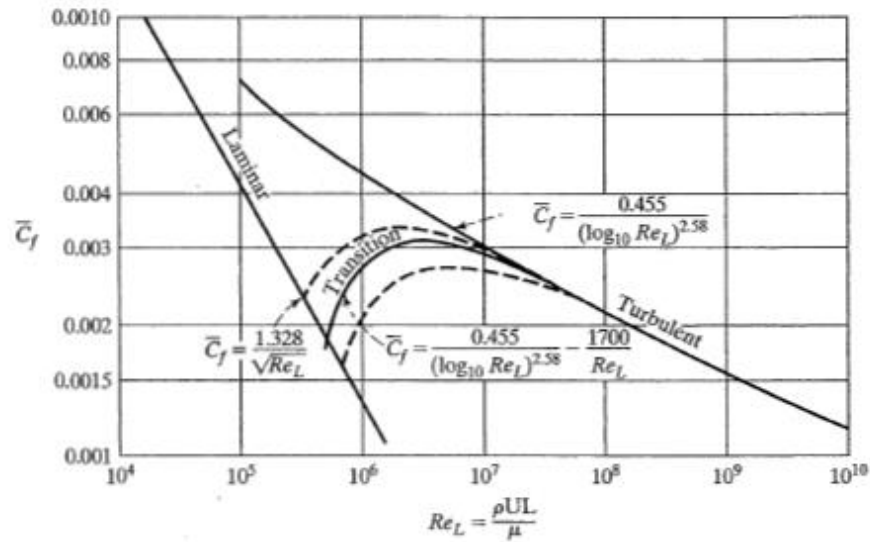


Figura 34. Variación del coeficiente total de fricción para el régimen laminar, transicional y turbulento [17].

El término Re_L , corresponde al número Reynolds que experimentan cada una de las secciones analizadas de acuerdo a su propia geometría. De esta manera se tiene que los Reynolds medios de alas y fuselaje en crucero corresponden a:

$$Re_{L, \text{alas cru}} = 682940$$

$$Re_{L, \text{fuse cru}} = 1180909$$

Y de manera similar, para la condición de descenso/aterrizaje:

$$Re_{L, \text{alas landing free}} = 239029$$

$$Re_{L, \text{fuse landing free}} = 413318$$

Como se observa, para la condición de crucero, el régimen es superior a 5×10^5 por tanto es turbulento; y para el descenso/aterrizaje el régimen es laminar siendo menores los valores en cada sección.

Con esta información es posible determinar los coeficientes de fricción de piel de ala y fuselaje, utilizando las ecuaciones (16) y (17), estos valores respectivamente son, para régimen turbulento (crucero):

$$C_{F \text{ alas cru}} = 0,00232$$

$$C_{F \text{ fuse cru}} = 0,00290$$

Para régimen laminar (descenso/aterrizaje):

$$C_{F \text{ alas landing free}} = 0,00272$$

$$C_{F \text{ fuse landing free}} = 0,00207$$

Una vez calculado lo anterior, se procede a determinar el área de referencia y las áreas de análisis de alas y fuselaje, según recomienda J. Bertin [17]. Para tal efecto se toman las dimensiones de los planos del prototipo. Figuras 36 y 37.

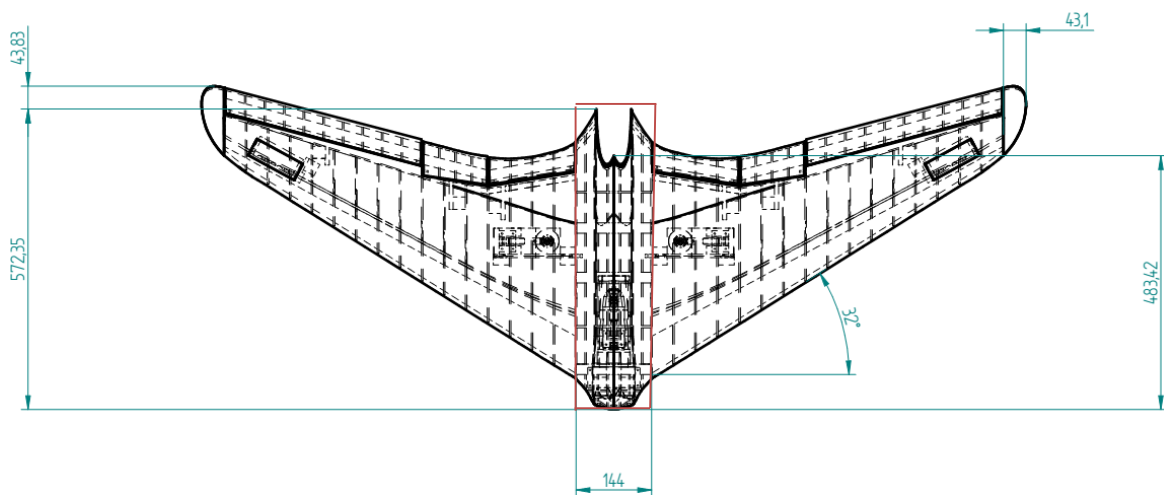


Figura 35. Definición áreas de arrastre del prototipo. Vista superior con zona de referencia del fuselaje enmarcada en el recuadro rojo.

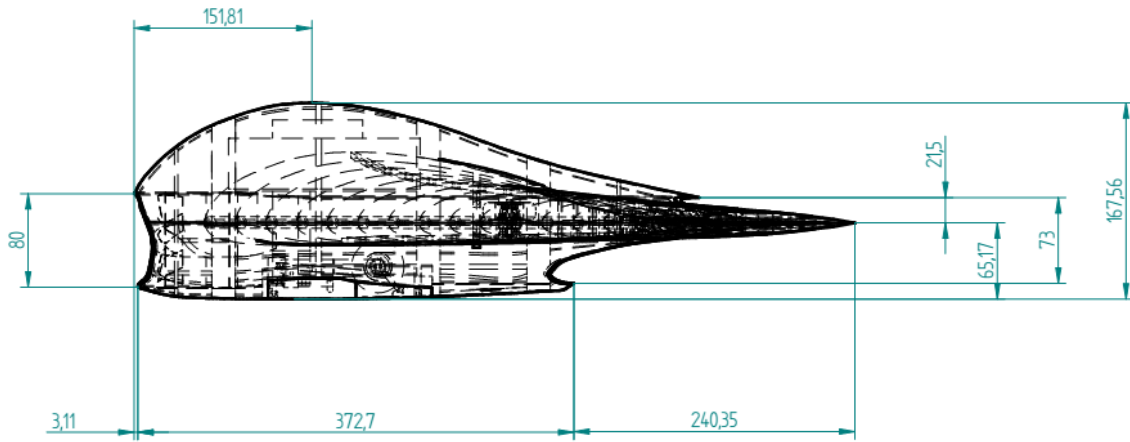


Figura 36. Definición áreas de arrastre del prototipo. Dimensiones laterales.

Con base en las figuras 36 y 37, se tiene:

$$S_{\text{ref}} = S_{\text{proy alas}} = 0,3412 \text{ m}^2 \quad \text{Corresponde al área alar del prototipo.}$$

$$S_{\text{proy fuse}} = 0,0824 \text{ m}^2 \quad \text{Corresponde al área del fuselaje proyectada del prototipo.}$$

Luego, se procede a realizar la siguiente corrección para el área de análisis (mojada) de cada área proyectada, así:

$$S_{\text{análisis}} = 2,0 \left(1 + \frac{0,2 \cdot t}{c} \right) * S_{\text{proy}} \quad 18$$

Donde,

$\frac{t}{c}$: Es la relación de espesor/longitud del componente a analizar.

Así las cosas, basándose en las figuras 36 y 37, se tiene que:

$$\frac{t}{c_{\text{alas}}} = 0,1748$$

$$\frac{t}{c_{\text{fuse}}} = 0,2928$$

Finalmente, con lo anterior, es posible definir resultados para la ecuación (18):

$$S_{\text{análisis alas}} = 1,4126$$

$$S_{\text{análisis fuse}} = 0,3488$$

El factor de forma K de la ecuación (15), se determina por medio de las gráficas presentadas por J. Bertin, capítulo 5, páginas 250 y 253 [17]; mediante la intersección del ángulo de aflechamiento (32° obtenido de [6], asumiendo el mismo del modelo Horten IX V1) y la relación de espesor alar (Figura 37). Como ya se definió anteriormente, en el caso de las alas, dicha relación es 0,1748.

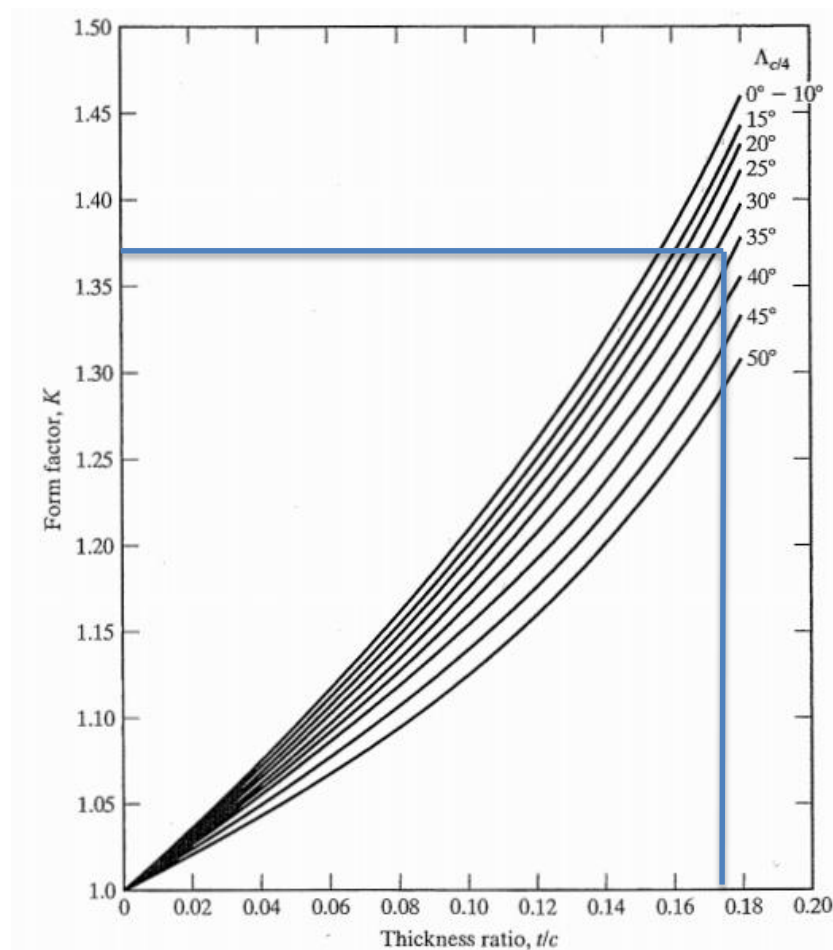


Figura 37. Relación de espesor y ángulos de aflechamiento para determinar el factor de forma alar [17].

En la figura 38 se aprecia de color azul la línea que indica el factor de forma correspondiente a las alas.

En el caso del fuselaje, se intersecta la curva de la figura 39 (relación de esbeltez para el fuselaje) con el valor obtenido de L/D , siendo L la longitud total del cuerpo fuselado y D el diámetro máximo aproximado de su sección transversal. Así, se obtiene en el eje vertical el factor de forma correspondiente. Luego,

$$L = 0,572 \text{ m}, D = 0,1667 \text{ m}$$

$$\frac{L}{D} = 3,4313 \text{ m}^2$$

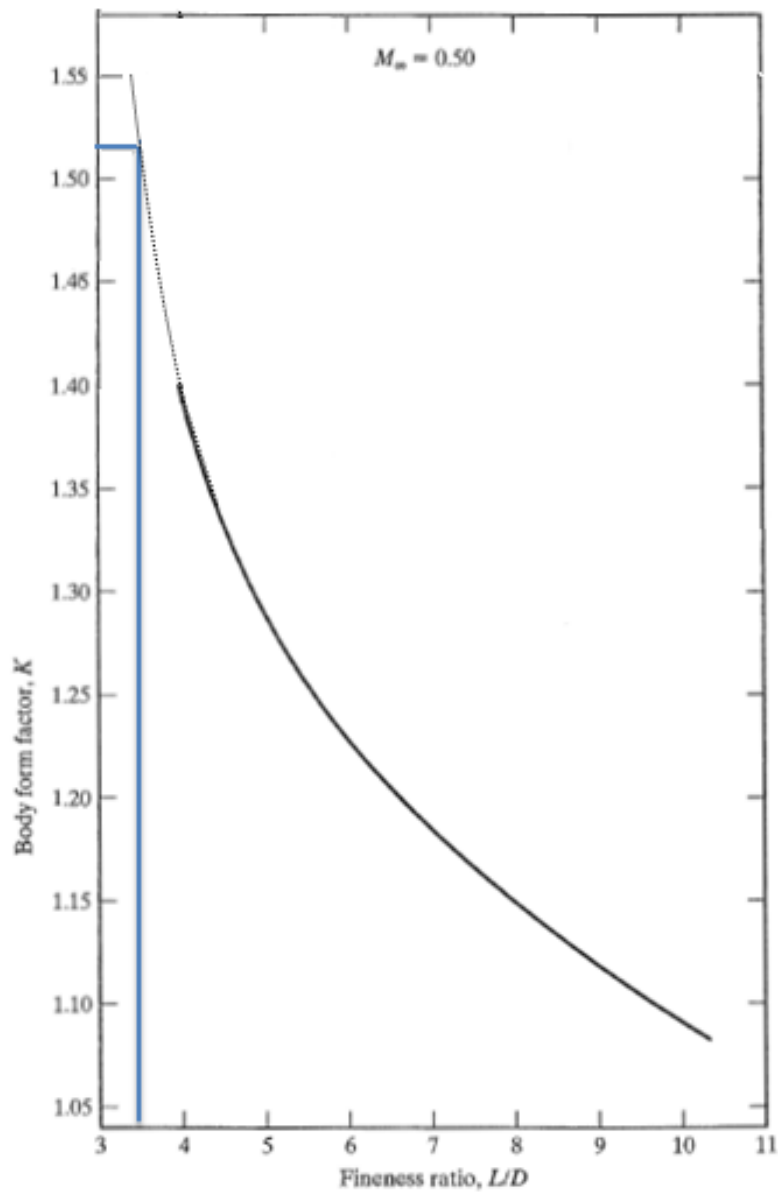


Figura 38. Relación de esbeltez para determinar el factor de forma del fuselaje [17].

Finalmente, los valores para los factores de forma de alas y fuselaje corresponden a:

$$K_{alas} = 1,370$$

$$K_{fuse} = 1,518$$

De acuerdo a los datos calculados anteriormente, los valores para coeficientes de arrastre parásito de alas y fuselaje (ecuación (15)), en crucero son:

$$C_{Do\ alas\ cru} = 0,0131$$

$$C_{Do\ fuse\ cru} = 0,0045$$

El coeficiente de arrastre parásito total en la condición de crucero para el prototipo, corresponde a:

$$C_{Do\ cru} = 0,0176$$

De forma similar, se calcula para el descenso:

$$C_{Do\ alas\ landing\ free} = 0,0154$$

$$C_{Do\ fuse\ free\ landing} = 0,0032$$

El coeficiente de arrastre parásito total en la condición de descenso para el prototipo, corresponde a:

$$C_{Do\ free\ landing} = 0,0186$$

La condición de descenso o *free landing*, como se definió anteriormente, no tiene en cuenta el arrastre parásito del tren de aterrizaje, drag rudders y las superficies hipersustentadoras, ya que estos componentes se despliegan a una distancia corta del suelo antes del aterrizaje.

Teniendo esto claro, para el aterrizaje con todos los componentes correspondientes desplegados, se deben tener en cuenta todos los coeficientes de arrastre parásitos propios de dichos componentes:

$C_{Do \text{ tires \& strut}} = 0,5$	Corresponde al arrastre parásito de los mecanismos de despliegue del tren principal, incluye la rueda (un solo punto de apoyo).
$C_{Do \text{ tren ppal}} = 1$	Corresponde al arrastre parásito del tren principal en su totalidad, dos puntos de apoyo (2. $C_{Do \text{ tires \& strut}}$).
$C_{Do \text{ tire}} = 0,12$	Corresponde al arrastre parásito de la rueda del tren de nariz.
$C_{Do \text{ care tren nariz}} = 0,4$	Corresponde al arrastre parásito del carenaje abierto del tren de nariz.
$C_{Do \text{ tren nariz}} = 0,52$	Corresponde al arrastre parásito del tren de nariz en su totalidad ($C_{Do \text{ care tren nariz}} + C_{Do \text{ tire}}$).
$C_{Do \text{ tren comp}} = 1,52$	Corresponde al arrastre parásito del tren de aterrizaje en su totalidad ($C_{Do \text{ tren ppal}} + C_{Do \text{ tren nariz}}$).
$C_{Do \text{ HDL \& DR}} = 0,75$	Corresponde al arrastre parásito de los Dispositivos Hipersustentadores (HDL – <i>High Device Lift</i> por sus siglas en inglés) y los Drag Rudders.

Los anteriores coeficientes fueron obtenidos del libro *Fluid Dynamic Drag*, en la página 13 a la 15 del Capítulo 13, sección 5 “*Drag Landing Gears*”, de la obra de Frank White, *Fluid Mechanics* en el Capítulo 7 “*Flow Past Immersed Bodies*”, página 458 y del libro *Basics of R/C Model Aircraft Design* de Lennon, Capítulo 3 “*Understanding Aerodynamic Formulas*”, página 18, figura 11.

Con esto definido, se determina el arrastre parásito total del prototipo de ala volante en condiciones de aterrizaje inminente con todas las superficies y tren de aterrizaje desplegados:

$$C_{Do \text{ landing}} = 2,2886$$

3.2.3.2. Coeficientes de arrastre inducido

Siguiendo con el análisis del coeficiente de arrastre, ahora se analiza el segundo término de la ecuación (14), equivalente al arrastre inducido, que como se mencionó previamente, es aquél asociado a la sustentación. Este término se puede representar mediante la siguiente relación:

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

19

Donde,

AR : Relación de aspecto del prototipo de ala volante.

e : Número de eficiencia o número de Oswald.

C_L^2 : Corresponde al coeficiente de sustentación al cuadrado del prototipo (obtenido con la ecuación (11) de la pendiente de perfil) en determinada condición de vuelo (crucero, descenso y/o aterrizaje).

Hasta el momento, con la información que se lleva consignada en este capítulo, es posible construir una tabla con el arrastre inducido para cada uno de los ángulos de ataque con los cuales se graficó la sustentación (tabla 5), ya que además, la ecuación (19) está en virtud de la geometría alar y estos parámetros ya se tienen.

Así las cosas, gracias a la ecuación (14) es posible en dicha tabla determinar el coeficiente de arrastre total de la aeronave para cada ángulo de ataque y luego, establecer la relación C_L/C_D , de igual forma para cada α . Con esto, se define la relación máxima de $C_L/C_{D\max}$ logrando así ubicar el ángulo de ataque en el cual se tenga la mayor eficiencia aerodinámica [22, 23], garantizando la mejor sustentación con el mínimo arrastre.

PERFIL @ crucero				PROTOTIPO @ crucero						
Curva C_l vs Alpha		Tendencia C_l vs Alpha		Tendencia C_L vs Alpha		CDi @ crucero	CD @ crucero	Relación C_L/CD	Sustentación [N]	Arrastre [N]
alpha	C_l	alpha	C_l	alpha	C_L					
-2.5	0.0032	-2.5	0.0405	-2.5	0.1355	0.0011	0.0188	7.22	44.57	6.17
-2.0	0.0578	-2.0	0.1024	-2.0	0.1785	0.0020	0.0196	9.10	58.63	6.45
-1.5	0.1115	-1.5	0.1644	-1.5	0.2214	0.0031	0.0207	10.70	72.80	6.80
-1.0	0.1650	-1.0	0.2263	-1.0	0.2643	0.0044	0.0220	12.02	86.92	7.23
-0.5	0.2182	-0.5	0.2883	-0.5	0.3073	0.0059	0.0235	13.06	101.04	7.73
0.0	0.2712	0.0	0.3502	0.0	0.3502	0.0077	0.0253	13.85	115.16	8.31
0.5	0.3294	0.5	0.4122	0.5	0.3931	0.0096	0.0273	14.42	129.28	8.97
1.0	0.3594	1.0	0.4741	1.0	0.4361	0.0119	0.0295	14.79	143.39	9.70
1.5	0.5422	1.5	0.5361	1.5	0.4790	0.0143	0.0319	14.99	157.51	10.50
2.0	0.6219	2.0	0.5980	2.0	0.5219	0.0170	0.0346	15.07	171.63	11.39
2.5	0.7060	2.5	0.6600	2.5	0.5649	0.0199	0.0375	15.05	185.75	12.34
3.0	0.7931	3.0	0.7219	3.0	0.6078	0.0230	0.0407	14.94	199.86	13.38
3.5	0.8887	3.5	0.7839	3.5	0.6507	0.0264	0.0440	14.77	213.98	14.48
4.0	0.9944	4.0	0.8458	4.0	0.6937	0.0300	0.0477	14.56	228.10	15.67
4.5	1.0423	4.5	0.9078	4.5	0.7366	0.0339	0.0515	14.31	242.22	16.93
5.0	1.0892	5.0	0.9697	5.0	0.7795	0.0379	0.0555	14.03	256.33	18.26
5.5	1.1361	5.5	1.0317	5.5	0.8225	0.0422	0.0598	13.75	270.45	19.68
6.0	1.1829	6.0	1.0936	6.0	0.8654	0.0467	0.0644	13.45	284.57	21.16
6.5	1.2283	6.5	1.1556	6.5	0.9083	0.0515	0.0691	13.14	298.69	22.72
7.0	1.2745	7.0	1.2175	7.0	0.9513	0.0565	0.0741	12.84	312.81	24.36
7.5	1.3179	7.5	1.2795	7.5	0.9942	0.0617	0.0793	12.54	326.92	26.08
8.0	1.3628	8.0	1.3414	8.0	1.0371	0.0671	0.0847	12.24	341.04	27.87
8.5	1.4037	8.5	1.4034	8.5	1.0801	0.0728	0.0904	11.95	355.16	29.73
9.0	1.4444	9.0	1.4653	9.0	1.1230	0.0787	0.0963	11.66	369.28	31.67
9.5	1.4807	9.5	1.5273	9.5	1.1659	0.0848	0.1024	11.38	383.39	33.69
10.0	1.5110	10.0	1.5892	10.0	1.2089	0.0912	0.1088	11.11	397.51	35.78
10.5	1.5115	10.5	1.6512	10.5	1.2518	0.0978	0.1154	10.85	411.63	37.95
11.0	1.5036	11.0	1.7131	11.0	1.2947	0.1046	0.1222	10.59	425.75	40.19

Tabla 6. Cálculo de Coeficientes de Sustentación y Arrastre del prototipo en crucero, para un rango de ángulos de ataque. El cálculo se basa en la conversión tridimensional de los resultados bidimensionales del perfil.

En la tabla 6, se resalta la fila de los resultados que corresponden a la relación $C_L/C_{D\ max}$. De esto, es muy importante el ángulo de ataque y el coeficiente de sustentación a dicho ángulo, ya que será este el óptimo para el vuelo en crucero y para la definición del arrastre inducido en esta etapa, respectivamente se tiene:

$$C_L/C_{D\ max, cru} = 15,07$$

$$\alpha_{cru} = 2^\circ$$

$$C_{L\ cru} = 0,5219$$

Teniendo en cuenta los anteriores términos, para crucero se consigue un coeficiente de arrastre inducido de:

$$C_{Di\ cru} = 0,0170$$

De manera similar, el análisis se realiza para el caso de descenso (*free landing*). Para este caso, se resalta en la tabla 7 la información correspondiente, de donde se obtiene la siguiente información:

$$C_L/C_{D\ max, free\ landing} = 14,67$$

$$\alpha_{free\ landing} = 1,5^\circ$$

$$C_{L\ free\ landing} = 0,5474$$

Luego, para el descenso, se tiene un coeficiente de arrastre inducido de:

$$C_{Di\ free\ landing} = 0,0187$$

PERFIL @ landing				PROTOTIPO @ landing						
Curva C_l vs Alpha		Tendencia C_l vs Alpha		Tendencia C_L vs Alpha		CDi @ landing	CD @ landing	Relación C_L/CD	Sustentación [N]	Arrastre [N]
alpha	C_l	alpha	C_l	alpha	C_L					
-2.5	0.0062	-2.5	0.1655	-2.5	0.2389	0.004	0.0222	10.77	9.62	0.89
-2.0	0.0601	-2.0	0.2187	-2.0	0.2774	0.005	0.0234	11.85	11.18	0.94
-1.5	0.1140	-1.5	0.2720	-1.5	0.3160	0.006	0.0248	12.72	12.73	1.00
-1.0	0.1683	-1.0	0.3252	-1.0	0.3546	0.008	0.0265	13.40	14.28	1.07
-0.5	0.2212	-0.5	0.3785	-0.5	0.3931	0.010	0.0283	13.91	15.84	1.14
1.0	0.6751	1.0	0.5382	1.0	0.5088	0.016	0.0348	14.64	20.50	1.40
1.5	0.7220	1.5	0.5915	1.5	0.5474	0.0187	0.0373	14.67	22.05	1.50
2.0	0.7685	2.0	0.6447	2.0	0.5860	0.021	0.0400	14.64	23.60	1.61
2.5	0.8154	2.5	0.6980	2.5	0.6245	0.024	0.0429	14.54	25.16	1.73
3.0	0.8625	3.0	0.7512	3.0	0.6631	0.027	0.0460	14.40	26.71	1.85
3.5	0.9090	3.5	0.8045	3.5	0.7017	0.031	0.0493	14.22	28.26	1.99
4.0	0.9564	4.0	0.8577	4.0	0.7402	0.034	0.0528	14.02	29.82	2.13
4.5	1.0020	4.5	0.9110	4.5	0.7788	0.038	0.0565	13.80	31.37	2.27
5.0	1.0495	5.0	0.9642	5.0	0.8174	0.042	0.0603	13.56	32.92	2.43
5.5	1.0937	5.5	1.0175	5.5	0.8559	0.046	0.0643	13.31	34.48	2.59
6.0	1.1406	6.0	1.0707	6.0	0.8945	0.050	0.0685	13.05	36.03	2.76
6.5	1.1835	6.5	1.1240	6.5	0.9331	0.054	0.0729	12.79	37.59	2.94
7.0	1.2285	7.0	1.1772	7.0	0.9716	0.059	0.0775	12.54	39.14	3.12
7.5	1.2709	7.5	1.2305	7.5	1.0102	0.064	0.0823	12.28	40.69	3.31
8.0	1.3118	8.0	1.2837	8.0	1.0488	0.069	0.0872	12.02	42.25	3.51
8.5	1.3550	8.5	1.3370	8.5	1.0873	0.074	0.0924	11.77	43.80	3.72
9.0	1.3887	9.0	1.3902	9.0	1.1259	0.079	0.0977	11.52	45.35	3.94
9.5	1.4293	9.5	1.4435	9.5	1.1645	0.085	0.1032	11.28	46.91	4.16
10.0	1.4598	10.0	1.4967	10.0	1.2030	0.090	0.1089	11.05	48.46	4.39
10.5	1.4841	10.5	1.5500	10.5	1.2416	0.096	0.1148	10.82	50.01	4.62
11.0	1.5245	11.0	1.6032	11.0	1.2802	0.102	0.1209	10.59	51.57	4.87
11.5	1.5004	11.5	1.6565	11.5	1.3187	0.109	0.1271	10.37	53.12	5.12
12.0	1.5127	12.0	1.7097	12.0	1.3573	0.115	0.1336	10.16	54.67	5.38

Tabla 7. Cálculo de Coeficientes de Sustentación y Arrastre del prototipo en descenso (*free landing*), para un rango de ángulos de ataque. El cálculo se basa en la conversión tridimensional de los resultados bidimensionales del perfil.

En la situación de aterrizaje inminente (hipersustentadores, tren y drag rudders desplegados), utilizar la relación $C_L/C_{D\ max}$ no es relevante, debido a que gráficamente no existe un punto en el cual se dé un máximo de eficiencia entre la sustentación y el arrastre, de hecho, la tabla 8 muestra (color amarillo) que el punto de mayor relación para $C_L/C_{D\ max}$ es el del máximo ángulo de ataque posible. Luego, por razones de seguridad se recomienda maniobrar en esta etapa a un 75% del ángulo de ataque de pérdida (α_{stall} – color verde). Así entonces, a partir de la tabla 8:

$$\alpha_{landing} = 9^\circ$$

$$C_{L\ landing} = 1,6691$$

Entonces, el coeficiente de arrastre inducido para la etapa de aterrizaje es:

$$C_{Di\ landing} = 0,1738$$

PERFIL @ landing flaps				PROTOTIPO @ landing flaps						
Curva Cl vs Alpha		Tendencia Cl vs Alpha		Tendencia CL vs Alpha		CDi @ landing	CD @ landing	Relación CL/CD	Sustentación [N]	Arrastre [N]
alpha	Cl	alpha	Cl	alpha	CL					
-2.5	0.5494	-2.5	0.7087	-2.5	0.7821	0.0382	2.3268	0.34	31.50	93.73
-2.0	0.6033	-2.0	0.7619	-2.0	0.8206	0.0420	2.3306	0.35	33.06	93.88
-1.5	0.6572	-1.5	0.8152	-1.5	0.8592	0.0461	2.3347	0.37	34.61	94.05
-1.0	0.7115	-1.0	0.8684	-1.0	0.8978	0.0503	2.3389	0.38	36.16	94.22
-0.5	0.7644	-0.5	0.9217	-0.5	0.9363	0.0547	2.3433	0.40	37.72	94.39
1.0	1.2183	1.0	1.0814	1.0	1.0520	0.0691	2.3577	0.45	42.38	94.97
1.5	1.2652	1.5	1.1347	1.5	1.0906	0.0742	2.3628	0.46	43.93	95.18
2.0	1.3117	2.0	1.1879	2.0	1.1292	0.0796	2.3682	0.48	45.49	95.39
2.5	1.3586	2.5	1.2412	2.5	1.1677	0.0851	2.3737	0.49	47.04	95.62
3.0	1.4057	3.0	1.2944	3.0	1.2063	0.0908	2.3794	0.51	48.59	95.85
3.5	1.4522	3.5	1.3477	3.5	1.2449	0.0967	2.3853	0.52	50.15	96.08
4.0	1.4996	4.0	1.4009	4.0	1.2834	0.1028	2.3914	0.54	51.70	96.33
4.5	1.5452	4.5	1.4542	4.5	1.3220	0.1090	2.3977	0.55	53.25	96.58
5.0	1.5927	5.0	1.5074	5.0	1.3606	0.1155	2.4041	0.57	54.81	96.84
5.5	1.6369	5.5	1.5607	5.5	1.3991	0.1221	2.4107	0.58	56.36	97.11
6.0	1.6838	6.0	1.6139	6.0	1.4377	0.1290	2.4176	0.59	57.91	97.38
6.5	1.7267	6.5	1.6672	6.5	1.4763	0.1360	2.4246	0.61	59.47	97.67
7.0	1.7717	7.0	1.7204	7.0	1.5148	0.1432	2.4318	0.62	61.02	97.96
7.5	1.8141	7.5	1.7737	7.5	1.5534	0.1506	2.4392	0.64	62.57	98.25
8.0	1.8550	8.0	1.8269	8.0	1.5920	0.1581	2.4467	0.65	64.13	98.56
8.5	1.8962	8.5	1.8802	8.5	1.6305	0.1659	2.4545	0.66	65.68	98.87
9.0	1.9319	9.0	1.9334	9.0	1.6691	0.1738	2.4624	0.68	67.23	99.19
9.5	1.9725	9.5	1.9867	9.5	1.7077	0.1819	2.4706	0.69	68.79	99.52
10.0	2.0030	10.0	2.0399	10.0	1.7462	0.1903	2.4789	0.70	70.34	99.85
10.5	2.0273	10.5	2.0932	10.5	1.7848	0.1988	2.4874	0.72	71.89	100.20
11.0	2.0677	11.0	2.1464	11.0	1.8234	0.2074	2.4960	0.73	73.45	100.55
11.5	2.0436	11.5	2.1997	11.5	1.8619	0.2163	2.5049	0.74	75.00	100.90
12.0	2.0559	12.0	2.2529	12.0	1.9005	0.2254	2.5140	0.76	76.56	101.27

Tabla 8. Cálculo de Coeficientes de Sustentación y Arrastre del prototipo en aterrizaje (*landing*), para un rango de ángulos de ataque. El cálculo se basa en la conversión tridimensional de los resultados bidimensionales del perfil.

Consolidando finalmente el coeficiente de arrastre total, según la ecuación (14), para las tres etapas mencionadas: crucero, descenso (*free landing*) y aterrizaje, y las condiciones de ángulo de ataque óptimas, se tiene:

$$C_{D\ cru} = C_{Do\ cru} + C_{Di\ cru} = 0,0176 + 0,0170 = 0,0346$$

$$C_{D\ landing\ free} = C_{Do\ free\ landing} + C_{Di\ free\ landing} = 0,0186 + 0,0187 = 0,0373$$

$$C_{D\ landing} = C_{Do\ landing} + C_{Di\ landing} = 2,2886 + 0,1738 = 2,4624$$

Los valores calculados y estimados hasta el momento dan cuenta del fenómeno de arrastre asociado al desempeño del prototipo de ala volante en tres etapas de vuelo críticas: crucero, descenso y aterrizaje; gracias a esto, se pueden obtener relaciones gráficas que permiten visualizar los resultados y concluir más rápidamente la información obtenida.

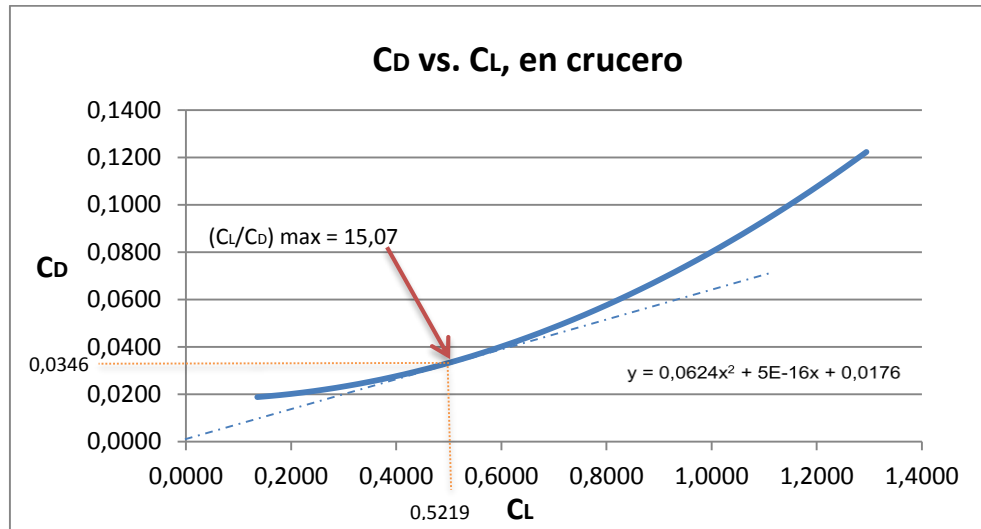


Figura 39. Gráfica de C_D vs. C_L del prototipo de ala volante en crucero.

La figura 40 muestra la línea de tendencia entre los coeficientes de arrastre y sustentación del prototipo a condición de crucero, en la que por medio del trazo de una recta tangente desde el origen se puede establecer gráficamente la relación máxima de sustentación respecto al arrastre $(C_L/C_D)_{\max}$. Se aprecia entonces que esta corresponde a 15,07 como se definió analíticamente.

En el caso de descenso, la curva entre C_D vs. C_L no se ve afectada en gran medida respecto al crucero, según se visualiza (figura 41). Sin embargo, para la etapa de aterrizaje (componentes desplegados) sí se observa un gran cambio principalmente en el aumento del arrastre, como se observa en la figura 42.

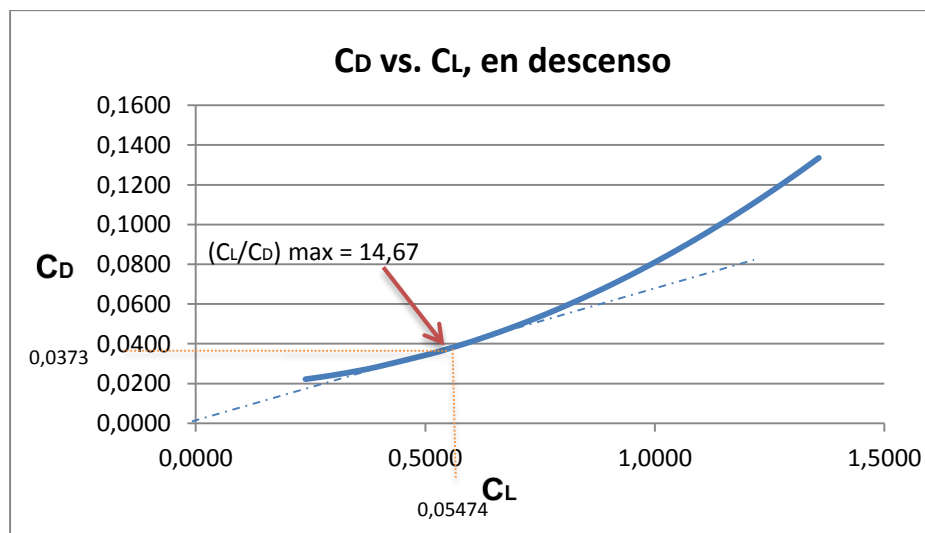


Figura 40. Gráfica de C_D vs. C_L del prototipo de ala volante en descenso.

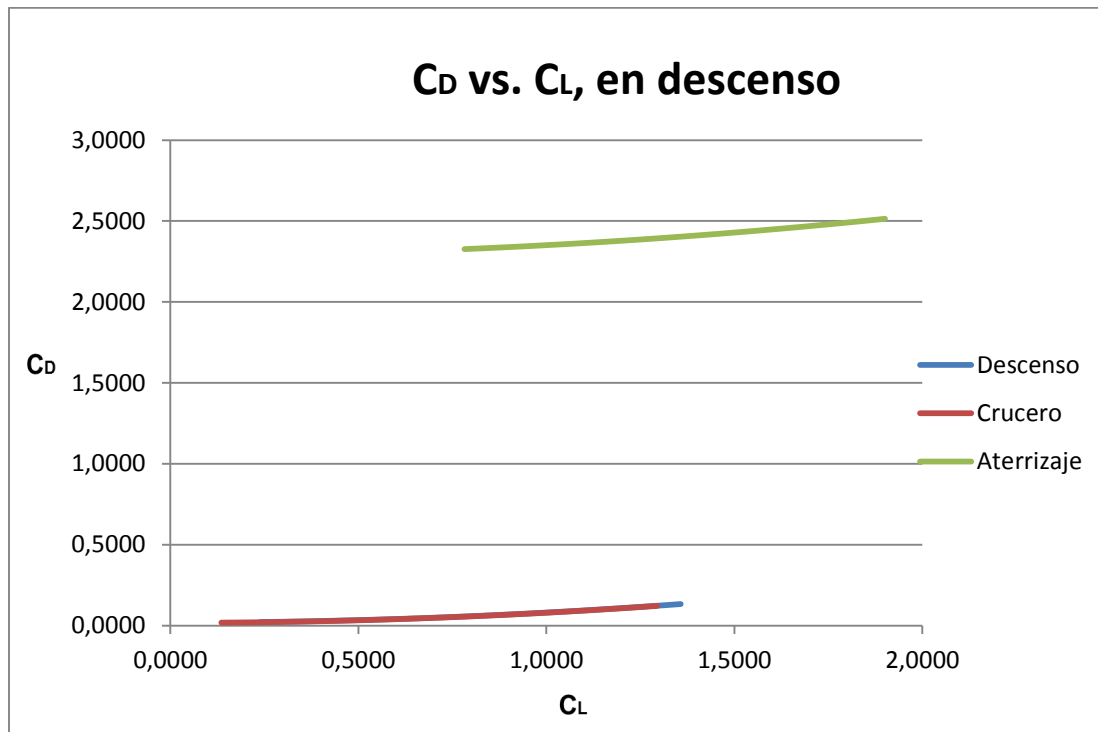


Figura 41. Gráfica de C_D vs. C_L del prototipo de ala volante en crucero, descenso y aterrizaje.

Visualizar el comportamiento de la sustentación y el arrastre (figura 42) durante el crucero, descenso y aterrizaje como tal con elementos desplegados, ayuda a entender la manera cómo se ve afectado el desempeño del prototipo cuando éstos son empleados. Estas curvas, son parábolas para un rango amplio de ángulos de ataque, sin embargo en la figura 42 se encuentran “recortadas” debido al proceso de linealización de la curva de C_L vs α , llevado a cabo en la sección 3.2.2.

Con todo lo anterior, sabiendo que la velocidad para la etapa de descenso y aterrizaje se reduce considerablemente respecto a la de crucero, el arrastre en descenso aumenta cerca de un 7,8 %, sin embargo esto no es mucho comparado con el asombroso aumento en aterrizaje al ser de un 7016,76 % más que en crucero; esto debido a la interferencia de las superficies hipersustentadoras, la acción de los drag rudders y al despliegue del tren de aterrizaje. Por tal motivo es que sólo se accionan justo en el momento en el cual el aterrizaje es inminente.

3.2.4. Coeficiente de momento en el prototipo

Así como los coeficientes de sustentación y arrastre son indispensables para la definición aerodinámica de la aeronave, de igual forma es necesario conocer el coeficiente de

momento el cual juega un papel determinante en la estabilidad longitudinal. Este, debe ser en el caso de las alas volantes, nulo o negativo (muy cercano a cero).

Al no contar con una forma y/o procedimiento como en el caso de la sustentación o el arrastre, que permita determinar el valor de coeficientes de momento basándose en los resultados del perfil para el prototipo de ala volante, se decidió optar por la siguiente secuencia lógica que provee valores más representativos y cercanos a la realidad. Este cálculo se realiza sólo en crucero ya que es la etapa más crítica para la estabilidad longitudinal del prototipo.

1. Definir a lo largo del semi spam ciertas costillas representativas del plano, es decir que garanticen en términos generales la forma del ala vista desde el plano superior.
2. Establecer el número de Reynolds para cada una de estas costillas y su correspondiente coeficiente de momento.
3. Graficar el valor de estos coeficientes a lo largo del semi spam.
4. Obtener la ecuación de la curva e integrar con el fin de conocer el coeficiente total para el prototipo.

Es así que se consigna el procedimiento y los resultados como sigue:

# Costilla	Cuerda [m]	Re_{cru}	Cm_{cru}	Distancias desde la raíz del plano [m]
3	0,447	922279	-0,0226	0,000
6	0,370	763408	-0,0219	0,084
8	0,318	656118	-0,0209	0,167
11	0,272	561208	-0,0199	0,293
14	0,226	466298	-0,0188	0,419
16	0,180	371387	-0,0178	0,545
19	0,123	253781	-0,0170	0,669

Tabla 9. Valores de coeficiente de momento a lo largo del semi spam.

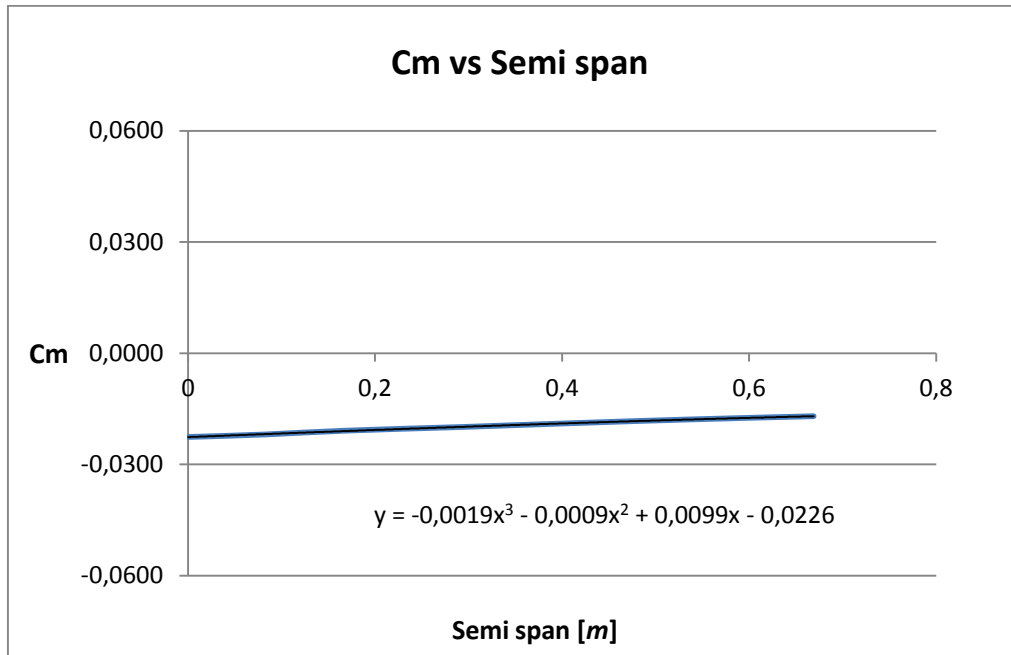


Figura 42. Tendencia de Coeficientes de Momento para cada perfil representativo del ala. El área entre el eje del semi span y la curva, representa el Coeficiente de Momento del prototipo.

Con lo anterior, al realizar la integración correspondiente de la curva, se obtiene un coeficiente de momento para el prototipo de ala volante, igual a:

$$C_m = -0,0131$$

Por tanto, se cumple con el objetivo de obtener un coeficiente de momento negativo o casi nulo, logrando una situación fácilmente controlable con las superficies de control sin afectar en gran medida la maniobrabilidad de la aeronave.

3.2.5. Fuerzas de sustentación, arrastre y momento en el prototipo.

Hasta el momento se han determinado los coeficientes y elementos que influyen en el arrastre del prototipo del ala volante, así como los coeficientes de sustentación y de momento a partir del perfil (secciones 3.2.2, 3.2.3 y 3.2.4); sin embargo, no se ha determinado el valor equivalente a la fuerzas asociadas a estos coeficientes; de esta manera la relación que permite determinar la **fuerza de sustentación** en una condición de vuelo particular y bajo parámetros específicos es:

$$L = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot C_L \cdot S \quad 20$$

En donde,

L : Corresponde a la fuerza de sustentación del prototipo expresada en Newtons [N], para determinada etapa de vuelo. Esta última se especificará en forma de subíndice.

ρ : Densidad del aire

V : Velocidad del prototipo en determinada etapa de vuelo [m/s]

C_L : Coeficiente de sustentación del prototipo en determinada etapa de vuelo.

S : Área alar del prototipo.

De manera similar, las ecuaciones (21) y (22) definen la **fuerza de arrastre** del prototipo y el **momento** total del mismo respectivamente, para cierta condición en particular.

$$D = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot C_D \cdot S \quad 21$$

$$M_o = \frac{1}{2} \cdot D = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot C_D \cdot S \cdot \rho \cdot V^2 \cdot C_M \cdot (S \cdot MAC) \quad 22$$

En la tabla 10, se consignan las fuerzas aerodinámicas para las distintas etapas de vuelo a las condiciones especificadas.

Etapas	Fuerza de Sustentación, L [N]	Fuerza de Arrastre, D [N]	Momento total [N.m]
Crucero @ $\alpha = 2,0^\circ$	171,63	11,39	-1,42
Descenso @ $\alpha = 6,5^\circ$	22,05	1,50	-
Aterrizaje @ $\alpha = 9,0^\circ$	67,23	99,19	-

Tabla 10. Fuerzas aerodinámicas para distintas etapas del vuelo del prototipo.

Como se observa, los resultados obtenidos son proporcionales a los coeficientes previamente obtenidos; es relevante el aumento del arrastre en la condición de aterrizaje con todos los elementos como tren de aterrizaje, drag rudders y superficies hipersustentadoras, desplegados en su máxima capacidad.

3.2.6. Velocidad de pérdida

Una vez se han aclarado las principales consideraciones aerodinámicas correspondientes a sustentación y arrastre en una de las etapas más críticas del vuelo: el aterrizaje; se procede a estimar un valor para la velocidad más óptima en ésta.

$$V_{\text{stall}} = \sqrt{\frac{W \cdot 3519}{C_{L \max \text{ landing}} \cdot S_{\text{ref}} \cdot DF}} \quad 23$$

Donde,

V_{stall} : Es la velocidad de pérdida del prototipo [mph].

W : Es el peso del prototipo [oz]. En este caso se asume con carga paga (2,96 kg o 104,41 oz). La carga paga se explica en la sección 4.2.

$C_{L \max \text{ landing}}$: Coeficiente de máxima sustentación en el aterrizaje. Se asume a $9^\circ \alpha$.

S_{ref} : Área de referencia del prototipo [in^2]. Corresponde al área alar.

DF : Factor de densidad. Propuesto por Lennon [20]. Se obtiene por interpolación según la tabla 11.

Factor de densidad	Altitud [ft]
1	0
0,8616	5000
0,7384	10000

Tabla 11. Cálculo del Factor de Densidad, ecuación (16) [20].

Como la altura definida en la sección 1.2.1 es la de la ciudad de Medellín, ésta en pies equivale a 5046 ft, interpolando en la tabla 11, da como resultado un Factor de Densidad de 0,8605.

La ecuación (23) es planteada en el libro de Lennon [20], como una estimación óptima del límite de velocidad para el aterrizaje en condiciones apropiadas de sustentación en aeromodelos de características similares al del prototipo de ala volante. Esta depende de parámetros como: el peso (W), el área alar (S), y $C_{L\max}$ que para este caso, a la condición de aterrizaje se logra a un ángulo de ataque de 12° , sin embargo, ha sido criterio de los diseñadores, no implementar este valor de coeficiente de sustentación máximo asociado a dicho ángulo, ya que de hacerlo se estaría en un punto muy al límite de la pérdida y como los métodos para el cálculo tienen cierta incertidumbre toda vez que en parte son basados en experimentación, se recomienda definir un $\alpha_{\max}$ menor, priorizando la seguridad de la operación y la integridad estructural de la aeronave, ya que precisamente un ángulo de esta magnitud implica un riesgo para el carenaje de las compuertas del tren de aterrizaje, luego éstas impactarían en la parte trasera con el suelo.

Una vez aclarado lo relacionado al coeficiente de sustentación máximo, se tiene un $\alpha_{\max}$ de 9° que corresponde al 75% del $\alpha_{\max}$ real, como fue explicado anteriormente.

Con la presunción inicial de diseño que se tuvo para un valor de velocidad de descenso/aterrizaje de 14 m/s, se tiene que:

Con un ángulo de ataque de 9° , con coeficiente de sustentación C_L asociado de 1,6691, con un peso aproximado de 2,96 kg (peso vacío + carga paga (0,5 kg)) y superficies hipersustentadoras desplegadas a 40° , la velocidad de pérdida apropiada corresponde a $V_{\text{stall}} = 9,41 \text{ m/s}$. Este resultado limita que toda fuerza de sustentación experimentada por encima de este valor de la velocidad antes señalada, garantizará que la maniobra de aterrizaje se lleve a cabo de la mejor manera sin poner en riesgo la estructura del prototipo. Por tanto, asumir un descenso y un aterrizaje a 14 m/s es una buena determinación ya que se está en un 48,77% sobre la velocidad de pérdida.

3.3. Definición de dispositivos hipersustentadores

Las superficies hipersustentadoras se emplean en distintas aeronaves para conseguir prestaciones que contribuyan a la sustentación en fases como despegue y aterrizaje. Previamente se ha mencionado que el diseño del prototipo de ala volante cuenta con flaperones que ayudan a tal fin, sin embargo las implicaciones a nivel dimensional no han sido descritas puntualmente.

Se determinó utilizar un *slotted flap* como superficie hipersustentadora, por su similitud con la configuración inicial del modelo base Horten IX V1, además, por ser de fácil manufactura y ensamblaje, priorizando siempre sus óptimas cualidades aerodinámicas por encima de otros tipos de flaps de manufactura simple.

Retomando la geometría y forma de los flaperones en el diseño, se tiene:

- Un 35% de la envergadura con presencia de superficies hipersustentadoras (flaperones) distribuidas a lo largo de la superficie alar.
- Un 20% de cuerda del ala, desde el borde de fuga, corresponde a la incorporación de superficies hipersustentadoras con deflexión hasta 40° .

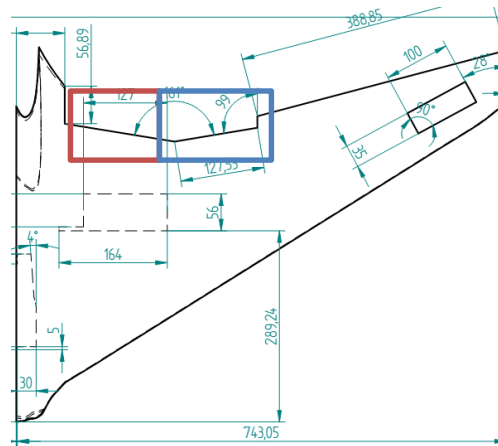


Figura 43. Vista inferior del ala derecha, ubicación de superficies de control.

La figura 44 muestra la ubicación de las superficies hipersustentadoras distribuidas a lo largo del borde de fuga del ala derecha del prototipo. En esta se aprecia en el recuadro rojo la posición que corresponde al flaperón interno, y en el recuadro azul se marca la posición del flaperón externo; seguido a este, el espacio correspondiente al elevón. Las dos primeras superficies mencionadas (encerradas en los cuadros) cumplen con el mayor aporte de sustentación adicional que genera el prototipo en las condiciones de despegue y aterrizaje, que como su nombre compuesto lo indica actúan como flap y elevador.

Para el caso del flaperón interno, este cuenta con una longitud de $161,76 \text{ mm}$, ancho en la raíz de $49,86 \text{ mm}$ y en la punta de $46,53 \text{ mm}$, lo que en promedio arroja un área aproximada de $8214,93 \text{ mm}^2$.

En el caso del flaperón externo se tiene una longitud de $164,76 \text{ mm}$, ancho en la raíz de $46,53 \text{ mm}$ y en la punta de $49,86 \text{ mm}$, con un promedio de área de $7666,28 \text{ mm}^2$.

Finalmente el elevón, cuenta con una longitud de 374,47 mm, ancho en raíz de 42,01 mm y en punta de 41,9 mm, para un área aproximada de 15731,48 mm².

3.4. Perfil de misión del prototipo de ala volante

El diseño del prototipo de ala volante está concebido para llevar a cabo tareas de vigilancia, fotografía aérea, patrullaje y/o afines de una zona. Como se mencionará en la sección 4.2 (*"Dimensionamiento virtual inicial"*), la capacidad estructural del prototipo permite llevar, dado el caso, una carga paga de 0,5 Kilogramos (aproximadamente), esta carga paga puede estar representada en una pequeña cámara de video de alta definición. En la actualidad en el mercado existen variedad de cámaras y micro cámaras de video de alta definición que garantizan nitidez de tomas a una altura de 200 metros, que es a la cual se pretende, sea el techo de vuelo del prototipo.

La invariabilidad del peso total de la aeronave se convierte en una ventaja al momento de definir un tipo de perfil de misión, pues la fuente que alimenta la planta motriz del motor es una batería (ver capítulo 2 *"Componentes eléctricos"*). No obstante, para establecer un perfil de misión adecuado que garantice buenas prestaciones del prototipo, es indispensable establecer a la par de cada maniobra, el tiempo y la cantidad de actuadores (servomotores, demanda de carga y del motor) en que se incurra, para determinar el tiempo restante de carga disponible. Es por esta razón que durante el proceso de definición de un perfil de misión, se tendrán en cuenta simultáneamente aspectos aerodinámicos y de demanda de carga eléctrica.

3.4.1. Descripción del perfil de misión

El perfil de misión establecido por parte de los diseñadores, contempla una operación simple desde el despegue hasta el aterrizaje, procurando llevar a cabo el menor número de acciones sobre las superficies de control y trabajando a la máxima potencia del motor el menor tiempo posible, esto con el fin de reducir el gasto de energía provista por la batería y resultar en mayor tiempo de vuelo del prototipo. A continuación se describen las fases del perfil de misión para el prototipo.

Despegue: En esta fase se hará demanda de la máxima potencia del motor para lograr un despegue rápido.

Ascenso: Se lleva a cabo con una rata mínima, esto es, el menor empuje requerido bajo una buena condición de C_L/C_D minimizando la demanda de carga de la batería. La etapa

de ascenso se prolonga hasta alcanzar una altura de 200 metros, en la cual se da inicio al crucero de la aeronave.

Crucero: El crucero, bajo una condición de vuelo recto y nivelado sin la inclusión de algún tipo de maniobra adicional se convierte en una buena alternativa para las operaciones de transporte, por esta razón no es estrictamente necesario que el prototipo realice una maniobra de gran radio de giro o *loitter*.

Descenso: Al igual que el ascenso se procura llevar a cabo con el menor requerimiento de potencia del motor, con la relación de C_L/C_D más apropiada. Se pretende entonces un adecuado ángulo de descenso, con el fin de cubrir la mayor cantidad de terreno sobre el aire en el camino al aterrizaje.

Aterrizaje: Se logra con la velocidad de descenso en un ángulo de inclinación (y de ataque) muy poco pronunciado para prevenir el roce de las tapas de carenaje del tren de aterrizaje con el suelo y se analiza para el despliegue de todos los componentes necesarios en dicha etapa.

3.4.2. Análisis de las etapas del perfil de misión

3.4.2.1. Despegue

Los cálculos y estimaciones concebidas en esta etapa inicial del perfil de misión, son tomadas de las relaciones establecidas en la obra *Airplane Aerodynamics and Performance* de Roskam J. y Chuan-Tau [23], en el capítulo 10 “*Take off and landing*”. En este, al igual que los otros capítulos, los autores plantean métodos enfocados a aeronaves comerciales y de transporte, bajo normativas FAR 23 y FAR 25 con más de un motor. Como es sabido el prototipo de ala volante no se encuentra en ninguna de éstas categorías por razones obvias; sin embargo, la metodología planteada por Roskam y Chuan-Tu, a criterio de los diseñadores del prototipo, es una guía estructurada y fiable para la elaboración de relaciones que permitan determinar valores asociados a las etapas del perfil de misión en este caso. Para claridad del lector, los modelos matemáticos trabajados en esta obra tomados de [23], los cuales se encuentran en función de la variación del peso total de la aeronave y el empuje de los motores, se simplifican; dado que el peso permanece constante y para el caso del empuje de los motores se trabaja con la información suministrada por el fabricante (sección 2.1.1).

La maniobra de despegue habitualmente para aeronaves convencionales cuenta con una serie de tres pasos, en los cuales existen valores particulares para cada una de las velocidades y distancias requeridas; en el caso del prototipo se trabajará con una velocidad única referenciada de despegue, en la cual el prototipo consigue igualar el valor de su peso con el de la sustentación. De esta manera se toma la velocidad mínima de despegue segura

[23] como la velocidad de despegue del prototipo. Según la regulación FAR 25 (Federal Aviation Regulation) ésta corresponde a 1,2 veces la velocidad de pérdida.

De acuerdo a lo determinado anteriormente para el prototipo (sección 3.2.6), la velocidad de pérdida corresponde a 9,41 m/s, por lo que la velocidad de despegue equivale a:

$$V_{\text{despegue}} = 1,2 \cdot V_{\text{stall}} \quad 24$$

$$V_{\text{despegue}} = 1,2 * 9,41 = 11,29 \text{ m/s}$$

El valor anterior indica que el momento en el cual el prototipo alcance una velocidad de 11,29 m/s en su carrera de despegue, el tren de nariz deja de hacer contacto con el suelo debido a la fuerza de sustentación generada, esto ocurre cuando la sustentación iguala los 28,94 Newtons que corresponden a los 2,96 kilogramos de la aeronave. El coeficiente de sustentación correspondiente para tal evento se determina por medio de una relación planteada por Roskam [23] de la siguiente manera:

$$C_{L \text{ despegue}} = \frac{\frac{L}{\frac{1}{2} \rho \cdot V_{\text{despegue}}^2 \cdot S}}{1,21} \quad 25$$

En donde, L corresponde a la fuerza de sustentación (28,94 N). De esta forma se tiene que el coeficiente de sustentación para el despegue equivale a:

$$C_{L \text{ despegue}} = 1,1050$$

El siguiente diagrama de cuerpo libre ilustra la situación en la etapa de despegue:

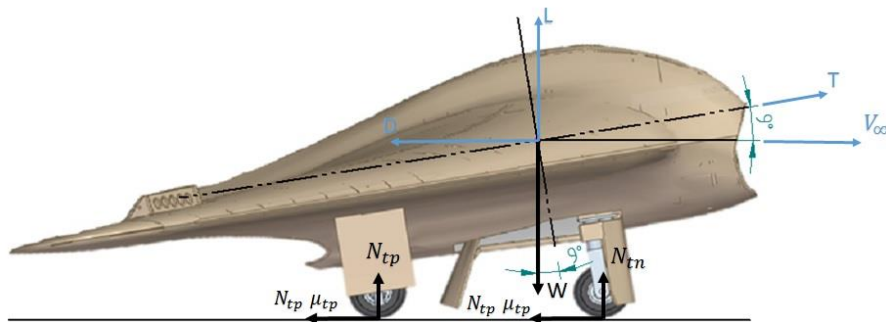


Figura 44. Diagrama de cuerpo libre del prototipo en fase de despegue.

La figura 45 muestra un diagrama simplificado de cuerpo libre del prototipo de ala volante en la fase de despegue. En esta se aprecia que el eje longitudinal del prototipo cuenta con una inclinación de 9° respecto a la horizontal, razón por la cual esta fase no se lleva a cabo con un ángulo de ataque de 0° . Esto implica que el coeficiente de sustentación para el despegue hallado en la ecuación anterior, se logrará alcanzar en una distancia y tiempo de despegue menor, pues los efectos de la fuerza de sustentación se presentan más rápidamente. Del diagrama de cuerpo libre se resaltan las siguientes fuerzas y componentes:

Empuje (T): Corresponde a la fuerza impulsora proporcionada por el motor. El motor eléctrico tipo fan con el que está equipado el prototipo posee un empuje nominal de 5,4 libras fuerza, sin embargo durante la etapa de despegue y a la velocidad de $11,29 \text{ m/s}$, éste proporciona 124,03 Newtons de empuje necesarios para elevar el prototipo.

Sustentación (L): Corresponde a la fuerza ascendente que permite el despegue del prototipo.

Arrastre (D): Indica la fuerza opositora al empuje que genera el movimiento de avance del prototipo.

Peso (W): Corresponde al peso del prototipo (28,94 N).

Fuerza Normal (N): Es la reacción normal a la aeronave que actúa en el tren de aterrizaje, la fuerza normal asociada al tren principal se denota N_{tp} (más adelante se denotará como R_y) y la correspondiente al tren de nariz N_{tn} .

Coeficiente de fricción (μ_g): Indica la fricción asociada al tipo de terreno en el cual el prototipo despegará o aterrizará. Los valores correspondientes a la fricción de las ruedas según el terreno se consignan en la siguiente tabla 16, tomada de *Airplane Aerodynamics and Performance* [23], página 444.

Tipo de superficie	Coeficiente de fricción μ_g
Concreto y asfalto	0.02 – 0.03
Césped duro	0.05
Césped corto	0.05
Pasto largo	0.10
Suelo blando	0.10 – 0.30

Tabla 12. Coeficientes de fricción para distintos tipos de terreno [23].

Las ecuaciones (26) y (27), según Roskam [23], permiten calcular la distancia de despegue para aeronaves reguladas bajo la norma FAR 23, sin embargo, como se explicó, se realizará una simplificación al término “distancia de despegue” ya que para FAR 23 esto significa la distancia recorrida en tierra más la sobrevolada hasta cierto nivel de altura (50 ft). En este caso en particular, la distancia de despegue será aquella que recorra el prototipo en tierra.

También es importante tener en cuenta que estas ecuaciones están hechas para 0° de ángulo de ataque, por tanto, se espera que la distancia real recorrida por el prototipo sea menor al tener un ángulo de inclinación inicial de 9° (figura 45) debido a la posición del tren de aterrizaje.

$$S_g = 4,9 \cdot (TOP_{23}) + 0,009 \cdot TOP_{23}^2 \quad 26$$

Donde,

S_g : Distancia total de despegue.

TOP_{23} : Parámetro de distancia de despegue.

$$TOP_{23} = \left(\frac{W}{S} \cdot \frac{W}{P} \right) / DF \cdot C_{L \text{ despegue}} \quad 27$$

Donde,

DF : Factor de densidad obtenido de la tabla 10.

W : Peso total de la aeronave.

S : Área alar.

P : Potencia del motor en el despegue.

Una vez realizado el cálculo correspondiente (ecuaciones (26) y (27)), la distancia de despegue estimada es:

$$S_{\text{despegue}} = 42,07 \text{ m}$$

Luego, con ecuaciones de física básica, se obtiene que esta distancia es recorrida en aproximadamente:

$$t_{\text{despegue}} = 9,17 \text{ s}$$

3.4.2.2. Ascenso

La etapa de ascenso del prototipo se da una vez éste consigue despegar completamente el tren de aterrizaje (nariz y principal del suelo). La velocidad a la cual esto sucede corresponde a la calculada como 1,2 veces la velocidad de pérdida (11,29 m/s). El coeficiente de sustentación asociado a esta velocidad se halló anteriormente con un valor correspondiente de 1,1050. Sin embargo, para determinar en esta etapa el valor correspondiente al arrastre asociado, es necesario recurrir a una técnica que implica generar una línea de tendencia para obtener el coeficiente de arrastre de acuerdo al de sustentación (figura 40). Según Roskam, se toman coeficientes de arrastre, sustentación y demás información de la altura a la que se llegará luego del ascenso; es decir, el crucero, y se correlacionan con las condiciones del inicio del ascenso, en este caso, el despegue.

Luego, se reemplaza esta información en (28) que es la ecuación de tendencia de segundo grado de la figura 40, esta corresponde a la variación del coeficiente de arrastre de acuerdo al coeficiente de sustentación. En estos términos, el coeficiente y la fuerza de arrastre se determinan entonces, así:

$$C_{D\text{ascenso}} = (0,0624C_{L\text{despegue}}^2) + (5 \cdot 10^{-16}C_{L\text{despegue}}) + 0,0176 \quad 28$$

$$D_{\text{ascenso}} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_{\text{cru}}^2 \cdot S \cdot C_{D\text{ascenso}} \quad 29$$

De esta manera, para un $C_{L\text{despegue}} = 1,1050$ se tiene un $C_{D\text{ascenso}}$ de 0,09379. El arrastre asociado equivale a $D_{\text{ascenso}} = 30,84 \text{ N}$; la potencia proporcionada por el motor para contrarrestar esta fuerza corresponde a $P_{\text{despegue}} = 1233,70 \text{ W}$.

Hasta ahora solo se han determinado los parámetros correspondientes a la velocidad de despegue, sin embargo la velocidad ideal para llevar a cabo una etapa de ascenso apropiada depende de un coeficiente de sustentación C_L adecuado para la misma. Este cálculo al igual que los subsecuentes a él, hacen parte del método de cálculo propuesto por Roskam J. y Chuan-Tau [23] en el capítulo 9 (sección 9.3.1.2).

$$C_{L\text{ascenso opt}} = \sqrt{3C_{D0\text{ free}} \cdot \pi \cdot S \cdot e} \quad 30$$

$$V_{\text{max ascenso}} = \sqrt{\frac{2.W}{\rho.C_{L \text{ ascenso opt}}.S}} \quad 31$$

$$C_{D \text{ ascenso opt}} = C_{D \text{ free}} + \frac{C_{L \text{ ascenso}}^2}{\pi.S.e} \quad 32$$

Donde,

$C_{D \text{ ascenso opt}}$: Coeficiente de arrastre óptimo para el ascenso.

$C_{D \text{ free}}$: Coeficiente de arrastre parásito sin desplegar algún componente (Igual a free landing).

$C_{L \text{ ascenso}}$: Coeficiente de sustentación óptimo para el ascenso.

Los valores calculados para estos parámetros son:

$$C_{L \text{ ascenso opt}} = 0,2549$$

$$V_{\text{max ascenso}} = 23,50 \text{ m/s}$$

$$C_{D \text{ ascenso opt}} = 0,0744$$

El arrastre, el empuje y la potencia asociados a estos parámetros, corresponden respectivamente a: 8,45 N; 59,56 N y 198,67 W. Luego, se calcula la rata de ascenso máxima, según la información anterior:

$$R_{\text{ascenso max}} = [(P_{\text{despegue}} - P_{\text{ascenso}}).550/W] \quad 33$$

$$t_{\text{ascenso@200m}} = 200/R_{\text{ascenso max}} \quad 34$$

En la ecuación (33) las potencias se deben reemplazar en unidades de caballos de fuerza (HP) y el peso (W) debe ser en libras fuerza (lb.f). Los valores calculados correspondientes a los parámetros anteriores corresponden a:

$$R_{\text{ascenso max}} = 5,17 \text{ m/s}$$

$$t_{\text{ascenso@200m}} = 38,72 \text{ s}$$

3.4.2.3. Crucero:

La etapa de crucero del prototipo está determinada para una altura de 200 metros y una velocidad de 40 m/s. A esta velocidad, la mayor relación de sustentación respecto al arrastre (L/D) se presenta a los 2,0 grados de ángulo de ataque (ver anexo A), sin embargo entre 1° y 3° existen buenas relaciones de sustentación respecto al arrastre dentro de los cuales el prototipo puede desempeñarse. Debido a que el diseño del prototipo de ala volante, cuenta como fuente primaria y única de energía, será el tiempo de carga disponible provista por la batería, la que determine el tiempo y rango.

La definición del tiempo de esta etapa quedará sujeta a la carga remanente después de analizar las demás etapas restantes, pues resultan más críticas para un correcto desempeño del prototipo.

3.4.2.4. Descenso:

Esta etapa se presenta en el momento en cual el prototipo abandona el crucero. El procedimiento llevado a cabo, al igual que los anteriores es tomado de Roskam, garantizando en este caso, tener el ángulo de descenso mínimo para lograr cubrir mayor parte del terreno sobre el aire [23]. La velocidad de descenso es predeterminada en 14 m/s como se ha comentado líneas atrás, así como el hecho de no desplegar superficies hipersustentadoras, drag rudders o tren de aterrizaje; ya que estas características son propias de la etapa de aterrizaje. El descenso inicia a la altura del techo de vuelo (200 m) y finaliza al alcanzar 100 m de altura sobre el terreno, esto con el fin de dar tiempo en la trayectoria para desplegar los componentes del aterrizaje y que esta siguiente etapa sea segura sin sacrificar durante mucho tiempo las buenas prestaciones aerodinámicas que tiene el prototipo sin el despliegue de estos.

Con todo lo anterior en cuenta, se tiene:

$$\left(\frac{C_L}{C_D}\right)_{\max, \alpha=1,5^\circ} = 14,67; \quad C_L = 0,5474; \quad C_D = 0,0373; \quad V_{\text{descenso} \alpha=1,5^\circ} = 14 \text{ m/s}$$

$$y = \tan^{-1} \left(\frac{1}{\frac{C_L}{C_D}} \right) \quad 35$$

$$\text{Rango}_{\text{descenso}} = \frac{\text{Techo de vuelo}}{\tan \gamma} \quad 36$$

$$RD = V \cdot \frac{C_D}{C_L} \quad 37$$

$$t_{\text{descenso}} = \frac{\text{Techo de vuelo}}{RD} \quad 38$$

Dónde,

γ : Ángulo entre la trayectoria de descenso y la horizontal.

$\text{Rango}_{\text{descenso}}$: Máxima distancia sobre la tierra que puede cubrir el prototipo en su descenso aun estando en el aire.

RD : Rata de descenso.

t_{descenso} : Tiempo de descenso.

Consolidando la información, se tiene como resultado:

$$\gamma = 3,90^\circ$$

$$\text{Rango}_{\text{descenso}} = 1467,31 \text{ m}$$

$$RD = 0,9541 \text{ m/s}$$

$$t_{\text{descenso}} = 104,8 \text{ s}$$

En la sección 3.4.2.6 se habla acerca de las inconveniencias de iniciar el descenso con superficies hipersustentadoras, definiendo que estas sólo sean accionadas ante la necesidad de un aterrizaje inminente.

3.4.2.5. Aterrizaje

En el aterrizaje, ocurre una particularidad, si bien a lo largo de todo el proceso de diseño del prototipo se ha considerado llevar a cabo las maniobras y operaciones con la relación L/D más alta posible, en esta ocasión, debido al despliegue de componentes como drag rudders, tren de aterrizaje y flaperones, no se trabajará con dicha condición ya que ésta se presenta a un ángulo de ataque muy pronunciado que comprometería la integridad estructural del prototipo a la hora de tocar suelo, además se estaría muy cerca de un ángulo de pérdida, lo cual no dejaría espacio a una variación en éste, debido a ráfagas o vientos que pudiesen cambiar la condición de aterrizaje; por tanto como fue explicado en 3.2.3.2, el descenso se espera darse a un ángulo de ataque de 9° , velocidad de 14 m/s y a una altura aproximada de 100 metros sobre el terreno, lo que según las ecuaciones 35 a 38, daría como resultado:

$$\gamma = 55,87^\circ$$

$$\text{Rango}_{\text{descenso}} = 67,78 \text{ m}$$

$$\text{RD} = 20,65 \text{ m/s}$$

$$t_{\text{descenso}} = 4,8 \text{ s}$$

En esta etapa, a criterio de los diseñadores, no se toman en cuenta cálculos aerodinámicos para establecer una distancia promedio en tierra a la cual el prototipo culmine su perfil de misión, la razón es básicamente porque a nivel de aeromodelos ésta corresponde normalmente a un tercio de la distancia requerida para el despegue, además el prototipo cuenta con un par de superficies (*drag rudder*) que ayudan al frenado una vez éste toca el suelo funcionando como frenos aerodinámicos, por lo cual la distancia estimada para que el prototipo se detenga completamente una vez toque el suelo, es aproximadamente $14,02 \text{ m}$.



Figura 45. Vista frontal del prototipo en el aterrizaje con drag rudders desplegados.

3.4.2.6. Consideraciones para el aterrizaje

Es muy importante tener siempre claro, que los valores reportados en el perfil de vuelo, corresponden a recomendaciones hechas por los diseñadores y aproximaciones a la realidad. Estos datos están sujetos a las condiciones aerodinámicas de un instante dado y por tanto son una aproximación a lo que se espera se obtenga con el diseño.

Se quisiera que el aterrizaje iniciara a una altitud menor, sin embargo, los componentes a desplegar (superficies hipersustentadoras, tren de aterrizaje y/o drag rudders) no lo harían totalmente en menos de 4 segundos, además no se tendría la seguridad al realizar visualmente una inspección antes de que la aeronave efectivamente aterrice. Observar que se han desplegado todos los componentes garantiza un aterrizaje seguro, ya que en caso de alguna emergencia, será posible abortar el aterrizaje y realizarlo en otro intento.

Como se ha podido observar hasta el momento en los resultados, desplegar componentes antes del tiempo conveniente, repercute en reducir la optimización del vuelo toda vez que se aumenta en gran medida el arrastre del prototipo (ver figura 42). Si bien la etapa de descenso comienza a 200 metros de altura, es importante comparar los resultados con lo reportado para el aterrizaje, donde esta etapa inicia a 100 metros de altitud, debido a la necesidad de tener un tiempo prudencial en el despliegue de dichos componentes.

3.4.3. Estimaciones de consumo de carga eléctrica

Las estimaciones del consumo de electricidad por los componentes del prototipo de ala volante, se llevan a cabo a partir del momento en el cual comienza el accionamiento de los mismos, el modelo empleado para cada uno de éstos corresponde al descrito en la sección de 2.5 “*Estimaciones iniciales de consumo eléctrico*”. En las siguientes tablas se consignan los valores de consumo para cada uno de estos, a partir de los tiempos estimados en cada etapa del perfil de misión

Componente	Taxeo y prueba de superficies	Despegue	Ascenso	Crucero	Descenso	Aterrizaje
Flaperones	0,00045	0	0	0,00225	0,000075	0
Elevones	0,0005	0	0	0,0025	8,3E-5	0
Rudders	0,0005	0	0	0,0025	0	0,000125
Tren de aterrizaje	0,00025	0,0000625	0,0000625	0	0,0000625	0

Motor (mínimo)	0,043	0	0	0,650	0.022	0,022
Motor (máximo)	0,1033	0,579	0,551	0	0	0
Variador de velocidad	0,100	0,100	0,050	0,033	0,017	0,008

Tabla 13. Consumo de corriente (A) en todo el perfil de misión, por componentes de superficies.

La tabla 13, muestra el consumo de corriente en amperios (A) de los componentes eléctricos. De igual forma, se muestran los valores de consumo del motor en mínima y alta capacidad, además del variador de velocidad para cada una de las etapas del perfil de misión del prototipo.

El tiempo de despliegue y retracción del tren de aterrizaje es de 5 segundos, estos se retraen durante el ascenso y despliegan nuevamente para el aterrizaje. El resto de servomotores cuentan con un tiempo de accionamiento promedio de sumatoria total durante toda la misión de 10 segundos. De esta manera el consumo total de corriente en Amperios es aproximadamente de 0,0188.

Etapas	Taxeo y prueba de superficies	Despegue	Ascenso	Crucero	Descenso	Aterrizaje
Tiempo (s)	60	10	39	900	105	5

Tabla 14. Tiempo (s) de las fases del perfil de misión del prototipo

En la tabla 14, los tiempos estimados son redondeados de los resultados anteriores, el tiempo definido en las etapas de taxeo y crucero corresponden a estimaciones de los diseñadores según previo asesoramiento con aeromodelistas. A partir de los datos anteriores, se tiene un consumo total de 2,6 A (28,65 minutos), lo que deja una carga remanente en la batería de 2,4 Ah (25 minutos aproximadamente); carga que permite una serie de amplias alternativas para el usuario, entre estas: ampliar el rango para el crucero (que se limita de acuerdo al radio de acción del dispositivo de radio control), implementar maniobras como *loitter* sobre un área en particular, entre otras.

4. DISEÑO Y ANÁLISIS ESTRUCTURAL

El inicio de la etapa de diseño, inicia desde la consideración necesaria de las dimensiones y pesos de cada uno de los componentes eléctricos comentados en el capítulo anterior.

4.1. Consideraciones de componentes eléctricos y accesorios críticos para el diseño

A continuación se abrevian las principales características de los componentes eléctricos y accesorios que definen en primera instancia, el punto de partida del diseño físico del prototipo de ala volante.

Conjunto motriz (motor y fan):

- Dimensiones totales $[m] = 0,82 \times 0,82 \times 0,107$
- Peso total $[kg] = 0,278$

Batería:

- Peso $[kg] = 0,808$
- Dimensiones $[m] = 0,164 \times 0,0432 \times 0,0546$

Variador de velocidad:

- Peso $[kg] = 0,106$
- Dimensiones $[m] = 0,077 \times 0,041 \times 0,0155$

Tren de aterrizaje:

- Torque [*kg.cm* @4,8 V] = 1,75
- Velocidad [*s/60°* @ 4,8 V] = 0,11
- Dimensiones [*m*] = 0,023 x 0,0115 x 0,024

4.2. Dimensionamiento virtual

Una vez establecidas las consideraciones anteriores, principalmente la del conjunto motriz y batería, como se comentó en la sección 1.2, se comparó una sección de corte de forma ovalada frontal que diera cabida al ducto de toma de aire del motor; en el caso del prototipo ésta sección de corte es de 82 *mm* de diámetro, similar al del fuselaje original del modelo Horten IX V1.

Luego, se procedió con la elaboración de la base de la estructura alar, tomando como modelo los planos de *A. L. Bentley*, además de consejos y experiencias de aeromodelistas. El proceso de diseño se llevó a cabo en el software tipo CAD *Solid Edge ST5®*, y mediante el uso de las herramientas del mismo como el método numérico de elementos finitos “FEA” (por sus siglas en inglés: Finite Elements Analysis), se probaron distintas configuraciones para conseguir equilibrio entre el peso, sustentación, resistencia estructural y el material (madera tipo balsa), hasta llegar al resultado más óptimo.

La escala definida finalmente (1:10,88) con la adecuada configuración estructural entre geometrías y materiales, garantiza un peso bruto no superior a los 2,46 *kg*, (diferencia 0,70 *kg* aproximadamente respecto al dimensionamiento inicial) que brinda la posibilidad al conjunto de tren de aterrizaje soportar la carga de la aeronave y dejando además, espacio para la inclusión de un elemento adicional en el prototipo o carga paga si se quiere.

4.3. Simulación estructural

Analizar estructuralmente la viga principal del ala es fundamental para garantizar la integridad física de la aeronave en vuelo y evitar así errores de diseño debidos a excesos en los esfuerzos generados en dicho componente como consecuencia de los efectos aerodinámicos sobre la misma.

Para el diseño virtual, utilizando los datos aerodinámicos, se realizó una simulación estructural de la resistencia de la viga principal de los planos. Los resultados en general son buenos, sin embargo, existen dos puntos (inferior y superior) del respaldo vertical de la viga principal los cuales según la escala de esfuerzo de la figura 48 son del orden de hasta $10,4 \text{ MPa}$; por esta razón, se realiza un procedimiento analítico donde se obtienen diagramas de esfuerzo cortante y momento flector (sección 4.5) con el fin de garantizar la seguridad estructural. No obstante, es una aproximación general a los resultados que se podrían obtener en la realidad. Para ser más restrictivos aún, se asume en estos diagramas, que la viga corresponde solo a la lámina horizontal sin tener en cuenta el refuerzo trasero, además de limitar sus dimensiones a un área transversal constante que será la misma que se tenga al final de esta lámina (en la punta, es decir una sección de menor área respecto a la mayor parte de la viga). Base: $0,135 \text{ m}$. Espesor: $0,003 \text{ m}$.

4.3.1. Cargas inerciales en tierra

Es bien sabido, que el momento más crítico estructuralmente hablando corresponde al aterrizaje, ya que además de que el alma central del ala (viga principal) debe estar en la capacidad de sostener el propio peso de la aeronave, también debe soportar las cargas inerciales que conlleva aterrizar. Por lo anterior, se realiza entonces el cálculo de dichas fuerzas inerciales en sus componentes vertical y horizontal, con el fin de ingresar los datos al módulo FEA de *Solid Edge ST5®* y así obtener resultados más precisos.

Inicialmente, se asume que el prototipo toca tierra con el par de ruedas del tren principal, cargando estas con el mayor esfuerzo que conlleva esta etapa (figura 47). Del libro de Denis Howe, *Aircraft Loading and Structural Layout* [25], en el capítulo 7 “Ground Loads” se calcula como sigue, la reacción en las ruedas del tren principal para el instante dado en el que se hace contacto con la superficie:

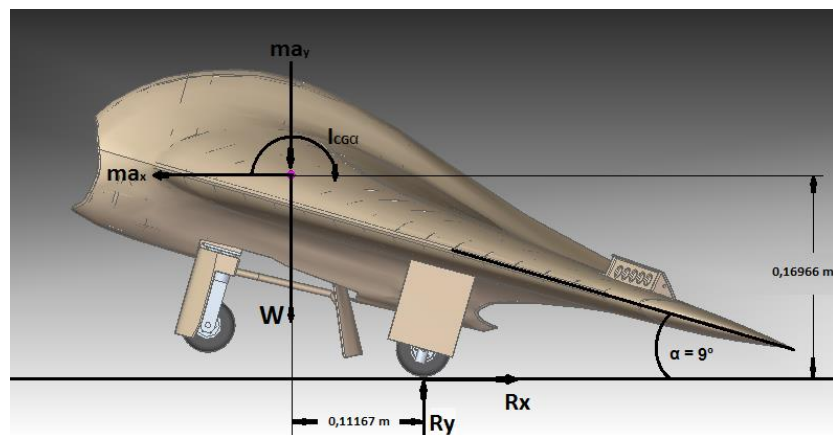


Figura 46. Fuerzas inerciales en el instante del contacto con tierra en el aterrizaje.

Primero, se deben definir las distancias aproximadas que se comprimen tanto las ruedas d_{mt} , como el amortiguador del tren d_{ms} :

$$d_{mt} = 0,005 \text{ m}$$

$$d_{ms} = 0,02 \text{ m}$$

Luego, se establece un nivel de eficiencia del amortiguador ($n_{ms} = 80\%$), en la absorción de esfuerzos; lo anterior como recomendación de Howe [25]. Luego, se calcula la reacción vertical R_y , con la ecuación (39):

$$R_y = \frac{m.RD^2}{4.(0,47.d_{mt}+n_{ms}.d_{ms})} \quad 39$$

$$R_y = 717,80 \text{ N}$$

Luego, realizando sumatoria de esfuerzos en (x) y (y) según la figura 47, se tiene:

$$\sum Fy = 0 = R_y - W - m.a_y \quad 40$$

$$\sum Fx = 0 = R_x - m.a_x \quad 41$$

$$a_y = 232,72 \text{ m/s}$$

Conociendo el ángulo $\gamma = 55,87^\circ$ de la trayectoria de aterrizaje, se puede encontrar la componente en (x) para la aceleración:

$$a_x = 157,74 \text{ m/s}$$

Por tanto de (40) y (41), las fuerzas inerciales para la aeronave justo en el momento del aterrizaje, serán:

$$m.a_y = 688,86 \text{ N}$$

$$R_x = m.a_x = 466,92 \text{ N}$$

Con esto, se procede entonces a simular esfuerzos en el ala, teniendo en cuenta la reacción vertical que alcanza los 717,80 Newtons. La figura 48 muestra la distribución de cargas alrededor de la superficie alar y el fuselaje. Cabe anotar que la figura corresponde

solamente a la mitad del avión debido a la simetría del mismo y para efectos de simplificación en el tiempo de cálculos realizados por la computadora.

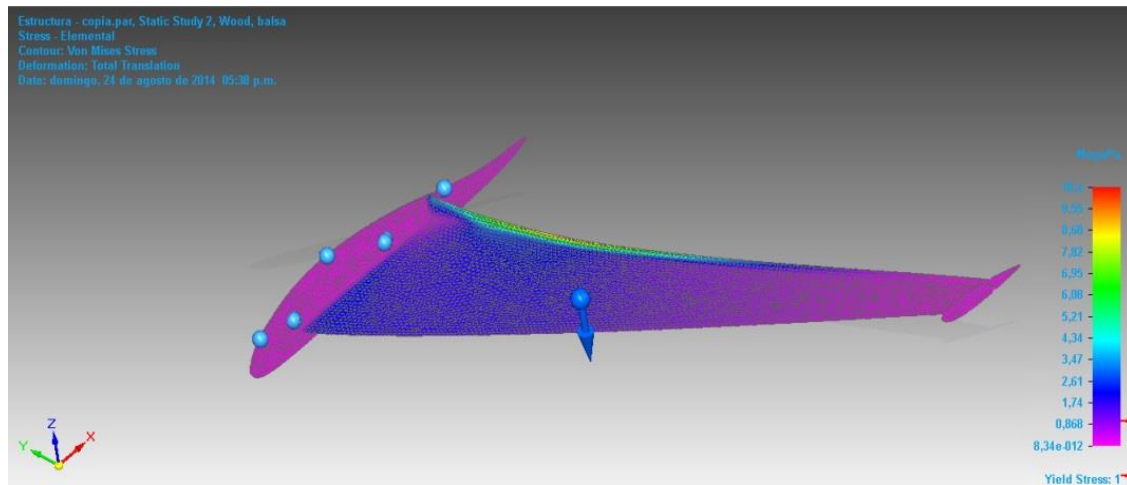


Figura 47. Simulación de cargas y esfuerzos preliminares del diseño [12].

La figura 48, da cuenta del análisis realizado comprobando la resistencia estructural del prototipo. En esta se observa que los valores oscilan entre 7 y 10,4 MPa. Lo cual demanda una estructura lo suficientemente resistente, además de ser indispensable el ensamble en la dirección longitudinal del grano del balsa para garantizar la resistencia estructural, que así las cosas, es de 9 MPa. Es muy importante aclarar y se reitera, que la geometría dada al análisis estructural, es lo más básica posible con el fin de no saturar al computador utilizado, ya que debido a la alta complejidad en los cálculos, este se bloquea constantemente o arroja resultados (en mínima medida) fuera de la realidad. Por tal razón, se puede admitir el valor máximo de 10,4 MPa.

4.4. Elaboración detallada del diseño virtual

Para llevar a cabo el proceso de diseño y elaboración de planos completos del prototipo, el grupo diseñador utilizó la herramienta tipo CAD *Solid Edge ST5®* en su versión académica. A continuación se presentan por secciones, el proceso, estimaciones y consideraciones tenidas en cuenta para la elaboración de cada una de éstas, así como algunas imágenes del proceso de diseño y de ensamble. Los planos y la totalidad de las imágenes pueden encontrarse en la sección de anexos desde la D hasta la L, dividida a su vez en las mismas secciones que a continuación se describen.

4.4.1. Sección estructural alar

El peso del prototipo es uno de los limitantes esenciales en el diseño, por tanto para la sección de la estructura alar se decidió optar por la forma más simple de construcción, esto es, una tabla delgada (de balso) con bajo momento de inercia, ubicada en el plano horizontal, de esta manera es algo que se asemeja más a un tipo de viga que pasa a través de cada una de las costillas, las cuales definen el cuerpo exterior de la aeronave, comenzando desde la costilla número 3 (a partir de la raíz) hasta la número 19. El detalle de esta viga principal se encuentra mucho más especificado en su plano, en la sección de anexos; allí se detallan los cortes de acuerdo a la ubicación de distintos componentes como los servomotores y superficies de control.

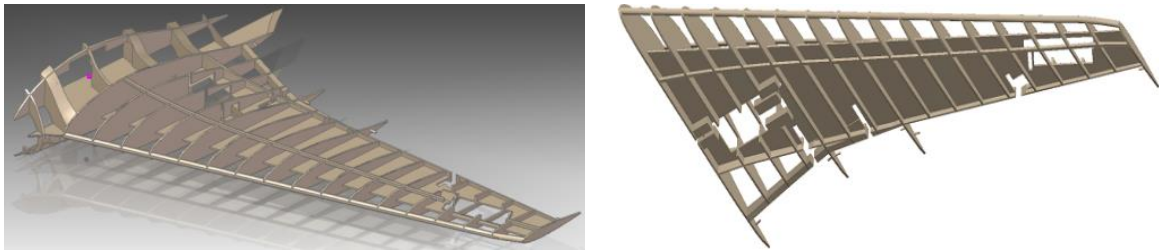


Figura 48. Vistas de la estructura alar del prototipo.

En la figura 49 se observa desde dos ángulos distintos lo descrito en párrafo anterior, la ubicación de la viga principal o tabla delgada que le da soporte y rigidez a la estructura desde la raíz a la punta; además se observa que junto a ésta, se encuentra una viga ortogonal, que sigue la línea de corte dando espacios a las superficies de control. También se aprecia la ubicación de dos largueros cúbicos de 10 *mm* de lado, uno superior y otro inferior, cada uno en el punto tangente extremo inferior y superior de cada costilla que soportan; estos, brindan estabilidad y rigidez a las mismas, así como también la viga circunferencial de soporte de borde de ataque a la cual se sujetan las costillas en su parte frontal.

Fue finalmente, con esta configuración después de muchas pruebas, que se logró aminorar el mayor peso posible y lograr una alta resistencia estructural, además de una adecuada lógica de ensamblaje.

4.4.1.1. Ubicación de componentes en estructura alar

La ubicación de componentes se llevó a cabo perforando una sección rectangular en la que pudiese ser alojada la rueda del tren de aterrizaje. Paralelo a este agujero, se perforó una

sección menor para el alojamiento de los mecanismos de apertura y cierre del conjunto del tren de aterrizaje (ver figura 50 a 53). Fue necesario el ensamble de soportes adicionales para dar mayor resistencia a la sujeción del tren con la aeronave, así como soportes de los pivotes de las tapas del tren. (Los pivotes y soportes se especifican en los planos anexos).

En zonas próximas a la punta y en la mitad de la superficie alar, se llevaron a cabo cortes en el espacio del fuselaje para la ubicación de servomotores, encargados del movimiento de flaperones (interno y externo), elevones y drag rudder (ver figura 53).

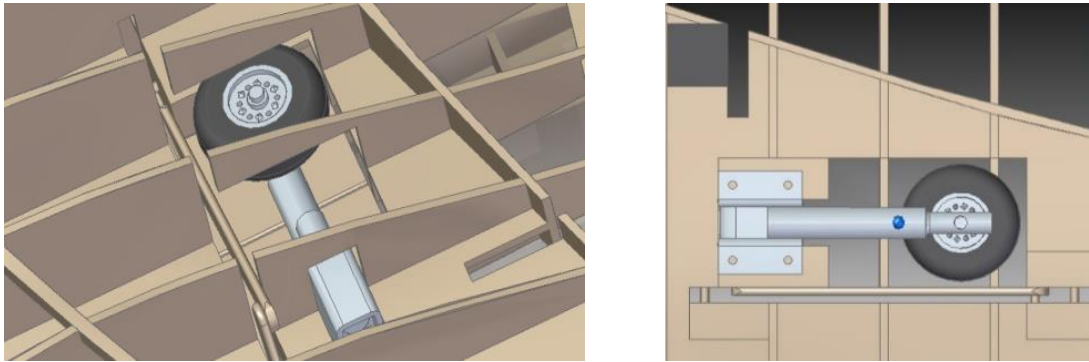


Figura 49. Alojamiento de rueda de tren de aterrizaje principal en la estructura alar. Izquierda: vista superior. Derecha: vista superior.

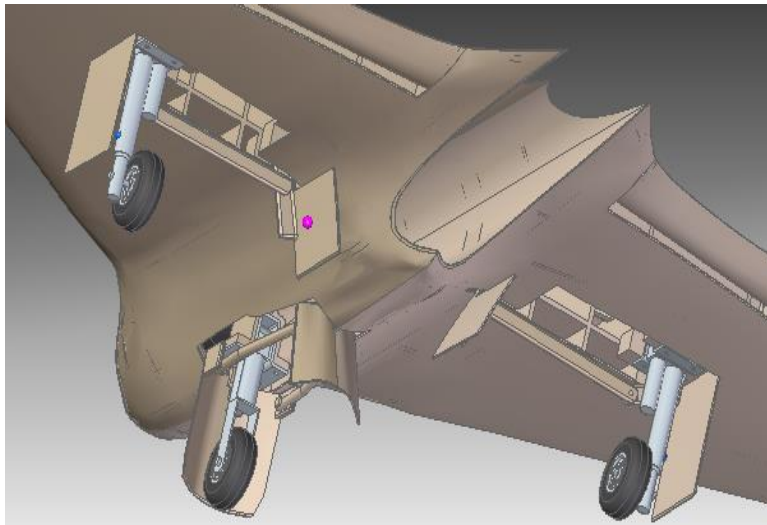


Figura 50. Vista inferior posterior de alojamiento de tren de aterrizaje en alas y fuselaje.

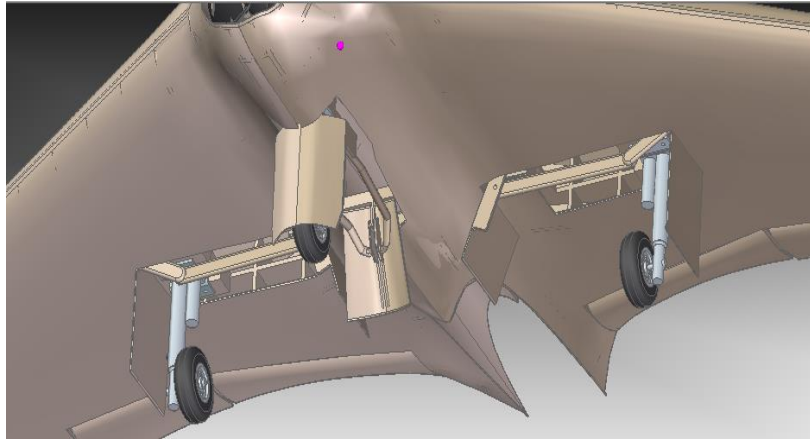


Figura 51. Vista inferior isométrica de alojamiento del conjunto de tren de aterrizaje en alas y fuselaje.

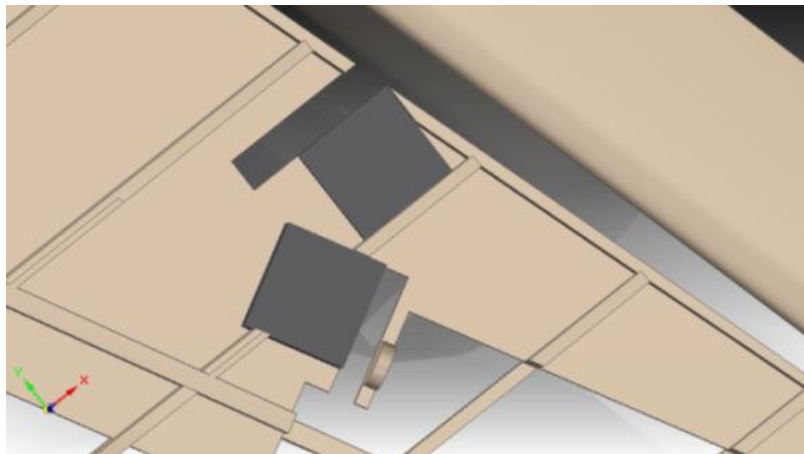


Figura 52. Vista inferior de superficie alar alojamiento servomotores de activación de superficies.

4.4.2. Sección estructural fuselaje

Para esta sección se establecieron vigas principales paralelas al plano frontal, que fueran lo suficientemente robustas (10 *mm* de espesor) y que a su vez soportaran los puntos de sujeción (críticos) de la viga horizontal alar, así como con su sección media para evitar altos esfuerzos debidos a la flexión. También fueron dispuestas vigas paralelas a estas con un menor espesor con el fin de dar una forma adecuada al fuselaje según las superficies definidas por las curvas geométricas obtenidas mediante el levantamiento de coordenadas del perfil definido previamente. Al conjunto del fuselaje, se le dispuso de un soporte plano horizontal para lograr mayor estabilidad, éste va a lo largo del borde de ataque hasta el borde de fuga, debidamente con cortes donde se requiera de acuerdo a los bordes

exteriores de la aeronave y al alojamiento de componentes eléctricos internos (variador, batería, entre otros).

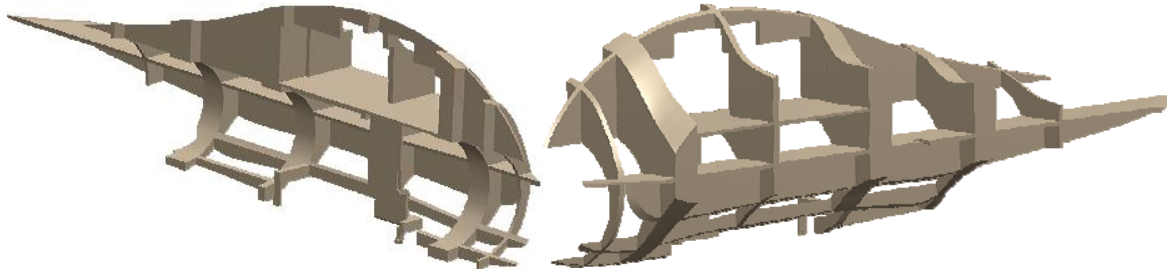


Figura 53. Vistas del fuselaje. Interna (izquierda) y externa (derecha).

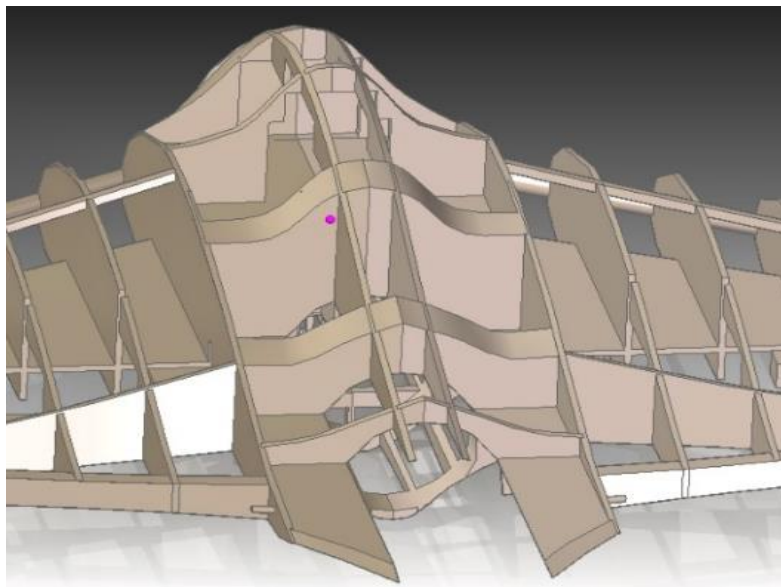


Figura 54. Vista auxiliar superior posterior de la estructura del fuselaje del prototipo.

4.4.2.1. Ubicación de componentes en fuselaje

La ubicación de componentes como batería, motor, variador de velocidad y tren de nariz, requirió llevar a cabo cortes específicos y detallados en los planos (sección de anexos). Para el motor en particular, se realizó una perforación de 82 *mm* de diámetro como previamente se ha mencionado. No obstante, para efectos de acabado en la superficie, fue

necesario reducir la tobera del motor 5 *mm* aproximadamente, a una distancia prudencial de 15 *mm* aguas abajo, para darle más espacio al soporte plano horizontal de la batería; ya que de otra manera ésta sería soportada por el motor y todo este peso no podría ser sostenido por las vigas inferiores que, luego de la perforación, rodearían el casing del motor.

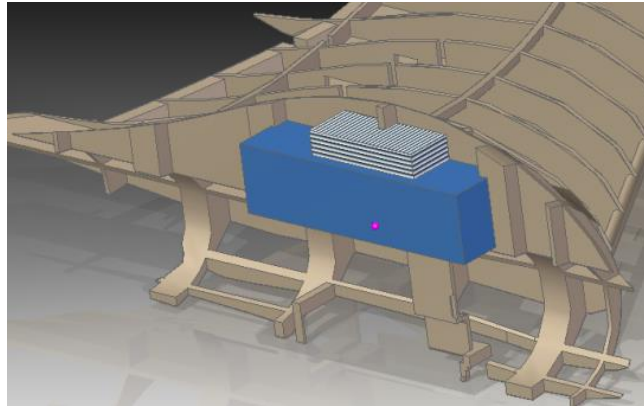


Figura 55. Vista interna ubicación de la batería y variador de velocidad en la estructura del fuselaje.

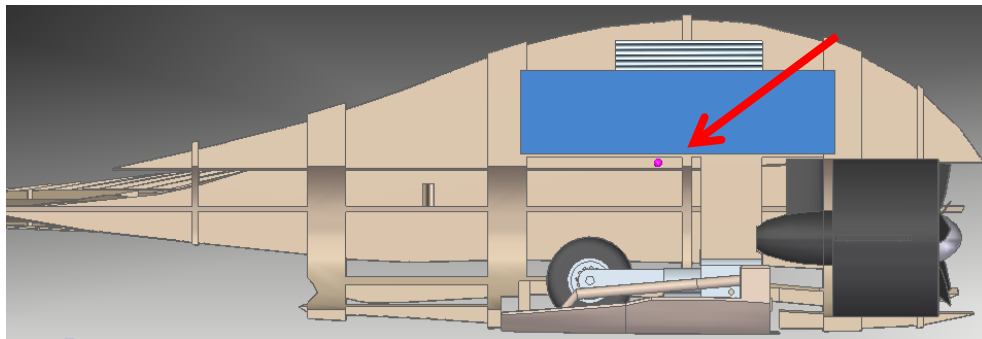


Figura 56. Vista lateral de batería, variador de velocidad, tren de nariz y fan, en la estructura del fuselaje.

En la figura 57, se observa el plano horizontal de soporte de la batería y la posterior reducción del cilindro de la tobera. Esto para evitar transmitir los esfuerzos debidos al peso de la batería al motor y posteriormente a las vigas inferiores de poca área transversal. En el caso de la batería y el variador de velocidad, se realizaron cortes muy precisos en los cuales se logra su perfecta ubicación, verificando siempre no alterar demasiado la posición del centro de gravedad, lo más cercano a la nariz y logrando ser cubiertos con la piel para que ningún elemento quedase expuesto. Ver figura 56 y 57.

Para el caso del tren de aterrizaje de nariz, al ser retráctil y al estar ubicado en la línea longitudinal de la aeronave, necesariamente obstaculizaría el flujo de aire del motor, luego por ser éste de menor peso que la planta motriz, se prefirió que la interrupción del flujo de aire fuese en la parte posterior, de modo que no se afectara en gran medida la ubicación del centro de gravedad (ver figura 58), teniendo en cuenta de esta manera el tren retraído dentro del casing del motor, así como el soporte y los mecanismos de apertura y cierre, se reduce entonces el área de flujo efectiva, a aproximadamente un 80% de su capacidad original; lo cual es aceptable si se quisiera comparar casos de otras aeronaves de similares tamaños y motores.

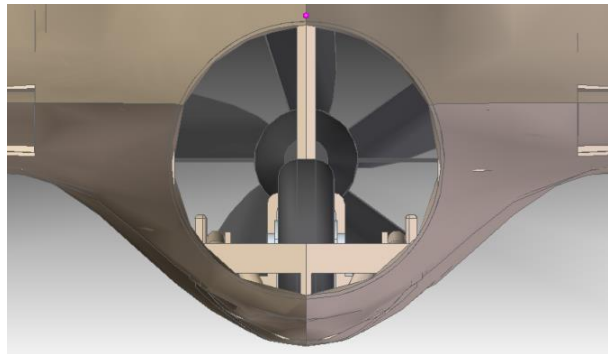


Figura 57. Vista posterior del ducto de salida de aire del motor, se observa la ubicación del tren de nariz retraído.

4.4.3. Cubierta exterior

La piel del prototipo de ala volante consta de 1 *mm* de espesor de lámina tipo balsa, que la recubre en su totalidad y como se especifica en los planos (ver anexos), encima de éste el recubrimiento o forro se logra a través de un papel térmico o plástico (*p.e. Monocote*).

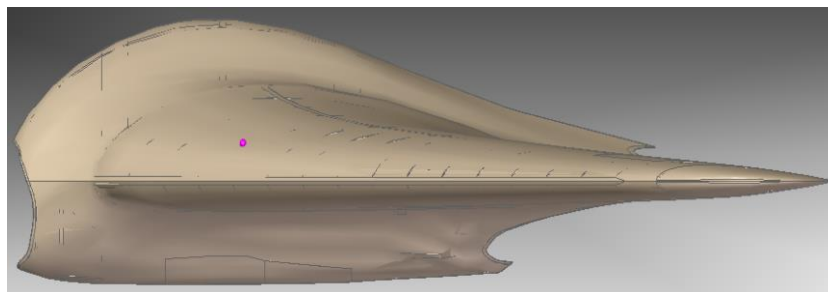


Figura 58. Vista lateral del prototipo con cubierta de balsa.

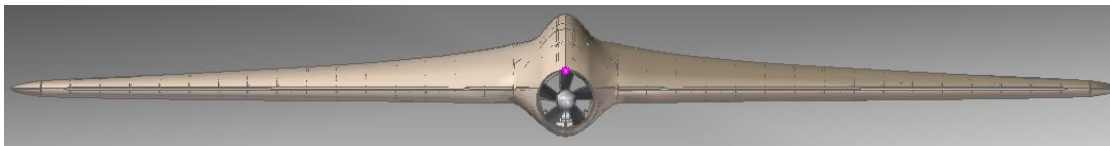


Figura 59. Vista frontal del prototipo con cubierta de balso.

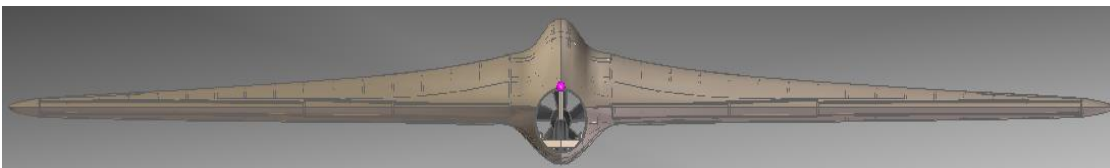


Figura 60. Vista posterior del prototipo con cubierta de balso.

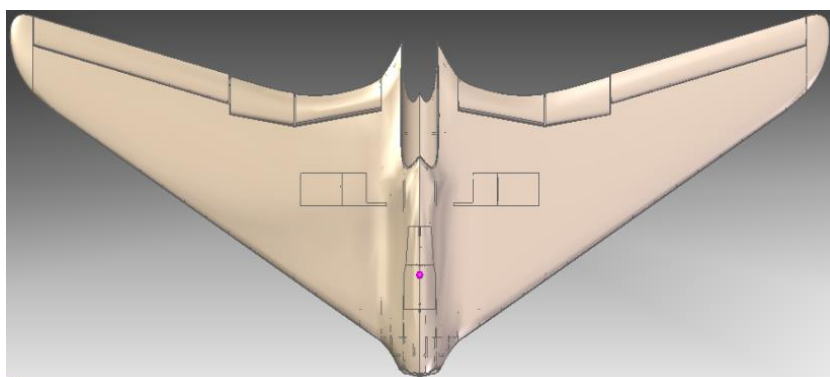


Figura 61. Vista inferior del prototipo, se observa la cubierta y los cortes de las secciones móviles.

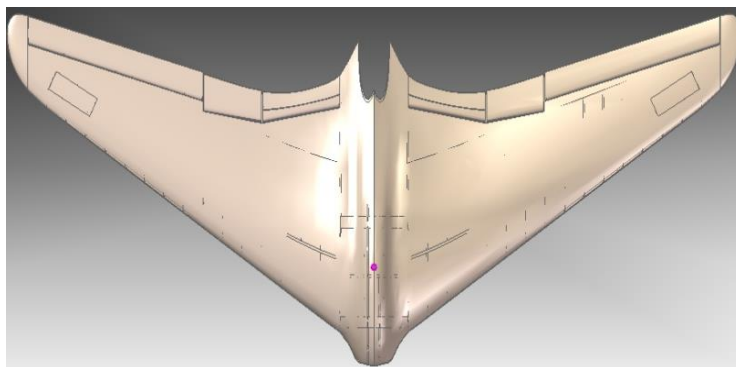


Figura 62. Vista superior del prototipo, se observa la cubierta y algunos cortes de las secciones móviles.

4.4.4. Superficies de control

Presentan una construcción simple, constan de una viga horizontal y costillas transversales, sus planos se encuentran debidamente detallados y se deben hacer modificaciones en el momento de una posible construcción con el fin de garantizar la debida rotación de éstas sin interferir con la estructura de la aeronave. En el caso del drag rudder, su forma aunque compleja, no deja de ser sencilla; el concepto esencial es el de un freno aerodinámico, pero adecuadamente accionados en un giro, logran que sea coordinado y que la aeronave no derrape. Lo importante es cumplir con la posición adecuada de los centros de rotación para lograr un correcto movimiento.

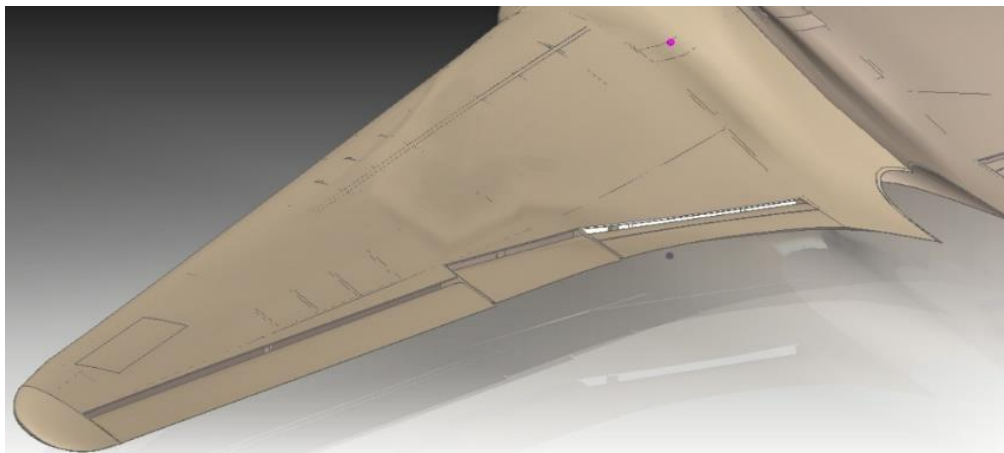


Figura 63. Vista isométrica de superficies de control.

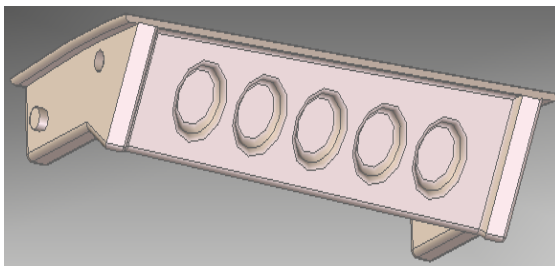


Figura 64. Vista general Drag rudder. Izquierda: Isométrico. Derecha: Ensamble en punta alar.

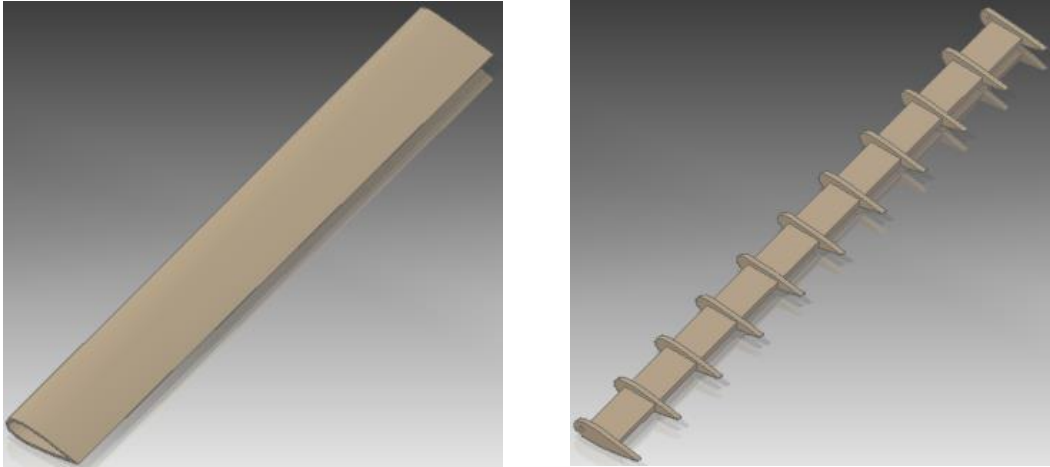


Figura 65. Vistas de elevón recubierto (izquierda) y estructura (derecha).

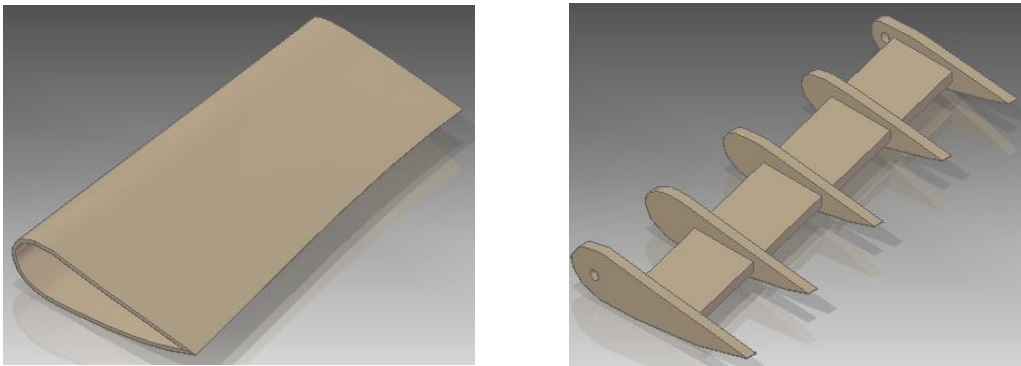


Figura 66. Vista de flaperón externo recubierto (izquierda), estructura (derecha).

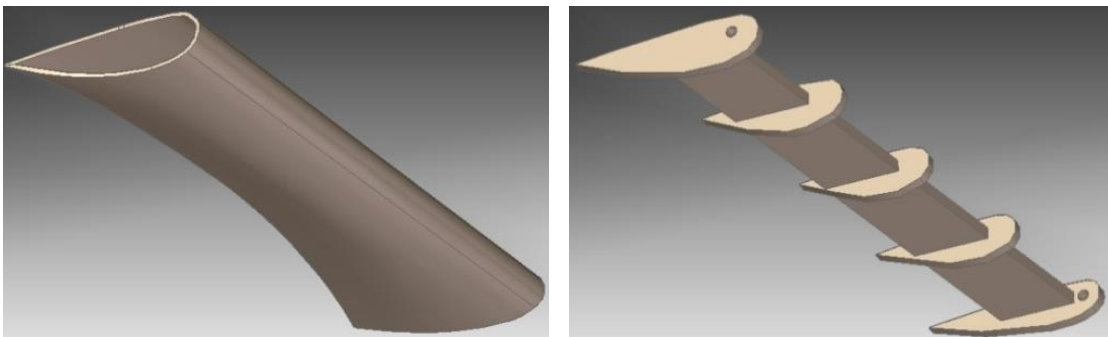


Figura 67. Vista de flaperón interno recubierto (izquierda), estructura (derecha).

4.4.5. Cubiertas del tren de aterrizaje

Justo en las secciones en las que se encuentran alojados las ruedas del tren de aterrizaje, se llevan a cabo cortes en la piel que van ensamblados a mecanismos que garantizan el movimiento de éstas tapas (secciones cortadas), sin afectar el libre movimiento de cada uno de los brazos del tren de aterrizaje durante su carrera extensiva. Es muy importante tener en cuenta que las tapas están diseñadas bajo las síntesis de mecanismos, específicamente los de tipo Manivela-Balancín, con ciertas modificaciones a los eslabones que garantizan el acceso a una debida lubricación por el poco espacio y sin interferir en el movimiento de los demás componentes involucrados. En este punto es de especial importancia los ángulos de rápido retorno en al menos una de cada par de tapas correspondientes a cada tren para garantizar el adecuado movimiento en los tiempos precisos requeridos y así no interferir con la extensión y retracción del tren.

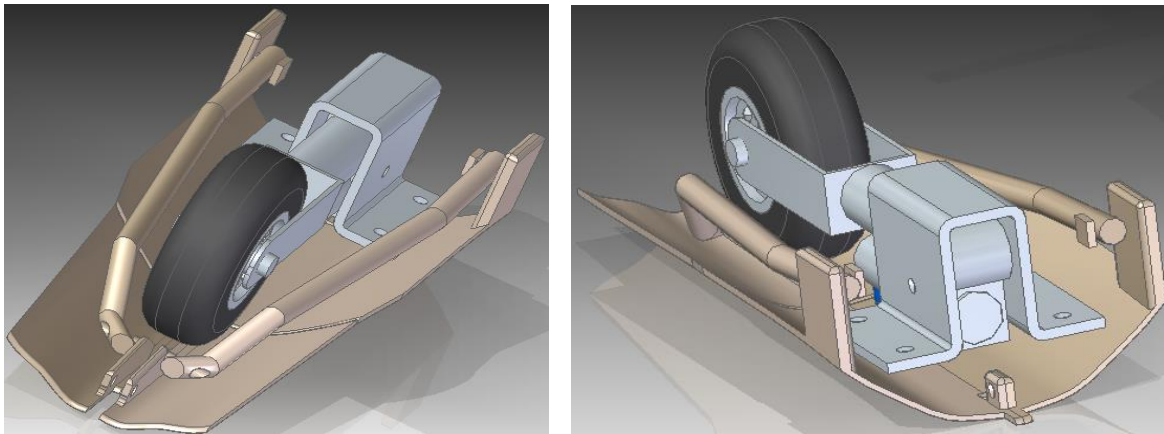


Figura 68. Vista del tren de nariz.

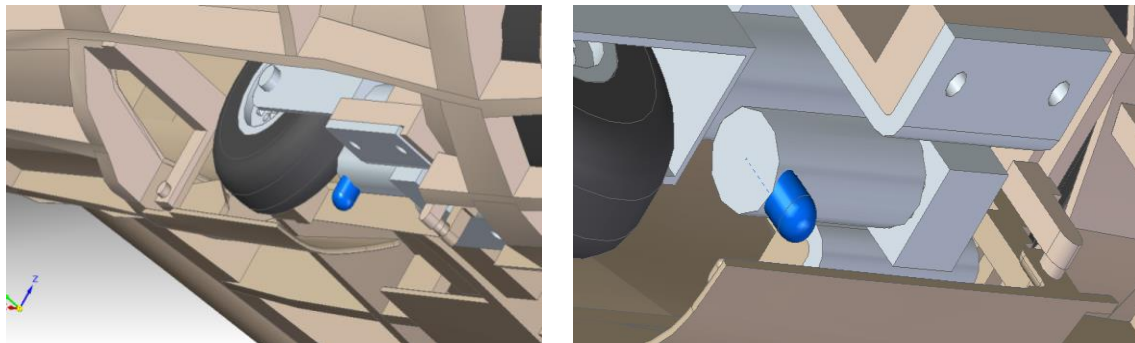


Figura 69. Vista ampliada del tren de nariz.

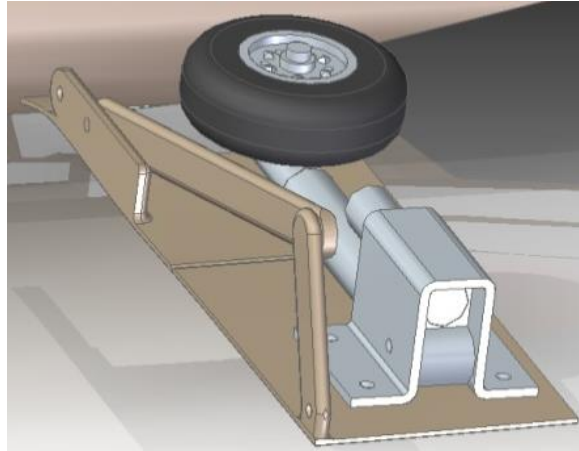


Figura 70. Detalle de montaje de tapas de tren principal.

4.4.6.Casing motor:

Consta de una cubierta de 1 *mm* de espesor. La unidad, desde fábrica ya cuenta con una de polímero reforzado, sin embargo, para el ajuste en la estructura es necesario quitar el carenado frontal, de tal forma que la cubierta plástica se empate a la cubierta de balsa que cubre todo el agujero interno del fuselaje para la entrada y salida del flujo de aire que interactúa con el motor. Esto es para direccionar el flujo, ya que de otra forma éste entraría en las secciones estructurales del fuselaje perdiendo gran parte de la fuerza de empuje, además se hace para lograr igualmente un buen acabado estético.

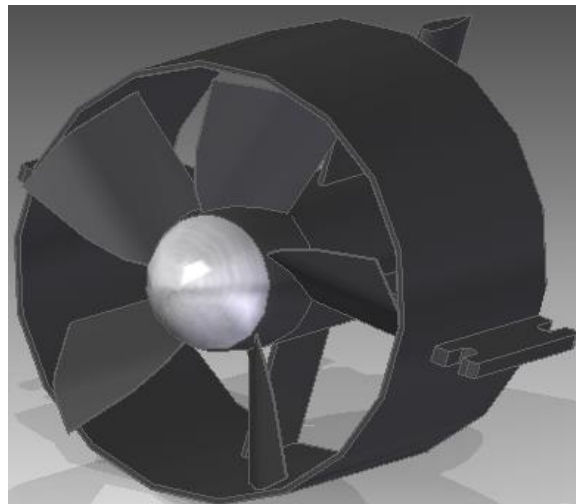


Figura 71. Vista de motor sin cubierta.

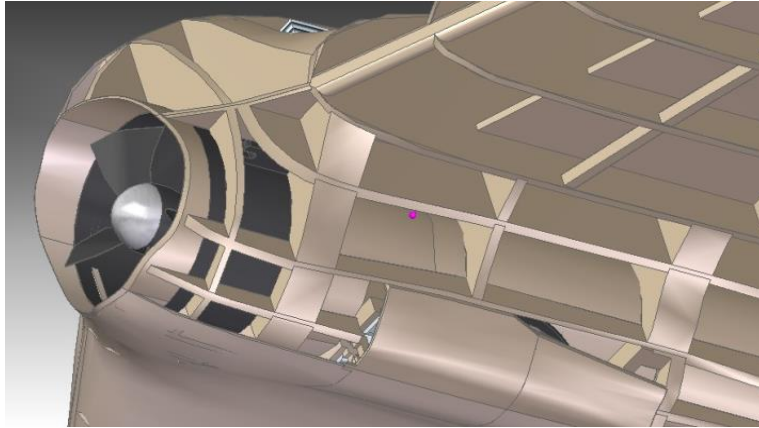


Figura 72. Vista de motor en estructura de fuselaje y cubierta frontal del ducto de aire.



Figura 73. Vista isométrica del prototipo. Se aprecia su estructura y en su parte izquierda ya finalizado el diseño.

Es muy importante tener en cuenta que el ensamble se realizará bajo estos parámetros pero no significa que no se puedan hacer cambios necesarios para lograr un adecuado ensamble, ya sea pulir ciertas superficies, realizar cortes oblicuos o ensamblar de acuerdo a ciertas referencias geométricas disponibles en el momento de la construcción.

4.5. Diagrama de Fuerzas cortantes y momentos flectores en la viga principal del ala

La obtención de estos diagramas se logra graficando en *Microsoft Excel 2010*® la distribución de la sustentación y el peso a lo largo del semi spam, corroborando la configuración estructural para soportar los esfuerzos críticos del prototipo. Luego, teniendo

en cuenta que parte de esta gráfica es una medida de la distribución de sustentación a lo largo de la línea del centro aerodinámico a través del plano; se obtiene la función de carga alar debida a la sustentación:

$$w(y) = -480,57y + 355,55y + 81,109$$

Con la anterior relación se procede a determinar las ecuaciones para realizar los diagramas correspondientes. De la resistencia de materiales, se sabe que:

$$\frac{dV}{dy} = w(y) \quad 42$$

Por tanto para V (fuerza cortante):

$$V = \int w(y) + C1$$

$$V = \int -480,57y^2 + 355,55y + 81,109$$

$$V = -160,19y^3 + 177,775y^2 + 81,109y + C1$$

El término involucrado en la integral corresponde a la fuerza resultante para un punto determinado de análisis de la viga.

Cuando $V = 0$, se tiene que $y = 0,7221$; entonces:

$$C1 = -90,95 \text{ N}$$

Se puede demostrar que este valor corresponde a la fuerza resultante (Fr) de la carga de sustentación distribuida, su magnitud se calcula integrando para el semi spam:

$$Fr = \int_0^{0,7221} -480,57x^2 + 355,55x + 81,109$$

Obteniéndose:

$$Fr = 90,95 \text{ N}$$

Para el cálculo del momento flector, se integra nuevamente la ecuación para el cortante (V) y se calcula finalmente la constante de integración, teniendo en cuenta que el momento será cero cuando la distancia y sea la última, condición que se cumple para vigas en voladizo. Entonces:

$$M = -40,0475y^4 + 59,2583y^3 + 40,5545y^2 - 90,95y + C2$$

Pero cuando $y = 0,7221$; $M = 0$:

$$C2 = 33,11 \text{ N.m}$$

De modo similar se realiza un análisis independiente para la carga debida al peso de la aeronave a lo largo del semi span. Una vez se tiene esa información se suman los vectores resultantes debidos a la sustentación y debidos al peso de la aeronave correspondientes a distribución de carga (RC), cortante (RV) y momento (RM). Así entonces, los diagramas para la condición de crucero corresponden a las figuras 75, 76 y 77.

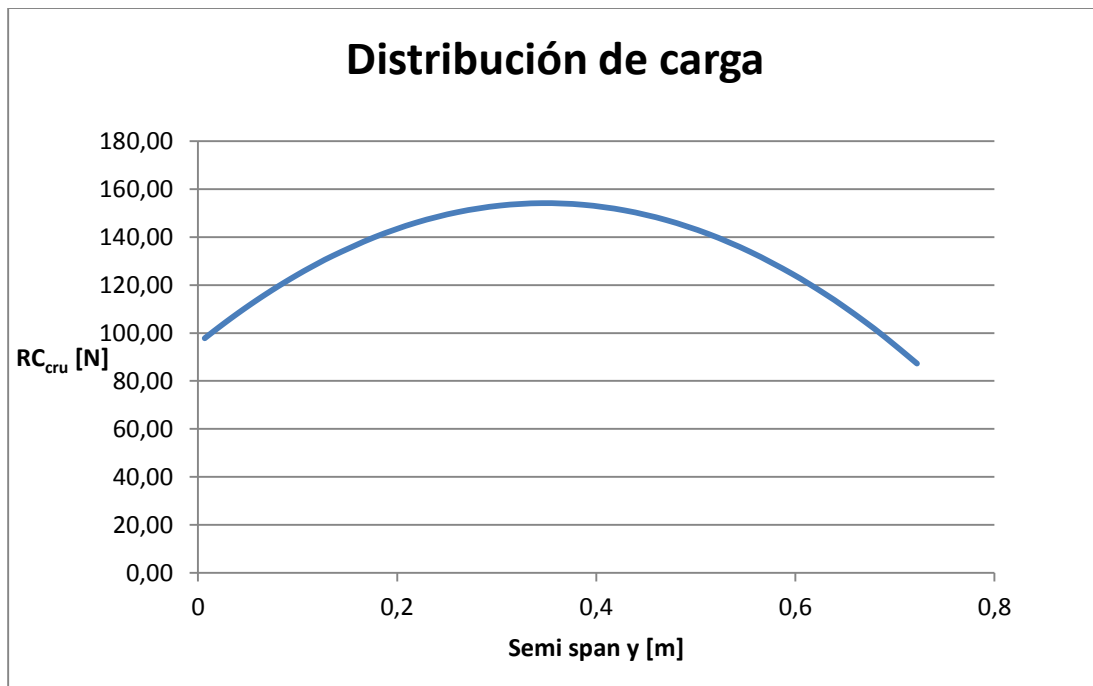


Figura 74. Distribución de carga resultante sobre la viga del semi span, en crucero.

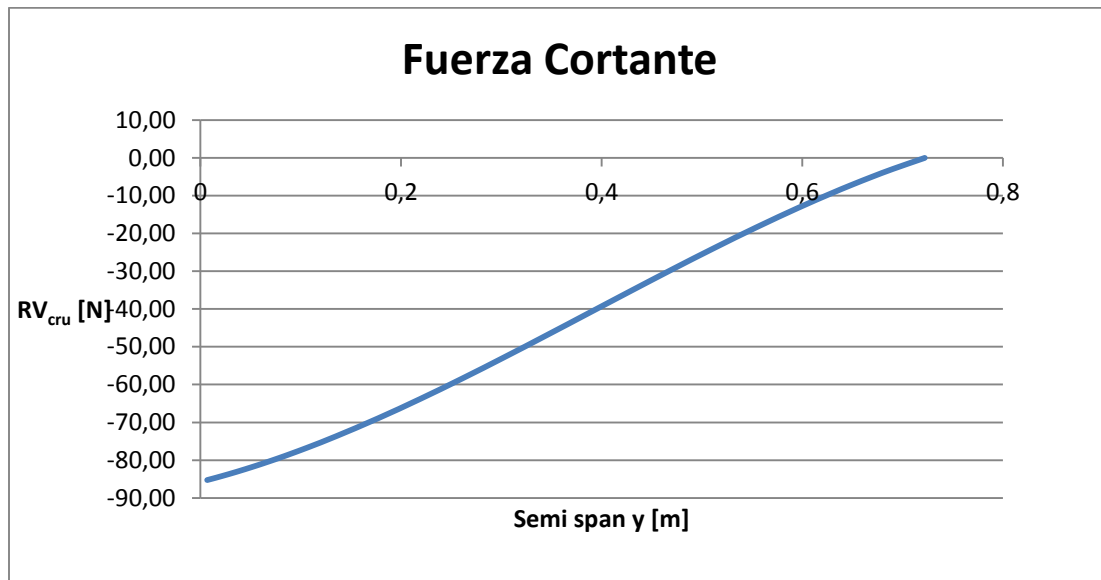


Figura 75. Diagrama de fuerza cortante resultante sobre la viga del semi spam, en crucero.

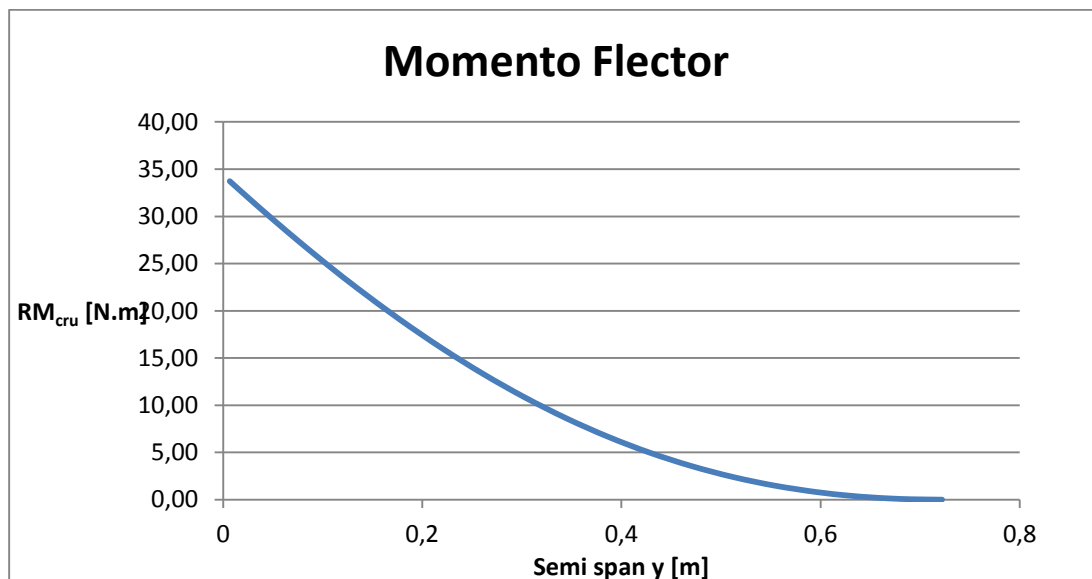


Figura 76. Diagrama de momento flector resultante sobre la viga del semi spam, en crucero.

Como se observa en las figuras anteriores, los valores máximos absolutos de cortante y momento flector en crucero son 85,27 N y 33,73 N.m respectivamente, dándose en la raíz de los planos como era de esperarse.

Con lo anterior definido, se procede a calcular el esfuerzo normal flector ($\sigma_{flex.max\ cru}$) máximo en crucero; esto del libro *Mecánica de Materiales* de F. Beer, sección 4.4. “Esfuerzos y deformaciones en el rango elástico” [27]. Luego, se debe calcular el **módulo elástico** “ S_{elast} ” de la sección, el cual está en función del área transversal; y definiendo $M_{flex.max\ cru}$ como el momento flector máximo en crucero, se tiene:

$$S_{elast} = \frac{\frac{1}{12} \cdot b \cdot h^3}{\frac{h}{2}} = \frac{1}{6} \cdot b \cdot h^2 = \frac{1}{6} (0,135) \cdot (0,003)^2 = 0,2025 \text{ m}^3 \quad 43$$

$$\sigma_{flex.max\ cru} = \frac{M_{flex.max\ cru}}{S_{elast}} = \frac{33,73}{0,2025} = 83,28 \text{ kPa} \quad 44$$

Donde,

b : Ancho del área transversal de la viga (sección punta).

h : Altura del área transversal de la vida (sección punta).

De las propiedades mecánicas del balsa se conoce que en la dirección longitudinal de crecimiento se tiene un esfuerzo normal máximo de 9 MPa, por lo cual, el resultado anterior estaría muy por debajo de este valor siendo totalmente aceptable el uso de este material así como la disposición de la viga principal, para soportar los esfuerzos generados por consecuencia de la fuerza de sustentación y el peso a lo largo de la envergadura.

Lo anterior también se argumenta mediante el cálculo de la mínima sección transversal, comparando, se interpretará mejor las bondades del diseño en cuestión.

$$S_{elast\ min} = \frac{|M|_{flex.max\ cru}}{\sigma_{max}} = \frac{33,73}{9} = 0,0037477 \text{ m}^3 \quad 45$$

Como el esfuerzo es inversamente proporcional al módulo elástico S_{elast} , es claro que S_{elast} debe ser tan grande como sea posible, con lo cual, se confirma la conclusión anterior del buen diseño que se realizó al tener actualmente una relación 53 veces mayor al módulo elástico mínimo.

De igual forma, se realiza el análisis para el caso del aterrizaje, teniendo en cuenta el esfuerzo inercial vertical y despreciando la sustentación (ver figuras 78, 79 y 80).

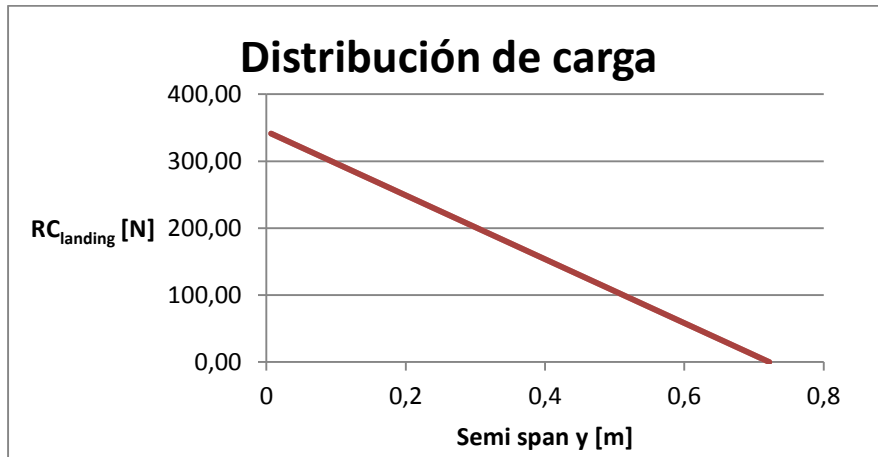


Figura 77. Distribución de carga resultante en aterrizaje a lo largo del semi spam.

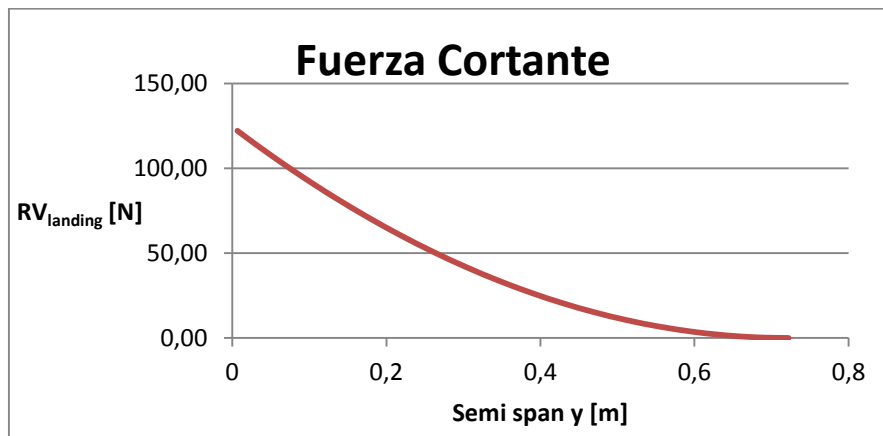


Figura 78. Diagrama de fuerza cortante sobre la viga del semi spam, en aterrizaje.

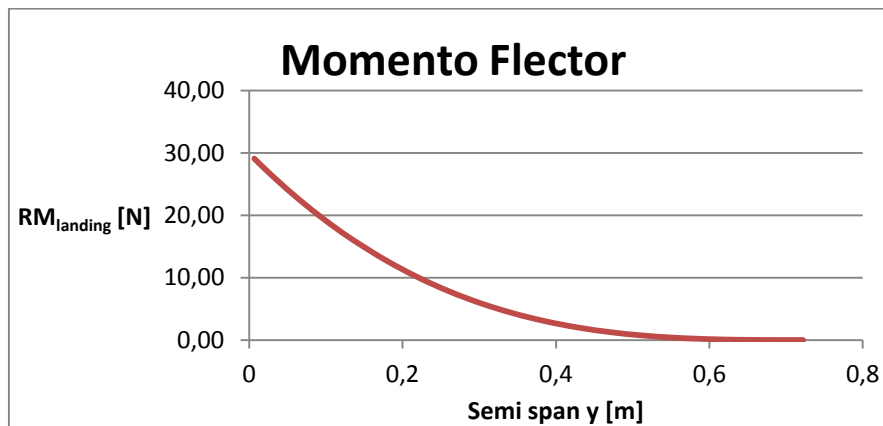


Figura 79. Diagrama de momento flector sobre la viga del semi spam, aterrizaje.

Obteniendo:

$$\sigma_{flex.maxlanding} = \frac{M_{flex.maxlanding}}{S_{elast}} = \frac{29,11}{0,2025} = 143,75 \text{ kPa}$$

$$S_{min} = \frac{|M|_{flex.maxlanding}}{\sigma_{max}} = \frac{29,11}{9} = 0,00000323444 \text{ m}^3$$

Se determina entonces que la simulación estructural realizada en *Solid Edge ST5®* en términos generales presenta una buena aproximación en este caso particular, ya que en un 90% la viga es óptima para la carga simulada, sin embargo, es indispensable la verificación analítica ya que por efectos del cálculo de elementos finitos y la simplificación del dibujo virtual, se pueden tener errores puntuales como aquellos nodos en los que la simulación arroja resultados de 30,9 MPa.

4.6. Envoltente de vuelo del prototipo de ala volante

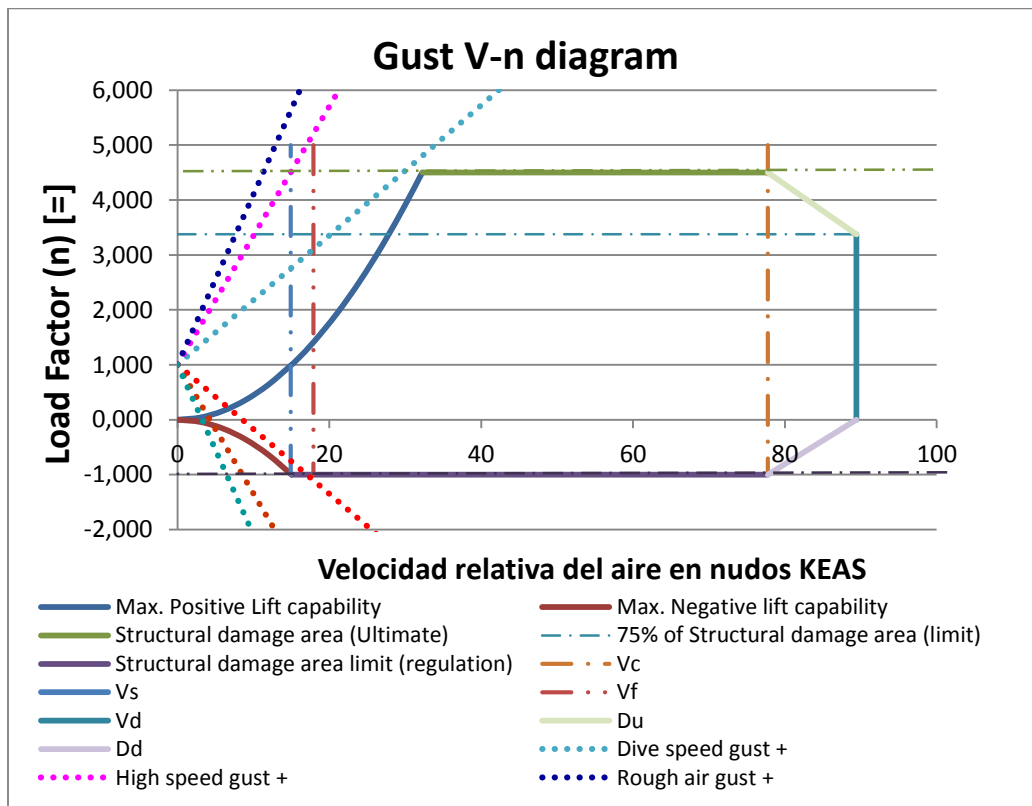


Figura 80. Envoltente de vuelo del prototipo.

La anterior gráfica es una representación de los límites que se deben tener en cuenta para evitar daños estructurales críticos en la aeronave. Da cuenta de lo máximo soportado en posibles maniobras durante su operación. También se muestran curvas de velocidades vs. factores de carga que se producen a partir de una turbulencia dada.

Para el ala volante en proceso de diseño se tiene una carga límite de 4,50 y una carga operacional de 3,37; por norma de la FAR 25 tiene un factor mínimo de -1 que es donde se cierra su rango de operación esperado. Posee una velocidad de picada de 89,42 *KEAS*, una velocidad con flaps extendidos de 18,00 *KEAS*, una velocidad de pérdida de 14,93 *KEAS* y una velocidad de crucero de 77,75 *KEAS*. La velocidad de ráfaga que puede generar alguna carga durante su operación es la velocidad de picada negativa. Esta es la única que afecta la aeronave debido a que es la que entra en su área de operación y aun así sería prácticamente despreciable, pues sólo entra al área en una esquina de área muy pequeña respecto al resto de la envolvente.

5. ANÁLISIS DE ESTABILIDAD

El tema de la estabilidad merece ser estudiado con rigurosidad para lograr unas adecuadas condiciones de equilibrio. Sin embargo, su análisis es extenso y se sale del alcance de esta obra determinar todas las características que conlleva. No obstante, teniendo en cuenta el estado del arte, la inestabilidad intrínseca de las alas volantes es una situación que no ha permitido que estas sean más frecuentes en su fabricación y posterior comercialización, por tal razón será abordado el tema mediante la amortiguación de las señales de velocidad de variación longitudinal y lateral.

Es así entonces que examinando la figura 82, se tienen las gráficas correspondientes al comportamiento de la estabilidad lateral del prototipo en crucero, durante 275 segundos. Ahora bien, examinando la gráfica superior izquierda se muestra la relación de velocidad en metros por segundo y como se observa en el resto de gráficas de la figura, las perturbaciones se manifiestan alrededor de los 220 segundos en la condición de crucero, es decir a los 3,6 minutos de vuelo aproximadamente. Las demás gráficas son interpretaciones de una perturbación de la trayectoria de vuelo en el plano lateral que son proporcionales a la primera gráfica, que para efectos prácticos es de más fácil interpretación.

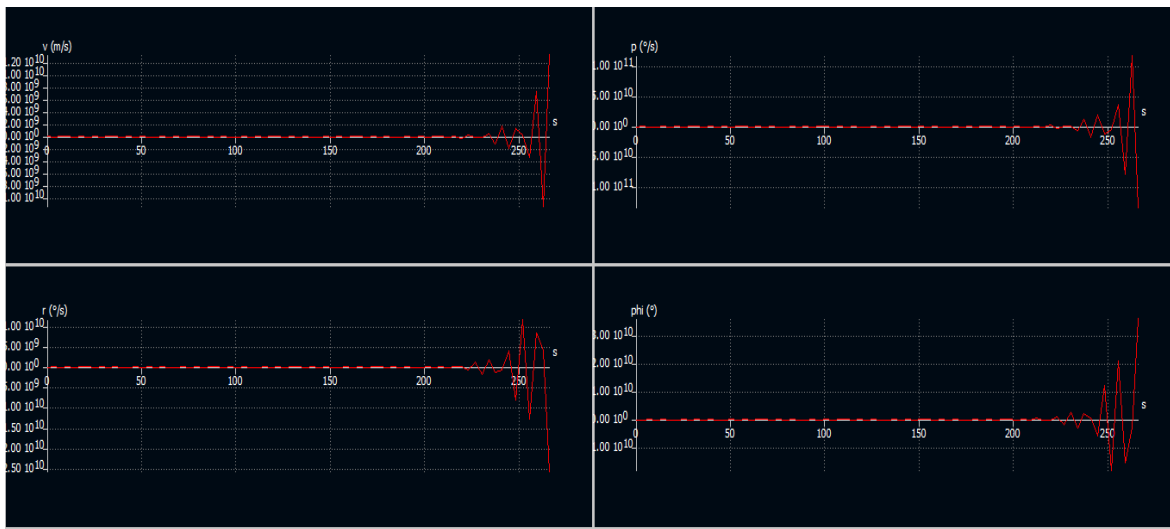


Figura 81. Estabilidad lateral. Muestra la desestabilidad lateral naturalmente presentada para el prototipo de ala volante, se expresa en velocidad (m/s superior izquierda), grados por segundos (superior derecha), radianes por segundos (inferior izquierda) y en grados del ángulo ϕ .

Es importante tener en cuenta la escala, donde se habla en términos de 10^9 , por tanto, se determina, como era de suponerse, que la aeronave tiende a ser inestable naturalmente, debido a que se mantiene en oscilación constante de gran magnitud, sin indicios de recuperación; hasta que finalmente a los 220 segundos se termina yendo a la deriva sin oportunidad alguna de recuperación; aquí es muy importante tener en cuenta que el control de la aeronave bajo este tipo de perturbación es totalmente dado por las superficies de control y no corresponderá en ningún momento a orígenes naturales del diseño de la aeronave.

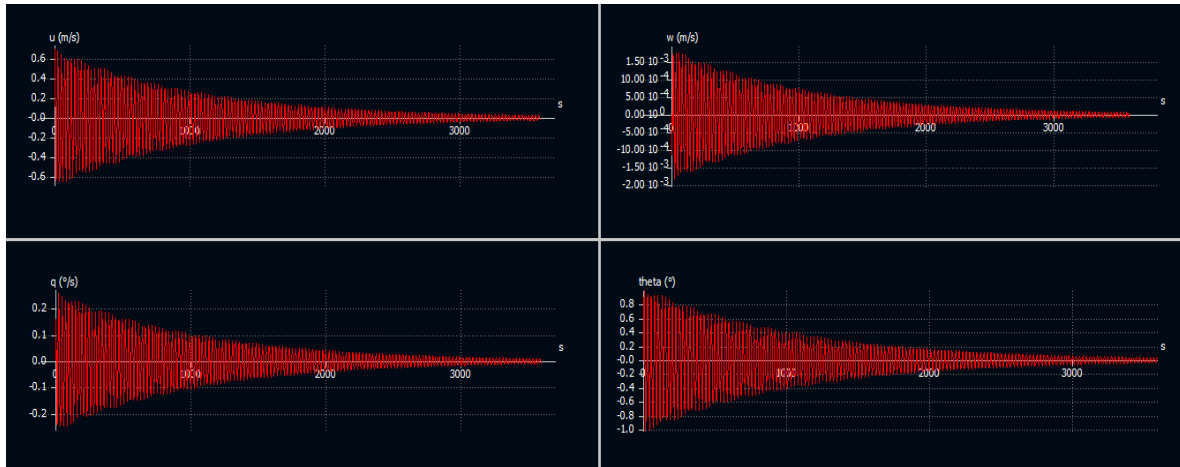


Figura 82. Estabilidad longitudinal. Muestra la tendencia estable longitudinal del prototipo a restaurarse y compensarse posteriormente, gracias a la debida ubicación del centro de gravedad.

En la figura 83 se aprecian las gráficas correspondientes a la estabilidad longitudinal del prototipo a condiciones de crucero dentro de un intervalo de 3600 segundos. Para esta situación el intervalo de tiempo se prolonga a una hora de vuelo para poder apreciar la tendencia que presenta el prototipo a estabilizarse luego de un tiempo prolongado. Es interesante describir el proceso, ya que es en los primeros 1500 segundos que la aeronave experimenta muchos picos; estos, obedecen a la actuación principalmente del momento negativo del prototipo, las compensaciones por parte de los perfiles aerodinámicos escogidos, así como el réflex implementado en las puntas de las alas ayuda a que el comportamiento se dé de esta forma y constantemente en disputa por lograr la estabilidad. También es importante tener en cuenta que aunque los picos se observan agudos y pronunciados, la magnitud de estos es mínima ya que observando la escala de la primera gráfica, se habla de picos de 0,6 m/s lo cual no es una magnitud exagerada, de hecho son prácticamente imperceptibles. Esto es consecuencia de la ubicación adecuada del centro de gravedad dentro de un rango preciso para lograr el momento negativo/nulo requerido.

6. CARACTERIZACIÓN FINAL DEL PROTOTIPO DE ALA VOLANTE

A continuación, se presenta a modo de información, el consolidado de las características finales de diseño del prototipo de ala volante, con el fin de que el lector y posible futuro constructor, tenga a la mano información útil y expedita que le permita desarrollar varios análisis y quizás mejoras al diseño.

De igual forma, es posible modificar ciertos parámetros con el fin de cumplir con los requerimientos de diseño que se requieran, siempre y cuando no afecte en gran medida otras variables. Se comprende que el diseño es iterativo y cualquier modificación conlleva cambio de variables en cadena. Queda abierta esta obra a criterio del lector para la modificación de dichos parámetros en caso de un posterior trabajo de diseño.

Condiciones Geométricas	
b [m]	1,5723
S [m2]	0,4236
S [in2]	656,5813132
S [ft2]	4,559596258
Ctip [m]	0,123
Croot [m]	0,447
MAC [m]	0,331
Cuerda fuselaje [m]	0,5724
Área sin flaps [m2]	0,1453
Área con flaps [m2]	0,1999
Aflechamiento [°]	30
Ancho fuse proy [m]	0,144
Longitud fuse proy [m]	0,572
Máximo Diámetro fuselaje [m]	0,1667
t/c alas	0,1748
t/c fuse	0,2928
L/D fuse	3,4313
Kalas	1,370
Kfuse	1,518
Sref [m2]	0,3412
Sref [in2]	528,91
Area proy ala [m2]	0,3412
Area proy fuse [m2]	0,0824
Area exp ala [m2]	0,6825
Area exp fuse [m2]	0,1647
Sanalisis alas [m2]	1,4126
Sanalisis fuse [m2]	0,3488
AR	5,84
e	0,87

Tabla 15. Características geométricas del prototipo diseñado.

Despegue	
Velocidad despegue [m/s]	11,29
Potencia de motor [W] nominal	1400,00
Potencia de motor [HP] nominal	1,88
Empuje de motor [lb.f] nominal	5,40
Empuje de motor [N] nominal	24,02
Empuje motor a vel despegue [N]	124,03
Empuje motor a vel despegue [lb.f]	27,88
Potencia motor a vel despegue [W]	271,14
Potencia motor a vel despegue [HP]	0,36
Cl despegue	1,1050
TOP23	26,85
Sto (Sg) [ft]	138,03
Sto (Sg) [m]	42,07
Aceleración [m/s ²]	1,23
Tiempo [s]	9,17
Rata de ascenso [m/s]	9,69

Tabla 16. Cálculos para la fase de despegue.

Ascenso	
CL a velocidad esperada	1,1050
CD asociado al CL de ascenso	0,09379
Arrastre [N]	30,84
Potencia despegue debido al arrastre [W]	348,15
Potencia despegue debido al arrastre [HP]	0,47
Mejor coeficiente de sustentación para el ascenso CL mrc	0,2549
Velocidad max de ascenso	23,50
CD asociado al CL max de ascenso	0,0744
Arrastre a vel max [N]	8,45
Potencia ascenso debido al arrastre [W]	198,67
Potencia ascenso debido al arrastre [HP]	0,27
RC max [ft/s]	16,95
RC max [m/s]	5,17
Tiempo en alcanzar 200 m (s)	38,72
minutos	0,65
Empuje ascenso [N]	59,56
Empuje ascenso [lb.f]	13,39

Tabla 17. Cálculos para la fase de ascenso.

Aproximación		
	Descenso	Aterrizaje
α [°]	6,5°	9°
CL @ (L/D)max	0,5474	1,6691
CD @ (L/D)max	0,0373	2,4624
Vel (m/s) @ CL (L/D) max	14,000	14,000
CD/CL max	0,0682	1,4753
CL/CD max	14,67	0,68
tan γ	0,0682	1,4753
γ [°]	3,90	55,87
Rango Descenso [m]	1467,31	67,78
Rata de descenso (m/s)	0,9541	20,65
Techo de vuelo [m]	100	100
tiempo max descenso (s)	104,8	4,8

Tabla 18. Cálculos para la fase de aproximación (descenso/aterrizaje).

Inercia y Reacciones al aterrizaje	
dmt [m]	0,005
dms [m]	0,02
nm [%]	0,8
Ry [N]	717,80
ay [m/s ²]	232,72
a [m/s ²]	281,15
ax [m/s ²]	157,74
Rx [N]	466,92
may [N]	688,86
max [N]	466,92
FRy [N]	0,00
Carga Y [kg]	70,46

Tabla 19. Cálculo de las reacciones en el tren y la inercia al tocar tierra el prototipo.

Condiciones físicas	
Factor de Densidad	0,8605
Peso con carga paga [kg]	2,96
Peso con carga paga [oz]	104,41
W [N]	28,94
W [lbf]	6,51
Gravedad Medellín [m/s ²]	9,78

Tabla 20. Condiciones físicas del prototipo.

7. CONSIDERACIONES Y COMENTARIOS FINALES

Se considera necesario un pequeño espacio para la discusión y consideraciones de algunos aspectos que se encuentran a lo largo del proceso de desarrollo de esta obra porque no pertenecen rigurosamente al alcance ni objetivos del proyecto, pero que representan una inquietud para algunos casos, fascinante, que merecen la pena ser tenidos en cuenta.

Es innegable la notable relevancia que ha tomado en los últimos años lo concerniente a “drones” o aeronaves no tripuladas y su utilización en distintos contextos y tareas a nivel mundial. A nivel internacional se pueden encontrar artefactos tecnológicamente muy desarrollados destinados a tareas muy específicas como salvamento, rescate, operaciones militares entre otras. A nivel local, también se pueden encontrar artefactos menos sofisticados tecnológicamente implementados en variedad de actividades civiles y comerciales.

Es claro que la diferencia en procesos tecnológicos y de ingeniería que separan las esferas local e internacional arriba mencionadas son considerables, sin embargo existe algo en común entre estas y se trata de los procesos de desarrollo y diseño que tuvieron que llevarse a cabo para lograr la importancia que hoy ocupan, pues en ambos casos se partió de un diseño preliminar, implementación de elementos comerciales, pruebas, ensayos y prototipos. Aspectos que hacen parte de esta obra.

Con lo anterior, se quiere dar a entender, y para efectos del lector, que lo consignado en esta obra, bien puede tratarse de un primer escaño para el desarrollo e implementación de un tipo de aeronave no tripulada o “dron” para fines específicos, pues cuenta con la posibilidad de articulación a sistemas de control a distancia o radio control, además con la posibilidad de utilizar una capacidad de carga paga reducida pero significativa.

Las condiciones y necesidades a nivel local y regional permiten deducir la suposición del párrafo anterior y el proceso de diseño de ingeniería de las páginas de esta obra también.

Con esto se quiere mostrar que las aplicaciones del prototipo de ala volante pueden enmarcarse dentro de nuestra región en tareas civiles como de reconocimiento, vigilancia, monitoreo, entre otras; a nivel militar igualmente que las civiles y acciones específicas propias de esta rama; comercialmente en actividades como fotografía aérea, exploración, patrullaje y reconocimiento.

CONCLUSIONES

Consideración: Como se ha podido observar a lo largo del desarrollo de esta obra, en la mayoría de las secciones. Se han hecho anotaciones correspondientes a los resultados obtenidos, esto con el fin de dar un espacio directo y conciso preliminar a las conclusiones generales del proyecto del diseño de un prototipo de ala volante.

El uso de superficies hipersustentadoras así como drag rudders y/o tren de aterrizaje aumentan considerablemente el arrastre, por tanto no se recomienda su uso por encima de los 100 metros de altitud sobre el terreno y a no más de 14 m/s. Sin embargo, la excelente eficiencia aerodinámica del ala volante garantiza bajo estas condiciones, una debida sustentación aumentando aproximadamente 3° el ángulo de ataque.

Se logra una estabilidad longitudinal debido a la correcta ubicación del centro de gravedad permitiendo un momento negativo casi nulo. Este, fue logrado por la implementación de un adecuado perfil reflex y con la distribución adecuada del peso en la aeronave. Con un poco de apoyo de las superficies de control, es posible estabilizar rápidamente la aeronave, ya que naturalmente el resultado puede demorar cerca de una hora. Se debe tener en cuenta, que una posible carga paga debe garantizar no mover en más de 2,5 cm el centro de gravedad para mantener la estabilidad.

La inestabilidad lateral, es muestra del comportamiento natural que presenta este tipo de aeronaves debido a la ausencia de un timón de control vertical. No se trata entonces de un aspecto negativo que reste créditos al momento de evaluar efectividad y rendimiento, ya que gracias a la implementación de superficies aerodinámicas complementarias no convencionales como el drag rudder (que cumple funciones de guiñada y freno aerodinámico combinados) ayudan a la mitigación y compensación de los efectos, en ocasiones adversos, del comportamiento natural del prototipo.

La configuración estructural implementada en el diseño del prototipo, permite que los límites operacionales de éste obtengan en su mayoría valores de permisibilidad para pruebas y ensayos en vuelo a velocidades determinadas, enmarcados bajo el cumplimiento de la norma FAR 23 y 25, por su resistencia y rigidez.

Los rangos de velocidades permisibles para las maniobras y diferentes condiciones de operaciones, mostrados en la envolvente de vuelo (figura 80), muestran la versatilidad que el prototipo presenta ante tempestivas como las ráfagas de viento ascendente y descendente, lo que coloca a éste tipo de aeronave a nivel de la mayoría de aeronaves convencionales de la misma categoría (también aeromodelos).

Aerodinámicamente se aprecian resultados muy satisfactorios como los valores de sustentación; coeficientes que garantizan una buena fuerza sustentadora respecto a valores de arrastre inducidos bajos, lo anterior da muestra de la efectividad en el proceso de escogencia del perfil aerodinámico, así como los valores de fricción mínimos en virtud de la ausencia de empenaje, asociados principalmente a la geometría y en segundo lugar a componentes y recubrimientos; todo esto muestra la efectividad en rendimiento que representa el modelo de ala volante.

La resistencia de materiales cumple un papel fundamental en el análisis estructural y aerodinámico de la aeronave, toda vez que las fuerzas debidas a sus condiciones físicas como peso e inercia influyen de forma directa en los resultados aerodinámicos y de igual forma en la configuración estructural (geometría) de los materiales a utilizar.

Hacer un uso adecuado de la síntesis de mecanismos, permite obtener diseños más eficientes al definir la articulación adecuada de carenajes de simple manufactura para la protección de los elementos a desplegarse. Por tanto, las ramas de Aeronáutica y Mecánica se complementan toda vez que son recíprocas y los principios de una se obtienen de la otra. Esto también es posible observarlo en la mecánica de fluidos.

Los resultados obtenidos durante el proceso analítico y computarizado, muestran la posibilidad que representa poder trabajar sobre diseños previos de aeronaves de gran desempeño como es el caso del ala Horten IX V1, con un material convencional como la madera de tipo balso; sin embargo, las principales limitantes del diseño se encuentran en los componentes comerciales disponibles. En el caso del tren de aterrizaje, este cuenta con una limitada capacidad de carga, lo cual hace inconveniente su uso para diseños más complejos y avanzados como el que se desarrolló en esta obra, ya que en crucero se está en la capacidad de generar aproximadamente 5 veces más sustentación que el peso máximo de la aeronave con su carga paga. La batería se convierte en otro gran limitante en el diseño del prototipo, pues aunque la implementada en éste se trata de una de las de más alto rendimiento, su capacidad de carga se limita a pocos minutos.

De forma global se presenta un diseño de prototipo de ala volante, para el estudio en la implementación de multifunciones a pequeña y mediana escala, enmarcado en efectividad y buen desempeño dentro del conjunto de elementos y artefactos que lo conforman, desde el plano aerodinámico, estructural y de diseño, que brinda la oportunidad de profundización en su dinámica en general por medio de un enfoque académico investigativo.

ANEXOS

Anexo A.1. Valores de parámetros aerodinámicos en Crucero. La fila resaltada de amarillo corresponde a la mayor relación de sustentación/arrastre.

PERFIL @ crucero				PROTOTIPO @ crucero						
Curva CI vs Alpha		Tendencia CI vs Alpha		Tendencia CL vs Alpha		CDi @ crucero	CD @ crucero	Relación CL/CD	Sustentación [N]	Arrastre [N]
alpha	CI	alpha	CI	alpha	CL					
-2,5	0,0032	-2,5	0,0405	-2,5	0,1355	0,0011	0,0188	7,22	44,57	6,17
-2,0	0,0578	-2,0	0,1024	-2,0	0,1785	0,0020	0,0196	9,10	58,69	6,45
-1,5	0,1115	-1,5	0,1644	-1,5	0,2214	0,0031	0,0207	10,70	72,80	6,80
-1,0	0,1650	-1,0	0,2263	-1,0	0,2643	0,0044	0,0220	12,02	86,92	7,23
-0,5	0,2182	-0,5	0,2883	-0,5	0,3073	0,0059	0,0235	13,06	101,04	7,73
0,0	0,2712	0,0	0,3502	0,0	0,3502	0,0077	0,0253	13,85	115,16	8,31
0,5	0,3294	0,5	0,4122	0,5	0,3931	0,0096	0,0273	14,42	129,28	8,97
1,0	0,3594	1,0	0,4741	1,0	0,4361	0,0119	0,0295	14,79	143,39	9,70
1,5	0,5422	1,5	0,5361	1,5	0,4790	0,0143	0,0319	14,99	157,51	10,50
2,0	0,6219	2,0	0,5980	2,0	0,5219	0,0170	0,0346	15,07	171,63	11,39
2,5	0,7060	2,5	0,6600	2,5	0,5649	0,0199	0,0375	15,05	185,75	12,34
3,0	0,7931	3,0	0,7219	3,0	0,6078	0,0230	0,0407	14,94	199,86	13,38
3,5	0,8887	3,5	0,7839	3,5	0,6507	0,0264	0,0440	14,77	213,98	14,48
4,0	0,9944	4,0	0,8458	4,0	0,6937	0,0300	0,0477	14,56	228,10	15,67
4,5	1,0423	4,5	0,9078	4,5	0,7366	0,0339	0,0515	14,31	242,22	16,93
5,0	1,0892	5,0	0,9697	5,0	0,7795	0,0379	0,0555	14,03	256,33	18,26
5,5	1,1361	5,5	1,0317	5,5	0,8225	0,0422	0,0598	13,75	270,45	19,68
6,0	1,1829	6,0	1,0936	6,0	0,8654	0,0467	0,0644	13,45	284,57	21,16
6,5	1,2283	6,5	1,1556	6,5	0,9083	0,0515	0,0691	13,14	298,69	22,72
7,0	1,2745	7,0	1,2175	7,0	0,9513	0,0565	0,0741	12,84	312,81	24,36
7,5	1,3179	7,5	1,2795	7,5	0,9942	0,0617	0,0793	12,54	326,92	26,08
8,0	1,3628	8,0	1,3414	8,0	1,0371	0,0671	0,0847	12,24	341,04	27,87
8,5	1,4037	8,5	1,4034	8,5	1,0801	0,0728	0,0904	11,95	355,16	29,73
9,0	1,4444	9,0	1,4653	9,0	1,1230	0,0787	0,0963	11,66	369,28	31,67
9,5	1,4807	9,5	1,5273	9,5	1,1659	0,0848	0,1024	11,38	383,39	33,69
10,0	1,5110	10,0	1,5892	10,0	1,2089	0,0912	0,1088	11,11	397,51	35,78
10,5	1,5115	10,5	1,6512	10,5	1,2518	0,0978	0,1154	10,85	411,63	37,95
11,0	1,5036	11,0	1,7131	11,0	1,2947	0,1046	0,1222	10,59	425,75	40,19

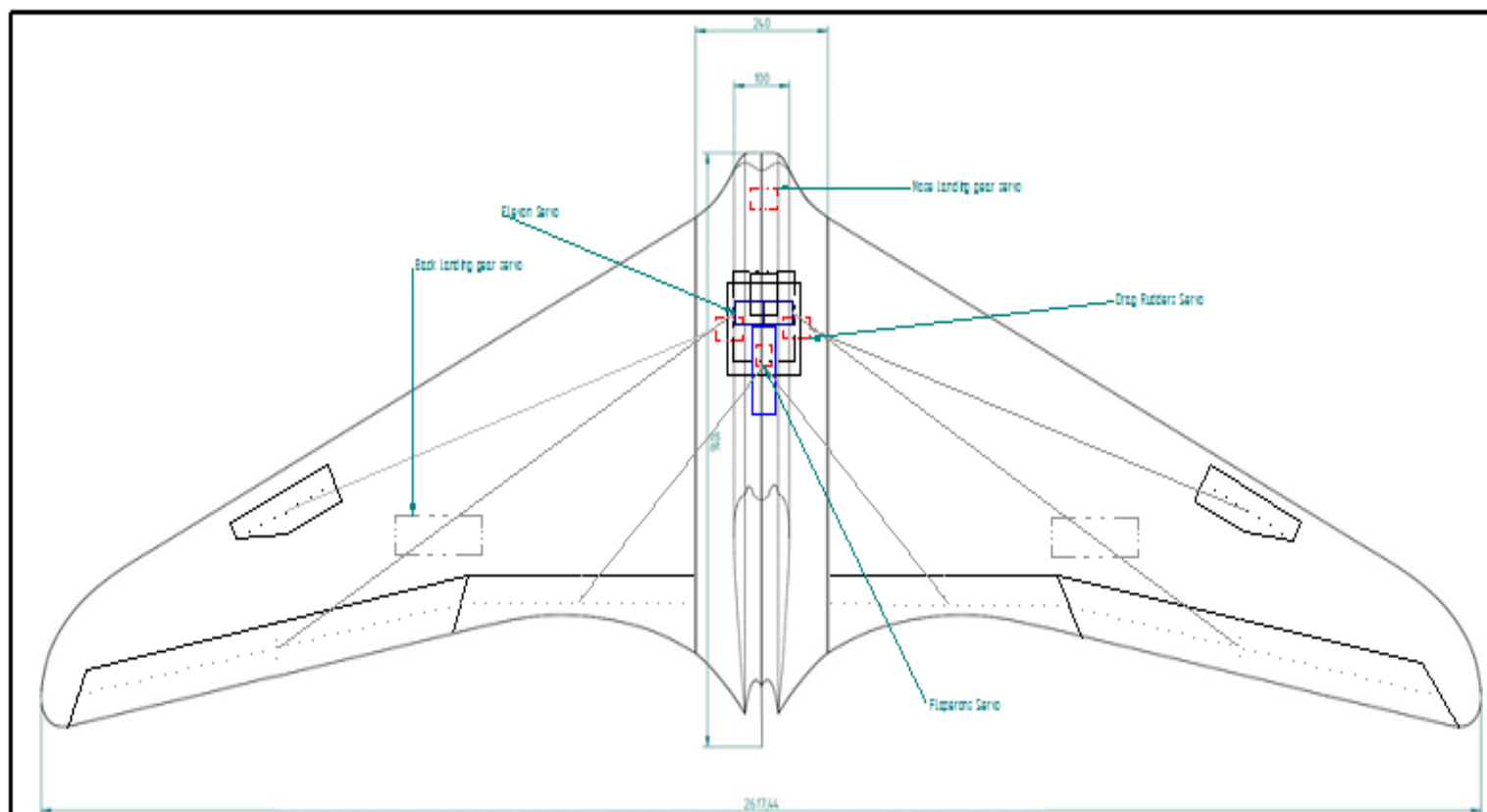
Anexo A.2. Valores de parámetros aerodinámicos en Descenso. La fila resaltada de amarillo corresponde a la mayor relación de sustentación/arrastre.

PERFIL @ landing				PROTOTIPO @ landing						
Curva CI vs Alpha		Tendencia CI vs Alpha		Tendencia CL vs Alpha		CDi @ landing	CD @ landing	Relación CL/CD	Sustentación [N]	Arrastre [N]
alpha	CI	alpha	CI	alpha	CL					
-2,5	0,0062	-2,5	0,1655	-2,5	0,2389	0,004	0,0222	10,77	9,62	0,89
-2,0	0,0601	-2,0	0,2187	-2,0	0,2774	0,005	0,0234	11,85	11,18	0,94
-1,5	0,1140	-1,5	0,2720	-1,5	0,3160	0,006	0,0248	12,72	12,73	1,00
-1,0	0,1683	-1,0	0,3252	-1,0	0,3546	0,008	0,0265	13,40	14,28	1,07
-0,5	0,2212	-0,5	0,3785	-0,5	0,3931	0,010	0,0283	13,91	15,84	1,14
1,0	0,6751	1,0	0,5382	1,0	0,5088	0,016	0,0348	14,64	20,50	1,40
1,5	0,7220	1,5	0,5915	1,5	0,5474	0,0187	0,0373	14,67	22,05	1,50
2,0	0,7685	2,0	0,6447	2,0	0,5860	0,021	0,0400	14,64	23,60	1,61
2,5	0,8154	2,5	0,6980	2,5	0,6245	0,024	0,0429	14,54	25,16	1,73
3,0	0,8625	3,0	0,7512	3,0	0,6631	0,027	0,0460	14,40	26,71	1,85
3,5	0,9090	3,5	0,8045	3,5	0,7017	0,031	0,0493	14,22	28,26	1,99
4,0	0,9564	4,0	0,8577	4,0	0,7402	0,034	0,0528	14,02	29,82	2,13
4,5	1,0020	4,5	0,9110	4,5	0,7788	0,038	0,0565	13,80	31,37	2,27
5,0	1,0495	5,0	0,9642	5,0	0,8174	0,042	0,0603	13,56	32,92	2,43
5,5	1,0937	5,5	1,0175	5,5	0,8559	0,046	0,0643	13,31	34,48	2,59
6,0	1,1406	6,0	1,0707	6,0	0,8945	0,050	0,0685	13,05	36,03	2,76
6,5	1,1835	6,5	1,1240	6,5	0,9331	0,054	0,0729	12,79	37,59	2,94
7,0	1,2285	7,0	1,1772	7,0	0,9716	0,059	0,0775	12,54	39,14	3,12
7,5	1,2709	7,5	1,2305	7,5	1,0102	0,064	0,0823	12,28	40,69	3,31
8,0	1,3118	8,0	1,2837	8,0	1,0488	0,069	0,0872	12,02	42,25	3,51
8,5	1,3550	8,5	1,3370	8,5	1,0873	0,074	0,0924	11,77	43,80	3,72
9,0	1,3887	9,0	1,3902	9,0	1,1259	0,079	0,0977	11,52	45,35	3,94
9,5	1,4293	9,5	1,4435	9,5	1,1645	0,085	0,1032	11,28	46,91	4,16
10,0	1,4598	10,0	1,4967	10,0	1,2030	0,090	0,1089	11,05	48,46	4,39
10,5	1,4841	10,5	1,5500	10,5	1,2416	0,096	0,1148	10,82	50,01	4,62
11,0	1,5245	11,0	1,6032	11,0	1,2802	0,102	0,1209	10,59	51,57	4,87
11,5	1,5004	11,5	1,6565	11,5	1,3187	0,109	0,1271	10,37	53,12	5,12
12,0	1,5127	12,0	1,7097	12,0	1,3573	0,115	0,1336	10,16	54,67	5,38

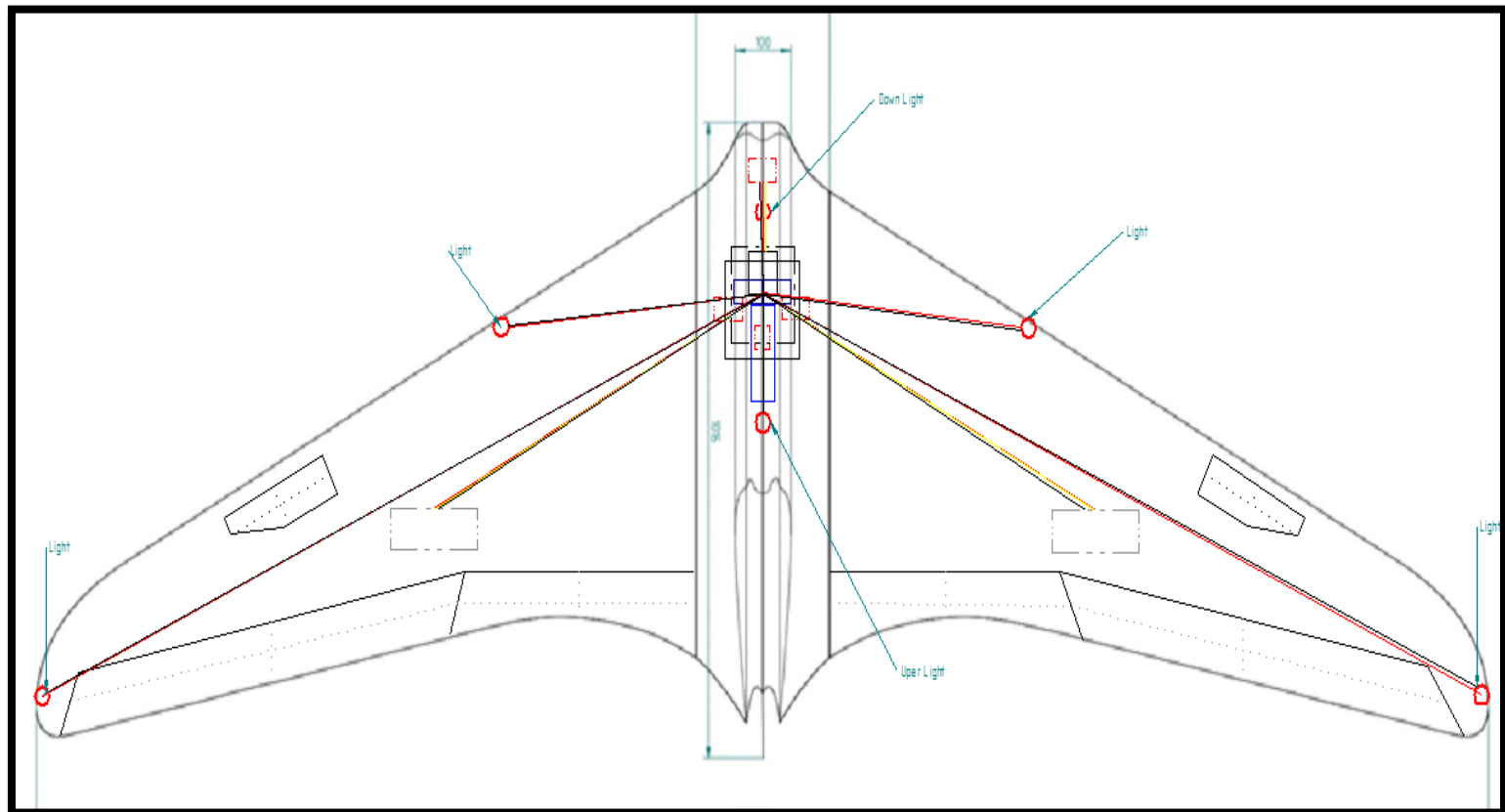
Anexo A.3. Valores de parámetros aerodinámicos en Aterrizaje con despliegue de todos los componetes. La fila resaltada de amarillo corresponde a la mayor relación de sustentación/arrastre.

PERFIL @ landing flaps				PROTOTIPO @ landing flaps						
Curva Cl vs Alpha		Tendencia Cl vs Alpha		Tendencia CL vs Alpha		CDi @ landing	CD @ landing	Relación CL/CD	Sustentación [N]	Arrastre [N]
alpha	Cl	alpha	Cl	alpha	CL					
-2,5	0,5494	-2,5	0,7087	-2,5	0,7821	0,0382	2,3268	0,34	31,50	93,73
-2,0	0,6033	-2,0	0,7619	-2,0	0,8206	0,0420	2,3306	0,35	33,06	93,88
-1,5	0,6572	-1,5	0,8152	-1,5	0,8592	0,0461	2,3347	0,37	34,61	94,05
-1,0	0,7115	-1,0	0,8684	-1,0	0,8978	0,0503	2,3389	0,38	36,16	94,22
-0,5	0,7644	-0,5	0,9217	-0,5	0,9363	0,0547	2,3433	0,40	37,72	94,39
1,0	1,2183	1,0	1,0814	1,0	1,0520	0,0691	2,3577	0,45	42,38	94,97
1,5	1,2652	1,5	1,1347	1,5	1,0906	0,0742	2,3628	0,46	43,93	95,18
2,0	1,3117	2,0	1,1879	2,0	1,1292	0,0796	2,3682	0,48	45,49	95,39
2,5	1,3586	2,5	1,2412	2,5	1,1677	0,0851	2,3737	0,49	47,04	95,62
3,0	1,4057	3,0	1,2944	3,0	1,2063	0,0908	2,3794	0,51	48,59	95,85
3,5	1,4522	3,5	1,3477	3,5	1,2449	0,0967	2,3853	0,52	50,15	96,08
4,0	1,4996	4,0	1,4009	4,0	1,2834	0,1028	2,3914	0,54	51,70	96,33
4,5	1,5452	4,5	1,4542	4,5	1,3220	0,1090	2,3977	0,55	53,25	96,58
5,0	1,5927	5,0	1,5074	5,0	1,3606	0,1155	2,4041	0,57	54,81	96,84
5,5	1,6369	5,5	1,5607	5,5	1,3991	0,1221	2,4107	0,58	56,36	97,11
6,0	1,6838	6,0	1,6139	6,0	1,4377	0,1290	2,4176	0,59	57,91	97,38
6,5	1,7267	6,5	1,6672	6,5	1,4763	0,1360	2,4246	0,61	59,47	97,67
7,0	1,7717	7,0	1,7204	7,0	1,5148	0,1432	2,4318	0,62	61,02	97,96
7,5	1,8141	7,5	1,7737	7,5	1,5534	0,1506	2,4392	0,64	62,57	98,25
8,0	1,8550	8,0	1,8269	8,0	1,5920	0,1581	2,4467	0,65	64,13	98,56
8,5	1,8982	8,5	1,8802	8,5	1,6305	0,1659	2,4545	0,66	65,68	98,87
9,0	1,9319	9,0	1,9334	9,0	1,6691	0,1738	2,4624	0,68	67,23	99,19
9,5	1,9725	9,5	1,9867	9,5	1,7077	0,1819	2,4706	0,69	68,79	99,52
10,0	2,0030	10,0	2,0399	10,0	1,7462	0,1903	2,4789	0,70	70,34	99,85
10,5	2,0273	10,5	2,0932	10,5	1,7848	0,1988	2,4874	0,72	71,89	100,20
11,0	2,0677	11,0	2,1464	11,0	1,8234	0,2074	2,4960	0,73	73,45	100,55
11,5	2,0436	11,5	2,1997	11,5	1,8619	0,2163	2,5049	0,74	75,00	100,90
12,0	2,0559	12,0	2,2529	12,0	1,9005	0,2254	2,5140	0,76	76,56	101,27

Anexo B.1. Servos que actúan sobre las superficies de control del prototipo de ala volante



Anexo B.2. Red de alimentación para servos y otros componentes eléctricos del prototipo de ala volante



Anexo C. Tablas de componentes y campos de desempeño.

Anexo C.1. Estimación de costos para una posible construcción del prototipo de ala volante

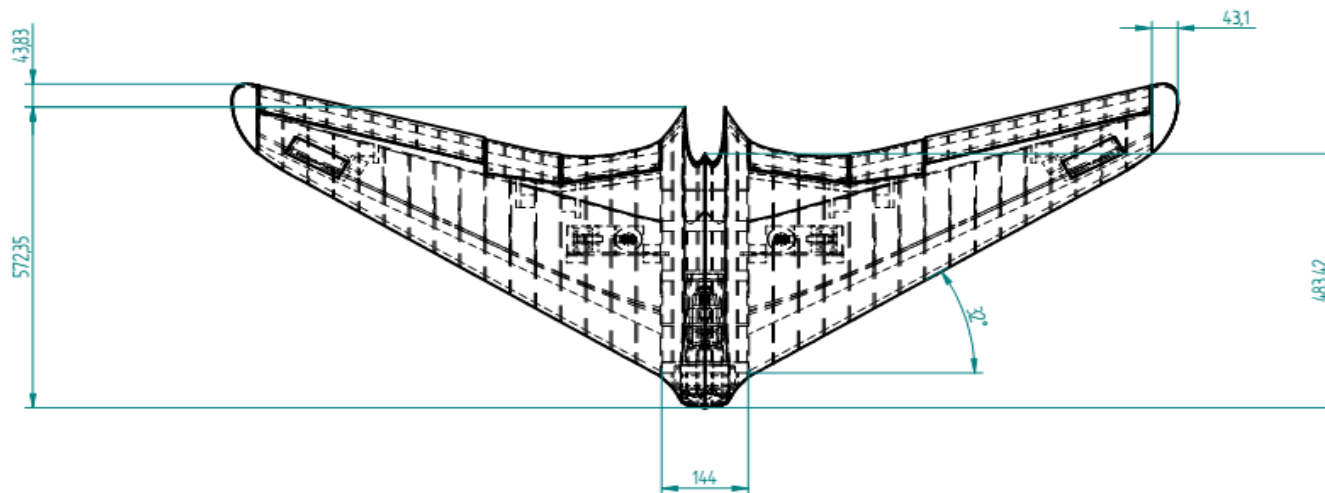
Componente	Precio (USA dollar)	Cantidad	Precio total
BL 32 ducted fan motor (2150 Kv)	74,99	1	74,99
Delta-V ® 32 80mm EDF unit	34,99	1	34,99
5000mAh 6S 22.2V 30C LiPo, 10AWG EC5	179,99	1	179,99
80-Amp Pro Switch-Mode BEC Brushless ESC, EC5 (V2)	99,99	1	99,99
7.6-Gram DS76 Digital Sub-Micro Servo	17,99	4	53,97
3.5-Gram DS35 Digital Super Sub-Micro Servo (2)	15,99	2	31,98
Universal Light Kit	8,99	1	8,99
Red LED solid (2): UniversalLight Kit (x2)	3,49	3	10,47
Landing gear: 10 - 15 Size TricyCle Electric Retracts	99,99	1	99,99
Foam Park Wheels, 2.5" (x3)	8,49	2	16,98
HERO3 White Edition (Go-Pro camera)	199,99	1	199,99
Otros materiales	1700	1	1700
		Total	\$2512,33

Nota: los precios de los elementos a excepción de "otros materiales" son tomados de la página <http://www.eflitterc.com//Products>, de Horizon Hobby Inc [10].

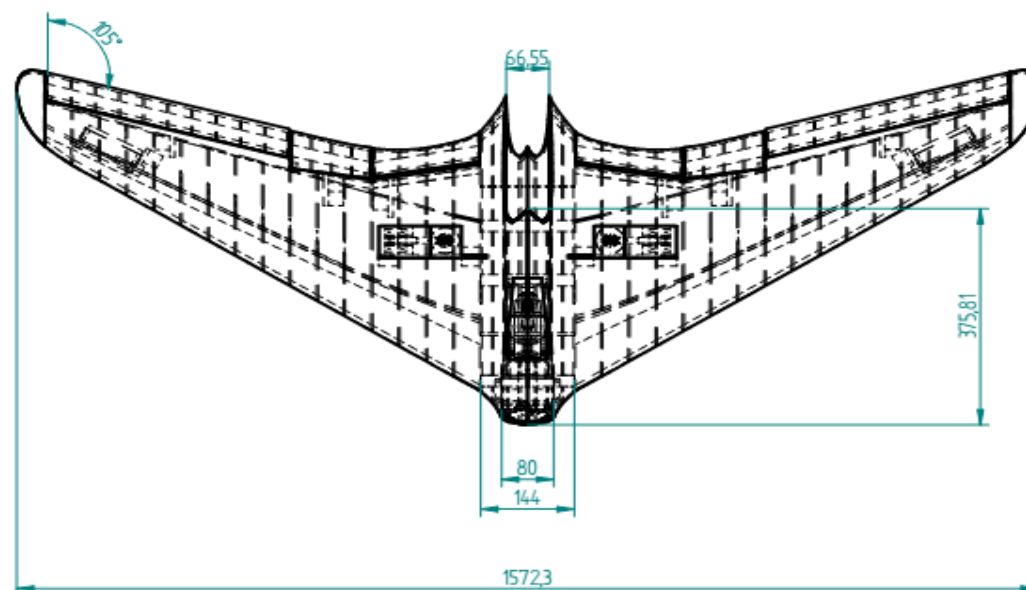
Anexo C.2. Ventajas comparativas para la implementación de un prototipo de ala volante en distintas áreas e industrias.
(Escrito en inglés)

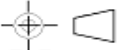
	CIVIL	MILITAR	INDUSTRIAL
APPLICATIONS	Search and rescue Police: Surveillance Monitoring specific zones Ambient Monitoring	Reconnaissance operations Espionage operations patrol	Exploratory: Oil, forest. Surveillance and monitoring: oil flowlines, electric transmission lines. Inspection of facilities and land
RESTRICTIONS	Flight time	Flight time Maximum operating ceiling	Flight time Maximum operating ceiling
ADVANTAGES / CONVENTIONAL AIRCRAFTS	No crew remote Management stealth	No crew remote Management Stealth Camouflage	No crew remote Management stealth
OTHER ADVANTAGES	Low cost of operation Low maintenance and overhaul costs simple design It does not pollute	Low cost of operation Low maintenance and overhaul costs simple design It does not pollute	Low cost of operation Low maintenance and overhaul costs simple design It does not pollute

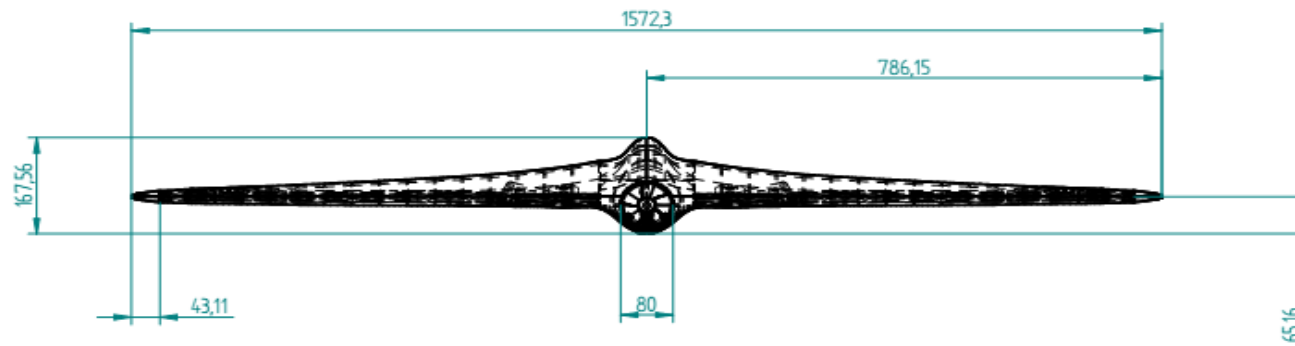
Grupo de Anexos D. Planos de vistas del prototipo



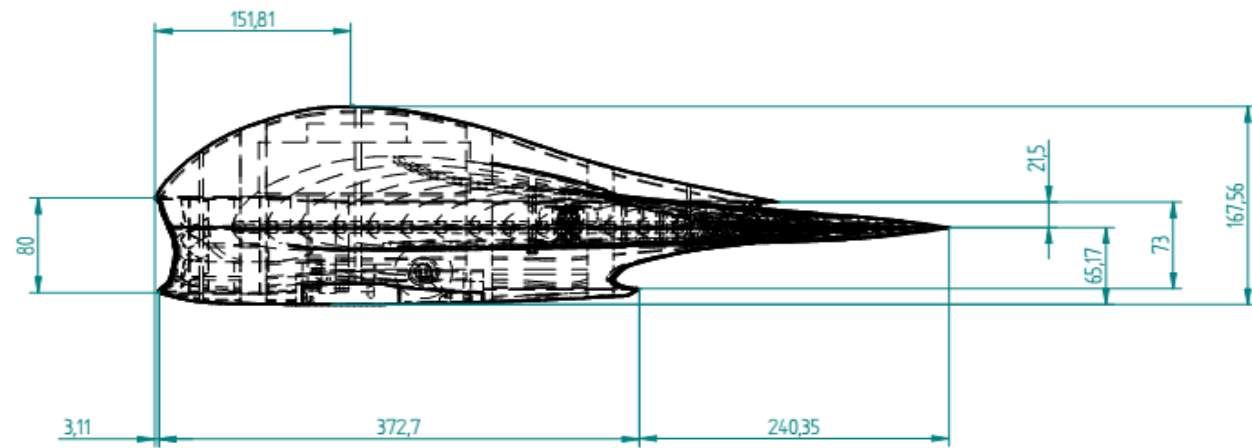
		PROYECTO	Diseño de un Ala Volante		
		TÍTULO	Vista Superior General		
Salvo indicación contraria todas las cotas en milímetros y tolerancias dimensionales de ± 0.1	TERCER CUADRANTE ISO A 	DISEÑO	Fabio Angulo y Toshio Núñez	MATERIAL: Balso principalmente	
		DIBUJÓ	Fabio Angulo y Toshio Núñez	CANTIDAD: 1	PLANO: 1
		REVISÓ		ESCALA: 1:10	VERSIÓN: 1
		APROBÓ		FECHA: 01/08/2014	HOJA: 3 de 74

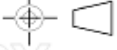


 Universidad Pontificia Bolivariana		PROYECTO	Diseño de un Ala Volante	
		TÍTULO	Vista Superior General	
Salvo indicación contraria todas las cotas en milímetros y tolerancias dimensionales de ± 0.1	TERCER CUADRANTE ISO A 	DISEÑO	Fabio Angulo y Toshira Núñez	MATERIAL: Balso principalmente
		DIBUJÓ	Fabio Angulo y Toshira Núñez	CANTIDAD: 1 PLANO: 2
		REVISÓ		ESCALA: 1:10 VERSIÓN: 1
		APROBÓ		FECHA: 01/08/2014 HOJA: 4 de 74

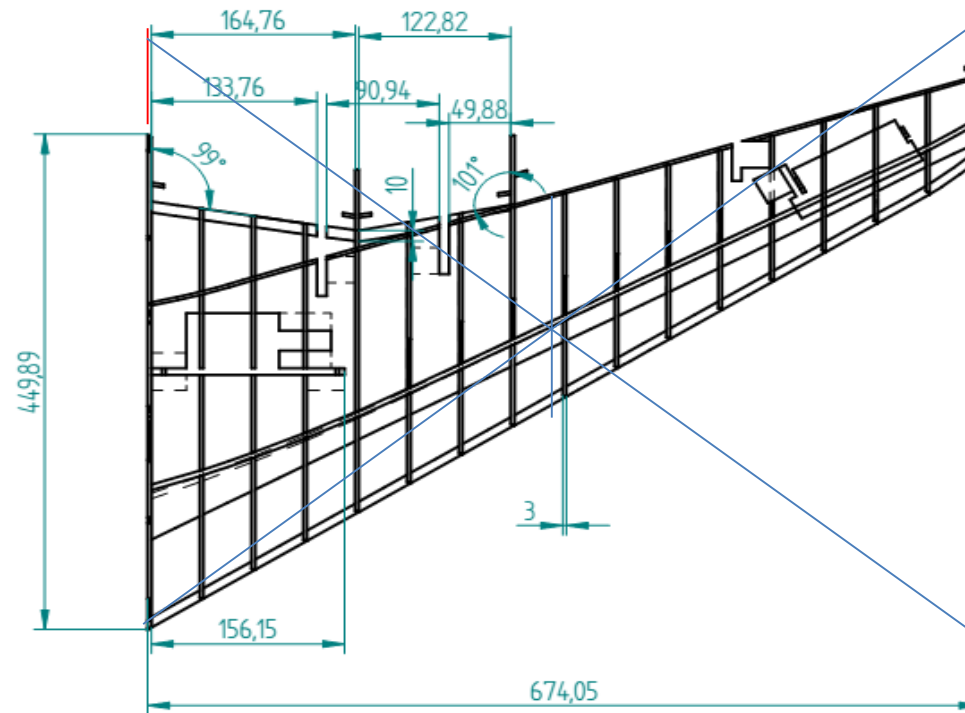


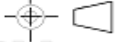
 Universidad Pontificia Bolivariana		PROYECTO	Diseño de un Ala Volante		
		TÍTULO	Vista Frontal General		
		DISEÑO	Fabio Angulo y Toshiro Núñez	MATERIAL: Balso principalmente	
		DIBUJÓ	Fabio Angulo y Toshiro Núñez	CANTIDAD: 1	PLANO: 1
		REVISÓ		ESCALA: 1:10	VERSIÓN: 1
Salvo indicación contraria todas las cotas en milímetros y tolerancias dimensionales de $\pm 0,1$	TERCER CUADRANTE ISO A 	APROBÓ		FECHA: 01/08/2014	HOJA: 5 de 74

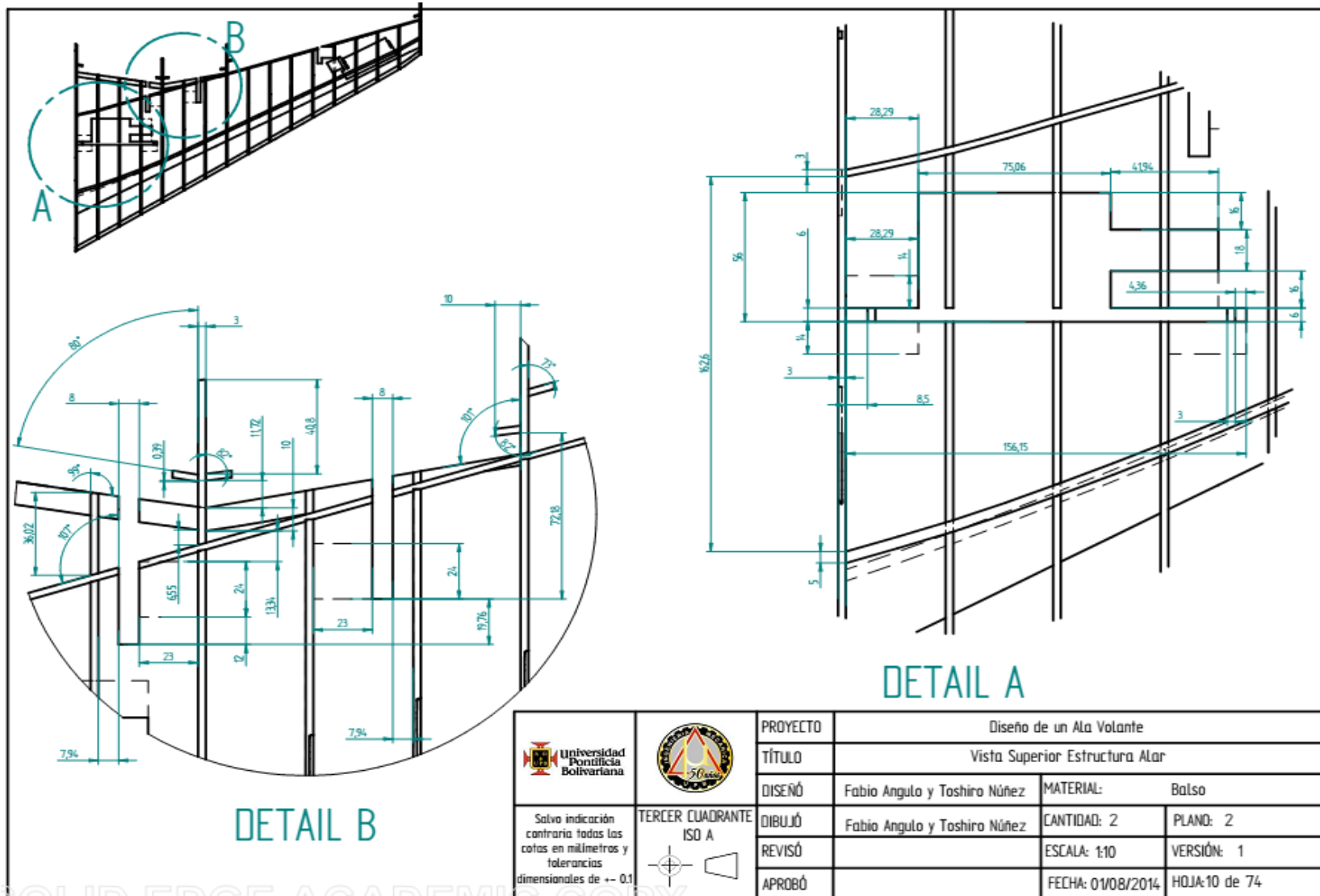


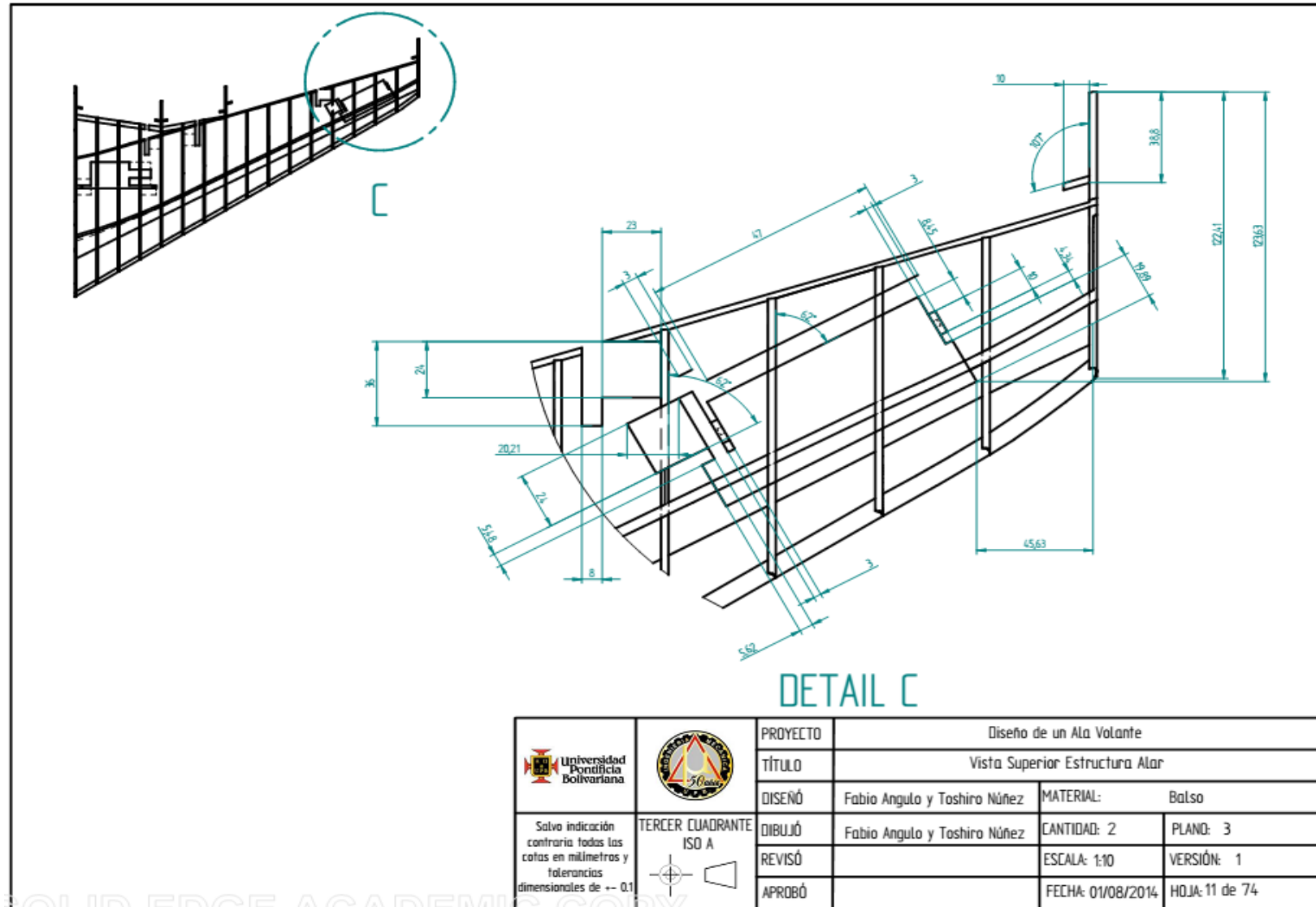
		PROYECTO	Diseño de un Ala Volante		
		TÍTULO	Vista Lateral General		
Salvo indicación contraria todas las cotas en milímetros y tolerancias dimensionales de $\pm 0,1$	TERCER CUADRANTE ISO A 	DISEÑÓ	Fabio Angulo y Toshira Núñez	MATERIAL: Balsa principalmente	
		DIBUJÓ	Fabio Angulo y Toshira Núñez	CANTIDAD: 1	PLANO: 1
		REVISÓ		ESCALA: 15	VERSIÓN: 1
		APROBÓ		FECHA: 01/08/2014	HOJA: 6 de 74

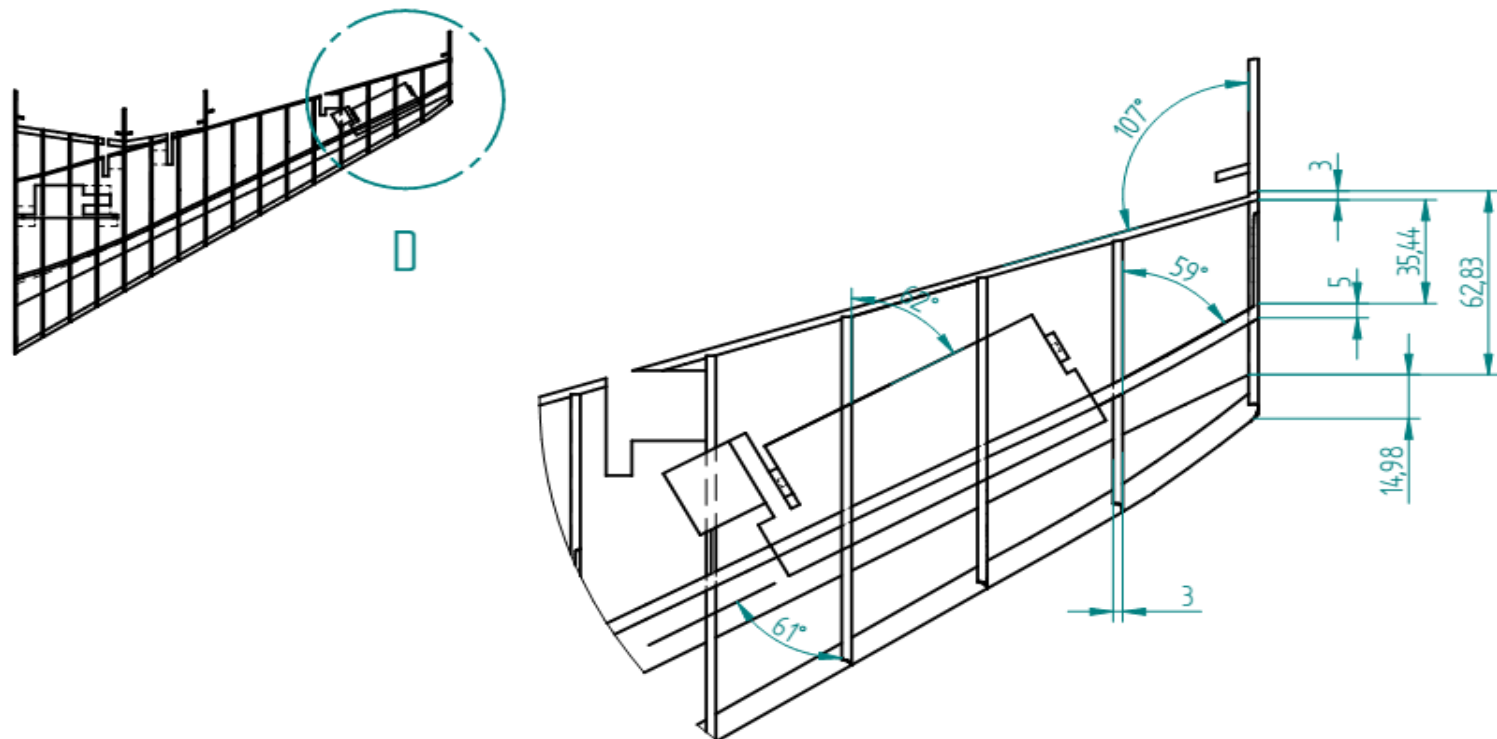
Grupo de Anexos E. Planos de la estructura alar



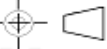
		PROYECTO	Diseño de un Ala Volante	
		TÍTULO	Vista Superior Estructura Alar	
Salvo indicación contraria todas las cotas en milímetros y tolerancias dimensionales de $\pm 0,1$	TERCER CUADRANTE ISO A 	DISEÑO	Fabio Angulo y Toshio Nunez	MATERIAL: Balsa
		DIBUJO	Fabio Angulo y Toshio Nunez	CANTIDAD: 2 PLANO: 1
		REVISÓ		ESCALA: 15 VERSIÓN: 1
		APROBÓ		FECHA: 01/08/2014 HOJA: 9 de 74

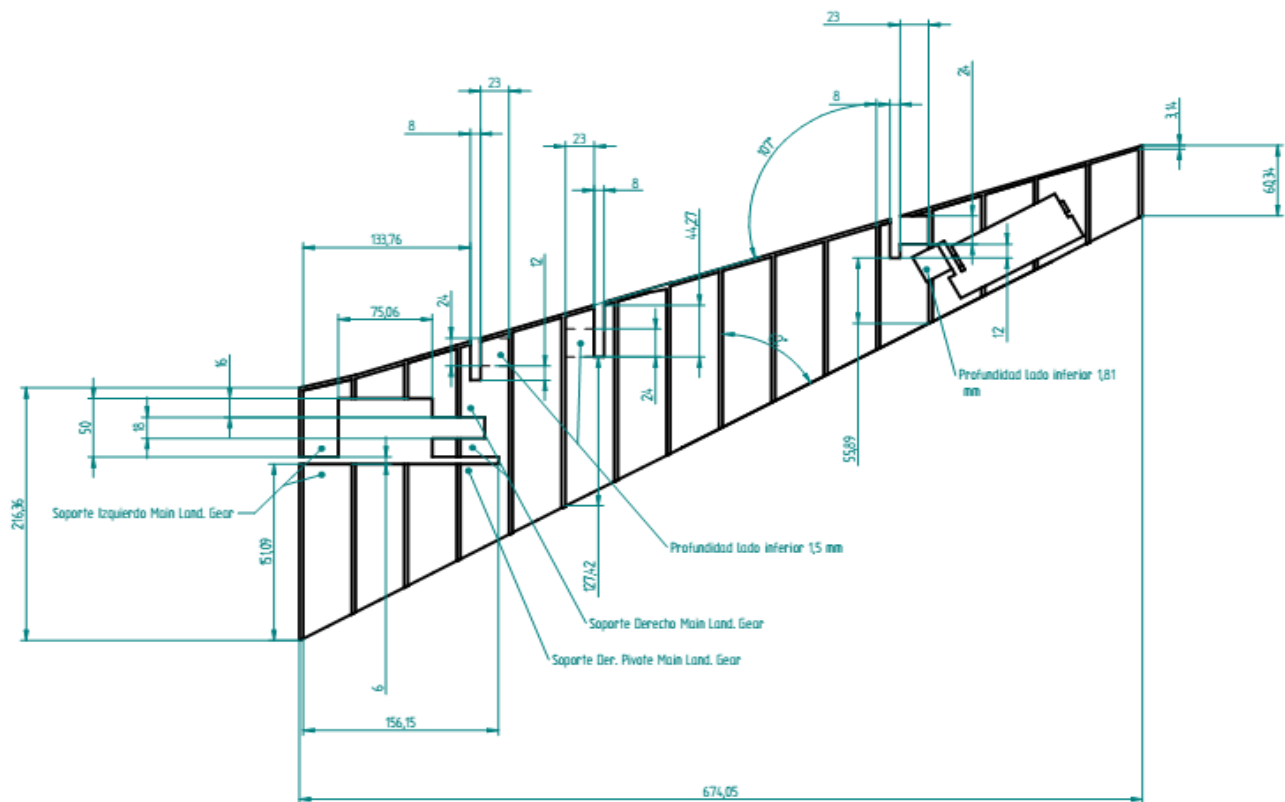


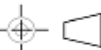


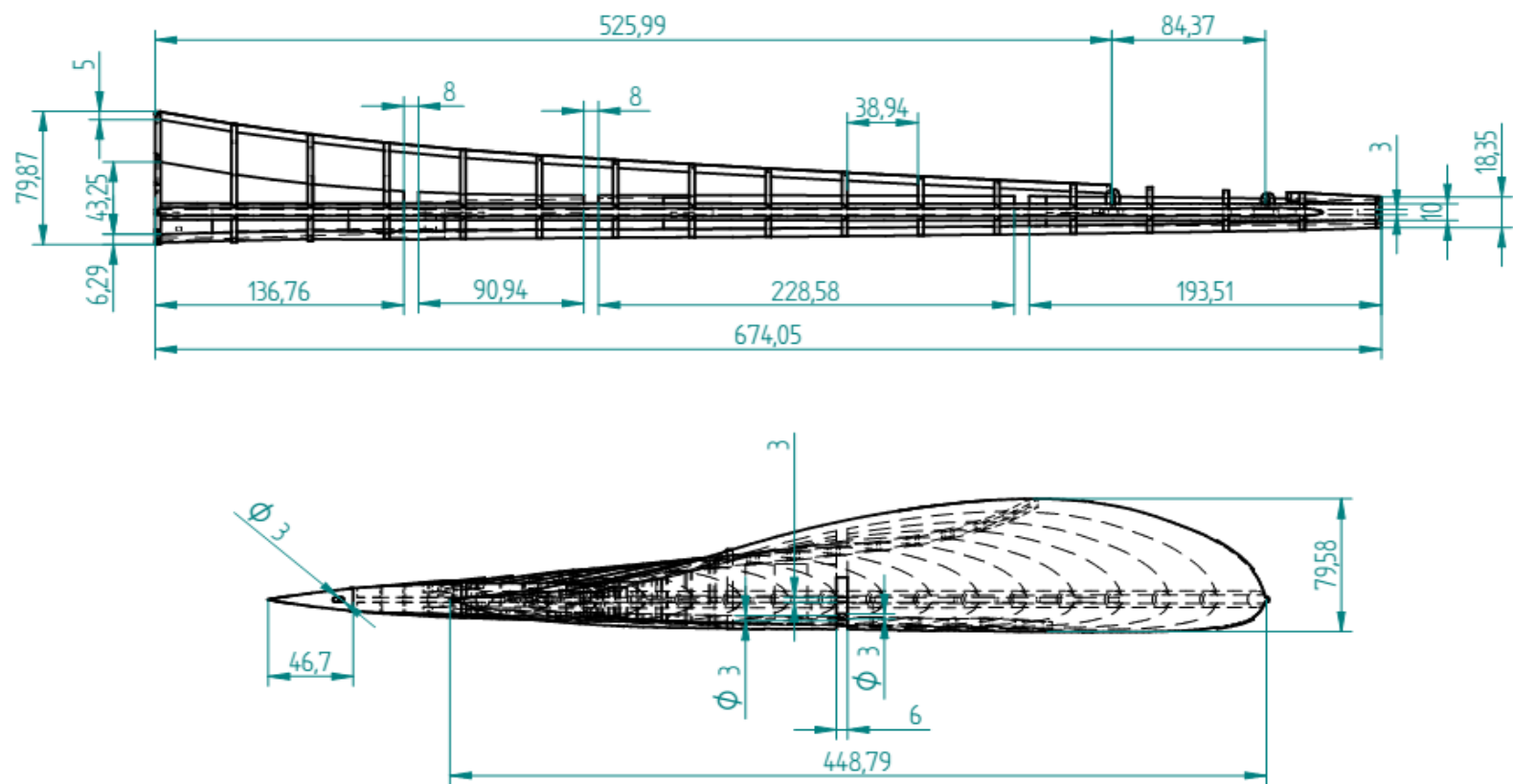


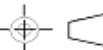
DETAIL D

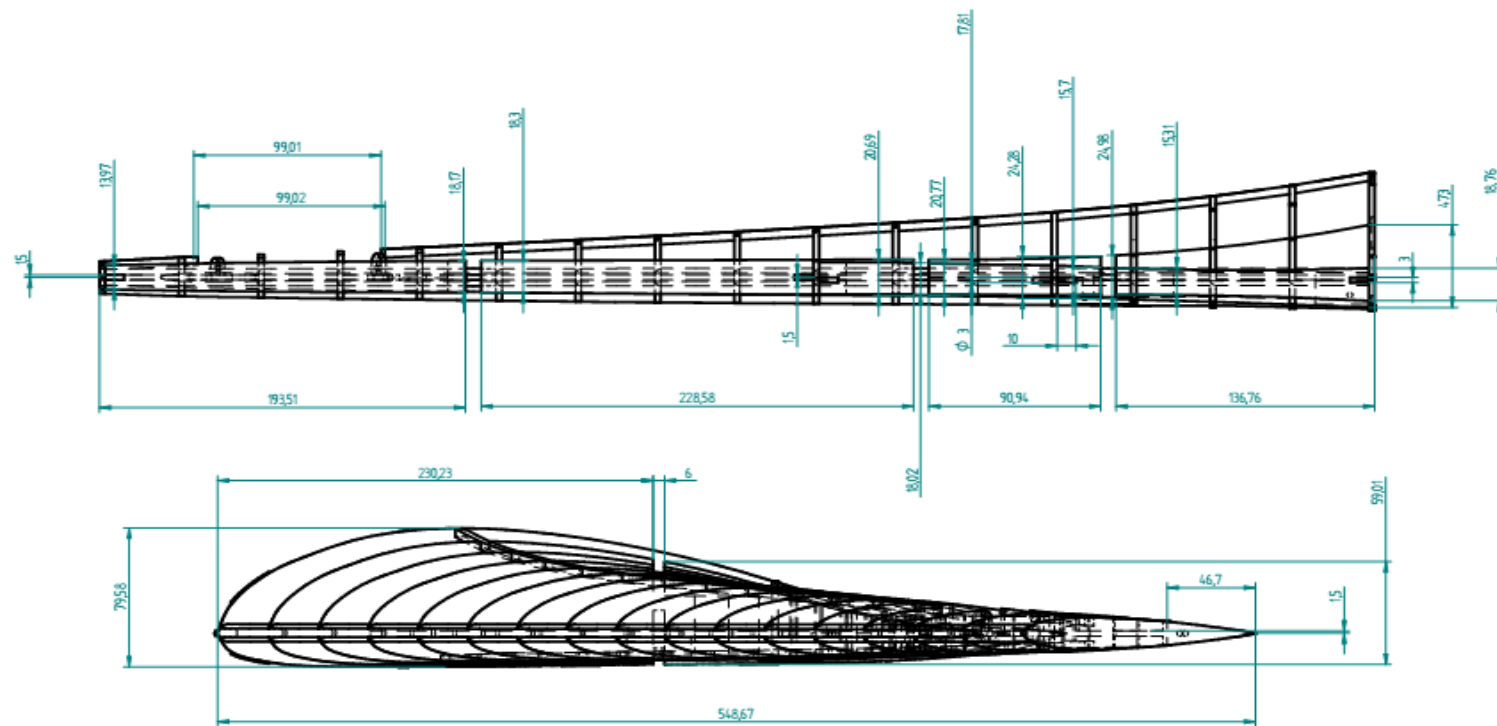
 Universidad Pontificia Bolivariana		PROYECTO	Diseño de un Ala Volante	
		TÍTULO	Vista Superior Estructura Alar	
Salvo indicación contraria todas las cotas en milímetros y tolerancias dimensionales de ± 0.1	TERCER CUADRANTE ISO A 	DISEÑO	Fabio Angulo y Toshiro Núñez	MATERIAL: Balsa
		DIBUJÓ	Fabio Angulo y Toshiro Núñez	CANTIDAD: 2 PLANO: 4
		REVISÓ		ESCALA: 1:10 VERSIÓN: 1
		APROBÓ		FECHA: 01/08/2014 HOJA: 12 de 74

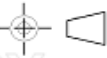


 Universidad Pontificia Bolivariana	 TERCER CUADRANTE ISO A	PROYECTO	Diseño de un Ala Volante		
		TÍTULO	Vista Superior Larguero Horizontal Alar Principal		
		DISEÑO	Fabio Angulo y Toshio Núñez	MATERIAL:	Balsa
		DIBUJÓ	Fabio Angulo y Toshio Núñez	CANTIDAD: 2	PLANO: 1
		REVISÓ		ESCALA: 1:5	VERSIÓN: 1
Salvo indicación contraria todas las cotas en milímetros y tolerancias dimensionales de ± 0.1		APROBÓ		FECHA: 01/08/2014	HOJA: 13 de 74

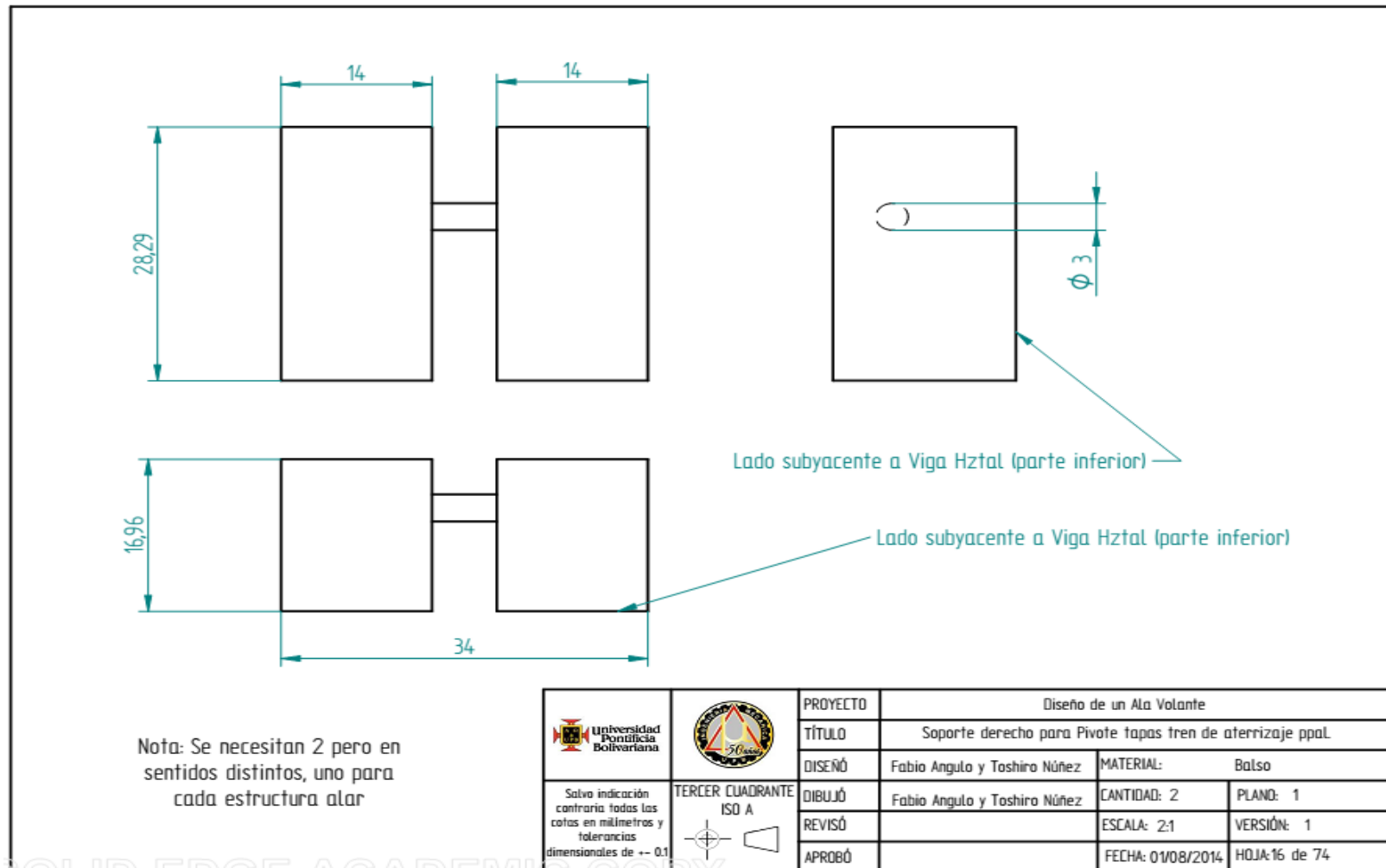


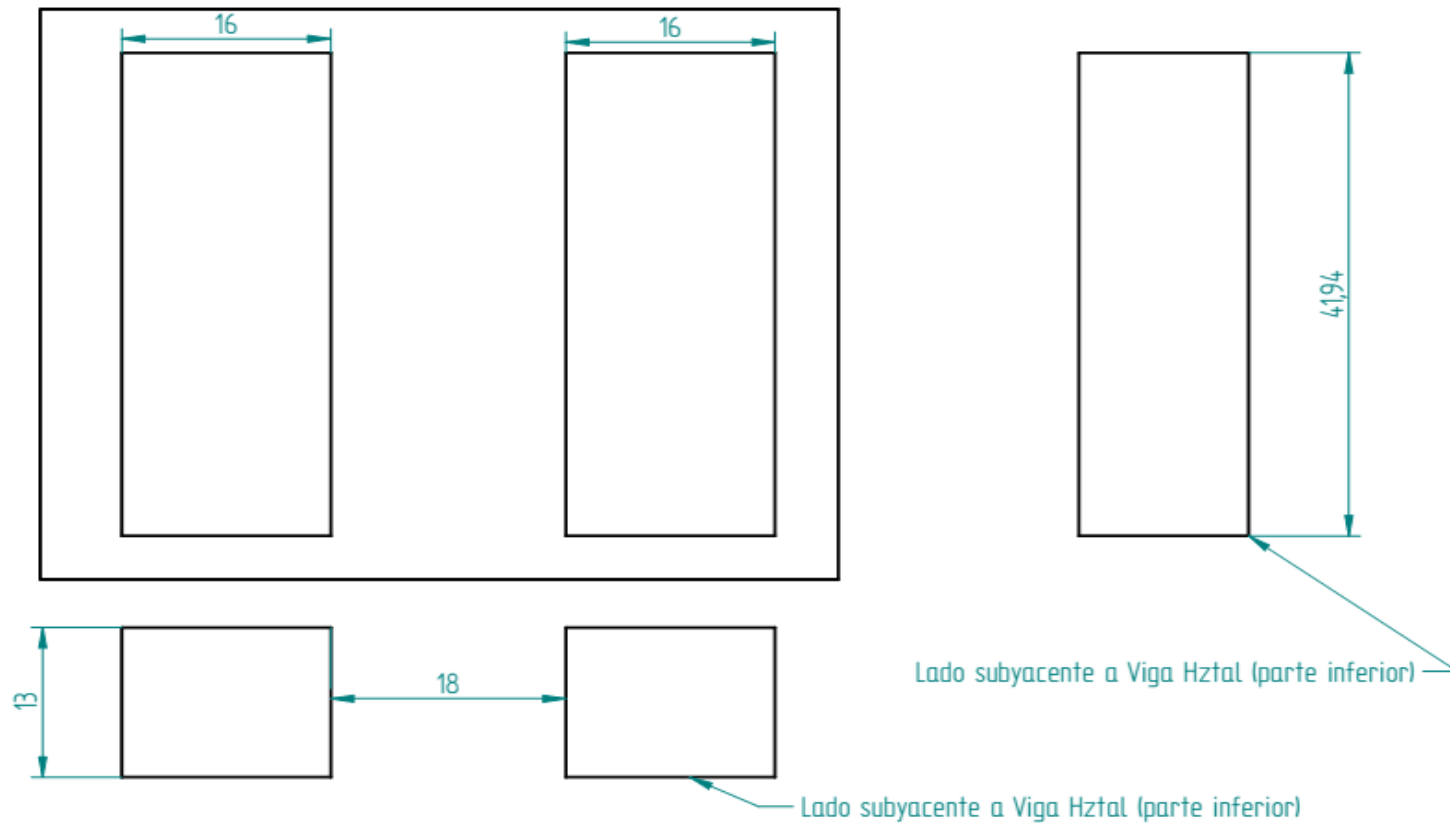
 Universidad Pontificia Bolivariana	 TERCER CUADRANTE ISO A	PROYECTO	Diseño de un Ala Volante	
		TÍTULO	Vistas Frontal y Lateral Izq. Estructura Alar	
		DISEÑO	Fabio Angulo y Toshira Núñez	MATERIAL: Balsa
		DIBUJÓ	Fabio Angulo y Toshira Núñez	CANTIDAD: 2 PLANO: 1
		REVISÓ		ESCALA: 1:3,33 VERSIÓN: 1
Salvo indicación contraria todas las cotas en milímetros y tolerancias dimensionales de $\pm 0,1$		APROBÓ		FECHA: 01/08/2014 HOJA: 14 de 74



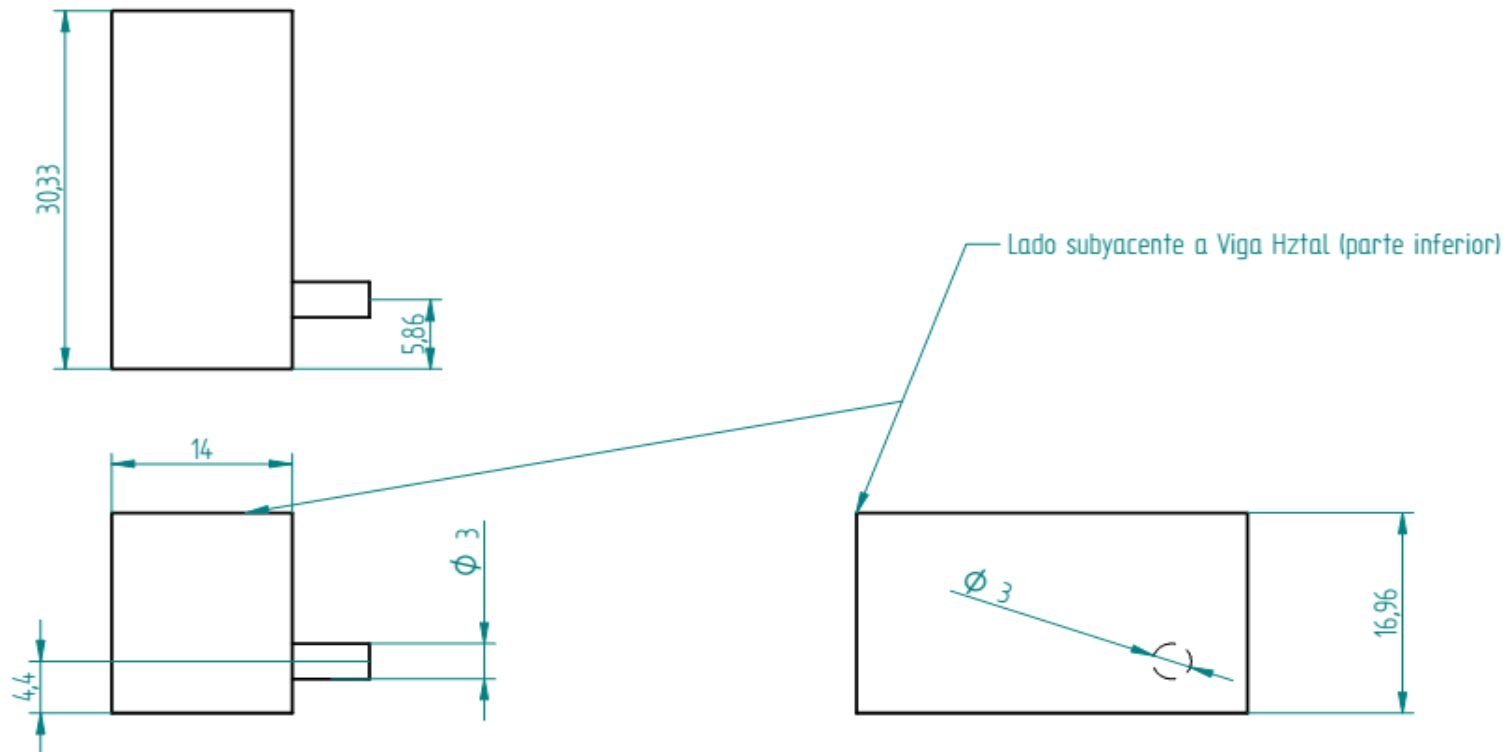
 Universidad Pontificia Bolivariana Salvo indicación contraria todas las cotas en milímetros y tolerancias dimensionales de ± 0.1	 TERCER CUADRANTE ISO A 	PROYECTO	Diseño de un Ala Volante		
		TÍTULO	Vista Trasera y Lateral Der. Estructura Alar		
		DISEÑO	Fabio Angulo y Toshiro Núñez	MATERIAL:	Balso
		DIBUJÓ	Fabio Angulo y Toshiro Núñez	CANTIDAD: 2	PLANO: 1
		REVISÓ		ESCALA: 1:3,33	VERSIÓN: 1
		APROBÓ		FECHA: 01/08/2014	HOJA: 15 de 74

Grupo de Anexos F. Planos de componentes y elementos de alojamiento en las alas.

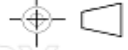


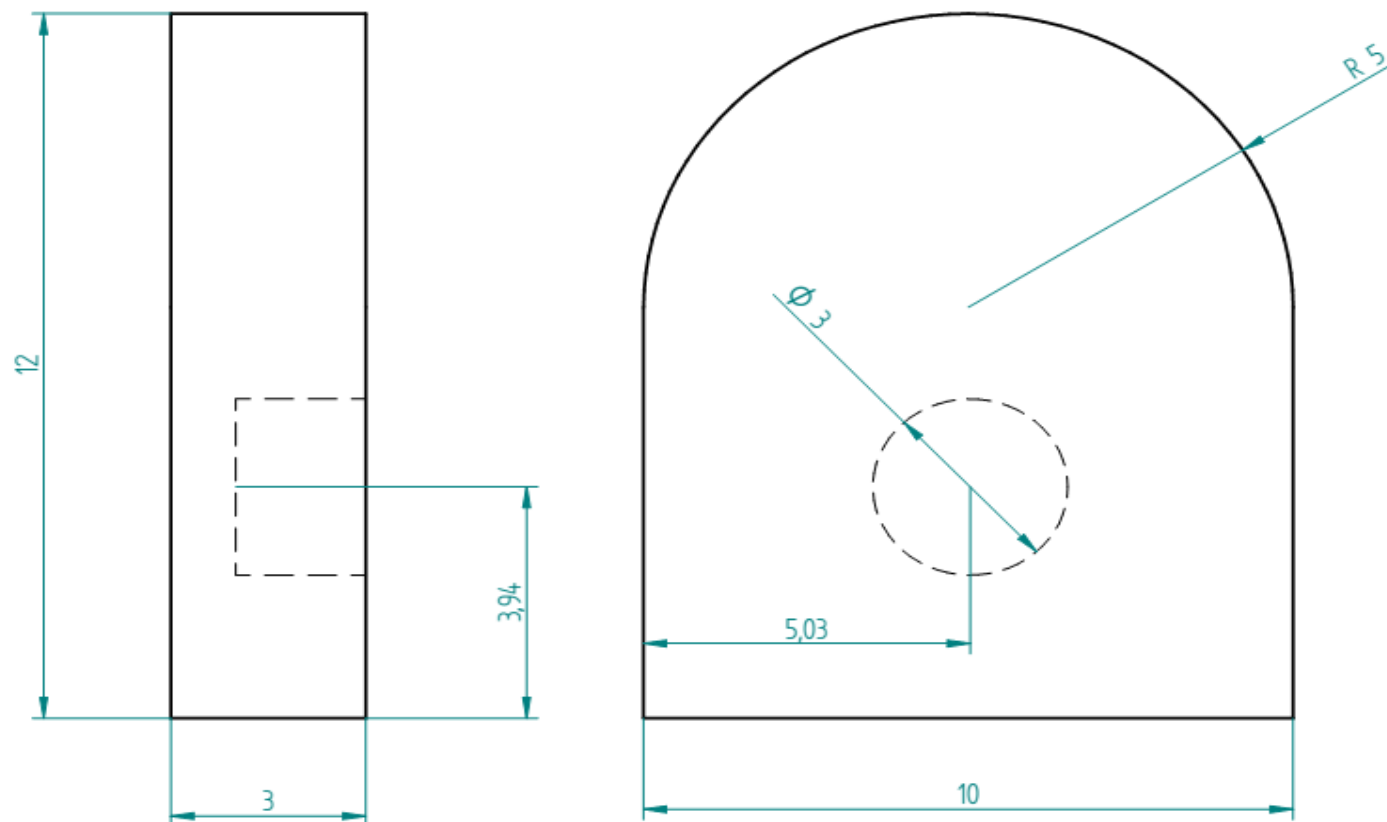


 Universidad Pontificia Bolivariana Salvo indicación contraria todas las cotas en milímetros y tolerancias dimensionales de ± 0.1	 TERCER CUADRANTE ISO A 	PROYECTO	Diseño de un Ala Volante		
		TÍTULO	Soporte Chapa Tren de aterrizaje ppal.		
		DISEÑÓ	Fabio Angulo y Toshiro Núñez	MATERIAL:	Balsa
		DIBUJÓ	Fabio Angulo y Toshiro Núñez	CANTIDAD: 2	PLANO: 1
		REVISÓ		ESCALA: 2:1	VERSIÓN: 1
		APROBÓ		FECHA: 01/08/2014	HOJA: 17 de 74

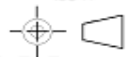


Nota: Se necesitan 2 pero en sentidos distintos, uno para cada estructura alar

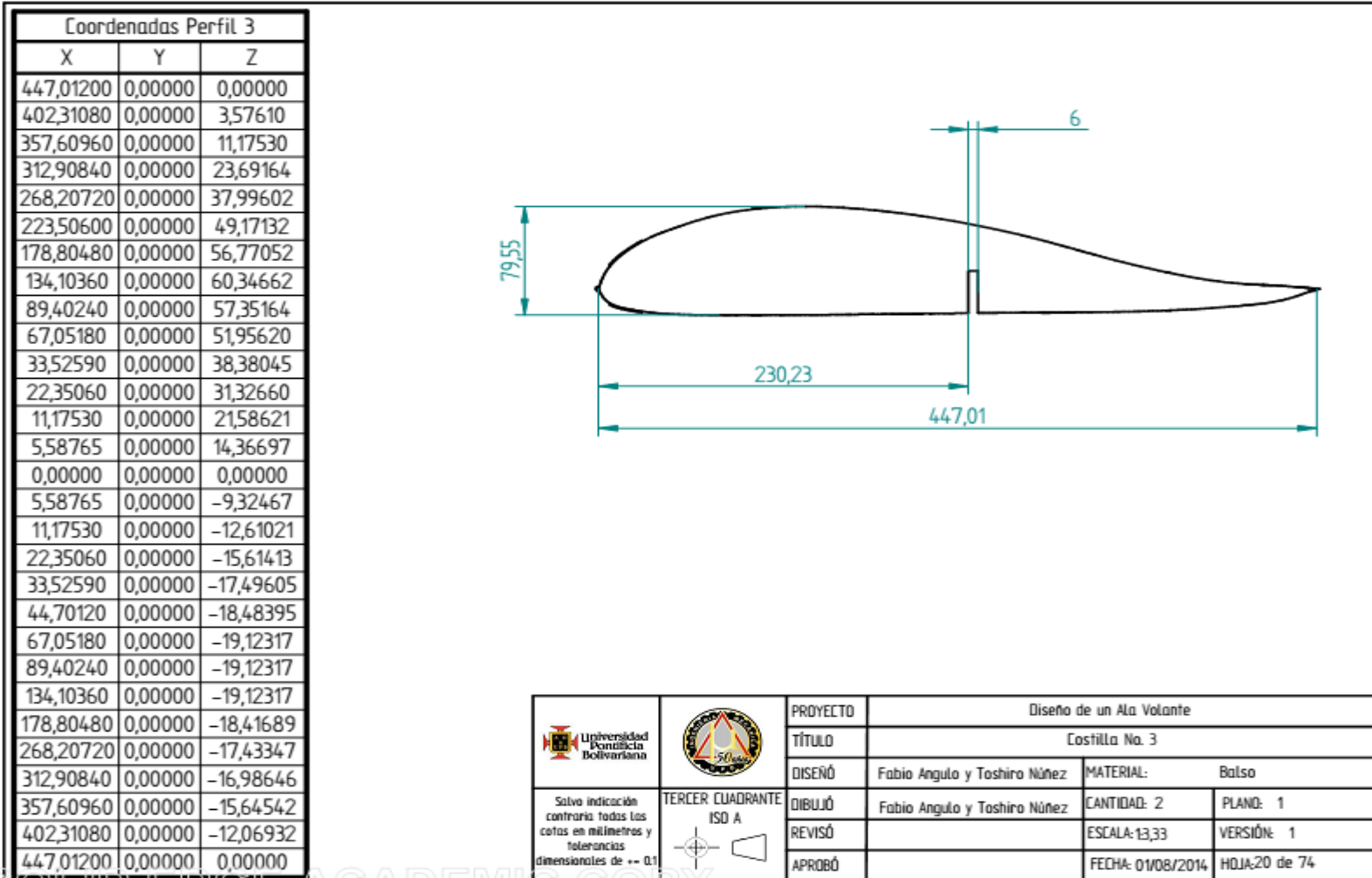
		PROYECTO	Diseño de un Ala Volante		
		TÍTULO	Soporte izquierdo para Pivote tapas tren de aterrizaje ppaL		
Salvo indicación contraria, todas las cotas en milímetros y tolerancias dimensionales de $\pm 0,1$	TERCER CUADRANTE ISO A 	DISEÑO	Fabio Angulo y Toshira Núñez	MATERIAL:	Balsa
		DIBUJÓ	Fabio Angulo y Toshira Núñez	CANTIDAD: 2	PLANO: 1
		REVISÓ		ESCALA: 2:1	VERSIÓN: 1
		APROBÓ		FECHA: 01/08/2014	HOJA: 18 de 74



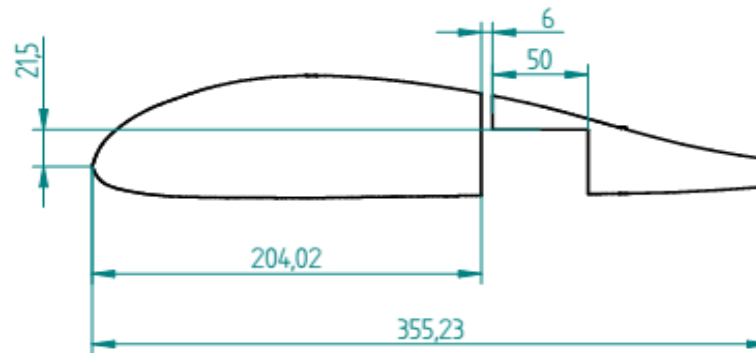
Nota: Este es el soporte derecho. El soporte izquierdo es de igual forma pero en altura adaptado a la definida por la piel del avión en el punto de ensamble.

 Universidad Pontificia Bolivariana	 TERCER CUADRANTE ISO A	PROYECTO	Diseño de un Ala Volante	
		TÍTULO	Soporte para Drag Rudder	
Salvo indicación contraria, todas las cotas en milímetros y tolerancias dimensionales de ± 0.1		DISEÑO	Fabio Angulo y Toshira Núñez	MATERIAL: Balsa
		DIBUJÓ	Fabio Angulo y Toshira Núñez	CANTIDAD: 2 PLANO: 1
		REVISÓ		ESCALA: 10:1 VERSIÓN: 1
		APROBÓ		FECHA: 01/08/2014 HOJA: 19 de 74

Grupo de Anexos G. Planos de costillas del prototipo.

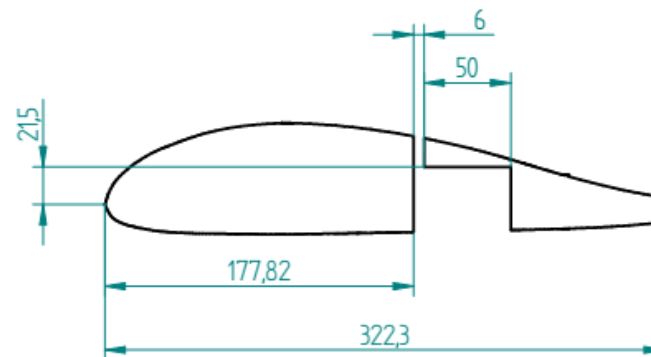


Coordenadas Perfil 4		
X	Y	Z
428,20702	-41,94	0,00000
388,11556	-41,94	3,45318
347,99194	-41,94	10,21884
307,80400	-41,94	21,10098
267,57988	-41,94	33,45042
227,39998	-41,94	43,10244
187,25626	-41,94	49,67514
147,13264	-41,94	52,76250
107,00902	-41,94	50,18166
86,92108	-41,94	45,53052
66,78892	-41,94	38,15784
56,71480	-41,94	33,76800
46,60048	-41,94	27,62946
36,43390	-41,94	19,11510
31,30438	-41,94	12,76752
26,20702	-41,94	0,00000
31,24408	-41,94	-8,47014
36,25300	-41,94	-11,44896
46,26682	-41,94	-14,26296
56,29270	-41,94	-16,05186
66,33064	-41,94	-17,03676
146,72662	-41,94	-18,00558
186,93868	-41,94	-17,35434
227,14672	-41,94	-16,74330
267,34672	-41,94	-16,13628
307,54270	-41,94	-15,48102
347,73466	-41,94	-14,02578
387,92662	-41,94	-10,64094
428,20702	-41,94	0,00000



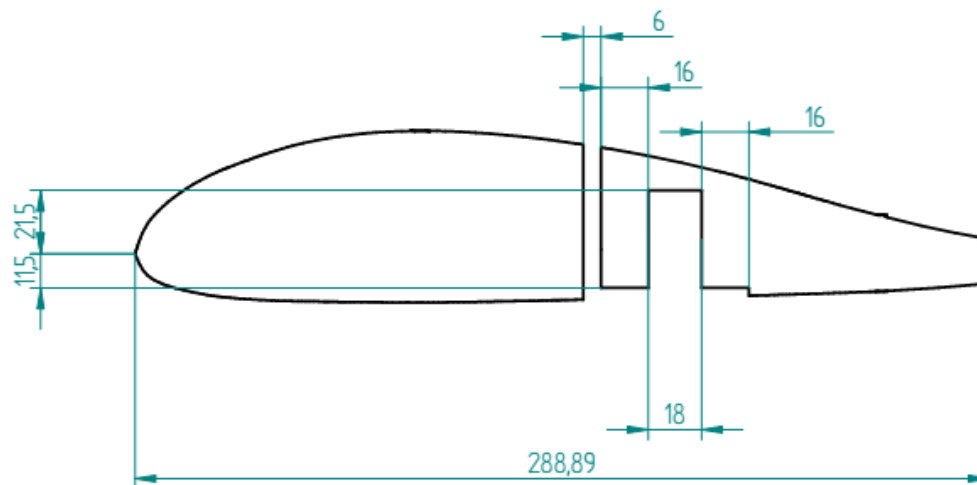
 Universidad Pontificia Bolivariana	 TERCER CUADRANTE ISO A	PROYECTO	Diseño de un Ala Volante		
		TÍTULO	Castilla No. 4		
		DISEÑO	Fabio Angulo y Toshira Núñez	MATERIAL:	Balsa
		DIBUJÓ	Fabio Angulo y Toshira Núñez	CANTIDAD: 2	PLANO: 1
		REVISÓ		ESCALA: 13,33	VERSIÓN: 1
		APROBÓ		FECHA: 01/08/2014	HOJA: 21 de 74

Coordendas Perfil 5		
X	Y	Z
418,41404	-83,88000	0,00000
382,01168	-83,88000	3,35988
345,54710	-83,88000	9,46110
308,96906	-83,88000	19,02468
272,32880	-83,88000	29,79606
235,76540	-83,88000	38,22504
199,26422	-83,88000	43,96758
162,80330	-83,88000	46,66500
126,34970	-83,88000	44,41776
89,71310	-83,88000	33,92820
80,51918	-83,88000	30,06324
71,25206	-83,88000	24,66474
61,88246	-83,88000	17,13612
57,11714	-83,88000	11,48874
52,41404	-83,88000	0,00000
57,01100	-83,88000	-7,78482
61,55672	-83,88000	-10,52616
79,75058	-83,88000	-14,90352
88,87496	-83,88000	-15,89172
107,15300	-83,88000	-16,73718
125,45300	-83,88000	-16,96776
162,07130	-83,88000	-17,13246
198,68960	-83,88000	-16,51758
235,30058	-83,88000	-15,84780
271,90424	-83,88000	-15,11214
308,49692	-83,88000	-14,27766
345,08228	-83,88000	-12,72582
381,66764	-83,88000	-9,49770
418,41404	-83,88000	0,00000



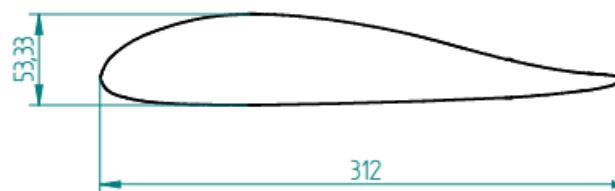
 Universidad Pontificia Bolivariana	 TERCER CUADRANTE ISO A	PROYECTO	Diseño de un Ala Volante		
		TÍTULO	Castilla No. 5		
		DISEÑO	Fabio Angulo y Toshira Núñez	MATERIAL:	Balsa
		DIBUJÓ	Fabio Angulo y Toshira Núñez	CANTIDAD: 2	PLANO: 1
		REVISÓ		ESCALA: 1:3,33	VERSIÓN: 1
		APROBÓ		FECHA: 01/08/2014	HOJA: 22 de 74

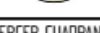
Coordenadas Perfil 6		
X	Y	Z
414,62106	-125,82000	0,00000
397,95546	-125,82000	1,97904
381,29322	-125,82000	3,28272
347,88138	-125,82000	8,82672
314,31162	-125,82000	17,29392
280,65786	-125,82000	26,75232
247,10490	-125,82000	34,16112
213,64266	-125,82000	39,21120
180,23418	-125,82000	41,57664
146,83242	-125,82000	39,61104
130,05930	-125,82000	36,06288
113,18202	-125,82000	30,39792
96,16026	-125,82000	22,18944
87,46122	-125,82000	15,48288
82,99914	-125,82000	10,41936
78,62106	-125,82000	0,00000
82,85466	-125,82000	-7,21728
95,31690	-125,82000	-12,29424
103,66314	-125,82000	-13,94736
112,02954	-125,82000	-14,93520
128,79930	-125,82000	-15,85920
145,59930	-125,82000	-16,18176
179,22282	-125,82000	-16,40352
212,84970	-125,82000	-15,82560
246,46650	-125,82000	-15,09984
280,06986	-125,82000	-14,25648
347,23626	-125,82000	-11,64576
380,81946	-125,82000	-8,54112
414,62106	-125,82000	0,00000



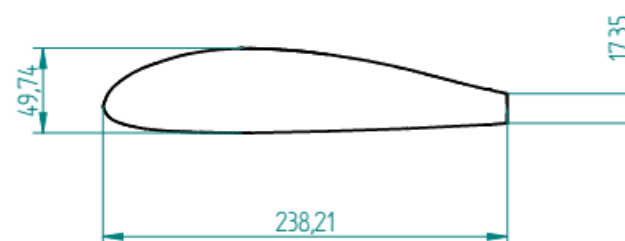
 Universidad Pontificia Bolivariana	 TERCER CUADRANTE ISO A 	PROYECTO	Diseño de un Ala Volante			
		TÍTULO	Costilla No. 6			
		DISEÑO	Fabio Angulo y Toshira Núñez	MATERIAL:	Balsa	
		DIBUJÓ	Fabio Angulo y Toshira Núñez	CANTIDAD: 2	PLANO: 1	
		REVISÓ		ESCALA: 1:2	VERSIÓN: 1	
Salvo indicación contraria todas las cotas en milímetros y tolerancias dimensionales de ± 0.1		APROBÓ		FECHA: 01/08/2014	HOJA: 23 de 74	

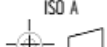
Coordenadas Perfil 7		
X	Y	Z
416,82808	-167,76000	0,00000
385,96504	-167,76000	3,23232
354,99592	-167,76000	8,32728
323,83336	-167,76000	15,89952
292,56784	-167,76000	24,28296
261,42712	-167,76000	30,85368
199,43584	-167,76000	37,43688
168,47920	-167,76000	35,69904
152,91352	-167,76000	32,56032
137,21992	-167,76000	27,53088
129,34192	-167,76000	24,47016
121,34536	-167,76000	20,18640
113,17408	-167,76000	14,14608
108,94960	-167,76000	9,55968
104,82808	-167,76000	0,00000
108,76864	-167,76000	-6,76416
112,61872	-167,76000	-9,14472
128,03464	-167,76000	-13,20072
135,79096	-167,76000	-14,18976
151,35664	-167,76000	-15,18816
198,18160	-167,76000	-15,86208
229,41592	-167,76000	-15,30984
260,63776	-167,76000	-14,53608
291,84088	-167,76000	-13,59384
323,02840	-167,76000	-12,48936
354,20032	-167,76000	-10,77960
385,37848	-167,76000	-7,76880
400,99720	-167,76000	-5,26968
416,82808	-167,76000	0,00000



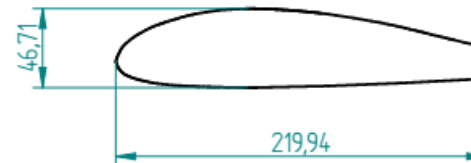
	 TERCER CUADRANTE ISO A 	PROYECTO	Diseño de un Ala Volante			
		TÍTULO	Castilla No. 7			
		DISEÑÓ	Fabio Angulo y Toshiro Núñez	MATERIAL:	Balsa	
		DIBUJÓ	Fabio Angulo y Toshiro Núñez	CANTIDAD: 2	PLANO: 1	
		REVISÓ		ESCALA: 1:3,33	VERSIÓN: 1	
Salvo indicación contraria todas las cotas en milímetros y tolerancias dimensionales de ± 0.1		APROBÓ		FECHA: 01/08/2014	HOJA: 24 de 74	

Coordenadas Perfil 8		
X	Y	Z
425,03510	-209,70000	0,00000
396,02906	-209,70000	3,21930
366,90542	-209,70000	7,97328
337,54952	-209,70000	14,83230
308,07014	-209,70000	22,35576
278,74070	-209,70000	28,25634
249,54062	-209,70000	32,29002
220,41992	-209,70000	34,17456
191,31098	-209,70000	32,61636
176,64920	-209,70000	29,80866
161,83748	-209,70000	25,28988
146,81408	-209,70000	18,62490
139,02602	-209,70000	13,11534
134,96882	-209,70000	8,89644
131,03510	-209,70000	0,00000
138,37334	-209,70000	-8,69652
145,58222	-209,70000	-11,08380
152,85578	-209,70000	-12,67140
160,15874	-209,70000	-13,67688
174,81464	-209,70000	-14,74410
189,51170	-209,70000	-15,21156
218,94404	-209,70000	-15,53790
248,38520	-209,70000	-15,00282
307,21460	-209,70000	-13,14474
336,59696	-209,70000	-11,91876
365,96756	-209,70000	-10,12536
395,34110	-209,70000	-7,16478
410,06168	-209,70000	-4,81278
425,03510	-209,70000	0,00000



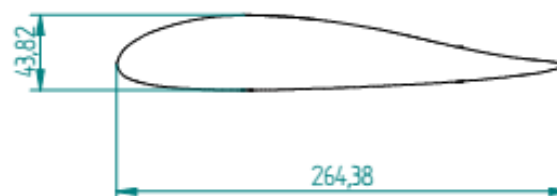
 Universidad Pontificia Bolivariana	 TERCER CUADRANTE ISO A 	PROYECTO	Diseño de un Ala Volante		
		TÍTULO	Castilla No. 8		
Salvo indicación contraria todas las cotas en milímetros y tolerancias dimensionales de ± 0.1		DISEÑO	Fabio Angulo y Toshiro Núñez	MATERIAL:	Balso
		DIBUJÓ	Fabio Angulo y Toshiro Núñez	CANTIDAD: 2	PLANO: 1
		REVISÓ		ESCALA: 13,33	VERSIÓN: 1
		APROBÓ		FECHA: 01/08/2014	HOJA: 25 de 74

Coordenadas Perfil 9		
X	Y	Z
436,24212	-251,64000	0,00000
408,79131	-251,64000	3,21966
381,20658	-251,64000	7,68366
353,35401	-251,64000	13,93326
325,36473	-251,64000	20,71575
297,54564	-251,64000	26,03907
269,87163	-251,64000	29,68560
242,29248	-251,64000	31,38471
214,72170	-251,64000	29,98413
200,81634	-251,64000	27,45918
186,73800	-251,64000	23,37741
179,66256	-251,64000	20,84409
172,42251	-251,64000	17,30079
164,94810	-251,64000	12,23973
161,02536	-251,64000	8,33652
157,24212	-251,64000	0,00000
160,78263	-251,64000	-6,16311
164,20317	-251,64000	-8,33094
171,01635	-251,64000	-10,67175
177,90765	-251,64000	-12,24531
198,72663	-251,64000	-14,40477
212,67384	-251,64000	-14,93487
240,61290	-251,64000	-15,30873
268,55754	-251,64000	-14,78700
296,48544	-251,64000	-13,91931
352,27149	-251,64000	-11,44179
380,13801	-251,64000	-9,57528
421,98243	-251,64000	-4,41936
436,24212	-251,64000	0,00000



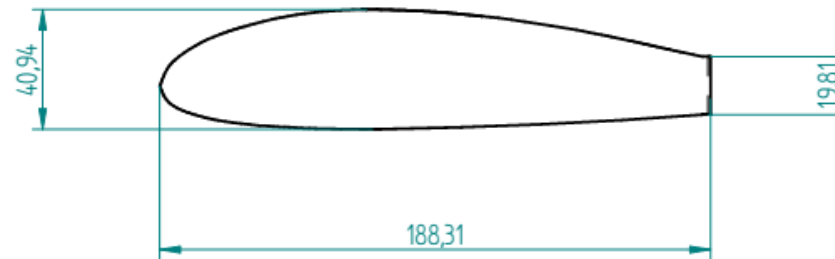
 Universidad Pontificia Bolivariana	 TERCER CUADRANTE ISO A	PROYECTO	Diseño de un Ala Volante		
		TÍTULO	Costilla No. 9		
		DISEÑO	Fabio Angulo y Toshiro Núñez	MATERIAL:	Balsa
		DIBUJÓ	Fabio Angulo y Toshiro Núñez	CANTIDAD: 2	PLANO: 1
		REVISÓ		ESCALA: 1:3,33	VERSIÓN: 1
		APROBÓ		FECHA: 01/08/2014	HOJA: 26 de 74

Coordenadas Perfil 10		
X	Y	Z
447,82714	-293,58000	0,00000
421,88637	-293,58000	3,20426
395,79491	-293,58000	7,39201
369,41263	-293,58000	13,06820
342,87437	-293,58000	19,15683
316,52645	-293,58000	23,94207
290,33981	-293,58000	27,22300
264,25628	-293,58000	28,74846
238,18068	-293,58000	27,49531
225,01465	-293,58000	25,23752
204,92986	-293,58000	19,26258
190,86759	-293,58000	11,40262
187,08170	-293,58000	7,80179
183,44914	-293,58000	0,00000
186,81468	-293,58000	-5,89563
190,04273	-293,58000	-7,96571
196,47505	-293,58000	-10,25787
202,98932	-293,58000	-11,81241
209,53797	-293,58000	-12,84348
222,70135	-293,58000	-14,03847
235,91760	-293,58000	-14,62803
262,39770	-293,58000	-15,03782
288,88573	-293,58000	-14,53286
315,35262	-293,58000	-13,62340
341,79835	-293,58000	-12,42577
368,21500	-293,58000	-10,98491
421,01922	-293,58000	-6,16529
434,26455	-293,58000	-4,04763
447,82714	-293,58000	0,00000



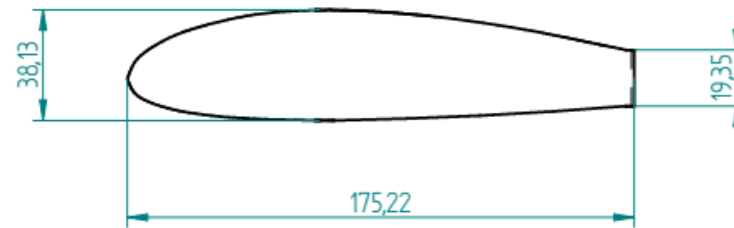
 Universidad Pontificia Bolivariana	 TERCER CUADRANTE ISO A	PROYECTO	Diseño de un Ala Volante		
		TÍTULO	Castilla No. 10		
		DISEÑO	Fabio Angulo y Toshio Núñez	MATERIAL:	Balsa
		DIBUJO	Fabio Angulo y Toshio Núñez	CANTIDAD: 2	PLANO: 1
		REVISÓ		ESCALA: 1:3,33	VERSIÓN: 1
Salvo indicación contraria todas las cotas en milímetros y tolerancias dimensionales de $\pm 0,1$		APROBÓ		FECHA: 01/08/2014	HOJA 27 de 74

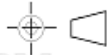
Coordenadas Perfil 11		
X	Y	Z
459,40616	-335,52000	0,00000
434,96813	-335,52000	3,17432
410,36775	-335,52000	7,09040
385,45019	-335,52000	12,22027
360,37030	-335,52000	17,64734
335,49270	-335,52000	21,92306
310,78493	-335,52000	24,85762
286,19205	-335,52000	26,22125
261,61166	-335,52000	25,10737
249,17910	-335,52000	23,09938
236,53676	-335,52000	19,81267
230,17063	-335,52000	17,73225
216,77404	-335,52000	10,58940
213,13019	-335,52000	7,27522
209,65616	-335,52000	0,00000
212,84297	-335,52000	-5,61938
215,88243	-335,52000	-7,59240
221,93637	-335,52000	-9,83016
228,07772	-335,52000	-11,35613
234,25404	-335,52000	-12,39260
246,68160	-335,52000	-13,62886
259,16411	-335,52000	-14,26572
284,18656	-335,52000	-14,71028
309,21650	-335,52000	-14,21827
359,20397	-335,52000	-12,02297
384,15899	-335,52000	-10,50449
434,03156	-335,52000	-5,69430
446,54654	-335,52000	-3,69380
459,40616	-335,52000	0,00000



 Universidad Pontificia Bolivariana	 TERCER CUADRANTE ISO A	PROYECTO	Diseño de un Ala Volante		
		TÍTULO	Costilla No. 11		
		DISEÑO	Fabio Angulo y Toshiro Núñez	MATERIAL:	Balsa
		DIBUJÓ	Fabio Angulo y Toshiro Núñez	CANTIDAD: 2	PLANO: 1
		REVISÓ		ESCALA: 1:2	VERSIÓN: 1
		APROBÓ		FECHA: 01/08/2014	HOJA: 28 de 74

Coordenadas Perfil 12		
X	Y	Z
470,99119	-377,46000	0,00000
448,04740	-377,46000	3,12720
424,93196	-377,46000	6,77404
401,48029	-377,46000	11,38490
377,85463	-377,46000	16,19327
331,21699	-377,46000	22,59580
308,10861	-377,46000	23,80201
285,01199	-377,46000	22,82152
273,31437	-377,46000	21,04866
261,39338	-377,46000	18,13072
255,38821	-377,46000	16,25675
249,17378	-377,46000	13,63037
242,66544	-377,46000	9,79543
239,17614	-377,46000	6,76228
235,86319	-377,46000	0,00000
238,87047	-377,46000	-5,33976
241,72258	-377,46000	-7,21373
247,39857	-377,46000	-9,38396
253,16861	-377,46000	-10,87702
258,97627	-377,46000	-11,90923
270,66918	-377,46000	-13,17892
282,42088	-377,46000	-13,85139
305,98306	-377,46000	-14,32165
329,55464	-377,46000	-13,84904
353,10271	-377,46000	-12,89207
400,11185	-377,46000	-10,00705
423,57998	-377,46000	-7,98965
458,84212	-377,46000	-3,35293
470,99119	-377,46000	0,00000



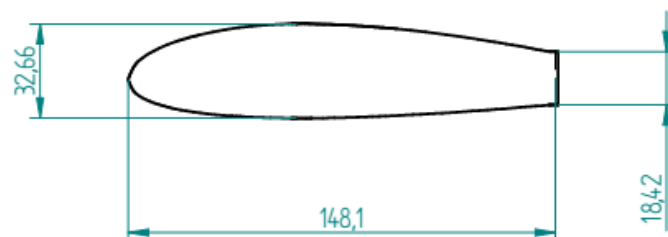
 Universidad Pontificia Bolivariana	 TERCER CUADRANTE ISO A	PROYECTO	Diseño de un Ala Volante		
		TÍTULO	Castilla No. 12		
		DISEÑO	Fabio Angulo y Toshio Núñez	MATERIAL:	Balsa
		DIBUJÓ	Fabio Angulo y Toshio Núñez	CANTIDAD: 2	PLANO: 1
		REVISÓ		ESCALA: 1:2	VERSIÓN: 1
Salvo indicación contraria todas las cotas en milímetros y tolerancias dimensionales de $\pm 0,1$		APROBÓ		FECHA: 01/08/2014	HOJA: 29 de 74

Coordenadas Perfil 13		
X	Y	Z
482,57021	-419,40000	0,00000
461,11335	-419,40000	3,06275
439,47569	-419,40000	6,44522
417,48963	-419,40000	10,56416
395,32277	-419,40000	14,79114
373,38081	-419,40000	18,12951
351,62628	-419,40000	20,43153
329,99964	-419,40000	21,49434
308,38182	-419,40000	20,63660
286,22378	-419,40000	16,51104
280,57677	-419,40000	14,83524
274,71368	-419,40000	12,48692
268,54629	-419,40000	9,02286
265,21674	-419,40000	6,25779
262,07021	-419,40000	0,00000
264,89702	-419,40000	-5,05166
272,86589	-419,40000	-8,92364
278,26373	-419,40000	-10,37673
283,70346	-419,40000	-11,39544
294,66231	-419,40000	-12,68316
305,68290	-419,40000	-13,38435
327,78582	-419,40000	-13,87607
349,89536	-419,40000	-13,42184
371,98064	-419,40000	-12,45384
394,03725	-419,40000	-11,11982
416,06520	-419,40000	-9,49694
438,06890	-419,40000	-7,46834
460,07921	-419,40000	-4,79588
482,57021	-419,40000	0,00000



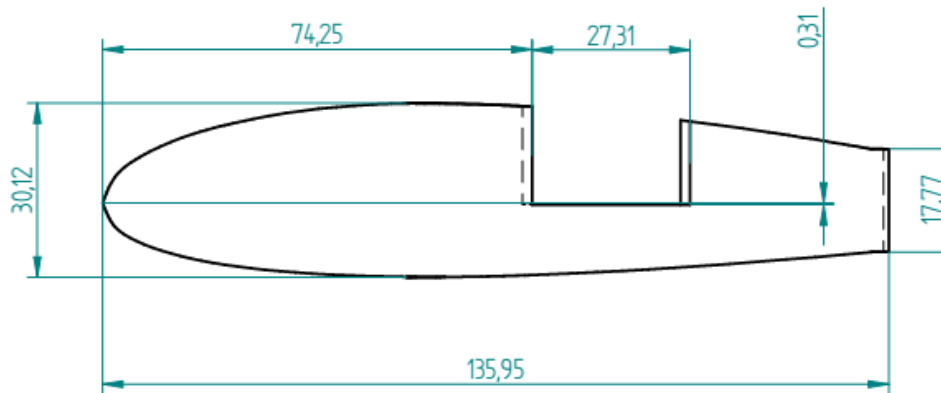
 Universidad Pontificia Bolivariana	 TERCER CUADRANTE ISO A	PROYECTO	Diseño de un Ala Volante		
		TÍTULO	Castilla No. 13		
		DISEÑO	Fabio Angulo y Toshio Núñez	MATERIAL:	Balsa
		DIBUJÓ	Fabio Angulo y Toshio Núñez	CANTIDAD: 2	PLANO: 1
		REVISÓ		ESCALA: 1:2	VERSIÓN: 1
		APROBÓ		FECHA: 01/08/2014	HOJA: 30 de 74

Coordenadas Perfil 14		
X	Y	Z
494,15523	-461,34000	0,00000
474,17683	-461,34000	2,98111
454,01313	-461,34000	6,10634
433,49122	-461,34000	9,82038
412,78195	-461,34000	13,44177
392,30532	-461,34000	16,35495
372,02222	-461,34000	18,37049
351,86676	-461,34000	19,29694
331,72572	-461,34000	18,55373
311,02469	-461,34000	14,95704
300,23462	-461,34000	11,38094
294,41445	-461,34000	8,27424
291,25011	-461,34000	5,76458
288,27723	-461,34000	0,00000
290,92276	-461,34000	-4,75990
293,40359	-461,34000	-6,42957
298,33437	-461,34000	-8,44512
303,36603	-461,34000	-9,85126
308,43680	-461,34000	-10,85389
318,66276	-461,34000	-12,14680
328,95254	-461,34000	-12,86738
349,59387	-461,34000	-13,36972
370,24343	-461,34000	-12,93531
411,46227	-461,34000	-10,61713
432,02742	-461,34000	-8,97216
452,56787	-461,34000	-6,95044
473,11450	-461,34000	-4,36873
483,44134	-461,34000	-2,71759
494,15523	-461,34000	0,00000



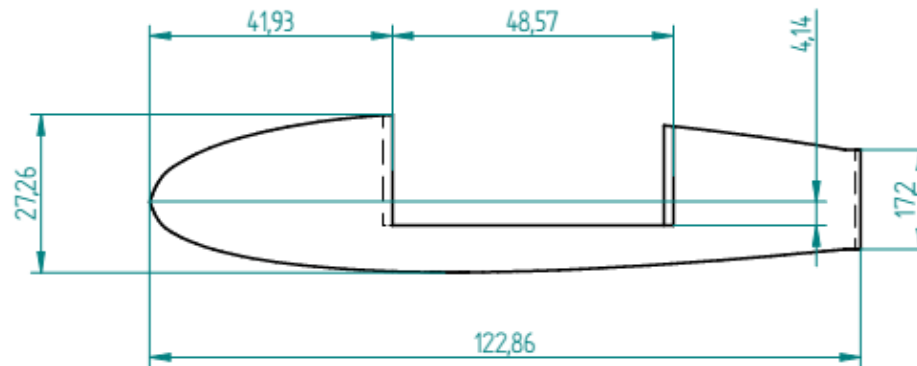
 Universidad Pontificia Bolivariana	 TERCER CUADRANTE ISO A	PROYECTO	Diseño de un Ala Volante		
		TÍTULO	Costilla No. 14		
		DISEÑO	Fabio Angulo y Toshiro Núñez	MATERIAL:	Balsa
		DIBUJÓ	Fabio Angulo y Toshiro Núñez	CANTIDAD: 2	PLANO: 1
		REVISÓ		ESCALA: 1:2	VERSIÓN: 1
		APROBÓ		FECHA: 01/08/2014	HOJA: 31 de 74

Coordenadas Perfil 15		
X	Y	Z
505,73425	-503,28000	0,00000
487,22698	-503,28000	2,88214
468,53038	-503,28000	5,75280
449,47232	-503,28000	8,96771
430,22492	-503,28000	12,14246
392,39567	-503,28000	16,40925
373,71055	-503,28000	17,20868
355,03690	-503,28000	16,57181
345,53751	-503,28000	15,41858
335,79906	-503,28000	13,46974
330,87820	-503,28000	12,15776
325,73166	-503,28000	10,31411
320,26765	-503,28000	7,54481
317,28032	-503,28000	5,28424
314,48425	-503,28000	0,00000
316,94946	-503,28000	-4,45995
323,80768	-503,28000	-7,95026
328,47036	-503,28000	-9,30240
333,17511	-503,28000	-10,27969
342,67067	-503,28000	-11,56489
352,22743	-503,28000	-12,29546
371,40598	-503,28000	-12,80610
390,59410	-503,28000	-12,39300
409,75735	-503,28000	-11,43101
428,88808	-503,28000	-10,08270
447,99013	-503,28000	-8,43030
467,06732	-503,28000	-6,43365
486,15025	-503,28000	-3,95888
505,73425	-503,28000	0,00000



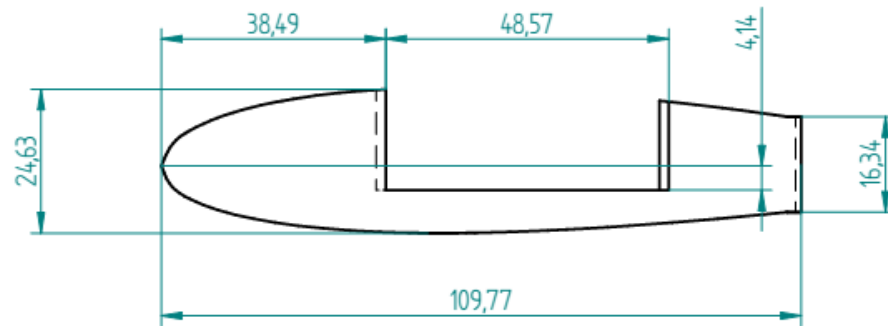
 Universidad Pontificia Bolivariana		PROYECTO	Diseño de un Ala Volante			
		TÍTULO	Costilla No. 15			
		DISEÑÓ	Fabio Angulo y Toshira Núñez	MATERIAL:	Balsa	
		DIBUJÓ	Fabio Angulo y Toshira Núñez	CANTIDAD: 2	PLANO: 1	
		REVISÓ		ESCALA: 1:1	VERSIÓN: 1	
Salvo indicación contraria todas las cotas en milímetros y tolerancias dimensionales de ± 0.1	TERCER CUADRANTE ISO A 	APROBÓ	FECHA: 01/08/2014		HOJA: 32 de 74	

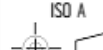
Coordenadas Perfil 16		
X	Y	Z
517,69127	-545,22000	0,00000
500,61077	-545,22000	2,77182
483,34088	-545,22000	5,40027
465,70814	-545,22000	8,20926
447,88424	-545,22000	10,92090
430,29752	-545,22000	13,07853
412,90727	-545,22000	14,57772
395,64800	-545,22000	15,26271
378,39935	-545,22000	14,72286
369,61307	-545,22000	13,74405
356,02124	-545,22000	10,92267
351,23162	-545,22000	9,30843
346,12163	-545,22000	6,85167
343,31087	-545,22000	4,82325
340,69127	-545,22000	0,00000
342,97811	-545,22000	-4,16481
345,09680	-545,22000	-5,62683
349,30055	-545,22000	-7,45701
353,60873	-545,22000	-8,74911
357,95585	-545,22000	-9,69606
366,73859	-545,22000	-10,96338
375,58328	-545,22000	-11,69616
393,33638	-545,22000	-12,20769
428,83727	-545,22000	-10,87134
446,54435	-545,22000	-9,53322
464,22134	-545,22000	-7,89243
481,87178	-545,22000	-5,93481
499,53107	-545,22000	-3,57009
517,69127	-545,22000	0,00000



 Universidad Pontificia Bolivariana	 TERCER CUADRANTE ISO A	PROYECTO	Diseño de un Ala Volante		
		TÍTULO	Costilla No. 16		
		DISEÑO	Fabio Angulo y Toshio Núñez	MATERIAL:	Balsa
		DIBUJÓ	Fabio Angulo y Toshio Núñez	CANTIDAD: 2	PLANO: 1
		REVISÓ		ESCALA: 1:1	VERSIÓN: 1
		APROBÓ		FECHA: 01/08/2014	HOJA: 33 de 74

Coordenadas Perfil 17		
X	Y	Z
528,89829	-587,16000	0,00000
513,30903	-587,16000	2,63250
481,39827	-587,16000	7,43094
465,07839	-587,16000	9,70542
448,98855	-587,16000	11,51982
433,09473	-587,16000	12,78666
417,32727	-587,16000	13,36176
401,57439	-587,16000	12,91302
393,53595	-587,16000	12,09816
385,26099	-587,16000	10,68714
381,07329	-587,16000	9,69570
376,66365	-587,16000	8,30088
371,93973	-587,16000	6,15276
369,32343	-587,16000	4,35294
366,89829	-587,16000	0,00000
368,99619	-587,16000	-3,84426
370,92885	-587,16000	-5,19210
378,69513	-587,16000	-8,13564
382,66899	-587,16000	-9,04284
390,70257	-587,16000	-10,27404
398,79771	-587,16000	-10,99494
415,05117	-587,16000	-11,50038
431,31273	-587,16000	-11,13426
447,54999	-587,16000	-10,21734
463,75647	-587,16000	-8,91000
479,93379	-587,16000	-7,30620
496,08519	-587,16000	-5,41404
512,24469	-587,16000	-3,18330
528,89829	-587,16000	0,00000



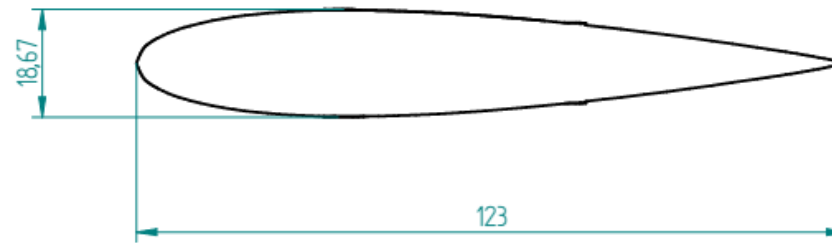
 Universidad Pontificia Bolivariana	 TERCER CUADRANTE ISO A 	PROYECTO	Diseño de un Ala Volante			
		TÍTULO	Castilla No. 17			
		DISEÑO	Fabio Angulo y Toshiro Núñez	MATERIAL:	Balso	
		DIBUJÓ	Fabio Angulo y Toshiro Núñez	CANTIDAD: 2	PLANO: 1	
		REVISÓ		ESCALA: 1:1	VERSIÓN: 1	
Salvo indicación contraria todas las cotas en milímetros y tolerancias dimensionales de ± 0.1		APROBÓ	FECHA: 01/08/2014	HOJA: 34 de 74		

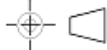
Coordenadas Perfil 18		
X	Y	Z
540,10531	-629,10000	0,00000
525,99772	-629,10000	2,47548
511,71079	-629,10000	4,60845
497,07547	-629,10000	6,66792
482,25787	-629,10000	8,54364
467,66518	-629,10000	10,04451
453,26212	-629,10000	11,09850
438,98401	-629,10000	11,57184
424,71766	-629,10000	11,20581
417,42793	-629,10000	10,54137
409,90888	-629,10000	9,37125
406,10011	-629,10000	8,52600
397,74316	-629,10000	5,47428
395,33236	-629,10000	3,89550
393,10531	-629,10000	0,00000
395,01337	-629,10000	-3,51918
396,76120	-629,10000	-4,75104
400,22599	-629,10000	-6,35481
403,78780	-629,10000	-7,49847
407,38930	-629,10000	-8,35695
414,67315	-629,10000	-9,53883
422,01874	-629,10000	-10,24149
436,77019	-629,10000	-10,73100
451,53046	-629,10000	-10,39290
466,26721	-629,10000	-9,51384
495,64957	-629,10000	-6,70467
510,30400	-629,10000	-4,89657
524,96431	-629,10000	-2,81064
540,10531	-629,10000	0,00000

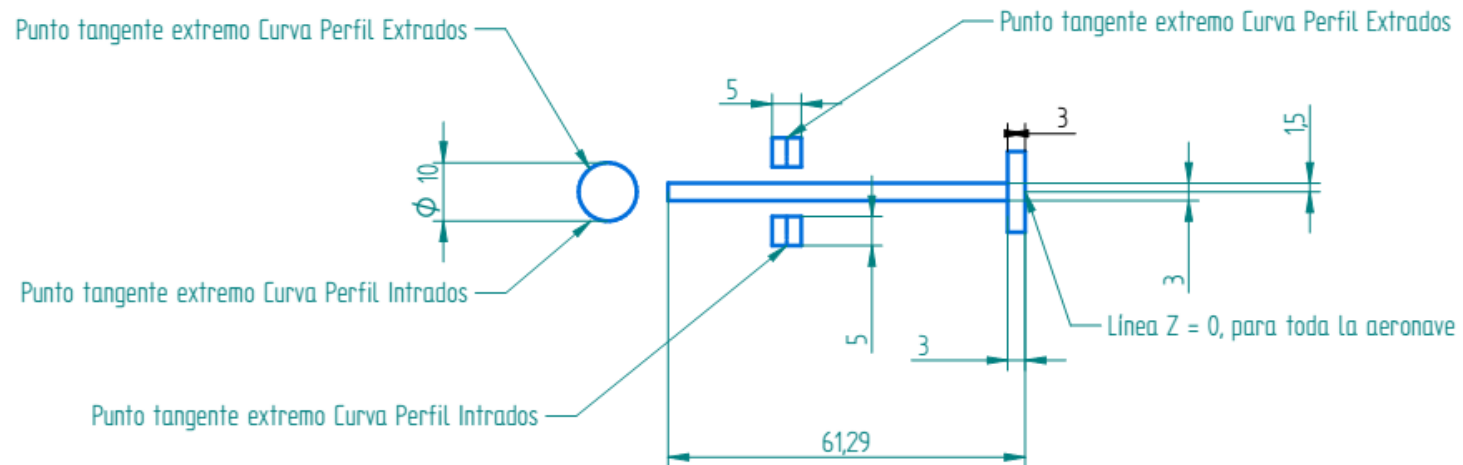


 Universidad Pontificia Bolivariana	 TERCER CUADRANTE ISO A 	PROYECTO	Diseño de un Ala Volante			
		TÍTULO	Castilla No. 18			
		DISEÑO	Fabio Angulo y Toshiro Núñez	MATERIAL:	Balsa	
		DIBUJÓ	Fabio Angulo y Toshiro Núñez	CANTIDAD: 2	PLANO: 1	
		REVISÓ		ESCALA: 1:1	VERSIÓN: 1	
Salvo indicación contraria todas las cotas en milímetros y tolerancias dimensionales de ± 0.1		APROBÓ		FECHA: 01/08/2014	HOJA: 35 de 74	

Coordenadas Perfil 19		
X	Y	Z
425,9700791	-671,04600	0,00000
427,5075791	-671,04600	2,91141
432,1200791	-671,04600	5,46489
435,1950791	-671,04600	6,45750
444,4200791	-671,04600	8,21886
462,8700791	-671,04600	9,22746
475,1700791	-671,04600	8,92242
499,7700791	-671,04600	7,01592
512,0700791	-671,04600	5,63340
524,3700791	-671,04600	4,03317
536,6700791	-671,04600	2,22630
542,8200791	-671,04600	1,23984
548,9700791	-671,04600	0,00000
542,8200791	-671,04600	-1,23984
536,6700791	-671,04600	-2,22630
524,3700791	-671,04600	-4,03317
512,0700791	-671,04600	-5,63340
499,7700791	-671,04600	-7,01592
487,4700791	-671,04600	-8,13891
475,1700791	-671,04600	-8,92242
462,8700791	-671,04600	-9,22746
456,7200791	-671,04600	-9,13521
450,5700791	-671,04600	-8,82156
444,4200791	-671,04600	-8,21886
438,2700791	-671,04600	-7,19919
435,1950791	-671,04600	-6,45750
432,1200791	-671,04600	-5,46489
429,0450791	-671,04600	-4,01964
425,9700791	-671,04600	0,00000

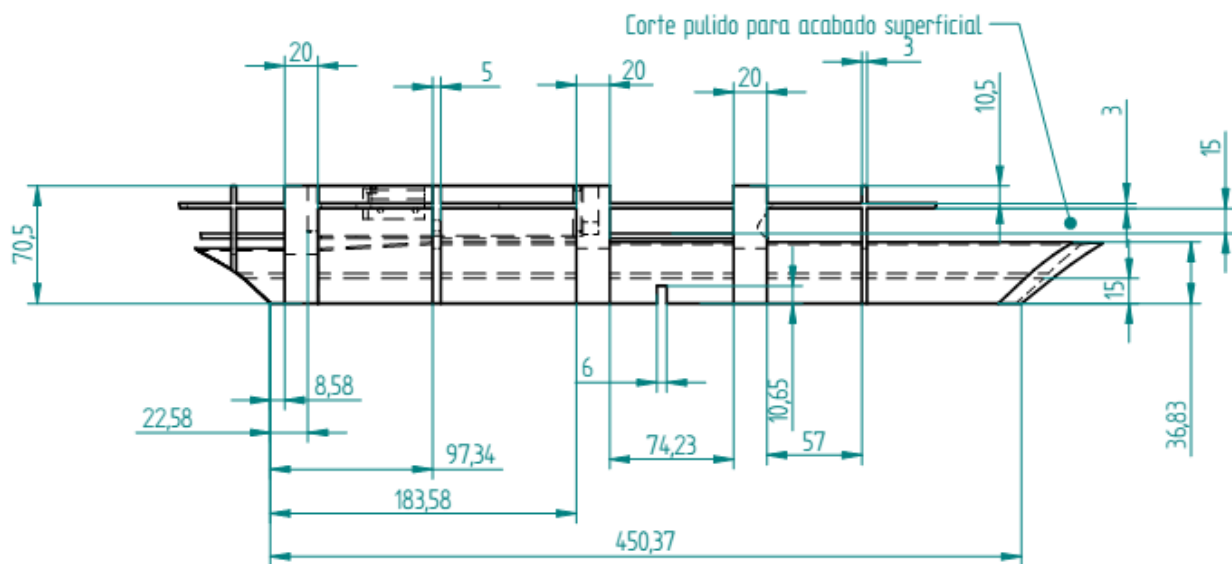


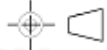
 Universidad Pontificia Bolivariana Salvo indicación contraria todas las cotas en milímetros y tolerancias dimensionales de $\pm 0,1$	 TERCER CUADRANTE ISO A 	PROYECTO	Diseño de un Ala Volante		
		TÍTULO	Costilla No. 19		
		DISEÑÓ	Fabio Angulo y Toshio Núñez	MATERIAL:	Balsa
		DIBUJÓ	Fabio Angulo y Toshio Núñez	CANTIDAD: 2	PLANO: 1
		REVISÓ		ESCALA: 1:1	VERSIÓN: 1
		APROBÓ		FECHA: 01/08/2014	HOJA: 36 de 74

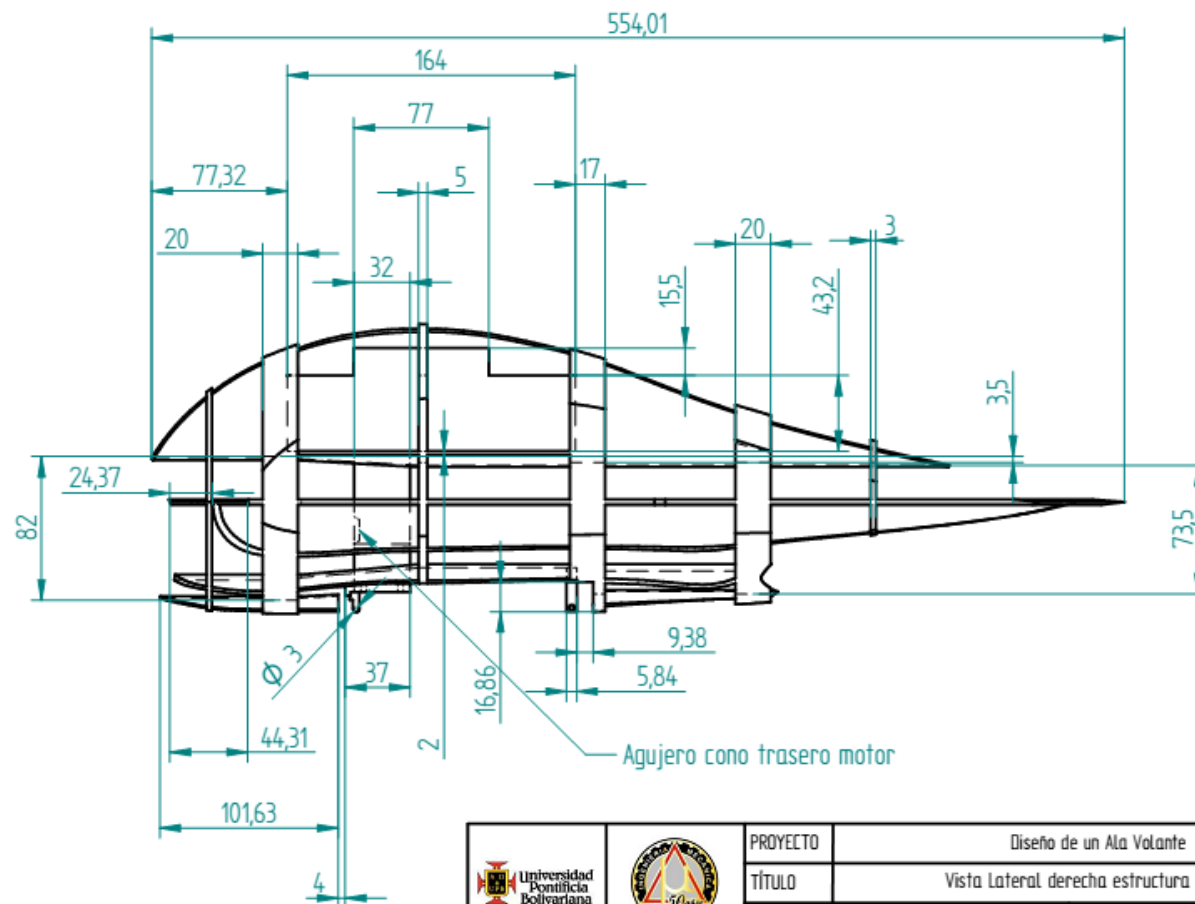


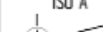
		PROYECTO	Diseño de un Ala Volante		
		TÍTULO	Perfil Vigas transversales Estructura Alar - Costilla No. 19		
Salvo indicación contraria todas las cotas en milímetros y tolerancias dimensionales de $\pm 0,1$	TERCER CUADRANTE ISO A 	DISEÑO	Fabio Angulo y Toshiro Núñez	MATERIAL:	Balsa
		DIBUJÓ	Fabio Angulo y Toshiro Núñez	CANTIDAD: 2	PLANO: 1
		REVISÓ		ESCALA: 1:1	VERSIÓN: 1
		APROBÓ		FECHA: 01/08/2014	HOJA: 37 de 74

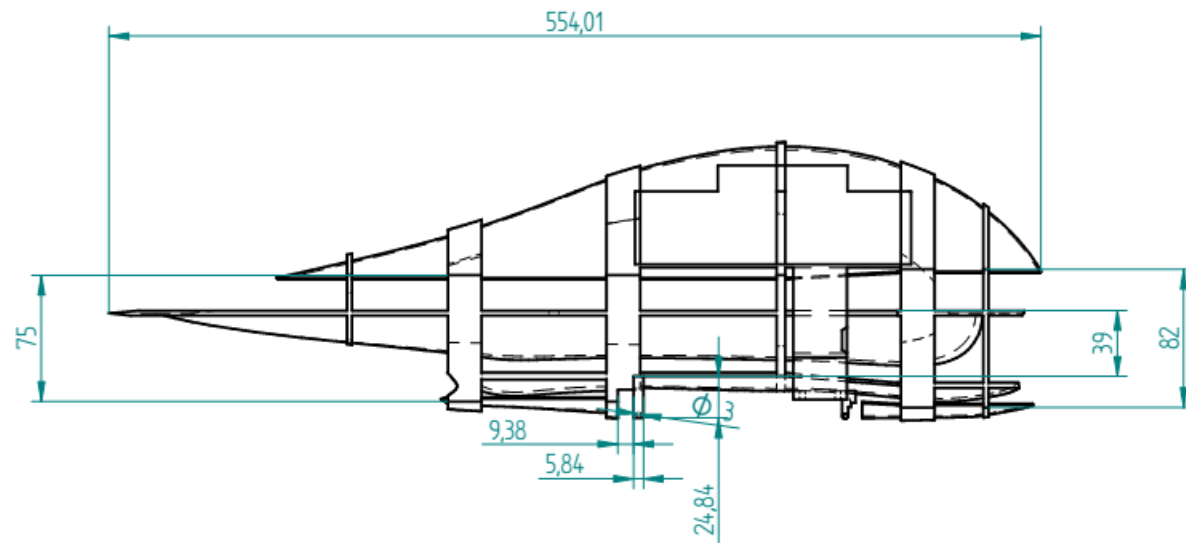
Grupo de Anexos H. Planos de fuselaje.



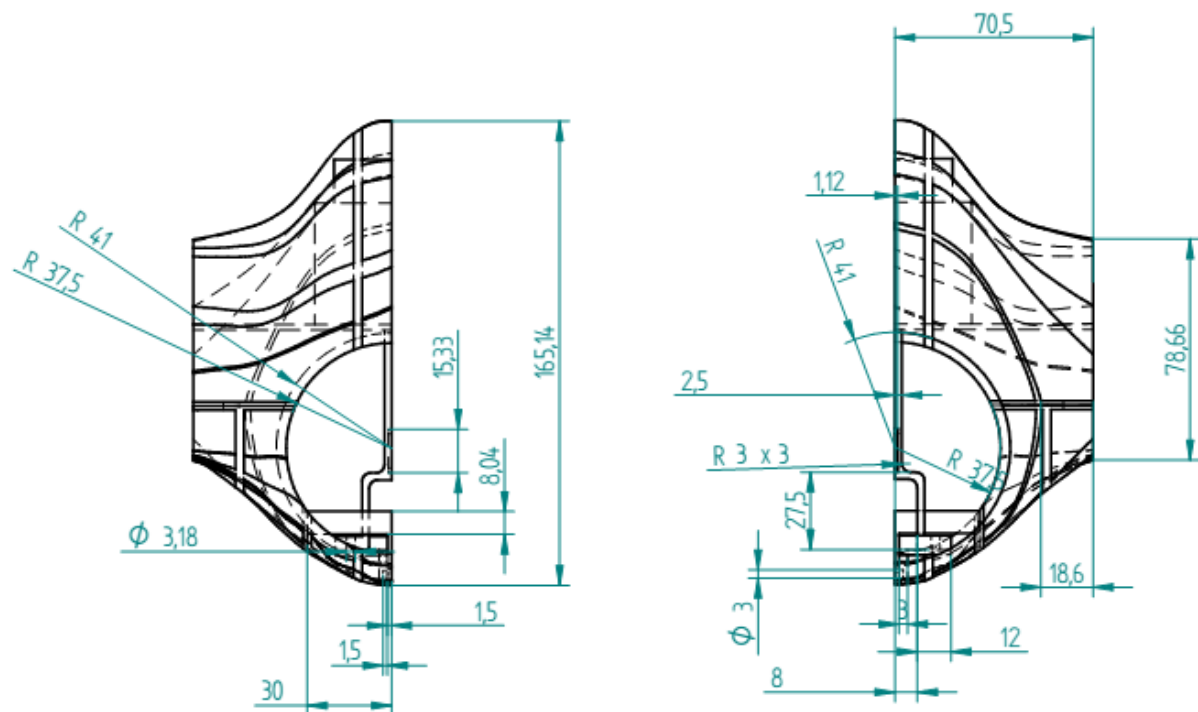
		PROYECTO	Diseño de un Ala Volante		
		TÍTULO	Vista Superior Estructura Fuselaje		
Salvo indicación contraria, todas las cotas en milímetros y tolerancias dimensionales de $\pm 0,1$	TERCER CUADRANTE ISO A 	DISEÑO	Fabio Angulo y Tashira Núñez	MATERIAL:	Balsa
		DIBUJÓ	Fabio Angulo y Tashira Núñez	CANTIDAD: 2	PLANO: 1
		REVISÓ		ESCALA: 13,33	VERSIÓN: 1
		APROBÓ		FECHA: 01/08/2014	HOJA: 39 de 74

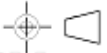


 Universidad Pontificia Bolivariana	 TERCER CUADRANTE ISO A	PROYECTO	Diseño de un Ala Volante			
		TÍTULO	Vista Lateral derecha estructura fuselaje			
		DISEÑO	Fabio Angulo y Toshiro Núñez		MATERIAL:	Balsa
		DIBUJÓ	Fabio Angulo y Toshiro Núñez		CANTIDAD: 2	PLANO: 1
		REVISÓ			ESCALA: 1:3,33	VERSIÓN: 1
Salvo indicación contraria todas las cotas en milímetros y tolerancias dimensionales de $\pm 0,1$		APROBÓ			FECHA: 01/08/2014	HOJA: 40 de 74

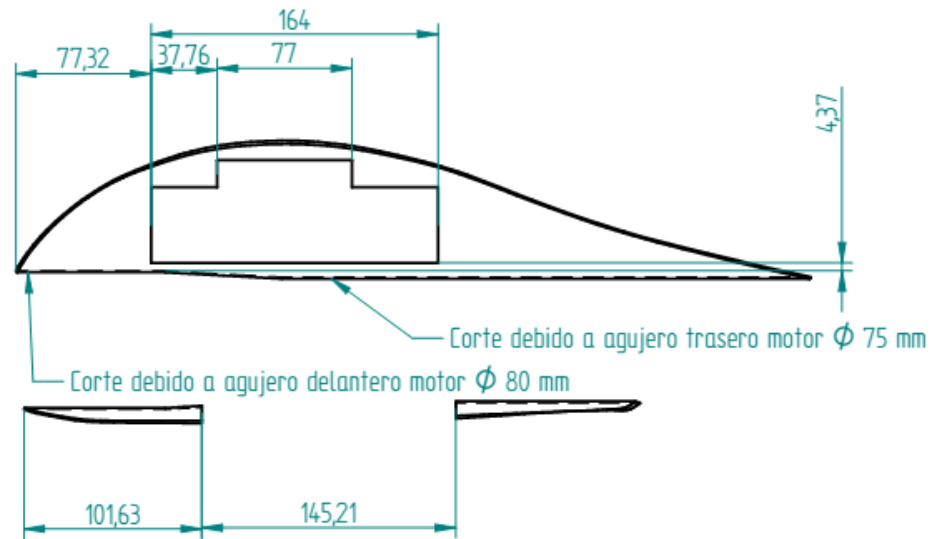


 Universidad Pontificia Bolivariana		PROYECTO	Diseño de un Ala Volante		
		TÍTULO	Vista Lateral Izquierda Estructura Fuselaje		
Salvo indicación contraria todas las cotas en milímetros y tolerancias dimensionales de $\pm 0,1$	TERCER CUADRANTE ISO A 	DISEÑO	Fabio Angulo y Toshira Núñez	MATERIAL:	Balsa
		DIBUJÓ	Fabio Angulo y Toshira Núñez	CANTIDAD: 2	PLANO: 1
		REVISÓ		ESCALA: 1:3,33	VERSIÓN: 1
		APROBÓ		FECHA: 01/08/2014	HOJA: 41 de 74

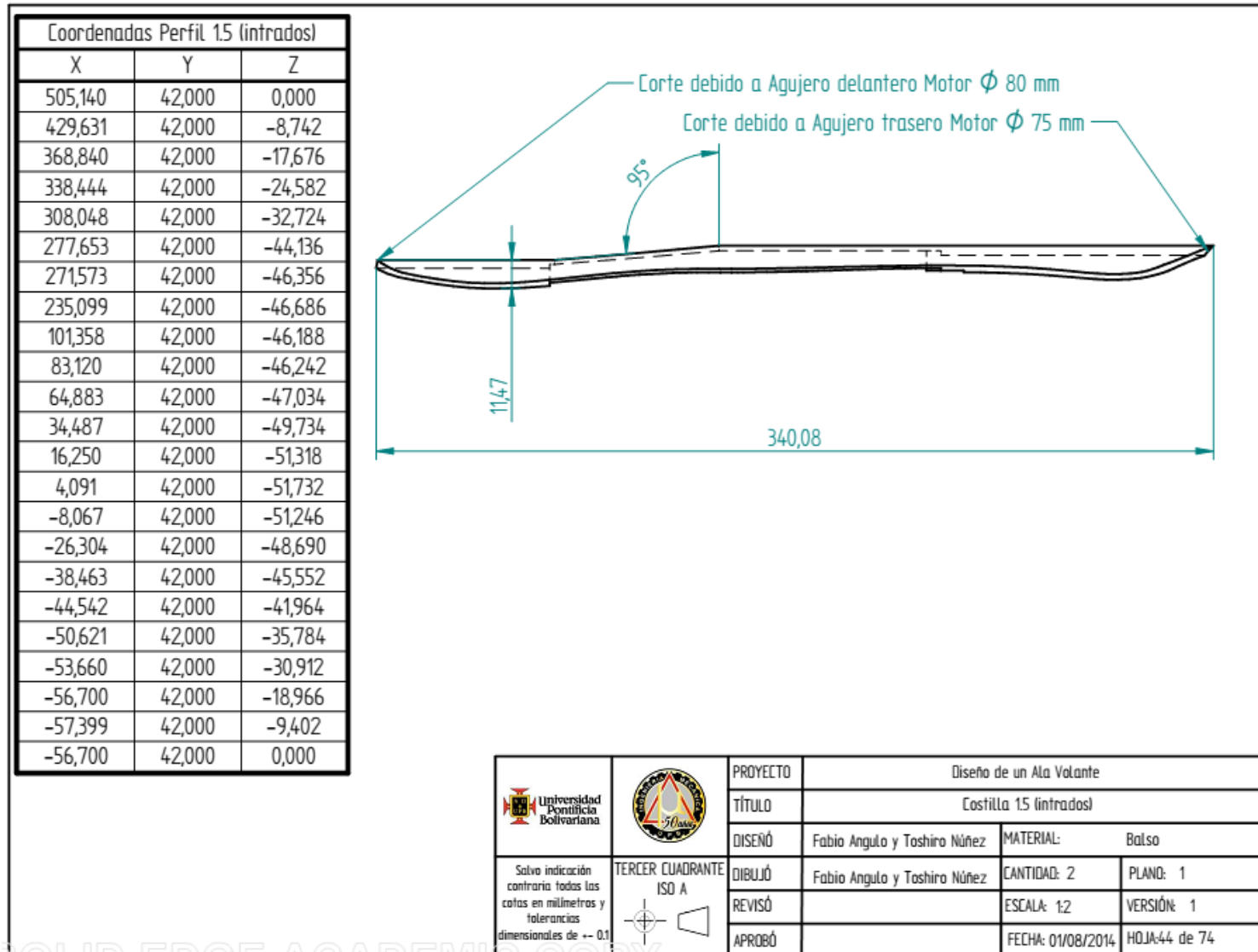


 Universidad Pontificia Bolivariana	 TERCER CUADRANTE ISO A	PROYECTO	Diseño de un Ala Volante		
		TÍTULO	Vista Frontal y Trasera Estructura Fuselaje		
Salvo indicación contraria, todas las cotas en milímetros y tolerancias dimensionales de $\pm 0,1$		DISEÑO	Fabio Angulo y Toshira Núñez	MATERIAL:	Balsa
		DIBUJÓ	Fabio Angulo y Toshira Núñez	CANTIDAD: 2	PLANO: 1
		REVISÓ		ESCALA: 1:2	VERSIÓN: 1
		APROBÓ		FECHA: 01/08/2014	HOJA-42 de 74

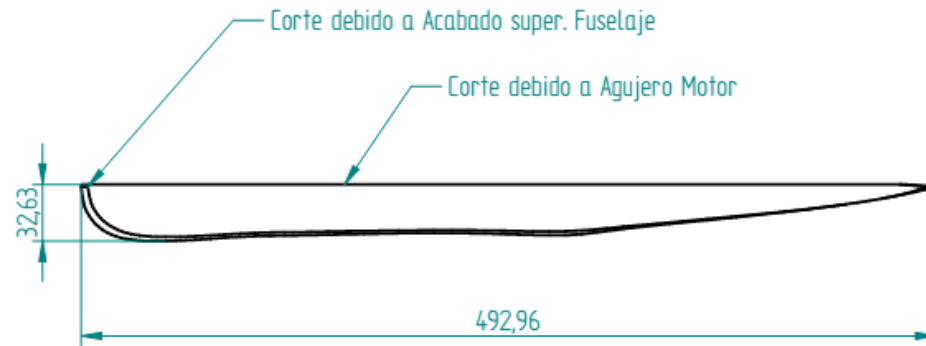
Coordenadas Perfil 1.2		
X	Y	Z
-67,422	60,000	0,000
-49,422	60,000	34,554
-31,422	60,000	54,204
4,578	60,000	78,186
40,578	60,000	91,194
94,578	60,000	97,920
112,578	60,000	97,548
130,578	60,000	95,850
184,578	60,000	84,366
262,578	60,000	55,956
322,578	60,000	38,106
382,578	60,000	23,808
442,578	60,000	11,652
472,578	60,000	6,870
539,940	60,000	0,000
502,578	60,000	-3,486
472,578	60,000	-6,486
412,578	60,000	-14,364
352,578	60,000	-28,320
322,578	60,000	-38,880
310,578	60,000	-44,208
298,578	60,000	-50,832
5,148	60,000	-61,572
-37,422	60,000	-57,714
-55,422	60,000	-52,428
-61,422	60,000	-48,024
-67,422	60,000	-38,898
-67,422	60,000	0,000

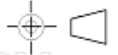


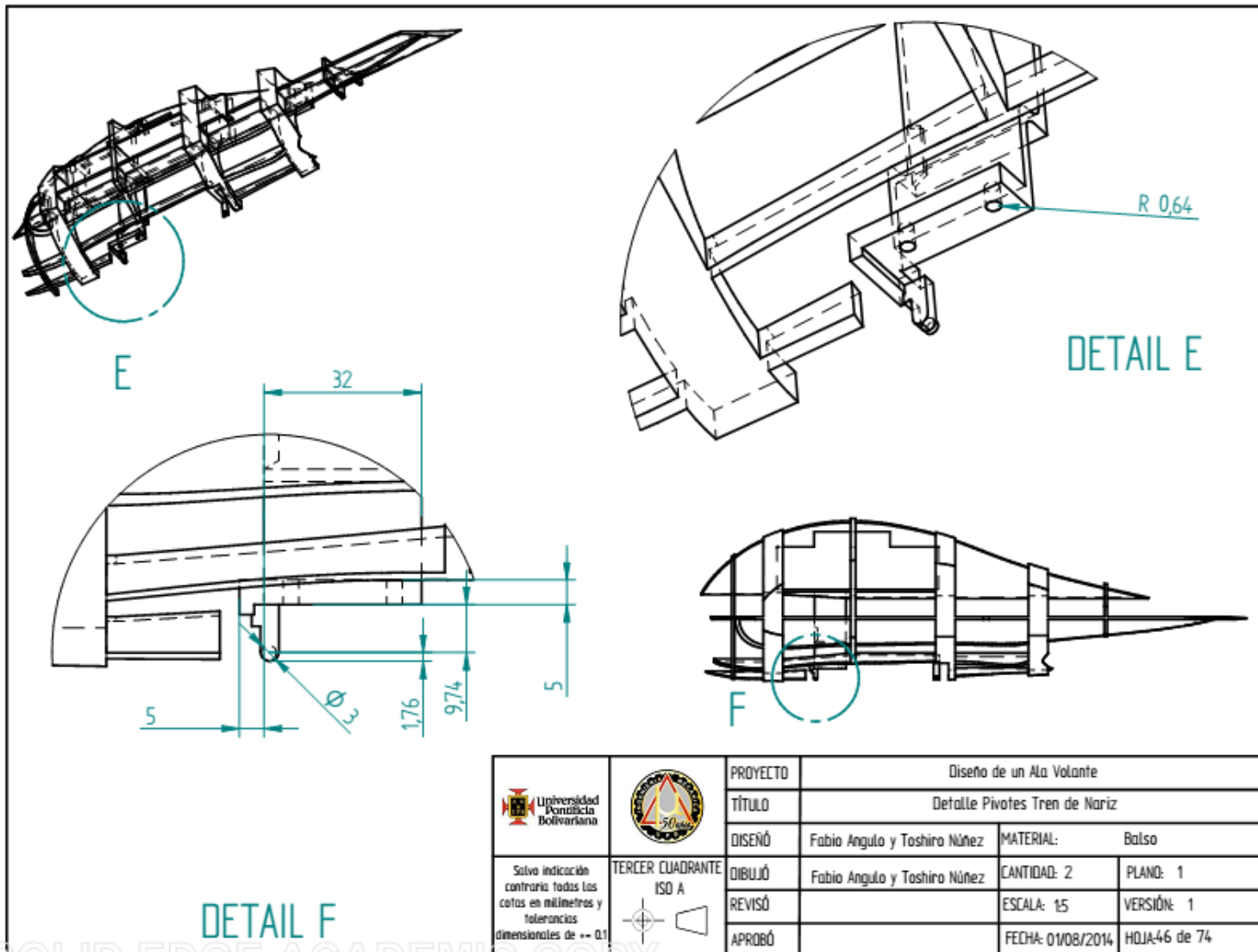
 Universidad Pontificia Bolivariana	 TERCER CUADRANTE ISO A 	PROYECTO	Diseño de un Ala Volante			
		TÍTULO	Costilla 1.2			
		DISEÑÓ	Fabio Angulo y Toshiro Núñez		MATERIAL:	Balsa
		DIBUJÓ	Fabio Angulo y Toshiro Núñez		CANTIDAD: 2	PLANO: 1
		REVISÓ			ESCALA: 1:3,33	VERSIÓN: 1
Salvo indicación contraria todas las cotas en milímetros y tolerancias dimensionales de ± 0.1		APROBÓ	FECHA: 01/08/2014		HOJA: 43 de 74	



Coordenadas Perfil 1.9 (intrados)		
X	Y	Z
469,370	18,000	0,000
465,910	18,000	-0,906
447,702	18,000	-5,280
435,564	18,000	-7,488
283,829	18,000	-24,324
265,621	18,000	-26,214
223,135	18,000	-26,190
101,748	18,000	-26,910
71,401	18,000	-27,714
41,054	18,000	-29,574
22,846	18,000	-29,952
10,707	18,000	-29,256
-1,432	18,000	-26,382
-7,501	18,000	-23,148
-13,571	18,000	-17,520
-16,605	18,000	-12,828
-19,640	18,000	0,000

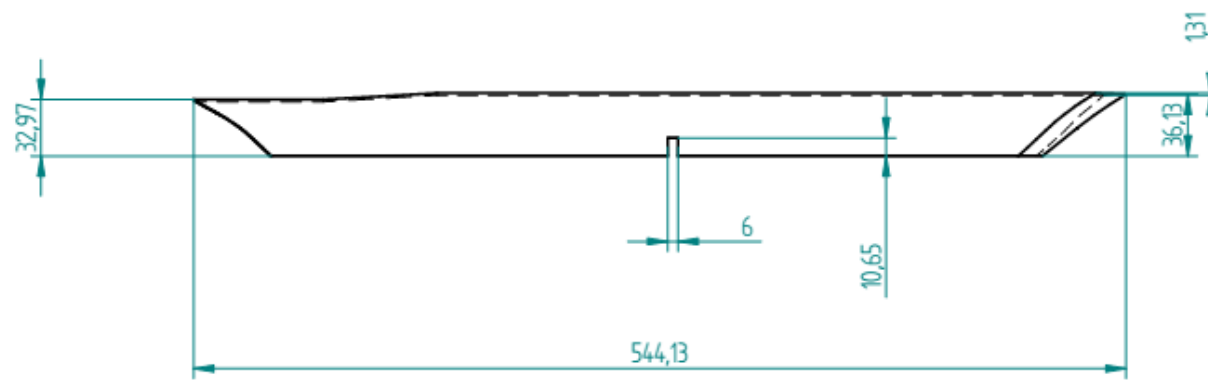


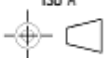
 Universidad Pontificia Bolivariana Salvo indicación contraria todas las cotas en milímetros y tolerancias dimensionales de ± 0.1	 TERCER CUADRANTE ISO A 	PROYECTO	Diseño de un Ala Volante		
		TÍTULO	Costilla No. 1.9 (intrados)		
		DISEÑO	Fabio Angulo y Toshiro Núñez	MATERIAL:	Balsa
		DIBUJÓ	Fabio Angulo y Toshiro Núñez	CANTIDAD: 2	PLANO: 1
		REVISÓ		ESCALA: 1:3,33	VERSIÓN: 1
		APROBÓ		FECHA: 01/08/2014	H.OJA: 45 de 74



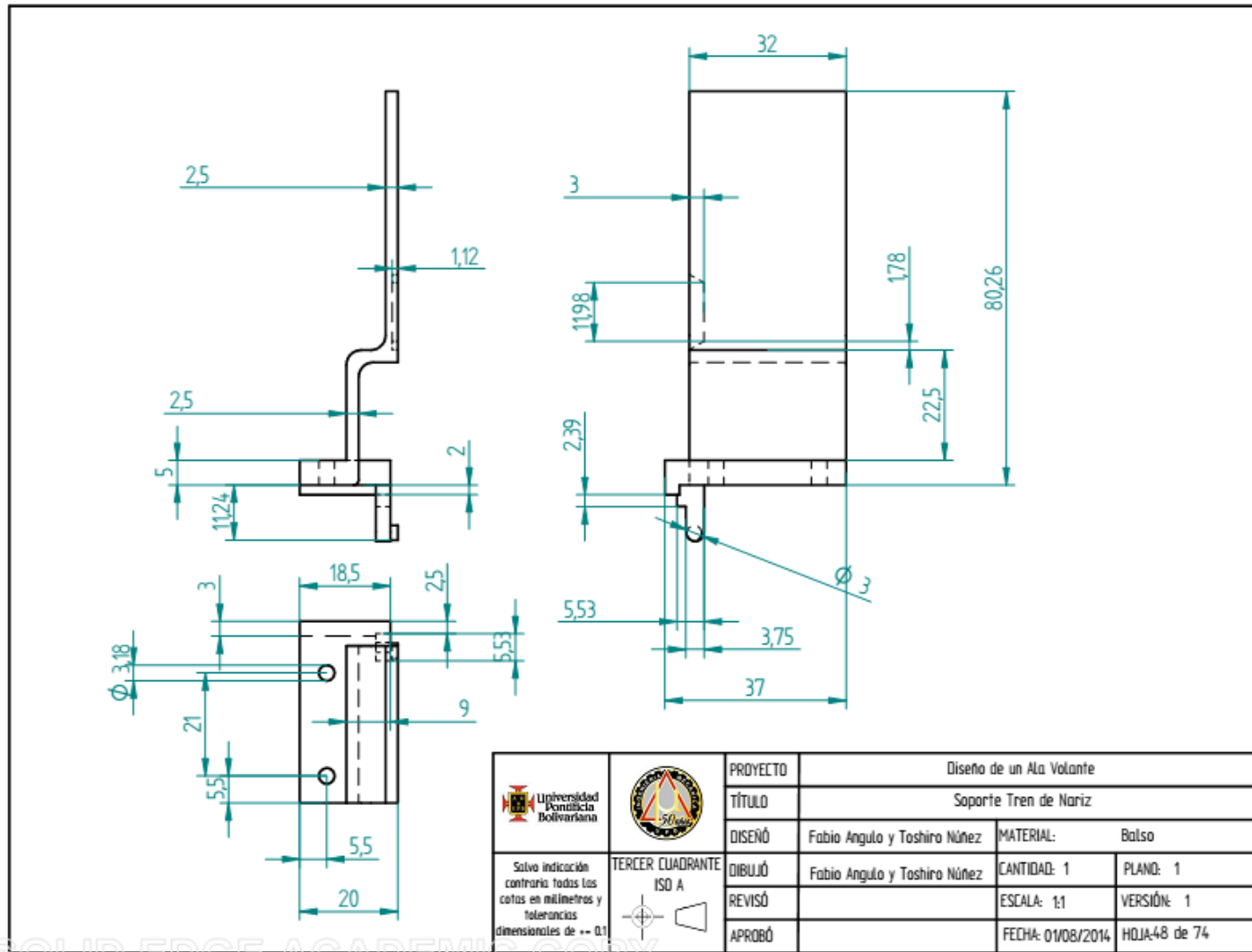
 Universidad Pontificia Bolivariana	 50 años	PROYECTO	Diseño de un Ala Volante	
		TÍTULO	Detalle Pivotes Tren de Nariz	
Salvo indicación contraria todas las cotas en milímetros y tolerancias dimensionales de $\pm 0,1$	TERCER CUADRANTE ISO A 	DISEÑO	Fabio Angulo y Toshira Núñez	MATERIAL: Balsa
		DIBUJÓ	Fabio Angulo y Toshira Núñez	CANTIDAD: 2 PLANO: 1
		REVISÓ		ESCALA: 15 VERSIÓN: 1
		APROBÓ		FECHA: 01/08/2014 HOJA: 46 de 74

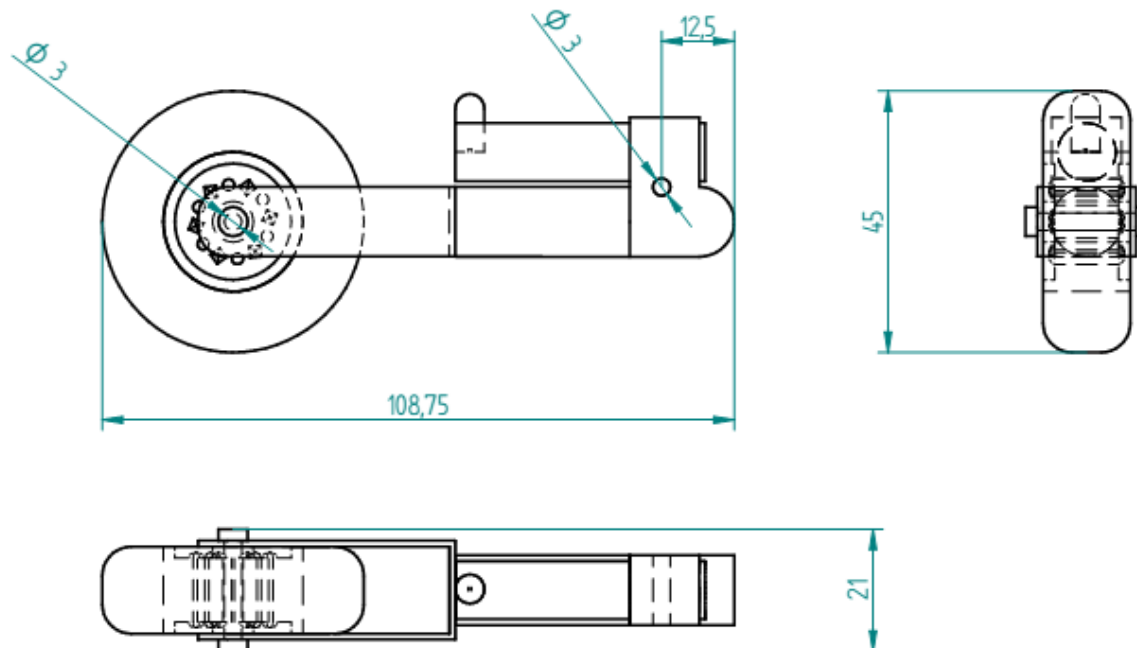
Nota: Todos los cortes corresponden a adaptaciones a las superficies exteriores e interiores del fuselaje, así como al agujero para el flujo de aire del motor.

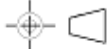


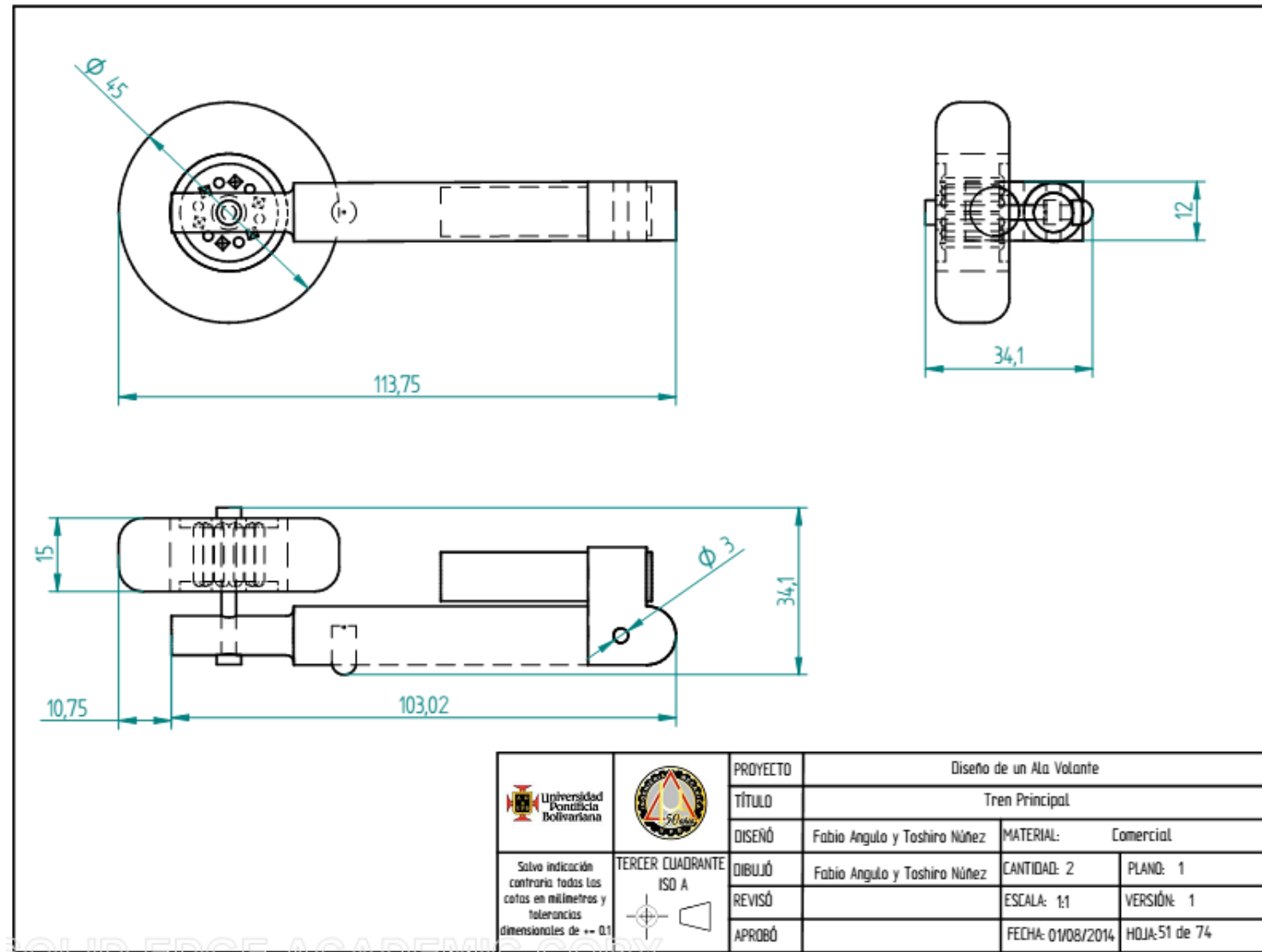
		PROYECTO	Diseño de un Ala Volante		
		TÍTULO	Vista Superior Soporte Plano Hztal. Estructura Fuselaje		
Salvo indicación contraria todas las cotas en milímetros y tolerancias dimensionales de $\pm 0,1$	TERCER CUADRANTE ISO A 	DISEÑO	Fabio Angulo y Toshira Núñez	MATERIAL:	Balsa
		DIBUJÓ	Fabio Angulo y Toshira Núñez	CANTIDAD: 2	PLANO: 1
		REVISÓ		ESCALA: 13,33	VERSIÓN: 1
		APROBÓ		FECHA: 01/08/2014	HOJA: 47 de 74

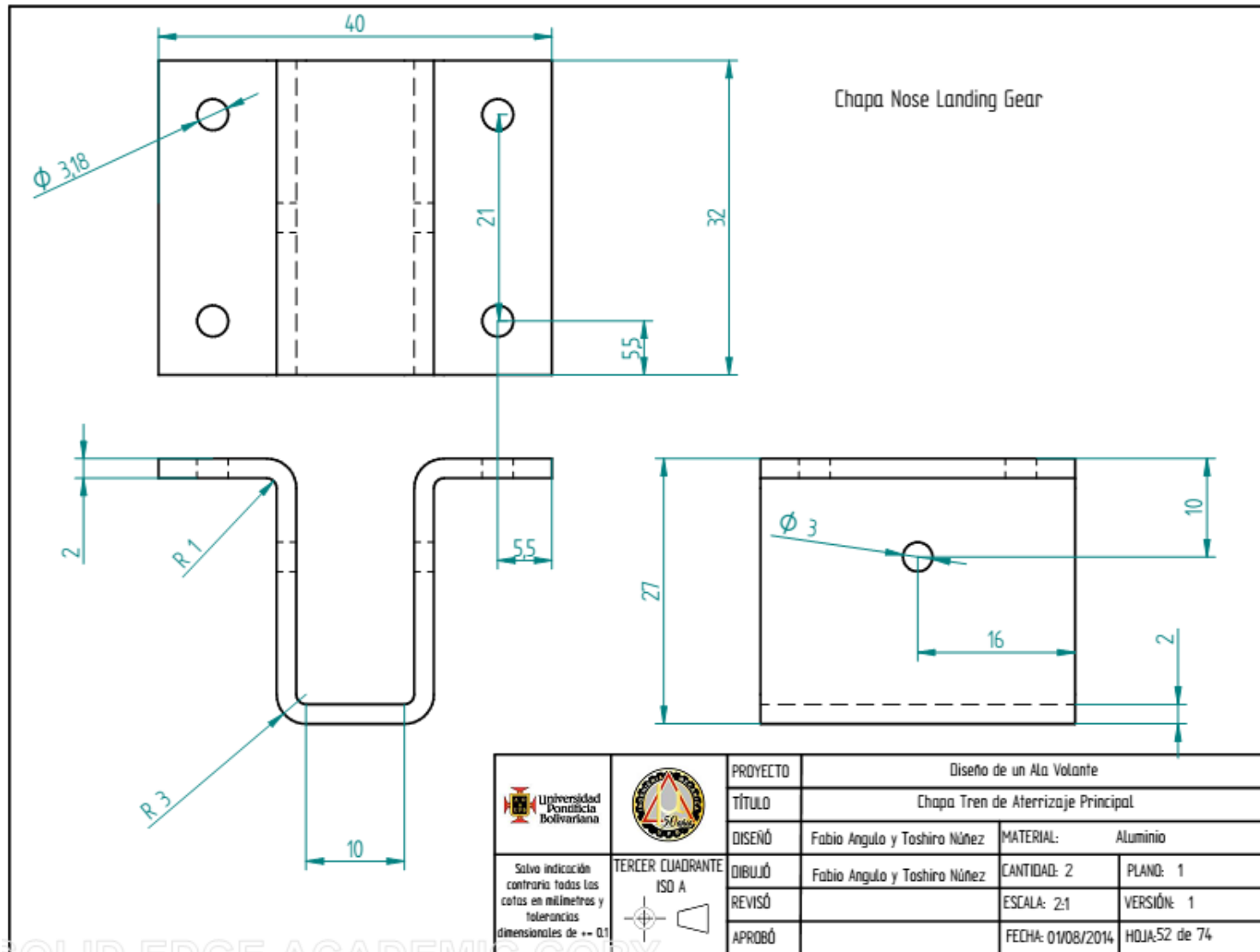
Grupo de Anexos I. Planos de elementos del fuselaje.



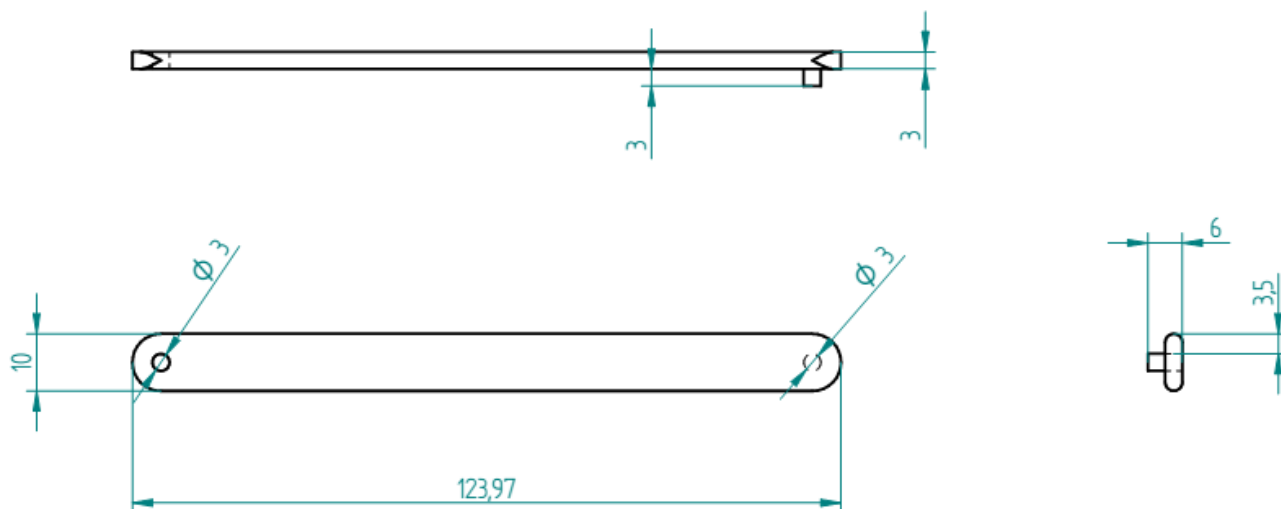


		PROYECTO	Diseño de un Ala Volante		
		TÍTULO	Tren de Nariz		
Salvo indicación contraria todas las cotas en milímetros y tolerancias dimensionales de $\pm 0,1$	TERCER CUADRANTE ISO A 	DISEÑO	Fabio Angulo y Toshio Núñez	MATERIAL:	Comercial
		DIBUJÓ	Fabio Angulo y Toshio Núñez	CANTIDAD: 1	PLANO: 1
		REVISÓ		ESCALA: 1:1	VERSIÓN: 1
		APROBÓ		FECHA: 01/08/2014	HOJA-50 de 74

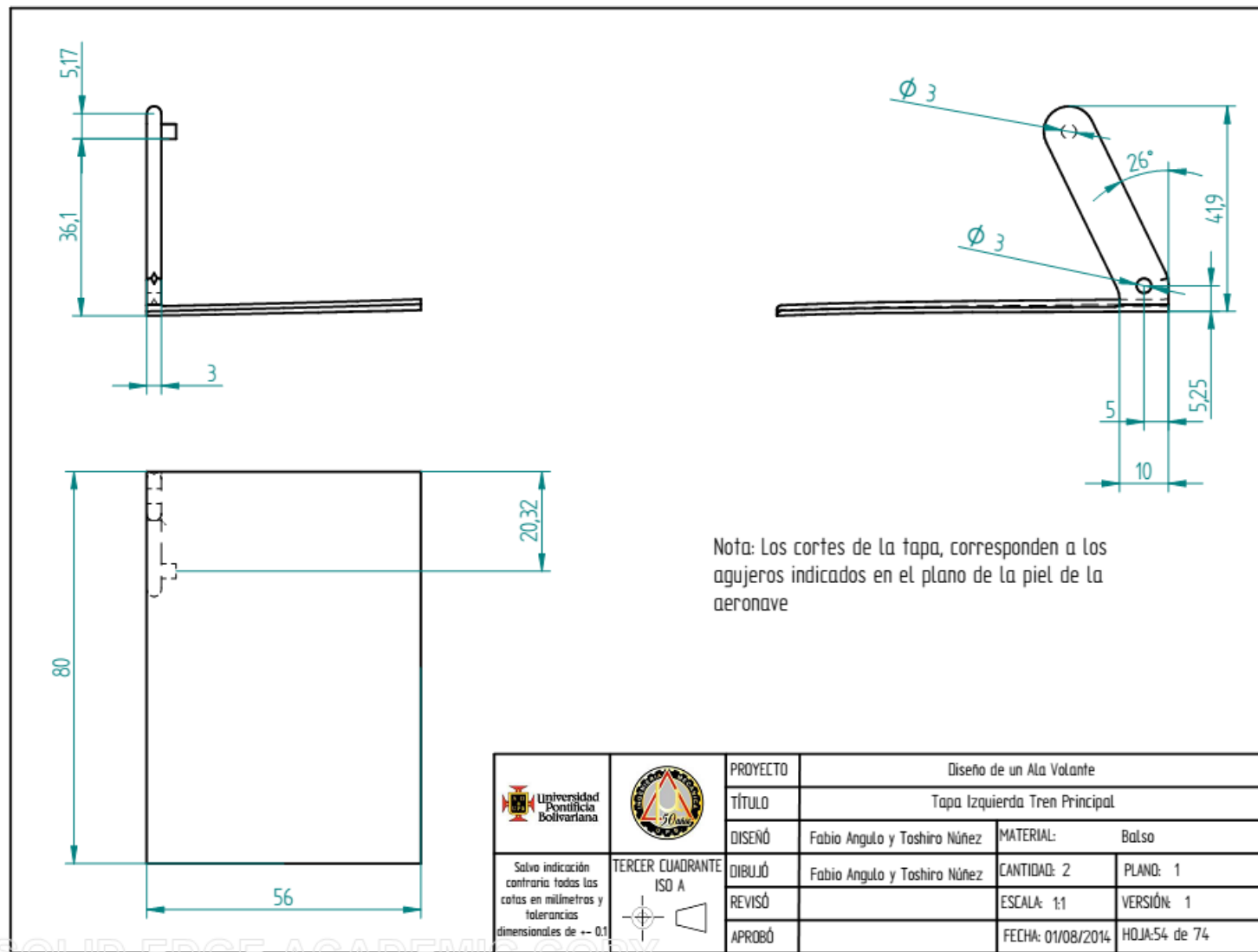


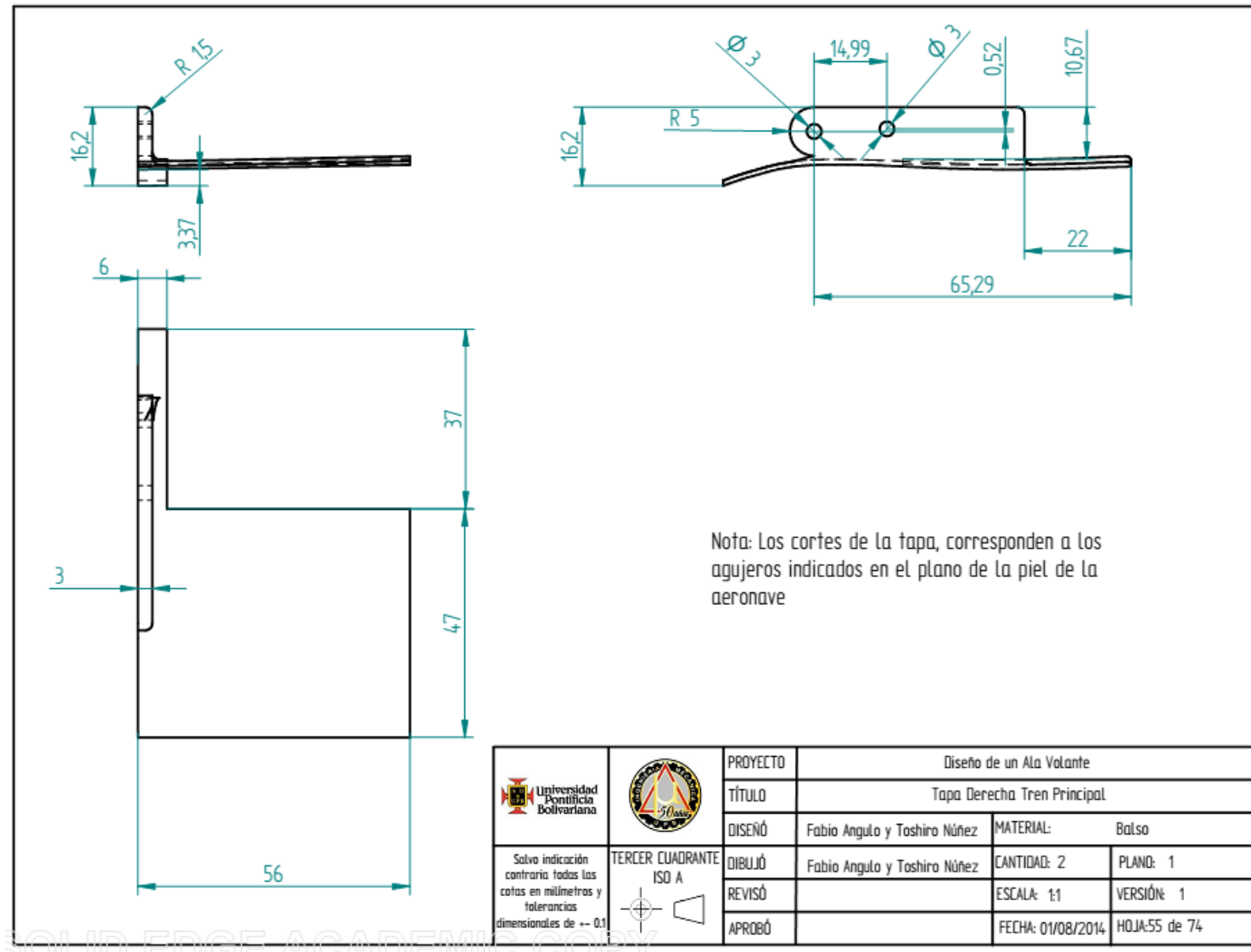


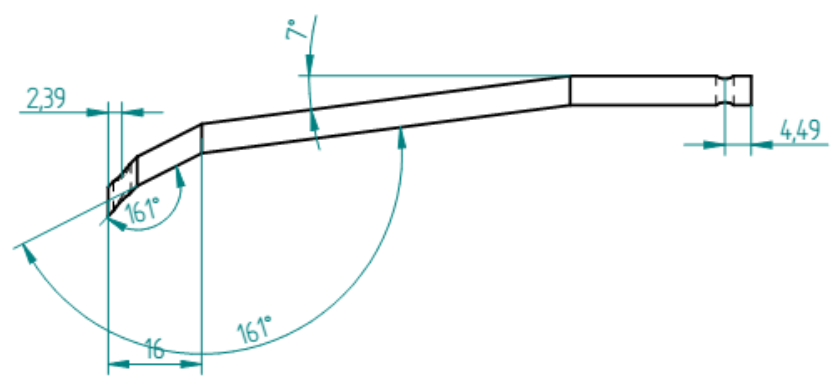
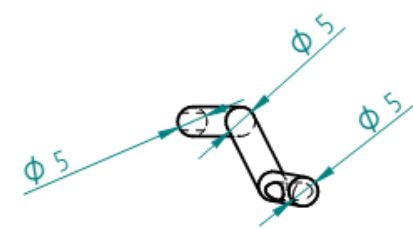
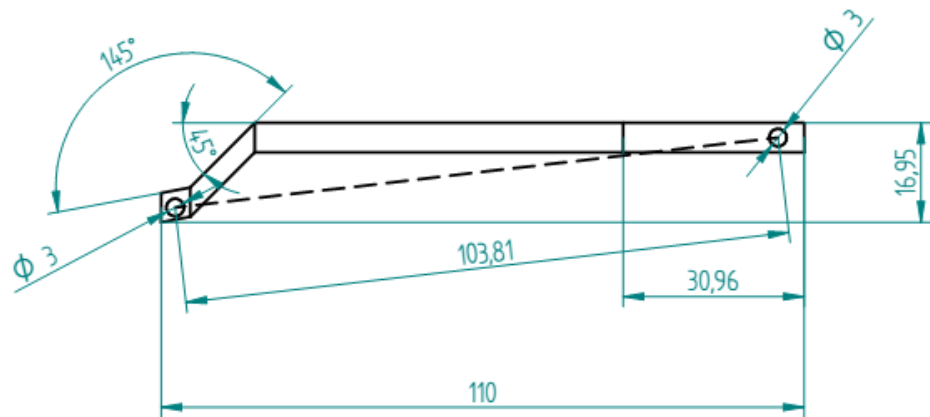
Barra 2 Atras

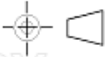


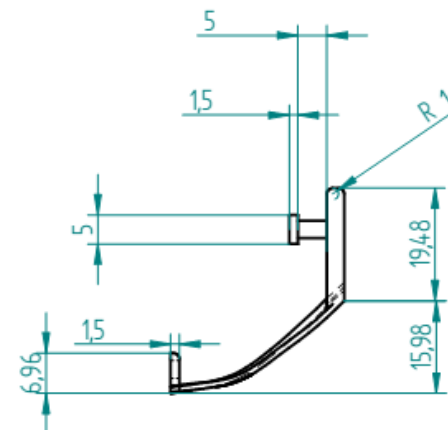
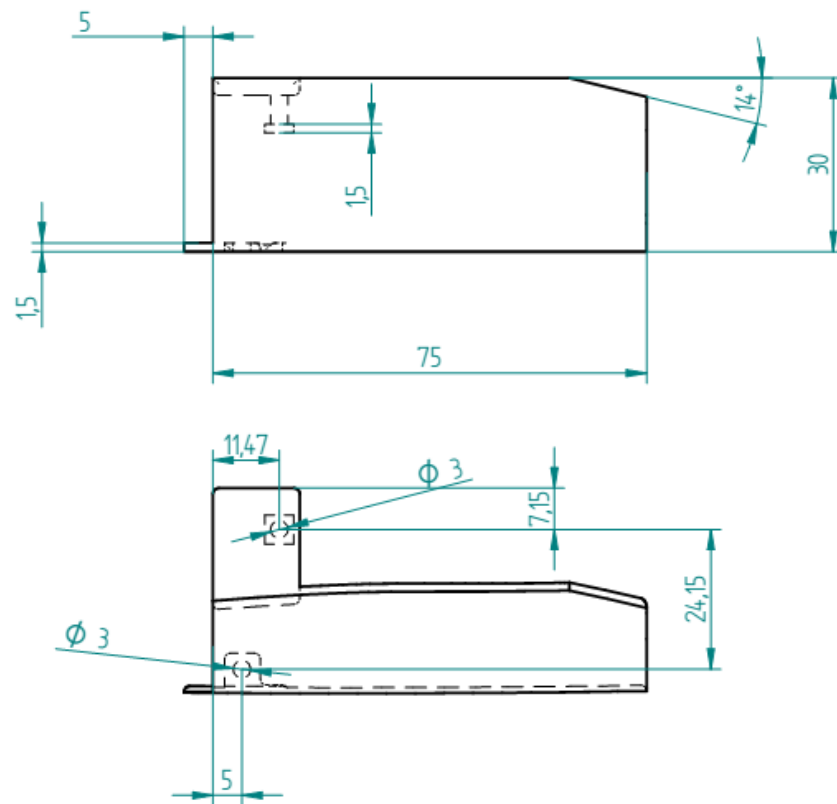
 Universidad Pontificia Bolivariana	 TERCER CUADRANTE ISO A 	PROYECTO	Diseño de un Ala Volante			
		TÍTULO	Biela Tapas Tren aterrizaje principal			
		DISEÑÓ	Fabio Angulo y Toshira Núñez	MATERIAL:		Balsa/Aluminio
		DIBUJÓ	Fabio Angulo y Toshira Núñez	CANTIDAD: 2	PLANO: 1	
		REVISÓ		ESCALA: 1:1	VERSIÓN: 1	
Salvo indicación contraria todas las cotas en milímetros y tolerancias dimensionales de ± 0.1		APROBÓ		FECHA: 01/08/2014	HOJA: 53 de 74	

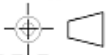


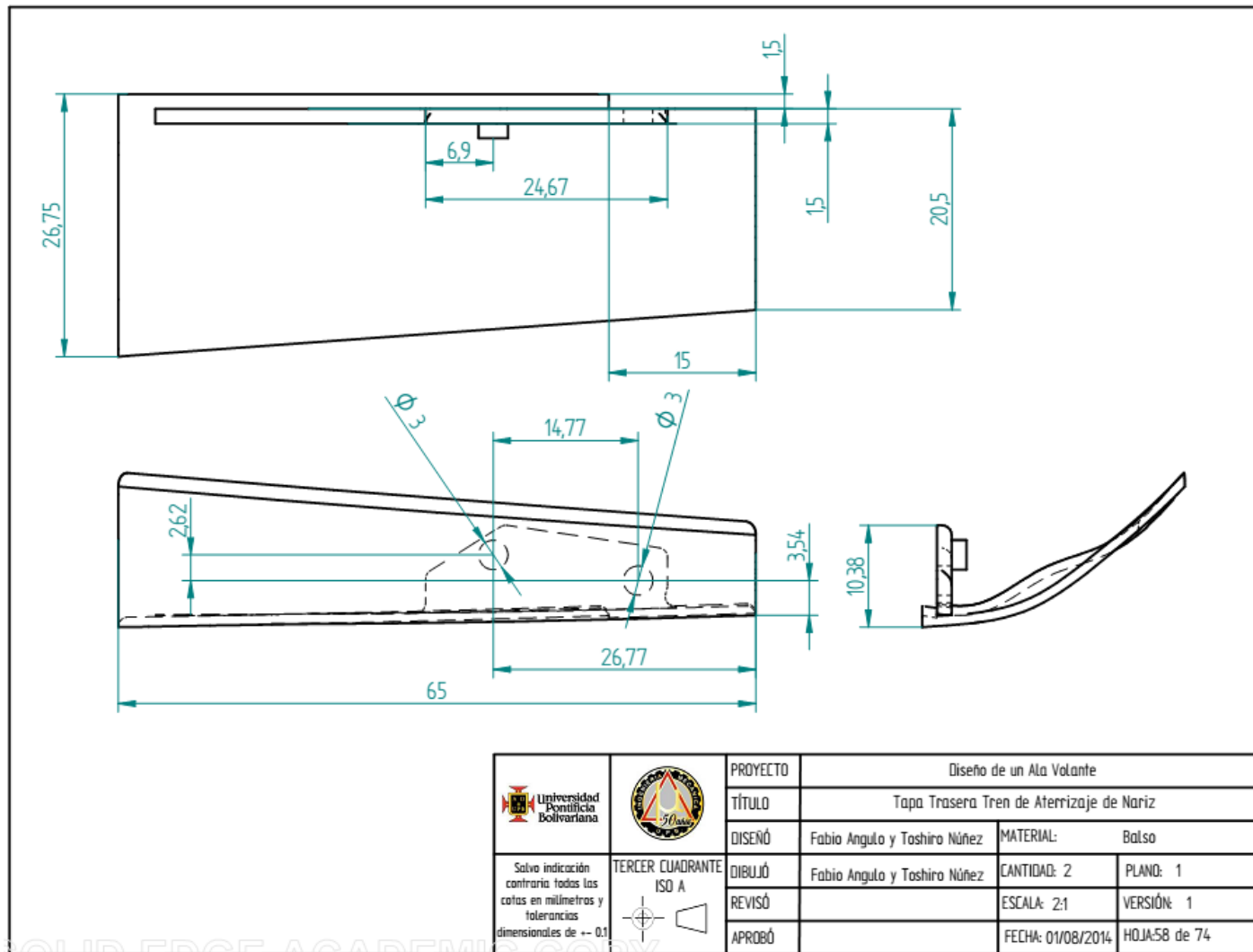


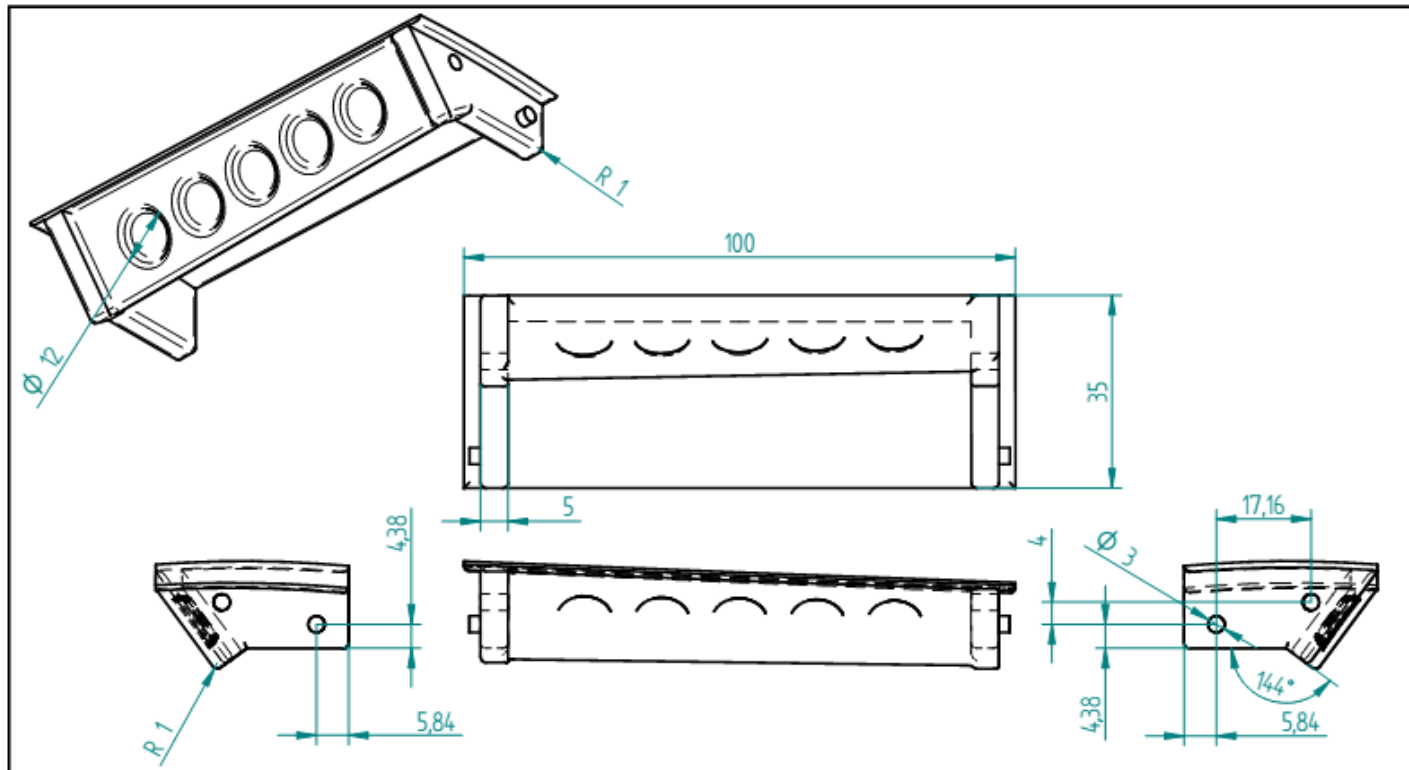


		PROYECTO	Diseño de un Ala Volante		
		TÍTULO	Biela Tapas Tren de Nariz		
Salvo indicación contraria todas las cotas en milímetros y tolerancias dimensionales de ± 0.1	TERCER CUADRANTE ISO A 	DISEÑO	Fabio Angulo y Toshira Núñez	MATERIAL:	Balsa/Aluminio
		DIBUJÓ	Fabio Angulo y Toshira Núñez	CANTIDAD: 2	PLANO: 1
		REVISÓ		ESCALA: 1:1	VERSIÓN: 1
		APROBÓ		FECHA: 01/08/2014	HOJA: 56 de 74

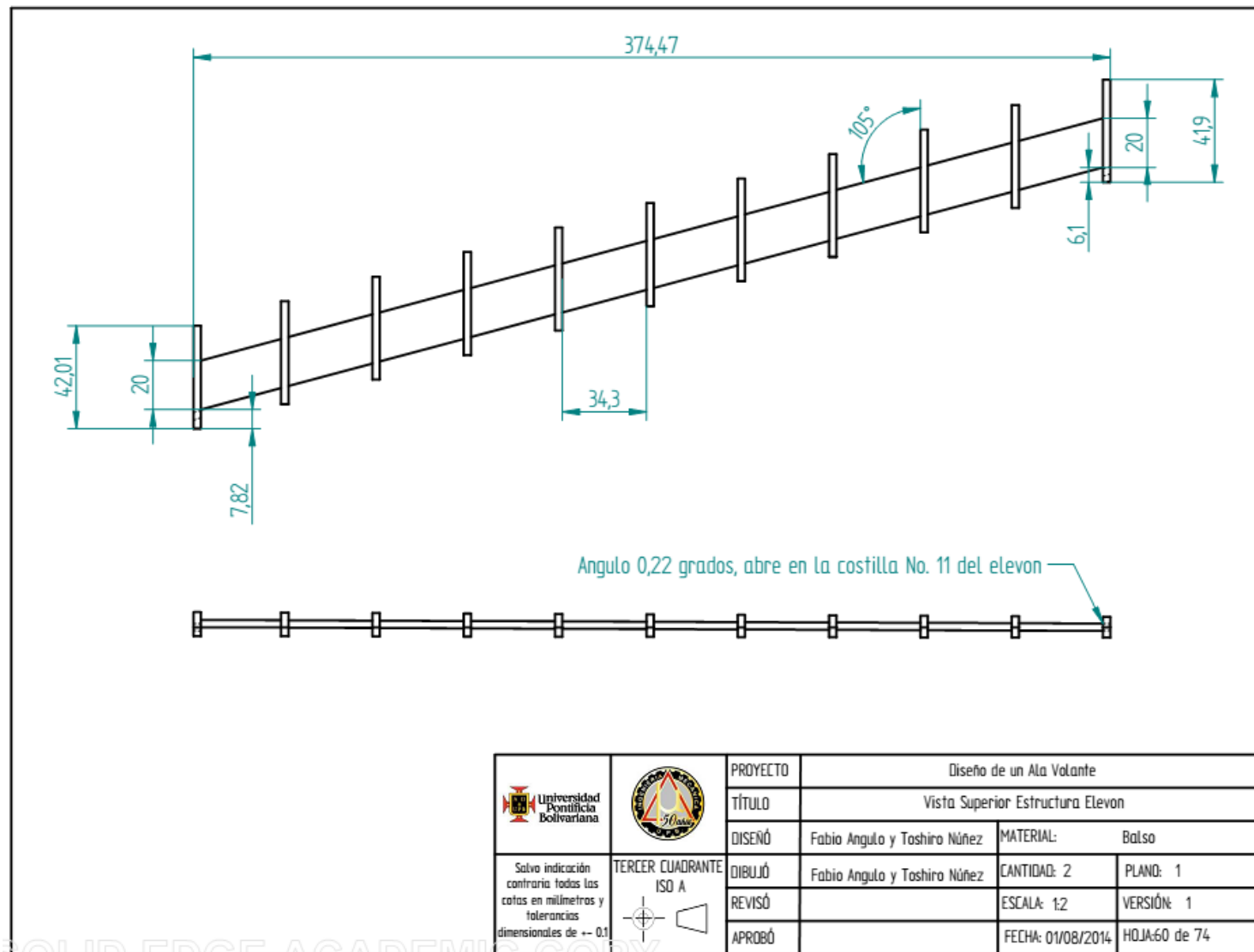


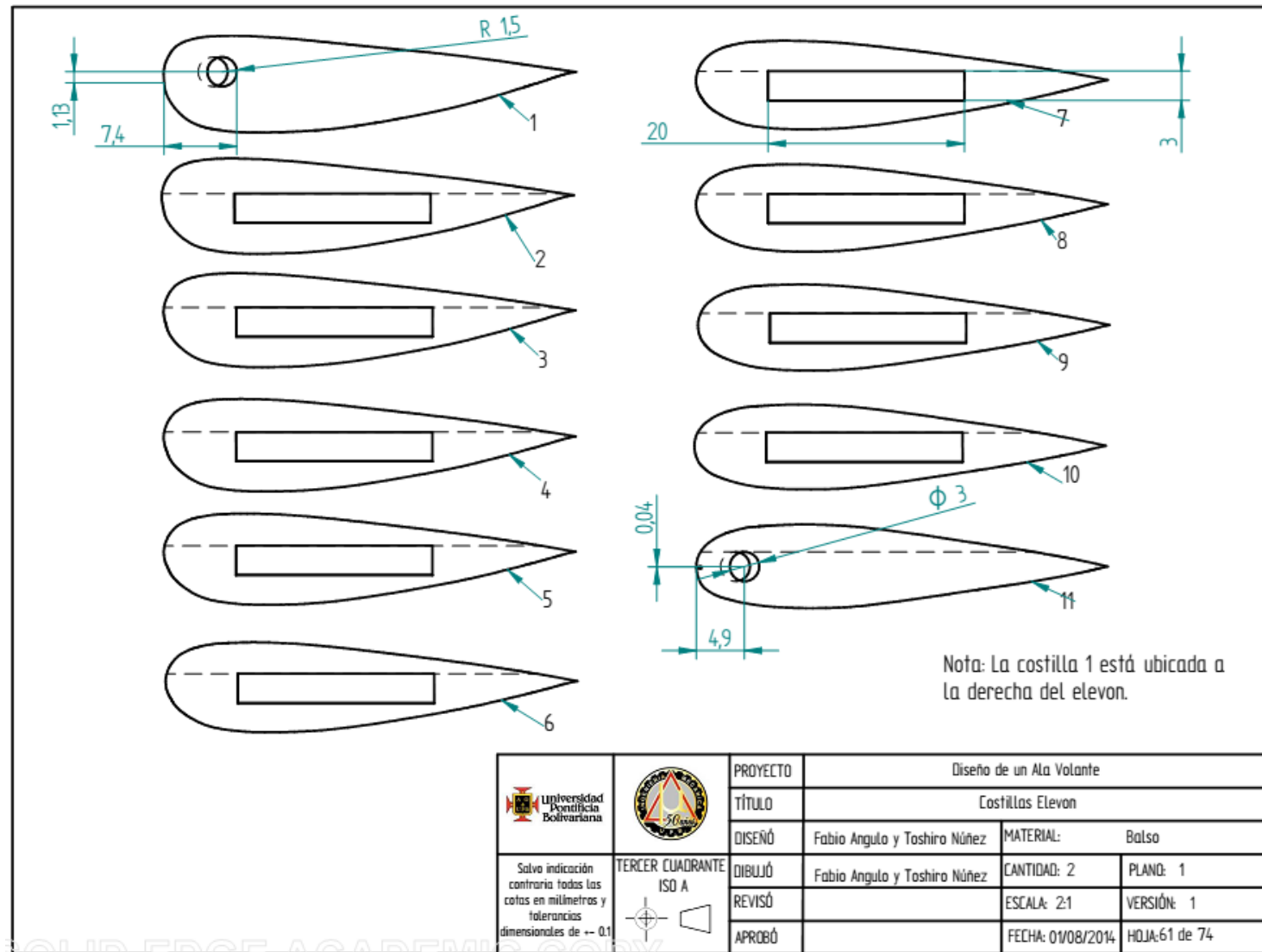
 Universidad Pontificia Bolivariana		PROYECTO	Diseño de un Ala Volante		
		TÍTULO	Tapa delantera Tren de Aterrizaje de Nariz		
		DISEÑO	Fabio Angulo y Toshio Núñez	MATERIAL:	Balsa
		DIBUJÓ	Fabio Angulo y Toshio Núñez	CANTIDAD: 2	PLANO: 1
		REVISÓ		ESCALA: 1:1	VERSIÓN: 1
Salvo indicación contraria todas las cotas en milímetros y tolerancias dimensionales de ± 0.1	TERCER CUADRANTE ISO A 	APROBÓ		FECHA: 01/08/2014	HOJA: 57 de 74

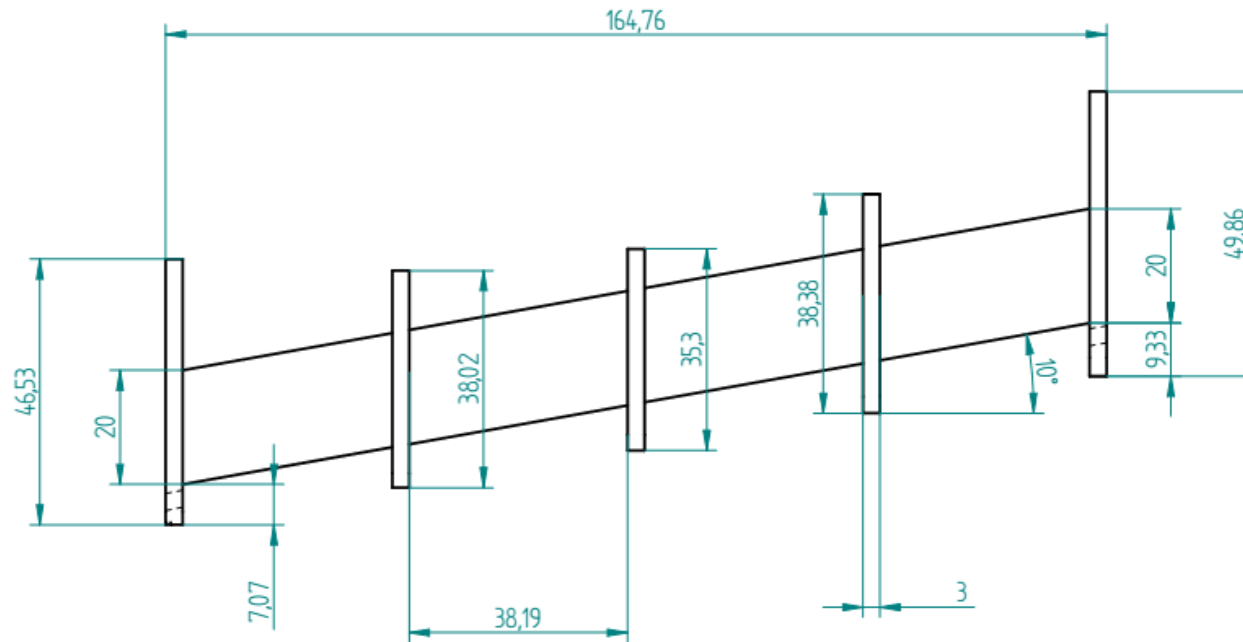


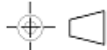


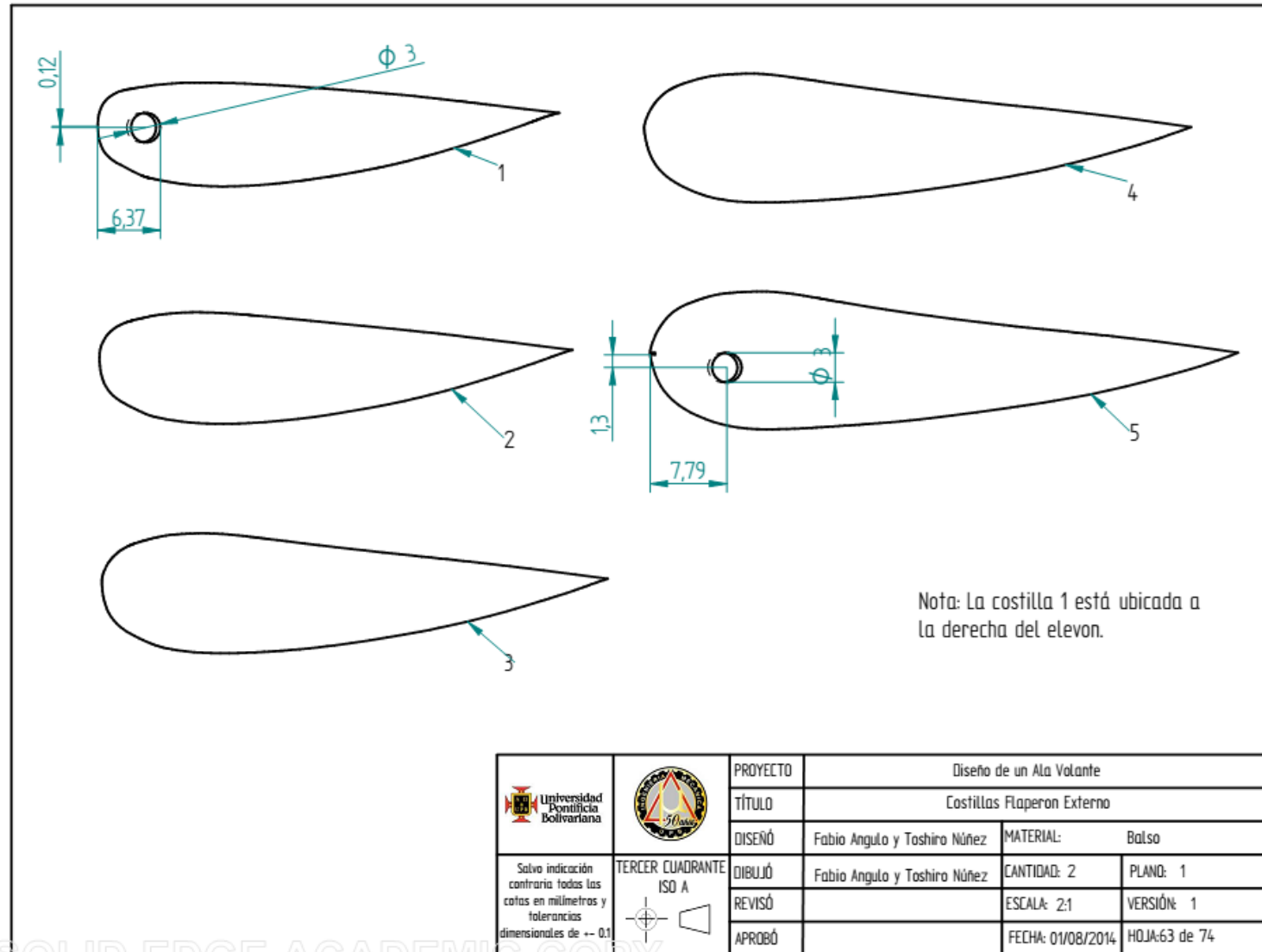
 Universidad Pontificia Bolivariana	 TERCER CUADRANTE ISO A 	PROYECTO	Diseño de un Ala Volante		
		TÍTULO	Drag Rudder		
		DISEÑO	Fabio Angulo y Toshira Núñez	MATERIAL: Balsa	
		DIBUJÓ	Fabio Angulo y Toshira Núñez	CANTIDAD: 2	PLANO: 1
		REVISÓ		ESCALA: 1:1	VERSIÓN: 1
Salvo indicación contraria todas las cotas en milímetros y tolerancias dimensionales de $\pm 0,1$		APROBÓ		FECHA: 01/08/2014	HOJA: 59 de 74

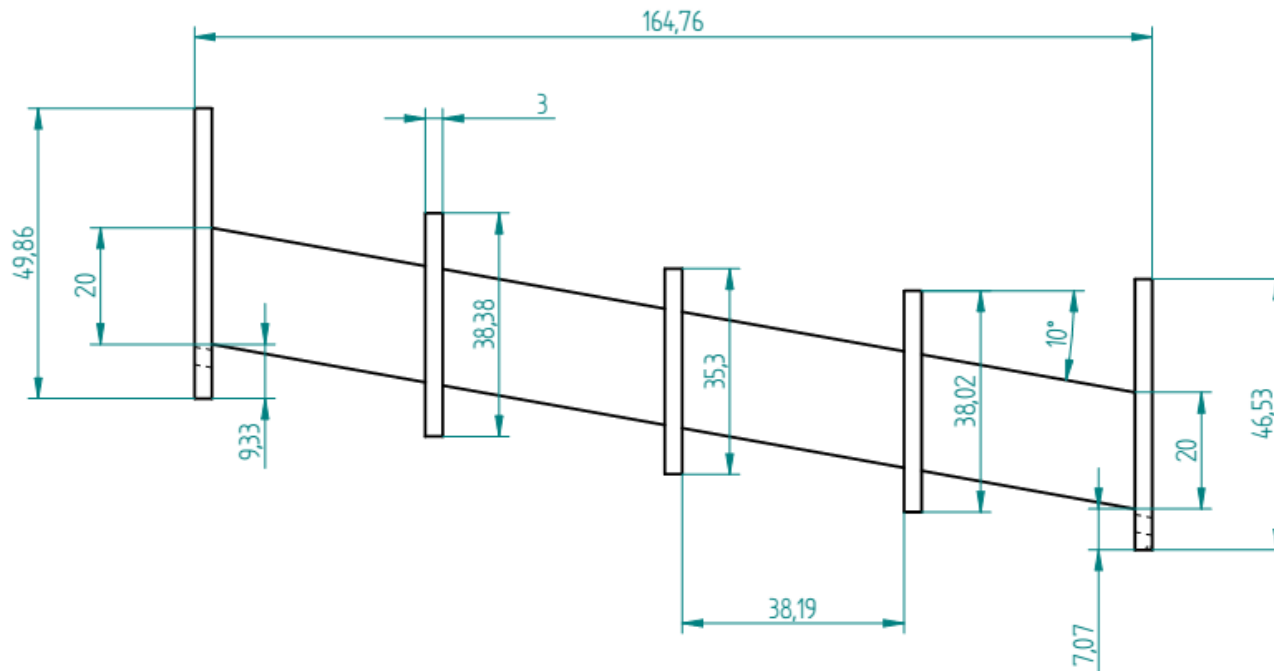




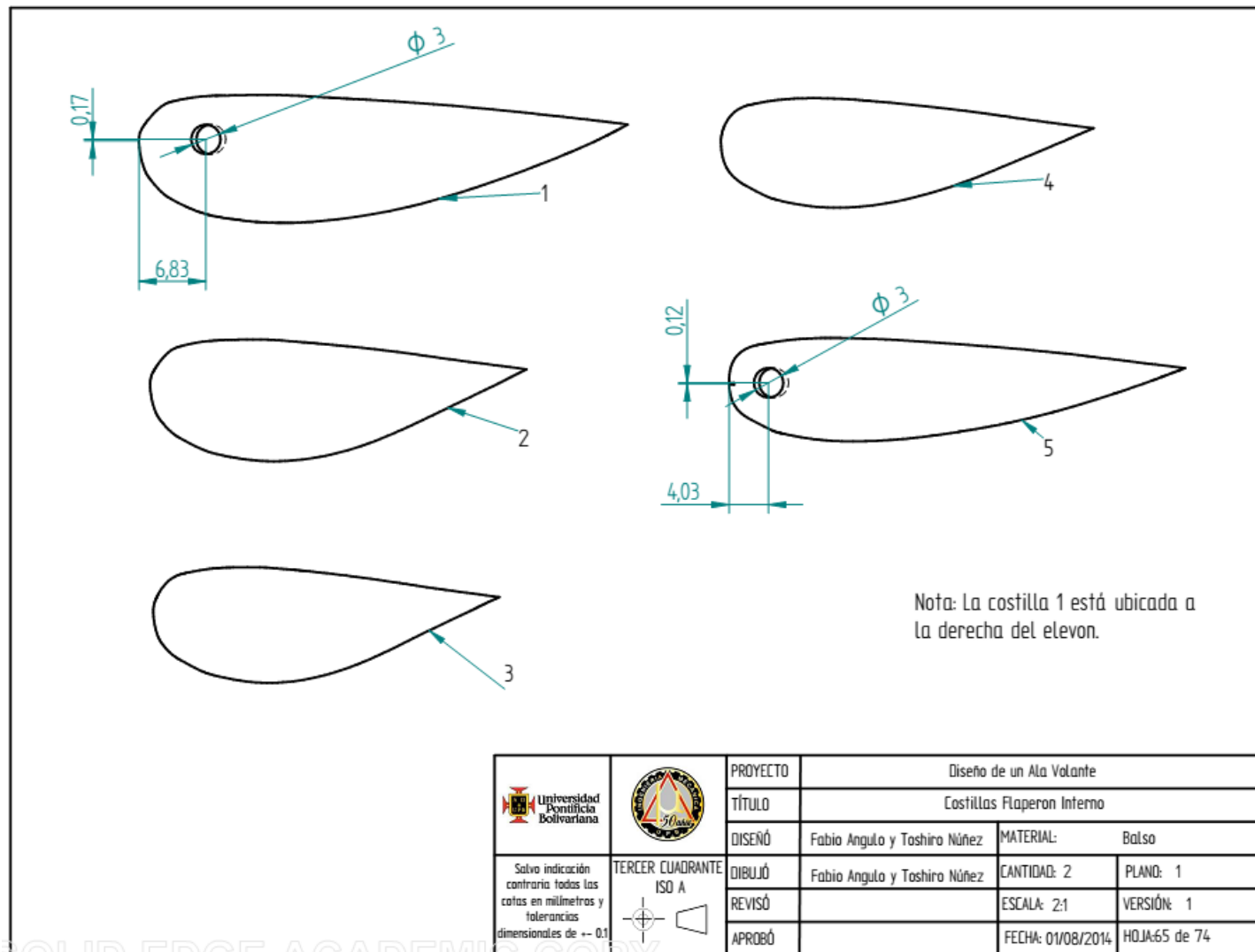


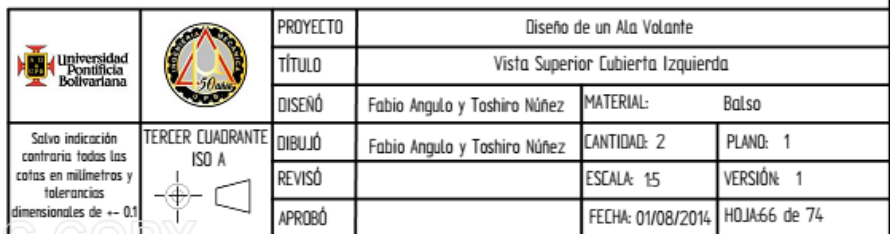
 Universidad Pontificia Bolivariana	 50 años	PROYECTO	Diseño de un Ala Volante		
		TÍTULO	Vista Superior Estructura Flaperon Externo		
		DISEÑO	Fabio Angulo y Toshio Núñez	MATERIAL:	Balsa
		DIBUJÓ	Fabio Angulo y Toshio Núñez	CANTIDAD: 2	PLANO: 1
		REVISÓ		ESCALA: 1:1	VERSIÓN: 1
Salvo indicación contraria todas las cotas en milímetros y tolerancias dimensionales de $\pm 0,1$	TERCER CUADRANTE ISO A 	APROBÓ		FECHA: 01/08/2014	HOJA: 62 de 74

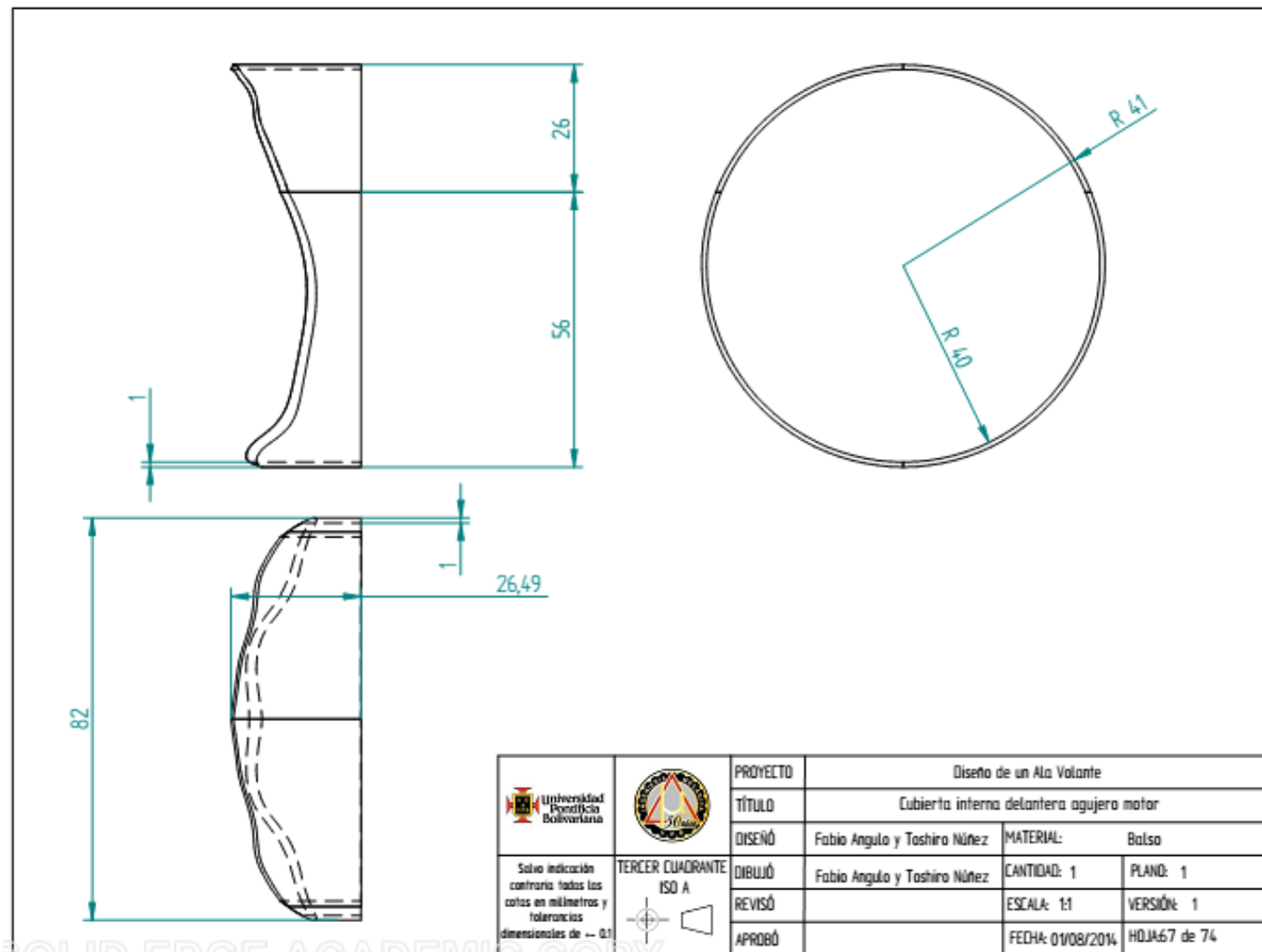


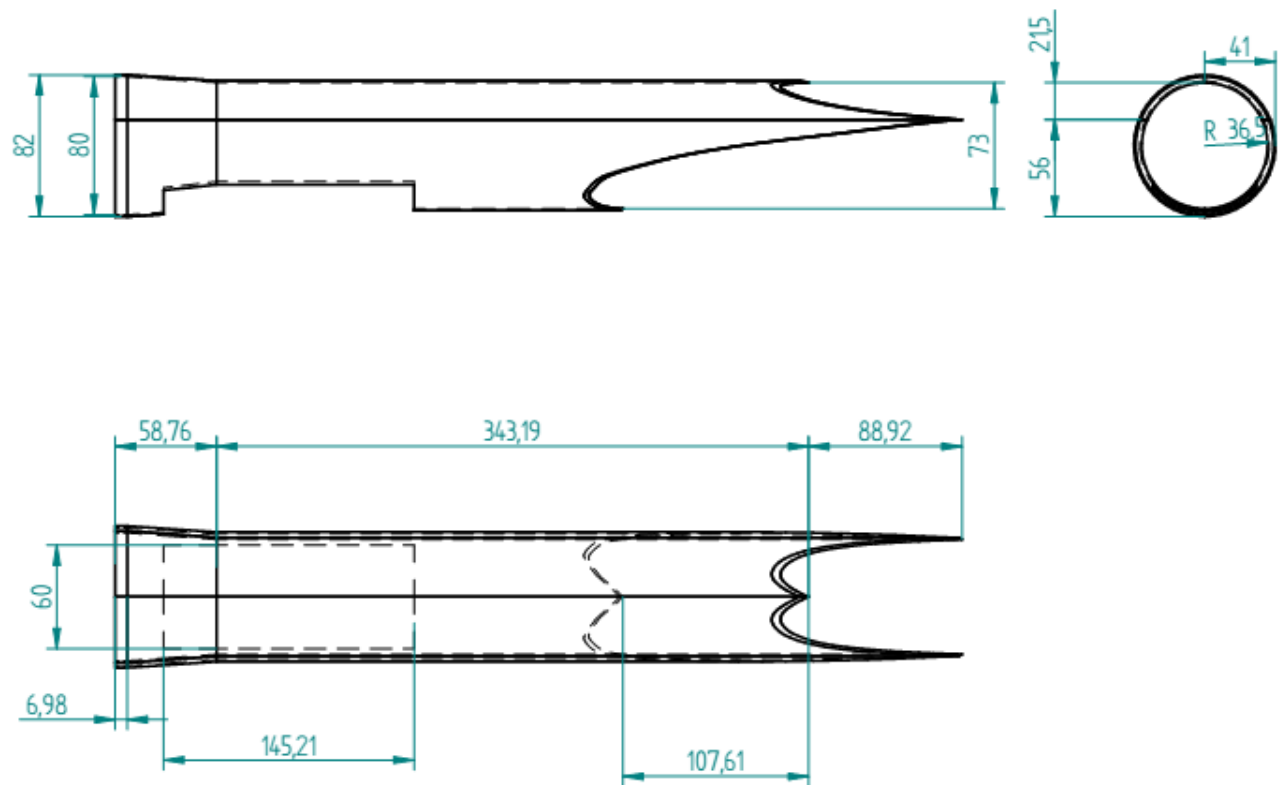


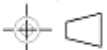
		PROYECTO	Diseño de un Ala Volante		
		TÍTULO	Vista Superior Estructura Flaperon Interno		
Salvo indicación contraria todas las cotas en milímetros y tolerancias dimensionales de $\pm 0,1$	TERCER CUADRANTE ISO A 	DISEÑO	Fabio Angulo y Toshio Núñez	MATERIAL:	Balsa
		DIBUJÓ	Fabio Angulo y Toshio Núñez	CANTIDAD: 2	PLANO: 1
		REVISÓ		ESCALA: 1:1	VERSIÓN: 1
		APROBÓ		FECHA: 01/08/2014	HOJA: 64 de 74

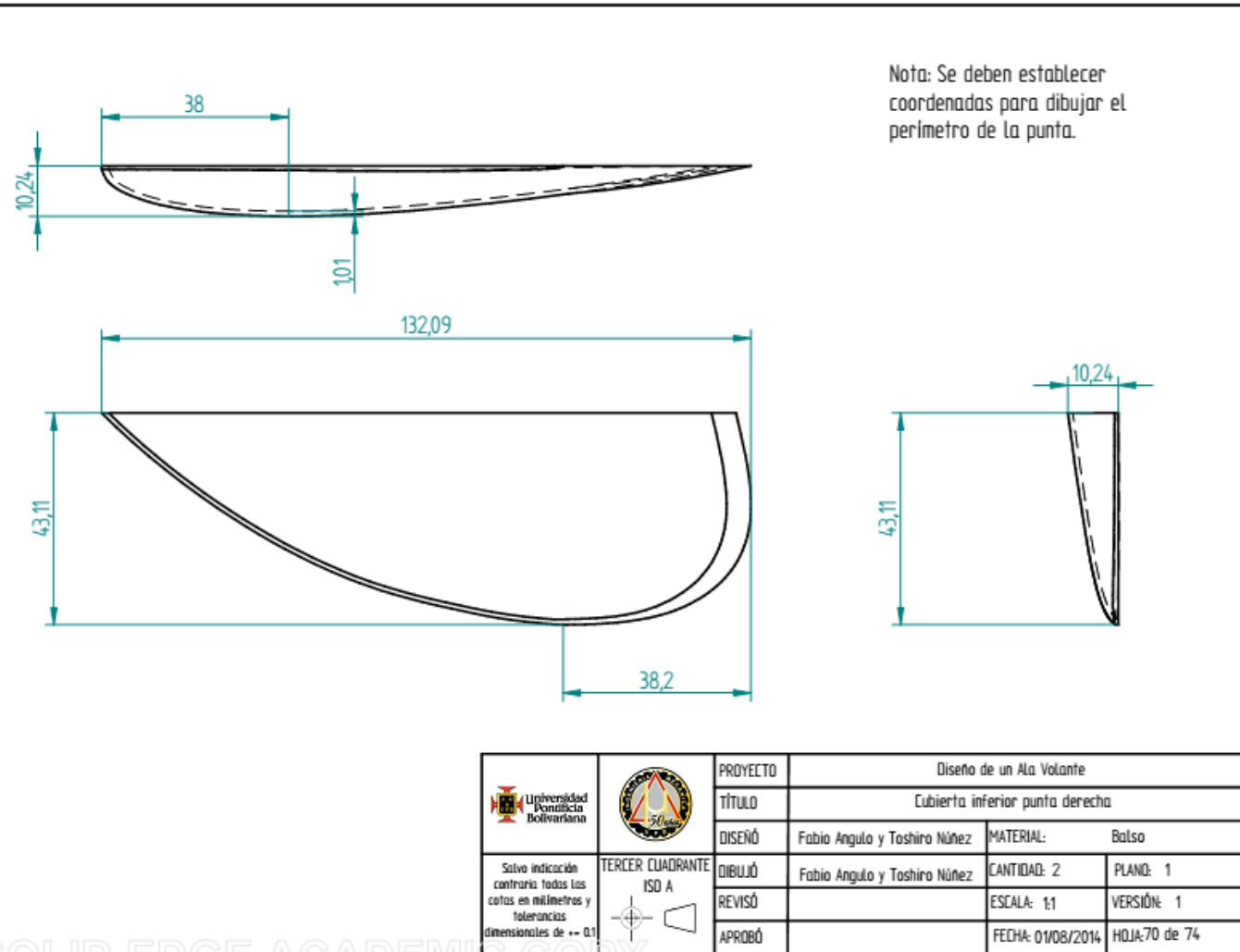


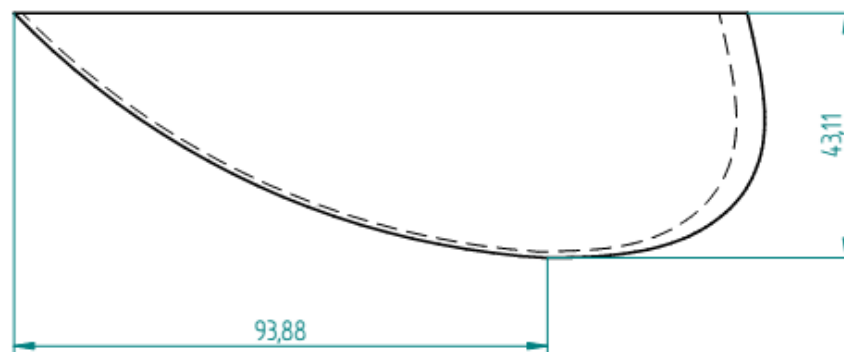
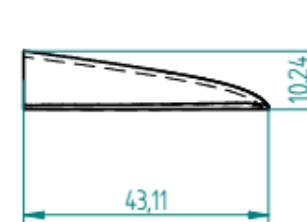
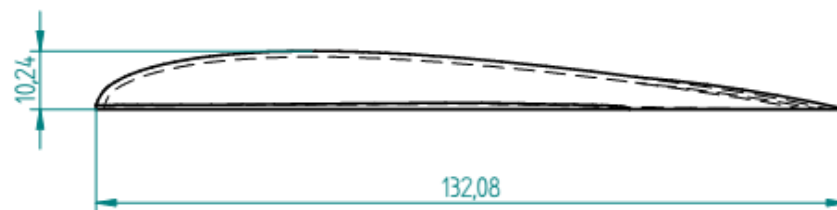






 Universidad Pontificia Bolivariana		PROYECTO	Diseño de un Ala Volante		
		TÍTULO	Cubierta interna trasera agujero motor		
		DISEÑO	Fabio Angulo y Toshio Núñez	MATERIAL:	Balsa
		DIBUJÓ	Fabio Angulo y Toshio Núñez	CANTIDAD: 1	PLANO: 1
		REVISÓ		ESCALA: 13,33	VERSIÓN: 1
Salvo indicación contraria todas las cotas en milímetros y tolerancias dimensionales de ± 0.1	TERCER CUADRANTE ISO A 	APROBÓ		FECHA: 01/08/2014	HOJA: 68 de 74

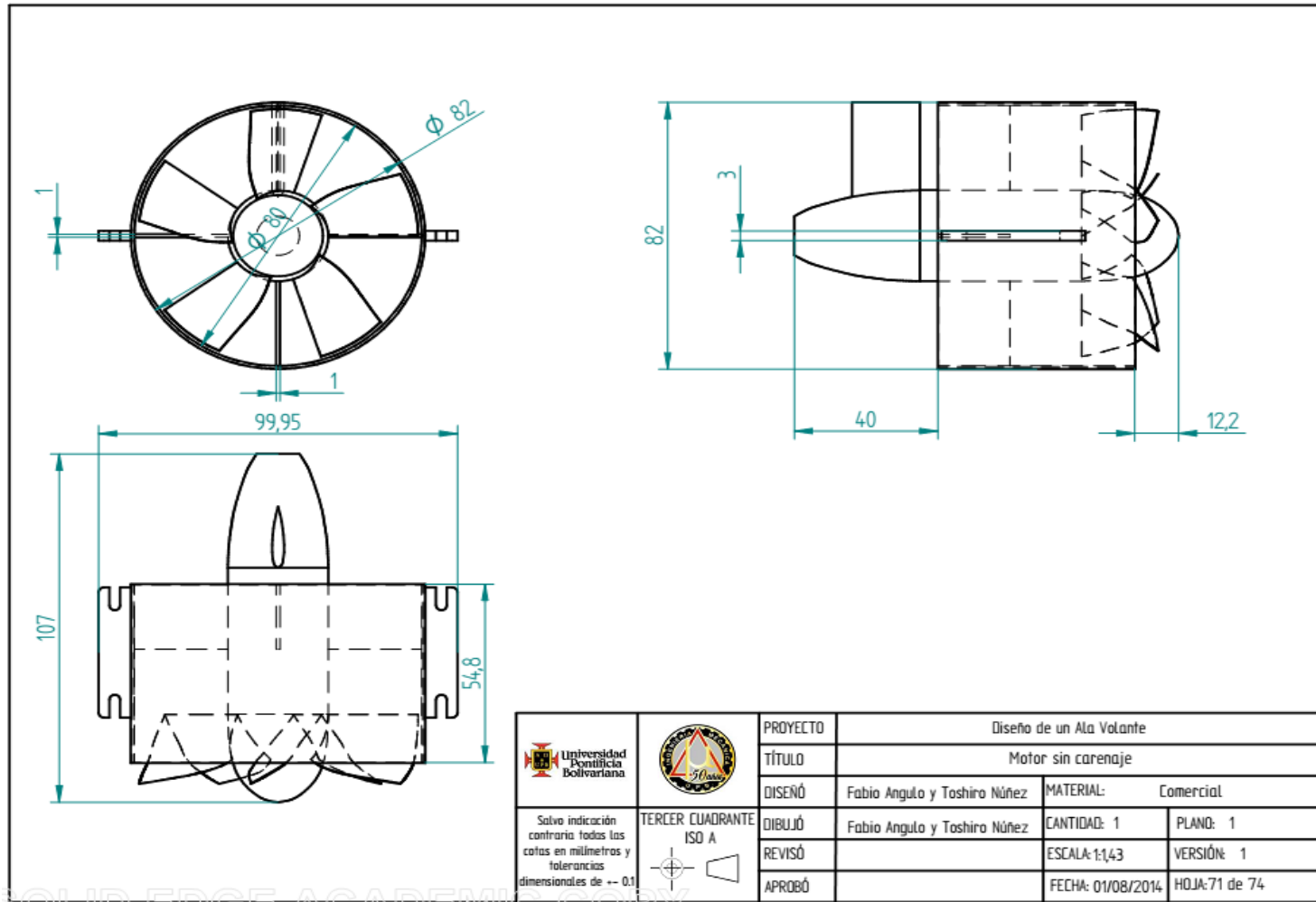


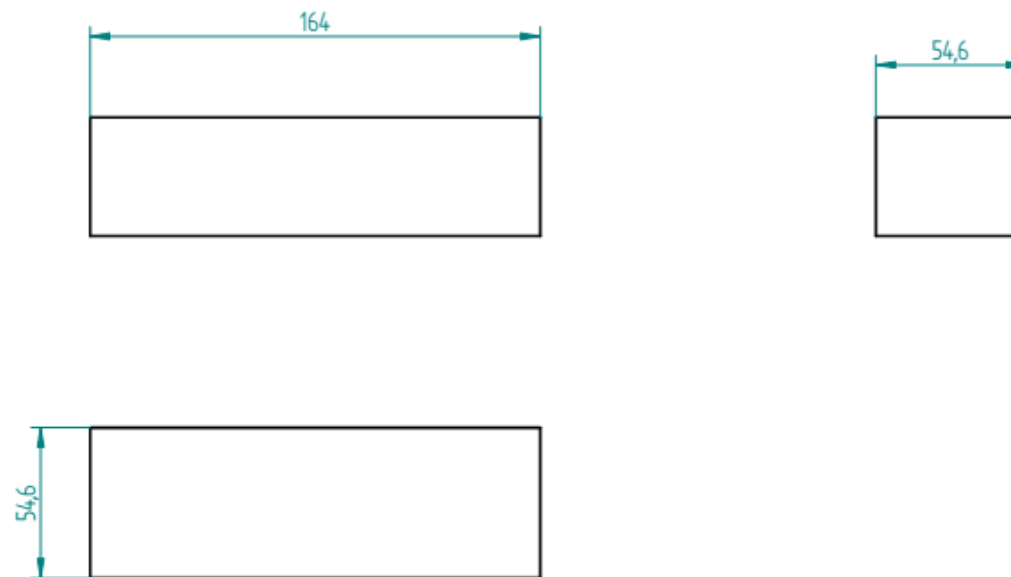


Nota: Se deben establecer coordenadas para dibujar el perímetro de la punta.

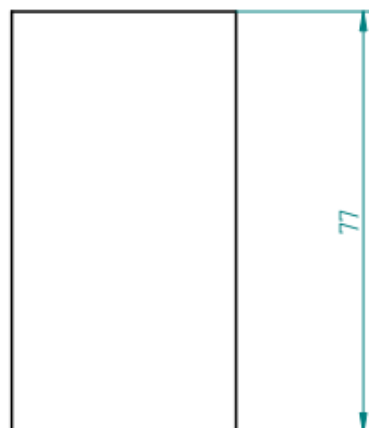
 Universidad Pontificia Bolivariana	 50 años	PROYECTO	Diseño de un Ala Volante			
		TÍTULO	Cubierta superior punta izquierda			
		DISEÑÓ	Fabio Angulo y Toshira Núñez	MATERIAL:	Balsa	
		DIBUJÓ	Fabio Angulo y Toshira Núñez	CANTIDAD: 2	PLANO: 1	
		REVISÓ		ESCALA: 1:1	VERSIÓN: 1	
Salvo indicación contraria todas las cotas en milímetros y tolerancias dimensionales de $\pm 0,1$	TERCER CUADRANTE ISO A 	APROBÓ		FECHA: 01/08/2014	HOJA: 69 de 74	

Grupo de Anexos K. Planos de componentes eléctricos.

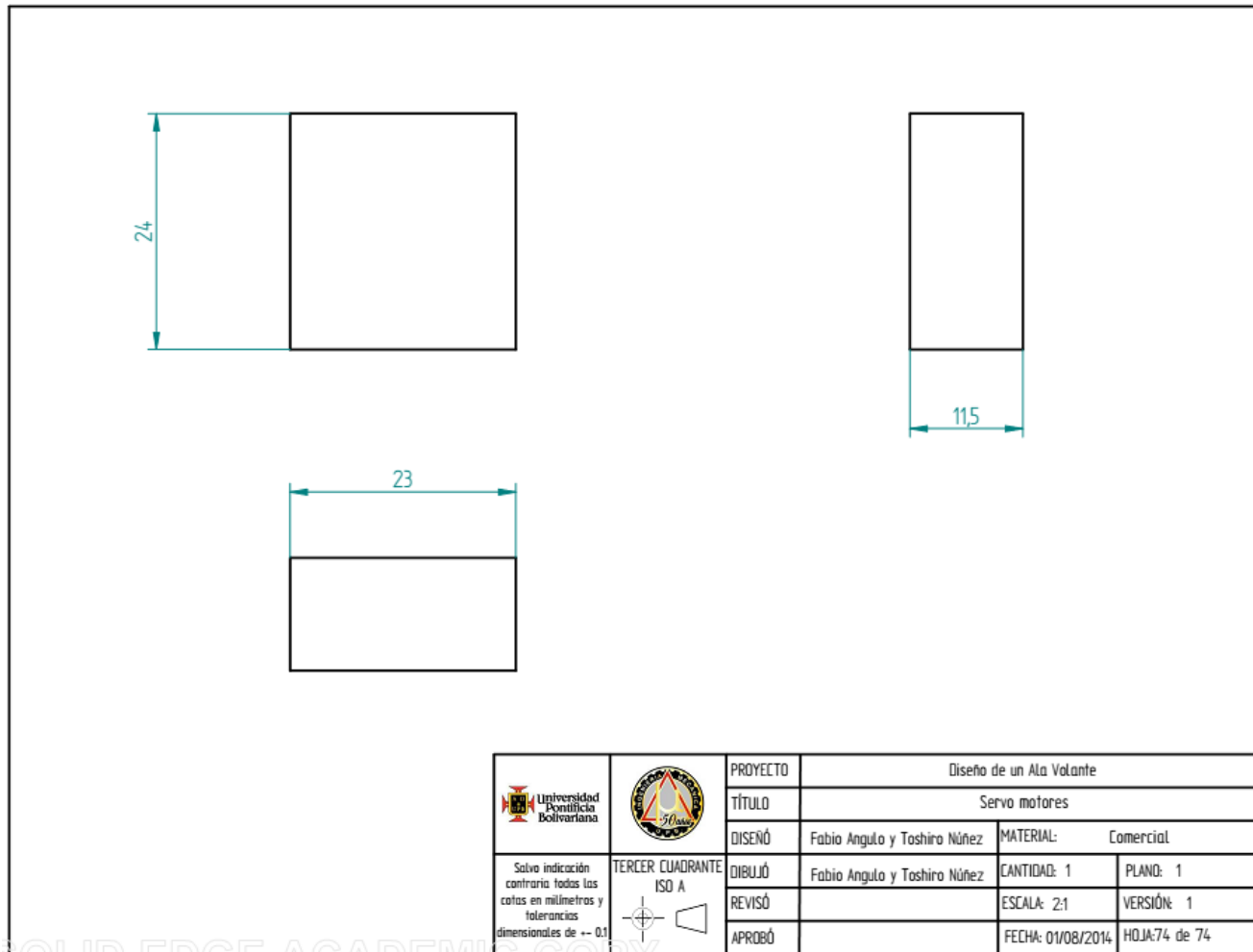




 Universidad Pontificia Bolivariana	 50 años	PROYECTO	Diseño de un Ala Volante		
		TÍTULO	Batería		
		DISEÑO	Fabio Angulo y Toshira Núñez	MATERIAL:	Comercial
		DIBUJÓ	Fabio Angulo y Toshira Núñez	CANTIDAD: 1	PLANO: 1
		REVISÓ		ESCALA: 1:2	VERSIÓN: 1
Salvo indicación contraria todas las cotas en milímetros y tolerancias dimensionales de $\pm 0,1$	TERCER CUADRANTE ISO A 	APROBÓ		FECHA: 01/08/2014	HOJA: 72 de 74

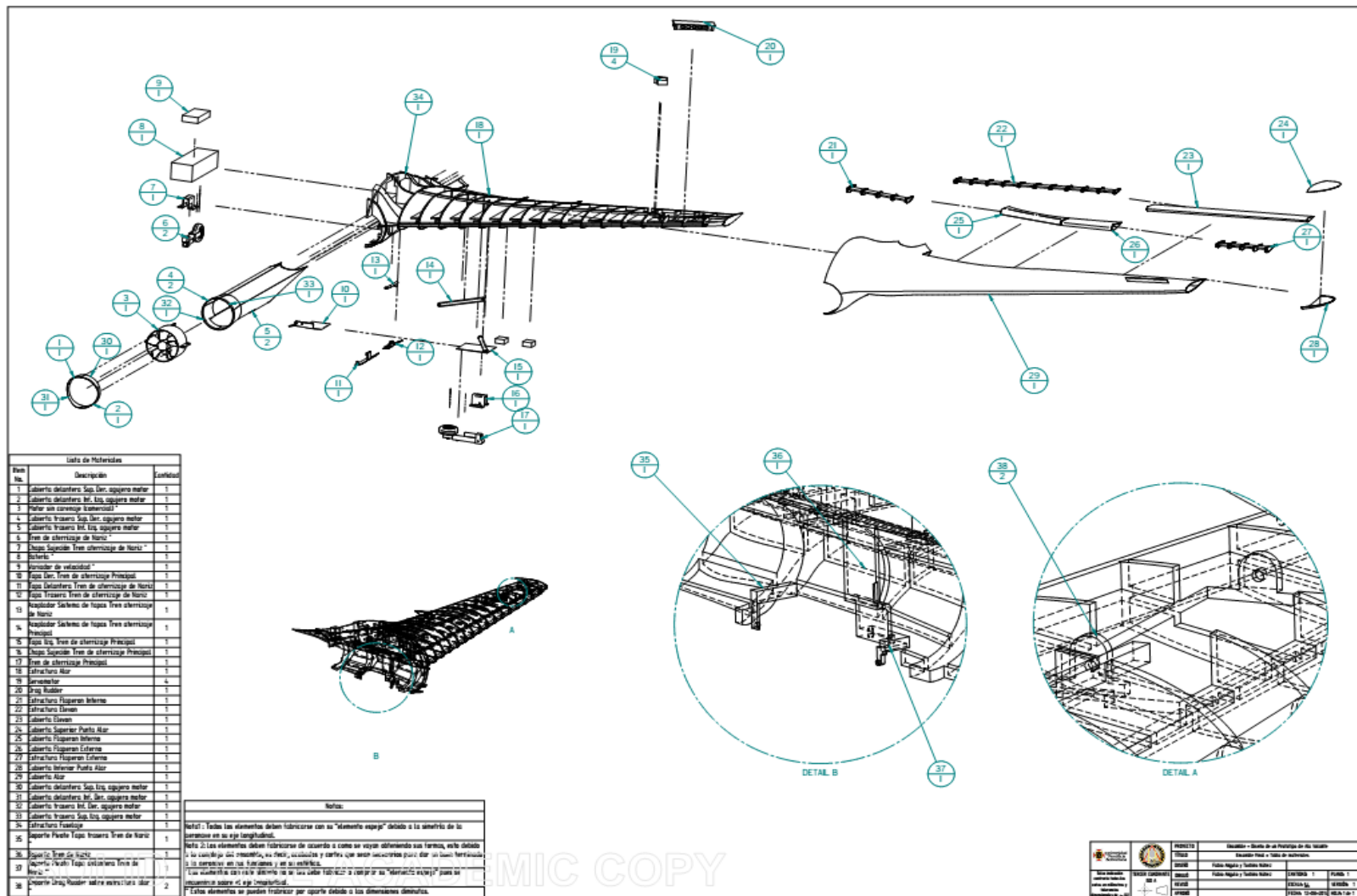


		PROYECTO	Diseño de un Ala Volante		
		TÍTULO	Variador de Velocidad		
Salvo indicación contraria, todas las cotas en milímetros y tolerancias dimensionales de $\pm 0,1$	TERCER CUADRANTE ISO A 	DISEÑO	Fabio Angulo y Toshio Núñez	MATERIAL: Comercial	
		DIBUJO	Fabio Angulo y Toshio Núñez	CANTIDAD: 1	PLANO: 1
		REVISÓ		ESCALA: 1:1	VERSIÓN: 1
		APROBÓ		FECHA: 01/08/2014	HQJA: 73 de 74



		PROYECTO	Diseño de un Ala Volante			
		TÍTULO	Servo motores			
		DISEÑO	Fabio Angulo y Toshiro Núñez	MATERIAL:	Comercial	
		DIBUJÓ	Fabio Angulo y Toshiro Núñez	CANTIDAD: 1	PLANO: 1	
		REVISÓ		ESCALA: 2:1	VERSIÓN: 1	
Salvo indicación contraria todas las cotas en milímetros y tolerancias dimensionales de ± 0.1		APROBÓ		FECHA: 01/08/2014	HOJA: 74 de 74	

Grupo de Anexos L. Plano de ensamble.



Anexo M. Informe de práctica de laboratorio.

PRÁCTICA No. 11: Práctica libre. Estudio aerodinámico de modelo del ala volante **HORTEN IX**

ESTUDIANTE: Alejandro García González

OBJETIVO:

- Estudiar y comprender el comportamiento de las diferentes fuerzas aerodinámicas que se presentan sobre un ala volante.

INTRODUCCIÓN

Un ala volante es una aeronave de ala fija que, como su nombre lo indica, está compuesta en su totalidad por un solo elemento o ala, combinando fuselaje y planos. Carece de conjunto de cola o empenaje que tienen las aeronaves tradicionales, lo que le brinda la posibilidad de experimentar menores fuerzas de arrastre, sin embargo, esto conlleva a la implementación de superficies mixtas que permiten un vuelo recto y nivelado.

JUSTIFICACIÓN

Se pretende construir y seguidamente probar en el túnel de viento un ala volante tipo HORTEN IX, pues se desea investigar el desempeño aerodinámico de ésta ya que dicha aeronave presenta un gran desempeño aerodinámico con poco arrastre y mucha sustentación, además la información respecto a las alas volantes es poca y muy limitada. Posterior a esto, se desea utilizar esa información recopilada con fines académicos.

DATOS EXPERIMENTALES

Las condiciones ambientales medidas el día de la prueba en el laboratorio son:

$$P_{\text{atm}} = 85,3 \text{ KPa} = 853 \text{ mbar}$$

$$T_{\text{amb}} = 22,85 \text{ }^{\circ}\text{C} = 296 \text{ K}$$

El ala no presenta twist geométrico, el perfil alar utilizado es el GOE620, el ángulo diedro es de 4° y las dimensiones de la construcción son las siguientes:

- Cuerda de raíz $C_{\text{root}} = 0,17 \text{ m}$
- Envergadura $b = 0,44 \text{ m}$

- Cuerda de punta $C_{tip} = 0,34m$
- Área alar $S = 0,04488 m^2$
- Cuerda media aerodinámica $C_{mac} = 0,1171m$
- Relación de aspecto $AR = 4,31$

A continuación se consignan los valores tomados en la práctica donde α es el ángulo de ataque, V_∞ la velocidad del viento relativo, L es la fuerza de sustentación y D la de arrastre.

$\alpha [^\circ]$	$L [N]$	$D [N]$	$V_\infty [m/s]$
-8	5,88	8,7906	40,21
-6	9,4178	8,379	40,21
-4	10,2802	8,4182	40,21
-2	11,9168	7,9184	40,21
0	15,6016	7,8988	40,21
2	17,64	7,7126	40,21
4	18,5612	8,2418	40,21
6	21,952	9,2022	40,21
8	22,6184	11,2112	40,21
10	23,7356	11,907	40,21
12	17,9321	12,5244	40,21

Tabla No. 1. Valores de fuerza y arrastre medidos en el túnel del ala volante

CÁLCULOS Y RESULTADOS

La fuerza de sustentación (L) y de arrastre (D) se halla con las siguientes ecuaciones:

$$L = C_L * q_\infty * S \quad (1), \quad D = C_D * q_\infty * S \quad (2)$$

Donde q_∞ es la presión dinámica, S el área alar, C_L y C_D los coeficientes de sustentación y de arrastre, respectivamente.

Como las fuerzas de sustentación y de arrastre ya se conocen, se procede a calcular sus coeficientes.

La presión dinámica (q_∞) se halla con la ecuación a continuación:

$$q_\infty = \frac{1}{2} * \rho_\infty * (V_\infty)^2 \quad (3)$$

Donde ρ_{∞} es la densidad del flujo de aire y V_{∞} su velocidad.

La densidad (ρ_{∞}) del aire en Medellín a las condiciones atmosféricas al momento de la prueba se halla con la ecuación (4).

$$\rho_{\infty} = \frac{p_{\infty}}{R \cdot T_{\infty}} \quad (4)$$

Donde p_{∞} es la presión atmosférica, R es la constante del aire y T_{∞} la temperatura ambiente.

Teniendo que la presión atmosférica es $p_{\infty} = 85.300 \text{ Pa}$, la temperatura ambiente es $T_{\infty} = 297 \text{ K}$ y que la constante del aire es $R = 286,9 \text{ J/kg} \cdot \text{K}$, se reemplazan estos en la ecuación (4) y la densidad del aire que se calcula es $\rho_{\infty} = 1,001064 \text{ kg/m}^3$.

Con la densidad del aire calculada y sabiendo que la velocidad promedio de la prueba es de 20,212 m/s, se halla la presión dinámica con la ecuación (3), $q_{\infty} = 809,62 \text{ Pa}$

El número de Reynolds (Re) se puede encontrar con la siguiente ecuación:

$$Re = \frac{\rho_{\infty} \cdot V_{\infty} \cdot C_{mac}}{\mu_{\infty}} \quad (5)$$

Donde ρ_{∞} es la densidad del aire, V_{∞} es la velocidad del flujo de aire, C_{mac} es la cuerda media aerodinámica del ala y μ_{∞} es la viscosidad dinámica del aire.

Conociendo la densidad del aire calculada anteriormente, la altitud de Medellín y la temperatura ambiente a la hora de la prueba, con la ayuda del **"1976 Standard Atmosphere Calculator"**¹, se calcula que la viscosidad dinámica del aire a esas condiciones es de $\mu_{\infty} = 1,88234 \times 10^{-5} \text{ Pa} \cdot \text{s}$

Se reemplazan los valores anteriores en la ecuación (5) y se calcula el número Reynolds, teniendo en cuenta que la cuerda media aerodinámica es de 0,1171 m, entonces $Re = 250974,8$.

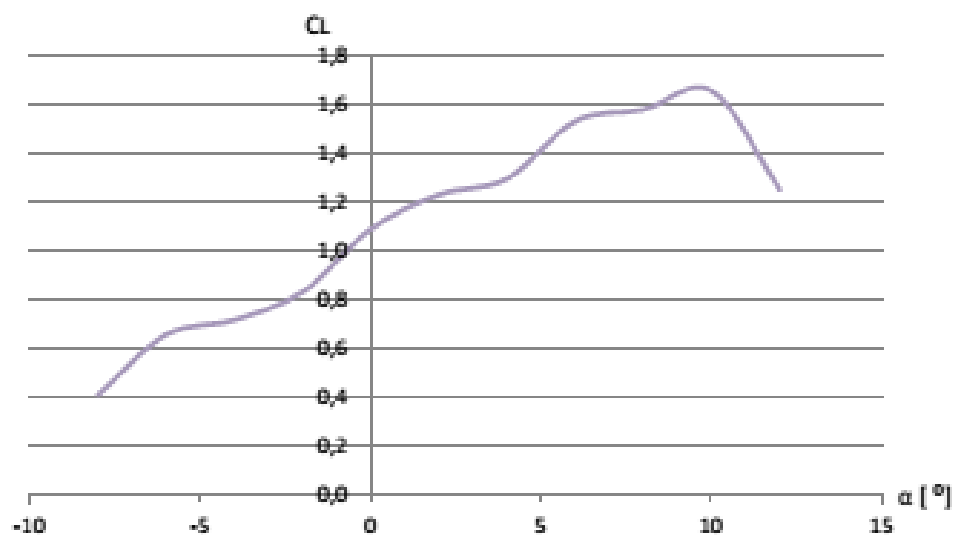
Con los datos tomados en el laboratorio, se calculan los coeficientes de sustentación, de arrastre y la relación entre la sustentación y el arrastre. En la **Tabla no. 2** a continuación se consignan los valores hallados:

¹ <http://www.digitaldutch.com/atmoscalc/> 15 de Mayo de 2013, 1 pm

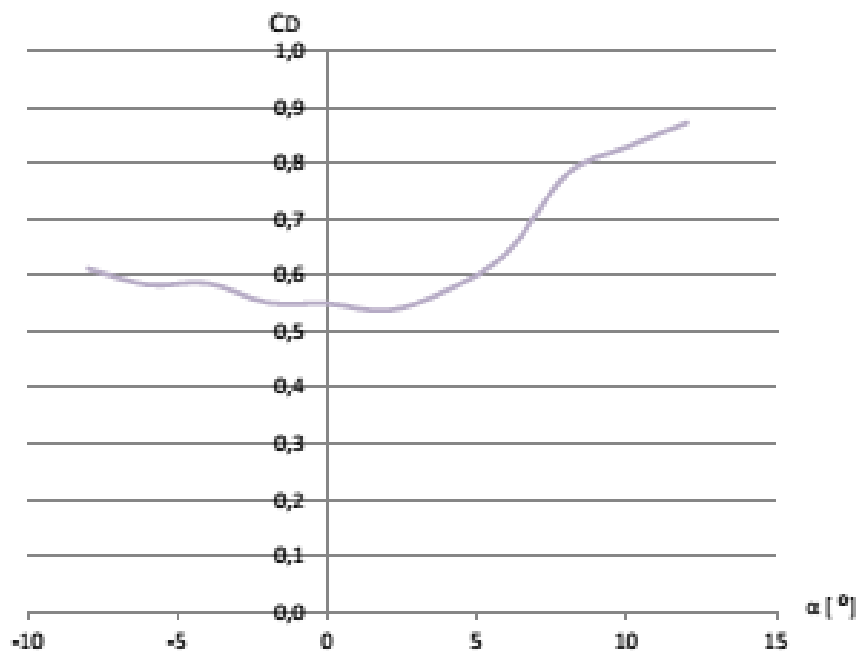
α [°]	C_L	C_D	L/D
-8	0,4102	0,6133	0,6689
-6	0,6570	0,5846	1,1240
-4	0,7172	0,5873	1,2212
-2	0,8314	0,5524	1,5050
0	1,0885	0,5511	1,9752
2	1,2307	0,5381	2,2872
4	1,2950	0,5750	2,2521
6	1,5315	0,6420	2,3855
8	1,5780	0,7822	2,0175
10	1,6560	0,8307	1,9934
12	1,6197	0,8738	1,4318

Tabla No. 2. Valores hallados para el ala volante con número de Reynolds $Re = 250.974,8$.

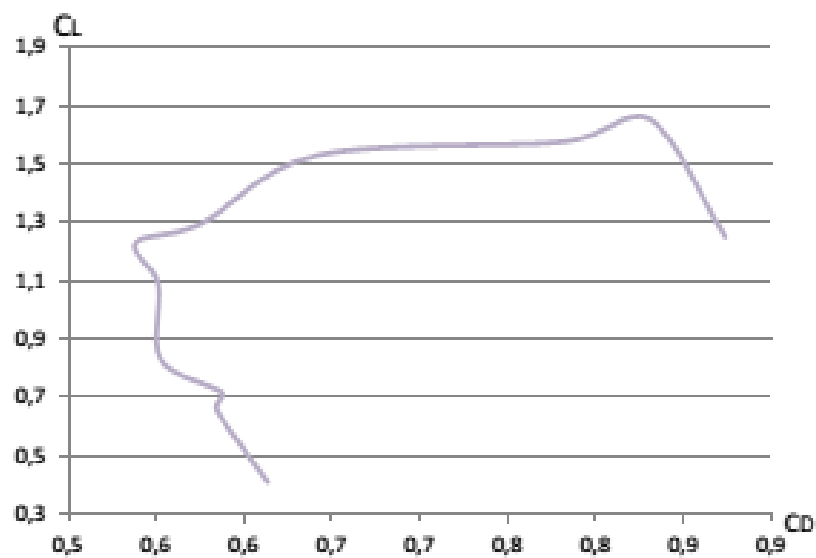
A partir de los datos anteriores se realizan los siguientes gráficos:



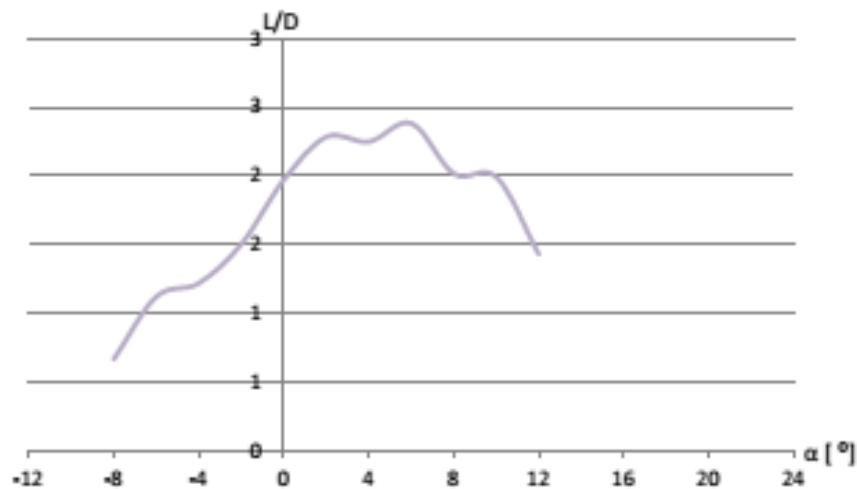
Gráfica No. 1. Coeficiente de sustentación (C_L) vs ángulo de ataque (α) del ala.



Gráfica No. 2. Coeficiente de arrastre (C_D) vs ángulo de ataque (α) del ala volante



Gráfica No. 3: GRÁFICA POLAR. Coeficiente de arrastre (C_D) vs coeficiente de sustentación (C_L)



Gráfica No. 9. Relación sustentación-arrastre (L/D) vs ángulo de ataque (α) del Horten IX.

PREGUNTAS

1. ¿Cuál es el coeficiente de sustentación máximo C_{Lmax} del modelo?

R/ El coeficiente de sustentación máximo es $C_{Lmax} = 1,6560$

2. ¿Cuál es el ángulo de ataque α_{max} para C_{Lmax} ?

R/ El ángulo de ataque del coeficiente de sustentación máximo es $\alpha_{max} = 10^0$

3. ¿Cuál es el número de Reynolds del experimento?

R/ El número de Reynolds del experimento es $Re = 250.974,8$

4. ¿Cómo afecta el número de Reynolds a las curvas obtenidas?

R/ El número de Reynolds indica las características más importantes del flujo como la velocidad, viscosidad y densidad, además de la cuerda media alar. Esas características determinan que el flujo sea laminar o turbulento, además del desprendimiento de la capa

límite. El número de Reynolds afecta entonces directamente las curvas obtenidas ya que los valores de los coeficientes de sustentación y de arrastre varían de acuerdo a las características del flujo que están "implícitas" en el número de Reynolds.

5. ¿Cuál es el valor L/D_{max} del modelo?

R/ El valor máximo de L/D es $L/D_{max} = 2,38$.

6. ¿A qué ángulo de ataque α se encuentra el mejor L/D ?

R/ El ángulo α del mejor L/D es aquel en el que el arrastre sea mínimo y se pueda llevar un vuelo recto, nivelado y a velocidad crucero. Además, teniéndose el mínimo arrastre, se reduce el consumo de combustible en el motor, disminuyendo los costos de operación de la aeronave. Por lo anterior, se considera que el mejor L/D se encuentra en $\alpha = 2^\circ$, donde $C_D = 0,532$, $C_L = 1,23$ y $L/D = 2,287$.

7. ¿Cuál es el mejor ángulo de incidencia que se debería usar para una condición de vuelo de crucero estable?

R/ Como se dijo previamente, el mejor ángulo que se debería usar para una condición de vuelo crucero y estable es $\alpha = 2^\circ$, pues el coeficiente de arrastre es muy bajo ($C_D = 0,532$) y $L/D = 2,287$ es suficiente. Con estas condiciones se reduce el consumo de combustible y los costos de operación de la aeronave.

8. Describa el comportamiento del flujo de aire sobre la superficie en la punta del modelo del ala.

R/ Se presentan muchos vórtices las puntas del ala para ángulos de ataque menores de 0° y mayores a 6° , y se reducen casi en su totalidad cuando $0^\circ < \alpha < 6^\circ$.

ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

- Los resultados de la **Tabla No. 2** y la **Gráfica No. 1** muestran que el coeficiente de sustentación en el ala volante son todos positivos aunque los ángulos de ataque sean negativos, lo que indica que este ala es muy estable y se presta para grandes maniobras de vuelo.

REGISTRO FOTOGRÁFICO DE CONSTRUCCIÓN Y PRUEBAS



(a)



(b)

Foto No. 1 Construcción del modelo Horten IX. Se calienta el bisturi (a) y después se pule la plastilina (b) para hacer más regular la superficie.



(a)



(b)

Foto No. 2 Se cubre el icopor y balsa con cinta (a) para proteger la superficie y enseguida se cobre con láminas de balsa delgado (b)

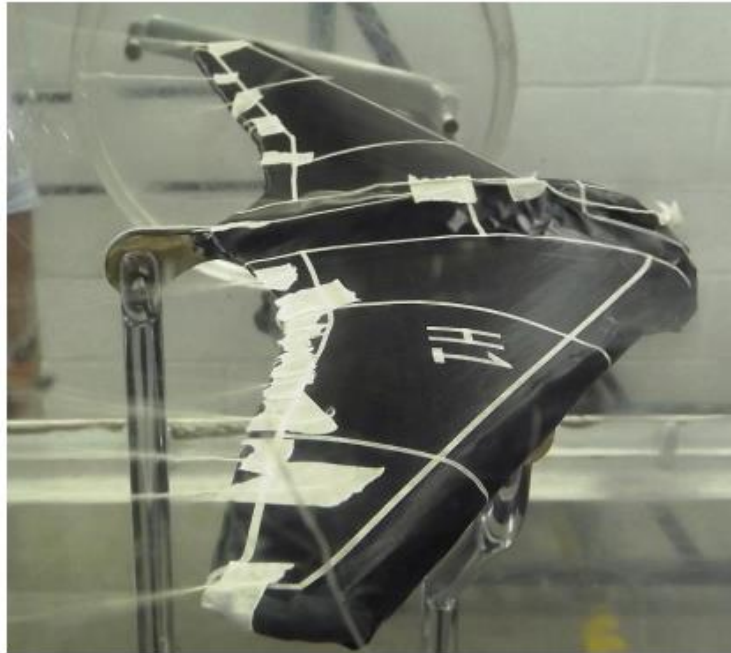


Foto No. 3. Modelo a escala Horten IX a 40m/s y $\alpha = 2^\circ$. Se aprecia turbulencia en las cuerdas del borde de fuga.



Foto No. 4. Ala volante a 20 m/s y $\alpha = 12^\circ$. Hay vórtices de gran magnitud en las puntas del ala.

BIBLIOGRAFÍA

- WHITE, Frank M, *Mecánica de Fluidos*, 6ª ed., Editorial Mc Graw Hill
- BERTIN, Jhon J., *Aerodynamics for Engineers*, 5th ed., Editorial Perason Prentice Hall

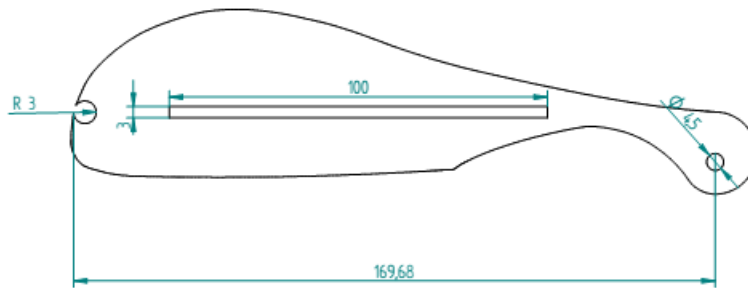
- Digital Dutch, est. 1999 amsterdam, 1976 Standard Atmosphere Calculator, <http://www.digitaldutch.com/atmoscalc/>
- The Horten flying wing, BULLETIN, Forum, <http://www.wv2incolor.com/forum/showthread.php/5204-The-Horten-flying-wings>
- Armi avanzate della Seconda Guerra Mondiale/Germania-2, WIKIBOOKS.ORG, http://it.wikibooks.org/wiki/Armi_avanzate_della_Seconda_Guerra_Mondiale/Germania-2
- ANDREI SHEPELEV, Horten 229, Spirit of Thuringia, The story of the Horten Ho 229, <http://home.planet.nl/~otten100/ASHO229.html>

A continuación los planos de construcción del modelo. El ala se construye con balsa, icopor, plastilina, pegante UHU, contact y cintas.

Práctica Libre – Ala Horten IX V1

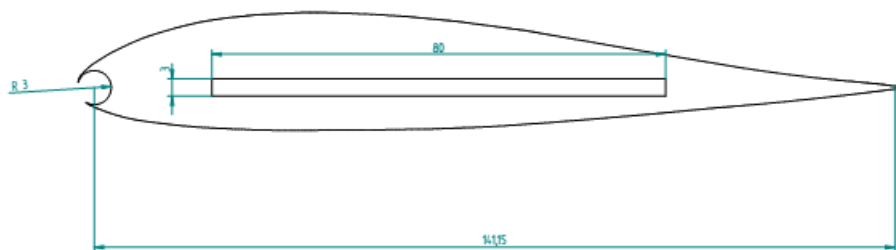


Por: Alejandro García González



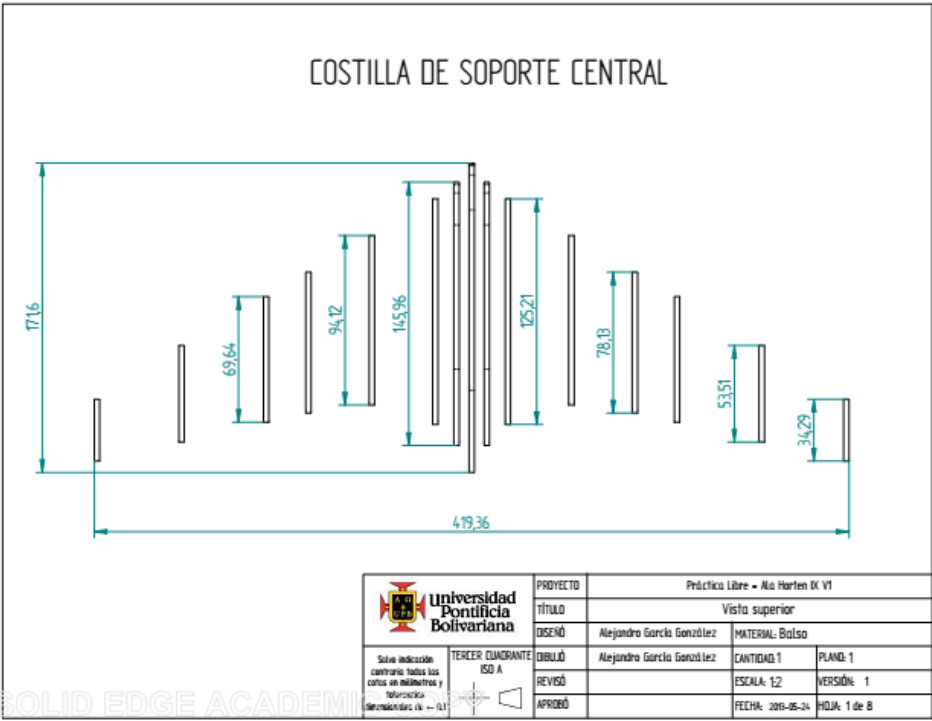
 universidad Pontificia Bolivariana Sigue indicación centrada todos los cortes en milímetros y tolerancias dimensionales de ± 0.1	TERCER CUADRANTE ISO A	PROYECTO	Práctica Libre - Ala Harten IX V1		
		TÍTULO	Perfil 1		
		DISEÑO	Alejandro García González	MATERIAL: Balsa	
		DIBUJO	Alejandro García González	CANTIDAD: 1	PLANO:
		REVISÓ		ESCALA: 1:1	VERSIÓN: 1
		APROBÓ		FECHA: 2019-05-24	HOJA:

Perfil 3



Nota: El espesor del agujero del medio se mantiene en 3mm a lo largo de las demás costillas. La dimensión del largo disminuye proporcionalmente

 universidad Pontificia Bolivariana Sigue indicación centrada todos los cortes en milímetros y tolerancias dimensionales de ± 0.1	TERCER CUADRANTE ISO A	PROYECTO	Práctica Libre - Ala Harten IX V1		
		TÍTULO	Perfil 2 (se repite disminuyendo proporcionalmente hasta el 8)		
		DISEÑO	Alejandro García González	MATERIAL: Balsa	
		DIBUJO	Alejandro García González	CANTIDAD: 2	PLANO:
		REVISÓ		ESCALA: 1:1	VERSIÓN: 1
		APROBÓ		FECHA: 2019-05-24	HOJA:



REFERENCIAS

- [1] Bolsunovsky, A.L., Buzoverya, N.P., Gurevich, B.I., Denisov, V.E., Dunaevsky, A.I., Shkadov, L.M., Sonin, O.V., Udzhuhu, A.J., Zhurihin, J.P., (2001). Flying wing – problems and decisions. Central Aerohydrodynamic Institute (TsAGI), Rusia. Recuperado de Science Direct.
- [2] Nickel K., Wohlfahrt M., (translated by Brown R.N. E.), (1994). Tailless Aircraft In theory and Practice. Butterworth Heinemann. Great Britain.
- [3] Horten Tailless Aircraft (Desclasificado), (1950). Central Air Document Office, Intelligence Department, Air Material Command, Wright-Patterson Air Force Base. Dayton, Ohio. Recuperado de: <http://www.dtic.mil/dtic/tr/fulltext/u2/a800146.pdf>
- [4] Nieto, C., Sobel K., (2011). Flight control design for a tailless aircraft using eigenstructure assignment. Hindawi Publishing Corporation. Recuperado de Hindawi.
- [5] Morris, S.J., (1992). Integrated Aerodynamics and Control System Design for Tailless Aircraft. AIAA Guidance, Navigation and Control Conference. Recuperado de AIAA.
- [6] Shepelev, A., Ottens, H., (2006). Ho 229 Spirit of Thuringia – The Horten All-wing Jet Fighter. 1st. Edition. Ian Allan Publishing, England.
- [7] Millingan, T.V., (2000). Theory and Practice of Using Flying Wings. Apogee Components, Newsletter No. 15.
- [8] Ikeda, T., (2006). Aerodynamic Analysis of a Blended-Wing-Body Aircraft Configuration (Tesis de Maestría). School of Aerospace, Mechanical and Manufacturing Engineering Science Engineering and Technology Portfolio, RMIT University, Melbourne, Australia.
- [9] Gohl, F., (2009). Aerodynamic Performance and Stability Simulation of Different Flying Wing Model Airplane Configurations. (Tesis de grado). Swiss Federal Institute of Technology Zurich.
- [10] Horizon Hobby Inc., (2013). E-Flite Products. Recuperado de: <http://www.eflitterc.com//Products>
- [11] XFOIL®, tool for airfoils, wings and planes operating at low Reynolds numbers, GNU General Public License, Updated November 2012. Recuperado de: <http://www.xfoil.com/xfoil.htm>

- [12] Siemens ®, *Solid Edge ST5* ®. Academic Version.
- [13] Profili ®, Dev CAD company.
- [14] K. Nickel, M. Wohlfahrt. Tailless Aircraft in theory & practice. Chapter 7: The Design of sweptback flying wings II. Fundamentals. Pags 275-285. Ed. Butterworth-Heinemann. 1994.
- [15] Megson t. H. G., An introduction to Aircraft Structural Analysis. Elsevier. Oxford OX5 1GB, UK. 2010.
- [16] Chun-Yung Niu M. Airframe Structural Design. Lockheed Aeronautical System Company. Burbank, California. 1998.
- [17] Bertin, John J; Cummings Russell M. Aerodynamics for Enginners. Pearson Prentice Hall. Upper Saddle River, NJ 07458. 2009.
- [18] Anderson John D., Fundamentals of Aerodynamics. Mc Graw Hill. New York. EE.UU. 2001.
- [19] Planos: A. L. Bentley 1992. Recuperado de: <http://www.albentley-drawings.com/drawings/horten-ho229-project/horten-ho229-project/>
- [20] Lennon Andy, Basics of R/C Model Aircraft Design, Air Age Media Inc., EE.UU. 1996.
- [21] Airfoils tools. Recuperado de: <http://airfoiltools.com>.
- [22] Sadraey Mohammad H., Aircraft Design A Systems Engineering Approach, Wiley, 2013. [En línea].
- [23] Roskam J., Chuan-Tau., Airplane Aerodynamics and Performance, DARcorporation, Lawrence, Kansas. 1997.
- [24] Hazbón, Omar. Clase 5 de Aerodinámica Subsónica, “Parámetros aerodinámicos caracterísitcos para perfiles y alas”. UPB. Semestre I, 2012.
- [25] Howe, Denis. Aircraft Loading and Structural Layout. Professional Engineering Publishing Limited. London, United Kingdom. 2004.
- [26] Beer, Ferdinand; Johnston, Russel; DeWolf, John; Mazurek, David. Mecánica de Materiales. Mc Graw Hill. New York. 2002.