



INSTITUTO POLITÉCNICO NACIONAL

**ESCUELA SUPERIOR DE INGENIERÍA
MECÁNICA Y ELÉCTRICA UNIDAD TICOMÁN**

**“DISEÑO CONCEPTUAL DE UN AVIÓN
UTILITARIO DE 6 PLAZAS DESDE UNA
PERSPECTIVA DE DISEÑO INDUSTRIAL”**

T E S I S

**QUE PARA OBTENER EL TÍTULO PROFESIONAL DE
INGENIERO EN AERONÁUTICA**

PRESENTA

OSCAR ELÍ BELLO OLVERA

**DIRECTORES DE TESIS
ING. ARTURO IGNACIO FERNÁNDEZ OCHOA
M. EN C. ERIK VARGAS ROJAS**



MÉXICO, D.F.

SEPTIEMBRE 2010

INSTITUTO POLITÉCNICO NACIONAL
ESCUELA SUPERIOR DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA
UNIDAD TICOMÁN

QUE PARA OBTENER EL TÍTULO DE: INGENIERO EN AERONÁUTICA
POR LA OPCIÓN DE TITULACIÓN: TESIS INDIVIDUAL
DEBERÁ PRESENTAR: EL C. PASANTE:
OSCAR ELÍ BELLO OLVERA

“DISEÑO CONCEPTUAL DE UN AVIÓN UTILITARIO DE 6 PLAZAS DESDE UNA PERSPECTIVA DE DISEÑO INDUSTRIAL”

CAPÍTULO I	INTRODUCCIÓN
CAPÍTULO II	OBTENCIÓN DE PARÁMETROS INICIALES DE LA AERONAVE
CAPÍTULO III	CONCEPCIÓN Y TRAZADO DE LA CONFIGURACIÓN DE LA AERONAVE
CAPÍTULO IV	ITERACIÓN DE LA CONFIGURACIÓN DE LA AERONAVE
CAPÍTULO V	ANÁLISIS DE RESULTADOS
	CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES
	REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

México, DF., a 07 de septiembre de 2010.

A S E S O R E S


M. EN C. ERIK VARGAS ROJAS


ING. ARTURO IGNACIO FERNÁNDEZ OCHOA

I. P. N.
ESCUELA SUPERIOR DE
INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA
UNIDAD TICOMÁN
DIRECCIÓN


ING. MIGUEL ALVAREZ MONTALVO
DIRECTOR

DEDICATORIA

A mi hermana, Yolanda Bello Olvera:

Por ser la gran persona que eres. Por haberme apoyado todo este tiempo.

A mi madre, Yolanda Celia Olvera Vences:

Por todo el amor que me has dado. Por estar conmigo a pesar de las dificultades.

A mi abuela, Celia Vences Ramos:

Por siempre tenerme presente.

AGRADECIMIENTOS

A mis asesores:

Ing. Arturo Ignacio Fernández Ochoa

M. en C. Erik Vargas Rojas

A toda la gente, dentro y fuera de la ESIME Ticomán, que de una u otra manera me apoyaron:

M. en C. Rogelio Gerardo Hernández García

Dr. Hilario Hernández Moreno

M. en C. Asur Cortés Gómez

Ing. Antonio Medrano Mejía

Ing. Gustavo Zamudio Rodríguez

Ing. Eduardo Ávila Razo

Ing. Sergio Salazar Reyes

Rafa, Josué, Javier, Paty, Ana, Salomé, Berenice, Laura Cristina, Flurina, Tomás, Karna y Jesús.

INTENCIONALMENTE DEJADA EN BLANCO

RESUMEN

Este trabajo presenta la propuesta de la configuración inicial de una aeronave de seis plazas en materiales compuestos, para utilizarse como base para estudios a mayor profundidad de su viabilidad como aeronave tripulada en el mercado de aviación general

Se presentan brevemente los antecedentes históricos de la industria aeronáutica en México, hasta llegar a los proyectos actuales de diseño y construcción aeronáutica en el país, que incluyen a la empresa Aeromarmi SA de CV, la cual ha manifestado interés en el diseño y desarrollo de una aeronave de cuatro a seis plazas, habiendo emitido requerimientos en cuanto a sus dimensiones y prestaciones.

En seguida se realiza un estudio del estado tecnológico y del mercado de aviación general en el país y se evalúan los resultados de este estudio contra dichos requerimientos, determinando los objetivos de diseño a partir de los cuales se dimensionará, concebirá y diseñará la aeronave.

Se presenta un inventario de consideraciones iniciales, recopilado de la literatura de diseño, que constituyen restricciones dentro de las cuales se sintetiza el concepto de diseño y se itera, generando un plano de trabajo que en principio se somete a un análisis de peso y centro de gravedad, y del cual podrán obtenerse cantidades medibles para su análisis a mayor profundidad.

Junto con los resultados y recomendaciones de este trabajo, se identifica la necesidad de adoptar una forma de pensamiento integrativo, que incluya la participación de otros especialistas para generar una mejor solución al problema de diseño de una manera más eficiente.

ABSTRACT

This thesis presents the initial configuration layout for a six-seat, composite aircraft to be used as the baseline for further analysis regarding its feasibility as a manned aircraft for the general aviation market.

A brief historical account of the Mexican aeronautical industry is provided, along with recent developments on aeronautical design and construction projects in the country, which include the private company Aeromarmi SA de CV. This company has expressed an interest in the design and development of a four to six-passenger aircraft, issuing a set of requirements concerning its dimensions and performance.

A study on both the state-of-the-art and the Mexican marketplace is conducted for comparison with these requirements. The revised requirements are then used as design objectives for sizing, conceptualization and design of the aircraft.

An inventory of initial considerations gathered from the design literature is presented. These considerations serve as restrictions for the synthesis and iteration of the design concept, generating a working drawing on which a weight and center of gravity analysis is performed, and whence several measurable quantities may be obtained for further analysis.

Along with the results and recommendations derived from this work, the need for the adoption of an integrative mindset is identified. This mindset shall consider the participation of other specialists to produce a better design solution, in a more efficient way.

Índice

Resumen	7
Abstract	8
Índice	9
Relación de figuras	11
Relación de tablas	15
Nomenclatura	16
Siglas y abreviaturas	17
Subíndices	17
Símbolos griegos	17
Glosario	18
Capítulo 1. Introducción	19
1.1 Definición e importancia de la aviación general	19
1.2 La industria aeronáutica en México	19
1.3 Aeromarmi	22
1.4 Objetivo general	24
1.5 Descripción del problema y metodologías de diseño para su resolución	25
1.6 Justificación	26
1.7 Alcance	26
1.8 Restricciones	27
1.9 Metodología	27
1.9.1 Evaluación de requerimientos	29
1.9.2 Dimensionamiento inicial	29
1.9.3 Concepción y trazado de la configuración inicial de la aeronave	29
1.9.4 Iteración de la configuración de la aeronave	30
1.9.5 Estimación del peso y centro de gravedad Clase II	31
Capítulo 2. Obtención de parámetros iniciales de la aeronave	33
2.1 Evaluación de requerimientos	33
2.2 Estimaciones de peso y dimensionamiento refinado de la aeronave	39
2.2.1 Perfil de misión	39
2.2.2 Estimación del consumo específico de combustible	40
2.2.3 Estimación de la fineza aerodinámica	41
2.2.4 Fracción de peso vacío	43
2.2.5 Cálculo del peso máximo de despegue	45
2.2.6 Comparación entre una aeronave de tren fijo y una de tren retráctil	46
2.3 Cálculo de la potencia de despegue y cargas alares	52
2.3.1 Relación potencia-peso	52
2.3.2 Carga alar de entrada en pérdida	52
2.3.3 Carga alar de despegue	53
2.3.4 Carga alar de aterrizaje	54
2.3.5 Carga alar de crucero	55
2.3.6 Carga alar de patrón de espera	55
2.3.7 Carga alar de ascenso	55
2.3.8 Carga alar de descenso	56

2.4	Dimensionamiento refinado	58
2.4.1	Fracción de peso vacío	58
2.4.2	Fracciones de encendido, descenso y aterrizaje	58
2.4.3	Fracción de ascenso y aceleración	58
2.4.4	Fracción de crucero	58
2.4.5	Fracción de patrón de espera	59
2.5	Determinación de la geometría básica del ala y del fuselaje	60
2.5.1	Geometría del ala	60
2.5.2	Longitud del fuselaje	60
Capítulo 3. Concepción y trazado de la configuración de la aeronave		63
3.1	Bosquejo conceptual	63
3.2	Diseño conceptual, diseño industrial y pensamiento de diseño	65
3.3	Consideraciones iniciales de diseño	70
3.3.1	Consideraciones aerodinámicas	73
3.3.2	Consideraciones de seguridad y manufactura	78
3.3.3	Planta motriz: conjunto MCIA-hélice y sistema de combustible	79
3.3.4	Ergonomía	82
3.3.5	Consideraciones estructurales	86
3.4	Refinamiento del concepto de diseño e integración de consideraciones iniciales	88
3.5	Dash-1	94
3.5.1	Definición de las estaciones del fuselaje	95
3.5.2	Conformado del fuselaje mediante secciones transversales creadas con primitivos	101
3.5.3	Conformado del fuselaje mediante curvas cónicas generadas mediante tratamiento gráfico	102
3.5.3.1	Líneas auxiliares de control	106
3.5.3.2	Entidades geométricas del perfil lateral y superior	107
Capítulo 4. Iteración de la configuración de la aeronave		115
4.1	Estimación Clase I del peso y centro de gravedad	115
4.2	Dash-2	117
4.3	Dash-3	118
4.4	Dash-4	123
4.5	Dash-5	128
4.6	Dash-6	131
4.7	Híbrido	132
4.8	Dash-7/8/9	136
4.8.1	Estimación Clase II del peso y centro de gravedad del Dash-9	143

Capítulo 5. Análisis de resultados	159
Conclusiones y recomendaciones	163
Conclusiones	163
Proyectos derivados de este trabajo	169
Recomendaciones	169
Referencias bibliográficas	173

Relación de figuras

Figura 1.1	Fabricación de hélices Anahuac en la Escuela Nacional de Artes y Oficios, 1918	20
Figura 1.2	Biplano serie-A, 1917**	20
Figura 1.3	Avión bimotor “Aura”, 1957**	21
Figura 1.4	Avión monoplano de ala baja “Tonatiuh”	22
Figura 1.5	Lancair IV, Exec 162F y Lancair IV-P	22
Figura 1.6	M-1 “Stela”*	23
Figura 1.7	Diagrama de flujo de la metodología seguida	28
Figura 1.8	Diagrama de flujo de la metodología seguida (cont.)	29
Figura 2.1	Piper PA-28 Warrior (tren fijo)	36
Figura 2.2	Lancair-Columbia 400 (tren fijo)	36
Figura 2.3	Cirrus SR22 (tren fijo)	36
Figura 2.4	Piper 6X (tren fijo) / Piper Saratoga (tren retráctil)	36
Figura 2.5	Mooney M20R (tren retráctil)	36
Figura 2.6	Commander 114TC (tren retráctil)	36
Figura 2.7	Beechcraft Bonanza G36 (tren retráctil)	36
Figura 2.8	Piper Malibu Mirage (tren retráctil)	36
Figura 2.9	Perfil de misión	39
Figura 2.10	Relaciones representativas de superficies húmedas	42
Figura 2.11	Tendencias históricas de fineza aerodinámica máxima	42
Figura 2.12	Tendencias de la fracción del peso vacío	43
Figura 2.13	Cessna Skylane RG	44
Figura 2.14	Estimación inicial del peso máximo de despegue	45
Figura 2.15	Gráfico de influencia del alcance en la fracción del peso vacío	48
Figura 2.16	Gráfico de influencia del alcance en el peso máximo de despegue	48
Figura 2.17	Segunda iteración de estimación inicial del peso máximo de despegue	49
Figura 2.18	Tercera iteración de la estimación inicial del peso máximo de despegue	50
Figura 2.19	Flap tipo Fowler	53
Figura 2.20	Coefficiente máximo de sustentación para distintos tipos de flaps	53
Figura 2.21	Determinación del parámetro de despegue (TOP)	54
Figura 3.1	Bosquejo conceptual de la aeronave (Oscar Bello)	64
Figura 3.2	Estructura central del ala tipo carrythrough	65
Figura 3.3	Perfil interno de un automóvil	66
Figura 3.4	Conceptos de diseño producidos por Aircraft Studio Design, Italia	66
Figura 3.5	Procesos inductivo y deductivo en el diseño conceptual	70

Figura 3.6	Consideraciones iniciales para el trazado de la configuración base inicial	71
Figura 3.7	Proporciones recomendadas de la vista en planta	74
Figura 3.8	Relación de esbeltez óptima (espesor/longitud o cuerda) para una mínima resistencia por forma para una superficie frontal fuselada	74
Figura 3.9	Proporciones del fuselaje	75
Figura 3.10	Ubicación del empenaje horizontal	76
Figura 3.11	Entrada en barrena	77
Figura 3.12	Influencia del empenaje horizontal en el timón de dirección durante una barrena	77
Figura 3.13	Bisel del cortafuego para reducir cargas de impacto	78
Figura 3.14	Disposición de los cinturones de seguridad	78

* Imagen tomada en una visita de trabajo a las instalaciones de Aeromarmi SA de CV, en febrero de 2007. Cedita por el M. en C. Erik Vargas Rojas

** Imágenes tomadas de la presentación “Historia de la ingeniería aeronáutica en México” elaborada por el Dr. Carlos Manuel Rodríguez Román, 2003.

Figura 3.15	Sección transversal de un Beech Bonanza	79
Figura 3.16	Enfriamiento por aire del motor	79
Figura 3.17	Apertura de descarga de aire del carenado del motor	80
Figura 3.18	Trazado de la vista lateral y frontal del motor a partir de imágenes de referencia	81
Figura 3.19	Representación de un tripulante promedio mediante formas geométricas simples	82
Figura 3.20	Longitud, altura y ancho de cabina representativos de una aeronave Beech Bonanza 36	83
Figura 3.21	Sección transversal representativa de un fuselaje con asientos dispuestos lado a lado	84
Figura 3.22	Elevación lateral para la cabina de mando de una aeronave ligera	85
Figura 3.23	Ángulos de visibilidad exterior recomendados	86
Figura 3.24	Sinergia estructural	87
Figura 3.25	Primera evolución	88
Figura 3.26	Segunda evolución	88
Figura 3.27	Tercera evolución	89
Figura 3.28	Cuarta evolución	90
Figura 3.29	EADS-Socata Tobago, cuatro plazas	90
Figura 3.30	Vista a detalle de la cabina y primera fila de pasajeros de la cuarta evolución	91
Figura 3.31	Vista en planta del fuselaje comparado con un perfil aerodinámico	91
Figura 3.32	Quinta evolución	92
Figura 3.33	Sexta evolución	92
Figura 3.34	Reducción de altura y superficie húmeda entre evoluciones	93
Figura 3.35	Extensiones de punta de ala tipo Whitcomb	93
Figura 3.36	Evolución de la configuración con winglets	93
Figura 3.37	Séptima evolución	94
Figura 3.38	Vista lateral del plano de trabajo: Dash-1	95
Figura 3.39	Secciones transversales del Dash-1	95
Figura 3.40	Configuración interna del ala y tanques de combustible	97

Figura 3.41	Brazos de momento para el dimensionamiento de los empenajes	98
Figura 3.42	Tipos principales de empenaje horizontal para aeronaves comparativas	99
Figura 3.43	Definición del empenaje vertical y horizontal	100
Figura 3.44	Influencia de la estela del ala a ángulos de ataque elevados sobre el empenaje horizontal del Dash-1	100
Figura 3.45	Secciones transversales generadas a partir de primitivos	101
Figura 3.46	Conformado de la aeronave mediante secciones transversales generadas con primitivos	101
Figura 3.47	Construcción de los polígonos de control para una sección transversal del fuselaje	102
Figura 3.48	Curvas correspondientes a los distintos valores del parámetro ρ , inscritas a un polígono de control ABC	103
Figura 3.49	Trazado del polígono de control	103
Figura 3.49	Trazado del polígono de control (cont.)	104
Figura 3.49	Trazado de la curva cónica (cont.)	104
Figura 3.49	Trazado de la curva cónica (cont.)	105
Figura 3.49	Trazado de una sección transversal con curvas cónicas (fin)	105
Figura 3.50	Interpretación de las líneas auxiliares de control para el fuselaje	106
Figura 3.51	Envolvente geométrica del fuselaje del Dash-1	107
Figura 3.52	Representación de un spline	108
Figura 3.53	Entidades geométricas de la vista superior del Dash-1	108
Figura 3.54	Entidades geométricas de la vista lateral del Dash-1	109
Figura 3.55	Efectos de una concatenación deficiente en el conformado del fuselaje	109
Figura 3.56	Detalles de la sección de cola del Dash-1	110
Figura 3.57	Solución desechada del alisamiento entre el fuselaje y el empenaje vertical	110
Figura 3.58	Detalles de la intersección del ala y el fuselaje del Dash-1	111
Figura 3.59	Carenado de la raíz del ala en el extradós	112
Figura 3.60	Relación entre el peso máximo de despegue y superficie húmeda para aviones monomotores	112
Figura 3.61	Gráfico de superficie húmeda del Dash-1	113
Figura 4.1	Escenarios de carga para la estimación de primer orden del centro de gravedad del Dash-1	116
Figura 4.2	Vista a detalle de la cabina de mando y pasajeros del Dash-2	117
Figura 4.3	Elevación lateral para la cabina de aviones de transporte con volante de control	117
Figura 4.4	Dash-3: Vista lateral y gráfico de líneas auxiliares de control	118
Figura 4.5	Definición del perfil del techo del Dash-3 mediante curvas cónicas	119
Figura 4.6	Detalle de la última fila de pasajeros del Dash-2	119
Figura 4.7	Puntos de referencia del asiento	120
Figura 4.8	Características generales de un asiento para aeronaves de ala fija	121
Figura 4.9	Estaciones representativas y gráfico de líneas auxiliares de control del Dash-3	122
Figura 4.10	Dash-4: Estaciones representativas, vista lateral y líneas auxiliares de control	123
Figura 4.11	Disposición del asiento del piloto del Dash-4 basada en las referencias	125

Figura 4.12	Verificación de los ajustes del asiento del Dash-4	125
Figura 4.13	Vista superior del Dash-4	126
Figura 4.14	Detalle de la sección de cola del Dash-4	127
Figura 4.15	Dash-5: Estaciones representativas, vista lateral, líneas auxiliares de control y vista superior	128
Figura 4.16	Alisamiento del empenaje vertical del Dash-5	130
Figura 4.17	Comparación entre secciones transversales del Dash-1 y el Dash-5	130
Figura 4.18	Dash-6: Vista superior, lateral y estaciones críticas	131
Figura 4.19	Segunda convergencia	132
Figura 4.20	Plano "híbrido": Vista lateral, superior y líneas auxiliares de control	133
Figura 4.21	Estaciones representativas del fuselaje para el plano híbrido	134
Figura 4.22	Dash-7/8/9: Vistas laterales	136
Figura 4.23	Distribución de instrumentos y su centro de gravedad/vista frontal del tablero	138
Figura 4.24	Distribución hipotética del sistema Thermawing en el Dash-9	140
Figura 4.25	Alisamiento del empenaje vertical en el Dash-7	141
Figura 4.26	Definición aerodinámica del empenaje vertical en el Dash-9	142
Figura 4.27	Gráfico de líneas auxiliares de control del Dash-9	142
Figura 4.28	Profundidad estructural (D) del fuselaje	146
Figura 4.29	a. Planos del cuerpo, b, c. Articulaciones del cuerpo y centros de masa para un aviador masculino promedio	148
Figura 4.30	Distribución de masas y sistema coordenado de ejes de un tripulante	149
Figura 4.31	Sistema coordenado de ejes para estimación de peso y CG Clase II	149
Figura 4.32	Distancias de las ruedas del tren al margen del CG	150
Figura 4.33	Fuerzas y deflexiones en la pierna del tren principal	151
Figura 4.34	Geometría del tren de aterrizaje del Dash-9	152
Figura 4.35	Transferencia a CAD del carenado de las ruedas a) Vista superior y lateral del original; b) Construcción de polígonos de control; c) Trazado con curvas cónicas	155
Figura 4.36	Arreglo estructural del ala, empenajes, y tren de aterrizaje del Dash-9	155
Figura 4.37	Detalle estructural de las vigas del ala de un Cirrus SR22 y un Lancair/Columbia 400	156
Figura 4.38	Polígonos de control para el perfil lateral y superior del Dash-9	156
Figura 4.39	Tres vistas del Dash-9	157
Figura 5.1	Perfil lateral del Dash-9 comparado con el de un Piper 6X	162

Relación de tablas

Tabla 1.1	Requerimientos emitidos por Aeromarmi, SA de CV	24
Tabla 2.1	Principales 25 aeronaves en el mercado de aviación general por marca y modelo	34
Tabla 2.2	Características iniciales de aeronaves representativas de aviación general	35
Tabla 2.3	Aeronaves competidoras de 4 a 6 plazas – Dimensiones generales	36
Tabla 2.4	Prestaciones de aeronaves competidoras de 4-6 plazas, ala baja y tren retráctil	37
Tabla 2.5	Prestaciones de aeronaves competidoras de 4-6 plazas, ala baja y tren fijo	37
Tabla 2.6	Pesos y distancias de despegue y aterrizaje de aeronaves competidoras de 4-6 plazas, monomotores de ala baja y tren retráctil	37
Tabla 2.7	Pesos y distancias de despegue y aterrizaje de aeronaves competidoras de 4-6 plazas, monomotor de ala baja y tren fijo	38
Tabla 2.8	Fraciones de peso para segmentos de misión a partir de tendencias históricas	40
Tabla 2.9	Pesos de la tripulación y equipaje	43
Tabla 2.10	Iteración del dimensionamiento inicial	46
Tabla 2.11	Fraciones de peso vacío para aeronaves seleccionadas de 6 plazas	47
Tabla 2.12	Influencia del alcance en W_0 y $W_{\text{vacío}}/W_0$ para dos configuraciones hipotéticas	47
Tabla 2.13	Iteración del dimensionamiento inicial	49
Tabla 2.14	Iteración del dimensionamiento inicial (cont.)	50
Tabla 2.15	Parámetros de dimensionamiento inicial seleccionados	51
Tabla 2.16	Iteraciones en la primera estimación de pesos	51
Tabla 2.17	Iteraciones de los cálculos de cargas alares	57
Tabla 2.18	Fraciones de peso para segmentos de misión a partir de tendencias históricas	58
Tabla 2.19	Iteraciones de la estimación refinada de pesos	59
Tabla 2.20	Iteraciones de la geometría básica del ala	60
Tabla 3.1	Parámetros del fuselaje utilizados comúnmente para aviación general	75
Tabla 3.2	Características del motor IO-540C	81
Tabla 3.3	Espesor interno de cabina para asientos dispuestos lado a lado	83
Tabla 3.4	Separación vertical entre asientos y techo	84
Tabla 3.5	Espesores de pared interna del fuselaje recomendados	85
Tabla 3.6	Coefficientes volumétricos y brazos de momento para empenajes horizontales	99
Tabla 4.1	Estimación de primer orden del peso vacío para aparatos de aviación general	115
Tabla 4.2	Escenarios de carga del Dash-1	116
Tabla 4.3	Evolución del parámetro ρ a través de las iteraciones de la aeronave	142
Tabla 4.4	Parámetros físicos para la estimación del peso y CG Clase II	144
Tabla 4.5	Componentes principales del sistema eléctrico	147
Tabla 4.6	Distribución de masas de los tripulantes	149
Tabla 4.7	Valores de cargas para el tren de aterrizaje del Dash-9	153
Tabla 4.8	Pesos y centros de gravedad del Dash-9	154
Tabla 5.1	Resumen ejecutivo de datos de diseño y datos físicos del Dash-9	160

Nomenclatura

A	Área
AH	Alargamiento húmedo
AR	Alargamiento
BHp	Caballos de potencia al freno o en la flecha del motor
B_w	Envergadura del ala
C	Consumo específico de combustible para un motor a reacción
Cbhp	Consumo específico de combustible para un motor de émbolos (ver también bhp)
C_d	Coefficiente de resistencia aerodinámica del perfil
C_{D0}	Coefficiente de resistencia aerodinámica parásita de la aeronave completa
C_l	Coefficiente de sustentación del perfil
D	Profundidad estructural, diámetro
e	Factor de eficiencia de Oswald
G	Gradiente de planeo/ascenso
Hp	Caballos de potencia
H/H_v	Relación entre la posición del empenaje horizontal respecto al empenaje vertical
Kvs	Constante estadística por flechado del ala; 1.00 para alas sin flechado
L	Longitud; longitud estructural del fuselaje; longitud de la cola
L/D	Fineza aerodinámica (ver también G)
lb	Libras
L_f	Longitud total del fuselaje
M	Número de Mach
MCIA	Motor de combustión interna alternativo
n.m.m.	Nivel medio del mar
N_{en}	Número de motores
N_p	Número de tripulantes abordo
N_t	Número de tanques de combustible
Nz	Factor último de carga
P	Potencia
q	Presión dinámica
R	Alcance, radio
Re	Número de Reynolds
S	Superficie
S_{fw}	Superficie del cortafuego
T	Tracción
t/c	Espesor relativo del perfil aerodinámico
TOP	Parámetro de despegue (Take-off parameter)
W_0	Peso máximo (ver también MTOW)
$W_{1,2...n}$	Peso correspondiente a cada segmento del perfil de misión
W_{dg}	Peso bruto de diseño (ver también MTOW)
W_{uav}	Peso de aviónica no instalada

Siglas y abreviaturas

CAD	Dibujo asistido por computadora (Computer-Aided Drafting)
CAM	Cuerda aerodinámica media
carrythrough	Estructura central del ala que abarca de un extremo a otro de la sección transversal del fuselaje
CG	Centro de gravedad
CM	Centro de masa
FAR	Norma Federal de Aviación (Federal Aviation Regulation)
FS	Estación del fuselaje (Fuselage Station)
kt	Nudo (knot), equivalente a 1 milla náutica por hora
Mi	Milla terrestre
MLW	Peso máximo de aterrizaje (Maximum Landing Weight)
MN	Milla náutica, 1.1516 millas terrestres
mph	Millas terrestres por hora
MRW	Peso máximo en rampa (Maximum Ramp Weight)
MTOW	Peso máximo de despegue (Maximum Takeoff Weight)
TAS	Velocidad aerodinámica real (True Airspeed): Velocidad aerodinámica corregida por errores de instrumento y posición además de errores por altitud, temperatura y compresibilidad.
VA	Velocidad de maniobra
VFE	Velocidad máxima con flaps extendidos
VLE	Velocidad máxima con tren extendido
VNE	Velocidad de nunca exceder (velocidad de límite estructural)
VNO	Velocidad normal de operación

Subíndices

c	Crucero
C/4	Ubicado sobre el 25% de la cuerda del ala/empenaje
CR	Crucero
fw	Combustible en el ala
ht	Empenaje horizontal (horizontal tail)
LO	Ascenso inicial (liftoff)
Máx	Máximo
p	Hélice
ref	Referencia
TAS	Velocidad aerodinámica real (True Airspeed): Velocidad aerodinámica corregida por errores de instrumento y posición además de errores por altitud, temperatura y compresibilidad.
TO	Despegue (Take-off)
vt	Empenaje vertical (vertical tail)
sup	superior
inf	inferior
TP	Timón de profundidad
TD	Timón de dirección

Símbolos griegos

η	Eficiencia aerodinámica
λ	Conicidad
Λ	Flechado
ρ	Densidad; Parámetro de control para una curva cónica
σ	Relación de densidades

Glosario

<i>Carrythrough</i>	Estructura central del ala tipo “pasante” que pasa de un costado a otro del fuselaje, y no transmite las cargas de flexión del ala al fuselaje.
<i>Spline</i>	Aproximación de una curva mediante una función polinomial para uso en CAD; puede ser paramétrico, estando definido matemáticamente, o de manipulación/forma libre, definido únicamente mediante puntos de control manipulados en tiempo real, sin el uso de técnicas analíticas.
<i>Ferry</i>	Vuelo de traslado de una aeronave, en la que se lleva la mínima carga útil, constituida generalmente por el piloto y el combustible exclusivamente.
<i>Flap</i>	Aleta hipersustentadora
<i>Winglet</i>	Extensión en la punta de ala que divide el vórtice que se desprende de ésta, reduciendo la resistencia aerodinámica inducida.

Capítulo 1. Introducción

Este trabajo forma parte del convenio general de colaboración académica, científica y tecnológica entre la Escuela Superior de Ingeniería Mecánica y Eléctrica Unidad Profesional Ticomán y la empresa mexicana Aeromarmi SA de CV, dedicada a la fabricación de aeronaves ligeras en materiales compuestos. La empresa ha manifestado interés en el diseño y comercialización de una aeronave de cuatro a seis plazas que pudiera satisfacer las necesidades del mercado mexicano de aviación general.

Se presenta el desarrollo de la configuración base de una aeronave de seis plazas, haciendo énfasis en las porciones de generación de la distribución de configuración y estimación del peso y balance, teniendo presentes consideraciones aerodinámicas esenciales, de ergonomía y de seguridad que se requieren para concebir un diseño realista.

1.1 Definición e importancia de la aviación general

Para comenzar a formar una idea de la aeronave a diseñar, es importante definir a qué segmento de la aviación corresponderá, puesto que hay tantos tipos de aeronaves como aplicaciones (comerciales, militares, ultraligeras, utilitarias, etc). Al definir el segmento de la aviación a abarcar, es posible delimitar las expectativas en términos de dimensiones, prestaciones y complejidad de la aeronave a diseñar.

Se ha establecido en la sección anterior que el mercado en el cual se desea ingresar corresponde a aviación general. Este sector está constituido por todos los vuelos de aeronaves civiles con excepción de los vuelos comerciales programados. Esta definición engloba a las aeronaves de ala fija y ala rotativa que prestan servicios de correo, taxi aéreo, evacuaciones médicas de emergencia, transporte de personal a instalaciones en alta mar, fumigación, transporte para actividades personales entrenamiento de vuelo, localización y extinción de incendios, observación de oleoductos y muchas más.

Las operaciones de aviación general no están definidas por quién posee la aeronave, puesto que pueden pertenecer a un particular o a varios; las aeronaves también pueden ser rentadas. La aviación general tampoco está definida por la licencia de quienes las opera, puesto que puede ser un estudiante de piloto aviador, un piloto aviador privado, comercial o de transporte aéreo, dependiendo de la misión del vuelo y el número de operadores requeridos.

La aviación general es un elemento importante del crecimiento económico, en parte porque satisface las necesidades de transporte que en algunos lugares no pueden cubrirse por medios convencionales, como pueden ser los vuelos comerciales desde aeropuertos grandes. La aviación general también provee servicios especiales, como entrenamiento, ambulancias aéreas y observación a comunidades con servicio de transporte aéreo convencional [1].

1.2 La industria aeronáutica en México

A principios del siglo XX, México fue uno de los países más activos en materia de diseño y construcción aeronáutica, gracias a la inquietud de Juan Guillermo Villasana,

Ángel Lascurain y Osio y Juan Francisco Azcárate Pino, quienes contribuyeron de manera independiente y posteriormente con el apoyo de la escuela Nacional de Artes y Oficios, precursora de la ESIME, así como con el apoyo del gobierno de la época, que mostró un fuerte interés en impulsar la aviación en México. A continuación se presentan los hechos más relevantes de la época [2], [3]:

1908-1920

Juan Guillermo Villasana comenzó a construir aviones de su propio diseño en 1908. Conoció a los aviadores franceses Roland Garros y Audenarde Barrier en la ciudad de México en 1910, ofreciéndose como mecánico y ganando más conocimiento en el diseño y construcción de aeronaves. En 1915 diseñó la hélice “Anahuac” y su correspondiente proceso de fabricación. Villasana diseñó esta hélice específicamente para entregar rendimientos satisfactorios a la elevación de 2,200 metros sobre el nivel del mar de la ciudad de México. Las hélices fueron fabricadas en la Escuela Nacional de Artes y Oficios, y los excelentes resultados de su diseño despertaron el interés de los gobiernos de Japón y Argentina, los cuales adquirieron ocho y tres de estas hélices, respectivamente.

Durante este mismo año se fundaron los Talleres Nacionales de Construcciones Aeronáuticas (TNCA), en la ciudad de México, dirigidos por el ingeniero de origen italiano y naturalizado mexicano, Francisco Santarini.

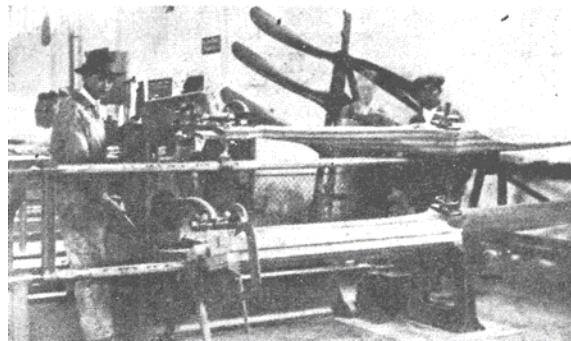
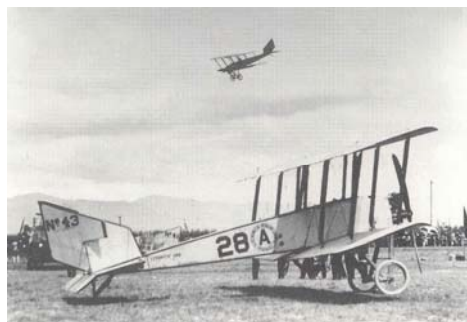


Figura 1.1 Fabricación de hélices Anahuac en la Escuela Nacional de Artes y Oficios, 1918 [2]

Villasana colaboró con Santarini en la construcción de su biplano serie-A, con un motor de 150 Hp, como el que se muestra en la figura 1.2, el cual realizó un vuelo del estado de Hidalgo al Distrito Federal, realizando la primera entrega de correo para el Servicio Postal Mexicano. En este taller también se construyeron los aviones Blériot de diseño francés, desde 1915 hasta 1920.



*Figura 1.2 Biplano serie-A, 1917 [**]*

En 1920, el ingeniero Ángel Lascurain y Osio diseñó un biplano con un motor de 275 Hp; su construcción se realizó en los TNCA, al cual ingresó en 1918.

1922-1936

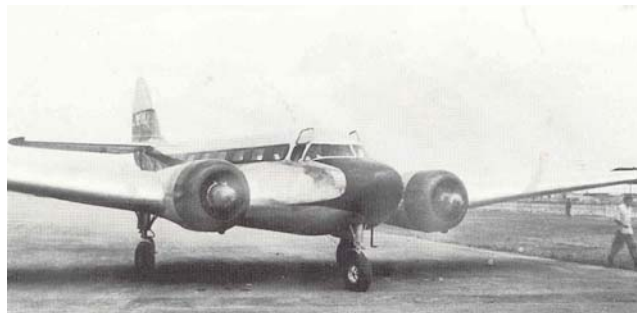
En 1922 el ingeniero Lascurain diseñó y construyó su monoplano serie-E “México” con un motor de 80 Hp. También construyó un monoplano de ala alta denominado “Quetzalcóatl”, con un motor de 185 Hp. Es importante mencionar que este avión participó en misiones de bombardeo durante la rebelión delahuertista, en 1924. Este avión también fue remotorizado con un motor de 100 Hp para actividades de entrenamiento.

En 1928 el ingeniero Juan Francisco Azcárate Pino fue designado el nuevo director de los TNCA y dirigió la construcción de su avión Azcárate O-E-1. Además, supervisó la producción de los aviones Vought O-2U “Corsair” de diseño estadounidense, con la colaboración del ingeniero Lascurain.

Un hecho notable en la historia de la aviación mexicana es el vuelo realizado en 1936 por Miguel Carrillo, quien construyó un avión de madera a partir de los planos de un Pietspol “Air Camper” conseguidos en una revista y un motor automotriz de 40 Hp. Voló más de 200 kilómetros, de Zitácuaro a la ciudad de México. Posteriormente fue admitido en la Fuerza Aérea Mexicana.

1957-1984

A finales de 1957, el ingeniero Lascurain falleció cuando su nuevo avión bimotor, denominado “Aura”, se accidentó durante un despegue de prueba. Este avión podía transportar 14 pasajeros y estaba proyectado para convertirse en el primer avión comercial mexicano (Figura 1.3).



*Figura 1.3 Avión bimotor “Aura”, 1957 [**]*

En 1961 el ingeniero Azcárate construyó 20 aviones Lasa-60 de diseño estadounidense en su fábrica, situada en San Luis Potosí.

En 1973 el diseñador mexicano David Bárcenas Beutelspacher diseñó y construyó el avión fumigador Bárcenas B-01, del cual se produjeron 10 unidades. En 1984 la Armada de México diseñó y construyó 7 monoplanos de ala baja “Tonatiuh” (figura 1.4), basándose en el diseño del ala del fumigador Bárcenas.



Figura 1.4 Avión monoplano de ala baja "Tonatiuh", 1980 [**]

En 1984 cesó la producción de aeronaves en México.

2000 - 2006

En la actualidad, la industria aeronáutica en México solamente abarca los sectores de transporte aéreo, mantenimiento, reparación y revisión mayor, servicios a la navegación y apoyo en tierra. Desde 1984 no se han diseñado aeronaves en México [3], de modo que este trabajo representa el comienzo de la reactivación del diseño aeronáutico en el país.

2000 – La Armada de México adquiere kits de construcción para dos aviones *Lancair IV* y un helicóptero Exec 162-F, presentados en la figura 1.7.



Figura 1.5 Lancair IV, Exec 162F y Lancair IV-P [3]

2005 – Avipro Aircraft vende 20 kits de construcción de la aeronave *Bearhawk*, fabricados en México.

2006 – La ESIME UPT firma un convenio de cooperación con la empresa Hydra Technologies (diseño y construcción de un UAV). [4]

2006 – La ESIME UPT firma un convenio de cooperación con la empresa Aeromarmi (diseño y construcción de una aeronave en materiales compuestos). Esta empresa ya adquirió los moldes de una aeronave de diseño español y la está fabricando para su comercialización bajo la designación *Stela M-1*. [5]

1.3 Aeromarmi

Aeromarmi SA de CV se consolidó en junio de 2005 con capital mexicano, con el objetivo de reactivar el diseño y construcción de aeronaves en México, en el estado de San Luis Potosí. Esta empresa adquirió los moldes de un avión biplaza español y envió

a su personal a capacitación a España a fin de aprender las técnicas de fabricación y montaje para realizar estas actividades en México.

En 2007 Aeromarmi realizó la remotorización del avión biplaza, designado M-1 “Stela” (figura 1.5), pasando de un motor BMW R110S a un motor Jabiru 3300 de 120 Hp, brindándole a la aeronave un techo de servicio de 13,000 pies, permitiéndole volar sobre el territorio nacional sin que la orografía constituya un obstáculo para su operación. La empresa está certificada ante DGAC como taller aeronáutico de reparación y mantenimiento y planta de producción. Actualmente, Aeromarmi cuenta con el certificado de producción emitido por DGAC para el Stela M-1 con motor de 100 y 120 Hp. [5]



Figura 1.6 M-1 “Stela” [*]

En su sitio web, Aeromarmi ha manifestado que sus objetivos comerciales son, en principio, ingresar al mercado latinoamericano de la aviación general y ejecutiva mediante el diseño, fabricación y comercialización de aeronaves ultraligeras y de aviación general.

A finales de 2005 se firmó un convenio general de colaboración académica, científica y tecnológica con la ESIME Unidad Ticomán, en principio, para perfeccionar sus procesos de fabricación en materiales compuestos; se han realizado estudios de laboratorio en las instalaciones de esta Escuela para implementar mejoras en elementos críticos como son la unión del montante del ala con el fuselaje y el tren principal [6], así como el diseño e implementación de un registro de mantenimiento en el ala, dado que el modelo original carecía de dicho registro. [7]

En vista de sus objetivos comerciales, y con base en este convenio general, Aeromarmi ha solicitado a la ESIME Ticomán el diseño de una aeronave de 4 a 6 plazas.

Este trabajo parte de dichos requerimientos emitidos por Aeromarmi SA de CV, que establecen criterios generales sobre la configuración y prestaciones de la aeronave. La empresa realizó encuestas con operadores y pilotos privados sobre aparatos de aviación general y qué clase de aeronave les parece más deseable para sus operaciones. Se presentan los requerimientos de diseño emitidos por Aeromarmi SA de CV en la tabla 1.1 a continuación.

Tabla 1.1 Requerimientos emitidos por Aeromarmi, SA de CV

Aeronave de aviación general	
Tripulación	4-6
Configuración	Convencional: ala baja rectangular, empenajes convencionales y tren fijo tipo triciclo
Construcción del planeador	Resina epóxica reforzada con fibra de carbono
Velocidad de crucero ¹	217.5 mph/250 kts (350 km/h)
VNE ²	310.7 mph/358 kts (500 km/h)
Velocidad de pérdida ³	49.7 mph/57 kts (80 km/h)
Carrera de despegue	656 pies (200 m)
Techo de servicio	20,000 pies (6,096 m)
Autonomía deseable	8 horas
Longitud	8-10 m
Envergadura	9-10 m
Altura	2-3 m

¹ Velocidad seleccionada al término del segmento de ascenso y que se mantiene hasta el principio del descenso, y que normalmente entregará la máxima economía de combustible y máxima vida útil del motor. [8]

² Velocidad de límite estructural. Como su nombre lo indica, no deberá excederse puesto que ocurrirá un fallo estructural al someter a la aeronave a presiones dinámicas mayores de las de diseño. [8]

³ Velocidad a la cual se perderá sustentación del ala por desprendimiento del flujo del extradós. [8]

1.4 Objetivo general

Se llegará a la configuración geométrica de una aeronave de seis plazas en materiales compuestos que potencialmente podrá competir en el mercado de aviación general, para lo cual deberán cumplirse primero los siguientes objetivos específicos:

- Identificar los requerimientos para tomarse como base en la concepción y trazado de la aeronave, mediante un estudio del estado tecnológico de las aeronaves de aviación general de cuatro a seis plazas.
- Tomar los elementos más útiles de la literatura de diseño indicada en la sección 1.5 para establecer, junto con los requerimientos estudiados, restricciones y consideraciones iniciales para la concepción y diseño de la aeronave de seis plazas.
- Concebir y diseñar la configuración inicial de la aeronave mediante la integración de las consideraciones iniciales de aerodinámica, manufactura, integración de la planta motriz, ergonomía y estructurales tomadas de las referencias ya mencionadas.
- Considerar el uso de materiales compuestos durante la concepción y diseño de la aeronave.
- Determinar el peso y límites del centro de gravedad de la configuración generada, definiendo en base a este análisis si la configuración puede someterse a fases subsecuentes de análisis.
- Identificar los procesos de pensamiento adoptados para la concepción y trazado de la configuración, a fin de ofrecer recomendaciones sobre esta fase del proceso de diseño.

1.5 Descripción del problema y metodologías de diseño para su resolución

El problema a resolver consiste en determinar las características (preliminares) de una aeronave totalmente novedosa para ocupar el mercado de aviación general en Categoría I, de peso menor a los 3,000 kg, con la particularidad de que debe poder transportar 6 pasajeros. El objetivo de este trabajo es establecer las bases para la resolución de esta necesidad tecnológica, presentando una configuración inicial de la aeronave que deberá cubrir los requerimientos emitidos por Aeromarmi SA de CV.

Literatura de diseño en la que se basa el presente trabajo y la cual se cita a lo largo del mismo:

Raymer [9] – Dimensionamiento inicial, bosquejo conceptual, distribución de la configuración, análisis aerodinámico, de propulsión, estructuras y cargas, pesos, estabilidad y control, optimización.

Stinton [10] – Orientado a aparatos de aviación general/construcción casera.

Roskam [11] – Dimensionamiento inicial, distribución de la configuración, análisis aerodinámico, de propulsión, estructuras y cargas, pesos, estabilidad y control, optimización.

Torenbeek [12] – Más orientado a aviones comerciales.

Todos los autores anteriores utilizan aproximaciones estadísticas para el dimensionamiento inicial, entregando una estimación inicial del peso máximo de despegue de la aeronave, su longitud total, superficie alar, envergadura y la potencia requerida del motor. Con base en estos parámetros se genera la geometría de la aeronave que se someterá a las fases de análisis que determinarán las características aerodinámicas, propiedades de masa, estabilidad, controlabilidad y rendimientos operativos del concepto de diseño.

Kirschbaum [13] [14] – Orientado exclusivamente a la concepción y trazado de la configuración de una aeronave, presentados como compendios por W. Mason.

Viénot [15], [16] – Leyes de la Estética Industrial. Este documento presenta la intención original de lo que hoy en día se conoce como “Diseño Industrial”, considerando al objeto de diseño como una entidad compuesta por varios elementos interdependientes, balanceando distintos requerimientos impuestos por la naturaleza misma del funcionamiento del objeto. Las leyes de la Estética Industrial complementan el trabajo de Kirschbaum en la concepción de la forma de la aeronave.

En este trabajo se distingue la “concepción” del “diseño”, al implicar que la primera definición constituye la generación de las líneas más representativas de la forma de la aeronave desde un punto de vista estético y expresivo de la función que desempeñará la aeronave, sin olvidar las consideraciones técnicas iniciales que le darán validez como un vehículo tripulado, tras pasar por varios refinamientos.

Por otra parte, el diseño se interpreta como la descripción física de la aeronave, con la diferencia de que dicha descripción se somete a análisis más rigurosos, que van más allá de la estética y la expresividad, como lo es el análisis de pesos Clase II, y se modificará dando prioridad a la factibilidad técnica, manteniendo la intencionalidad del concepto original en la medida de lo posible.

Se ha procurado utilizar información de todas las referencias ya citadas a fin de dar una mayor confiabilidad al concepto de diseño.

1.6 Justificación

De los antecedentes expuestos en las secciones anteriores, se tiene que las únicas aeronaves comparables y relevantes para este proyecto son el avión *Lancair IV* y el *Stela M-1*, ya que hacen uso extensivo del Kevlar y la fibra de carbono, respectivamente. No existen tesis de diseño de aeronaves en materiales compuestos publicadas por la ESIME Ticomán.

Por consiguiente, el presente proyecto permite incursionar en el desarrollo de aeronaves con materiales compuestos por medio de las metodologías tradicionales para el dimensionamiento preliminar. Los materiales compuestos imponen un grado de dificultad aún mayor con respecto a los materiales convencionales (aleaciones de aluminio y acero) porque pueden ser “diseñados” según los requerimientos de la aplicación (es decir, se elige el tipo y orientación de las fibras, el número de capas, el tipo de matriz). Si bien esta tesis no busca diseñar ni conceptualmente ni a detalle la estructura, sí tomará en cuenta las implicaciones de utilizar este tipo de materiales dentro del proceso de diseño.

La ESIME UP Ticomán ya se ha involucrado en el desarrollo de mejoras para la aeronave *Stela M-1* de Aeromarmi con el diseño de un registro de mantenimiento para la unión montante-ala [7] y el análisis numérico del conjunto ala-montante-tren de aterrizaje [6] de dicho aparato. Como ya se ha establecido, Aeromarmi tiene como objetivo desarrollar tecnología aeronáutica en México, para lo que ha firmado el convenio general con la ESIME Ticomán y ha solicitado la realización del diseño de una aeronave de 4 a 6 plazas. Además, esta tesis es parte de un convenio más general entre la academia y la industria, y responde a una necesidad real impuesta por un cliente comercial.

Adicionalmente, para el desarrollo de esta tesis se utilizarán conocimientos adquiridos durante la formación como Ingeniero en Aeronáutica, impartida en esta escuela, constituida por metodologías de diseño aerodinámico así como restricciones y criterios de diseño en términos de aerodinámica, consideraciones iniciales de estabilidad, ergonomía, integración preliminar de sistemas y seguridad, que en conjunto permitirán resolver un problema de ingeniería.

Por tanto, este trabajo representa el primer paso en la respuesta a dicho requerimiento, y el comienzo de la reactivación del diseño de aeronaves en México.

1.7 Alcance

Basándose primero en un estudio de los requerimientos emitidos por Aeromarmi SA de CV (capítulo 2), se definirá el tipo de aeronave que se diseñará y ajustando los requerimientos de Aeromarmi al estado tecnológico evaluado en el estudio anterior seguido de una serie de cálculos iterativos para la estimación del peso máximo, peso vacío, carga útil (equipaje y pasajeros) y peso de combustible.

Una vez obtenida esta estimación preliminar del peso, se estimarán las dimensiones generales de la aeronave mediante métodos estadísticos: superficie alar de referencia, envergadura y longitud total. Se concebirá la geometría de la aeronave, utilizando estas dimensiones generales como restricciones iniciales, e incorporando otras consideraciones como son: aerodinámica del fuselaje, ergonomía de la cabina de mando y pasajeros, requerimientos mínimos de visibilidad hacia el exterior, arreglo estructural preliminar, etc. La concepción de esta geometría se realizará primeramente de modo divergente, creando opciones considerando las restricciones mencionadas y tomando decisiones, utilizando lo mejor de cada opción para generar soluciones al problema de la concepción de la geometría, de modo convergente. Estas opciones y decisiones se verán manifestadas en planos de tres vistas y secciones transversales que plasmarán la forma exterior de la aeronave y su perfil interno, junto con el espacio que ofrece para la tripulación, motor, combustible y demás equipo interno necesario.

Tras dos ciclos de divergencia y convergencia, se determinará el peso y margen del CG de la configuración mediante un análisis de las características medibles (superficies, profundidades y longitudes) del plano generado en el último ciclo convergente. Por último, habiendo ubicado el margen del CG sobre el ala dentro de los límites deseados, se dimensionará el tren de aterrizaje según las cargas impuestas en las ruedas por el CG ya mencionado y los escenarios de carga de la aeronave. La configuración propuesta podrá utilizarse para hacer análisis a mayor profundidad y continuar con el desarrollo de una aeronave que ocupará el nicho de aviación general ya mencionado.

Se presentará suficiente información para la continuación del desarrollo del proyecto. Dicha información estará constituida por el plano de trabajo de la última iteración, mostrando el perfil superior, lateral, y las secciones transversales del fuselaje, indicando la ubicación de la tripulación, asientos y planta motriz, además de un gráfico que indicará la variación de la curvatura a lo largo del fuselaje. También se incluirá un gráfico de superficie húmeda de la aeronave completa, la ubicación de los centros de gravedad de los componentes y sistemas de la aeronave, y la disposición del tren de aterrizaje. De este plano podrán tomarse coordenadas, perímetros, superficies y distancias necesarias para los análisis subsecuentes [9], [11].

1.8 Restricciones

No se realizará un análisis aerodinámico de la geometría en este trabajo.

1.9 Metodología

Las figuras 1.7 y 1.8 presentan el diagrama de flujo de la metodología seguida para el desarrollo de este trabajo, y en seguida se describe cada sección.

concepto de diseño y se refina considerando, en un principio, la disposición de los pasajeros y el motor sobre la longitud de la aeronave, el perfil lateral y la forma en planta del fuselaje, la sinergia estructural entre el empenaje horizontal y vertical y su influencia aerodinámica mutua, así como el atractivo visual de la aeronave.

El atractivo visual, o la estética, estará basado en la correcta relación mutua de los elementos que la constituyen como un todo integrado; será una función directa de la unidad entre las funciones que la aeronave debe desempeñar, y la forma exterior, que deberá estar adaptada a dichas funciones y sea expresiva de estas [15], [16].

Para demostrar la interdependencia de las variables de diseño, se puede decir que un fuselaje extremadamente esbelto que favorezca a la aerodinámica puede presentar un volumen interno demasiado pequeño para alojar a la tripulación con comodidad; por otra parte, la disposición de los pasajeros y el equipaje tendrán impacto en la controlabilidad del avión puesto que afectan la posición del centro de gravedad; otro ejemplo es la disposición de los empenajes: un arreglo eficiente en términos aerodinámicos puede no serlo en términos de sinergia estructural, lo que a su vez puede afectar el perfil lateral de toda la aeronave, alterando su atractivo visual. Lo anterior aclara la necesidad de lograr un concepto de diseño realista, que implica evitar favorecer una consideración en detrimento de otras.

Habiendo obtenido el diseño base, se generará su geometría en tres dimensiones, en particular la que corresponde al fuselaje. La variación de curvatura del fuselaje en el área de la cabina de mando y pasajeros afectará la comodidad de éstos, por lo que es imprescindible realizar esta definición.

Una vez generada la envolvente del fuselaje será posible obtener su superficie húmeda, que es un parámetro importante para el análisis de la aeronave completa. El diseño base ahora se conoce como plano de trabajo, puesto que presentará un mayor nivel de detalle que el bosquejo inicial y es el plano que se modificará conforme se gane más conocimiento sobre el concepto de diseño [13].

1.9.4 Iteración de la configuración de la aeronave

En el capítulo 4, una vez alcanzado el diseño base se estará en posibilidad de obtener información directamente del plano de trabajo. El primer parámetro es la superficie húmeda del fuselaje y sirve tanto para estimar el peso como para hacer cálculos de la resistencia aerodinámica de la aeronave. En este caso, se inicia con un cálculo generalizado del peso [9] que indicará si el centro de gravedad está “en el lugar correcto” y si el peso es aproximadamente el que se desea, además de que el autor ya habrá encontrado deficiencias en el primer plano de trabajo. En consecuencia, el plano de trabajo será modificado de acuerdo con los siguientes criterios:

1. Que los límites del C.G. y el peso estén de acuerdo con los objetivos de diseño.
2. Que se manifieste la instalación del equipo interno que pueda afectar la configuración de la cabina de mando,
3. Que la postura de los tripulantes esté correctamente definida.
4. Que la distribución de la variación de curvatura del fuselaje sea satisfactoria.

El criterio (1) depende en gran medida de los criterios restantes, dado que el equipo interno tiene masa y corresponde a una porción considerable del peso vacío de la aeronave, mientras que la variación de la curvatura afecta la superficie húmeda del fuselaje. Ya se mencionó el impacto de los pasajeros en el centro de gravedad.

Debe aclararse que un análisis es un conjunto de técnicas que permiten cuantificar algún parámetro de un sistema, en este caso la aeronave. Los análisis en las diferentes disciplinas que afectan la operación de la aeronave se clasifican según su nivel de complejidad, desde los más sencillos hasta los más laboriosos. Al respecto, un análisis Clase I es aquel que requiere pocas cantidades medibles del sistema concebido; un ejemplo consiste en una estimación del peso Clase I, que solo requerirá las dimensiones más evidentes del plano de trabajo, como son la superficie del fuselaje en vista lateral, vista superior y las superficies calculadas de sus empenajes para estimar el peso de la aeronave dibujada. Dada la cantidad mínima de variables requeridas para este análisis, no es realista esperar que sus resultados se acerquen a la realidad con gran precisión. Su utilidad entonces radica en que pueden entregar una primera aproximación de las características cuantitativas del sistema concebido. Estos valores podrán utilizarse como referencia para *iterar* la configuración de dicho sistema, y por tanto acercarán al diseñador a la solución del problema.

Por otra parte, los análisis Clase II requieren una mayor cantidad de variables obtenidas del mismo sistema concebido, que no siempre están disponibles ya sea por falta de información del fabricante de equipo interno o una definición incompleta de la geometría.

Sin embargo, el plano de trabajo de la aeronave debe contener más información que tan solo la forma general y posición de los pasajeros [13], [14], de modo que en lugar de utilizar el análisis de primer orden para estimar nuevamente el peso y centro de gravedad de la aeronave, se utilizará el análisis de segundo orden, que consiste de ecuaciones estadísticas que permiten al diseñador utilizar un mayor número de parámetros de diseño manifestados en el plano [9].

1.9.5 Estimación de peso y centro de gravedad Clase II

El diseño base presentará algunas deficiencias en cuando a ergonomía, variación de la curvatura del fuselaje y definición del tablero de instrumentos. Como se observa en el último segmento del diagrama en la figura 1.8, la cantidad de variables de entrada y la complejidad del análisis de segundo orden es mayor, por lo que esta estimación debe ser más confiable y acercará a la labor de diseño a la configuración que cumplirá con los objetivos de diseño, y se presentará en la sección 4.8.1. Después de las conclusiones de este trabajo se presentará un listado de las fases de diseño a completar.

INTENCIONALMENTE DEJADA EN BLANCO

CAPÍTULO 2. OBTENCIÓN DE PARÁMETROS INICIALES DE LA AERONAVE

2.1. Evaluación de requerimientos

En la tabla 2.1 se presenta una recopilación de las 25 aeronaves más comunes en el mercado estadounidense en 1999 [7]. Se utilizará esta lista por dos razones:

1. Por la proximidad geográfica y la estrecha relación comercial entre México y EEUU.
2. A pesar de que no se hace una distinción entre la porción de aviones a reacción y aviones de hélice, el sector del mercado de interés comprende a los aviones monomotores de hélice; la aviación general en México presta servicios de taxi aéreo, principalmente [18], lo que implica el uso de aeronaves de bajo costo y operación sencilla, que coincide con las cualidades de los aparatos monomotores de hélice.

Se tomarán de la tabla 2.1 las aeronaves que más se asemejen a la descripción dada en los requerimientos de diseño emitidos por Aeromarmi, por lo que se eliminarán las aeronaves Cessna en su totalidad, dado que todas son de ala alta. Los modelos restantes corresponden a las marcas Piper, Beechcraft y Mooney.

Tabla 2.1 Principales 25 aeronaves en el mercado de aviación general por marca y modelo [17]

Posición	Marca y modelo	Nombre	Asientos	No. aeronaves	% total del mercado*
1	Cessna 172	<i>Skyhawk</i>	4	19,754	12.30%
2	Piper PA-28	<i>Archer, Cherokee, Arrow, Warrior</i>	4	17,947	11.18%
3	Cessna 150	<i>Aerobat, Commuter</i>	2	12,885	8.02%
4	Cessna 182	<i>Skylane</i>	4	11,573	7.21%
5	Beech 35	<i>Bonanza</i>	4-6	5,450	3.39%
6	Mooney M20	<i>Ranger, Master, Ovation, Encore</i>	4	5,423	3.38%
7	Cessna 210	<i>Centurion</i>	4-6	4,516	2.81%
8	Piper PA-32	<i>Lance, Saratoga, Cherokee Six</i>	6 (7 opcional)	3,398	2.12%
9	Piper PA-18	<i>Super Cub</i>	2	2,616	1.63%
10	Piper J3	<i>Cub</i>	2	2,304	1.43%
11	Cessna 177	<i>Cardinal</i>	4	2,274	1.42%
12	Piper PA-24	<i>Comanche</i>	4	2,092	1.30%
13	Beech 36	<i>Bonanza</i>	6	2,081	1.30%
14	Beech 33	<i>Bonanza, Debonair</i>	5	2,078	1.29%
15	Cessna 180	<i>Skywagon</i>	5	1,990	1.24%
16	Cessna 170		4	1,986	1.24%
17	Cessna 206	<i>Super Skywagon, Super Skylane, Stationair 6</i>	6	1,921	1.20%
18	Cessna 310		6	1,872	1.17%
19	Beech 23	<i>Sierra, Sundowner, Musketeer</i>	4	1,812	1.13%
20	Beech 55	<i>Baron</i>	6	1,570	0.98%
21	Piper PA-34	<i>Seneca</i>	7	1,397	0.87%
22	Cessna 140		2	1,393	0.87%
23	Cessna 185		6	1,372	0.85%
24	Beech 58	<i>Baron</i>	6	1,231	0.77%
25	Cessna 188		1	1,108	0.69%
	Totales			112,043	69.78%

Al buscar una aeronave representativa para el mercado de aviación general, es útil contar con un listado de características que servirá para definir la configuración general de la aeronave a diseñar. La tabla 2.2 presenta las características de la aeronave representativa del mercado de aviación general. Algunas de estas características coinciden con los requerimientos de la empresa, mientras que otras difieren; la empresa ha especificado que la nueva aeronave se construirá en materiales compuestos, por lo que la característica de construcción en aluminio no aplicará al nuevo concepto de diseño, aunque si se utilizará una bancada convencional de acero para el motor. Se utilizará el tipo de sistemas de control y las aletas hipersustentadoras indicados en la tabla 2.2.

Tabla 2.2 Características iniciales de aeronaves representativas de aviación general [17]

Características particulares	Aeronave representativa
Número de asientos	4
Número de motores	1
Tipo de motor	De émbolos, de 4 o 6 cilindros horizontales opuestos
Tipo de tren de aterrizaje y configuración	Triciclo fijo
Construcción del planeador	Cuadernas y piel de aluminio, bancada del motor fabricada en acero
Tipo y configuración de los controles de vuelo	De accionamiento por cables con manivelas y varillas de empuje/tensión Aletas hipersustentadoras tipo Fowler, de accionamiento eléctrico

Se han seleccionado únicamente las aeronaves de ala baja de la tabla 2.1 para efectos de comparación. A pesar de estar construidas en aluminio, servirán para evaluar los requerimientos de diseño y para obtener una idea de la forma requerida del fuselaje. También se incluyen dos aeronaves fabricadas en materiales compuestos a fin de tomar en cuenta las formas que pueden lograrse con el uso de estos materiales.

Finalmente, algunos modelos cuentan con tren retráctil y pueden llevar seis pasajeros en lugar de cuatro. Se han incluido las aeronaves con estas características ya que ofrecen una mayor eficiencia aerodinámica y tienen una mayor capacidad de carga.

Tabla 2.3 Aeronaves competidoras de 4 a 6 plazas - Dimensiones generales

<p>Fig. 2.1 [19]</p>	<p>Piper PA-28 Warrior (tren fijo)</p> <p>Longitud total: 7.5 m Envergadura: 10.8 m Altura: 2.4 m Tripulación: 4</p>
<p>Fig. 2.2 [20]</p>	<p>Lancair-Columbia 400 (tren fijo)</p> <p>Longitud total: 7.7 m Envergadura: 10.9 m Altura: 2.7 m Tripulación: 4</p>
<p>Fig. 2.3 [21]</p>	<p>Cirrus SR22 (tren fijo)</p> <p>Longitud total: 7.92 m Envergadura: 11.67 m Altura: 2.71 m Tripulación: 4</p>
<p>Fig. 2.4 [19]</p>	<p>Piper 6X (tren fijo)/Piper Saratoga (tren retráctil)</p> <p>Longitud total: 8.5 m Envergadura: 11 m Altura: 2.9 m Tripulación: 6</p>
<p>Fig. 2.5 [22]</p>	<p>Mooney M20R (tren retráctil)</p> <p>Longitud total: 8.15 m Envergadura: 11 m Altura: 2.54 m Tripulación: 4</p>
<p>Fig. 2.6 [23]</p>	<p>Commander 114TC (tren retráctil)</p> <p>Longitud total: 7.6 m Envergadura: 10 m Altura: 2.6 m Tripulación: 4</p>
<p>Fig. 2.7 [24]</p>	<p>Beechcraft Bonanza G36 (tren retráctil)</p> <p>Longitud total: 8.4 m Envergadura: 10.2 m Altura: 2.6 m Tripulación: 6</p>
<p>Fig. 2.8 [19]</p>	<p>Piper Malibu Mirage (tren retráctil)</p> <p>Longitud total: 8.8 m Envergadura: 13.1 m Altura: 3.4 m Tripulación: 6</p>

De las dimensiones listadas en la tabla 2.3 se tiene que:

- La longitud de las aeronaves oscila entre 7.5 y 8.8 m, lo que coincide parcialmente con el requerimiento de longitud.
- La envergadura oscila entre 10 y 13 m; seis de las ocho aeronaves de la tabla 2.3 tienen una envergadura mayor de 10 por tanto, el requerimiento del valor de 10 metros para la envergadura es demasiado restrictivo.
- El valor de la altura de las aeronaves coincide con los requerimientos, considerando que todas tienen más de dos metros de altura total, y se requieren de dos a tres metros para la nueva aeronave.
- Las aeronaves de construcción metálica tienen formas más sencillas que las aeronaves de materiales compuestos debido a la dificultad y costo que presenta conformar el aluminio a geometrías complejas.

Las tablas 2.4 a 2.7 a continuación, recopiladas de [22], [24], [25], [26], [27] y [28] presentan las prestaciones más relevantes de las aeronaves representativas.

Tabla 2.4 Prestaciones de aeronaves competidoras de 4-6 plazas, ala baja y tren retráctil.

Aeronave	Motor	P, Hp	Palas	VNE, km/h (kt)	VNO, km/h (kt)
Piper Saratoga II HP	Lycoming IO-540-K1G5	300	3	357 (193)	296 (160)
Piper Saratoga II TC	Lycoming TIO-540-AH1A	300	3	354 (191)	309 (167)
Piper Malibu Mirage	Lycoming TIO-540-AE2A	350	3	367 (198)	311 (168)
Beech G36 Bonanza	Continental IO-550B	300	--	380 (205)	309 (167)
Commander 114TC	Continental TIO-540-AG1A	270	--	344 (186)	300 (162)
Mooney M20R Ovation	Continental IO-550-G	280	3	361 (195)	322 (174)

Tabla 2.4 Prestaciones de aeronaves competidoras de 4-6 plazas, ala baja y tren retráctil (cont.)

Aeronave	VA, km/h (kt)	VFE, km/h (kt)	VLE, km/h (kt)	RC, km (mi)
Piper Saratoga II HP	244 (132)	200 (108)	241 (130)	989 (1,591)
Piper Saratoga II TC	248 (134)	204 (110)	244 (132)	1,093 (1,759)
Piper Malibu Mirage	246 (133)	215 (116)	361 (195)	1,548 (2,491)
Beech G36 Bonanza	261 (141)	230 (124)	285 (154)	1,070 (1,722)
Commander 114TC	219 (118)	202 (109)	344 (186)	1,019 (1,640)
Mooney M20R Ovation	235 (127)	204 (110)	306 (165)	2,071 (3,333)

Tabla 2.5 Prestaciones de aeronaves competidoras de 4-6 plazas, ala baja y tren fijo.

Aeronave	Motor	P, Hp	Palas	VNE, km/h (kt)	VNO, km/h (kt)	VA, km/h (kt)	VFE, km/h (kt)	RC, km (mi)
Piper 6XT	Lycoming TIO-540-AH1A	300	3	350 (189)	278 (150)	209 (113)	-	1,071 (1,724)
Piper 6X	Lycoming IO-540-K1G5	300	3	350 (189)	278 (150)	244 (132)	209 (113)	925 (1,489)
Piper Warrior III	Lycoming O-320-D3G	160	2	296 (160)	233 (126)	206 (111)	191 (103)	590 (950)
Piper Archer III	Lycoming O-360-A4M	180	2	274 (148)	224 (121)	206 (111)	185 (100)	601 (967)
Cirrus SR20	Continental IO-360-ES	200	3	370 (200)	306 (165)	243 (131)	185 (100)	857 (1,379)
Cirrus SR22	Continental IO-550-N	310	3	378 (204)	333 (180)	246 (133)	193 (104)	805 (1,296)
Lancair-Columbia 300	Continental IO-550-N	310	3	430 (232)	330 (178)	274 (148)	220 (119)	1,081 (1,740)
Lancair-Columbia 350	Continental IO-550-N	310	3	435 (235)	330 (178)	274 (148)	220 (119)	1,093 (1,759)
Lancair-Columbia 400	Continental TSIO-550-C	310	3	426 (230)	335 (181)	250 (135)	217 (117)	1,232 (1,983)

Tabla 2.6 Pesos y distancias de despegue y aterrizaje de aeronaves competidoras de 4-6 plazas, monomotores de ala baja y tren retráctil.

Aeronave	MRW, kg (libras)	MTOW, kg (libras)	MLW, kg (libras)	Weq, kg (libras)	Laterr, m (pies)	LTO, m (pies)
Piper Saratoga II TC	1,641 (3,615)	1,634 (3,600)	1,634 (3,600)	91 (200)	268 (879)	338 (1,109)
Piper Saratoga II HP	1,641 (3,615)	1,634 (3,600)	1,634 (3,600)	91 (200)	195 (640)	366 (1,201)
Piper Malibu Mirage	1,979 (4,358)	1,970 (4,340)	1,872 (4,123)	91 (200)	311 (1,020)	331 (1,086)
Beech G36 Bonanza	1,663 (3,663)	1,657 (3,650)	1,657 (3,650)	91 (200)	290 (951)	583 (1,913)
Commander 114TC	1,765 (3,888)	1,500 (3,305)	1,426 (3,140)	91 (200)	224 (735)	429 (1,407)
Mooney M20R Ovation	1,532 (3,374)	1,529 (3,368)	1,453 (3,200)	54 (120)	229 (751)	292 (958)

Tabla 2.7 Pesos y distancias de despegue y aterrizaje de aeronaves competidoras de 4-6 plazas, monomotor de ala baja y tren fijo.

Aeronave	MRW, kg (libras)		MTOW, kg (libras)		MLW, kg (libras)		Weq, kg (libras)		Laterr*, m (pies)		LTO*, m (pies)	
Piper 6XT	1,641	3,615	1,634	3,600	1,634	3,600	91	200	278	912	426	1,398
Piper 6X	1,641	3,615	1,634	3,600	1,634	3,600	91	200	278	912	391	1,283
Piper Warrior III	1,111	2,447	1,108	2,440	-	--	91	200	353	1,158	494	1,621
Piper Archer III	1,161	2,558	1,158	2,550	-	--	91	200	280	919	346	1,135
Cirrus SR20	1,362	3,000	1,362	3,000	1,317	2,900	59	130	309	1,014	441	1,447
Cirrus SR22	1,544	3,400	1,544	3,400	-	--	59	130	348	1,142	311	1,020
Lancair-Columbia 300	1,544	3,400	1,544	3,400	1,466	3,230	54	120	472	1,549	213	699
Lancair-Columbia 350	1,544	3,400	1,544	3,400	1,466	3,230	54	120	472	1,549	213	699
Lancair-Columbia 400	1,634	3,600	1,634	3,600	1,553	3,420	54	120	472	1,549	229	751

* Carreras de despegue y aterrizaje (sin considerar distancia para librar un obstáculo de 50 pies.)

De la información recopilada en las tablas presentadas se hacen las siguientes observaciones:

- La potencia de la planta motriz oscila entre los 350 y 200 caballos; aunque existen 2 aeronaves dentro de las tablas con motores de menor potencia, se tomará en cuenta solamente el rango de potencias ya mencionado.
- La aeronave utilizará una hélice tripala.
- El requerimiento de VNE de 270 nudos es demasiado elevado puesto que el máximo valor de esta velocidad para las aeronaves representativas es de 235 nudos.
- El requerimiento de velocidad de crucero (VNO) de 188 nudos resulta un tanto excesivo puesto que solo una de las aeronaves alcanza los 180 nudos en crucero (ver tabla 2.5).
- A pesar de que una de las aeronaves de la tabla 2.4 se acerca al alcance de 2,800 km implícito en los requerimientos, se trata de una aeronave de tren retráctil y entra en conflicto con el requerimiento de tren fijo. Se realizará un estudio de comparación a fin de balancear el alcance y el uso de un tren retráctil (ver la sección 2.2.6 “Comparación entre una aeronave de tren fijo y una de tren retráctil”).
- El peso máximo de despegue oscilará entre las 3,000 y 3,600 libras (1,362 kg – 1,634 kg) para una aeronave de tren fijo; en el caso de una aeronave de tren retráctil este valor oscilará entre las 3,600 y 4,350 libras (1,634 kg – 1,975 kg).
- El peso del equipaje oscilará entre las 120 y 200 libras (54.5 kg – 91 kg).
- La carrera de despegue más corta corresponde a 292 metros, por lo que el requerimiento de 200 metros para este valor no es realista.
- No se ha especificado un valor para la carrera de aterrizaje. De acuerdo con la información recopilada, estará entre los 200 y 470 m.

Ahora, se cuenta con nuevos parámetros de peso, dimensiones y rendimiento derivados de la revisión de los requerimientos de diseño, y se utilizarán como una guía para el dimensionamiento inicial de la aeronave.

2.2 Estimaciones del peso y dimensionamiento refinado de la aeronave

En este trabajo se utiliza el método de estimación de pesos y dimensionamiento refinado propuestos por Raymer [9], del cual se reproducen las ecuaciones (2.1) a (2.30), a continuación.

El peso máximo de despegue de diseño corresponde a la suma del peso de la tripulación, peso del equipaje, peso del combustible y el peso vacío de la aeronave, como se muestra en la ecuación (2.1):

$$W_0 = W_{tripulación} + W_{equipaje} + W_{combustible} + W_{vacío} \quad (2.1)$$

El peso vacío de la aeronave incluye la estructura, el motor y sus accesorios, equipo fijo, aviónica y cualquier otro artículo que no sea parte de la tripulación, equipaje o combustible.

Los pesos de la tripulación y la carga útil son variables conocidas puesto que son parte de los requerimientos de diseño (y por tanto, se tiene control directo de ellas). Las únicas incógnitas son el peso del combustible y el peso vacío de la aeronave. Sin embargo, ambas guardan una relación respecto al peso máximo de despegue, y por tanto es necesario utilizar un proceso iterativo para dimensionar la aeronave.

A fin de simplificar el cálculo, el peso del combustible y el peso vacío pueden expresarse como fracciones del peso máximo de despegue, es decir, $(W_{combustible}/W_0)$ y $(W_{vacío}/W_0)$, y despejando W_0 , puede calcularse su valor una vez obtenidas las fracciones de peso de combustible y la fracción de peso vacío, como se indica en la ecuación (2.2):

$$W_0 = \frac{W_{tripulación} + W_{equipaje}}{1 - (W_{combustible}/W_0) - (W_{vacío}/W_0)} \quad (2.2)$$

2.2.1 Perfil de misión

Como cualquier sistema, una aeronave está sometida a un ciclo de trabajo durante el cual cumple su función de diseño. Para una aeronave, este ciclo se conoce como *perfil de misión*, y se ilustra en la Figura 2.9.

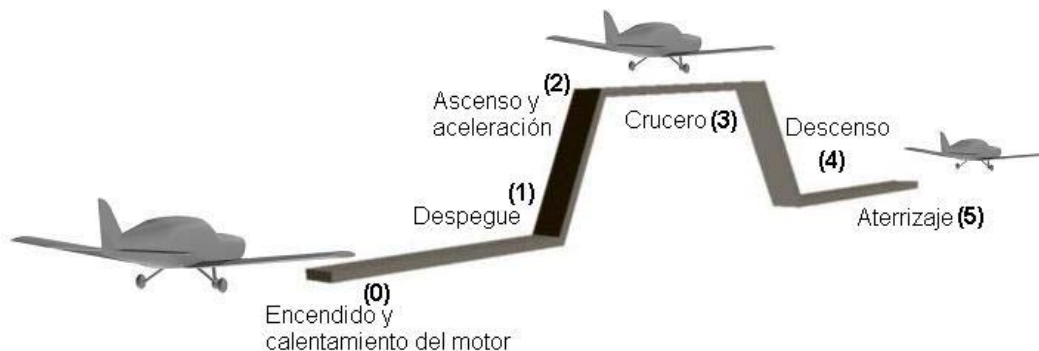


Figura 2.9 Perfil de misión

Los segmentos de la misión están numerados para distinguir los diferentes pesos de la aeronave conforme va quemando combustible. Se comienza con W_0 , que es el peso máximo en rampa, que en este caso se considerará igual al peso máximo de despegue.

Las *fracciones de peso para cada segmento de la misión* son la relación entre el peso de la aeronave al final y el peso al principio del segmento en cuestión. Por ejemplo, W_1/W_0 es la fracción de peso tras el encendido y calentamiento del motor.

Las fracciones de combustible que corresponden al encendido, calentamiento y despegue y ascenso pueden tomarse de tendencias históricas puesto que de acuerdo a resultados previos obtenidos son razonables para una estimación de primer orden [9], [11]. La fracción de peso correspondiente al aterrizaje también se estimará estadísticamente. En la tabla 2.8 a continuación se presentan los valores de las fracciones ya mencionadas.

Tabla 2.8 Fracciones de peso para segmentos de misión a partir de tendencias históricas [9]

Segmento de la misión	(W_i/W_{i-1})
Encendido, calentamiento y despegue	0.970
Ascenso	0.985
Aterrizaje	0.995

La ecuación (2.3) permite obtener la fracción de peso correspondiente al segmento de crucero, requiriendo conocer el valor del alcance (R), la fineza aerodinámica de la aeronave (L/D), su velocidad de crucero (V) y el consumo específico de combustible del motor (C). Se conocen los valores del alcance y la velocidad de crucero puesto que forman parte de los requerimientos de diseño. A continuación se presentan los métodos para realizar una primera estimación de los valores del consumo específico de combustible y la fineza aerodinámica.

$$\frac{W_3}{W_2} = e^{\frac{-RC}{V(L/D)}} \quad (2.3)$$

2.2.2 Estimación del consumo específico de combustible

Para un conjunto motor alternativo-hélice, el consumo específico de combustible (C) corresponde a la cantidad de libras de combustible consumidas por hora para producir un caballo de potencia en la flecha de la hélice.

C está expresado como el consumo específico de combustible para motores a reacción, es decir, en libras de combustible por hora por cada libra de empuje, siendo necesario convertir el valor del consumo específico de combustible basado en unidades de potencia a su equivalente basado en unidades de empuje.

El motor alternativo produce *tracción* mediante la hélice, que tiene una eficiencia (η_p), definida como la tracción que entrega como resultado de la potencia que el motor le imprime. Recordando que 1 caballo de potencia equivale a 550 libras-pie/segundo, y que la tracción producida por la hélice y el consumo específico de combustible

dependen de la velocidad de la aeronave, el valor de C se obtendrá mediante la ecuación (2.4) a continuación:

$$C = C_{bhp} \frac{V}{550 \cdot \eta_p} \quad (2.4)$$

2.2.3 Estimación de la fineza aerodinámica

La fineza aerodinámica (L/D) es una medida importante de la eficiencia aerodinámica de la aeronave. Durante el vuelo recto y nivelado, la sustentación debe ser igual al peso de la aeronave, y por tanto, la fineza aerodinámica depende únicamente de la resistencia aerodinámica.

Por otra parte, la resistencia aerodinámica de la aeronave a régimen subsónico se divide en dos partes: la resistencia inducida, consecuencia de la generación de sustentación por parte del ala y los empenajes, y la resistencia parásita, que es la resistencia debida a la fricción del aire con la superficie exterior de la aeronave, la cual se conoce como “superficie húmeda”. La definición de esta superficie es un préstamo de la industria naviera, en la que la porción de la superficie total del casco de un barco que se encuentra bajo el nivel del agua es el valor utilizado para realizar cálculos hidrodinámicos. En el caso de una aeronave, la totalidad de su superficie exterior estará siempre “sumergida” en la atmósfera.

En cuanto a la resistencia aerodinámica que corresponde al ala, el alargamiento se ha usado en la industria como una medida de eficiencia del ala, y es susceptible de tomarse erróneamente como una medida de la eficiencia aerodinámica de la *aeronave* completa. Como ya se mencionó, la resistencia aerodinámica depende tanto de la sustentación que debe generar la aeronave como de su superficie húmeda, lo que implica que, una gran superficie húmeda (de un fuselaje de gran volumen, por ejemplo) puede actuar en detrimento de la eficiencia de un ala de gran alargamiento, por lo que debe utilizarse otro parámetro de comparación para hacer una buena estimación de la fineza aerodinámica de un nuevo concepto.

Para este propósito, es conveniente utilizar la relación entre la superficie alar de referencia y la superficie húmeda de la aeronave junto con el alargamiento. El primer parámetro depende también de la configuración general de la aeronave. La figura 2.10 es de utilidad para determinar esta relación de superficies ya que considera distintas configuraciones de diseño.

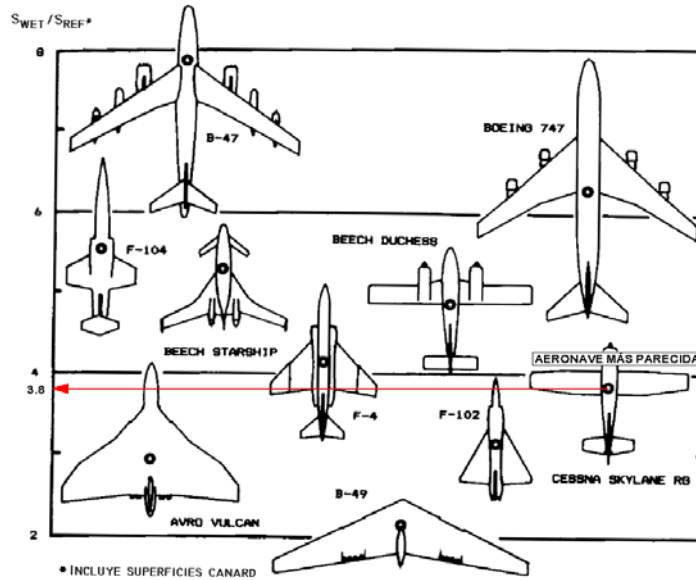


Figura 2.10 Relaciones representativas de superficies húmedas [9]

Como ya se ha establecido, L/D depende del alargamiento del ala y de la superficie húmeda, lo que genera un nuevo parámetro: el “alargamiento húmedo”, que se define como el cuadrado de la envergadura dividido entre la superficie húmeda total de la aeronave, y se calcula mediante la ecuación (2.5):

$$AH = \frac{AR}{S_{wet}/S_{ref}} \quad (2.5)$$

Una vez que se tiene el valor del alargamiento húmedo, puede obtenerse una estimación del valor de la fineza aerodinámica a partir de la figura 2.11, a continuación:

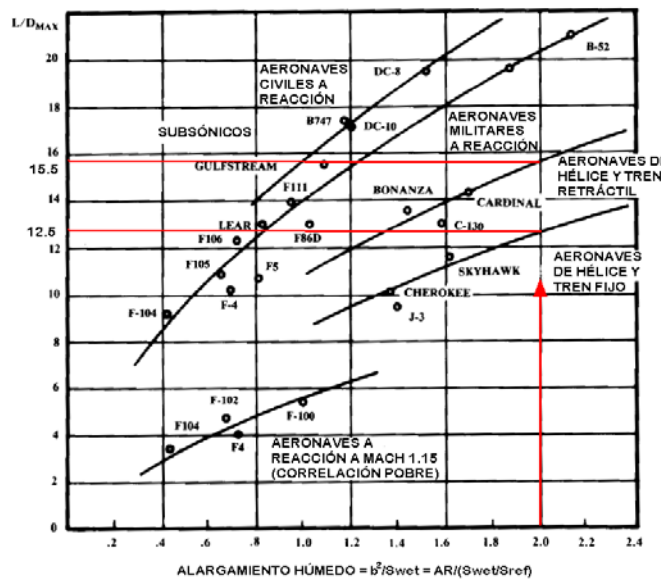


Figura 2.11 Tendencias históricas de fineza aerodinámica máxima [9]

Suponiendo una valor adicional del 6% compuesta por el combustible no drenable y una pequeña reserva adicional de combustible (1% y 5%, respectivamente), la fracción de peso de combustible se obtendrá mediante la ecuación (2.6):

$$\frac{W_{comb}}{W_0} = 1.06 \left[1 - \left(\frac{W_1}{W_0} \cdot \frac{W_2}{W_1} \cdot \frac{W_3}{W_2} \cdot \frac{W_4}{W_3} \cdot \frac{W_5}{W_4} \right) \right] \quad (2.6)$$

2.2.4 Fracción de peso vacío

La fracción de peso vacío puede estimarse directamente del gráfico en la figura 2.12, o a partir de la ecuación (2.7), que es la ecuación que corresponde a las tendencias del gráfico ya presentado. Las constantes estadísticas para un aparato de aviación general, aplicadas a la ecuación (2.7) serán $A=2.36$, $C=-0.18$ y $K_{vs}=1.00$.

$$\frac{W_{vacío}}{W_0} = A \cdot W_0^C \cdot K_{vs} \quad (2.7)$$

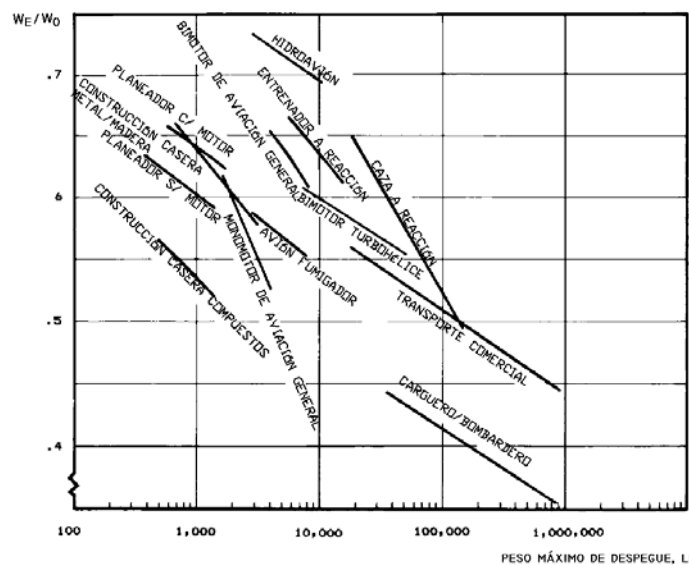


Figura 2.12 Tendencias de la fracción de peso vacío [9]

Debe aclararse que en algunos casos, parte de la tripulación es considerada como parte de la carga útil, designando al piloto y copiloto como “tripulación” y a los otros cuatro ocupantes como “pasajeros”. Para este trabajo los seis ocupantes serán considerados como la tripulación, y la carga útil simplemente corresponderá al equipaje. La tabla 2.9 presenta los valores utilizados para el peso de la tripulación y el equipaje por cada tripulante.

Tabla 2.9 Pesos de la tripulación y equipaje [9], [11]

Peso de cada tripulante	175 libras (79.5 kg)
Equipaje por cada tripulante	55 libras (25 kg)

De modo que 6 pasajeros constituirán 1,050 libras (463 kg) y 360 libras (163.4 kg) de equipaje, de modo que $W_{tripulación} + W_{equipaje} = 1,380$ libras (626.5 kg).

Comparativamente el Malibu Mirage puede llevar solo 100 libras (45.4 kg) en cada compartimento, uno delantero y uno trasero, estando restringido su uso por el peso y balance del avión a distintas condiciones de carga [25]. Esto sugiere que se está considerando una cantidad excesiva de equipaje por pasajero y por tanto será necesario reducir dicho peso, a fin de no incurrir en una estimación demasiado “optimista” del peso útil que la aeronave podrá llevar; sin embargo, se determinará el peso máximo de despegue con esta cantidad de pasajeros y carga para comenzar el estudio.

- En este método de dimensionamiento se ignorará el descenso, haciendo la suposición de que este es parte de la distancia recorrida durante segmento de crucero.
- Como estimación estadística inicial [9], se tiene que el consumo específico de combustible típico para motores alternativos, C_{bhp} , tiene un valor de 0.4 libras/hr/BHp para la fase de crucero, mientras que la eficiencia de la hélice tiene un valor de 0.8.

En el caso de la aeronave de 6 plazas, el tipo de configuración que se desarrollará corresponderá a un avión monomotor, cuya planta motriz estará montada en la nariz de un fuselaje con un perfil romo al frente y en forma de “cuchilla” al final, tren de aterrizaje fijo, ala baja y empenajes convencionales. La aeronave más parecida a esta configuración es el Cessna Skylane RG (figura 2.13). A pesar de que es un aparato de ala alta se utilizará el valor de S_{wet}/S_{ref} de 3.8 obtenido de la gráfica (2.10), puesto que es la opción que más se acerca a la configuración a desarrollar.

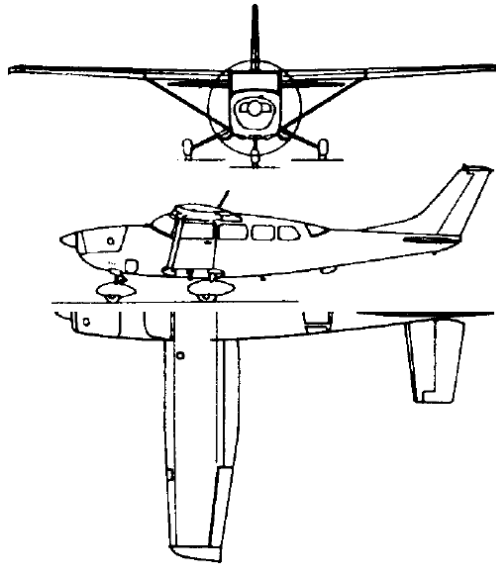


Figura 2.13 Cessna Skylane RG [9]

- Durante esta etapa, la selección del alargamiento para el concepto de diseño consiste simplemente en utilizar un valor promedio [9], puesto que no existe una tendencia estadística definida para este parámetro en aeronaves de hélice; por el momento el valor del alargamiento será de 7.6.

Se tomarán en cuenta dos valores históricos de fineza aerodinámica de Raymer [9], uno correspondiente a una aeronave de tren fijo, y otro de una aeronave de tren retráctil.

- Aeronave de motor alternativo/hélice y tren fijo, $L/D = 12.5$
- Aeronave de motor alternativo/hélice y tren retráctil, $L/D = 15.5$

Para comenzar con el estudio, se utilizará el valor de L/D correspondiente a una aeronave de tren fijo.

2.2.5 Cálculo del peso máximo de despegue

Observando la ecuación (2.2), se distingue que W_0 está en ambos lados de dicha ecuación, de modo que será necesario iniciar con un valor *propuesto* de W_0 , para sustituirlo del otro lado de la ecuación y así calcular el peso vacío mediante la ecuación (2.7), obteniendo finalmente el valor *calculado* del peso máximo de despegue. Inicialmente, el valor propuesto diferirá del valor calculado de W_0 , requiriendo iterar el valor propuesto hasta que ambos coincidan.

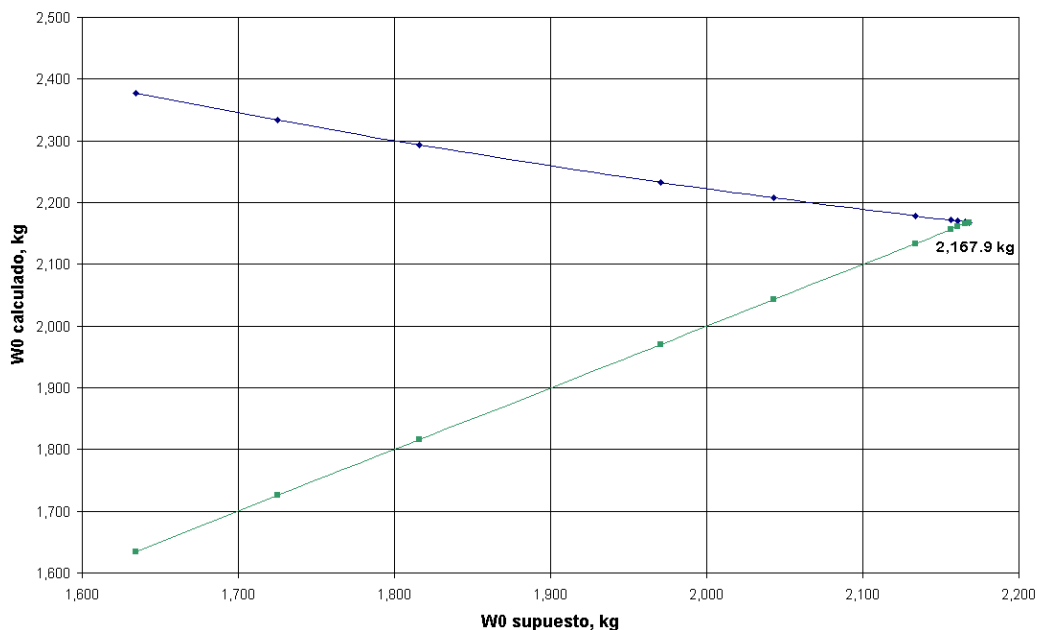


Figura 2.14 Estimación inicial del peso máximo de despegue

De la tabla 2.3, se tiene que el peso máximo de despegue de un Piper 6X es de 3,600 libras (1,634.4 kg). Se inició la estimación del peso con esta cifra, dado que la aeronave a diseñar será un balance entre un aparato de tren retráctil de largo alcance y uno de tren fijo de bajo costo, y como es práctica común en la aviación, el peso deberá ser lo más bajo posible.

En la figura 2.14, que grafica la variación entre el peso máximo supuesto y el peso máximo calculado, se observa que al proponer un valor del peso máximo de despegue, el valor calculado de este peso es mucho mayor, lo que se explica al observar la ecuación (2.7), en la cual el peso máximo propuesto se encuentra en el denominador y está elevado a una potencia negativa. El peso del equipaje y la tripulación conforman al numerador y tienen el mayor impacto en el valor del peso calculado.

En este caso, el valor del peso propuesto es incrementado, mientras que el valor del peso calculado va reduciéndose, hasta que ambos valores convergen, como se observa en el gráfico 2.14, entregando el peso máximo de despegue de la aeronave, el cual corresponde a 4,775 libras (2,168 kg). Con un alcance de 2,491 km, el Piper Malibu Mirage resulta ser 189 kg más ligero que el concepto estudiado, mientras que el Piper 6X, con un alcance de 1,489 km, es 1,175 libras (533 kg) más ligero. Se resumen los cálculos de mostrados en la figura anterior en la tabla 2.10 a continuación.

Tabla 2.10 Iteración del dimensionamiento inicial

$W_{\text{tripulación}} = 1050 \text{ lb}$	Requerimiento	$W_1/W_0 = 0.97$	Tabla 2.8
$W_{\text{equipaje}} = 330 \text{ lb}$	Propuesto	$W_2/W_1 = 0.985$	Tabla 2.8
$W_{\text{tripulación}} + W_{\text{equipaje}} = 1380 \text{ lb}$	Requerimiento + propuesto	$W_3/W_2 = 0.8306$	Ec. (2.3)
$R = 2,800 \text{ km (9'816,351.7 pies)}$	Requerimiento	$W_4/W_3 = 1.0$	Ref. [9]
$V_c = 350 \text{ km/hr} = 318.9 \text{ pies/seg}$	Propuesto	$W_5/W_4 = 0.995$	Tabla 2.8
$C_{\text{bhp}} = 0.4 \text{ Hp/hr/lb} = 1.1111 \times 10^{-4} \text{ Hp/seg/lb}$	Ref. [9]	$W_{\text{comb}}/W_0 = 0.22299$	Ec. (2.6)
$C = 8.05433 \times 10^{-5} \text{ lb/seg/lb}$	Ec. (2.4)	$W_{\text{vacío}}/W_0 = 0.488$	Ec. (2.7)
$AR = 7.6$	Ref [9]	$W_0 = 4774.9 \text{ lb}$	Ec. (2.2)
$S_{\text{wet}}/S_{\text{ref}} = 3.8$	Fig. 2.10		
$AH = 2$	Ec. (2.5)		
$L/D_{\text{máx}} = 12.5$	Fig. 2.11		

Es necesario recordar que el Malibu Mirage es una aeronave de tren retráctil, mientras que el 6X es de tren fijo. Una aeronave de tren retráctil tendrá un mayor alcance debido a que tendrá una mayor eficiencia aerodinámica. Si se observa la tabla 2.3, y la figura 2.4, el Piper 6X no es más que un Piper Saratoga con tren fijo, y al comparar sus prestaciones, se verá que la versión de tren retráctil tiene un mayor alcance.

2.2.6 Comparación entre una aeronave de tren fijo y una de tren retráctil

Uno de los principales indicadores de rentabilidad de una aeronave es su peso máximo; una aeronave demasiado pesada está en desventaja competitiva respecto a las más ligeras con prestaciones semejantes. Si ya hay un competidor más fuerte, es posible que esté llegando al límite de lo que se puede lograr con la tecnología disponible.

Otra cifra importante es la fracción del peso vacío. La tabla 2.11 presenta las fracciones de peso vacío para las aeronaves que más se acercan al concepto de diseño. La fracción de peso vacío calculada es 0.488, es decir el 49% del peso total de la aeronave corresponde al peso del planeador y su equipo interno, mientras que para las aeronaves competidoras de la tabla 2.11, este valor oscila entre el 67% y 69%. A pesar de que se está considerando una reducción del 5% debido al uso de materiales compuestos, la fracción del peso vacío es aún menor que la aeronave más ligera (18%), lo que podría implicar que la estructura del planeador no tendrá suficiente material para soportar las cargas impuestas a su estructura.

Tabla 2.11 Fracciones de peso vacío para aeronaves seleccionadas de 6 plazas

Aeronave	$W_{\text{vacío}}/W_0$	W_0 , lbs (kg)
Piper Saratoga II HP	0.67	3,600
Piper Malibu Mirage	0.69	4,340
Beech G36 Bonanza	0.68	3,650
Piper 6X	0.67	3,600

Como parte del estudio, se graficarán los valores de peso máximo de despegue en función de varios valores hipotéticos de alcance, para una aeronave de tren fijo y una de tren retráctil, utilizando las ecuaciones ya presentadas.

Tras despegar, el avión de tren retráctil simplemente guardará el tren dentro del ala o fuselaje, reduciendo su resistencia aerodinámica. Durante el vuelo recto y nivelado la tracción es igual a la resistencia aerodinámica; a mayor resistencia aerodinámica se requiere mayor tracción y por tanto se requiere mayor potencia de parte del motor, y a mayor potencia mayor consumo de combustible.

Por otra parte, una aeronave de tren fijo (y por tanto con mayor resistencia aerodinámica) exigirá mayor potencia del motor y por tanto mayor consumo de combustible para volar durante el mismo tiempo que una aeronave de tren retráctil. Se ha tomado como velocidad de crucero el valor indicado en los requerimientos de diseño (350 km/hr). La tabla 2.12 contiene los valores mostrados en las gráficas 2.15 y 2.16.

Tabla 2.12 Influencia del alcance en W_0 y $W_{\text{vacío}}/W_0$ para dos configuraciones hipotéticas

<i>Aeronave de tren fijo</i>			
Alcance (km)	Velocidad (km/hr)	Peso máximo calculado, kg [Ecuación 2.2]	$W_{\text{vacío}}/W_0$ [Ecuación 2.7]
3,000	350	2,046.2	0.4931
2,800	350	1,985.5	0.4958
2,000	350	1,765.7	0.5064
1,500	350	1,644.9	0.5129
<i>Aeronave de tren retráctil</i>			
Alcance (km)	Velocidad (km/hr)	Peso máximo calculado, kg [Ecuación 2.2]	$W_{\text{vacío}}/W_0$ [Ecuación 2.7]
3,000	350	1,876.6	0.5008
2,800	350	1,832.8	0.5030
2,000	350	1,671.2	0.5114
1,500	350	1,579.8	0.5166

Fracción de peso vacío en función del Alcance

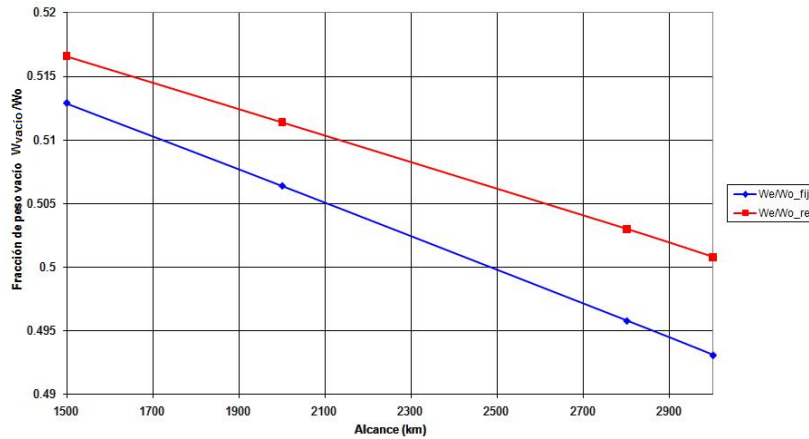


Figura 2.15 Gráfico de influencia del alcance en la fracción del peso vacío

La figura 2.15 muestra la variación del peso vacío en función del alcance para una velocidad de crucero de 350 km/hr. Se observa que, para ambos tipos de aeronave, conforme se incrementa el alcance, la fracción de peso vacío se reduce; ambas aeronaves deberán tener un menor peso del material utilizado para la estructura a fin de dar cabida al volumen y peso del combustible. Para la aeronave de tren retráctil, la fracción del peso vacío siempre será mayor que la de la aeronave de tren fijo, debido a que se requiere mayor cantidad de material y equipo interno para el soporte y accionamiento del tren retráctil, lo que se suma al peso que inherentemente le corresponderá al equipo interno no relacionado a los sistemas del tren.

Peso máximo en función del Alcance

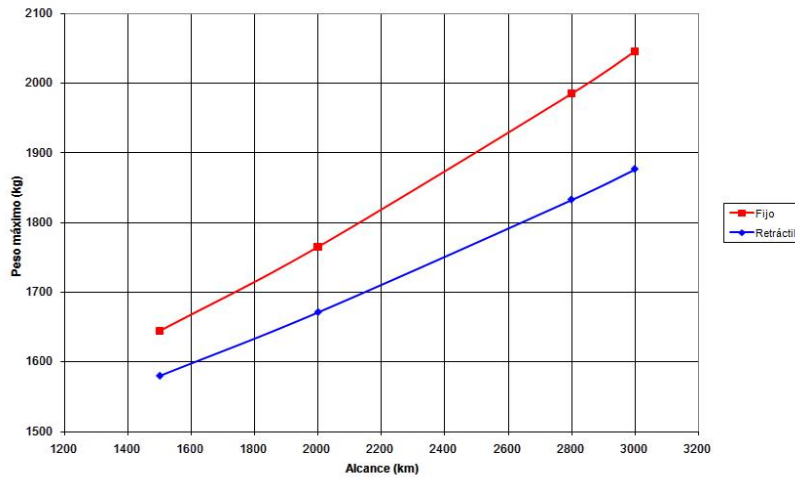


Figura 2.16 Gráfico de influencia del alcance en el peso máximo de despegue

Por otra parte, se observa en la figura 2.16 que el peso máximo de despegue incrementa conforme incrementa el valor del alcance, esto implica la necesidad de incrementar el peso del combustible junto con un mayor peso correspondiente a material estructural para alojar la cantidad adicional de combustible y los sistemas asociados.

En la anterior estimación de pesos, el valor del peso de los pasajeros y la carga útil fue de 1,380 lb, se intentará cumplir con el requerimiento del alcance reduciendo este valor a 1,230 lb, que coincide con el valor del peso útil del Malibu Mirage. La tabla 2.13 muestra los nuevos valores de peso y los parámetros de entrada del diseño, junto con las fracciones de peso calculadas.

Tabla 2.13 Iteración del dimensionamiento inicial

$W_{\text{tripulación}} = 1,050 \text{ lb}$	Requerimiento	$W_1/W_0 = 0.97$	Tabla 2.8
$W_{\text{equipaje}} = 180 \text{ lb}$	Propuesto	$W_2/W_1 = 0.985$	Tabla 2.8
$W_{\text{tripulación}} + W_{\text{equipaje}} = 1230 \text{ lb}$	Requerimiento + propuesto	$W_3/W_2 = 0.8306$	Ec. (2.3)
$R = 2,800 \text{ km } (9'816,351.7 \text{ pies})$	Requerimiento	$W_4/W_3 = 1.0$	Ref. [9]
$V_c = 350 \text{ km/hr} = 318.9 \text{ pies/seg}$	Propuesto	$W_5/W_4 = 0.995$	Tabla 2.8
$C_{\text{bbp}} = 0.4 \text{ Hp/hr/lb} = 1.1111 \times 10^{-4} \text{ Hp/seg/lb}$	Ref. [9]	$W_{\text{comb}}/W_0 = 0.22299$	Ec. (2.6)
$C = 8.05433 \times 10^{-5} \text{ lb/seg/lb}$	Ec. (2.4)	$W_{\text{vacío}}/W_0 = 0.496$	Ec. (2.7)
$AR = 7.6$	Ref [9]	$W_0 = 4373.5 \text{ lb}$	Ec. (2.2)
$S_{\text{wet}}/S_{\text{ref}} = 3.8$	Fig. 2.10		
$AH = 2$	Ec. (2.5)		
$L/D_{\text{máx}} = 12.5$	Fig. 2.11		

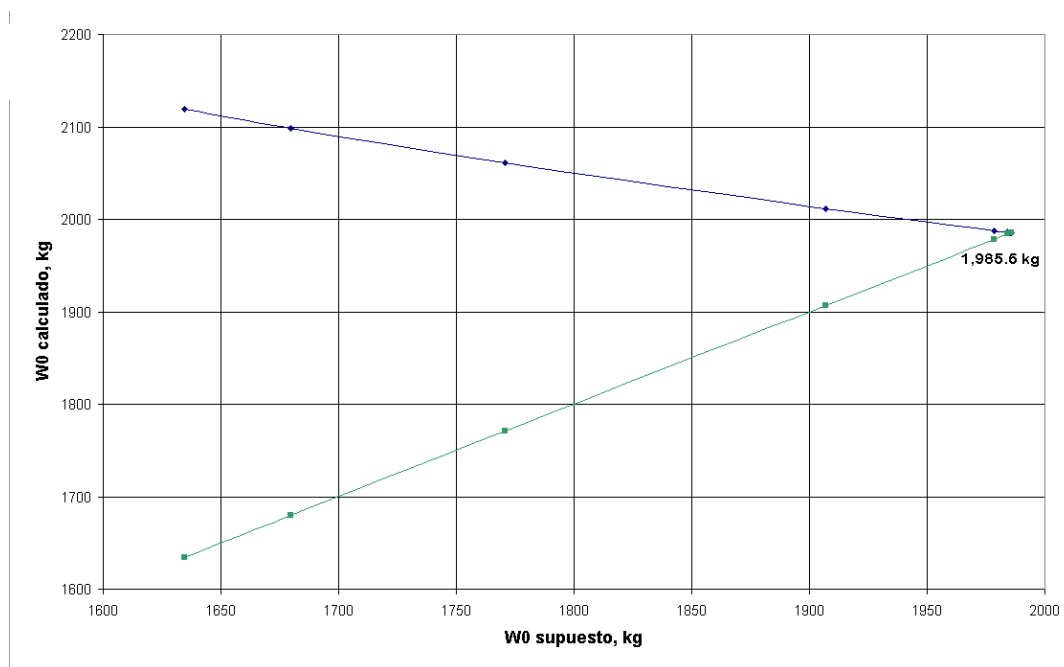


Figura 2.17 Segunda iteración de estimación inicial del peso máximo de despegue

La figura 2.17 muestra el valor del peso máximo calculado para las fracciones de peso vacío manifestadas en la tabla 2.13. Se observa que el concepto sigue siendo más pesado que las dos aeronaves competidoras principales.

Se reducirá la velocidad de crucero y el alcance a fin de requerir un menor peso de combustible y un menor peso estructural y de sistemas implícito. Esta iteración se manifiesta en la tabla 2.14 a continuación, y se ilustra la determinación del peso máximo en la figura 2.18.

Tabla 2.14 Iteración del dimensionamiento inicial (cont.)

$W_{\text{tripulación}} = 1,050 \text{ lb}$	Requerimiento	$W_1/W_0 = 0.97$	Tabla 2.8
$W_{\text{equipaje}} = 180 \text{ lb}$	Propuesto	$W_2/W_1 = 0.985$	Tabla 2.8
$W_{\text{tripulación}} + W_{\text{equipaje}} = 1230 \text{ lb}$	Requerimiento + Propuesto	$W_3/W_2 = 0.8478$	Ec. (2.3)
$R = 2,490 \text{ km } (8'169,291 \text{ pies})$	Propuesto	$W_4/W_3 = 1.0$	Ref. [9]
$V_c = 311 \text{ km/hr} = 283.4 \text{ pies/seg}$	Propuesto	$W_5/W_4 = 0.995$	Tabla 2.8
$C_{\text{bhp}} = 0.4 \text{ Hp/hr/lb} = 1.1111 \times 10^{-4} \text{ Hp/seg/lb}$	Ref [9]	$W_{\text{comb}}/W_0 = 0.206$	Ec. (2.6)
$C = 7.1575 \times 10^{-5} \text{ lb/seg/lb}$	Ec. (2.4)	$W_{\text{vacío}}/W_0 = 0.499$	Ec. (2.7)
$AR = 7.6$	Ref. [9]	$W_0 = 4176.6$	Ec. (2.2)
$S_{\text{wet}}/S_{\text{ref}} = 3.8$	Fig. 2.11		
$AH = 2$	Ec. (2.5)		
$L/D_{\text{máx}} = 12.5$	Fig. 2.12		

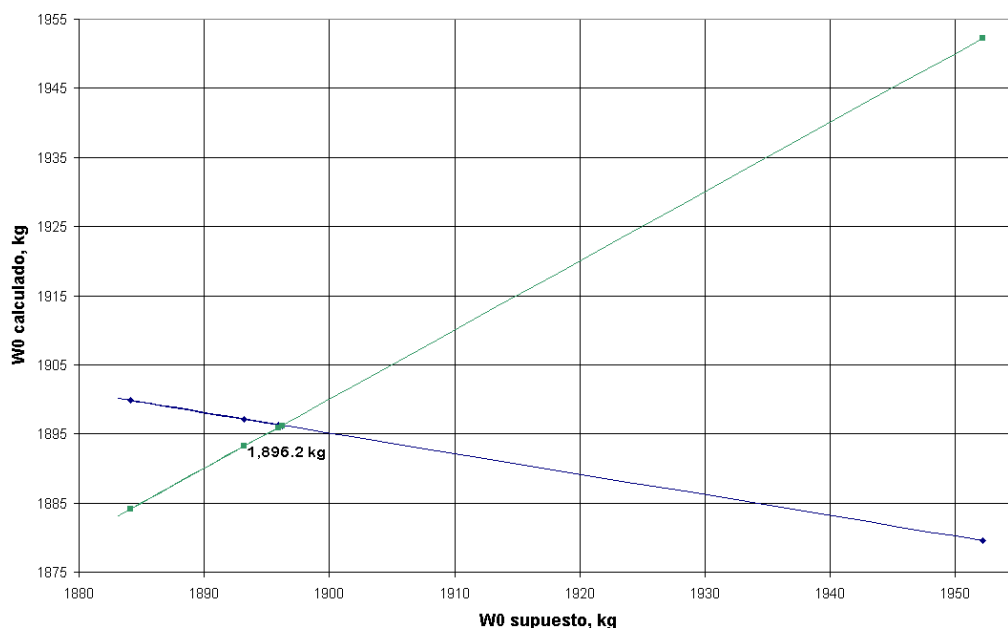


Figura 2.18 Tercera iteración de la estimación inicial del peso máximo de despegue

La velocidad de crucero y el alcance siguen siendo excesivos puesto que se sigue excediendo en peso a los competidores de tren retráctil y tren fijo. Se reducirá el peso del equipaje a 150 libras (68 kg) junto con el alcance y la velocidad de crucero. Además, se reducirá el alargamiento a un valor de 7.2, puesto que el ala será de construcción rectangular y por tanto cualquier beneficio obtenido de la mayor superficie alar derivada de un mayor alargamiento será anulado por el mayor peso estructural requerido para un ala de este tipo.

Con estos cambios se obtiene una aeronave con un peso total semejante al del Piper 6X. La fracción de peso vacío de la aeronave presentada en la tabla 2.15 es del 51%, con un 16% de diferencia respecto a la fracción de peso vacío del Piper 6X. A pesar de estar proponiendo un ahorro en peso del 5% debido al uso de materiales compuestos, la ecuación estadística tiene el efecto de “considerar” el ahorro en peso consecuente en áreas no estructurales del avión. Esta fracción de peso vacío deberá controlarse ya que un incremento descontrolado en este valor implicará un incremento desproporcionado

en el peso máximo de despegue para mantener las prestaciones originales de la aeronave. [9]

Se está proponiendo un valor de alcance y peso de equipaje competitivos para la categoría monomotor de tren fijo. Las aeronaves de este tipo se juzgan principalmente por sus capacidades de carga y su alcance, y no tanto por la máxima velocidad que pueden alcanzar [29], de modo que se está reduciendo el valor de la velocidad de crucero. Se ha decidido seguir adelante con la configuración de tren fijo, desechando totalmente la opción de tren retráctil.

Se presentan los valores finales de la primera estimación de pesos en la tabla 2.15, y se resumen las iteraciones más relevantes en la tabla 2.16.

Tabla 2.15 Parámetros de dimensionamiento inicial seleccionados

$W_{\text{tripulación}} = 1,050 \text{ lb}$	Requerimiento	$W_1/W_0 = 0.97$	Tabla 2.8
$W_{\text{equipaje}} = 150 \text{ lb}$	Propuesto	$W_2/W_1 = 0.985$	Tabla 2.8
$W_{\text{tripulación}} + W_{\text{equipaje}} = 1,200 \text{ lb}$	Requerimiento + propuesto	$W_3/W_2 = 0.8994$	Ec. (2.3)
$R = 1,600 \text{ km (5'249,600 pies)}$	Propuesto	$W_4/W_3 = 1.0$	Ref. [9]
$V_c = 275 \text{ km/hr} = 250.6 \text{ pies/seg}$	Propuesto	$W_5/W_4 = 0.995$	Tabla 2.8
$C_{\text{bhp}} = 0.4 \text{ Hp/hr/lb} = 1.1111 \times 10^{-4} \text{ Hp/seg/lb}$	Ref. [9]	$W_{\text{comb}}/W_0 = 0.1537$	Ec. (2.6)
$C = 6.3284 \times 10^{-5} \text{ lb/seg/lb}$	Ec. (2.4)	$W_{\text{vacío}}/W_0 = 0.51$	Ec. (2.7)
$AR = 7.2$	Propuesto	$W_0 = 3,604 \text{ lb (1636.2 kg)}$	Ec. (2.2)
$S_{\text{wet}}/S_{\text{ref}} = 3.8$	Fig. 2.10	Diferencia $W_0 / W_{\text{vacío}}/W_0$ respecto a Piper 6X	
$AH = 1.89$	Ec. (2.5)	-4 lb (-2 kg) / 0.16	
$L/D_{\text{máx}} = 12.5$	Fig. 2.11		

Tabla 2.16 Iteraciones en la primera estimación de pesos

#	R, pies (km)	V _{máx} , mi/hr (km/h)	V _c , pies/seg (km/h)	E, hr	AR	W _{pasajeros} , lb (kg)	W _{eq} lb (kg)	L/D _{máx} (Figs. 2.11,12)	W ₀ , lb (kg) (Ec. 2.2)	W _{comb} /W ₀ (Ec. 2.6)	W _{vacío} /W ₀ (Ec. 2.7)
1	5'905,800 (1,800)	217.5 (350)	255.2 (280)	6.4	7.2	1,050 (476.7)	180 (81.7)	12.5	3,779.8 (1,716)	0.1656	0.509
2	5'151,170 (1,570)	198.8 (320)	250.6 (275)	5.7			150 (68.1)		3,659 (1,661.2)	0.1519	0.512
3	5'249,600 (1,600)	186.4 (300)	250.6 (275)	5.8			3,604 (1,636.2)		0.1537	0.513	

2.3 Cálculo de la potencia de despegue y cargas alares

Es importante realizar una estimación realista de la relación potencia-peso puesto que, junto con la carga alar de diseño, es el factor que mayor influencia tiene en el desempeño de la aeronave. La relación potencia-peso corresponde al caballaje del motor entre el peso total de la aeronave, mientras que la carga alar corresponde al peso total de la aeronave entre la superficie alar.

La carga alar y la relación potencia peso están interrelacionadas en varios cálculos de los desempeños operativos, como la distancia de despegue, que con frecuencia es un parámetro que influye directamente en el diseño de la aeronave. A fin de cumplir con un requerimiento de despegue desde pistas cortas, puede utilizarse un motor de baja potencia y un ala de gran superficie, compensando la baja potencia del motor con una gran capacidad de sustentación a baja velocidad. También podría hacerse lo inverso: utilizar un motor de gran potencia y un ala de menor superficie, a fin de compensar la menor capacidad sustentadora del ala con una gran capacidad de aceleración por parte del motor.

Debido a la relación entre estos parámetros de diseño, no es del todo posible utilizar información histórica para seleccionar valores iniciales de manera independiente para la relación potencia-peso y la carga alar. Por tanto, es necesario hacer una suposición del valor de uno de estos parámetros y calcular el otro parámetro en base a este valor supuesto, tomando en cuenta los requerimientos de diseño que afectan a este cálculo.

2.3.1 Relación potencia-peso

La relación potencia-peso, en Hp/libra, se obtendrá inicialmente mediante una estimación estadística, mostrada en la ecuación (2.8). Para un aparato de aviación general, esta ecuación empleará las constantes estadísticas $a = 0.025$ y $C = 0.22$, requiriendo además un valor propuesto de la velocidad aerodinámica máxima ($V_{m\acute{a}x}$).

$$\frac{Hp}{W_0} = a \cdot V_{m\acute{a}x}^C \quad (2.8)$$

2.3.2 Carga alar de entrada en pérdida

La velocidad de entrada en pérdida de una aeronave depende directamente de su carga alar y de su coeficiente de sustentación máxima. La velocidad de entrada en pérdida incide directamente en la seguridad de la aeronave puesto que determina la velocidad mínima a la que la aeronave podrá volar. De igual manera, la velocidad de aproximación, que es el factor más importante para la distancia de aterrizaje, depende directamente de la velocidad de entrada en pérdida. La ecuación (2.9) presenta la carga alar necesaria para lograr una velocidad de entrada en pérdida propuesta con cierto coeficiente de sustentación máximo.

$$\frac{W}{S_{p\acute{e}rdida}} = \frac{1}{2} \rho \cdot V_{p\acute{e}rdida}^2 \cdot C_{Lm\acute{a}x} \quad (2.9)$$

El coeficiente de sustentación máximo depende de la geometría del ala, la forma de perfil aerodinámico, la geometría y envergadura de las aletas hipersustentadoras, el número de Reynolds, el acabado de la superficie y la interferencia con el fuselaje. Además, la fuerza de equilibrado generada por el empenaje horizontal incrementará o reducirá dicho coeficiente, dependiendo de la disposición del empenaje.

La extensión de las aletas hipersustentadoras no será la misma para la condición de despegue y aterrizaje. Para el aterrizaje, generalmente se extienden al máximo para generar el máximo de sustentación y resistencia aerodinámica. Por otra parte, para el despegue, la máxima extensión de las aletas generará una mayor resistencia aerodinámica que impedirá obtener el mayor régimen de ascenso y aceleración, por lo que estarán desplegados aproximadamente a la mitad de su máximo ángulo.



Figura 2.19 Flap tipo Fowler [9]

Dada la cantidad de variables involucradas en la determinación del coeficiente máximo de sustentación, se utilizará una tendencia histórica para su estimación. La figura 2.20 presenta las tendencias del valor del coeficiente máximo de sustentación en función del ángulo de flechado del ala para varios tipos de aletas hipersustentadoras.

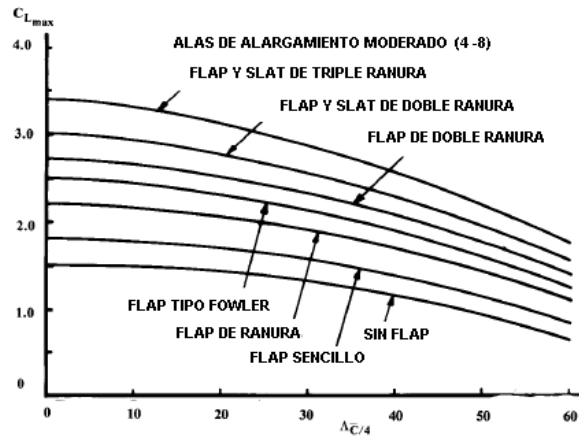


Figura 2.20 Coeficiente máximo de sustentación para distintos tipos de flaps [9]

2.3.3 Carga alar de despegue

La carga alar de despegue deberá determinarse para una distancia de despegue especificada, lo que involucrará la inclusión de algún parámetro relacionado a esta distancia en la ecuación correspondiente a esta carga alar. La ecuación (2.11) se utilizará para determinar la carga alar de despegue, utilizando un parámetro de despegue (abreviado como TOP), que corresponderá a la carga alar dividida entre el producto de la relación de densidades (σ), expresada en la ecuación (2.10), el coeficiente de sustentación de despegue (C_{LTO}) y la relación potencia-peso.

$$\sigma = \frac{\rho_{TO}}{\rho_{nm}} \quad (2.10)$$

El coeficiente de sustentación para el despegue no corresponde al valor del coeficiente máximo de sustentación que se utilizó para calcular la carga alar de entrada en pérdida. La aeronave despegará a una velocidad de aproximadamente 1.1 veces el valor de la velocidad de entrada en pérdida, de modo que el coeficiente de sustentación de despegue será el coeficiente máximo de sustentación dividido por el cuadrado de 1.1, es decir, $C_{LTO} = C_{Lmáx}/1.21$.

La carga alar y la relación potencia-peso contribuyen a la distancia de despegue. La ecuación (2.11) supone que ya se ha estimado una relación potencia-peso, y se utiliza para determinar la carga alar para una distancia de despegue propuesta.

La figura 2.21 permite estimar la carrera de despegue y la distancia de despegue para librar un obstáculo de 15 m (50 pies) de altura. Para determinar la máxima carga alar permisible para una distancia de despegue propuesta, bastará con determinar el parámetro de despegue a partir de la figura 2.21 y sustituirlo en la ecuación (2.11).

$$\frac{W}{S_{TO}} = (TOP)\sigma \cdot C_{L_{TO}} (hp/W) \quad (2.11)$$

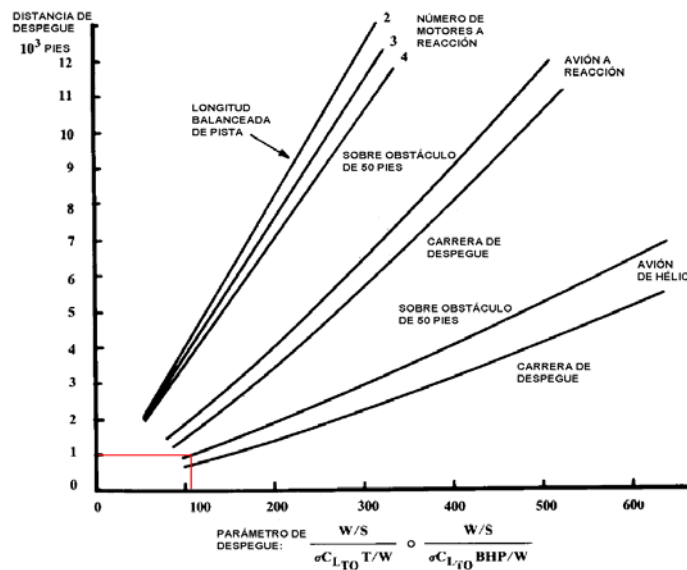


Figura 2.21 Determinación del parámetro de despegue (TOP) [9]

2.3.4 Carga alar de aterrizaje

Para determinar la carga alar de aterrizaje es necesario tener un estimado de la longitud de pista de aterrizaje, que es la distancia requerida para librar un obstáculo de 15 m de altura (S_a). La ecuación (2.12) se utiliza para determinar la máxima carga alar para esta condición. El primer término representa la carrera de aterrizaje necesaria para absorber la energía cinética de la aeronave a la velocidad de contacto con la pista. Como estimación inicial, la constante (S_a) tendrá un valor de 183 m (600 pies) para una aproximación al aterrizaje sin potencia, característica de los aparatos de aviación general [7]. El peso de la aeronave correspondiente a este segmento de la misión, para el caso de aviación general casi siempre puede considerarse igual al peso máximo de

despegue, en caso de requerir aterrizar inmediatamente después de alcanzar la altitud de crucero.

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{aterr} = \frac{(S_{aterr} - S_a)}{80} \sigma \cdot C_{L_{max}} \quad (2.12)$$

2.3.5 Carga alar de crucero

Para el cálculo de la carga alar de crucero es necesario estimar el valor del coeficiente de resistencia parásita (C_{D0}), y el factor de eficiencia de Oswald (e), que representa la eficiencia del ala en términos de resistencia inducida por la generación de sustentación. Para determinar la carga alar de crucero mediante la ecuación (2.13), se utilizará un valor de coeficiente de resistencia parásita de 0.03, correspondiente a un aparato de aviación general de tren fijo, y un factor de eficiencia de Oswald de 0.8.

$$\frac{W}{S}_{crucero} = q \sqrt{\pi \cdot AR \cdot e \cdot C_{D0}} \quad (2.13)$$

Deberá obtenerse el valor de la presión dinámica (q) mediante la ecuación (2.14), considerando la densidad del aire a la altitud de crucero y la velocidad aerodinámica correspondiente.

$$q = \frac{1}{2} \rho \cdot V^2 \quad (2.14)$$

2.3.6 Carga alar de patrón de espera

Para estimar la carga alar del patrón de espera, se deberá proponer un valor de la velocidad aerodinámica a la que se realizará este segmento de la misión. La velocidad para un aparato de aviación general oscilará entre 80 y 120 nudos (148 – 220 km/h) [9]. Los valores de resistencia aerodinámica parásita, factor de eficiencia de Oswald y densidad del aire serán los mismos que para la condición de crucero. Deberá calcularse nuevamente la presión dinámica considerando la velocidad de espera mediante la ecuación (2.14).

La ecuación (2.15) servirá para calcular el valor de la carga alar durante el patrón de espera.

$$\frac{W}{S}_{espera} = q \sqrt{3\pi \cdot AR \cdot e \cdot C_{D=0}} \quad (2.15)$$

2.3.7 Carga alar de ascenso

De manera semejante al método de dimensionamiento inicial, deberá obtenerse un valor de la relación tracción-peso del conjunto motor alternativo-hélice equivalente a la relación potencia-peso de un motor a reacción. La relación tracción-peso equivalente se obtiene mediante la ecuación (2.16), y requerirá de la velocidad de ascenso, que tendrá un valor de 1.3 veces la velocidad de entrada en pérdida. También deberá obtenerse la presión dinámica con este nuevo valor de velocidad.

$$\frac{T}{W} = \left(\frac{550 \cdot \eta_p}{V} \right) \left(\frac{Hp}{W} \right) \quad (2.16)$$

Considerando que los flaps estarán desplegados durante la fase de despegue y una porción del ascenso, el coeficiente de resistencia parásita incrementará. Por otra parte, la eficiencia aerodinámica del avión se reducirá, tanto por la resistencia parásita ofrecida por la superficie frontal de los flaps como por el incremento en la resistencia inducida, generada también por los flaps; por tanto, el valor de C_{D0} incrementará en 0.02 unidades y e se reducirá en un 5%. El gradiente de ascenso es la relación entre la distancia vertical recorrida respecto a la distancia horizontal cubierta durante el segmento.

$$\frac{W}{S_{ascenso}} = \frac{\left[\left(\frac{T}{W} \right) - G \right] \pm \sqrt{\left[\left(\frac{T}{W} \right) - G \right]^2 - (4C_{D0}/\pi \cdot AR \cdot e)}}{2/q \cdot \pi \cdot AR \cdot e} \quad (2.17)$$

El término dentro de la raíz cuadrada en la ecuación (2.17) no puede ser negativo, por lo que la condición en la ecuación (2.18) siempre deberá cumplirse sin importar el valor de la carga alar:

$$\frac{T}{W} \geq G + 2\sqrt{\frac{C_{D0}}{\pi \cdot AR \cdot e}} \quad (2.18)$$

2.3.8 Carga alar de descenso

Al igual que en el dimensionamiento inicial, para el segmento de descenso se considerará que el motor está apagado y la aeronave se encuentra planeando. Se utilizará nuevamente la ecuación (2.17) para calcular este segmento, con la única diferencia de que el gradiente de planeo se considerará negativo, generando la ecuación (2.19):

$$\frac{W}{S_{planeo}} = \frac{-G \pm \sqrt{[-G]^2 - (4C_{D0}/\pi \cdot AR \cdot e)}}{2/q \cdot \pi \cdot AR \cdot e} \quad (2.19)$$

La carga alar de planeo se calculará con los valores de altitud, velocidad, factor de eficiencia de Oswald y resistencia inducida iguales a los del patrón de espera. Una vez determinadas las cargas alares para los segmentos de la misión, deberá seleccionarse aquella cuyo valor se aproxime a la carga alar característica de una aeronave de la categoría relevante, que en este caso será de 83 kg/m² (17 libras/pie²) para aviación general. Esto garantizará que el ala sea lo suficientemente grande para generar la sustentación necesaria en todas las condiciones de vuelo. Una vez seleccionada dicha carga alar, deberá volver a calcularse la relación potencia-peso utilizando este nuevo valor, obteniendo el valor de relación potencia-peso adecuado para esta carga alar mediante la ecuación (2.20) a continuación.

$$\frac{T}{W} = \frac{qC_{D0}}{W/S} + \frac{W}{S} \frac{1}{q \cdot \pi \cdot AR \cdot e} \quad (2.20)$$

Se presentan en la tabla 2.17 las iteraciones del cálculo de la potencia de despegue, tomando como base los valores manifestados en la tabla 2.16. Se manifiesta en la primera columna la iteración de la tabla anterior de donde vienen los valores iniciales para el cálculo, y en seguida se da un nuevo número de iteración para la tabla actual. Se observa que la primera y segunda iteración de esta nueva tabla requiere valores elevados de potencia de despegue, y una gran superficie alar, consecuencia de una baja carga alar, debido al requerimiento de una carrera de despegue de 350 metros. Por otra parte, la tercera iteración requiere un valor de carga alar igual al de la tendencia histórica de 17 libras/pie cuadrado. El valor de carga alar es un parámetro que puede variarse durante el dimensionamiento de la aeronave a fin de evaluar su impacto en las características preliminares, y al estar diseñándose para un segmento específico de la aviación general, es prudente utilizar un valor histórico para el dimensionamiento inicial de la aeronave, que entregará una configuración competitiva para el mercado de interés. Se ha propuesto para las tres primeras iteraciones una altitud de despegue de 12,000 pies, mientras que la última considera una altitud de 13,500 pies (altitud presión en día caluroso) para el aeropuerto de la Paz, Bolivia, el más alto de América Latina [30]. Se observa que la última iteración requiere una carga alar más baja que todas las demás y por tanto requerirá una mayor superficie alar. Deberá seleccionarse el mejor valor de carga alar y carga de potencia de despegue de entre las iteraciones presentadas para obtener las dimensiones base de la aeronave.

Tabla 2.17 Iteraciones de los cálculos de cargas alares

# tabla 2.16	#	V _{máx.} , mi/hr (km/hr)	V _{pérdida} , pies/seg (km/hr)	Alt. TO, pies (m)	C _{Lmáx} (Fig. 2.20)	STO, pies (m)	TOP, lb ² /Hp-pie (Fig. 2.21)	W/S _{diseño} , lb/pie ² (kg/m ²)	Hp/W ₀ CALC, Hp/libra (Ecs. 2.8,20)
1	1	217.5 (350)	73 (80)	12,000 (3,658)	2.5	1,148 (350)	130	15.2 (74.2)	0.0816
2	2	198.8 (320)	73 (80)	12,000 (3,658)		16.5 (80.6)		0.080	
3	3	186.4 (300)	73 (80)	12,000 (3,658)		1,312 (400)	150	17 (83)	0.0789
3	4		70.2 (113)	13,500 (4,115)				16.17 (78.9)	0.07895

2.4 Dimensionamiento refinado

2.4.1 Fracción de peso vacío

La estimación de la fracción del peso vacío se realizará ahora mediante una ecuación estadística más refinada, que incluirá más variables de diseño que afectan directamente al peso vacío. Las constantes estadísticas para un aparato monomotor de aviación general serán: $a = -0.25$, $b = -1.18$, $C1 = -0.2$, $C2 = 0.08$, $C3 = 0.05$, $C4 = -0.05$, $C5 = 0.27$; se utilizarán además los valores de la carga alar de diseño, el alargamiento, la relación potencia-peso y velocidad máxima seleccionados durante el estudio de cargas alares, aplicándolos a la ecuación (2.21):

$$\frac{W_{\text{vacío}}}{W_0} = a + bW_0^{C1} AR^{C2} \left(\frac{hp}{W_0}\right)^{C3} \left(\frac{W_0}{S}\right)^{C4} V_{\text{máx}}^{C5} \quad (2.21)$$

2.4.2 Fracciones de encendido, descenso y aterrizaje

Las fracciones de peso correspondientes al encendido, calentamiento y despegue, descenso y aterrizaje se determinarán mediante tendencias históricas. Se presentan los rangos de dichas tendencias en la tabla 2.18 a continuación:

Tabla 2.18 Fracciones de peso para segmentos de misión a partir de tendencias históricas [9]

Segmento de la misión	(W_i/W_{i-1})
Encendido, calentamiento y despegue	0.97 – 0.99
Descenso	0.99 – 0.995
Aterrizaje y rodaje	0.992 – 0.997

2.4.3 Fracción de ascenso y aceleración

Para la fracción del ascenso y aceleración, la fracción de peso calculada mediante la ecuación (2.22) para el número de Mach final (crucero) deberá dividirse entre la fracción de peso calculada para el número de Mach inicial (ascenso).

$$\frac{W_2}{W_1} = 1.0065 - 0.0325M \quad (2.22)$$

2.4.4 Fracción de crucero

La fracción de peso para crucero se determinará mediante la ecuación (2.23), que involucra el valor del alcance (R), el consumo específico de combustible (C), calculado con la ecuación (2.4), la eficiencia de la hélice propuesta para el crucero (η_p), la fineza aerodinámica para esta condición (L/D), y la velocidad de crucero (utilizada en la ecuación (2.4)).

$$\frac{W_3}{W_2} = e^{\left[\frac{-RC}{550\eta_p(L/D)}\right]} \quad (2.23)$$

2.4.5 Fracción de patrón de espera

Para el patrón de espera, se utilizará la ecuación (2.24), que involucra el tiempo de espera (E), el consumo específico de combustible (C), la velocidad aerodinámica (V), la fineza aerodinámica (L/D) y la eficiencia de la hélice (η_p), todas correspondientes a esta condición de vuelo.

$$\frac{W_4}{W_3} = e^{\left[\frac{-EVC}{550\eta_p(L/D)} \right]} \quad (2.24)$$

Una vez obtenidas las fracciones de peso para cada segmento de la misión, se sumarán a fin de obtener la fracción de peso de combustible para completar la misión, como se indica en la ecuación (2.25). Finalmente, se sumarán los pesos de la tripulación, equipaje, combustible y el producto de la fracción del peso vacío (ecuación 2.21) y el peso máximo de despegue propuesto, como se indica en la ecuación (2.26), e iterando nuevamente hasta hallar una convergencia entre el valor propuesto y calculado.

$$W_{comb_segmento} = \frac{W_i}{W_{i-1}} \quad (2.25)$$

$$W_0 = W_{pax+t} + W_{eq} + W_{comb} + \left(\frac{W_{vacío}}{W_0} \right) W_0 \quad (2.26)$$

La tabla 2.19 presenta los valores calculados para la potencia de despegue, la fracción de peso vacío y el peso del combustible relacionado a los valores de la tabla 2.17. Se han retenido la primera, tercera y cuarta iteración, de las cuales, la tercera y cuarta son las más deseables en términos de carga alar, fracción de peso vacío y potencia. Se determinarán los parámetros más deseables para la configuración base de la aeronave en base a la determinación de la geometría básica de la aeronave, a continuación.

Tabla 2.19 Iteraciones de la estimación refinada de pesos

# de tabla 2.17 y actual	W/S _{diseño} , libras/pie ² (kg/m ²)	V _{máx} , pies/s (km/hr)	W _c /W ₀ (Ec. 2.21)	W ₀ , libras (kg)	W _{comb} , libras (kg)	P, Hp
1	15.2 (74.2)	217.5 (350)	0.564	3,799 (1,724.8)	427 (193.8)	310
3	17 (83)	186.4 (300)	0.5049	3,092.4 (1403.9)	331 (150.3)	244
4	16.17 (78.9)	186.4 (300)	0.504	3052 (1385.6)	313.9 (142.5)	241

2.5 Determinación de la geometría básica del ala y del fuselaje

2.5.1 Geometría del ala

La superficie de referencia del ala se obtendrá a partir del peso máximo de despegue calculado en el dimensionamiento refinado y la carga alar de diseño, mediante la ecuación (2.27):

$$S_{ref} = \frac{W_0}{(W/S)} \quad (2.27)$$

Una vez obtenida esta superficie, la envergadura puede determinarse mediante la ecuación (2.28), utilizando el mismo valor del alargamiento que en el dimensionamiento inicial.

$$b = \sqrt{AR \cdot S_{ref}} \quad (2.28)$$

Una vez obtenidas la superficie de referencia y la envergadura, y proponiendo un valor de conicidad, podrá calcularse la cuerda de raíz mediante la ecuación (2.29):

$$C_r = \frac{2 \cdot S_{ref}}{[b(1 + \lambda)]} \quad (2.29)$$

Tabla 2.20 Iteraciones de la geometría básica del ala

Iteración (Tablas 2.17 y 2.19)	W ₀ , lb (kg) (Ec. 2.26)	W/S de diseño, lb/pie ² (kg/m ²)	AR	S _{ref} , pies ² (m ²) (Ec. 2.27)	b, pies (m) (Ec. 2.28)	C, pies (m) (Ec. 2.29)
1	3,799 (1,724.8)	15.2 (74.2)	7.2	249.9 (23.2)	43.4 (13.2)	5.9 (1.8)
3	3,092.4 (1,403.9)	17 (83)		182.3 (16.93)	36.2 (11)	5.0 (1.5)
4	3,052 (1,385.6)	16.17 (78.9)		188.4 (17.5)	36.8 (11.2)	5.1 (1.6)

Se han suprimido 30 libras del peso del equipaje para lograr los nuevos objetivos de alcance y autonomía de la aeronave (1,600 km y 5.8 horas). Se utilizarán los valores de la tercera iteración, puesto que ya es demasiado optimista el ahorro en peso de la cuarta iteración. En cuanto a la potencia, la tercera iteración es nuevamente más deseable puesto que representa un valor “intermedio” entre los 300 y 241 Hp de las otras iteraciones.

2.5.2 Longitud del fuselaje

Para un avión monomotor de aviación general, se aplicarán en la ecuación (2.30) las constantes estadísticas $a = 4.37$ y $C = 0.23$, que junto con el valor del peso máximo calculado entregarán el valor de la longitud del fuselaje, a partir de la cual se concebirá su geometría.

$$L = a \cdot W_0^C \quad (2.30)$$

De la ecuación (2.30), se tiene que la longitud de referencia para iniciar el bosquejo conceptual será de 8.46 m (27.76 pies).

Haciendo un recuento sobre las actividades de diseño realizadas hasta el momento, se ha recibido una lista de requerimientos del interesado, manifestando qué tipo de aeronave busca. Esta especificación vino acompañada de puntos específicos en cuanto a la geometría de la aeronave, como el uso de un tren fijo tipo triciclo para economía de mantenimiento y un ala rectangular para reducir la dificultad de fabricación y por tanto reducir los tiempos de entrega en línea de producción. Los requerimientos también definían una velocidad de crucero, de desplome, la longitud de la carrera de despegue, etc.

A continuación se evaluaron estos requerimientos, y al existir una relación definida entre la geometría de la aeronave y sus prestaciones de vuelo, se determinó que para la configuración deseada algunos de estos requerimientos operativos resultaban excesivos, otros poco realistas, de modo que se propusieron nuevas prestaciones, respetando la geometría deseada.

INTENCIONALMENTE DEJADA EN BLANCO

CAPÍTULO 3. CONCEPCIÓN Y TRAZADO DE LA CONFIGURACIÓN DE LA AERONAVE

3.1 Bosquejo conceptual

“A pesar de los argumentos en contra, que defienden bosquejar primero la vista en planta (debido a que todo depende del arreglo de las superficies sustentadoras), muchos dibujan primero la vista lateral. Es de la vista lateral y del fuselaje de los cuales nos percatamos más en tierra, porque incorporan la mayoría de las líneas prácticas y estéticas que nos atraen o nos disgustan a primera vista. El fuselaje es la silueta currentilínea que envuelve al volumen que aloja a la carga útil, incorporando características que facilitan la carga y descarga; y es la viga que permite a las superficies de cola, dimensionadas económicamente, ejercer sus momentos.”

Darrol Stinton

Al contar con los parámetros de longitud de referencia, alargamiento, envergadura y superficie alar, se está en posibilidad de concebir la geometría de la aeronave.

Aparte del concepto en la mente del diseñador, la primera etapa de la creación de la forma de la aeronave [13] consiste en realizar un bosquejo a mano alzada, que se muestra en la figura 3.1.

Este bosquejo es la base para comenzar con el plano de trabajo, que definirá con detalle la forma de la aeronave, la ubicación de los componentes y equipo estipulado. La geometría de la aeronave se obtiene sin la ayuda de métodos analíticos, de modo que el primer dibujo de la aeronave no representa la solución final al problema de diseño, sino que es un medio para llegar al diseño final mediante las fases subsecuentes de análisis. En otras palabras: el avión, como tal, se diseña a partir de criterio, las dimensiones de los componentes más voluminosos y la aplicación de un sentido de estética, y se va mejorando en base a los resultados de los análisis que se realizan una vez definida la geometría.

Idealmente, este bosquejo a escala relativa debe ilustrar las características físicas más importantes de la aeronave, como son:

- La primera noción del perfil lateral de la aeronave y sus proporciones generales, así como una vista superior y secciones transversales representativas.
- La ubicación de la tripulación, y en particular una noción *realista* del arreglo y *proporciones* [13] de la cabina de mando y pasajeros.
- La ubicación de la planta motriz y una noción de su influencia en la forma de la nariz.
- La ubicación de las vigas principales del ala y las bisagras de las superficies de control.
- La ubicación de los puntos de fijación del tren de aterrizaje.

El bosquejo conceptual realizado por este autor exhibe algunas de estas características, y las faltantes se definen sobre el plano, en las siguientes fases de diseño.

Esta descripción sugiere que el plano exhibirá un nivel de detalle mayor. El objetivo de manifestar toda esta información en un plano es entregar una configuración con un volumen interno aprovechado eficientemente, con una forma aerodinámica aceptable y un mínimo de complicaciones estructurales [30].

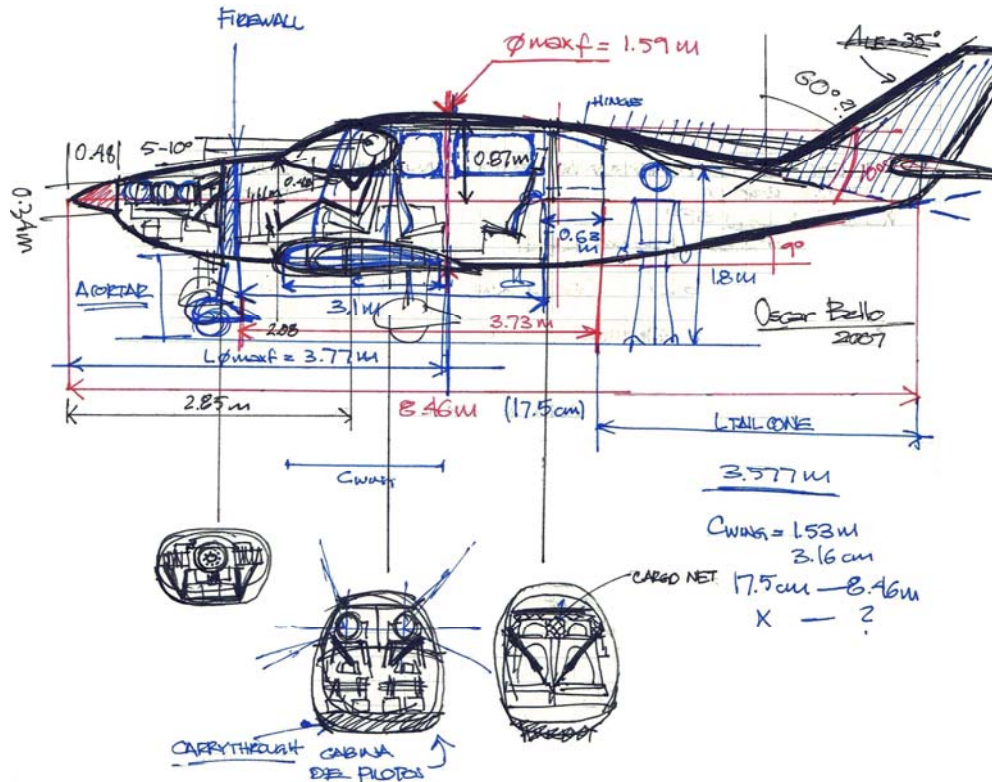


Figura 3.1 Bosquejo conceptual de la aeronave (Oscar Bello)

De la figura 3.1 se observa que se está tomando como referencia a la longitud obtenida del dimensionamiento inicial. De igual manera, se observa que se determinó la escala relativa de estos trazos para tomar sus dimensiones como referencia para pasar al plano en CAD.

Al comenzar con este bosquejo, no se tenía la certeza de si lo que se estaba haciendo era correcto. Sin embargo, de acuerdo con Raymer [9] y Stinton [10], siempre es una buena idea iniciar con un bosquejo. Kirschbaum [13] expande este criterio, afirmando que es necesario aprender a bosquejar a escala, además de que reconoce que con frecuencia el primer bosquejo no refleja la idea que el diseñador está visualizando en su mente.

Del perfil lateral bosquejado se observa que:

- Idealmente, la bancada del motor deberá ser lo más corta posible para reducir superficie húmeda y longitud total de la aeronave.
- El tren de nariz estará montado en el cortafuego, mientras que el tren principal estará montado en la viga trasera del ala.
- La fila del piloto se encontrará en una posición *ligeramente* más elevada que los pasajeros, para ofrecer mayor visibilidad sobre la nariz, al estilo de un Beechcraft *Bonanza* (ver figura 3.16).
- Los asientos de la cabina de pasajeros estarán dispuestos en configuración “club”, es decir, los pasajeros irán enfrentados. Esto contribuirá a dar una noción de mayor espacio y comodidad.
- El compartimento de carga contará con una escotilla independiente de la puerta trasera de acceso.

- La pendiente superior e inferior de la sección de cola del avión no excederán 10° .
- El fuselaje no será de sección cilíndrica, pero se está haciendo una estimación inicial de lo que sería el diámetro *equivalente* del fuselaje.

Las tres secciones transversales representativas no están acotadas, y se dibujaron meramente para ilustrar lo siguiente:

- La tripulación estará dispuesta en tres filas de dos personas sentadas lado a lado.
- La cabina de pilotos deberá contar con suficiente visión exterior hacia los costados y hacia arriba.
- Los controles de vuelo estarán duplicados.
- Idealmente, el cortafuego deberá ofrecer la menor superficie frontal posible.
- El equipaje se alojará detrás de la última fila de pasajeros y estará asegurado mediante una red.
- La estructura del ala será del tipo “carrythrough” o “pasante” y abarcará el área debajo de los asientos. Se ilustra esta estructura en la figura 3.2.

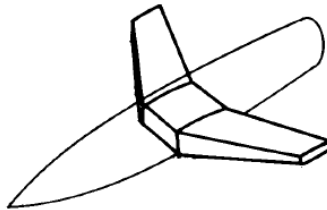


Figura 3.2 Estructura central del ala tipo carrythrough [9]

- La curvatura de las secciones transversales de la aeronave variará en cada estación del fuselaje.

Con este dibujo a mano alzada y las medidas iniciales tomadas se está en posibilidad de comenzar con el plano en CAD. Dado que este dibujo requiere una mayor precisión, es necesario contar con las dimensiones reales de los componentes más voluminosos, es decir, la tripulación y el motor.

Habiendo descrito las características del bosquejo conceptual, se presenta a continuación una síntesis de las consideraciones que afectan directamente a la geometría de la aeronave. Estas consideraciones de diseño constituyen *restricciones* dentro de las cuales deberá mantenerse la configuración a fin de que sea una solución realista a los requerimientos.

3.2 Diseño conceptual, diseño industrial y pensamiento de diseño

Existe el argumento de que el diseño en base a valores estadísticos no tiene validez, que no tiene caso realizar un diseño “conceptual” puesto que de cualquier manera va a cambiar [31]. Sin embargo, es necesario comenzar por un diseño base, puesto que sólo se tiene *una* oportunidad de comenzar con un proyecto; la información confiable sobre el diseño llega solamente hasta muy avanzado el proceso de diseño, cuando es ya muy tarde para corregir las cosas de manera óptima. En las primeras fases del proceso de diseño es fácil realizar cambios, pero la información sobre el diseño está incompleta y a

veces es incorrecta. Conforme el proceso de diseño avanza, la cantidad de conocimiento sobre el objeto de diseño incrementa de manera asintótica hasta el 100%, mientras que la libertad de actuar en base a ese conocimiento desciende de manera asintótica hasta el 0%, a esto se le conoce como la “paradoja del diseño” [32].

Existe cierto nivel de confiabilidad puesto que la primera “unidad de medida” utilizada para diseñar un vehículo tripulado es el cuerpo humano, que es uno de los parámetros tomados en cuenta en este trabajo. Todo diseño de un vehículo tripulado debe incorporar consideraciones ergonómicas, que influyen directamente en la forma final del producto. Los ocupantes de cualquier vehículo son frecuentemente los elementos más críticos, y de cometerse un error en la ubicación y postura de los ocupantes, es posible que necesite rediseñarse la arquitectura completa del vehículo. Dado que las geometrías de los maniquíes son constantes y representan a los usuarios finales, el fuselaje o carrocería de una aeronave o automóvil deben diseñarse en torno a estos [33].

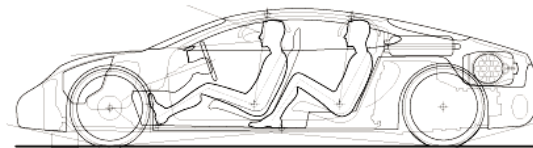


Figura 3.3 Perfil interno de un automóvil [33]

Existen empresas como *Aircraft Studio Design* [34] que se dedican exclusivamente a definir el concepto de diseño de un nuevo proyecto aeronáutico, poniendo particular atención a la estética y ergonomía antes de proceder con consideraciones estructurales y aerodinámicas, apoyándose en la realización de bosquejos mediante una mezcla de técnicas a mano alzada y por computadora, entregando como resultado final un dibujo en CAD para utilizarse como base para el diseño estructural [34].

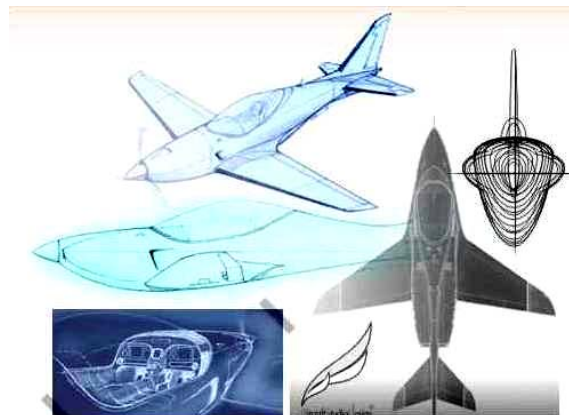


Figura 3.4 Conceptos de diseño producidos por Aircraft Studio Design, Italia [34]

Existe una semejanza entre el diseño aerodinámico de una aeronave tripulada y el diseño industrial, puesto que el éxito comercial de un aparato de aviación general depende tanto de su factibilidad técnica como de su atractivo visual y de la comodidad que ofrece a sus ocupantes. Ambos requieren que la forma del objeto de diseño en cuestión sea definida a fin de evaluar su utilidad y funcionalidad. También se confirma que además de las consideraciones preliminares inherentes a cada rama de la física que gobierna a un vehículo, uno de los elementos más importantes en la concepción de un vehículo es el cuerpo humano, en torno al cual se diseña.

La contribución del diseñador industrial hace énfasis en aquellos aspectos del producto o sistema que se tienen una relación directa con las características, necesidades e intereses del ser humano. Esta contribución requiere un entendimiento especializado de los criterios visuales, táctiles, de seguridad y de utilidad que afectan al usuario. [35]

Por otra parte, ya se ha manifestado que existen más consideraciones que tan solo las cualidades más aparentes de un objeto. Jacques Viénot, creador del concepto de “estética industrial” y del instituto del mismo nombre, comisionó en 1952 a un grupo de arquitectos, industriales, estilistas y filósofos, todos miembros del Instituto de Estética Industrial de Francia, a redactar las leyes que conformarían el código de ética para la práctica de esta profesión, precursora del diseño industrial.

Las leyes de la estética industrial se basan principalmente en las reflexiones del filósofo Paul Souriau, quien manifestaba una apreciación por la belleza implícita en los seres vivientes, basada en el conocimiento de cómo funcionan sus órganos internos y su dependencia recíproca con los demás órganos. Esta apreciación da origen al concepto de que la “estética racional” o “belleza útil”, estriba en la correcta organización de los elementos que constituyen a un objeto y su interacción armoniosa [15], [16]. A continuación se presentan las leyes de la estética industrial.

1. **Ley de la economía.** La eficiencia en términos de medios y materiales, siempre y cuando no sea en detrimento del valor funcional o de la calidad, es un factor determinante de la belleza útil.
2. **Ley de la aptitud.** El objeto deberá estar adaptado a las funciones (y reconocido como un producto técnicamente factible). La estética funcional implica una armonía íntima entre la funcionalidad y su aspecto.
3. **Ley de la unidad y composición.** A fin de formar un conjunto armonioso, las partes que constituyen al todo deben estar concebidas en relación con las demás y en relación al todo.
4. **Ley de armonía entre el aspecto y la utilización.** En un trabajo que cumple con las leyes de la estética industrial, nunca hay conflicto, sino armonía entre la satisfacción estética de un observador y la satisfacción práctica de un usuario de dicho trabajo. Toda producción industrial genera belleza.
5. **Ley del estilo.** El estudio de las características estéticas de un trabajo o de un producto industrial debe tomar en consideración la época a la cual debe adaptarse. Un trabajo sólo puede tener una belleza perdurable si ha sido concebido sin la influencia de las modas. Las características estéticas de una obra útil generan un estilo propio de su época.
6. **Ley de evolución y relatividad.** La estética industrial no es definitiva: está en evolución perpetua. La belleza de una obra útil es una función de los avances tecnológicos utilizados en su creación.
7. **Ley del buen gusto.** La estética industrial se expresa mediante la estructura, forma, balance de sus proporciones y el tipo de obra. La elección de los

materiales, detalles de presentación y los colores están más relacionados con el buen gusto que debe ser complementario al respeto a la Ley de la Economía.

8. **Ley de satisfacción.** los atributos que imparten belleza a una obra deben manifestarse de tal manera que estimulen los cinco sentidos: no tan solo a la vista, sino al oído, tacto, olor y gusto.
9. **Ley del movimiento.** las máquinas diseñadas para estar en movimiento (por aire, mar o tierra) hallarán en dicho movimiento las características esenciales que le confieren su estética. Sobre la ley de aptitud a la función y la ley de la armonía entre aspecto y utilización, se agregará el factor del comportamiento de la obra en su elemento (aire, mar o tierra) que dominará los otros factores de juicio.
10. **Ley de jerarquía y finalidad.** La estética industrial no puede dejar de tomar en consideración la finalidad (utilización final) y las obras producidas industrialmente. Se establece una jerarquía moral de manera natural. Los productos industriales cuyos objetivos esenciales contengan un carácter noble y que estén destinados a impulsar el progreso de la humanidad o que tengan un impacto positivo en las estructuras sociales, tendrán una recepción favorable. Por otra parte, los productos cuyo objetivo sea la destrucción de la humanidad no podrán ser objeto de admiración.
11. **Ley comercial.** La estética industrial encuentra su principal aplicación en el mercado comercial. La ley de la mayor demanda posible no deberá disminuir en importancia a las demás leyes que definen a la estética industrial. Las ventas no serán consideradas como un criterio para el valor estético. Al considerarse, las ventas atestiguarán la igualdad entre el creador y el consumidor, sin importar el precio.
12. **Ley de la integridad.** La estética industrial implica una integridad y honestidad en la elección del tema y los materiales. Una obra industrial no puede considerarse un objeto de belleza si contiene algún elemento de engaño o trampa. Sin embargo, las vestiduras y accesorios necesarios para el funcionamiento de la obra son válidos siempre y cuando expresen la función esencial del objeto y no sirvan para ocultar materiales o partes que pongan en riesgo la funcionalidad o valor del objeto.
13. **Ley del arte implícito.** La estética industrial involucra un elemento de pensamiento artístico entramado en la estructura de la obra. A diferencia de la ornamentación más o menos arbitraria o artificial de las artes aplicadas, las artes involucradas en la estética industrial pueden considerarse implicadas de manera particular en el modelo a producirse, formando una simbiosis con la técnica.

Podría decirse que estas leyes establecen un antecedente más profundo para la definición de la contribución del diseño industrial. A partir de esta noción es importante aclarar que la estética industrial tenía como objetivo establecer una sinergia entre la fuerte industrialización en el occidente derivada de la Segunda Guerra Mundial y las necesidades del ser humano. Al expandirse la industria, los intelectuales franceses creían que el ser humano comenzaba a reducirse a un simple medio para mantener a la

industria en movimiento, cuando en realidad el objetivo de la industrialización era traer progreso y bienestar para la humanidad. Las leyes de la estética industrial hacen referencia al objeto de diseño como un todo integrado, compuesto por elementos interdependientes. Esta descripción coincide con la definición de un *sistema*.

A pesar de la intención del Instituto de Estética Industrial y sus miembros de establecer un código de ética, conformado por las leyes ya presentadas, para guiar la producción industrial hacia la creación de obras benéficas para la sociedad, existía cierta ambigüedad en cuanto a la aplicabilidad de este código, generando casi de inmediato la pregunta “¿qué productos industriales contribuyen al progreso y bienestar de la humanidad?”. Además, entre los detractores de la estética industrial existía el temor de que los industriales se auxiliaran de artistas para “decorar” sus objetos y les dieran forma sin garantizar la unidad entre sus características, es decir, su funcionalidad.

Con el crecimiento de la industrialización y la infiltración del consumismo como una herramienta para incrementar las ganancias de las empresas, la estética industrial fue diluyéndose gradualmente hasta convertirse en lo que hoy se conoce como “Diseño Industrial”. A finales de los años 50, el diseño industrial empezaba a constituirse como una profesión dedicada a hacer los objetos más atractivos, más fáciles de usar, o más fáciles de vender [36]. El diseño se había convertido en una herramienta del consumismo.

En la actualidad, el diseño se sobreentiende como un sinónimo de estética, imagen y moda [36]. Si bien las leyes de la estética industrial mencionan belleza y buen gusto, no se limitan a estos elementos, sino que tratan al objeto de diseño como a un sistema, implicando que el diseño era una actividad cuyo impacto alcanzaba a todos los niveles de la sociedad, lo que responde la pregunta formulada anteriormente: *los productos industriales que contribuyen al progreso y bienestar de la humanidad son los sistemas*.

La necesidad del ser humano es la base para el desarrollo de sistemas, sean de transporte, comunicación o distribución de servicios. Las funciones a diseñar estarán destinadas a satisfacer estas necesidades humanas, y a fin de que dichas necesidades sean satisfechas, deberá haber unidad, o sinergia, entre estas funciones. Por tanto, el diseño, como profesión, involucionó de ser una actividad reflexiva orientada a la concepción de sistemas, a una actividad con un alcance limitado, orientada a pequeños objetos de consumo cuyo impacto en el progreso de la sociedad es despreciable.

Al ser una actividad orientada a la creación de objetos o sistemas, el diseño puede enfocarse desde otra perspectiva: el *pensamiento de diseño*, o una forma de pensamiento integrativo que explota ideas mutuamente opuestas limitadas por restricciones para crear nuevas soluciones. Esta integración de ideas y restricciones tiene como objetivo balancear la conveniencia (la satisfacción de las necesidades del ser humano) con la factibilidad técnica y la viabilidad económica, y llevar ese balance hasta su límite absoluto [36]. Se puede deducir entonces que el pensamiento de diseño armoniza con los preceptos originales del diseño industrial (las leyes de la estética industrial), y que el objeto de diseño constituye a un sistema.

La figura 3.5 presenta una síntesis de la relación entre el pensamiento de diseño, la estética industrial y el diseño de la configuración base de una aeronave.

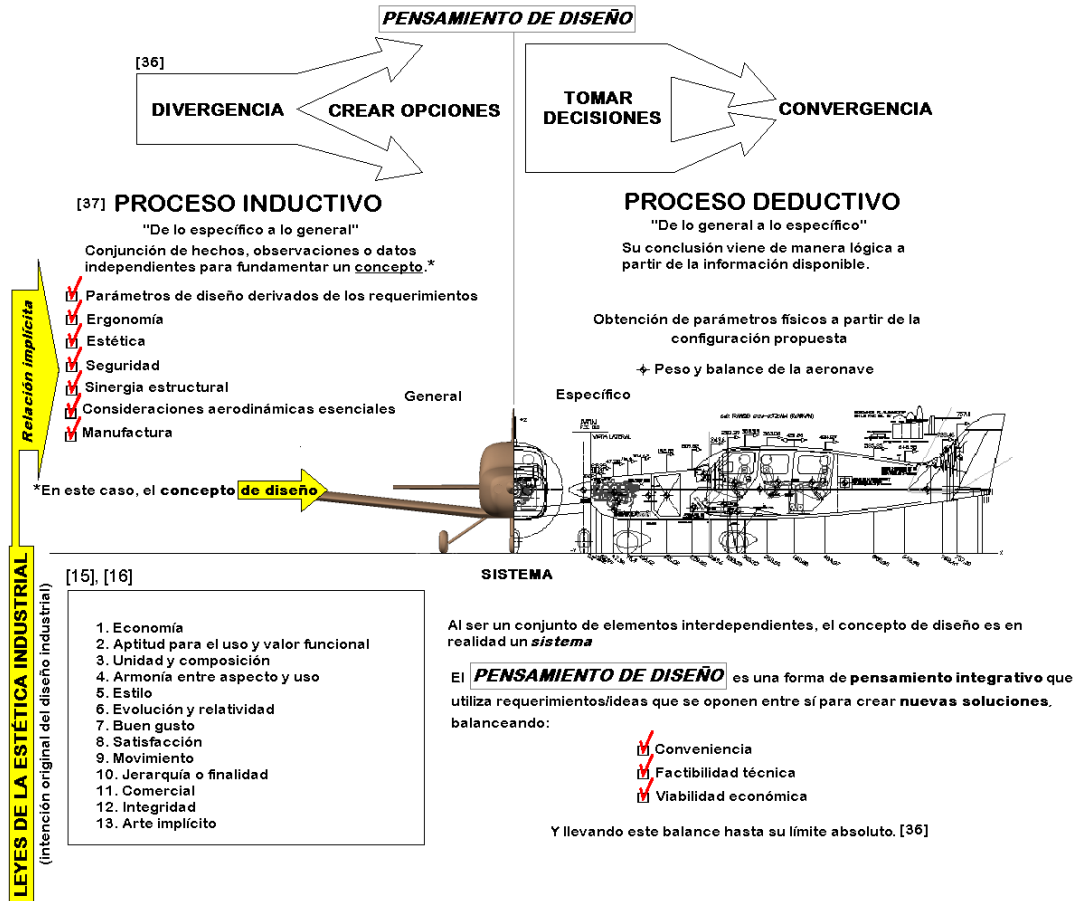


Figura 3.5 Procesos inductivo y deductivo en el diseño conceptual [15], [16], [36] y [37]

El proceso de pensamiento de diseño comienza con un proceso inductivo [37], en el que se crean opciones, basadas en datos independientes y/o restricciones, que en este caso están constituidos por los requerimientos de diseño, ergonomía, aerodinámica, etc., en armonía con las leyes de la estética industrial. El concepto de diseño surgirá de la creación de varias opciones, en forma divergente. El objetivo de crear varias opciones en cuanto al concepto de diseño es poder visualizar la aeronave y tomar lo mejor de cada opción para crear el diseño base, representando la porción convergente del proceso, ilustrada en el costado derecho de la figura. Durante todo este proceso es necesario balancear los datos de entrada, que son las restricciones y requerimientos ya mencionados. Una nueva convergencia se dará mediante el análisis, constituido, en principio, por la estimación del peso y centro de gravedad de la configuración (proceso deductivo).

A continuación se describen las restricciones impuestas por las diferentes consideraciones de aerodinámica, ergonomía, sinergia estructural, etc.

3.3 Consideraciones iniciales de diseño

Se ha bosquejado la aeronave a escala relativa en torno a una longitud de referencia obtenida mediante el dimensionamiento inicial. A pesar de que se manifiesta la disposición general del motor, la tripulación y el compartimiento de equipaje, el bosquejo es ambiguo en cuanto a la forma del fuselaje y del empenaje vertical: sólo se

está sugiriendo que el perfil lateral estará compuesto por curvas continuas que le den una silueta suave, y que el empenaje vertical tendrá cierto flechado hacia atrás para complementar la silueta del fuselaje.

Es necesario refinar este bosquejo mediante la aplicación de consideraciones aerodinámicas, de ergonomía y de estética. Dichas consideraciones harán más específica la imagen de la aeronave y servirán para generar un plano de trabajo, que asentará las bases para su desarrollo a mayor profundidad. La figura 3.6 representa la aplicación de estas consideraciones para la creación del plano de la aeronave.

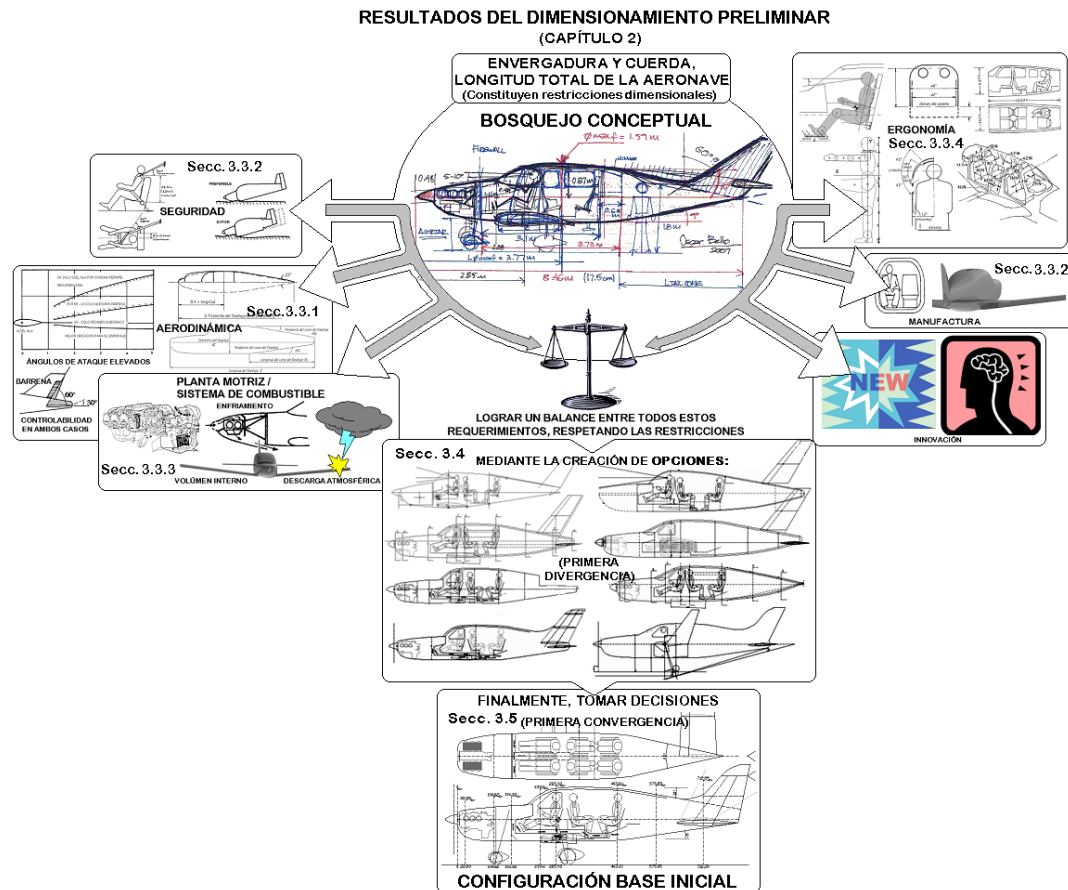


Figura 3.6 Consideraciones iniciales para el trazado de la configuración base inicial

Se observa que estas consideraciones servirán para la creación de opciones en cuanto a la configuración y forma de la aeronave mediante su integración y balance, para finalmente tomar decisiones basadas en lo que se ha creado y proponer una configuración base inicial. A continuación se ofrece un panorama general de la integración de las consideraciones, seguido por la descripción a detalle de cada una.

La primera aproximación a la configuración de la aeronave se realizará considerando la disposición de los pasajeros y el motor sobre la línea de centros, la forma en planta y vista lateral del fuselaje, sinergia estructural entre el empenaje horizontal y vertical, y su influencia aerodinámica mutua, así como su atractivo visual. Deberá proponerse una distribución de los diferentes elementos de la aeronave (ala, empenajes, tren de aterrizaje, etc.) que favorezcan una sinergia estructural y presente un mínimo de complicaciones estructurales.

La estética o innovación se basa en la correcta relación mutua de los elementos que constituyen a la aeronave como un todo integrado. Será una función directa de la unidad entre las funciones y su forma exterior, adaptada a dichas funciones y expresiva de estas.

El objetivo de dar una forma currentilínea al fuselaje es el de controlar la trayectoria de las líneas de corriente de aire que circularán sobre el fuselaje, reduciendo al mínimo cualquier perturbación que pudiera experimentar el aire atmosférico durante el vuelo de la aeronave y por tanto reduciendo la energía que esta requerirá para desplazarse.

Nariz/Planta motriz

- La instalación del motor influirá en la forma de la nariz del fuselaje dado que es uno de los componentes más voluminosos, y es la razón principal por la cual el fuselaje es romo al frente. Deberá dejarse provisión para que el núcleo de la hélice pueda asomar por el carenado del motor.
- Deberán proponerse, dependiendo de la potencia y dimensiones principales del avión, las dimensiones de las tomas de enfriamiento y de salida.

Cortafuego

- Se incluirá un bisel en el borde inferior del cortafuego a fin de reducir la aceleración negativa experimentada durante un choque.

Cabina de mando

- El parabrisas no deberá tener una pendiente excesivamente aguda respecto a la línea de visión horizontal, a fin de evitar la generación de reflejos en el parabrisas.
- Para el piloto, deberá haber cierta visibilidad sobre la nariz a fin de permitirle realizar aproximaciones de aterrizaje. La altura a partir del asiento es un factor importante, en cuanto a la ergonomía y seguridad.
- Deberá manifestarse la disposición de los cinturones de seguridad para el piloto y pasajeros, que afectarán o estarán sometidos al arreglo estructural de la aeronave.

Cabina de pasajeros

- La vista en planta y lateral deberán parecerse en la medida de lo posible a un perfil aerodinámico. Esto será sencillo para la vista superior puesto que es prácticamente la única consideración que rige su trazado, pero para vista lateral existen otras consideraciones importantes que influyen en su forma y generan conflicto con esta consideración. y la vista superior deberá terminar en punta.
- Deberá cuidarse de no hacer el fuselaje demasiado esbelto para su longitud o puede afectarse la distancia entre hombros de los pasajeros así como la altura de la cabina.
- La ergonomía es probablemente la cuestión más problemática puesto que se tiene que mantener una cabina de mando y de pasajeros sobre una longitud aceptable puesto que se tiene una longitud y volumen limitados para colocar a los tripulantes.
- La aeronave debe tener una distribución de curvatura que ofrezca comodidad, que se interpreta como separación entre los pasajeros, entre sus cabezas y hombros respecto a las paredes internas de la aeronave. La vista superior no representa la separación entre hombros de la cabina, estando por encima de la

línea de centros. Conforme se sube o baja sobre la línea de centros, el espesor disminuye, debido a que las secciones transversales estarán conformadas por curvas en lugar de rectas, lo que requerirá iterar el parámetro que definirá la curvatura local del fuselaje.

Ala

- Además del motor y sistema de enfriamiento, se hace una disposición muy simple de los tanques de combustible, dentro de la caja de torsión del ala. La representación de los tanques es sólo a nivel conceptual, puesto que no se propondrá la distribución de todas las líneas de combustible, elementos estructurales y sistemas de control que afectarán la disposición final de los tanques.

Conjunto de cola

- Deberá limitarse la pendiente superior e inferior de la cola, que de ser demasiado pronunciadas podría generar desprendimiento del flujo de aire al encontrar un cambio excesivamente brusco en la curvatura. Asimismo, la combinación de estas pendientes puede o no afectar a la disposición de los empenajes, al limitar la superficie lateral del cono de cola sobre el que estarán colocados.
- De nuevo, se tienen restricciones de longitud total de la aeronave, por lo que no podrán colocarse los empenajes tan lejos como se desee, puesto que, se reitera, hay una longitud limitada sobre la cual trabajar. De exceder demasiado la longitud arrojada por el dimensionamiento inicial, alejándose demasiado de las tendencias de diseño para aeronaves de esta categoría, se corre el riesgo de sobrepasar los límites del estado tecnológico de estas aeronaves, sacrificando de manera excesiva algún parámetro importante del desempeño de la aeronave, poniendo en riesgo su factibilidad y/o rentabilidad.
- El ala limitará la altura a la que podrá ubicarse el empenaje horizontal respecto a ella, dado que, a ángulos de ataque elevados, proyectará una estela turbulenta que puede anular la efectividad del timón de profundidad.
- De igual manera, el empenaje horizontal generará una región de baja presión que puede anular la efectividad del timón de dirección durante una barrena, lo que requerirá disponer el empenaje horizontal de modo que una porción del timón de dirección quede fuera de esta región.
- Estas condiciones deberán armonizar con la necesidad de conectar los elementos estructurales de los empenajes a fin de promover una sinergia estructural, evitando complicaciones en el diseño estructural.

En cuanto a la manufactura, al tratarse de una aeronave de materiales compuestos, no se tendrán las limitaciones geométricas inherentes a una aeronave de construcción metálica, por lo que deberá proponerse una forma *novedosa*, considerando curvaturas más complejas y generando formas más expresivas de la función de la aeronave, mejorando la configuración aerodinámica y dando un valor agregado a la innovación de la aeronave.

3.3.1 Consideraciones aerodinámicas

El fuselaje deberá tener una forma currentilínea que genere la menor perturbación posible en el aire atmosférico. El perfil de la vista superior deberá asemejarse en la medida de lo posible a un perfil aerodinámico, como se ilustra en la figura 3.7. Es deseable que el perfil lateral también tenga esta característica, pero existe la diferencia elemental de que en la vista superior, los elementos interiores más voluminosos (el

motor y los pasajeros, principalmente) serán simétricos respecto a la línea de centros de la aeronave, mientras que en la vista lateral no lo serán.

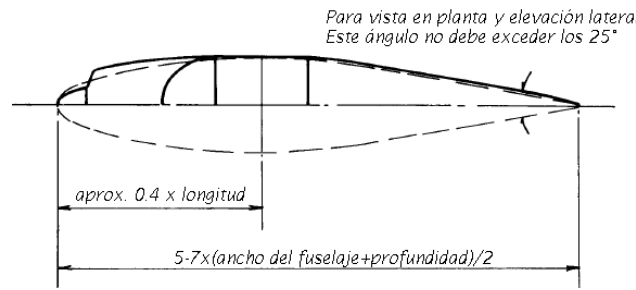
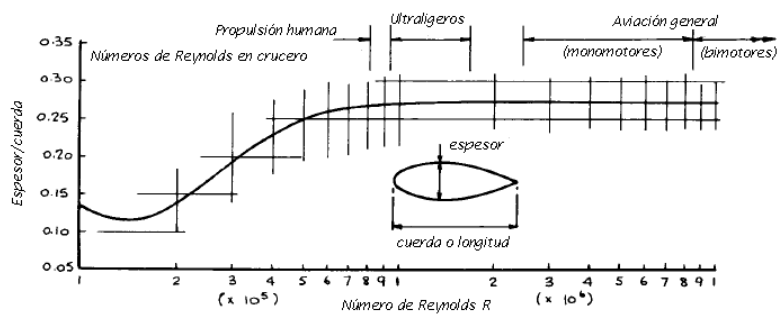


Figura 3.7 Proporciones recomendadas de la vista en planta [10]

En la figura 3.7 se aprecia que el espesor máximo del fuselaje deberá encontrarse *aproximadamente* al 40% de su longitud total. El cono de cola deberá terminar en punta, formando un ángulo no mayor a 25°, y como se observa en la acotación de su longitud, puede obtenerse una estimación de la longitud del fuselaje utilizando su ancho y la profundidad de la estructura central del ala, aunque ya se cuenta con una estimación de la longitud del fuselaje [10].

Por otra parte, los resultados del dimensionamiento inicial no ofrecen ningún valor del espesor del fuselaje, por lo que debe realizarse una estimación por algún otro medio. La figura 3.8 presenta un gráfico para estimar la relación de esbeltez de un cuerpo fuselado, basada en el número de Reynolds correspondiente a su velocidad de vuelo. Considerando una velocidad de 148.5 nudos (275 km/hr) y una longitud de 8.46 m, el número de Reynolds según la figura 3.8 será de 44.4×10^6 , lo que requerirá un espesor relativo del fuselaje de 0.28. Esto correspondería a 2.37 m de espesor del fuselaje, que en realidad es excesivo para una aeronave de esta categoría, considerando que ya se ha establecido que no se tendrá un pasillo entre asientos; sin embargo, estos cálculos son de utilidad para aclarar cada vez más la idea que se tiene de la aeronave: ahora se sabe que, desde un punto de vista estrictamente aerodinámico, es conveniente favorecer un espesor considerable.



$$R = 1.075 \times 10^4 \frac{cV}{\nu}$$

c = cuerda o longitud, ft
 V = KTAS (valor de crucero)

Figura 3.8 Relación de esbeltez óptima (espesor/longitud o cuerda) para una mínima resistencia por forma para una superficie frontal fuselada [10]

El espesor relativo del fuselaje puede reemplazarse por un *diámetro equivalente*, es decir, interpretando su sección transversal máxima como una circunferencia, como si se tratara de un fuselaje cilíndrico. El diámetro equivalente se obtendrá mediante la

ecuación (3.1), necesitando el valor de la superficie máxima transversal del fuselaje ($A_{m\acute{a}x}$) [10].

$$D_f = \sqrt{A_{m\acute{a}x}} \quad (3.1)$$

Existe un rango de relaciones longitud-diámetro equivalente para aeronaves monomotor que pueden utilizarse para la concepción de la forma del fuselaje. La figura 3.9 presenta la definición de los parámetros más importantes que definen al perfil lateral del fuselaje. Además de la longitud total del fuselaje, el “cono” de cola corresponde a la porción de la longitud del fuselaje medida desde el cambio más evidente de la pendiente del fuselaje hasta el final de la cola.

Las proporciones de este cono tienen un impacto importante en el peso y la aerodinámica de la aeronave: si la relación de esbeltez de este cono respecto al diámetro equivalente del fuselaje es muy baja, habrá en consecuencia un incremento en la resistencia aerodinámica *por superficie posterior*, aunque el peso total del fuselaje puede reducirse. Cuando la relación de esbeltez de este cono es demasiado alta, habrá un incremento en la resistencia aerodinámica *por fricción* así como un incremento en el peso.

Finalmente, la pendiente superior e inferior del cono de cola también estará limitada por la necesidad de mantener una variación gradual de dicha pendiente. Una variación demasiado repentina de las líneas del fuselaje generará turbulencia y resistencia parásita, en detrimento de las prestaciones de la aeronave.

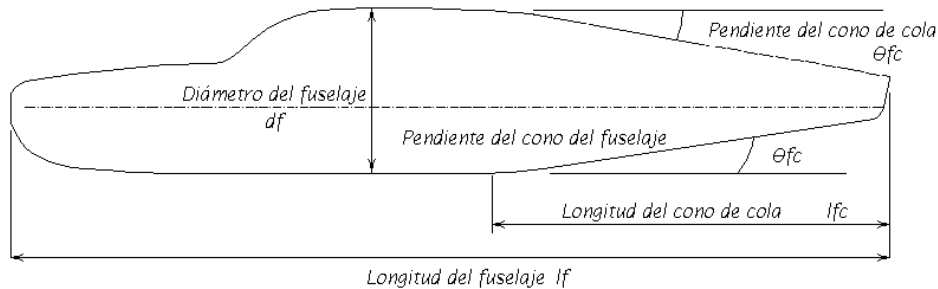


Figura 3.9 Proporciones del fuselaje [11]

Los rangos aceptables de estas proporciones y ángulos están manifestados en la tabla 3.1 a continuación.

Tabla 3.1 Parámetros del fuselaje utilizados comúnmente para aviación general [9], [11]

l_f/d_f	5-8
l_{fc}/d_f	3-4
θ_{fc} (grados)	3-12

En el bosquejo de la figura 3.1, se ha indicado que el espesor máximo del fuselaje, tomado provisionalmente como el diámetro máximo, será de 1.59 m. Tomando este valor y la longitud del fuselaje, se obtiene una relación l_f/d_f de 5.3, dentro del rango indicado.

En cuanto al cono de cola, con una longitud de 3.58 metros (ver figura 3.1), la relación $l/c/df$ será de 2.25, que es menor al valor mínimo indicado. Esto es en parte consecuencia de la altura y longitud ocupados por los pasajeros, dejando poca longitud para el cono de cola. De cualquier manera, el concepto de diseño deberá definirse en el plano de trabajo y solucionar las discrepancias encontradas.

A ángulos de ataque elevados, el ala proyectará una estela turbulenta que puede o no cubrir al empenaje horizontal, dependiendo de su posición relativa a éste. Es importante mantener el empenaje alejado de esta estela debido a que la controlabilidad de la aeronave depende de la fuerza aerodinámica ejercida por el accionamiento de esta superficie mediante la columna de control. Dicho accionamiento no será posible debido a las fuerzas intermitentes generadas por la estela en caso de colocar el empenaje dentro de esta. La figura 3.10 presenta la trayectoria de la estela del ala en múltiplos de su longitud de cuerda, y constituye una guía para la disposición del empenaje vertical.

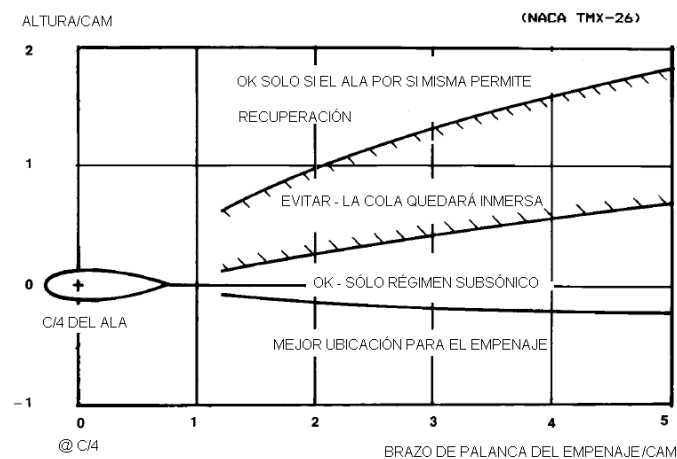


Figura 3.10 Ubicación del empenaje horizontal [9]

La disposición de las superficies de cola tendrá influencia en la recuperación de la aeronave de una barrena, explicada a continuación.

Una barrena puede definirse como una entrada en pérdida agravada que resulta en una llamada “autorotación” en la cual el avión sigue una trayectoria en espiral descendente, ilustrada en la figura 3.11. Conforme el avión rota en torno a un eje vertical, la semiala más elevada está menos desplomada aerodinámicamente que la semiala inferior, lo que crea un momento de alabeo, guiñada y cabeceo. Básicamente, el avión es jalado hacia la tierra por una combinación de la gravedad y un movimiento de alabeo, guiñada, y cabeceo en una trayectoria en espiral. La autorotación resulta de un ángulo de ataque desigual en las semialas del avión. El ala ascendente tiene un ángulo de ataque menor, con lo que la sustentación relativa incrementa y la resistencia decrece. Esta semiala está en una pérdida menos profunda. Mientras tanto, la semiala descendente tiene un mayor ángulo de ataque, superior al ángulo crítico del ala (de pérdida) donde la sustentación relativa decrece y la resistencia incrementa.

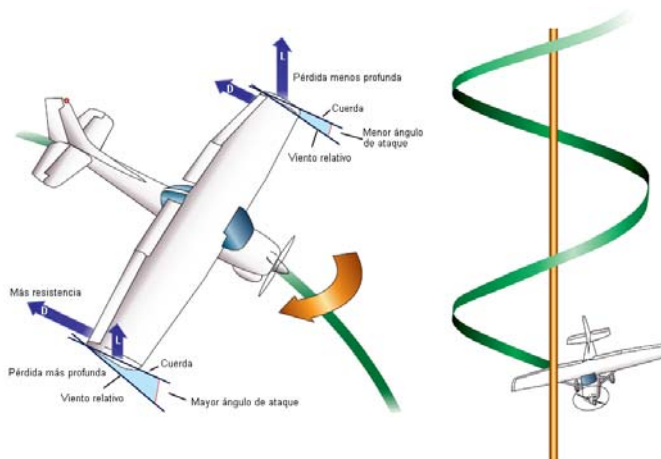


Figura 3.11 Entrada en barrena [8]

Una barrena sucede cuando el ala de un avión excede su ángulo de ataque crítico (de pérdida) con un derrapamiento o guiñada actuando sobre el avión durante, o más allá, de la entrada en pérdida. Durante esta maniobra no coordinada, es posible que el piloto no esté consciente de que ha superado el ángulo de ataque crítico sino hasta que el avión guiñe fuera de control hacia el ala descendente. Si no se sale de la pérdida de inmediato, el avión puede entrar en una barrena. Si esta pérdida ocurre mientras el avión está en un derrapamiento o viraje con derrape, esto puede resultar en una entrada en barrena y rotación en la dirección en que se esté accionando el timón de dirección, sin importar cual semiala esté elevada.

Con frecuencia, al principio de una entrada en pérdida, una semiala descenderá. Cuando esto sucede, la nariz tenderá a moverse (guiñar) en la dirección del ala descendente. Es aquí donde cobra importancia utilizar el timón durante una entrada en pérdida. Deberá aplicarse el suficiente timón de dirección para evitar que la nariz guiñe hacia el ala descendente. Al mantener el control direccional y no permitir que la nariz guiñe hacia el ala descendente, antes de iniciar la recuperación de la pérdida, evitando una barrena. Si se permite que la nariz guiñe durante la pérdida, la aeronave comenzará a derraparse en la dirección del ala descendente, y entrará en barrena. Una aeronave primero debe entrar en pérdida para poder entrar en barrena. [8]

Por lo anterior, el timón de dirección deberá mantener suficiente autoridad para contrarrestar el momento de guiñada en esta condición. La efectividad del timón de dirección se verá anulada si este se encuentra en una región de baja presión generada por el empenaje horizontal con su superficie enfrentada al viento relativo. Deberá evitarse esta condición posicionando el empenaje vertical como se ilustra en la figura 3.12.

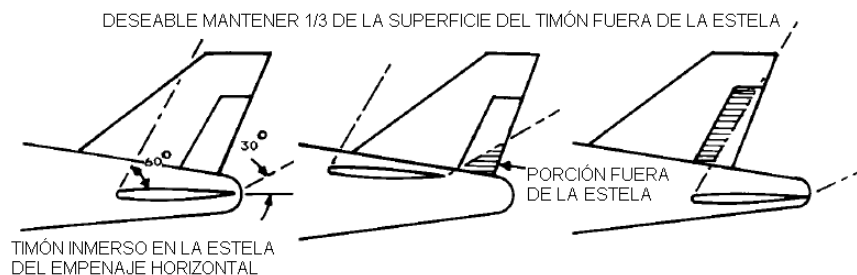


Figura 3.12 Influencia del empenaje horizontal en el timón de dirección durante una barrena [9]

3.3.2 Consideraciones de seguridad y manufactura

Durante un choque o aterrizaje forzoso, es posible que la aeronave descienda con tanta velocidad que el tren de aterrizaje se desprenda. De colocar tanques de combustible dentro del ala, es recomendable utilizar vejigas flexibles, que impedirán que el combustible se derrame en caso de un accidente. Al respecto, si se piensa montar el tren de aterrizaje cerca de los tanques de combustible, su disposición deberá ser tal que no pueda dañarlos durante un accidente. Por la seguridad de la tripulación, en aeronaves civiles no deberán instalarse tanques de combustible dentro del fuselaje.

El carenado del motor no es rígido; en términos estructurales el fuselaje comienza a partir del cortafuego, que constituye una gran superficie rígida cuyo borde inferior puede enterrarse en el suelo durante un choque o aterrizaje forzoso, reduciendo instantáneamente la velocidad e incrementando el riesgo de que la tripulación sufra lesiones o la muerte. Al doblar este borde inferior con bisel, o un ángulo hacia atrás, se reducirá el área de contacto con el terreno, reduciendo este riesgo. Esta consideración se ilustra en la figura 3.13.

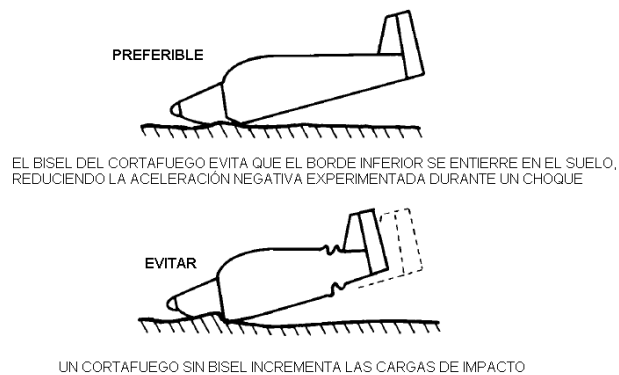


Figura 3.13 Bisel del cortafuego para reducir cargas de impacto [9]

La figura 3.14 presenta la geometría de los cinturones de seguridad. Deberán respetarse los ángulos indicados en los diagramas a fin de mantener la funcionalidad de los cinturones y evitar una presión excesiva sobre los hombros de los tripulantes.

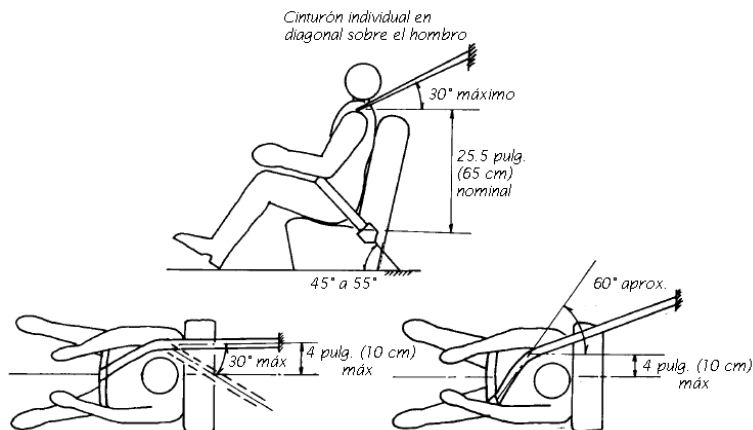


Figura 3.14 Disposición de los cinturones de seguridad [10]

Al estar unidos a las cuadernas de la aeronave, los puntos de anclaje de los cinturones afectaran el arreglo estructural y la posición de los demás asientos. Estos puntos deberán poder resistir una carga de 9.0 g más un factor de seguridad adecuado.

La figura 3.15 ilustra la sección transversal de un Beech *Bonanza*. Debido a que se trata de una aeronave construida en aleación de aluminio, sería demasiado costoso y complicado producir un fuselaje con una variación muy compleja de curvaturas, por lo que su sección transversal es prácticamente rectangular con vértices redondeados. En contraste, se ha especificado que la aeronave de este trabajo se fabricará en materiales compuestos, por lo que se tiene la ventaja de poder proponer una geometría más compleja.



Figura 3.15 Sección transversal de un Beech Bonanza [11]

3.3.3 Planta motriz: conjunto MCIA-hélice y sistema de combustible

Comenzando por la instalación del motor, la bancada se extenderá desde el extremo trasero del motor hasta tocar el cortafuego. Por el momento, se considerará que la longitud de la bancada será la mitad de la longitud del motor [9].

El enfriamiento del motor será por aire de impacto, que ingresará por una o más tomas al frente del carenado del motor, será desviado por un conjunto de láminas dispuestas en torno al motor, llamadas “baffles” y finalmente será descargado por el borde inferior trasero, justo antes del cortafuego, como se ilustra en la figura 3.16. El diseño de los baffles corresponde a la fase de diseño de detalle.

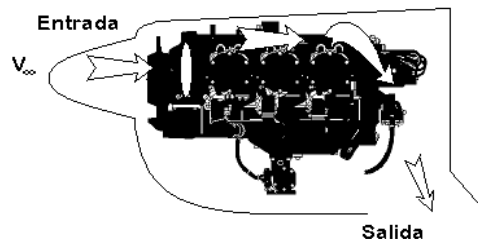


Figura 3.16 Enfriamiento por aire del motor

Este flujo de aire dentro del carenado del motor generará resistencia aerodinámica, que puede restar hasta un 10% de la potencia del motor a la potencia disponible para la aeronave, por lo que el flujo másico de aire de enfriamiento deberá mantenerse al mínimo para reducir estas pérdidas.

El área de la toma de enfriamiento se obtendrá mediante la ecuación (3.2), para la cual se utilizará la potencia de despegue, en Hp, y la velocidad de ascenso, en pies/seg, ambos ya determinados en el capítulo anterior.

$$A_{\text{enfriamiento}} = \frac{bHp}{2.2V_{\text{climb}}} \quad (3.2)$$

Para una potencia de despegue de 250 Hp y una velocidad de ascenso de 94.8 pies/seg, el área de la toma de enfriamiento será de 1,115 cm²; se proponen dos tomas de enfriamiento circulares, una a cada costado del núcleo de la hélice, por lo que cada una tendrá un diámetro de 26.6 cm. La forma de las tomas de aire de enfriamiento no es definitiva y puede cambiarse después, de ser necesario. El área de salida del aire de enfriamiento deberá tener un valor del 80% del área de entrada, es decir 892 cm².

Se ha propuesto una semi-elipse, proponiendo la longitud de su eje mayor (2A) y despejando el valor de su eje menor (B) en la ecuación (3.3). Finalmente, las dimensiones de los flaps del carenado deberán ser tales que al desplegarse incrementen la superficie de salida al doble, como mínimo, requiriendo por tanto proyectar una superficie de 892.5 cm² cada uno respecto al flujo relativo. Se presentan las dimensiones de las tomas de aire, la apertura de descarga y los flaps de enfriamiento en la del carenado en la figura 3.17.

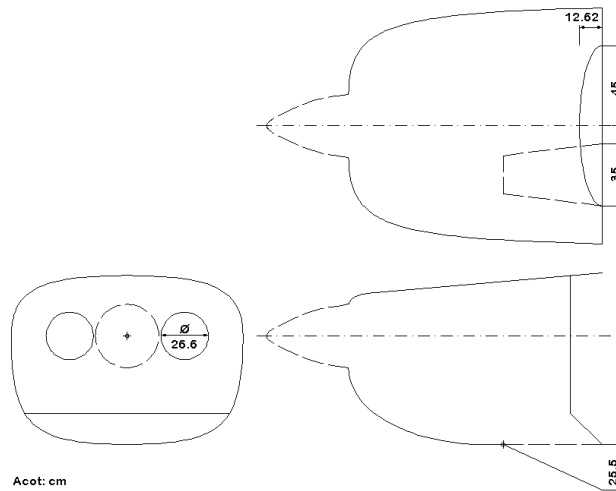


Figura 3.17 Apertura de descarga de aire del carenado del motor

$$\text{Área} = \frac{\pi AB}{2} \quad (3.3)$$

Para aeronaves tipo “caballo de trabajo”, para las cuales el ruido no es una consideración primordial [10], la ecuación (3.4) provee una estimación adecuada del diámetro de una hélice tripala, necesitando solamente el valor de la potencia requerida.

$$D_{\text{hélice}} = 20^4 \sqrt{Hp} \quad (3.4)$$

El diámetro de la hélice será de 79.5 pulgadas (2 metros).

Para una potencia de 244 Hp, y considerando que se desea un techo máximo de servicio de 20,000 pies, es recomendable seleccionar un motor sobrealimentado. Se presentan las características del motor seleccionado en la tabla 3.2

Tabla 3.2 Características del motor IO-540C [38]

Tipo	Motor de cilindros horizontales opuestos, enfriados por aire y con inyección de combustible
Marca y modelo	Lycoming IO-540-C
Desplazamiento, pulg ³	540
Potencia (Hp)	250
Régimen de operación (RPM)	2,575
Altura, pulg. (cm)	24.46 (62.1)
Ancho, pulg. (cm)	33.37 (84.8)
Longitud, pulg. (cm)	38.42 (97.6)
Peso seco, libras (kg)	404 (183.4)
Posición del C.G. a partir de la cara de la brida de montaje de la hélice, pulg. (cm)	19.27 (49)
... respecto a la LC del cigüeñal, pulg. (cm)	5.8 (14.7) por debajo y 0.23 (0.58) a la izquierda

Al momento de tener estos datos, no se contaba con un conjunto de tres vistas que dieran suficiente detalle del motor en cuestión, por lo que se recurrió a una vista lateral representativa de los motores de esta marca que se encontraba en los archivos del autor y se adaptó a las dimensiones indicadas en la tabla 3.2.

Se observa en la figura 3.18 que en el motor trazado en CAD que se incluyó una “caja” en la parte inferior con la intención de tener en cuenta el volumen adicional del enfriador de aire necesario en un motor sobrealimentado debido a que inicialmente se consideró utilizar un motor sobrealimentado, pero después se propuso un motor de aspiración normal. A pesar de esta decisión se dejó el dibujo del motor como está, a fin de no restringir demasiado el volumen interno del carenado del motor.

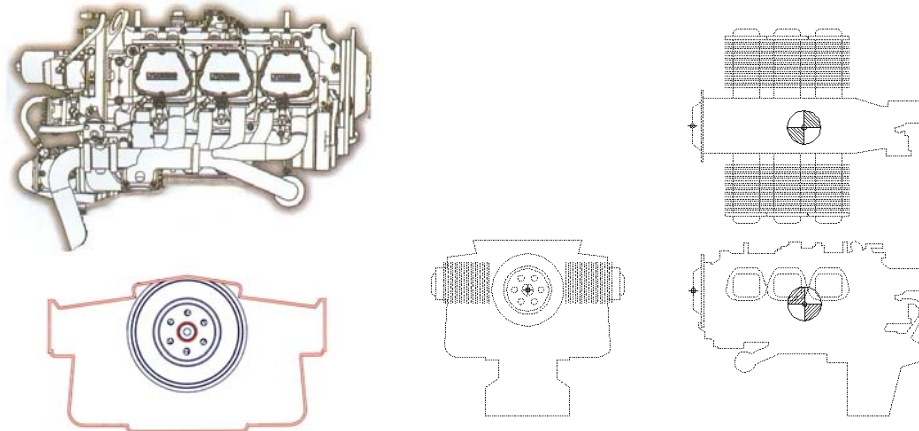


Figura 3.18 Trazado de la vista lateral y frontal del motor a partir de imágenes de referencia

Del dimensionamiento refinado se tiene que el peso del combustible será de 150 kg, y considerando una densidad de 0.72 kg/litro para la gasolina de aviación [9], se tiene que el volumen de combustible a alojarse en el ala será de 208.8 litros, pero deberá considerarse además un volumen adicional de 5% para permitir la expansión del combustible, entregando un volumen total de 219.2 litros.

3.3.4 Ergonomía

Se ha establecido en la sección 3.2 que el primer parámetro, o “unidad de medida” para el diseño de un vehículo tripulado, es la tripulación misma. Se acostumbra utilizar las dimensiones de un tripulante de estatura y peso promedio, que en este caso corresponde a un hombre de 1.78 metros de estatura y 81 kg de masa. La figura 3.19 ilustra la construcción de un tripulante de estas características mediante formas geométricas simples [10].

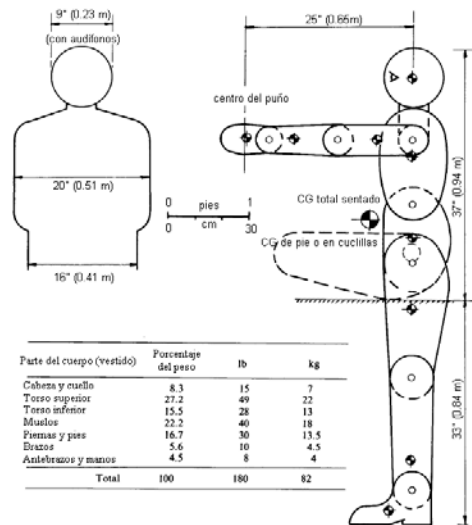


Figura 3.19 Representación de un tripulante promedio mediante formas geométricas simples [10]

Stinton [10] considera el peso de los pasajeros será de 81 kg, contra los 79.5 kg de Raymer [9]. Se aceptará esta leve discrepancia en el peso de la tripulación respecto al dimensionamiento inicial. El tripulante representado en la figura 3.17 tiene una estatura de 1.78 metros y un ancho máximo de 51 cm, medidos a la altura de los hombros. El ancho a la altura de los hombros es una dimensión importante puesto que, combinado con sus demás proporciones, representará el espacio que ocupará un tripulante en la vista frontal de la aeronave, y constituirá un parámetro que deberá respetarse al diseñar la envolvente geométrica del fuselaje.

Dado que el fuselaje es el componente más voluminoso puesto que llevará la tripulación en su interior, es necesario diseñarlo proporcionando suficiente volumen para alojar a los pasajeros más altos y robustos con comodidad, para el motor y para poder llevar el equipaje.

Por otra parte, también debe considerarse el volumen de los instrumentos de vuelo y navegación, accesorios del motor, controles de vuelo y sistema de combustible. Aunque el volumen de estos elementos es menor, su disposición tendrá un impacto tangible en la configuración de la aeronave. El objetivo del dimensionamiento y trazado del fuselaje es generar un arreglo *eficiente* en términos de ergonomía, aerodinámica, estructuras y peso.

Como ya se ha indicado, el único parámetro con el que se cuenta inicialmente es una longitud obtenida de un dimensionamiento estadístico. En base a dicha longitud es

necesario determinar qué tanta corresponde a la sección del motor, a la cabina de mando, de pasajeros y al compartimiento de equipaje. La ubicación de estas secciones determinará la forma del perfil lateral del fuselaje.

Las soluciones de diseño de otros fabricantes siempre son un buen punto de partida para generar ideas propias; ellos ya se han enfrentado a los mismos problemas, y han generado conceptos que los solucionan. Es útil observar el trabajo de otros para ayudarse a visualizar lo que uno desea crear.

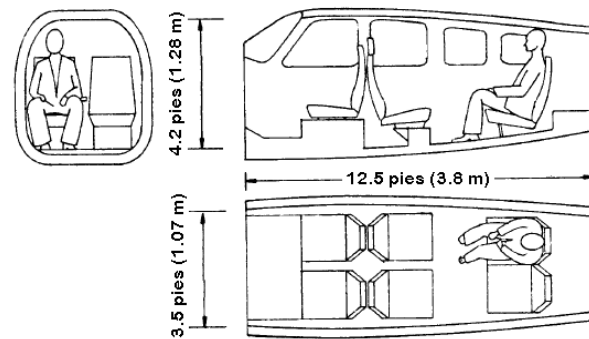


Figura 3.20 Longitud, altura y ancho de cabina representativos de una aeronave Beech Bonanza 36 [11]

Se observa en la figura 3.20 el perfil interno de un avión de 6 plazas Beechcraft *Bonanza* (Fig. 2.7), similar al que se pretende diseñar, con la reserva de que este es de tren retráctil. Los asientos del piloto/copiloto y la primera fila de asientos de pasajeros están montados a la viga delantera y trasera del ala, respectivamente. La cabina de mando y de pasajeros están distribuidas sobre una longitud de 3.8 metros; el espesor interno máximo del fuselaje es de 107 cm, y se encuentra aproximadamente entre los hombros del piloto y la primera fila de pasajeros, mientras que la máxima altura de la cabina medida desde el piso es de 128 cm. De la sección transversal se observa que solamente se está brindando espacio suficiente para los asientos lado a lado, sin un pasillo entre estos.

Se ha propuesto en el bosquejo conceptual una longitud total de la cabina de mando y pasajeros de 3.77 metros (ver fig. 3.1), y deberá ser suficiente para alojar a los pasajeros con comodidad.

En la tabla 3.3 se presenta un rango de espesores internos de cabinas para aviación general, junto con los valores para dos aeronaves representativas, siendo el *Bonanza* y el *Piper 6X*. Estos espesores internos son a la altura de los hombros, considerando dos tripulantes “robustos” sentados lado a lado como el que se presenta en la figura 3.17. Se observa que el *Bonanza* ofrece un poco más de holgura que el mínimo, mientras que el *Piper 6X* supera el espesor interno recomendado.

Tabla 3.3 Espesor interno de cabina para asientos dispuestos lado a lado [10], [11], [14] y [25]

Mínimo para tripulantes robustos	102 cm (40 pulg.)
Recomendado	119 cm (47 pulg.)
Peor	97 cm (38 pulg.)
<i>Beechcraft Bonanza</i>	107 cm (42 pulg.), promedio
<i>Piper 6X</i>	123.8 cm (48.75 pulg.), promedio

La altura de la cabina deberá tomarse entre el datum del asiento y el techo justo sobre la cabeza del tripulante, que difiere del valor de la altura total de la cabina presentada en la figura 3.19. La tabla 3.4 presenta una comparación de alturas entre los asientos y el techo para el 6X y el Bonanza, junto con la altura ideal y la peor que se puede proponer. Se observa en esta tabla que las alturas al techo de las aeronaves competidoras son muy bajas, y se supone que esto se hace por mantener un valor bajo de superficie húmeda del fuselaje.

Tabla 3.4 Separación vertical entre asientos y techo [10], [24] y [25]

Recomendado	119 cm (47 pulg.)
Peor	97 cm (38 pulg.)
Piper 6X	1ª fila: 96.5 cm (38 pulg.)
	2ª fila: 90.8 cm (35.7 pulg.)
	3ª fila: 87.6 cm (34.5 pulg.)
Beech Bonanza	1ª fila: 96.5 cm (38 pulg.)
	2ª fila: 106.7 cm (42 pulg.)
	3ª fila: 91 cm (36 pulg.)

La figura 3.21 presenta una síntesis de las dimensiones ya presentadas, y aclara que la distancia vertical desde el datum del asiento hacia el fondo del fuselaje dependerá de las dimensiones de la estructura central del ala y algún otro espacio adicional propuesto para los tendidos de los cables de control, etc.

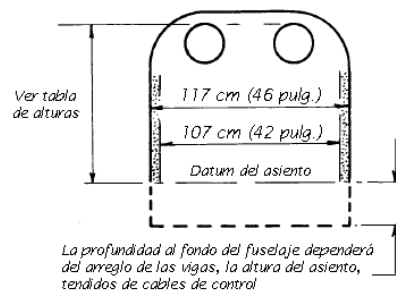


Figura 3.21 Sección transversal representativa de un fuselaje con asientos dispuestos lado a lado [10]

El espesor interno de la aeronave determinará la envolvente real dentro de la cual deberá colocarse a la tripulación, puesto que debajo de la piel de la aeronave habrá elementos estructurales y vestiduras que los ocultarán, por lo que es necesario suponer dicho espesor para tener suficiente espacio para estos elementos. Como no se cuenta con un arreglo estructural preliminar, bastará con proponer un espesor característico para la aeronave de la categoría relevante.

La tabla 3.5 presenta espesores internos recopilados de tres fuentes distintas. Se observa que estos valores van desde menos de 1 pulgada hasta 3.5 pulgadas. Raymer [9] y Roskam [9] proponen que con un espesor de una pulgada y media o menos bastará para considerar los elementos ya mencionados. Sin embargo, Stinton [10] recomienda que para aeronaves de 4 a 10 pasajeros, deberá considerarse un mínimo de 2 pulgadas y media. Dada la discrepancia entre estos datos, se propondrá un valor conservador para este espesor, de 2.5 pulgadas (6.35 cm).

Tabla 3.5 Espesores de pared interna del fuselaje recomendados de [9], [10] y [11]

Número de asientos/categoría	Espesor aproximado (estructura + acabados)	
	Pulgadas	Centímetros
Aviación general [9]	1 o menos	2.54 o menos
4-10 asientos [10]	2.5 – 3.5	6.35 – 8.89
Aviación general [11]	1.5	3.81

La elevación lateral de la cabina de mando constituye una definición importante de la geometría de la aeronave, puesto que tendrá un impacto directo en la disposición del piloto y el espacio que deberá reservarse sobre la longitud del fuselaje para satisfacer los requerimientos de visibilidad sobre la nariz, a los costados y de ergonomía.

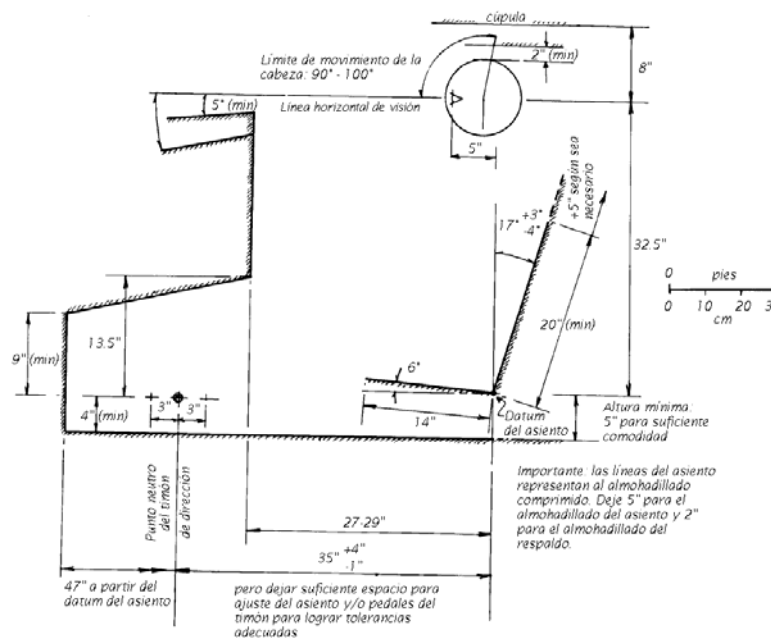


Figura 3.22 Elevación lateral para la cabina de mando de una aeronave ligera [10]

La figura 3.22 presenta la elevación lateral de una cabina de mando para una aeronave de construcción casera. Se tomará inicialmente esta definición dado que es la que más se aproxima a la de una aeronave de aviación general, considerando que deberá disponerse de los pasajeros dentro de una longitud y altura pequeños, al compararse con aeronaves de otras categorías. Esta figura presenta la longitud sobre la cual deberá disponerse el asiento, considerando su datum, la longitud que deberá proporcionarse entre los pedales y dicho punto de referencia, las dimensiones generales del asiento y la separación entre la cabeza y el techo de la aeronave.

Una de las consideraciones más importantes en la disposición de la cabeza del piloto dentro de la cabina de mando es la visibilidad sobre la nariz. Se observa en la figura 3.21 que se está considerando una línea horizontal a partir del ojo del piloto, llamada *línea horizontal de visión*, y por debajo de la cual deberá haber cierta visibilidad sobre la nariz y hacia el exterior para permitir observar la pista durante una aproximación, que deberá formar un ángulo de por lo menos 5°, siendo típicamente de 7° para aviación general [9]. Si se observa con atención la figura 3.19, el asiento del piloto está ligeramente más elevado que el de los pasajeros, a fin de brindar una mayor visibilidad sobre la nariz.

de que las cuadernas no interrumpan a las aperturas en el fuselaje como pueden ser las puertas o ventanillas. De igual manera, no deberá haber aperturas en el fuselaje en áreas sometidas a grandes esfuerzos, como en el caso de la raíz del ala [12].

Es deseable hacer que los elementos estructurales realicen varias funciones, lo que puede lograrse uniendo diferentes elementos de la aeronave a fin de que trabajen conjuntamente [9], [11] como se ilustra en la figura 3.24. De preferencia, la pierna del tren de nariz estará sujeta al cortafuego, que soporta al motor; la viga delantera y trasera del ala estarán unidas a las cuadernas del fuselaje en la estación a la que se encuentren, y la puerta de acceso se encontrará entre estas cuadernas, a fin de evitar la discontinuidad estructural mencionada anteriormente. El tren principal estará unido a la viga trasera del ala, y el empenaje horizontal estará unido estructuralmente al empenaje vertical por medio de sus vigas.

El objetivo de conectar los elementos estructurales de las partes principales de la aeronave es el de evitar cambios abruptos en las trayectorias de transmisión de las cargas de las uniones del ala, cola y tren. Se ilustra en la figura 3.24 el concepto de sinergia estructural. Las dos cargas principales que deberán soportar los elementos estructurales serán el peso mismo de la aeronave y la sustentación generada por el ala y empenajes, de modo que la sinergia estructural se logrará al unir dos elementos sometidos a cargas opuestas, como se muestra en el costado izquierdo de la figura 3.24: las cargas P_1 y P_2 transmitidas por los miembros rectos se encontrarán en el nodo. Por otra parte, si los miembros están separados entre sí por una distancia d , se generará un momento en el elemento horizontal que los une, y en consecuencia habrá una deformación de la estructura, lo que requerirá reforzar este elemento horizontal para mitigar dicha deformación, incrementando el peso. Esto constituye una complicación estructural, y recordando que a mayor peso de la estructura, menor será el peso de la carga útil que podrá transportarse, depreciando la rentabilidad de la aeronave.

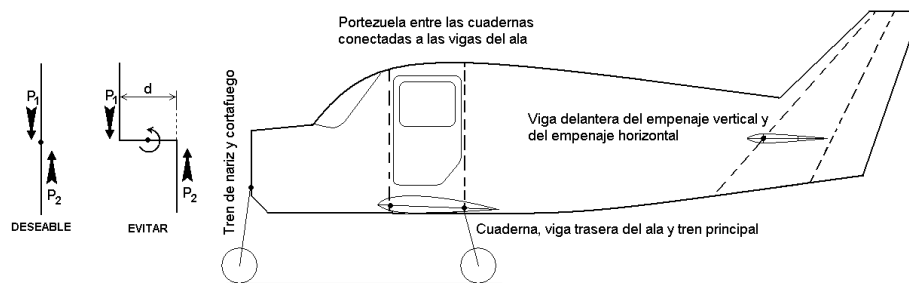


Figura 3.24 Sinergia estructural

3.4 Refinamiento del concepto de diseño e integración de consideraciones iniciales

Se muestra el primer trazado en CAD de la aeronave en la figura 3.25. Se intentó transferir la silueta exterior al plano de trabajo. Este primer perfil no es expresivo de la función del fuselaje como vehículo: se espera que la silueta sea agradable a la vista, lo que se logrará dándole una forma que comunique la noción de movimiento y comodidad, propia de un vehículo tripulado. En seguida, se observa un gran volumen interno “muerto”, o sin aprovechar, debajo de la cabina de mando y la primera fila de pasajeros.

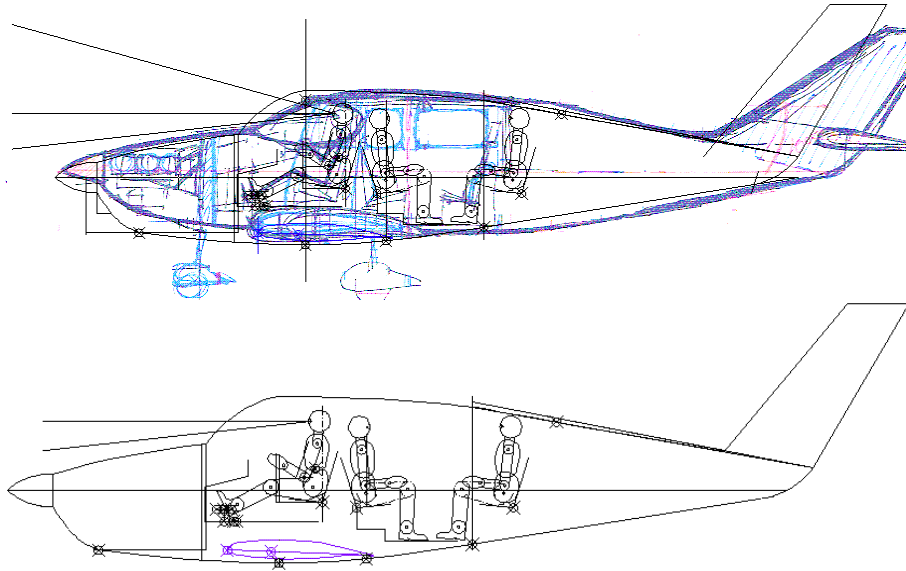


Figura 3.25 Primera evolución

Además de la forma excesivamente simple del estabilizador vertical, se tiene la impresión de que no ofrecerá mucha resistencia estructural. No se intentó dibujar el empenaje horizontal puesto que a pesar de que está manifestado en el bosquejo conceptual, la definición de su unión con el empenaje vertical es ambigua, y no se muestra la superficie que le corresponderá al timón de dirección.

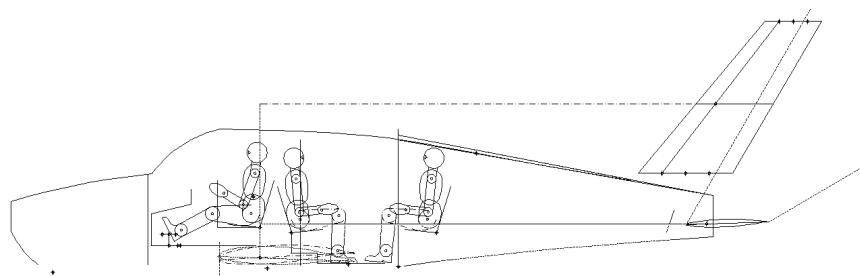


Figura 3.26 Segunda evolución

Se presenta el segundo perfil como una evolución del primer intento en la figura 3.26, de la cual se presentan las siguientes observaciones:

- Se suprimió el volumen “muerto” debajo del piloto y la primera fila de pasajeros. El perfil inferior de la aeronave no se dibujó por el momento.

- Se desechó la forma anterior de la cola para buscar una mejor opción.
- Al igual que en el primer intento, no se está incluyendo el motor.
- No se está representando un espesor estructural, es decir, una separación entre la silueta exterior de la aeronave y la pared interior de la cabina de pilotos y pasajeros.
- Los asientos de la cabina de pasajeros están más abajo de los del piloto pero aún hay demasiada separación horizontal entre los pasajeros, lo que contribuirá a una variación muy grande en la posición horizontal del centro de gravedad hacia la cola, y esto es todavía sin considerar que no se ha definido aún la posición del equipaje.
- La última fila de pasajeros prácticamente no presenta espacio entre la cabeza del ocupante y el techo. De nuevo, aún no se ha propuesto el espesor estructural.
- Los asientos del piloto y la primera fila de pasajeros parecen estar demasiado cerca. Es necesario aclarar que las líneas que representan los asientos son referencias y no se ha considerado aún un espesor para estos, por lo que son susceptibles de presentar interferencias.
- También es importante mencionar que no hay una buena definición de dónde va empotrado el empenaje vertical y el horizontal, y la terminación de la cola tampoco está bien definida.
- No se tiene una idea de la ubicación del centro de gravedad y por tanto el ala está en una posición provisional.

También comienzan a manifestarse las deficiencias del bosquejo conceptual puesto que este debió repetirse hasta presentar un arreglo realista; si bien ha servido para dar una idea de las proporciones generales de la aeronave, la silueta del perfil lateral no ha sido definida con suficiente claridad, y mucho menos la forma del empenaje vertical, que le da “personalidad” a un avión de esta categoría [11]. Un buen bosquejo conceptual presenta las características geométricas de la aeronave a diseñar *sin ambigüedad*. La aeronave debe presentarse claramente tanto en el dibujo a mano alzada como en el plano de líneas. Idealmente, el bosquejo debe poder transferirse a CAD *prácticamente tal y como está*, sin requerir modificaciones significativas [13].

Al hacer el primer bosquejo conceptual, el diseñador deberá evaluar si ha reproducido con suficiente fidelidad su visualización del concepto de diseño. Con frecuencia, el primer bosquejo no se parece a dicha visualización [13].

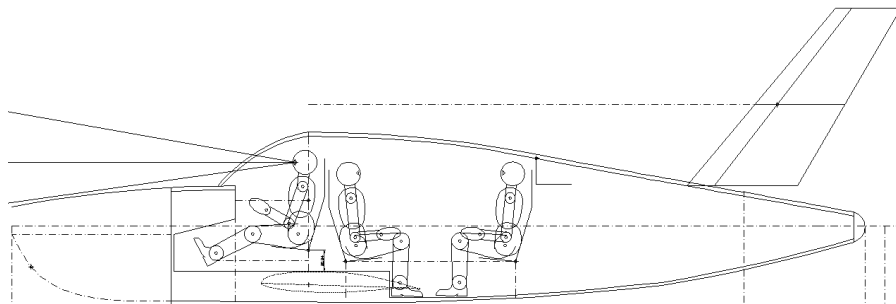


Figura 3.27 Tercera evolución

La figura 3.27 presenta la tercera evolución del perfil lateral de la aeronave. En esta evolución se presenta un perfil más completo, que incluye la sección inferior del carenado del motor y la terminación del cono de cola. El perfil que define al parabrisas,

el techo y la cola está conformado por segmentos de arco, y no necesariamente hay continuidad entre dichos segmentos, lo que no es deseable, considerando que se busca proponer una silueta currentilínea.

Una porción de la sección inferior del fuselaje se dibujó como una recta, dado que por el momento no parece haber una mejor solución. La definición de los asientos es aún bastante pobre y puede que aún haya interferencia entre estos. Aún hay mucho espacio sin aprovechar sobre las cabezas de la tripulación de cabina y la primera fila de pasajeros. La ubicación del ala sigue siendo dudosa puesto que aún no se ha realizado una estimación del centro de gravedad. Como se observa en el primer dibujo, se trazó la porción inferior del carenado del motor con una curva de manipulación libre a fin de dar una idea de la forma general del fuselaje. El perfil lateral podría ser más expresivo de su función como vehículo, y aún no parece ser el concepto “ganador”. Se explicará el uso de *splines* y cónicas en la sección 3.5.3.

La figura 3.28 presenta el cuarto intento de producir un perfil lateral. Se observa que esta vez se construyó a partir de una línea de referencia central y se procuró “limpiar” la silueta aerodinámica. La forma de la ojiva de la hélice es provisional. Se está tomando el perfil inferior de la tercera evolución, mientras que el perfil superior es totalmente nuevo.

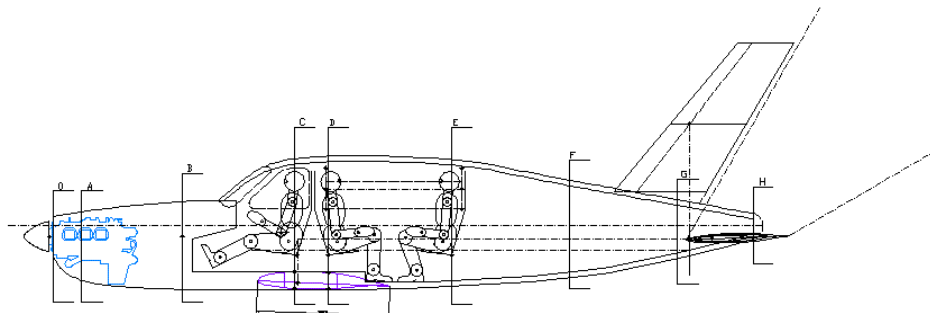


Figura 3.28 Cuarta evolución

Aparentemente, se está dando una noción de dónde estará montado el empenaje vertical, y la extensión de la cola detrás del borde de salida sugiere que el empenaje horizontal se montará sobre esta distancia y por tanto estará desfasado respecto al empenaje vertical, con la ventaja de que tendrá mayor brazo de palanca y por tanto requerirá menos superficie. Sin embargo, se observa también que la cola tiene un gran volumen interno que no está cumpliendo ningún fin, y además contribuye a incrementar la superficie húmeda de la aeronave, lo que en consecuencia incrementará la resistencia parásita y el peso puesto que estos parámetros dependen directamente de esta superficie.

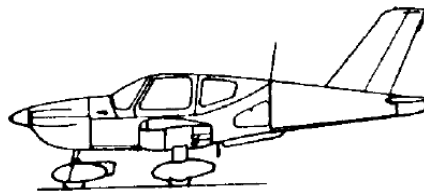


Figura 3.29 EADS-Socata Tobago, cuatro plazas [11]

La distribución de los pasajeros no ha cambiado. El empenaje vertical está fuera de la estela del empenaje horizontal, que fue colocado detrás del borde de salida de lo que

después se convertirá en el timón de dirección, al estilo de un EADS-Socata *Tobago* (ver figura 3.29). Sin embargo, no hay sinergia estructural en la sección de cola puesto que el empenaje horizontal no estará conectado con ninguna de las vigas del empenaje vertical.

Aunque no se aprecia en la figura 3.28, la altura total considerando la separación entre la punta de la hélice y el suelo era excesiva con respecto a las especificaciones.

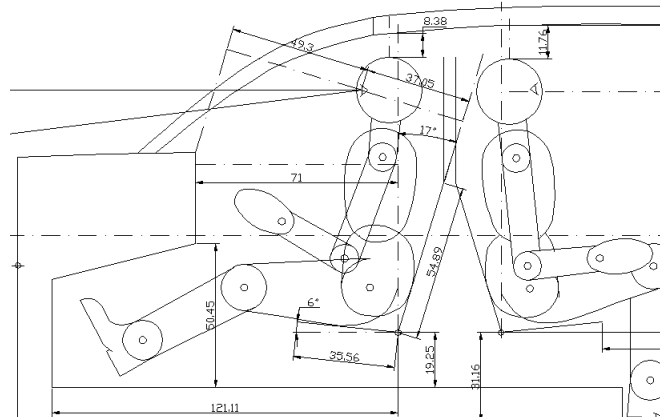


Figura 3.30 Vista a detalle de la cabina y primera fila de pasajeros de la cuarta evolución

Se muestran las distancias verticales de los asientos y separación entre el piloto y el tablero de instrumentos en la figura 3.30. El ángulo de visibilidad sobre la nariz es necesario para definir el perfil superior de la nariz del avión. La figura 3.28 muestra que la primera y segunda filas de pasajeros están demasiado separadas una de otra, lo que resultará en un desplazamiento excesivo del centro de gravedad a diferentes condiciones de carga, por tanto esta distancia deberá reducirse, haciendo un balance entre la comodidad de los pasajeros y el desplazamiento del centro de gravedad.

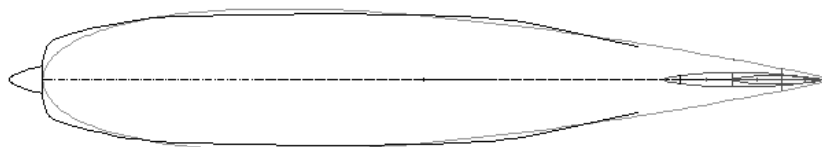


Figura 3.31 Vista en planta del fuselaje comparado con un perfil aerodinámico

A excepción de la cuarta evolución del perfil lateral, una de las deficiencias evidentes de los perfiles ya presentados es la ausencia del motor, ya que junto con los pasajeros es el componente que mayor impacto tiene en el trazado del avión. La figura 3.31 ilustra el perfil superior de la aeronave comparado con un perfil aerodinámico (ver Secc. 3.3.1). Se observa que se está ensanchando la nariz del fuselaje para proporcionar espacio para el motor, y queda por definirse la sección de cola del fuselaje, que deberá fundirse con el empenaje vertical.

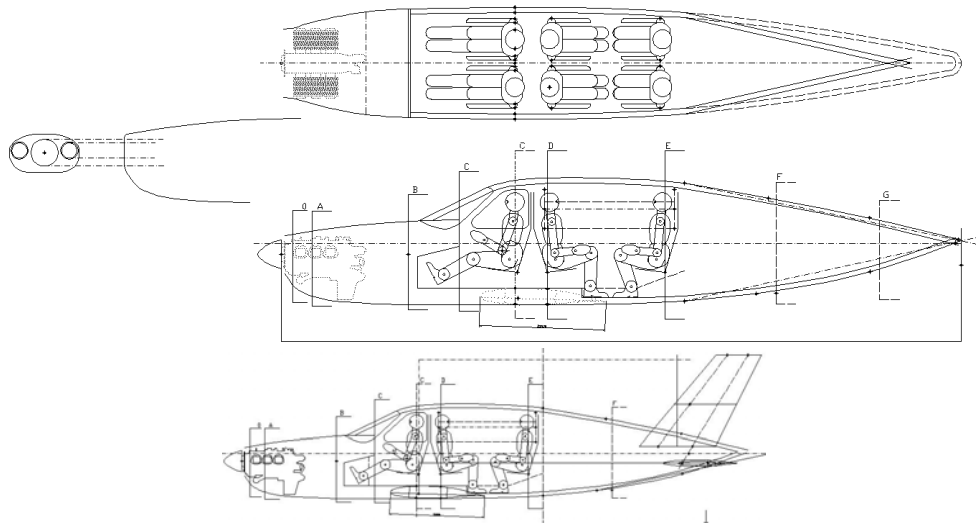


Figura 3.32 Quinta evolución

Se presenta la quinta evolución de la configuración en la figura 3.32, en la que se pretende dar una forma más “estilizada” al fuselaje, desde el parabrisas hasta la terminación de la cola, cuya forma es cónica en la vista lateral, y termina de forma redondeada en la vista superior. Al incluir el empenaje vertical en la vista lateral, se observa que no armoniza con la forma del fuselaje, y a pesar de que se está logrando la sinergia estructural entre los empenajes, no se está satisfaciendo la consideración aerodinámica de entrada en barrena.

La geometría del carenado definida en el diseño conceptual no es definitiva, puesto que no se definirá aún la orientación de la línea de potencia del motor, que puede tener cierta inclinación respecto a la longitudinal a fin de modificar la influencia de la tracción de la hélice en la estabilidad del avión. En la fase de diseño conceptual se considerará que el eje del motor está sobre la línea central de la aeronave, y la definición del carenado del motor derivada de esta suposición será suficiente.

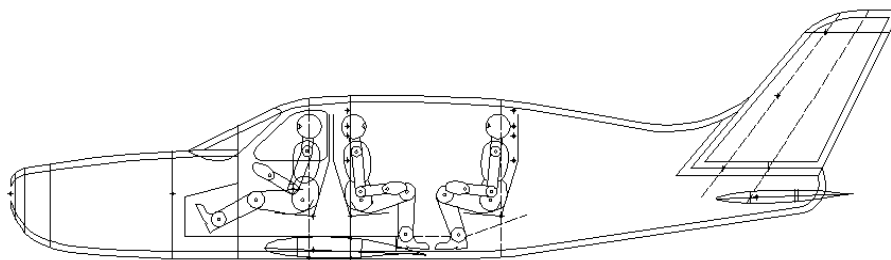


Figura 3.33 Sexta evolución

La sexta evolución de la vista lateral se presenta en la figura 3.33. Se conservó el parabrisas, techo y pendiente de la cola de la evolución anterior, y a falta de una mejor solución se está proponiendo que la parte inferior del fuselaje sea plana entre el final del carenado del motor y el comienzo de la pendiente de la cola. El requerimiento del ángulo del parabrisas establecido en la sección 3.3.4 no está siendo cumplido por la disposición del parabrisas, por lo que deberá cambiarse. La disposición de los asientos sigue siendo la misma desde la cuarta evolución. Se está fusionando parcialmente el empenaje vertical con el cono de cola, ya que por debajo de la raíz del empenaje se observa claramente que el fuselaje no formará parte del timón de dirección. La posición

del empenaje horizontal satisface la consideración de sinergia estructural, pero no la consideración aerodinámica de entrada en barrena. Aún debe reducirse la distancia entre las filas de pasajeros puesto que el desplazamiento del centro de gravedad no deberá ser excesivo. Dada la incertidumbre de la posición de los asientos, no se ha propuesto aún el volumen del compartimiento de equipaje. Se observa en la figura 3.34 la reducción en altura de la sexta evolución respecto a la quinta.

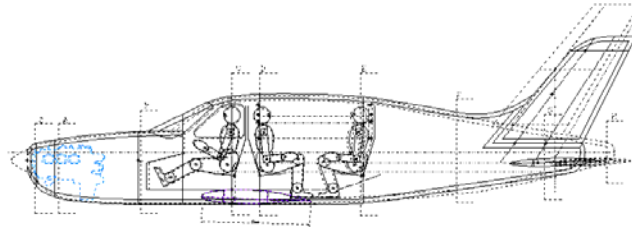


Figura 3.34 Reducción de altura y superficie húmeda entre evoluciones

Se consideró incluir winglets tipo Whitcomb, mostrados en la figura 3.35, a fin de incrementar la eficiencia aerodinámica del ala rectangular. Se muestra la configuración de la aeronave con extensiones en la punta en la figura 3.36.

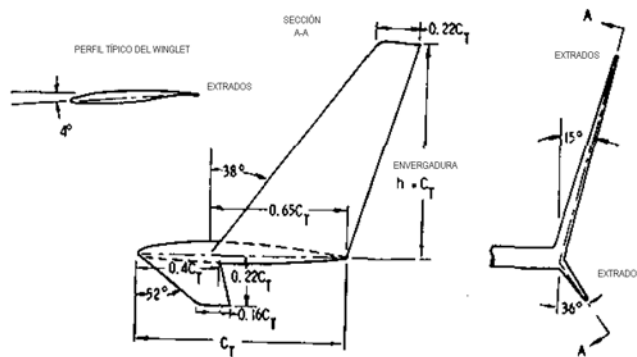


Figura 3.35 Extensiones de punta de ala tipo Whitcomb [39]

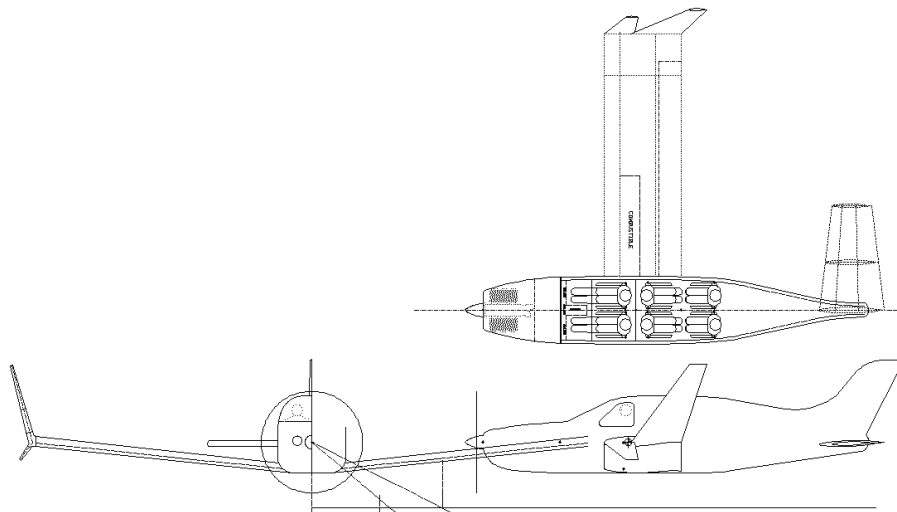


Figura 3.36 Evolución de la configuración con winglets

Debido a que las dimensiones del winglet dependen directamente del valor de la cuerda de punta, es evidente que este es excesivamente grande, lo que lo volvería más un desperdicio de material y un incremento de peso que un beneficio en términos de aerodinámica y rendimiento. Por consiguiente el concepto fue desechado.

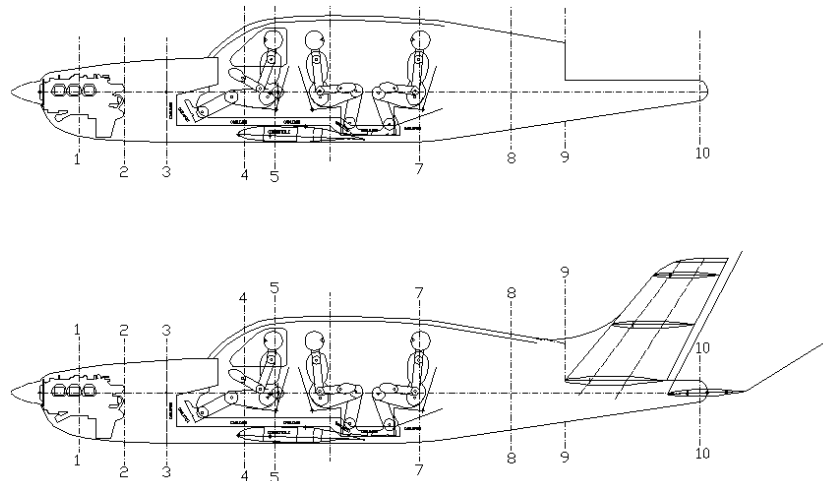


Figura 3.37 Séptima evolución

Se presenta una séptima evolución de la vista lateral en la figura 3.37. Aún hay conflicto entre la consideración aerodinámica y la estructural del conjunto del empenaje horizontal y vertical. Se movió el empenaje vertical hacia adelante para despejar la porción trasera del cono de cola para dar cabida al empenaje horizontal; ahora, la consideración aerodinámica es correcta pero no se ha logrado la sinergia estructural, y la sección de cola no armoniza con el resto del perfil lateral.

Se buscó evitar proponer una geometría de la cola que se fundiera suavemente con el empenaje vertical a fin de no tener que enfrentarse al modelado de una geometría complicada, sin embargo, dada la deficiencia de las configuraciones ya presentadas, junto con la necesidad de proponer un concepto novedoso, no quedó más remedio que desarrollar dicho concepto.

3.5 Dash-1

Se presenta en la figura 3.38 la configuración que se adoptará como diseño base. Se han logrado los objetivos de sinergia estructural entre el empenaje horizontal y el empenaje vertical, así como la consideración de la estela turbulenta del empenaje horizontal en barrena y su influencia en el timón de dirección, dejando libre un tercio de la superficie de este último.

Hasta este momento, no se había logrado un concepto que cumpliera satisfactoriamente con las consideraciones iniciales ya establecidas. De aquí en adelante el perfil lateral presentado en la figura 3.38 se conocerá como *Dash-1*, que ahora se ha convertido en el *plano de trabajo*, que será analizado y modificado de manera continua según se gane más conocimiento sobre lo ya dibujado. El Dash-1 se convertirá en Dash-2 cuando se efectúe alguna modificación importante sobre la geometría de la aeronave. Dicha denominación es una “abreviación” de *dibujo* [9], y se les llama así a los planos meramente por simplicidad.

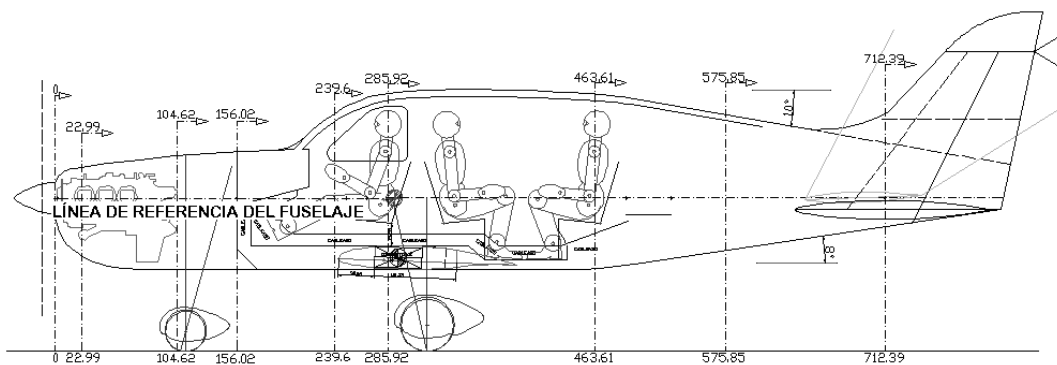


Figura 3.38 Vista lateral del plano de trabajo: Dash-1

3.5.1 Definición de las estaciones del fuselaje

El plano de trabajo gira en torno a la línea de referencia del fuselaje, la cual atraviesa el eje del motor y corre a lo largo de toda la aeronave. Esta línea de referencia define la intersección de las estaciones de la vista superior y lateral que a su vez definirán los polígonos de control para la construcción de las secciones transversales. El comienzo del carenado del motor (el “agujero” por el cual asoma el núcleo de la hélice) constituye a la estación 0, de ahora en adelante llamada FS 0.0 (de *fuselage station*).

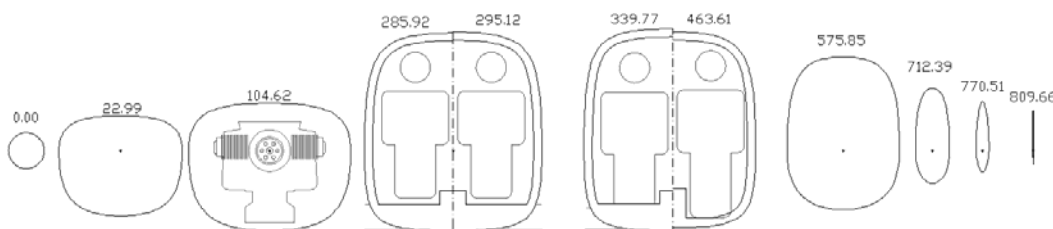


Figura 3.39 Secciones transversales del Dash-1

Las estaciones subsecuentes están numeradas según su ubicación sobre la longitud de la aeronave, medidas en centímetros. Las estaciones continúan mientras yazca sobre ellas alguna parte física de la aeronave, se trate del fuselaje o algún empenaje. La figura 3.39 ilustra las estaciones representativas del Dash-1, que muestran los componentes internos más voluminosos, es decir, el motor y la tripulación.

Se presenta una descripción de los diferentes elementos del plano de trabajo del Dash-1, de acuerdo con su ubicación entre las estaciones del fuselaje.

Planta motriz FS 0.00 FS 156.02

- Se proporcionó mayor holgura al contorno del carenado del motor.

Cortafuego FS 156.02

- De acuerdo con la consideración por accidente (Secc. 3.3.2), se ha provisto al borde inferior del cortafuego de un bisel a 45° a fin de evitar que transmita de forma íntegra las cargas de impacto al resto del fuselaje en caso de un aterrizaje forzoso.

Cabina de mando FS 156.02 FS 305.66

- Hay incertidumbre debido a que, a pesar de que se tienen espesores recomendados para la sección acojinada del asiento, no se sabe cuánto se

comprimirá el cubo del asiento bajo el peso del piloto, y no se sabe exactamente qué posición tiene la espalda del piloto respecto al respaldo.

- Se tiene un datum del asiento, pero no está sirviendo para posicionar al tripulante correctamente respecto al cubo y al respaldo.
- Se tiene una separación entre hombros de 119.8 cm para los pilotos, en FS 285.92.

Cabina de pasajeros FS 317.88 FS 484.45

- El problema con la disposición del piloto en su asiento es extensible a los pasajeros puesto que se están utilizando las mismas dimensiones iniciales para los asientos.
- Se tienen 143 cm de distancia entre asientos para los pasajeros, medidos a la altura de la línea de centros de la aeronave.
- Se tienen 120 cm de separación entre hombros en la segunda fila de pasajeros, en FS 339.77.
- Se tienen 111 cm de separación entre hombros en la tercera fila de pasajeros, en FS 463.61.

Ala FS 243.61 FS 396.83

- La viga delantera se ha propuesto al 20% de la cuerda del ala, mientras que la viga trasera se encuentra al 60% de la cuerda, ambas a partir de valores estadísticos [9].
- Se está considerando el centro de gravedad de la aeronave completa sobre el 30% de la CAM y a la altura de la línea de referencia del fuselaje; sin embargo, no se tiene ninguna certeza respecto a la posición del ala puesto que no se ha realizado una estimación del peso *en base al plano*.
- Se está proponiendo para cada flap una envergadura de 22.7% del valor de la envergadura del ala, mientras que la cuerda tiene un valor del 30% de la cuerda del ala.
- Cada alerón tiene una envergadura que abarca el 16% de la envergadura del ala. La cuerda de los alerones corresponde al 28.5% de la cuerda del ala.
- Se está restringiendo el volumen disponible dentro de la caja de torsión del ala a 75% del valor de la envergadura a partir de la punta de cada semiala a fin de reducir el riesgo de explosión de los tanques de combustible por una descarga atmosférica [12].
- Como se ilustra en la figura 3.40, se están proponiendo vejigas de combustible que abarquen aproximadamente 2 metros dentro de la caja de torsión del ala. Esto a nivel conceptual puesto que se espera que el volumen de combustible contenido en cada semiala esté distribuido entre varias vejigas a fin de evitar formación de olas y en consecuencia fallos en el suministro de combustible, así como cambios drásticos en la inercia de alabeo de la aeronave. Dado que el perfil aerodinámico es el mismo a lo largo de la envergadura del ala, la sección del tanque será la misma en todas las estaciones del ala. Considerando un tanque de combustible de sección rectangular, su área lateral, ilustrada en la figura 3.40, será de 718.6 cm². Proponiendo una longitud de 2 metros dentro de cada semiala para colocar los tanques, y recordando que sólo 77% del volumen interno del ala estará disponible para los tanques de combustible debido a espesores y elementos estructurales aún no definidos [9], cada semiala alojará un volumen de 110.7 litros para la longitud propuesta.

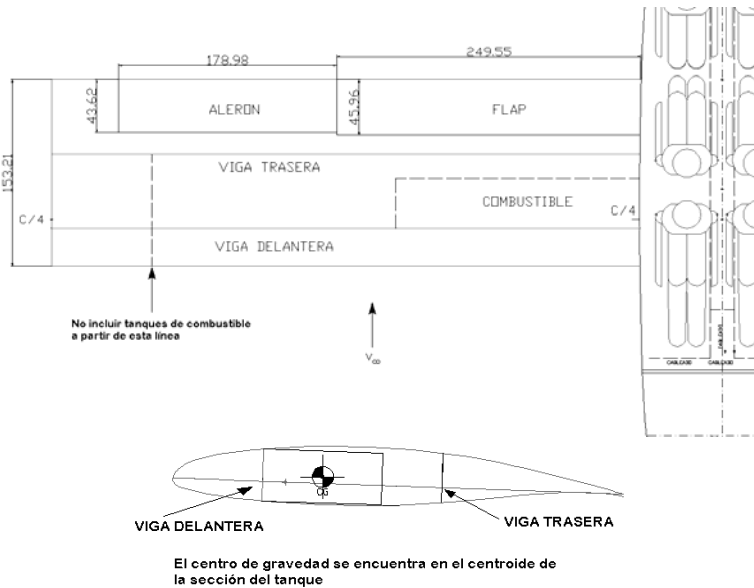


Figura 3.40 Configuración interna del ala y tanques de combustible

Cables de control FS 168.01 FS 463.61

- Para alojar los tendidos de los cables de control se está proponiendo un “canal” que abarca desde el principio del tablero de instrumentos hasta llegar al final de la cabina de pasajeros.
- Este “canal” se dobla hacia abajo al llegar al borde del asiento de la primera fila de pasajeros para mantener una altura constante de 10 cm sobre el piso y no constituir un obstáculo durante el abordaje.

Conjunto de cola FS 681.49 FS 847.85

- La viga delantera del empenaje vertical se encuentra en C/4 y tiene una inclinación de 37° respecto a la vertical.
- Se está utilizando un perfil NACA0009 para el empenaje horizontal y vertical. El timón de dirección tiene una cuerda del 40% de la CAM y una porción de este se encuentra por debajo de la línea de referencia del fuselaje, a fin de satisfacer la condición de entrada en barrena ya descrita. El perfil de raíz del empenaje vertical se encuentra debajo de la línea de centros del fuselaje en una línea horizontal imaginaria que parte del vértice formado por el extremo inferior del borde de salida del empenaje vertical y donde termina la sección de cola.
- No se está dando una noción clara de dónde termina el fuselaje y dónde comienza el empenaje vertical. Se reitera el objetivo de lograr que el fuselaje se una suavemente con el empenaje vertical.
- El cono de cola está conformado por dos rectas, la superior con una pendiente de 10° y la inferior con una pendiente de 8.4° , evitando dar la máxima inclinación permisible de 12° a fin de reducir el impacto de la baja relación de esbeltez del cono, ofreciendo un cambio de dirección gradual a las líneas de corriente sobre éste.
- Ambos empenajes están dimensionados en base a un coeficiente volumétrico estadístico que sirve para obtener una primera aproximación de su superficie. El dimensionamiento de los empenajes se explica a continuación.

Tras haber obtenido la geometría básica del ala, que consiste únicamente del valor de su envergadura, cuerda y conicidad, se dimensionaron los empenajes vertical y horizontal

utilizando un método estadístico llamado “coeficiente volumétrico” [9]. La efectividad del empenaje horizontal para equilibrar este momento de cabeceo dependerá del producto de su superficie y su brazo de palanca respecto al centro aerodinámico del ala. Al multiplicar longitud por área se obtendrán unidades de volumen, lo que explica el nombre del método. Para el empenaje vertical, los momentos de guiñada a contrarrestar estarán relacionados a la envergadura b_w , mientras que para el empenaje horizontal, los momentos de cabeceo a contrarrestar estarán relacionados a la cuerda media del ala, \bar{C}_w .

Las dimensiones del empenaje vertical y horizontal pueden obtenerse mediante las ecuaciones (3.5) y (3.6), respectivamente, despejando el valor de la superficie, S_{VT} o S_{HT} . Se observa en ambas ecuaciones que el numerador como el denominador contienen el producto de una longitud por un área, entregando un valor adimensional. La medición de los brazos de momento de los empenajes respecto al ala se ilustra en la figura 3.40.

$$c_{VT} = \frac{L_{VT} S_{VT}}{b_w S_w} \quad (3.5)$$

$$c_{HT} = \frac{L_{HT} S_{HT}}{\bar{C}_w S_w} \quad (3.6)$$

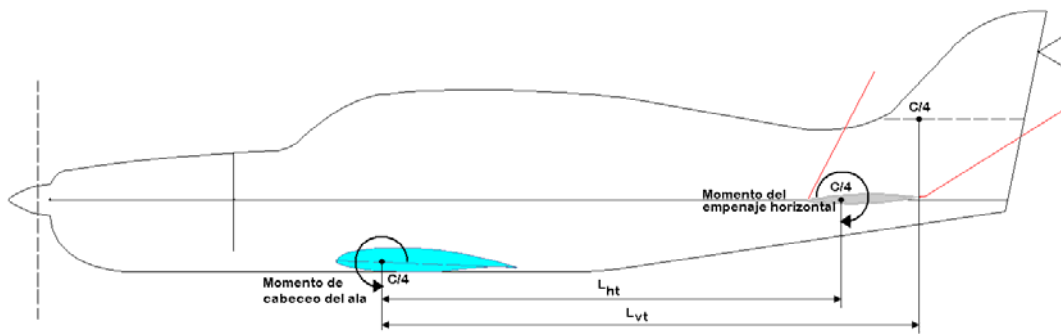


Figura 3.41 Brazos de momento para el dimensionamiento de los empenajes

Las incógnitas en las ecuaciones (3.5) y (3.6) serán las superficies de los empenajes, de modo que los coeficientes volumétricos deberán estimarse en base a alguna tendencia histórica. En la tabla 3.6, reproducida de Roskam [11], se presentan los valores de los brazos de momento y coeficientes volumétricos de los empenajes de varios aparatos monomotores de aviación general.

También se incluyen dos columnas en las que se expresa la proporción que guarda la cuerda del timón de profundidad respecto a la del estabilizador horizontal, C_{TP}/C_H , y la proporción del timón de dirección respecto al estabilizador vertical, C_{TD}/C_V . Se observa en la tabla 3.6 que la columna correspondiente a las proporciones del timón de profundidad respecto al estabilizador horizontal contiene algunas aeronaves que utilizan un estabilizador horizontal de una sola pieza, en cuyo caso no cuentan con un timón de profundidad y solo cuentan con un compensador para el balanceo aerodinámico del avión a diferentes condiciones de vuelo, como el que se ilustra en la figura 3.41. Para un empenaje de una sola pieza, el coeficiente volumétrico de dimensionamiento puede reducirse en un 10 o 15% [9].

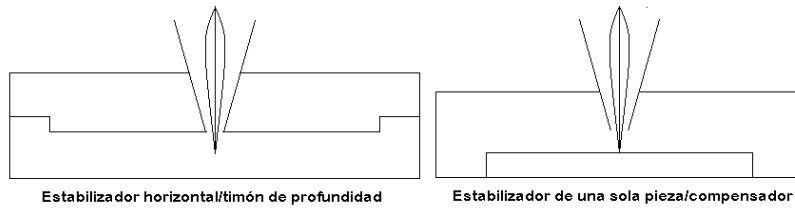


Figura 3.42 Tipos principales de empenaje horizontal para aeronaves comparativas

Se hará la suposición de que el conjunto del empenaje horizontal corresponderá a un estabilizador con timón de profundidad, como el que se ilustra en la figura 3.42.

Tabla 3.6 Coeficientes volumétricos y brazos de momento para empenajes horizontales [9]

Aeronave	L_{HT} , m	C_{HT}	C_{TP}/C_H (raiz/punta)	L_{VT} , m	C_{VT}	C_{TD}/C_V (raiz/punta)
Cessna Skywagon 207	4.94	0.92	0.48/0.47	5.49	0.046	0.46/0.46
Cessna Cardinal RG	4.36	0.60	estabilizador	4.11	0.038	0.35/0.43
Cessna Skylane RG	4.36	0.71	0.47/0.39	4.82	0.047	0.41/0.42
Piper Cherokee Lance	4.91	0.61	estabilizador	4.66	0.037	0.26/0.50
Piper Cherokee Warrior	4.11	0.48	estabilizador	4.63	0.026	0.29/0.52
Piper Turbo Saratoga SP	4.94	0.70	estabilizador	4.63	0.038	0.23/0.58
Rockwell Commander	3.32	0.49	0.33/0.44	3.47	0.039	0.30/0.46

El timón de dirección tiene a lo largo de su envergadura una cuerda del 40% de la cuerda del empenaje vertical. Se presenta la definición de la geometría del empenaje vertical en la figura 3.43; se observa que el ángulo de flechado del timón de dirección estará definido por el vértice formado por la extensión de las líneas que definen al empenaje vertical. Durante el desarrollo a mayor profundidad del proyecto deberá determinarse si esta configuración de los empenajes proveerá las características de estabilidad necesarias para la aeronave propuesta.

- Los valores de conicidad para los empenajes verticales de aeronaves de esta categoría oscilan entre 0.32 y 0.58, mientras que para los empenajes horizontales van de 0.45 a 1 [9].
- La conicidad del empenaje vertical de acuerdo con la definición presentada en la figura 3.42 es de 0.64, mientras que la relación cuerda del timón/cuerda del empenaje es de 0.57 para la raíz y 0.40 para la punta del timón de dirección. Aunque no coincide del todo con los valores presentados en la tabla 3.6, se presenta esta configuración del timón de dirección como aproximación inicial, armonizando con la conicidad y flechado del conjunto del empenaje vertical.
- El empenaje horizontal tiene una conicidad de 0.8, mientras que la cuerda del timón de profundidad corresponde al 50% del valor del conjunto del empenaje, como primera aproximación. Su envergadura es de 4.82 metros.
- El brazo de palanca para el empenaje horizontal es de 3.81 metros, mientras que el del empenaje vertical es de 4.58 metros. El empenaje horizontal es, por tanto, más grande que los de aeronaves semejantes, en parte debido a su posición adelantada respecto al empenaje vertical, y sería conveniente adelantar el ala para darle un mayor brazo de palanca, lo que podrá hacerse o no, según los resultados de la estimación de peso y centro de gravedad subsiguiente.

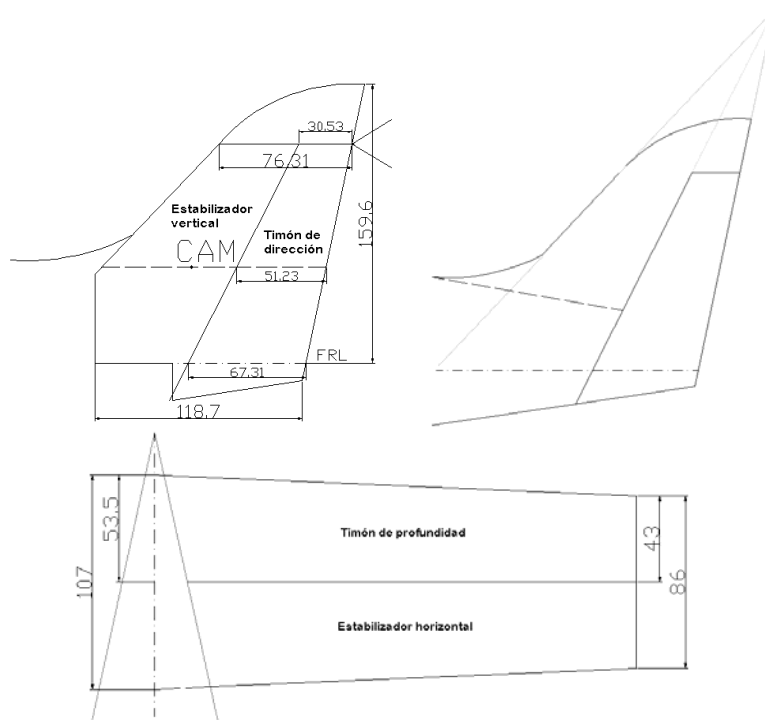


Figura 3.43 Definición del empenaje vertical y horizontal

Por otra parte, en la figura 3.44 se observa que se está cerca a resolver la cuestión de la influencia de la estela turbulenta del ala sobre el empenaje horizontal. La ubicación del ala no es definitiva y se desplazará hacia adelante, con lo que terminará de librarse al empenaje horizontal de la influencia del ala.

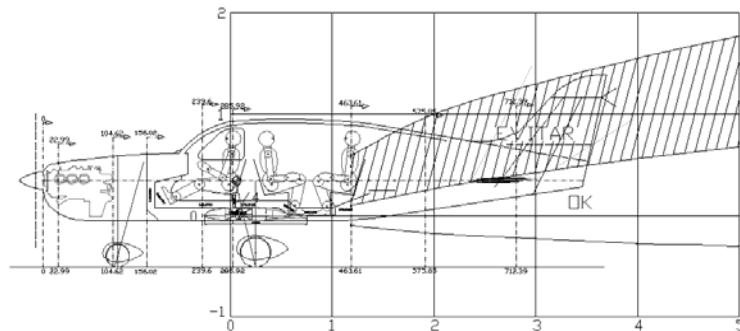


Figura 3.44 Influencia de la estela del ala a ángulos de ataque elevados sobre el empenaje horizontal del Dash-1

3.5.2 Conformado del fuselaje mediante secciones transversales creadas con primitivos

Al haber llegado a un concepto satisfactorio en términos de estética y de consideraciones técnicas iniciales, ha llegado el momento de definir la geometría en tres dimensiones de la aeronave.

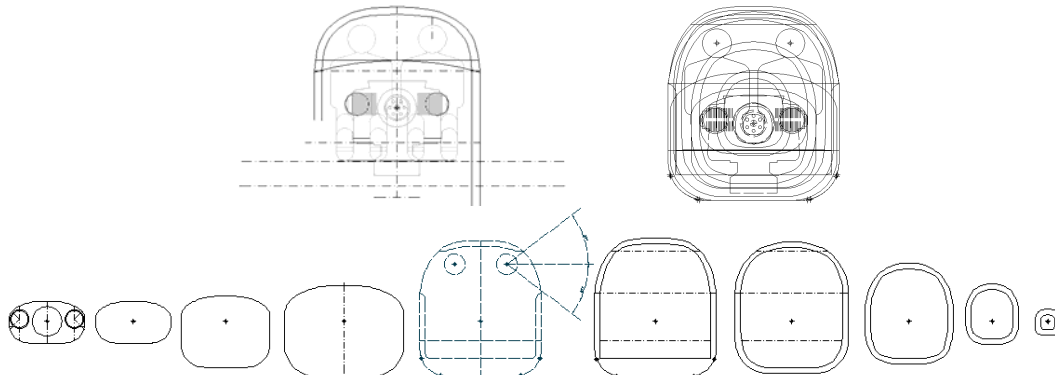


Figura 3.45 Secciones transversales generadas a partir de primitivos

Antes de llegar al diseño base, se intentó definir la forma de la aeronave mediante secciones transversales construidas con primitivos (rectas y segmentos de arco), como se muestra en la figura 3.45 [40]. Este intento se realizó comenzando por la forma (supuesta) de la sección de nariz y se fue evolucionando sobre la longitud del fuselaje mediante un cambio gradual en las proporciones de los primitivos que conforman a cada sección, de manera semejante a como se realizaba el conformado de embarcaciones y automóviles [40] antes de la implementación de la geometría proyectiva a esta importante fase de la definición de la geometría de un vehículo. El resultado de esta definición se muestra en la figura 3.46.

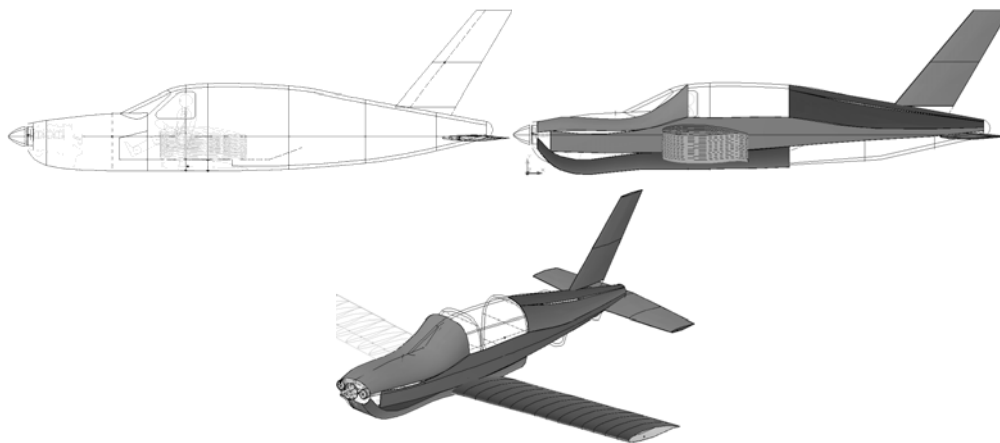


Figura 3.46 Conformado de la aeronave mediante secciones transversales generadas con primitivos

El isométrico en la figura 3.46 se presenta a fin de mostrar las deficiencias inherentes a la generación de la geometría de una aeronave mediante primitivos. Al ser una combinación de rectas y segmentos de arco, es necesario generar la superficie del fuselaje “por tiras”, dependiendo de si el número de segmentos de arco y rectas son los mismos de una estación a otra; de no ser así, quedarán huecos en la superficie, como puede observarse en el isométrico.

3.5.3 Conformado del fuselaje mediante curvas cónicas generadas mediante tratamiento gráfico

Una forma más eficiente para definir la forma de la aeronave consiste en utilizar curvas cónicas para definir cada sección transversal, que servirán para ofrecer una curvatura definida por un solo elemento y evitar las complicaciones evidenciadas en la figura 3.46 [9], [40].

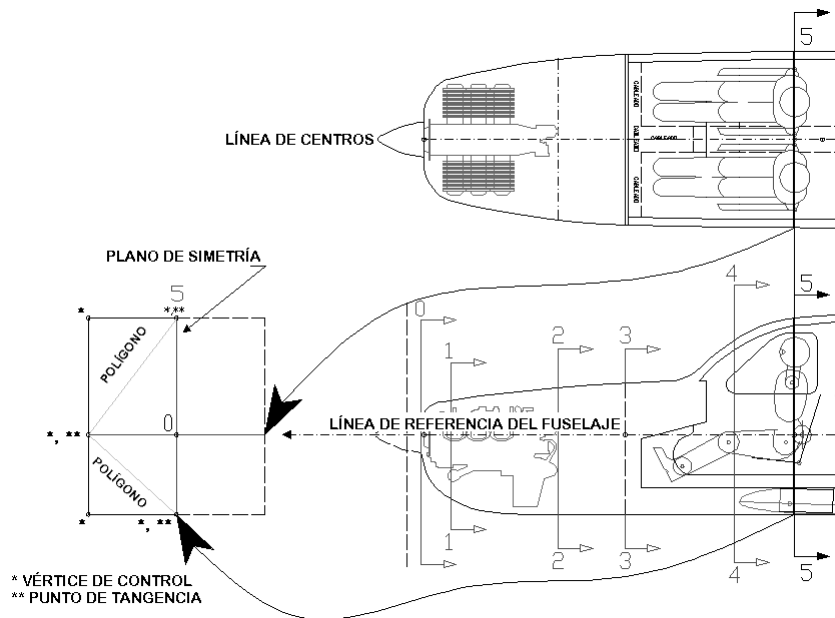


Figura 3.47 Construcción de los polígonos de control para una sección transversal del fuselaje

Como ya se ha manifestado en la sección 3.5.1, la vista lateral de la aeronave se ha construido en torno a una línea de referencia del fuselaje, que en su vista superior es llamada línea de centros, dado que el fuselaje será simétrico respecto a la vertical. A partir de la vista lateral y superior ya se conoce la altura y espesor del fuselaje para una estación (FS) dada. La figura 3.47 ilustra la construcción de los *polígonos de control* para la estación 5 en el plano; es importante definir esta geometría primitiva de cada estación del fuselaje puesto que las curvas que la definirán estarán inscritas a estos polígonos.

La altura y espesor de la estación se intersectan a la altura de la línea de referencia del fuselaje y de la línea de centros, respectivamente. Esta intersección formará cuatro cuadrantes, dentro de los cuales se trazarán las curvas inscritas a cada polígono. Se observa en la figura 3.47 que cada polígono tiene tres *vértices de control* marcados con un asterisco (*), dos de los cuales tocan a un extremo de la altura y del espesor de la estación, mientras que el tercer vértice define el área de dicho polígono. Las líneas que forman a cada polígono tienen una pendiente de 0° y 90° , generando *puntos de tangencia*, marcados con dos asteriscos (**). Los vértices de control podrán inclinarse a cualquier ángulo, y la curva inscrita a este polígono será tangente al polígono en los puntos de tangencia. Para este fuselaje, los polígonos de control formarán un rectángulo.

Una vez definidos los polígonos de control para cada sección transversal local de la aeronave, es necesario definir un *punto de control* dentro de cada polígono, que servirá para construir la curva que definirá a cada cuadrante de la sección transversal.

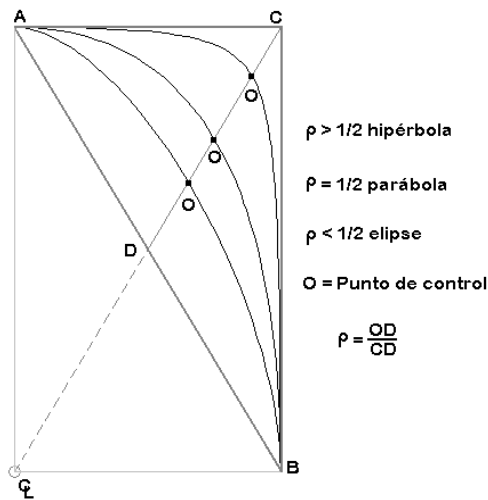


Figura 3.48 Curvas correspondientes a los distintos valores del parámetro ρ , inscritas a un polígono de control ABC

El valor del parámetro ρ definirá el tipo de curva que estará inscrita al polígono de control ABC, como se ilustra en la figura 3.48. Este parámetro simplemente indica la fracción de la longitud de la recta C-D a la que se encontrará el punto de control, que se utilizará para trazar los haces proyectivos que definirán los demás puntos de la curva cónica. Para este polígono, los vértices A y B corresponden a los puntos de tangencia. A continuación se presenta el tratamiento gráfico de estas curvas. Como las secciones del fuselaje serán simétricas respecto a la vertical, se presentará el trazado de las curvas solamente para el primer y cuarto cuadrante.

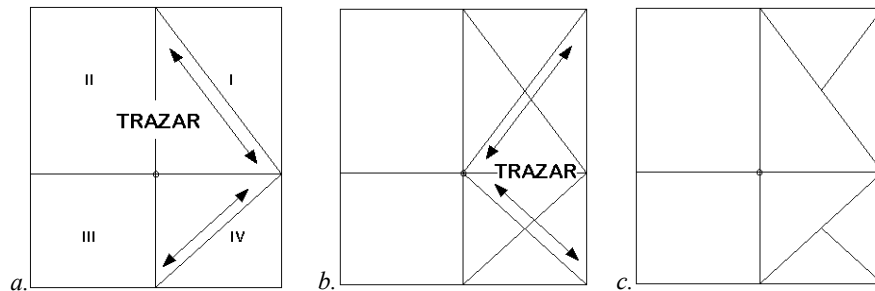


Figura 3.49 Trazado del polígono de control

- Una vez definidos los polígonos de control para la estación del fuselaje, se trazan diagonales entre los puntos de tangencia (ver figura 3.49a).
- Se trazan rectas de los vértices al origen (ver figura 3.49b).
- De las últimas rectas trazadas, se elimina el segmento que va del centro a la intersección con la diagonal que toca los puntos de tangencia (ver figura 3.49c). Ahora se tiene la recta C-D, como se muestra en la figura (3.49d).

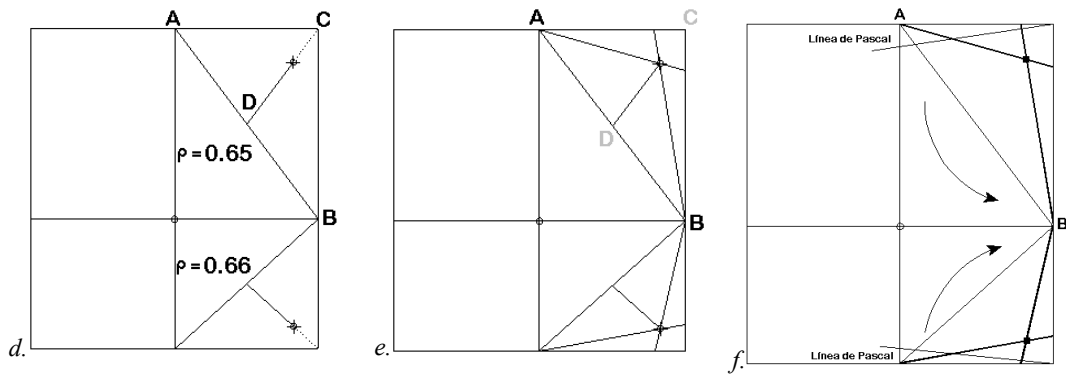


Figura 3.49 Trazado del polígono de control (cont.)

- d. La recta C-D servirá para definir la posición del punto de control. La longitud de esta recta será reducida en la proporción indicada por el parámetro ρ . Por ejemplo, en el primer cuadrante, el valor de ρ es de 0.65, es decir, 65% de la longitud de C-D. Al reducir C-D al 65% de su longitud original, su extremo “libre” corresponde al *punto de control* a partir del cual se trazarán los demás puntos que definirán a la curva cónica. Como se observa, el punto de control debe quedar *claramente* marcado.
- e. Se trazan rectas que parten de los puntos de tangencia de la vertical y la horizontal e intersectan al punto de control. Es necesario prolongar estas últimas líneas hasta hacerlas tocar el polígono de control. Ya puede eliminarse la fracción de C-D obtenida en (3.49c) tras marcar el punto de control.
- f. Se trazará una línea que partirá del vértice y tocará a la diagonal que une un punto de tangencia de la vertical con el punto de tangencia de la horizontal. Esta recta girará dentro del polígono de control, como la manecilla de un reloj. El sentido de giro puede ser horario o antihorario. De aquí en adelante, esta recta será llamada *línea de Pascal*.

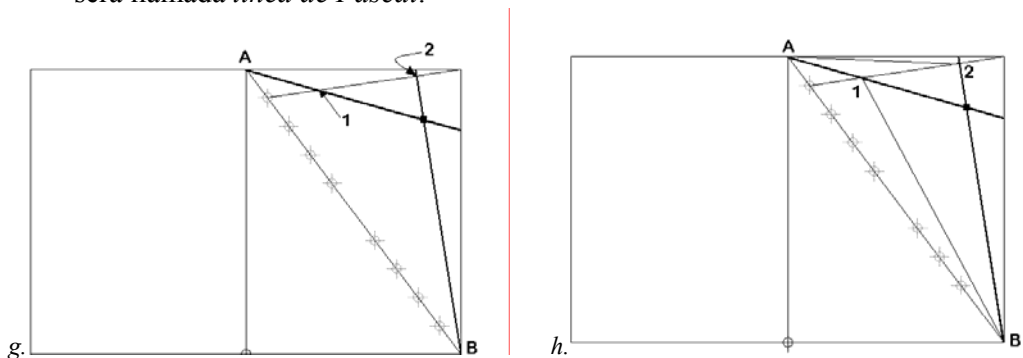


Figura 3.49 Trazado de la curva cónica (cont.)

- g. Al trabajar en AutoCAD, se dividió la recta AB en varios puntos para trazar las “rotaciones” de la línea de Pascal. Al trazar la línea de Pascal, esta intersectará a las líneas trazadas en la figura (3.49e), generando los puntos 1 y 2.
- h. Ahora, se traza una línea de B a 1 y otra de A a 2.

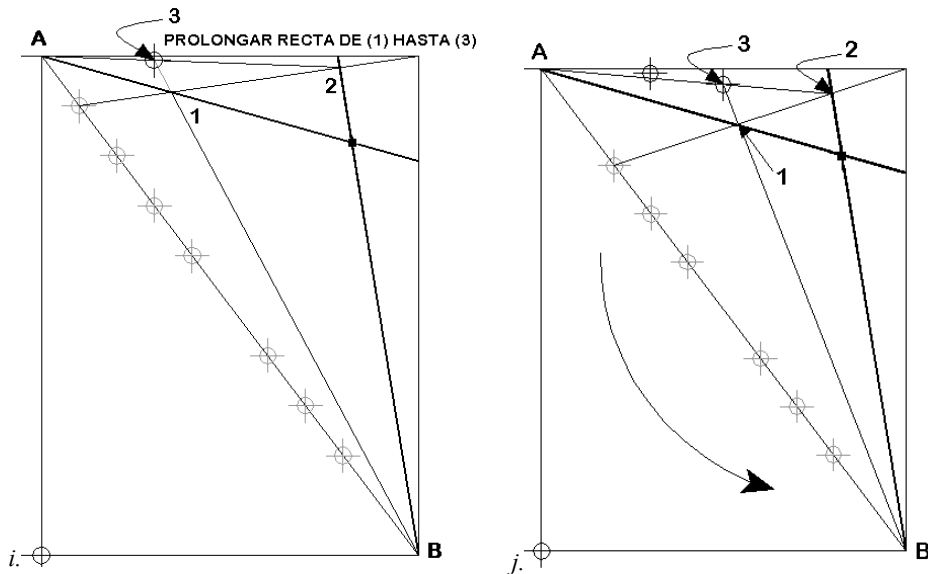


Figura 3.49 Trazado de la curva cónica (cont.)

- i. A continuación debe prolongarse la recta B-1 para que toque la recta A-2, generando el punto 3. Este es uno de varios puntos que definirán a la curva cónica dentro del cuadrante.
- j. Ahora pueden eliminarse las líneas trazadas puesto que ya cumplieron su función de generar el punto 3. La operación se repite, rotando la línea de Pascal al siguiente punto y nuevamente trazando las líneas B-1 y A-2, extendiendo de nuevo la línea B-1 hasta tocar a A-2, generando otro punto 3. El punto 3 generado previamente no interviene en la generación del nuevo punto. Esto se repite hasta generar suficientes puntos para construir la curva. Obsérvese que no se han eliminado las rectas que se intersectan en punto de control, puesto que son necesarias para generar los demás puntos de la curva.

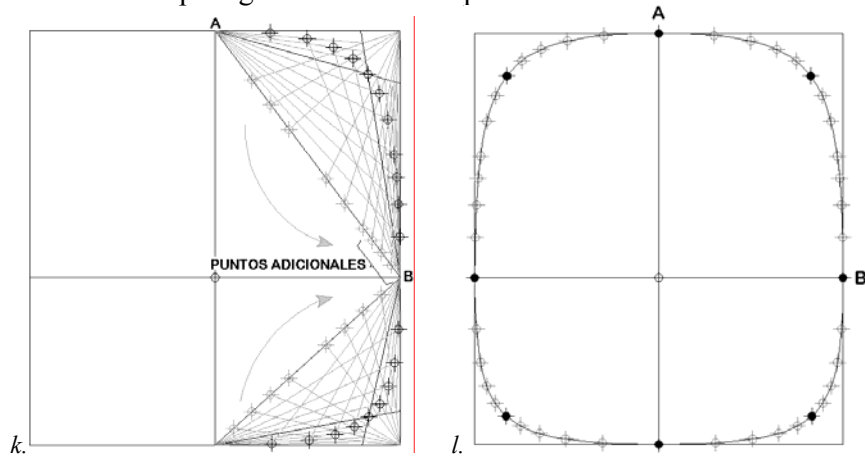


Figura 3.49 Trazado de una sección transversal con curvas cónicas (fin)

Las figuras (3.49k) y (3.49l) ilustran la sección transversal terminada. Además de los puntos generados mediante la rotación de la línea de Pascal, debe incluirse el punto de control y los puntos de tangencia para definir la sección. Por último, pueden crearse puntos adicionales para la línea de Pascal a fin de dar una mayor precisión a la sección, como se muestra en el extremo inferior derecho del primer cuadrante de la figura (3.49k).

Además, en la figura (3.49I) se aprecia un concepto indicado en la figura 3.47: cada una de las cuatro cónicas que forman a la sección transversal comparten un punto de tangencia con la cónica adyacente; por ejemplo, la cónica en el primer cuadrante es tangente a cero grados en el punto A, al que también es tangente la cónica que se encuentra en el segundo cuadrante. De igual manera, la cónica en el primer cuadrante tiene una tangente en común con la cónica en el cuarto cuadrante, a 90 grados. Cuando dos cónicas tienen una tangente en común, es decir, sus puntos de tangencia son *colineales*, estarán concatenadas, generando una curva continua, sin interrupciones, como la sección en (3.49I).

Así como los segmentos que componen a cada sección transversal deben estar concatenados entre sí, las secciones transversales deberán estar concatenadas *a lo largo del fuselaje*. A fin de brindar al fuselaje una superficie currentilínea, deberá controlarse la variación del parámetro ρ a lo largo del fuselaje para los cuadrantes superior e inferior de cada estación. A fin de concatenar correctamente (suavemente) las secciones, el valor de ρ no deberá variar de manera repentina de una estación a otra, sino de manera gradual.

3.5.3.1 Líneas auxiliares de control

Una forma efectiva de representar la variación del parámetro ρ a lo largo del fuselaje consiste en trazar líneas auxiliares de control [9], cuya distancia vertical respecto a una línea de referencia representa la posición del punto de control definido por ρ . La figura 3.50 ilustra esta forma gráfica de controlar la curvatura del fuselaje.

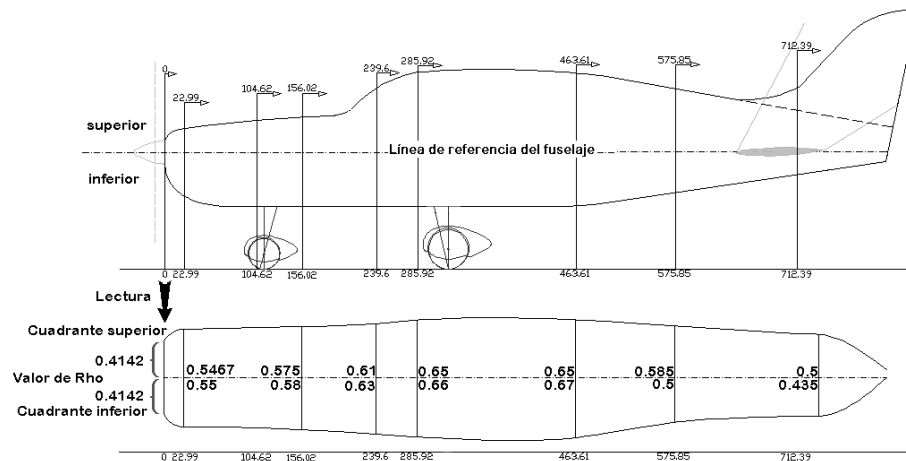


Figura 3.50 Interpretación de las líneas auxiliares de control para el fuselaje

Las líneas auxiliares de control se dibujan debajo del perfil lateral del fuselaje. La lectura se realiza tomando como referencia la estación cuyo valor de ρ desea conocerse, y por tanto, el extremo inicial de las líneas auxiliares de control deberá estar alineado con la primera estación del fuselaje; además, para facilitar la lectura de ρ , las líneas deberán estar a la misma escala del fuselaje. Este último concepto es más evidente en la figura 3.50, que muestra a las líneas auxiliares abarcando toda la longitud del fuselaje.

Comenzando por FS 0.0, la separación medida respecto a la línea de referencia de la línea auxiliar de control del cuadrante superior es de 41.42 cm, y se multiplicará por 0.01 a fin de obtener el valor de ρ , es decir 0.4142. Como ya se indicó, la primera

estación del fuselaje corresponde a la apertura en el carenado del motor por la cual se montará el núcleo de la hélice, lo que implica que esta estación deberá ser un círculo. Para un valor de 0.4142, mientras la separación vertical y horizontal tenga el mismo valor, las cónicas trazadas describirán un círculo [9]. Para todas las demás estaciones se repite la operación de lectura y trazado ya descritas; sus alturas y espesores estarán dictados por la altura y espesor del perfil lateral y superior de la aeronave, respectivamente.

Podrán generarse tantas secciones transversales como sea necesario, y mientras las líneas auxiliares de control estén correctamente trazadas, se obtendrá una serie de secciones que definirán la envolvente geométrica del fuselaje.

3.5.3.2 Entidades geométricas del perfil lateral y superior

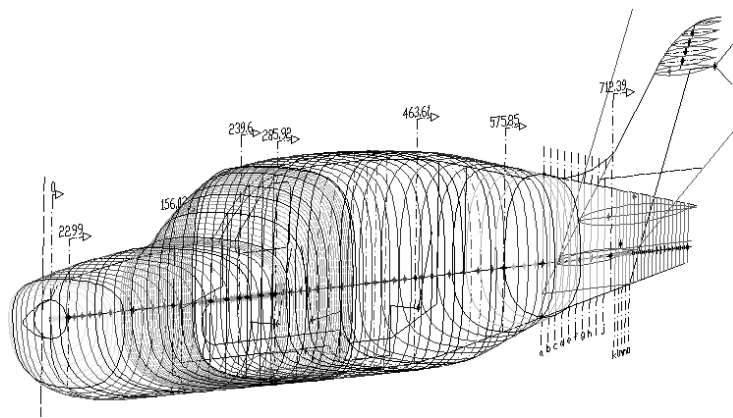


Figura 3.51 Envolvente geométrica del fuselaje del Dash-1

Se ha mencionado en la sección anterior que las secciones transversales deberán estar concatenadas a lo largo del fuselaje para producir una superficie currentilínea, lo que implica que además de una correcta concatenación entre las curvas que definen a las secciones y una variación suave del parámetro de curvatura ρ , la variación de su altura y espesor (sus separaciones horizontales y verticales) también deberá ser gradual a lo largo de la longitud, implicando la necesidad de lograr una correcta concatenación de las entidades geométricas que conforman al perfil lateral y superior de la aeronave.

Ya se ha descrito el tratamiento gráfico de las curvas cónicas, que han servido para definir las secciones transversales del fuselaje, cuya sucesión se ilustra en la figura 3.51; sin embargo, el perfil lateral y superior han sido definidos mediante una combinación de segmentos de arco y *splines* de manipulación libre. Los segmentos de arco pueden producirse automáticamente mediante la función FILLET, quedando automáticamente concatenados a las dos entidades a las que estarán unidos, o pueden producirse independientemente.

Por otra parte, los *splines* pueden consistir de varias curvas, definidas mediante una función polinomial, cuya formulación rebasa el alcance de este trabajo. Se ha manejado únicamente su manipulación en tiempo real, que se ilustra en la figura 3.52, que muestra el *spline* que define la curvatura inferior del carenado del motor del Dash-1. Se observa que el polígono de control tiene varios puntos de control y más de dos puntos de tangencia, lo que le da mayor flexibilidad para describir curvaturas más complejas, de ser necesario. Los vértices de control pueden moverse libremente para modificar la

forma de la curva sin necesidad de trazar los haces proyectivos dentro del polígono como en el caso de la curva cónica. La desventaja de la manipulación en tiempo real de estas curvas consiste en que no se puede visualizar el polígono de control que la encierra; el polígono y los puntos de control en la figura 3.51 fueron añadidos de forma independiente. Al manipular estas curvas, solo puede modificarse la posición de los puntos de control, lo que puede servir o no, dado que al proponer varios puntos de control, como en la figura 3.52, la curva puede tener discontinuidades locales, además de que los puntos de tangencia no necesariamente estarán concatenados a la entidad geométrica que les preceda o les siga, como puede ser una línea u otra curva independiente. Al definir un perfil curvo, es recomendable usar la menor cantidad posible de puntos de control.

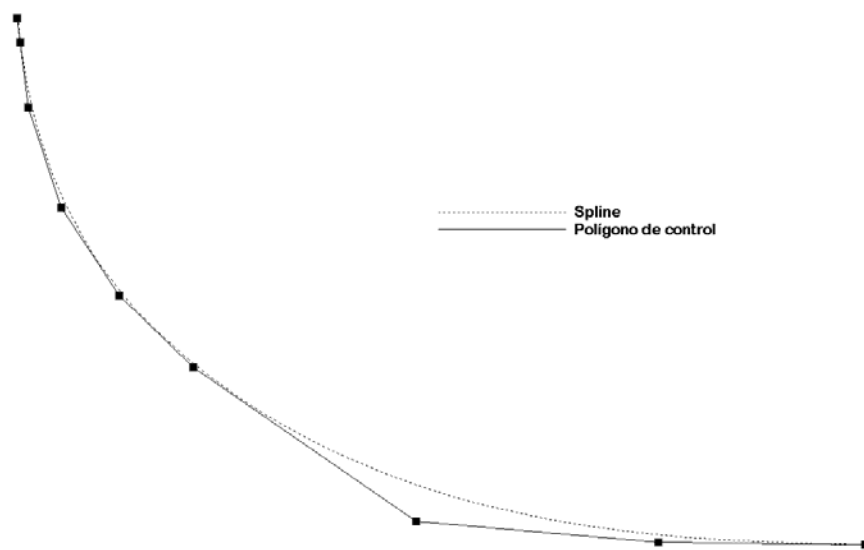


Figura 3.52 Representación de un spline

La vista superior del fuselaje del Dash-1, presentado en la figura 3.53, es simétrico respecto a la línea de centros y está compuesto por rectas y segmentos de arco en la sección del carenado del motor y la cola. Entre FS 156.02 y FS 458.84, correspondiente al habitáculo de la tripulación entre el cortafuego y la sección de cola, se utiliza un *spline* de forma libre que en su extremo delantero se une al segmento de arco que conforma el costado del carenado del motor, y en el extremo trasero se une al segmento de arco que da inicio a la sección de cola.

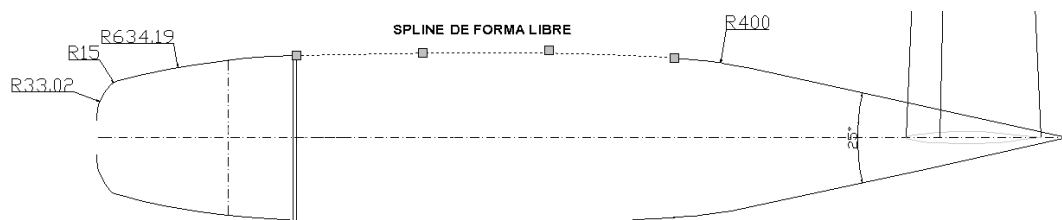


Figura 3.53 Entidades geométricas de la vista superior del Dash-1

En la figura 3.54 se ilustra la vista lateral, compuesta por un conjunto de segmentos de arco, rectas y *splines* de manipulación libre. Comenzando por la porción superior del perfil lateral, después de la representación de la ojiva de la hélice, el comienzo del carenado del motor está definido por un *spline*, que es seguido por un segmento de arco, que define la mayor porción del perfil superior de la nariz de la aeronave. En seguida, se

utilizan dos *splines*, el primero define la unión del parabrisas con el “techo” del fuselaje, y el segundo define el perfil superior de dicho “techo”. La sección del cono de cola está compuesta por una recta con una pendiente de 10 grados.

La sección inferior de la vista lateral comienza con un *spline* (Fig. 3.52), seguido por una recta a cero grados, seguida por un segmento de arco que la une con el cono de cola, definido por una recta con una pendiente de ocho grados.

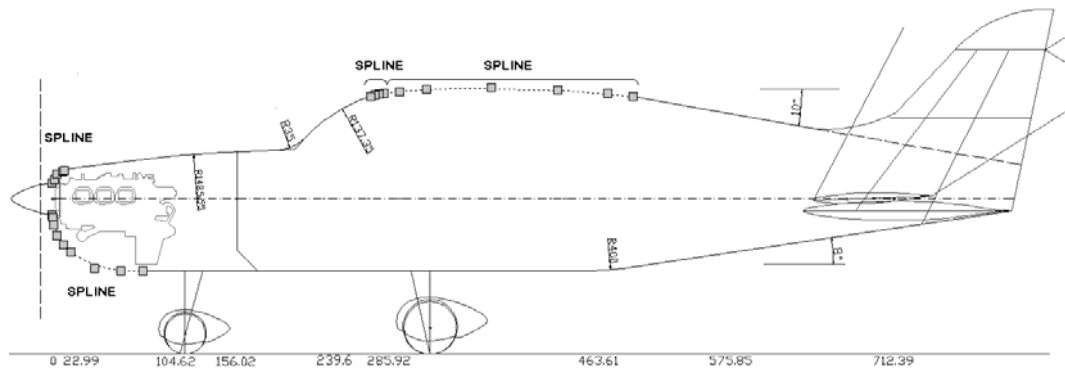


Figura 3.54 Entidades geométricas de la vista lateral del Dash-1

Esta definición de la geometría presenta una concatenación deficiente de los *splines* con las demás entidades geométricas, puesto que, a excepción de los segmentos de arco que sirven para alisar la unión de la nariz con el parabrisas y la unión de las dos rectas que conforman el perfil inferior de la aeronave (generados mediante la función FILLET en AutoCAD), no es posible controlar la tangencia de estas curvas mediante su manipulación libre. Al existir imperfecciones en la continuidad del perfil lateral y superior del fuselaje, habrá variaciones locales abruptas en la altura y espesor de algunas estaciones, degradando la continuidad de la superficie generada, como se observa en la visualización en 3D mostrada en la figura 3.55, que exhibe una evidente discontinuidad en la superficie en lo que será la cabina de pasajeros y una discontinuidad a la altura de FS 285.92.

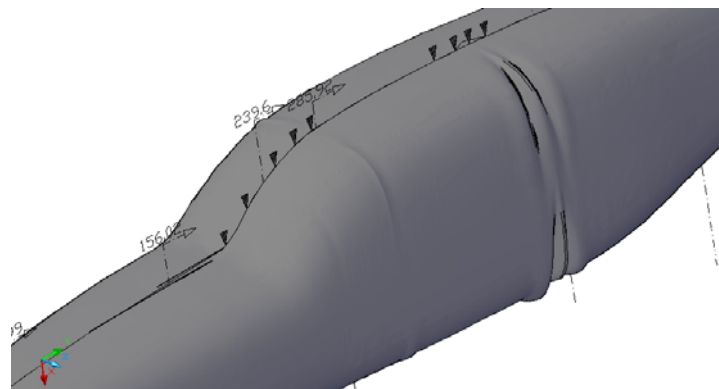


Figura 3.55 Efectos de una concatenación deficiente en el conformado del fuselaje

Una solución “provisional” a este problema consiste en eliminar las secciones transversales de las estaciones que presentan deformidades. La visualización en 3D del fuselaje se realizó inicialmente para efectos de presentación pero también sirve para recalcar las deficiencias inherentes al tratamiento gráfico de la geometría de la aeronave.

La figura 3.56 ilustra a detalle la unión del fuselaje con el empenaje vertical. Se generaron las secciones del fuselaje desde la nariz hasta donde termina el empenaje vertical, lo que explica la unión en forma de curva de la sección de cola donde esta se une con el empenaje vertical. Finalmente, como el perfil superior de la sección de cola del fuselaje no coincide con el perfil aerodinámico que conforma al empenaje vertical, la unión de estos no produce una superficie currentilínea, sino que puede verse claramente que hay una separación entre estos dos elementos de la aeronave. Por último, se observa que no se ha incluido aún el alisamiento dorsal del empenaje vertical.

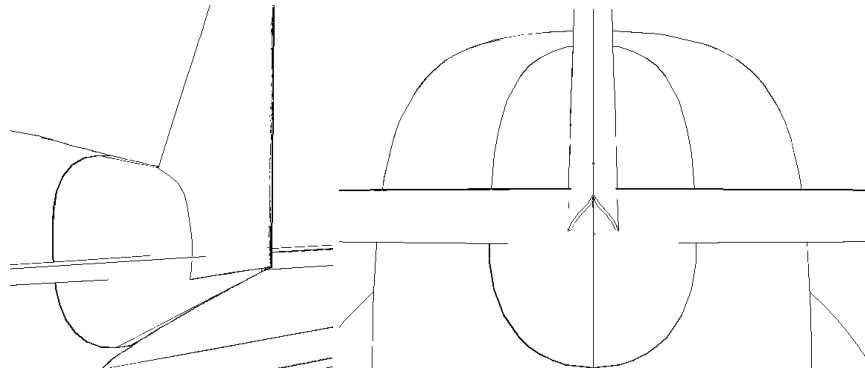


Figura 3.56 Detalles de la sección de cola del Dash-1

La figura 3.57 ilustra el primer intento por definir la geometría tridimensional del alisamiento dorsal del empenaje vertical. Al seccionar la zona donde se une el fuselaje con el empenaje vertical, se obtienen de manera inmediata las secciones complejas que conforman a esta geometría. La solución propuesta consistió en redondear con segmentos de arco las uniones abruptas entre los elementos de las secciones. Como se observa en el costado derecho de la figura 3.57, al incidir la luz sobre el alisamiento dorsal pueden observarse reflejos irregulares desde todos los ángulos, lo que indica que la solución no es satisfactoria y por tanto deberá desecharse.

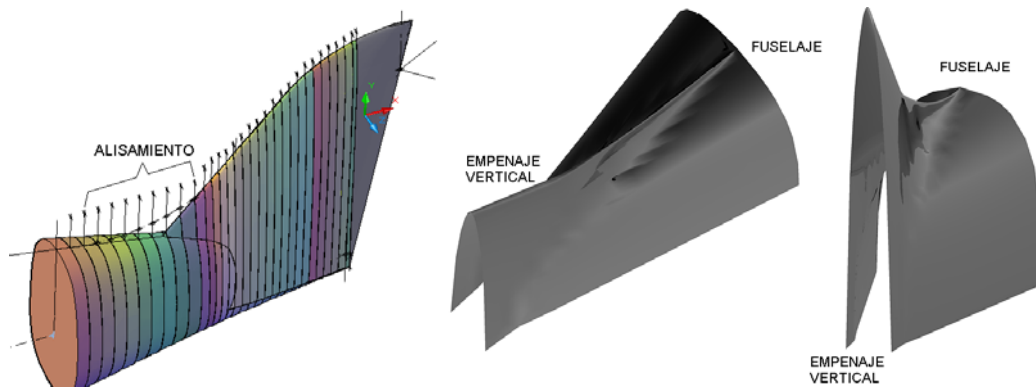


Figura 3.57 Solución desecheda del alisamiento entre el fuselaje y empenaje vertical

En cuanto a la unión del ala con el fuselaje, se presentan en la figura 3.58 una vista frontal y trasera de la sección inferior de la aeronave. Se observa que una considerable porción de la superficie del intradós de la raíz del ala queda expuesta, en un patrón irregular, cuando en realidad es deseable que el intradós de la raíz coincida con el perfil inferior de la aeronave o que esté totalmente oculto dentro del fuselaje.

Desde un punto de vista aerodinámico, esta superficie irregular incrementará la resistencia parásita de la aeronave, lo que resulta indeseable. Desde un punto de vista de manufactura, considerando que el fuselaje se fabricará en un molde, esta irregularidad en la superficie constituirá una dificultad innecesaria en el tendido del material, además de que podría afectar la repetibilidad de los acabados de una aeronave a otra.

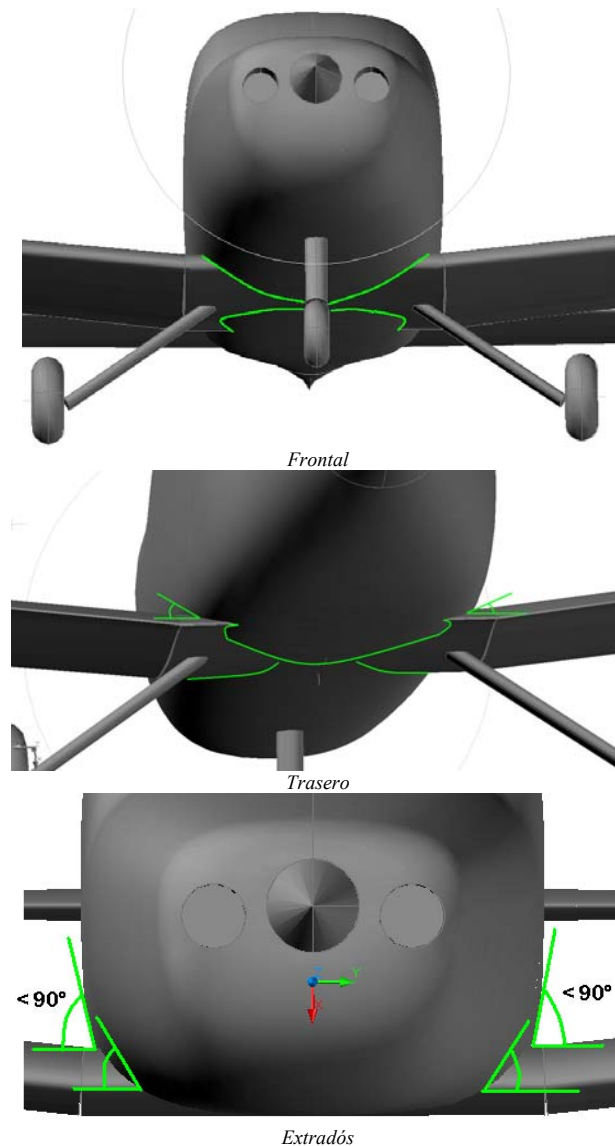


Figura 3.58 Detalles de la intersección del ala y el fuselaje del Dash-1

Por otra parte, el extradós de la raíz del ala también presenta una unión deficiente con el fuselaje, puesto que a lo largo de toda la longitud de la cuerda se forma un ángulo menor a 90° entre estas dos entidades, lo que generará un incremento en la presión estática y como consecuencia pérdidas de sustentación [10]. Existen dos posibles soluciones a este problema, la primera es definir carenados para las secciones del extradós e intradós de la raíz que intersectan al fuselaje. La segunda opción consiste en modificar la forma de las secciones transversales del fuselaje que se encuentran a lo largo de la cuerda del ala a fin de incrementar el ángulo formado entre estas dos entidades.

Como se observa la figura 3.59, se definieron tres estaciones para el carenado a lo largo del extradós del ala, con la intención de tomarlas como guía para definir su geometría.

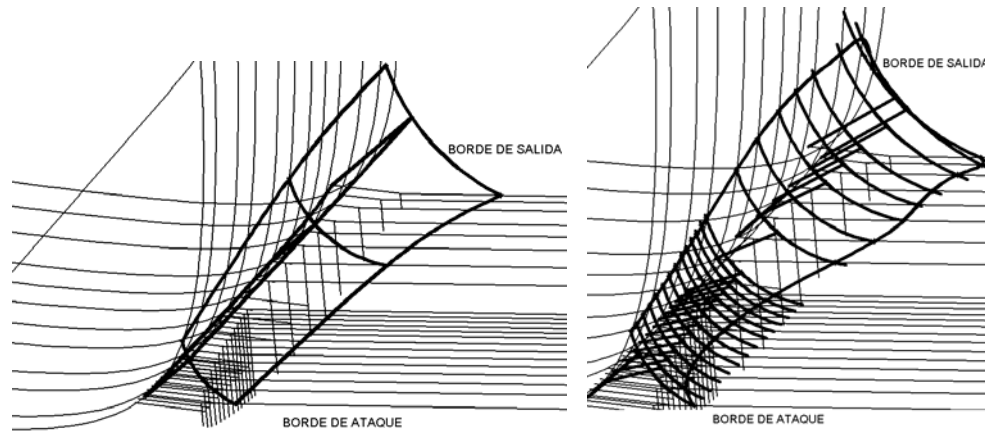


Figura 3.59 Carenado de la raíz del ala en el extradós

Sin embargo, puede observarse que a pesar de que las tres secciones propuestas aparentan formar un carenado satisfactorio, no está generando una superficie regular, por lo que deberá solucionarse de otro modo.

A pesar de las deficiencias mostradas en la geometría de la aeronave, ha servido para obtener parámetros importantes para determinar algunas características físicas importantes de la aeronave que potencialmente cubrirá los requerimientos. Se ha comenzado el dimensionamiento de la aeronave en base al peso máximo de despegue, y con la geometría definida en las secciones anteriores, es posible realizar una primera estimación del peso de la configuración dibujada.

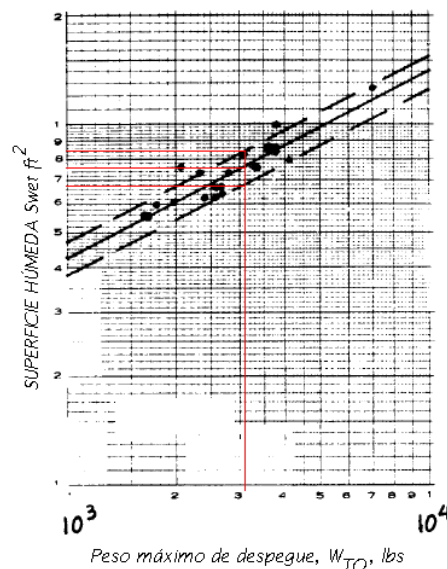
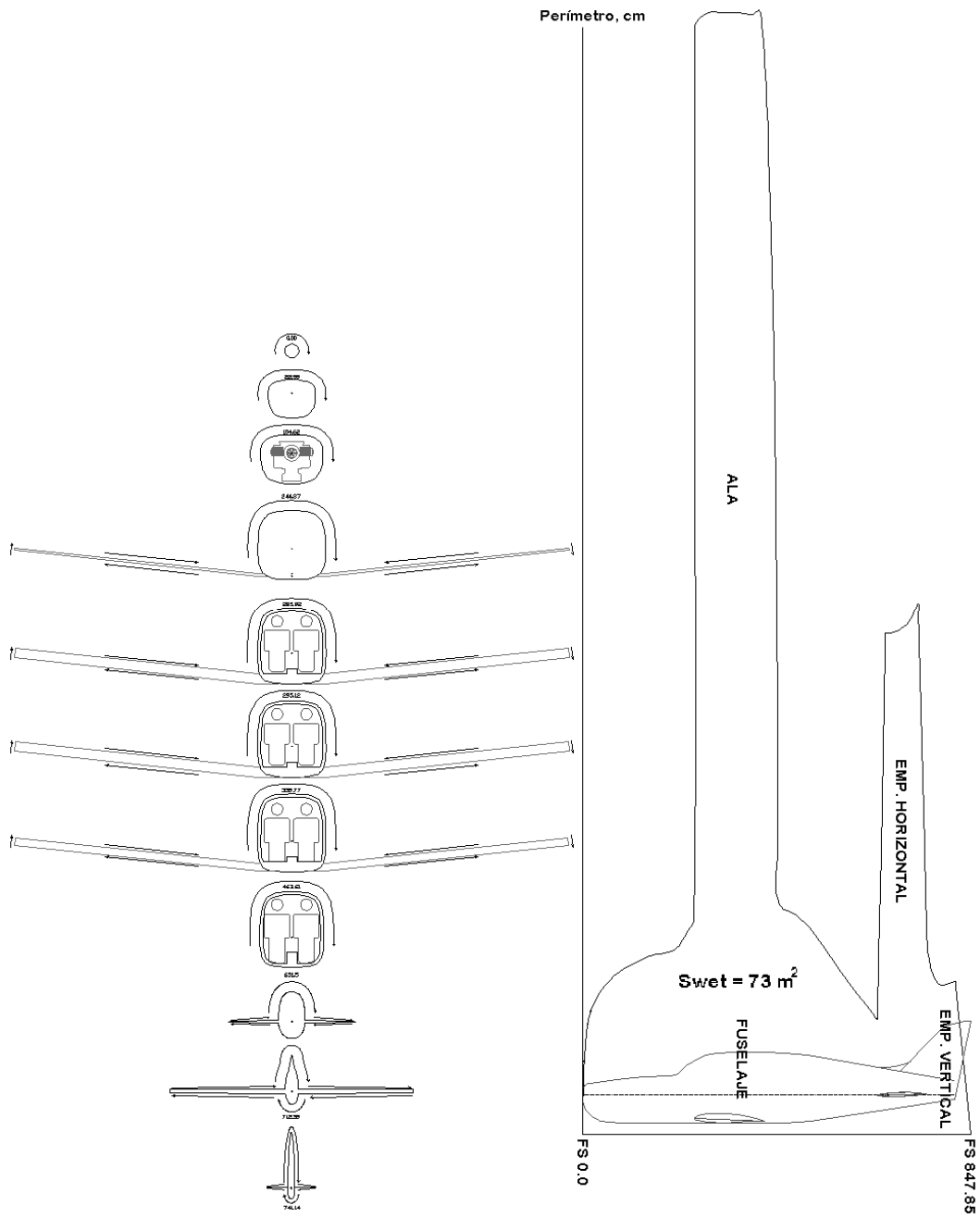


Figura 3.60 Relación entre el peso máximo de despegue y superficie húmeda para aviones monomotores [9]

La figura 3.60 ilustra el gráfico de superficie húmeda para el Dash-1 y su obtención mediante el trazado de los perímetros de varias secciones transversales sobre la longitud total de la aeronave. Se presenta en la figura 3.61 un gráfico que relaciona el peso máximo de despegue de aeronaves monomotoras a su superficie húmeda total, y de la

cual se observa que la configuración de la aeronave presenta un valor de superficie húmeda semejante a la de otras aeronaves de su categoría: 73 m² contra 78 m² del gráfico de superficie húmeda del Dash-1.



INTENCIONALMENTE DEJADA EN BLANCO

CAPÍTULO 4. ITERACIÓN DE LA CONFIGURACIÓN DE LA AERONAVE

4.1 Estimación Clase I del peso y centro de gravedad

Tras haber definido la envolvente geométrica de la aeronave se está en posibilidad de realizar la estimación del peso y centro de gravedad Clase I. Este método requiere una cantidad mínima de datos y tiempo para su realización, siendo necesarios solamente la superficie húmeda del fuselaje y superficies expuestas del ala y empenajes. El objetivo de realizar este análisis es el de determinar si la posición propuesta del ala es correcta, de acuerdo con los *escenarios de carga* más críticos de la operación de la aeronave. Se reitera que se busca que la ubicación *longitudinal* del centro de gravedad de la aeronave completa se encuentre al 30% de la cuerda aerodinámica media del ala, como estimación inicial [9]. Roskam [11] expande este criterio, recomendando que para aparatos de aviación general, el margen del centro de gravedad deberá abarcar del 6% al 27% de la CAM.

La tabla 4.1 presenta los valores estadísticos de masa por unidad de superficie o porcentaje del peso máximo utilizados para determinar el peso de los elementos principales de la aeronave.

Tabla 4.1 Estimación de primer orden del peso vacío para aparatos de aviación general [9]

Artículo	Kg/m ² o fracción del peso	Multiplicar por	Posición aproximada CG	Factor de ajuste**
Ala	12	Superficie expuesta del ala	40% CAM	0.85-0.90
Empenaje horizontal	10	Superficie expuesta del EH	40% CAM	0.83-0.88
Empenaje vertical	10	Superficie expuesta del EV	40% CAM	0.83-0.88
Fuselaje	7	Superficie húmeda del fuselaje	40-50% Longitud	0.90-0.95
Tren de aterrizaje*	0.033	MTOW	-	0.95-1.0
Motor instalado	1.3	Peso del motor	-	-
Otros elementos	0.17	MTOW	-	-

*15% tren de nariz, 85% tren principal; reducir peso del tren en 0.014 W₀ si es fijo.
 ** Para materiales compuestos

Los escenarios de carga son las combinaciones de la carga útil alojada por la aeronave, debiendo tomarse en cuenta puesto que el peso y centro de gravedad cambiarán en función de la configuración de esta carga útil. Se presentan tres escenarios de carga que se consideran como los más representativos: la condición de vuelo de traslado, o “ferry”, que se presenta en vuelos en los que solamente el piloto y el combustible constituyen a la carga útil con el objetivo de trasladar la aeronave por sus propios medios de un sitio a otro; en seguida, se considera un escenario “intermedio”, que incluye al piloto, copiloto, la fila intermedia de pasajeros, el equipaje y el combustible; el último escenario corresponde al peso máximo de despegue, a plena carga. Se presentan los pesos y posiciones del centro de gravedad para cada escenario en la tabla 4.2, y se presentan gráficamente en la figura 4.1.

Tabla 4.2 Escenarios de carga del Dash-1

Escenario de carga	Peso, kg	CG, cm (FS)
Ferry (Piloto + combustible)	1,035	129.4
Piloto + copiloto + 1ª fila + combustible+equipaje	1,342	212.42
Peso máximo de despegue (Tripulación completa + combustible + equipaje)	1,500	270.92

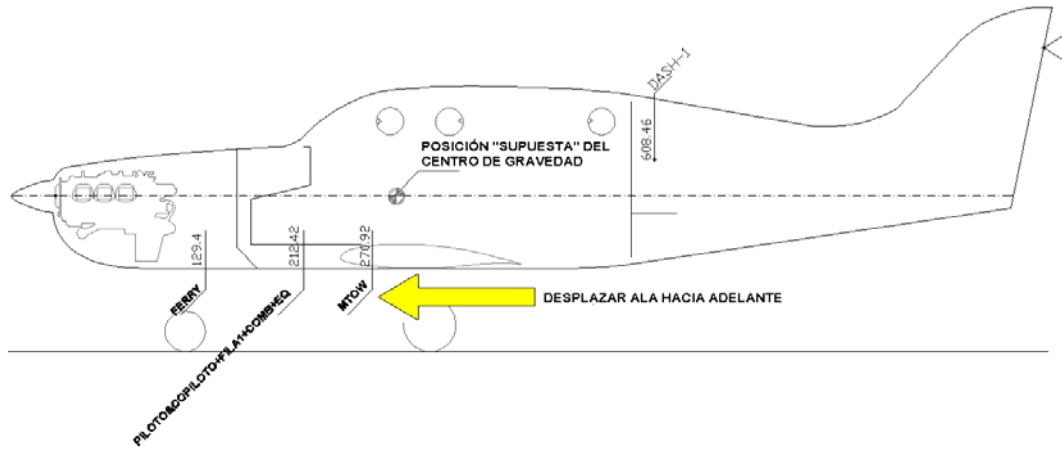


Figura 4.1 Escenarios de carga para la estimación de primer orden del centro de gravedad del Dash-1

De la figura 4.1 y la tabla 4.2 se observa lo siguiente:

- En la condición de peso máximo de despegue, el CG se encuentra a casi el 18% de la CAM. Se esperaría que estuviera a un valor máximo del 30% de la CAM para que en las demás condiciones de carga, a las cuales el CG se desplazara hacia adelante, éste se encontrara aún sobre la cuerda del ala, manteniendo una controlabilidad satisfactoria de la aeronave.
- En la condición a plena carga menos la última fila de pasajeros, el CG se encontrará delante del borde de ataque, totalmente desfasado del ala: la aeronave se picará de nariz y será incontrolable.
- En la condición de vuelo *ferry*, solamente con el piloto y combustible, el centro de gravedad se encontrará a la altura de la bancada del motor, repitiendo la situación anterior.

La estimación del peso y CG Clase I ha cumplido su objetivo: determinar la posición del centro de gravedad de la aeronave a diferentes escenarios de carga y revelar si es necesario o no mover el ala. Se iterará la configuración de la aeronave, aprovechando la necesidad de adelantar el ala para corregir errores cometidos en la concepción del Dash-1 y así ofrecer una mejor solución.

4.2 Dash-2

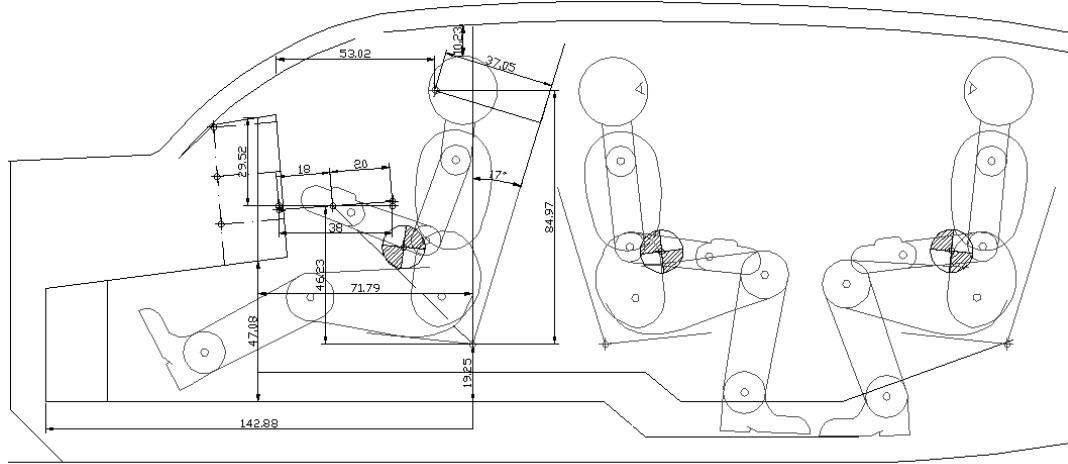


Figura 4.2 Vista a detalle de la cabina de mando y pasajeros del Dash-2

El Dash-2, presentado en la figura 4.2, surgió de la necesidad de adelantar el ala, manifestada por la estimación de pesos Clase I, así como de las dimensiones deficientes del tablero de instrumentos. El perfil lateral exterior de la aeronave no cambió, de modo que los cambios descritos a continuación solo corresponden a la cabina de pilotos y pasajeros.

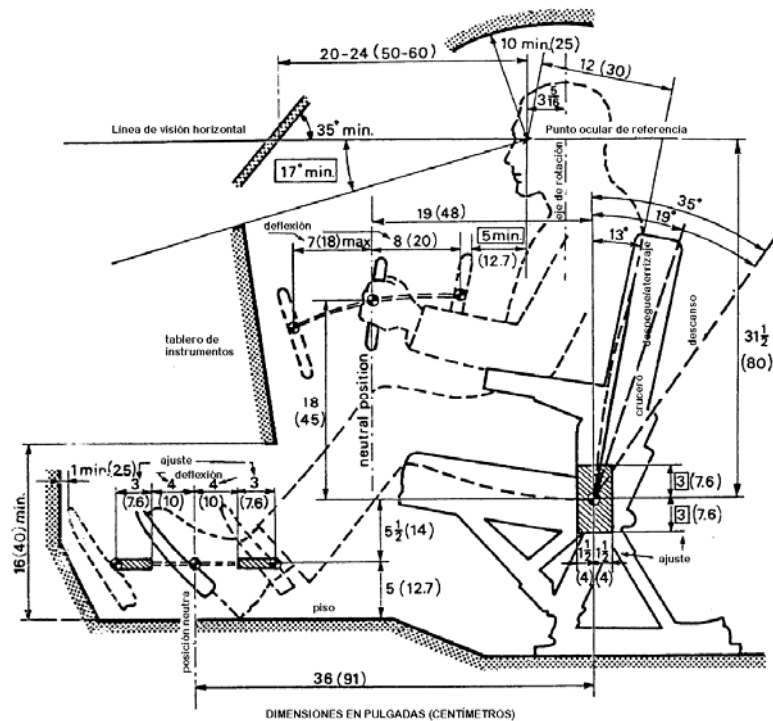


Figura 4.3 Elevación lateral para la cabina de aviones de transporte con volante de control [12]

Se decidió desechar la guía de dimensionamiento de la cabina obtenida de Stinton [8] y se utilizaron las dimensiones para la cabina de una aeronave con volante de control,

mostrada en la Figura 4.3, en lugar de columna de control. Se recorrió a la tripulación hacia atrás para dar cabida al nuevo tablero de instrumentos, cuyas dimensiones deberán alojar al equipo más voluminoso, que corresponde a un conjunto Avidyne Entegra, cuyo componente más voluminoso tiene una profundidad de 23.9 cm y una altura de 21.6 cm [41]; más adelante se describirá a detalle la selección del conjunto de instrumentos de vuelo y navegación.

A primera vista, en la vista lateral del Dash-2 (figura 4.2), el piloto parece estar posicionado correctamente respecto al nuevo tablero de instrumentos y parece haberse solucionado el problema; sin embargo, puede observarse que el desplazamiento hacia adelante del volante de control (y por tanto de la mano del piloto) literalmente está traspasando los límites físicos del tablero de control.

De igual manera, hay un gran volumen sin utilizar delante de los pies del piloto. Por último, el perfil del asiento y la posición del piloto dejan mucho que desear, dado que pareciera ir sentado en un asiento sin respaldo y obligado a arquear la espalda e inclinar la cabeza hacia atrás a fin de tener la mayor visibilidad posible hacia el exterior. La configuración actual propuesta no satisface los lineamientos para la geometría de la cabina de mando indicados en la figura 4.3, de modo que será necesario iterar la configuración del fuselaje.

Será necesario modificar las estaciones en la sección donde se encontrará el ala, a fin de no requerir carenados en la raíz, para alojar con comodidad a la tripulación en su nueva ubicación, respetando los lineamientos de la figura 4.3, y para solucionar las deficiencias en el modelado de la sección de cola.

4.3 Dash-3

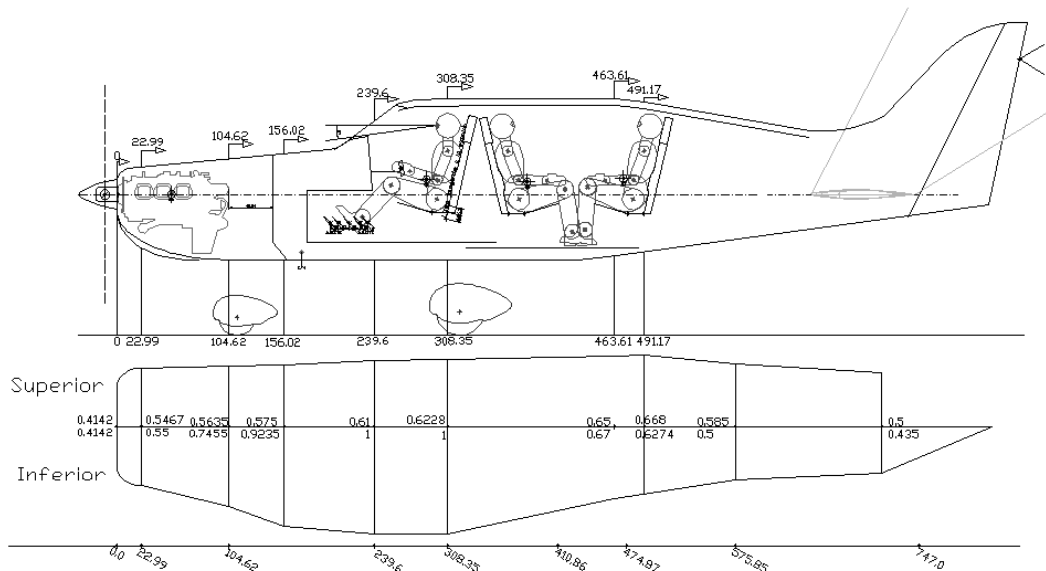


Figura 4.4 Dash-3: Vista lateral y gráfico de líneas auxiliares de control

Se presenta en la figura 4.4 la tercera iteración de la configuración, que consiste de la vista lateral y el gráfico de líneas auxiliares de control. El primer cambio más importante consiste en la redefinición de la parte superior de la vista lateral de la

aeronave, es decir, el perfil superior del carenado del motor, el parabrisas, y el “techo” de la cabina de mando y pasajeros hasta donde se une con el cono de cola.

El carenado del motor está definido por una recta en lugar de un segmento de arco, de igual manera con el parabrisas, que tiene una inclinación de 36° respecto a la línea horizontal de visión. En seguida, en la figura 4.5 se ilustra la definición del techo de la cabina de mando y pasajeros mediante dos curvas cónicas. La primera curva que define al techo es tangente al parabrisas, a 36° , y tiene un valor de $\rho = 0.85$, terminando en FS 419.09, con una tangencia a cero grados, misma que corresponde al inicio de la segunda curva, con un valor de $\rho = 0.8$, y que termina con una tangencia a 10° , dando lugar a la recta que define al cono de cola.



Figura 4.5 Definición del perfil del techo del Dash-3 mediante curvas cónicas

Esta modificación se realizó por las deficiencias inherentes a la excesiva simplificación de la disposición de los asientos y la necesidad de recorrer a la tripulación hacia atrás a fin de incluir el tablero de instrumentos correctamente dimensionado junto con los desplazamientos del volante para el control de cabeceo. De conservar el perfil lateral y la distribución de la curvatura del fuselaje del Dash-1 para las nuevas posiciones de los asientos, los pasajeros en la tercera fila, que ha pasado de FS 463.61 a FS 491.17 en el Dash-2, estarían en una posición demasiado incómoda, como se ilustra en la figura 4.6. Se está utilizando el mismo perfil superior que en el Dash-1.

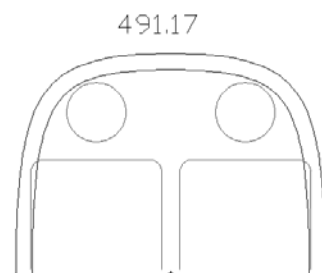
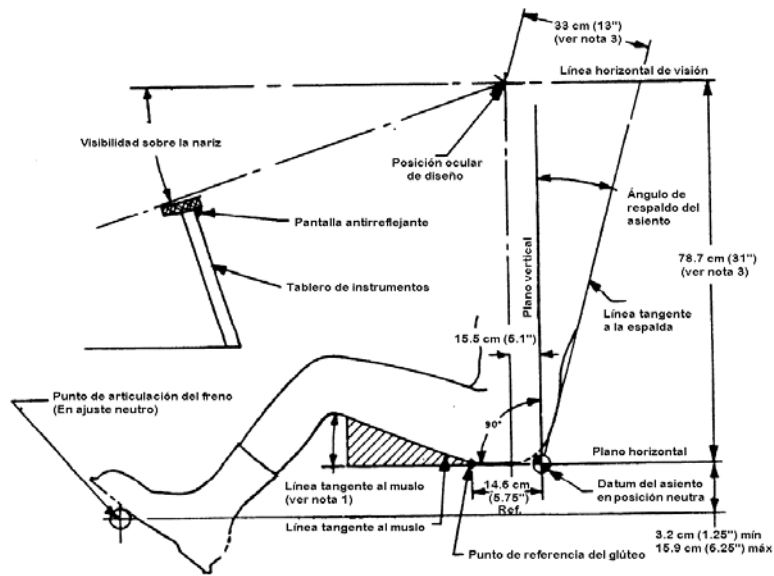


Figura 4.6 Detalle de la última fila de pasajeros del Dash-2

Se ha dimensionado la cabina del piloto de acuerdo con la figura 4.3. El tablero de instrumentos tiene ahora una altura de 50 cm y se le ha dado una inclinación de 6° respecto a la vertical a fin de facilitar su lectura. Se está indicando la posición del volante de control, los ajustes diagonales del asiento y la disposición de los pedales, así como sus posibles ajustes. Sin embargo, a pesar de que la figura 4.3 ofrece una guía en cuanto a distancias respecto a la posición del ojo del piloto, no ofrece una guía sobre cómo se apoyarán la espalda y las piernas de este sobre el asiento. Para complementar esta información se utilizó una especificación militar [42] pertinente a este dimensionamiento. Los lineamientos establecidos en esta especificación se presentan en la figura 4.7.



- NOTAS:
1. EL ÁNGULO DE TANGENCIA AL MUSLO DEBERÁ TENER UN VALOR MÍNIMO DE 5° Y UN MÁXIMO DE 20°
 2. LAS DIMENSIONES MOSTRADAS APLICAN A UN TRIPULANTE PROMEDIO Y CORRESPONDEN AL PUESTO DE PILOTAJE
 3. LAS DIMENSIONES ESTÁN BASADAS EN UN ÁNGULO DE RESPALDO DEL ASIENTO DE 13°. NO ES RECOMENDABLE UTILIZAR ÁNGULOS MENORES DE 13° PARA AERONAVES DE ALA FIJA.

Figura 4.7 Puntos de referencia del asiento [42]

A continuación se describen los puntos y líneas de referencia presentados en la figura 4.7:

- La línea tangente a la espalda está formada por un plano inclinado tangente a la espalda del tripulante en la región del tórax y los glúteos.
- La línea tangente inferior se muestra como un plano horizontal que es tangente a al asiento comprimido en los puntos donde las secciones posteriores de los glúteos y tórax, con vestimenta adecuada, hacen contacto con el almohadillado del asiento. La compresión corresponderá a la que se experimentará con un tripulante de dimensiones y masa promedio a un factor de carga de 1g.
- El punto de referencia, o datum del asiento es la intersección de la línea tangente a la espalda y la línea tangente inferior. Corresponderá al ajuste intermedio de la altura del asiento.
- El punto de referencia del glúteo es el límite delantero de la línea tangente inferior y representa los puntos de presión ubicados a 14.6 cm (5.75") delante del punto de referencia del asiento. Esto representa el área de mayor compresión del almohadillado bajo una carga vertical estática de 1g.
- La línea tangente al muslo es la línea promedio del asiento cuando está sentado el tripulante más pesado, y parte del punto de referencia del glúteo y se extiende hasta el borde delantero del asiento.

También se indica a nivel conceptual un soporte lumbar, que coincide con dicha región del piloto, indicada por el espacio entre las geometrías que representan el tórax y la cadera. Se está considerando que el respaldo de la cabeza está alineado con el respaldo del asiento, como se ilustra en la figura 4.8. A pesar de que la definición de este asiento proviene de una especificación militar, no corresponde a un asiento de, por ejemplo, un avión de caza (que generalmente son de expulsión, y los sistemas que les dan esta

característica los vuelven mucho más voluminosos); se trata de un asiento fijo, cuyo único desplazamiento corresponde a los ajustes de altura para el ocupante.

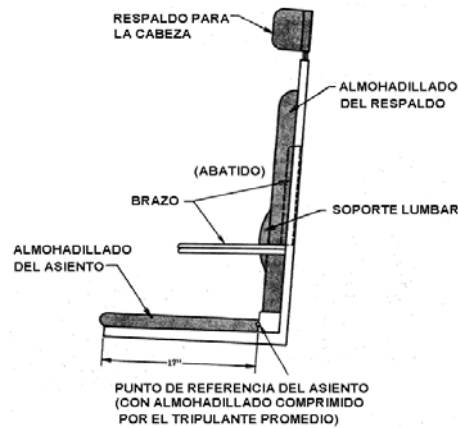


Figura 4.8 Características generales de un asiento para aeronaves de ala fija [43]

Se utilizará un ajuste diagonal para el asiento, que corresponderá a 6.3 cm de desplazamiento hacia arriba y abajo, con el objetivo de mantener el punto de referencia ocular del piloto en su posición de diseño, sin importar su estatura, y sin disminuir su capacidad de accionar los controles de vuelo [42]. Se está considerando solamente el eje de rotación del pedal, y no del freno, como posición de referencia para ubicar los pies del piloto.

Se está proponiendo un espesor total del respaldo del asiento de 6.6 cm incluyendo el espesor estructural, considerando que Stinton [10] recomienda 5 cm (2 pulg.) para el almohadillado del respaldo. Se observa en la vista lateral presentada en la figura 4.4 que hay espacio suficiente entre los asientos para proponer un mayor espesor estructural, particularmente en la base del respaldo, donde se requerirá la mayor resistencia estructural si se considera como una viga empotrada. No se está proponiendo un espesor del almohadillado correspondiente al cubo del asiento; se está considerando que la altura de punto ocular de referencia corresponde a la obtenida con la compresión del almohadillado, como se definió en los puntos anteriores. Los espesores finales del asiento deberán determinarse durante la fase de diseño de detalle. Por último, se está dando una longitud y ancho del cubo del asiento de 46 cm (18"). Aún no se propone la geometría de los cinturones de seguridad.

El segundo cambio más importante que se está proponiendo es una nueva distribución del gráfico de líneas auxiliares de control (ver Sección 3.5.3.1), definida por el valor de ρ a lo largo del fuselaje, como se observa en la sección inferior de la figura 4.9. En general se observa que el valor de ρ se ha incrementado principalmente en el cuadrante inferior a fin de subsanar el problema de la unión entre el ala y el fuselaje, y se ilustra esta variación de ρ en las secciones del fuselaje presentadas en la misma figura. A continuación se presentan los cambios y deficiencias de la iteración actual, organizados según estación del fuselaje.

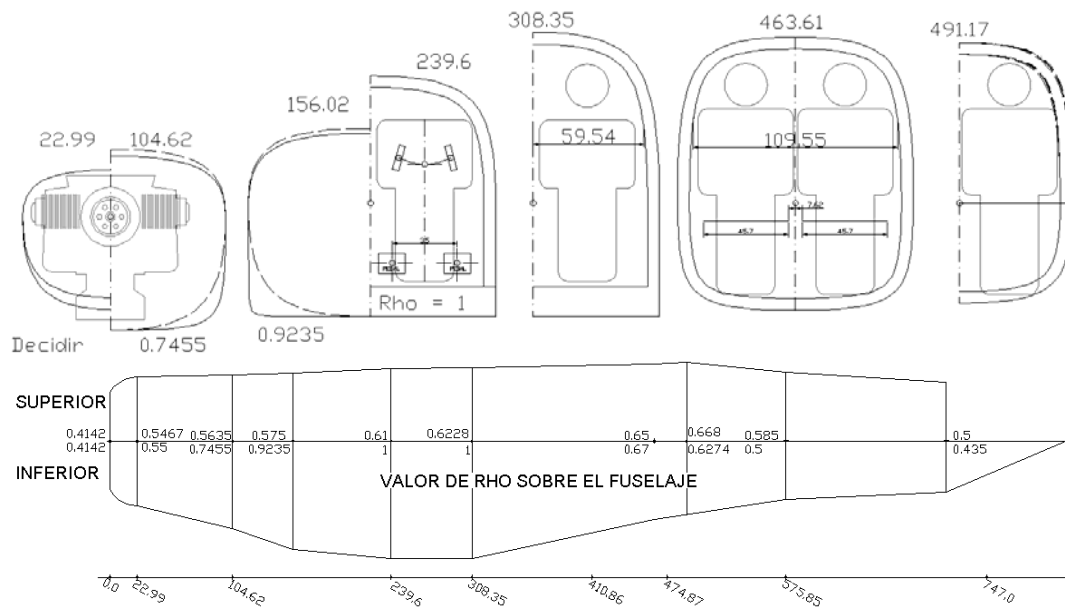


Figura 4.9 Estaciones representativas y gráfico de líneas auxiliares de control del Dash-3

Planta motriz FS 0.00 FS 156.02

- Se ha reducido la separación entre el motor y el cortafuego a 40% de la longitud del motor.
- Se ha incrementado el valor de ρ en el cuadrante inferior a partir de FS 104.62 (comparado con las secciones trazadas con líneas discontinuas) a fin de reducir la complicación en la unión del fuselaje y la raíz del ala. También se observa la reducción de altura del carenado tras su definición mediante una recta en lugar de un segmento de arco.

Cabina de mando FS 308.35

- Se están proponiendo los desplazamientos y ajustes de los pedales de acuerdo con la figura 4.3. También se está proponiendo una separación de 35 cm entre líneas de centros de los pedales (ver figura 4.7), pero es probable que esta separación deba reducirse puesto que se deberá considerar el canal central para los tendidos de los cables de control como se propone en el Dash-1, pero que por el momento no se ilustra en esta iteración.
- Se indica la posición de lo que será el volante de control. Se está dando una noción de sus dimensiones generales, pero esto deberá definirse durante el diseño de detalle.
- Se tendrá una separación horizontal entre asientos a la altura del cubo de 12.3 cm, donde [43] requiere un mínimo de 7.6 cm (3 pulg.). La distancia entre hombros es de 119 cm.
- Existen 32 cm de separación entre el cortafuego y la cuaderna delantera del cabina de mando (FS 177.58), justo enfrente de los pedales. No todo este espacio será necesario para los tendidos de los cables, poleas y manivelas de control provenientes del volante, de modo que será conveniente reducir esta separación.

Cabina de pasajeros FS 317.88 FS 491.17

- Los asientos de los pasajeros están dimensionados de la misma manera que el asiento del piloto, con la única diferencia de que no cuentan con ajustes. Se observa en la figura 4.4 que la inclinación del respaldo de la cabeza obliga a

separar los asientos del piloto y de la primera fila de pasajeros más de lo necesario.

- La segunda fila de pasajeros tiene una separación entre hombros de 109.6 cm y una separación entre asientos de 7.6 cm, pero la última fila no ofrece ninguna holgura para los hombros ni para la cabeza de sus ocupantes, a pesar de haberse cambiado el perfil del techo e incrementado el valor de ρ de 0.6354 en Dash-1 a 0.668 en Dash-3. Como se observa en la figura 4.4, se ha incrementado el valor de ρ para el cuadrante superior sobre este segmento del fuselaje; pero debe recordarse que la variación de este parámetro debe ser suave a fin de generar una envolvente currentilínea. Se observa claramente en la figura 4.4 que no está lográndose dicha variación suave.

Ala FS 243.61 FS 396.83

- Se está suprimiendo temporalmente el ala del dibujo. Al saber que será necesario moverla hacia delante, se ha incrementado el valor de ρ en el cuadrante inferior del fuselaje hasta un valor de uno, volviéndolo un rectángulo.

Conjunto de cola FS 681.49 FS 847.85

- Se ha utilizado el perfil superior del Dash-1 y por tanto no se ha resuelto aún la problemática de la unión de la sección de cola con el empenaje vertical.

4.4 Dash-4

Se han integrado en esta iteración algunas de las lecciones aprendidas de Dash-3. La distribución del valor de ρ para el cuadrante superior ha sido modificada, habiendo incrementado su valor para varias estaciones a fin de solucionar los problemas de ergonomía e integración del ala con el fuselaje.

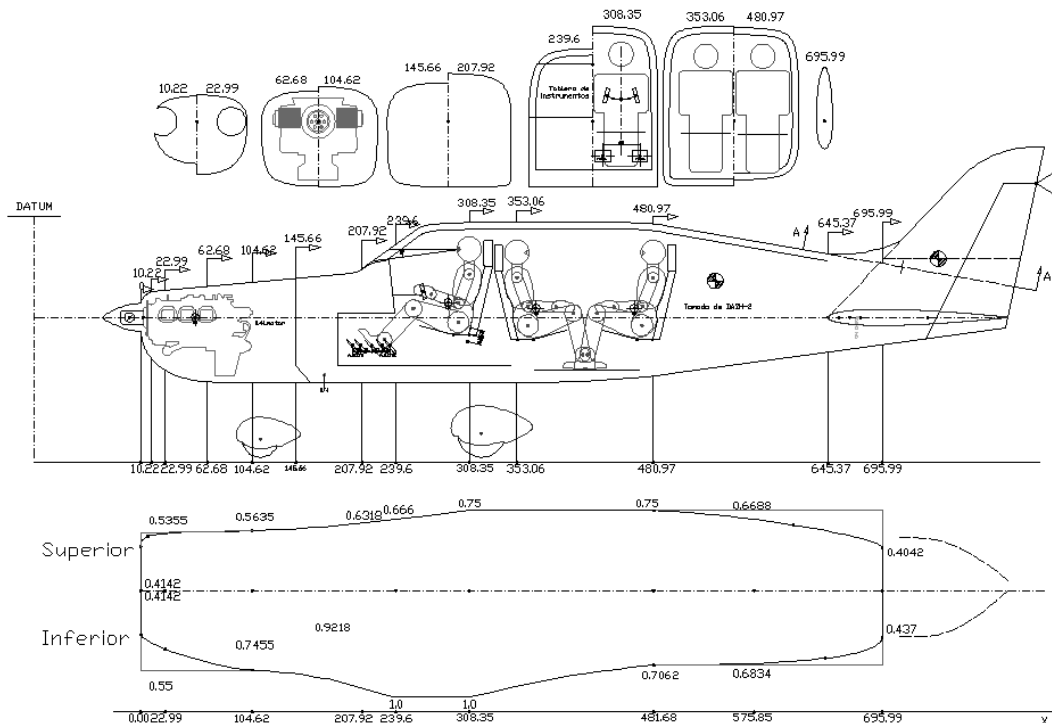


Figura 4.10 Dash-4: Estaciones representativas, vista lateral y líneas auxiliares de control

Planta motriz FS 0.0 FS 104.62

Gráfico de líneas auxiliares de control:

- Para el cuadrante inferior y superior, las líneas auxiliares de control están definidas con curvas cónicas.

Perfil lateral:

- Sigue utilizándose la suposición de que la bancada se extenderá desde el cortafuego en un 40% de la longitud total del motor. Se observa en la figura 4.8 el gran volumen sin aprovechar entre el cortafuego y la cuaderna delantera de la cabina de mando, delante de los pedales.

Cabina de mando - cabina de pasajeros FS 239.6 FS 480.97

Gráfico de líneas auxiliares de control:

- Se ha utilizado un valor de ρ de 0.75 en el cuadrante superior a fin de resolver los problemas de separación entre hombros. El valor de ρ para el perfil inferior se ha incrementado hasta 1 a partir de FS 239.6 para eliminar el problema de la unión de la raíz del ala con el fuselaje.

Perfil lateral:

- En cuanto a los asientos, se ha tomado la libertad de rotar el respaldo para la cabeza, permitiendo reducir el espacio entre los respaldos de los asientos. El piloto deberá llevar la mirada y la cabeza erguidas, como se ilustra en la figura 4.3; la especificación militar que rige la disposición del asiento constituye una guía y por tanto podrá permitirse esta modificación al respaldo de la cabeza. Se tienen 109 cm de distancia entre hombros para los pilotos.
- A diferencia de las iteraciones anteriores, el asiento del piloto estará ligeramente más elevado (4.5 cm) respecto a los de los pasajeros a fin de brindar suficiente visibilidad sobre la nariz. Se tienen 120 cm de separación entre hombros en la fila intermedia de pasajeros, mientras que en la última fila se tienen 107.5 cm.
- Se presenta en la figura 4.11 la disposición del piloto de acuerdo con los lineamientos presentados en las figuras 4.3, 4.7 y 4.8. La figura 4.12 ilustra el objetivo de brindar una provisión para ajustes diagonales del asiento, comparando la posición neutra para un tripulante de estatura promedio, el ajuste superior para un tripulante pequeño, y el ajuste inferior para el tripulante más alto. Se observa que la disposición del asiento, tablero de control y pedales permitirá que los tripulantes de todas las estaturas tengan suficiente visibilidad hacia el exterior, evidenciada por el ángulo de visibilidad sobre la nariz no menor de 8 grados, y libertad para accionar los controles con suficiente comodidad durante la operación de la aeronave, evidenciados por la proximidad de manos y pies al volante de control y pedales.

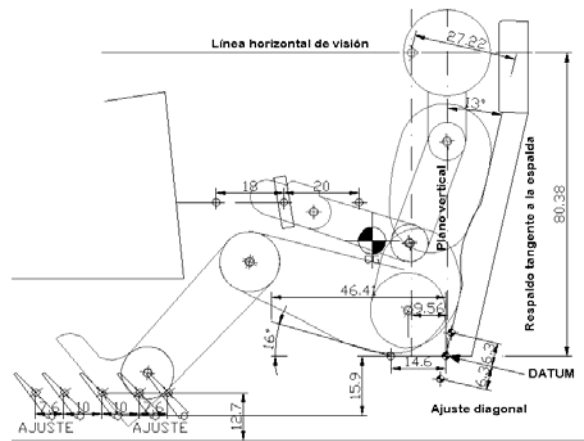


Figura 4.11 Disposición del asiento del piloto del Dash-4 basada en las referencias [12] y [42]

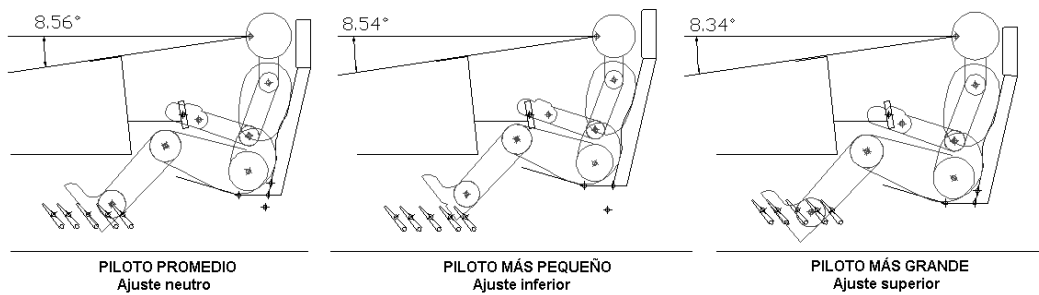


Figura 4.12 Verificación de los ajustes del asiento del Dash-4

Cono de cola/empenaje vertical FS 480.97 FS 847.85

Gráfico de líneas auxiliares de control:

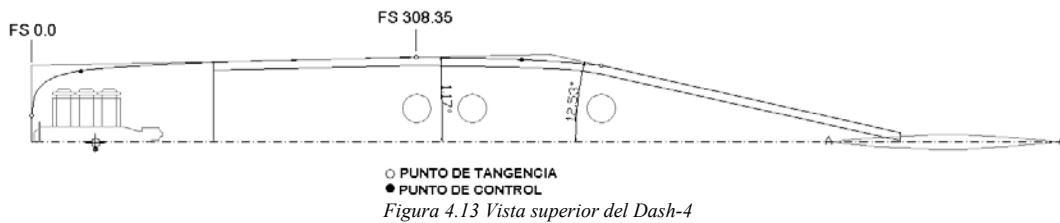
- Las líneas auxiliares de control del cuadrante superior e inferior se han definido mediante curvas cónicas.
- La distribución de ρ para el cuadrante inferior es prácticamente la misma que en el Dash-3. Como consecuencia del valor de 1 en este cuadrante, se requiere una transición gradual a los valores menores de ρ para el cono de cola. En el cuadrante inferior de FS 480.97, el valor de ρ es de 0.7062, lo que genera una curva más amplia de lo necesario, puesto que todo este volumen está detrás de los pies de los pasajeros, volviéndolo un desperdicio de material.
- En FS 575.85, ρ se ha reducido para el cuadrante superior a un valor de 0.6688, hasta alcanzar un valor de 0.4042 en FS 695.99, que corresponde a la unión de la pendiente superior del cono de cola con el empenaje vertical.

Perfil lateral:

- En esta iteración, la raíz del empenaje vertical está definiéndose a partir de la línea de centros en lugar de debajo de ella.

La vista superior del fuselaje está definiéndose mediante dos curvas cónicas y una recta, en lugar de utilizar segmentos de arco, *splines* y rectas. Se observa en la figura 4.13 que la vista superior comienza por una curva cónica, cuya tangente inicial es a 90° en FS 0.0 y su tangente final es a 181° , concatenándose en FS 308.35 a otra cónica que termina con una tangente a 12.5° respecto a la línea de centros para formar el cono de cola. El fuselaje comienza siendo un cuerpo romo, pero en lugar de ser una ojiva que se va haciendo angosta hacia el final más bien se ensancha y su máxima sección es precisamente justo antes de la última fila de pasajeros, recordando que este espesor no

representa la separación entre hombros, pero aún así hay que favorecer el espesor a la altura de la línea de referencia del fuselaje, lo que explica la tangencia de 1° en FS 308.35. No se está manifestando aún la posición del ala puesto que el mayor problema es el fuselaje.



Para el alisamiento dorsal del empenaje vertical se ha intentado una definición distinta a la del Dash-1, que consiste de tomar una sección del empenaje vertical, en este caso la sección A-A, ilustrada en la figura 4.14. La línea A-A es la pendiente superior del cono de cola que intersecta al empenaje vertical, y la forma de esta sección se obtuvo a partir de los espesores locales de los perfiles aerodinámicos del empenaje intersectados por A-A. Dado que el alisamiento dorsal comienza *antes* del borde de ataque del empenaje vertical, la sección A-A fue extendida hasta FS 645.37 mediante dos curvas cónicas “equivalentes” concatenadas a la sección original en FS 714.65, a fin de brindar una trayectoria para el alisamiento.

Como se ilustra en la parte inferior de la figura 4.14, el siguiente paso en este intento consistió en definir una línea auxiliar para el alisamiento, que parte de FS 645.37 con una inclinación pronunciada. Para crear una sección transversal del alisamiento se construyó un polígono de control definido por un triángulo isósceles, cuya base corresponde al espesor local de A-A, y su vértice toca a la línea auxiliar ya definida, lo que explica su inclinación. Justo debajo de la sección transversal del alisamiento, se observa que se está representando la sección transversal del empenaje vertical mediante dos curvas cónicas “equivalentes”, tomando como referencia la sección generada por los espesores locales de los perfiles intersectados por FS 695.99. Finalmente, se propuso una línea en la cual las secciones del alisamiento debían unirse al empenaje, ligeramente debajo de la pendiente superior del cono de cola.

Sin embargo, se observa que hay un espacio considerable entre la sección del alisamiento y la del empenaje vertical, y por tanto es de esperarse que este sea el caso para todas las demás secciones del alisamiento. Se reitera que el objetivo es concatenar las superficies que generan al cono de cola, el empenaje vertical y el alisamiento dorsal, a fin de ofrecer una superficie sin irregularidades.

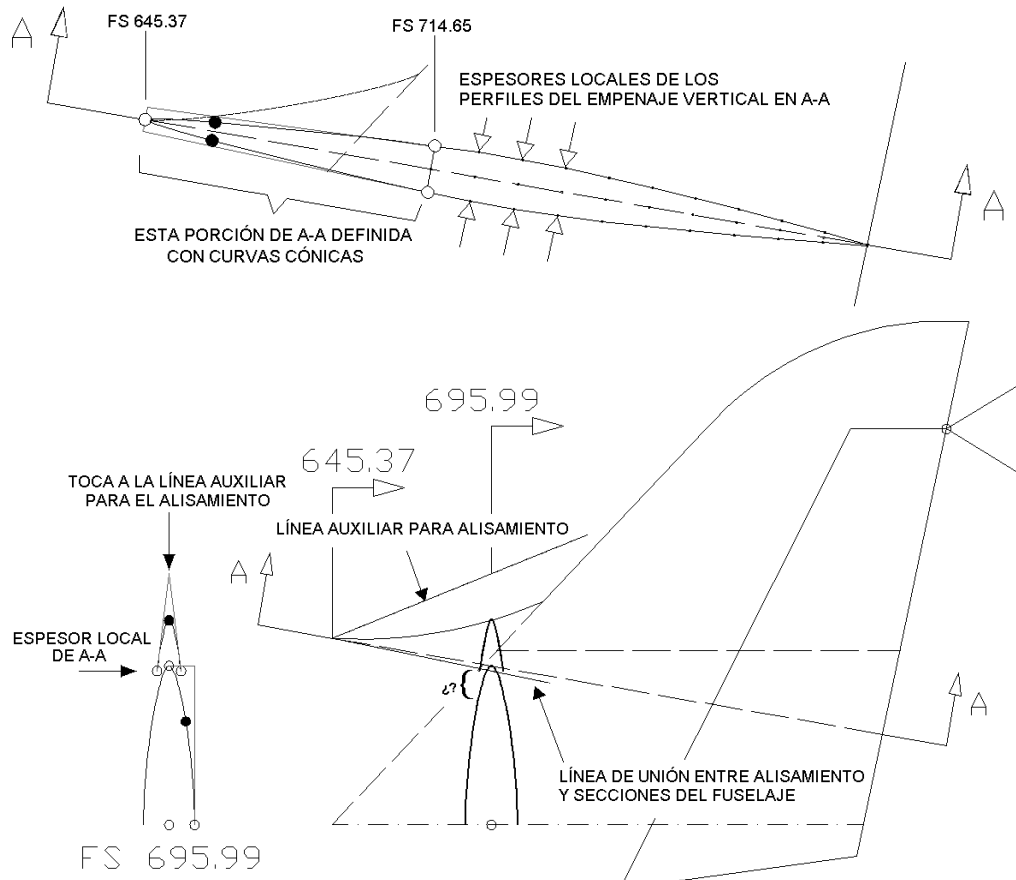


Figura 4.14 Detalle de la sección de cola del Dash-4

4.5 Dash-5

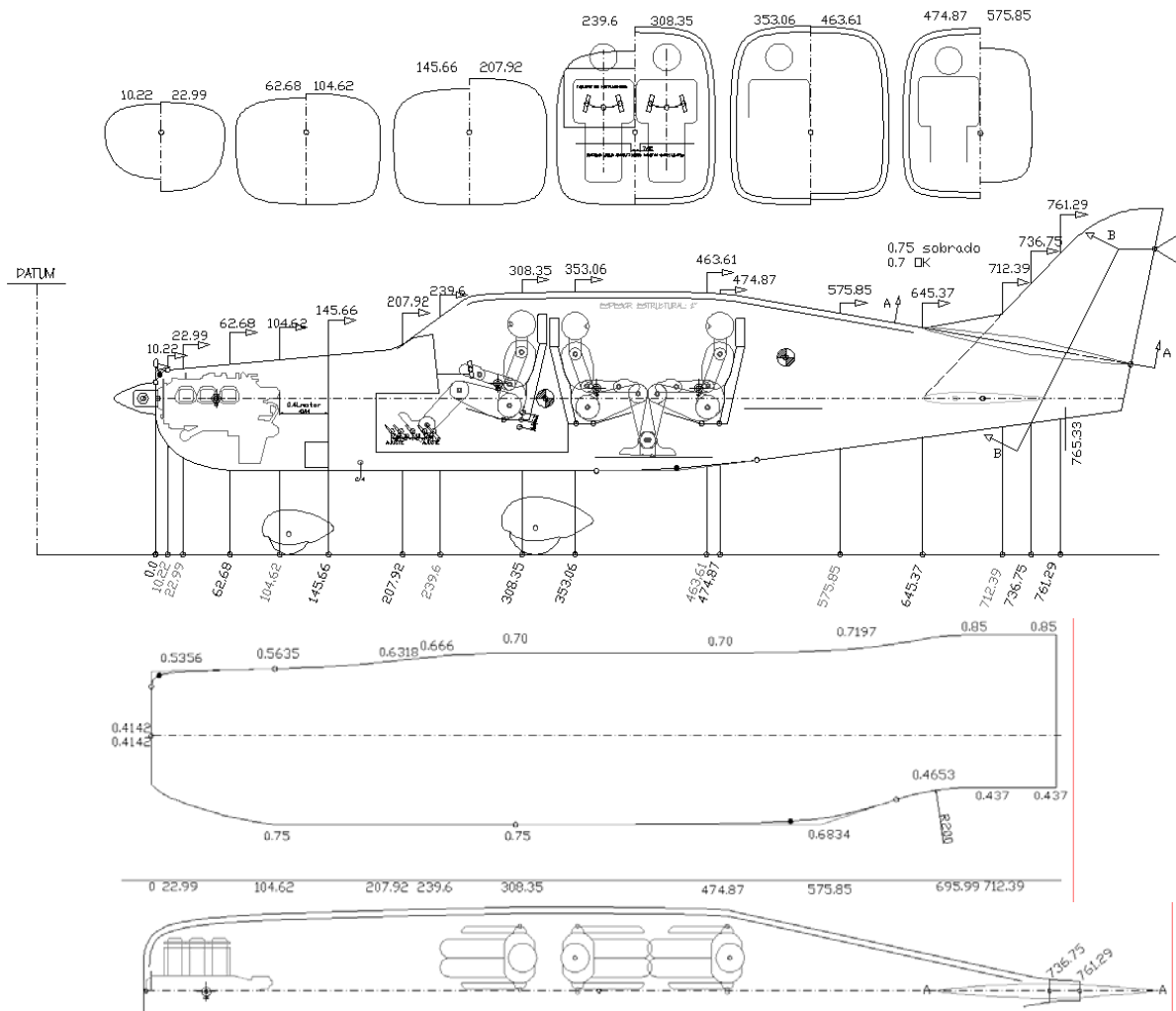


Figura 4.15 Dash-5: Estaciones representativas, vista lateral, líneas auxiliares de control y vista superior

Planta motriz FS 0.00 FS 156.02

Gráfico de líneas auxiliares de control:

- Para el cuadrante inferior a partir de FS 104.62, se utiliza un valor de ρ de 0.75, suponiendo que $C/4$ de la raíz estará entre el cortafuego y los pedales. Se ha descartado el uso de un valor de uno para ρ .

Perfil lateral:

- El volumen entre el cortafuego y la sección delantera de la cabina de pilotos sigue sin modificarse.

Cabina de mando – Cabina de pasajeros FS 207.92 FS 474.87

Gráfico de líneas auxiliares de control:

- El valor de 0.75 para ρ en el cuadrante inferior continúa desde el carenado del motor hasta FS 308.35, a la altura del piloto.
- En el cuadrante superior, el valor de ρ incrementa a 0.7 para brindar mayor espacio entre los hombros.
- Justo después de la cabina de mando, el valor de ρ para el cuadrante inferior comienza a reducirse lentamente gracias a la definición de este segmento del gráfico mediante una curva cónica.

- El valor de ρ para el cuadrante superior se mantiene en 0.7.

Perfil lateral:

- Se ha reducido el espesor estructural a 2 pulgadas (5 cm), como medida para mitigar la cuestión de ergonomía.
- Se ha reducido aún más la separación entre los asientos de los pasajeros para limitar el desplazamiento del centro de gravedad. La definición del techo de la aeronave mediante dos curvas cónicas provee una holgura más generosa sobre las cabezas de la tripulación.

Vista superior:

- Nuevamente la vista superior está construyéndose mediante una sucesión de curvas cónicas, manteniendo las mismas posiciones sobre el fuselaje de los puntos de tangencia y de control, con la diferencia de que se han rotado estos puntos de tangencia a fin de brindar un mayor espesor a la estación de la última fila de pasajeros, aunque esta configuración aún podría tener una mejor forma currentilínea.

Cono de cola FS 474.87 FS 645.37

Gráfico de líneas auxiliares de control:

- El valor de ρ para el cuadrante inferior se reduce de manera gradual gracias al trazado de la línea auxiliar de control desde el puesto del piloto con una cónica y un segmento de arco; sin embargo, dicha reducción ha sido mal manejada hasta el momento, puesto que nuevamente, el valor de ρ es muy elevado detrás de los pies de los últimos pasajeros, repitiendo el error en la iteración anterior de proponer demasiado volumen donde no se necesita.
- El valor de ρ en el cuadrante superior comienza a incrementar paulatinamente en FS 474.87.

Empenaje vertical FS 645.37 FS 736.75

Gráfico de líneas auxiliares de control:

- El valor de ρ para el cuadrante inferior se reduce cada vez más hasta que en FS 693.44 alcanza un valor de 0.437, que se mantendrá hasta el final del empenaje vertical.
- Para el cuadrante superior, el valor de ρ ha alcanzado un valor de 0.8 y sigue incrementando hasta FS 695.99 donde alcanza un valor de 0.85, a fin de generar una superficie plana sobre la cual estará el empenaje vertical, lo que significa que en esta iteración se ha desechado totalmente la idea de fundir el cono de cola con el empenaje vertical a fin de simplificar el modelado de la geometría.

Perfil lateral y secciones transversales:

- Se está utilizando nuevamente una serie de curvas cónicas “equivalentes” para definir suavemente la transición del cono de cola al empenaje vertical mediante el alisamiento dorsal. Este alisamiento se ha definido mediante una recta en vez de un segmento de arco en iteraciones anteriores, y combinado con la superficie plana generada en el cuadrante superior de las secciones del cono de cola, se definen secciones del alisamiento desde FS 645.37 hasta FS 736.75. Se observa en la figura 4.16 que las secciones transversales de este alisamiento tocan a las secciones del cono de cola en los puntos definidos por la sección A-A, retomada de la iteración anterior.
- Por último, la sección B-B ilustra cómo se verá por detrás la terminación del cono de cola y el empenaje vertical, evidenciando que, además de la resistencia por superficie posterior del cono de cola generada por su baja relación de esbeltez, la superficie sombreada de la sección B-B contribuirá aún más a esta fracción de la resistencia parásita de la aeronave.

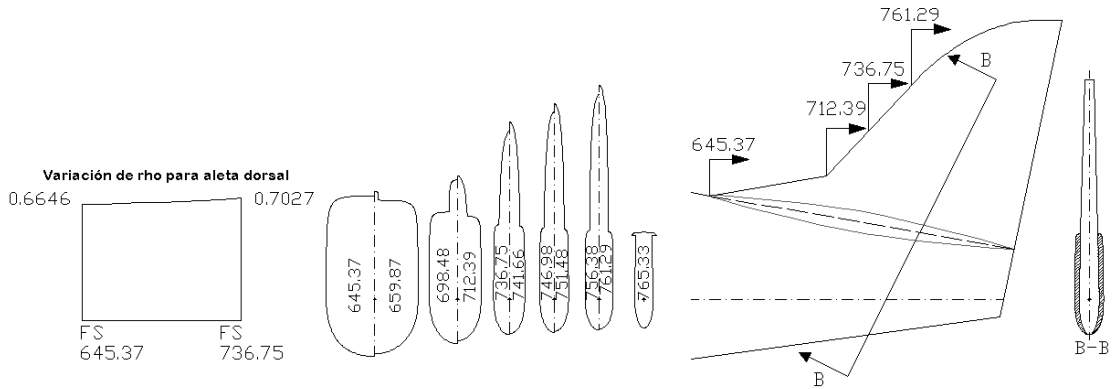


Figura 4.16 Alisamiento del empenaje vertical del Dash-5

Casi todas las secciones del fuselaje de esta iteración se caracterizan por emplear valores elevados de ρ para sus cuadrantes superior e inferior. A pesar de que esto es benéfico en términos de ergonomía y favorece una unión más sencilla entre el fuselaje y la raíz del ala, es necesario considerar las secciones propuestas en iteraciones anteriores a fin de tomar decisiones sobre cual será la mejor solución.

La figura 4.17 presenta una comparación de las secciones más representativas del Dash-1 y el Dash-5, correspondientes a la sección de nariz, cabina de pilotos, de pasajeros y el cono de cola. Las secciones deben ofrecer suficiente área para alojar a la tripulación y componentes internos, pero deben tener un perímetro moderado a fin de que en conjunto, las secciones del fuselaje generen una menor superficie húmeda, y en consecuencia menor resistencia por fricción y menor peso; dichas consideraciones son conflictivas puesto que el perímetro es afectado directamente por el área de la sección.

Se observa en las secciones a comparar que para el Dash-5 se está favoreciendo que tanto el cuadrante superior como el inferior sean definidos por hipérbolas, lo que abarca gran parte del polígono de control y ofrece una gran área, con la desventaja de tener un gran perímetro, aunque es necesario para ofrecer mayor comodidad a los pasajeros tanto para cabeza y hombros como para los pies. Deberá adaptarse el gráfico de líneas auxiliares de control de tal manera que los valores elevados de ρ no se extiendan más allá de las estaciones donde son necesarios.

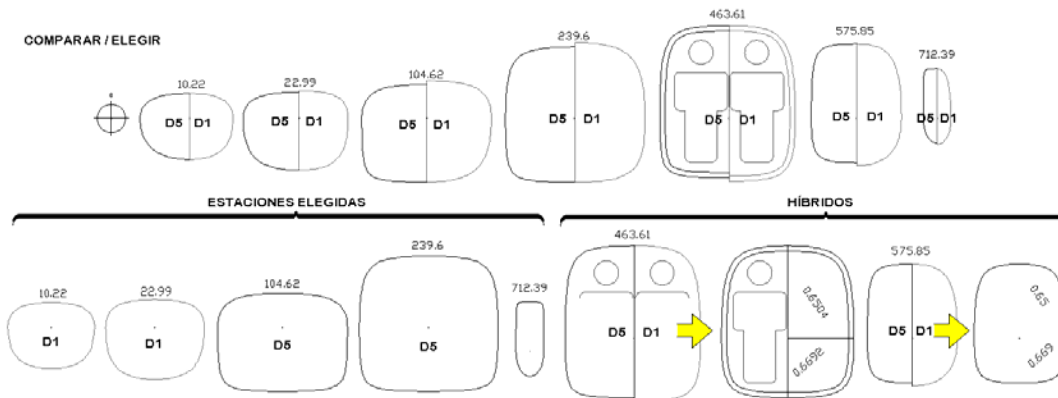


Figura 4.17 Comparación entre secciones transversales del Dash-1 y el Dash-5

Finalmente, en la parte inferior de la figura 4.16 se presentan las secciones elegidas para la siguiente iteración, incluyendo dos pares de secciones convertidas en “híbridos” al proponer valores intermedios de ρ (considerando los valores de cada par de estaciones) como guía para la siguiente iteración.

4.6 Dash-6

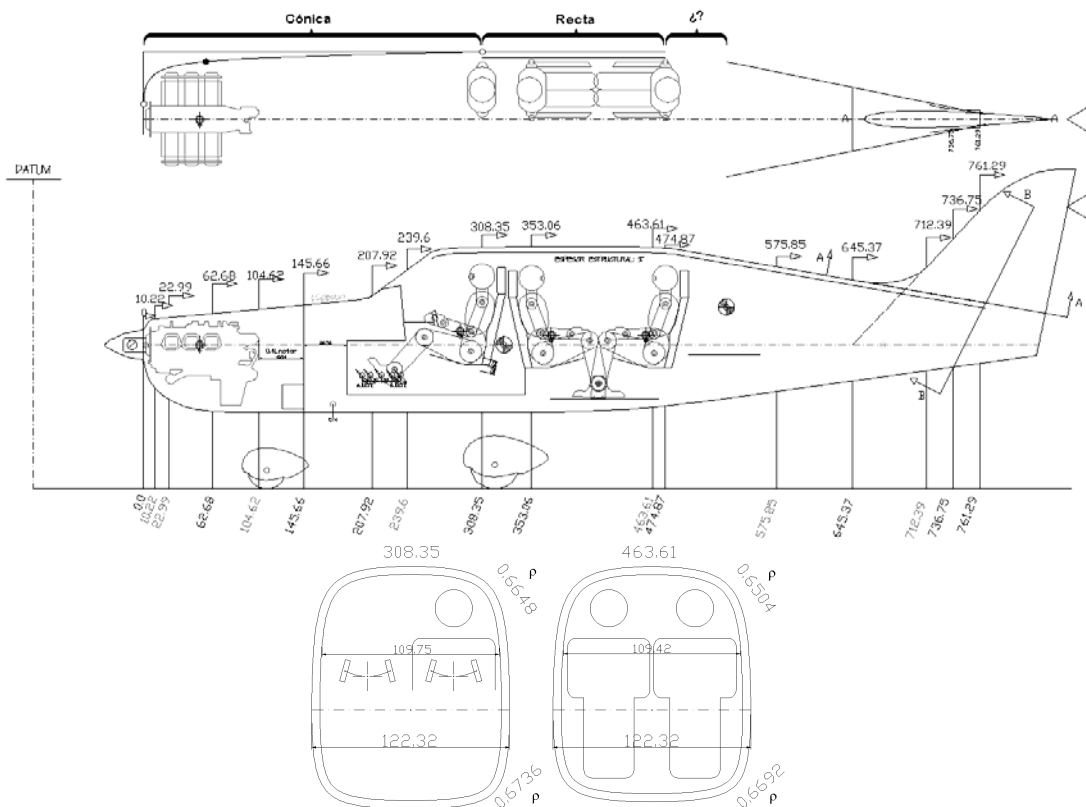


Figura 4.18 Dash-6: Vista superior, lateral y estaciones críticas

Se presenta la sexta iteración de la configuración en la figura 4.18. Se está omitiendo el gráfico de líneas auxiliares de control puesto que se están utilizando los valores “híbridos” para las estaciones de la tripulación, mientras que el plano está trabajándose a partir de las secciones transversales, a fin de tener mayor control de sus espesores y separación entre los hombros.

Planta motriz – Cabina de mando FS 0.0 FS 308.35

Vista superior:

- Definida en este segmento mediante una cónica con tangente a 90° en FS 0.0 y a cero grados en FS 308.35.

Sección transversal:

- La cabina de mando ofrece 109.75 cm de separación entre hombros, y está utilizando valores “híbridos” de ρ para el cuadrante superior e inferior.

Cabina de mando – Última fila de asientos FS 308.35 FS 474.87

Vista superior:

- Definida en este segmento mediante una recta a cero grados, a fin de brindar un espesor constante a la altura de la línea de referencia del fuselaje y por tanto una separación entre hombros más uniforme.

Sección transversal:

- La sección de la última fila de asientos ofrece 109.42 cm de espacio entre hombros, gracias al espesor constante del fuselaje y al uso de un valor de ρ similar (ligeramente menor) al de la cabina de mando.

Última fila de asientos – Cono de cola FS 474.87 FS 530.75

Vista superior:

- La entidad faltante en este segmento será una curva cónica, concatenada a cero y 12.5° con el fuselaje y el cono de cola, respectivamente.

Cono de cola – Empenaje vertical FS 530.75 FS 847.85

Vista lateral:

- El alisamiento dorsal del empenaje vertical no deberá definirse más allá del segmento de arco que lo define, a diferencia de la definición anterior que abarca desde su inicio hasta FS 736.75, más allá de donde termina.
- El cono de cola conserva su forma y terminación abrupta, como la del Dash-5.

Se tomarán las lecciones aprendidas en las iteraciones ya presentadas y se combinarán en una nueva configuración, que retomará el concepto original de diseño.

4.7 Híbrido

Como se indica en la figura 4.19, se ha obtenido mayor conocimiento sobre la geometría de la aeronave gracias a las iteraciones realizadas hasta ahora, en términos de la progresión de su curvatura, la distribución interna de sus elementos, y la resolución de las complicaciones inherentes a la fusión del cono de cola con el empenaje vertical. Estas iteraciones constituyen la segunda divergencia en el proceso de diseño, y han servido para condensar las soluciones a los problemas encontrados durante la concepción de la nueva aeronave.

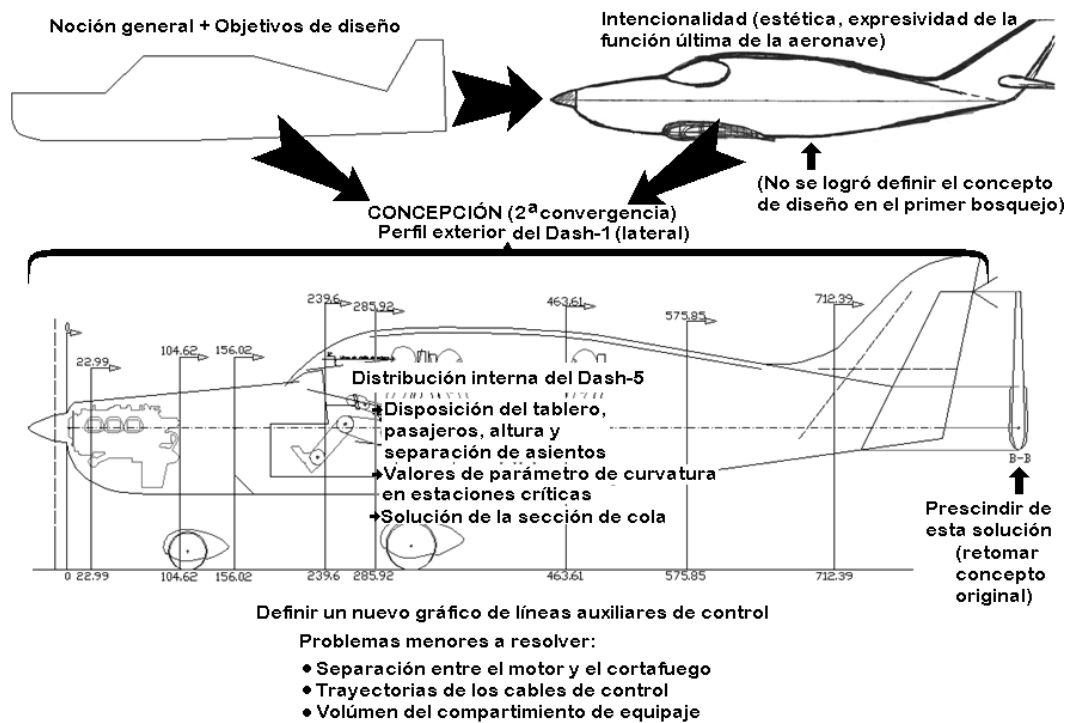


Figura 4.19 Segunda convergencia

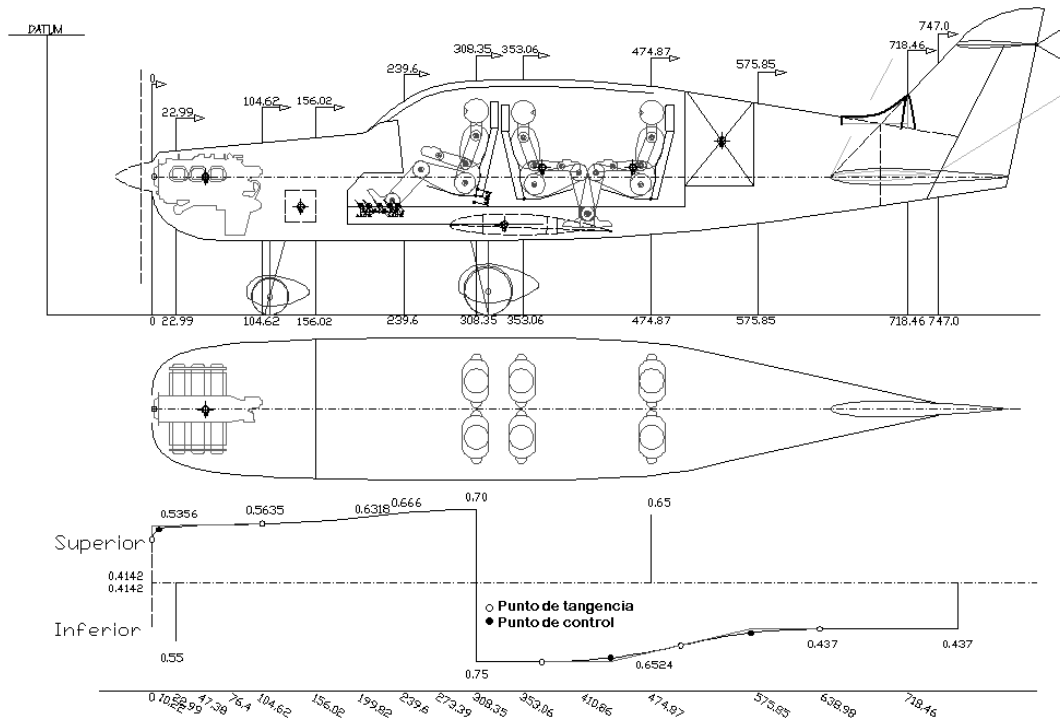


Figura 4.20 Plano “híbrido”: Vista lateral, superior y líneas auxiliares de control

La figura 4.20 presenta el plano “híbrido”, resultado de la convergencia de las decisiones tomadas en base a las iteraciones anteriores y las soluciones halladas a los problemas de la geometría y distribución interna. La primera y más importante decisión tomada es la de rescatar el concepto de diseño propuesto en Dash-1, dado que se han generado suficientes soluciones para retomar la geometría más compleja requerida por dicho concepto. Todas las demás decisiones derivan de retomar el concepto original, y se utilizará como base para las siguientes iteraciones. El plano híbrido se describe a continuación:

Planta motriz FS 0.0 FS 156.02

Vista lateral:

- De las iteraciones anteriores, se ha conservado el perfil superior del carenado del motor, definido mediante una recta en lugar de un segmento de arco, considerando la facilidad que ofrece para concatenarla a las curvas cónicas utilizadas para definir el inicio del carenado de FS 0.0 a FS 10.22 en la parte superior, y de FS 0.0 a FS 76.4 en la parte inferior, seguido de una recta horizontal que se extiende más allá de FS 156.02. Más adelante se ilustrará la definición final de las entidades geométricas de la vista lateral y superior.

Vista superior:

- El perfil del fuselaje en planta está definido por una curva cónica, que en FS 0.0 tiene una tangencia a 90° , y se extiende más allá de FS 156.02.

Gráfico de líneas auxiliares de control:

- Para el cuadrante superior, se está conservando la distribución de ρ de Dash-5 a lo largo del carenado del motor y más allá. Solamente se está proponiendo un valor de ρ para el perfil inferior en FS 22.99, debiendo redefinirse el gráfico, puesto que está proponiéndose un valor elevado de ρ mucho antes de donde se necesita, cuestión que desea evitarse.

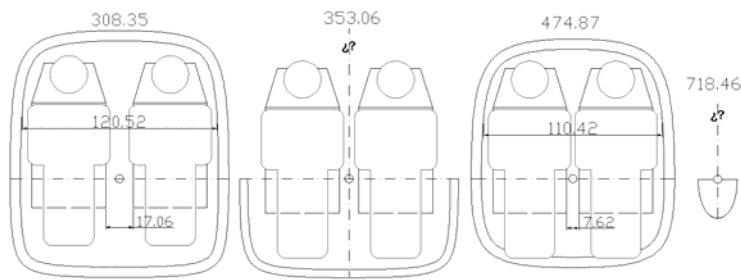


Figura 4.21 Estaciones representativas del fuselaje para el plano híbrido

Se describen las estaciones representativas, presentadas en la figura 4.21, además del perfil lateral en la sección de cabina.

Cabina de mando – Cabina de pasajeros FS 156.02 FS 474.87

Vista lateral:

- La recta que define al perfil superior del carenado del motor termina en FS 305.98, dando lugar a un *spline* de manipulación libre, dibujado en base a los puntos máximos y mínimos de las entidades que conformaban al parabrisas y techo del Dash-1.
- La horizontal que define al perfil inferior del carenado del motor termina en FS 257.53, y da lugar a una curva cónica que define la sección restante del “vientre” de la aeronave, y se extiende más allá de FS 474.87, definiendo también al perfil inferior del cono de cola.

Vista superior:

- La curva cónica con la que comienza la nariz termina en FS 308.35, a la altura del piloto, seguida de una recta horizontal que termina en la fila intermedia de pasajeros, en FS 353.06 (en lugar de terminar en la última fila como en el Dash-6), dando lugar a una curva cónica que comienza a definir el cambio de pendiente que genera al cono de cola, y se extiende más allá de FS 474.87.

Vista lateral y secciones transversales:

Se ha tomado la distribución interna del Dash-5, que incluye:

- El tablero de instrumentos, la disposición del piloto y los pedales, respetando los requerimientos de ergonomía ya establecidos.
- Asiento según Milspec [42], [43], con ajustes diagonales para el piloto y copiloto, y fijos para los pasajeros.
- Alturas de los asientos tomadas del Dash-5.
- Separación total entre hombros para piloto y copiloto de 120.5 cm, y de 110.4 cm para la última fila de pasajeros; aún no se define el cuadrante superior de FS 353.06 (su valor de separación entre hombros será un valor intermedio, y por tanto aceptable). Dichos valores de separación entre hombros son competitivos respecto al Piper 6X (ver tabla 3.3).
- Se ha retomado la estimación conservadora del espesor estructural de 6.35 cm (2.5 pulg.) a fin de evitar complicaciones posteriores.

Gráfico de líneas auxiliares de control:

- A la altura del piloto en FS 308.35, para el cuadrante superior está conservándose el valor propuesto en Dash-5 de 0.70, por dar prioridad a la comodidad del piloto, y proponiendo un siguiente valor de 0.65 hasta la última fila de pasajeros en FS 474.87, considerando que esta reducción es posible dado que los pasajeros están más abajo que los pilotos. Se propondrá una transición

suave entre estos dos valores, concatenada con los valores de ρ para el cono de cola.

- Para el cuadrante inferior, se utiliza en FS 308.35 el valor de 0.75 propuesto en Dash-5, a fin de favorecer la unión ala-fuselaje, y se mantiene solamente hasta FS 370.47, a partir de donde se observa el inicio de una curva cónica que se extenderá más allá de la última fila de pasajeros y describirá la variación restante de ρ , cuyo valor se reducirá considerablemente dado que no es necesario un gran volumen interno hacia el cono de cola.

Cono de cola – Empenaje vertical FS 474.87 FS 847.85

Vista lateral/secciones transversales:

- Se define un compartimiento de equipaje de FS 507.01 a FS 572.01, aunque no está validada su posición por una estimación más refinada del peso.
- Se han conservado el ángulo de la recta superior que define al cono de cola, y la curva cónica que define el perfil inferior del vientre y el cono de cola termina en FS 673.38, mejorando considerablemente la forma currentilínea de la aeronave respecto a las iteraciones anteriores; esta curva está concatenada a una recta con la inclinación original del Dash-1, rematando la cola.
- Se ha adoptado la solución de considerar la raíz del empenaje vertical a partir de la línea de referencia del fuselaje, mientras que las secciones debajo de esta línea de referencia serán definidas con cónicas, como se muestra en FS 718.46 en la figura 4.21.
- Derivando una solución de las iteraciones anteriores, la sección transversal final del alisamiento dorsal se obtendrá de la sección del empenaje vertical en FS 718.46, generando un valor de cónica “equivalente”, reduciéndolo hacia el principio del alisamiento en FS 656.29.

Vista superior:

- La curva cónica que define el cambio de pendiente que origina al cono de cola en planta, termina en FS 617.52, y está concatenada a una recta, que como las demás iteraciones, define el cono de cola mediante un ángulo de 25° al considerar la otra mitad respecto a la línea de centros. Esta recta toca al perfil de raíz del empenaje vertical en FS 747, donde termina el estabilizador vertical y comienza el timón de dirección, y marca la transición tan buscada para explotar las posibilidades geométricas que brindan los materiales compuestos.

Gráfico de líneas auxiliares de control:

- En el cuadrante inferior, la curva cónica que comenzó justo después de la fila intermedia de pasajeros, termina en FS 502.66 y está concatenada a otra cónica, de dimensiones idénticas a la primera, pero invertida, representando una curva continua con un punto de inflexión en la estación ya mencionada. Finalmente, la curva termina en FS 634.87 a cero grados, describiendo un valor de ρ de 0.437, que se mantiene hasta el final del empenaje vertical. La variación faltante para el cuadrante superior irá en decremento, habiendo desechado la definición del cono de cola mediante un gran valor de ρ , como se había hecho en iteraciones anteriores.

4.8 Dash-7/8/9

Se describirán de manera conjunta las últimas tres iteraciones del plano de trabajo, mostradas en la figura 4.22, ya que en esta última parte, los cambios más relevantes corresponden al Dash-9.

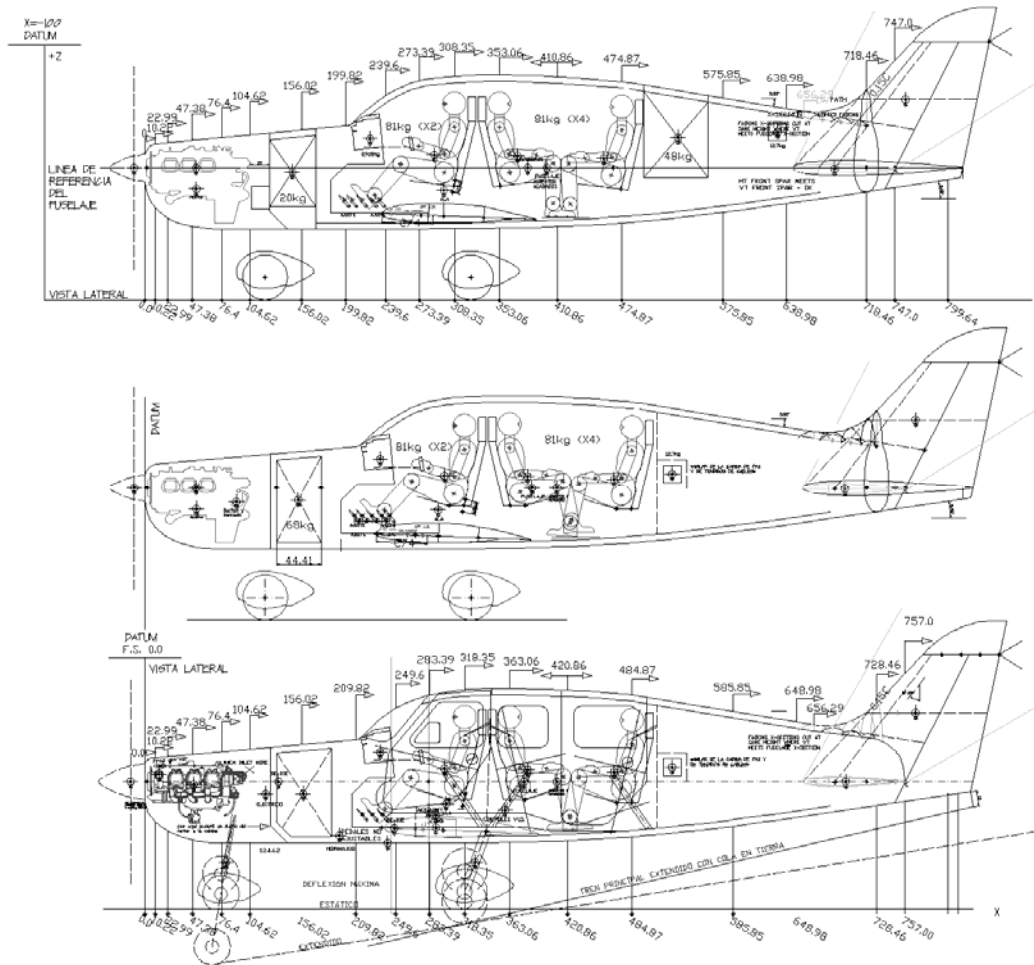


Figura 4.22 Dash-7/8/9: Vistas laterales

Dash-7:

- Se ha completado el gráfico de líneas auxiliares de control propuesto en el plano híbrido. Los segmentos faltantes se han definido mediante *splines* de manipulación libre, procurando generar una transición suave. El fuselaje (cono de cola) terminará antes de FS 766.2, dando paso al empenaje vertical, por lo que la extensión de la línea que define el valor de ρ después de esta estación no deberá tomarse en cuenta.
- Se han incluido los instrumentos de vuelo y navegación, dado su impacto en las dimensiones del tablero, la distribución de la cabina de mando y en el peso y balance de la aeronave. Para esto, se utilizaron las dimensiones y pesos de una combinación de instrumentos electrónicos y analógicos. En el caso de los sistemas electrónicos se propone un sistema Avidyne Entegra, popular entre operadores de aviación general [41], [44]. Este sistema consiste de dos pantallas de 10.4 pulgadas a color de alta resolución, que presentan la instrumentación estándar de

vuelo, que incluye un indicador direccional de actitud, indicador de situación horizontal, altímetro, indicador de velocidad aerodinámica, indicador de velocidad vertical, además de mapas dinámicos, reportes climatológicos y seguimiento del terreno. La pantalla de funciones principales (PFD) presenta la instrumentación de vuelo tradicional, además de un mapa dinámico del plan de vuelo y una referencia de indicador radio magnético (RMI), a fin de reducir la carga de trabajo del piloto; por otra parte la pantalla multifunción (MFD) presenta información de navegación, clima y terreno.

- Para complementar este arreglo de instrumentos, se incluye un sistema de navegación y comunicación GNS430W/530W [45], con pantallas de 4 y 5 pulgadas, respectivamente. Este sistema brinda capacidades de navegación de largo alcance y aproximación, así como de aterrizaje por instrumentos, complementando al sistema Avidyne Entegra, además de considerar un transponder GTX-330 [46]. Finalmente, se completa el conjunto con un tablero de audio Garmin GMA 340 [47] para gestión de los canales de radiocomunicación.
- Los instrumentos analógicos considerados son: un indicador de velocidad aerodinámica y un altímetro Revue Thommen [48], [49], y un horizonte artificial Mid-Continent [50]. Estos instrumentos son de diámetro estándar (8 cm) a fin de facilitar su lectura.

Dash-8:

- El análisis de peso y balance Clase II ha revelado que, conforme van ocupándose las filas de asientos, el centro de gravedad tenderá a desplazarse hacia la cola, por lo que ultimadamente se utilizará un compartimiento delantero solamente.

Dash-9:

- Con base en las cargas impuestas por el margen del centro de gravedad se ha definido la disposición del tren de aterrizaje.
- Se manifiestan todos los centros de gravedad de sistemas y accesorios internos.
- Se propone que las vigas del ala estén unidas a las cuernas del fuselaje.
- Las modificaciones más importantes respecto a la séptima y octava iteración son la extensión de la longitud del fuselaje y el consecuente incremento en volumen del compartimiento delantero de equipaje.

Se describen a continuación las tres últimas iteraciones, segmento por segmento. Algunos cambios son demasiado pequeños para mencionarse, y finalmente los cambios más importantes se incorporaron en el Dash-9.

Planta motriz FS 0.0 FS 124.62

Dash-7:

- El peso del motor instalado (con bancada y accesorios) se ha estimado mediante la ecuación 4.8, restándole los pesos de aquellos accesorios que correspondan a otros elementos cuyos pesos pueden determinarse independientemente, como la hélice, el gobernador de paso y el aceite en el cárter.

Dash-9:

- Se ha utilizado una imagen más detallada del motor a fin de determinar qué tanto puede acercarse el cortafuego al motor, considerando que Bingelis [51] menciona que puede instalarse tan cerca como sea necesario, siempre y cuando haya espacio suficiente para los accesorios en la cara posterior del motor, y de igual manera hay más holgura de la necesaria entre el motor y el carenado de nariz, considerando que de la misma referencia se tiene que basta una separación de media pulgada entre estos dos elementos.

- No se utilizará sistema de aire acondicionado para la tripulación; solamente se propondrán ventilaciones y un calentador de aire por convección conectado a los escapes del motor, enlazado a la cabina por una tubería flexible.
- El diámetro y longitud de la ojiva de la hélice se han incrementado para manifestar de forma realista su impacto en la geometría y peso de la aeronave, ya que aloja a la hélice, cuyo peso es considerable. [52]

Compartimiento de equipaje FS 124.62 FS 209.82

Dash-8:

- Se propone por primera vez un compartimiento delantero, considerando que la mayor parte del peso de la aeronave está detrás del motor.

Dash-9:

- Se incrementó la longitud de la nariz en 10 cm para dar mayor volumen al compartimiento de equipaje, considerando además que se le restará cierto volumen por la tubería de calentamiento de la cabina y por los controles del motor.

Cabina de mando y pasajeros FS 209.82 FS 474.87

Dash-7:

- Se presentan los instrumentos y su centro de gravedad en conjunto en la vista lateral, así como una distribución propuesta en la vista trasera del tablero, mostrado en la figura 4.23
- Los pedales del timón se mantienen como en las iteraciones anteriores.
- Se tienen consideradas dos ubicaciones para la batería: adelante del cortafuego o detrás de la última fila de asientos para alterar favorablemente los límites del centro de gravedad.
- Las distancias entre hombros y sobre la cabeza son satisfactorias, derivadas de las decisiones tomadas en base a las iteraciones anteriores y manifestadas en el plano híbrido.

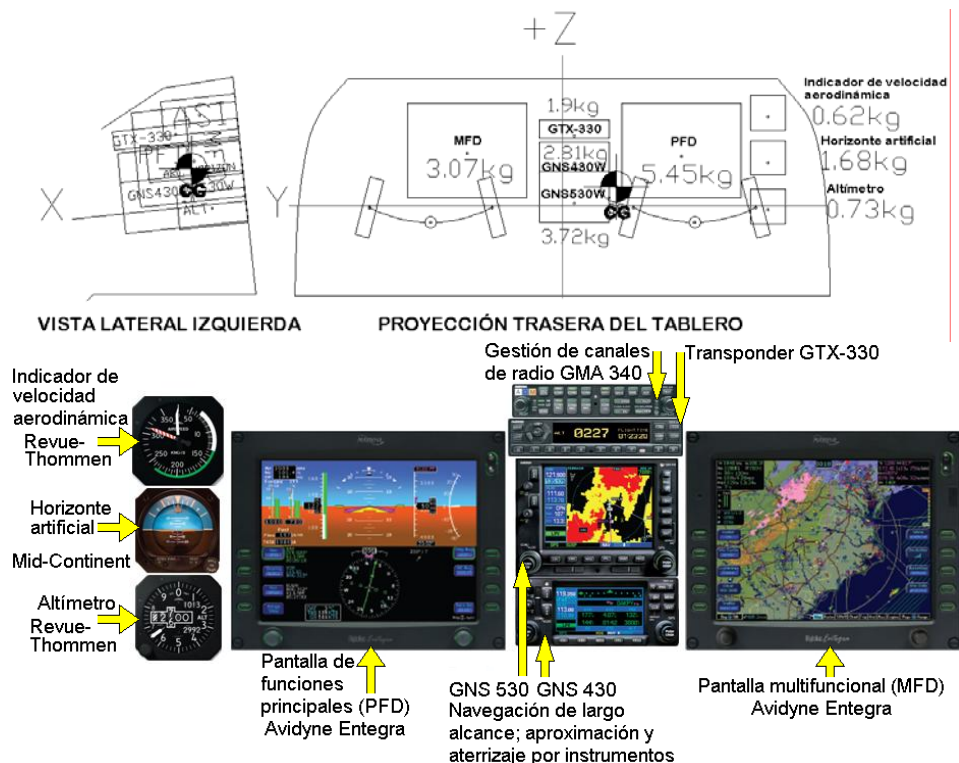


Figura 4.23 Distribución de instrumentos y su centro de gravedad / vista frontal del tablero [41], [45] - [50]

Dash-9:

- Se ha decidido suprimir los ajustes de los pedales, que solo incrementarían la complejidad mecánica y el peso. Se ha incrementado por tanto la separación entre el límite delantero de la cabina de mando y el compartimiento delantero de equipaje, ganando un poco más de volumen para los cables y poleas conectados a los volantes de control, sin constituir un desperdicio de espacio. La decisión de dar ajustes o no a los pedales puede retomarse durante la fase de diseño de detalle.
- Se presentan los centros de gravedad de todos los artículos faltantes: asientos en conjunto, acabados, sistemas de control, etc.
- Se manifiestan finalmente las portezuelas de acceso y ventanillas, con sus ángulos de visión sobre la nariz y hacia el exterior para el piloto, respetando los requerimientos establecidos en la sección 3.3.4, así como la disposición de los cinturones de seguridad. Esto no se había definido en las iteraciones anteriores debido a las consideraciones de mayor relevancia que afectaban la distribución interna de la cabina.
- Se manifiesta de nuevo el canal por el que correrán los cables de control, reiterando que correrá por encima de la estructura central del ala a fin de evitar discontinuidades en esta.
- Se han descartado las ecuaciones de Raymer para el sistema anti-hielo [9] debido a que entregan un valor demasiado elevado del peso. Esta ecuación considera un sistema de deshielo que escurre etileno glicol sobre el borde de ataque y extradós del ala y empenajes mediante pequeños agujeros realizados en estas superficies, y requiere de un tanque para el líquido [49], teniendo un impacto considerable en el peso y balance de la aeronave. El único lugar en donde se podría colocar este tanque sería detrás de la última fila de asientos, lo que sacaría a la aeronave de balance. Se eligió como alternativa el sistema *thermawing* de Kelly Aerospace, que utiliza una cinta de material de grafito con un recubrimiento superficial de Tedlar, que genera calor al aplicársele una corriente eléctrica, desprendiendo el hielo de la superficie del borde de ataque. Para incluir este sistema en el cálculo de peso y balance, se transfirió la distribución de pesos de los componentes instalados en un Cirrus SR22 [53] a la vista lateral del Dash-9, como se ilustra en la figura 4.24. Se está representando solamente la distribución de pesos en el eje horizontal (X).

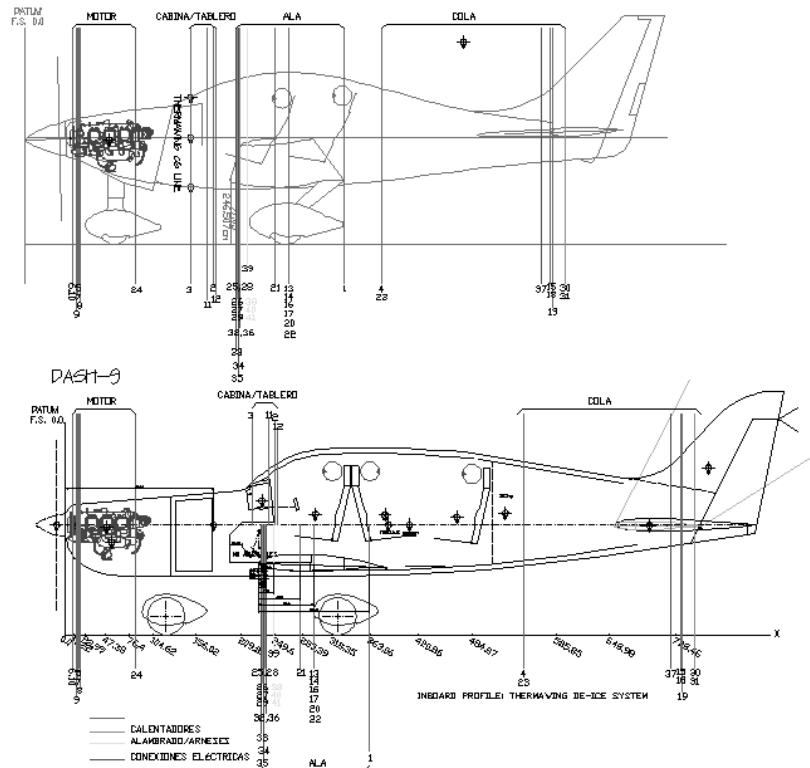


Figura 4.24 Distribución hipotética del sistema Thermawing en el Dash-9

Cono de cola y empenaje vertical FS 474.87 FS 857.85

Dash-7:

La figura 4.25 ilustra la solución del alisamiento dorsal del empenaje vertical. El alisamiento se ha construido desde el empenaje hacia el cono de cola, tomando la sección transversal del empenaje, en FS 718.46 y trazando una recta inclinada hacia el cono de cola a partir del punto donde toca a la sección del cono de cola; junto con el segmento de arco, esta recta inclinada definirá la trayectoria del alisamiento.

Al haber obtenido la sección del empenaje en FS 718.46, se obtendrá su valor “equivalente” de ρ para representarla mediante una curva cónica, como se muestra en la figura 4.25. La sección del alisamiento en FS 656.29 es simplemente una fracción de la sección correspondiente al cono de cola en dicha estación, delimitada por la recta inclinada ya definida, y tras obtener el valor “equivalente” de ρ se ha propuesto una variación de ρ entre estas estaciones para lograr la definición del alisamiento. Es importante utilizar las secciones originales del principio y final del alisamiento para mantener la consistencia en las superficies.

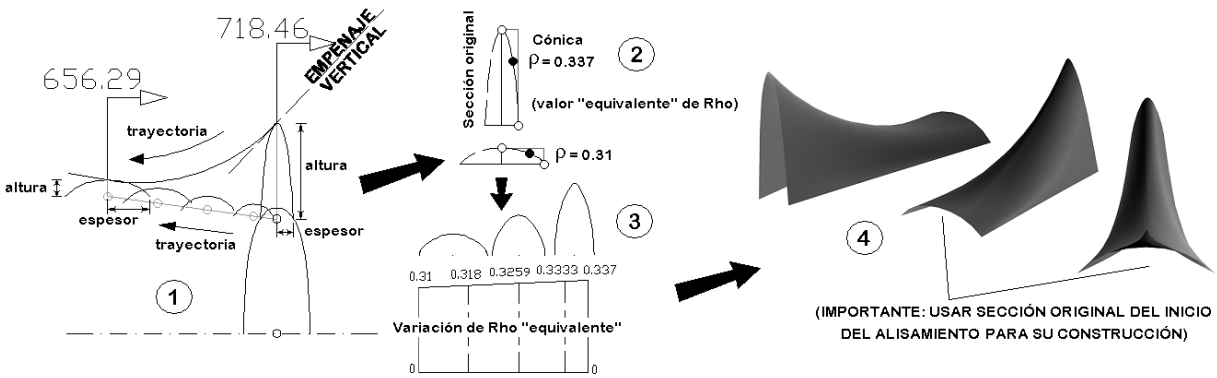


Figura 4.25 Alisamiento del empenaje vertical del Dash-7

Se ha solucionado el problema del alisamiento dorsal, aunque aún puede apreciarse en la vista lateral del Dash-9 en la figura 4.22 una discontinuidad debajo del alisamiento, hacia la línea de centros; sin embargo, esta discontinuidad en la superficie es menor y puede resolverse mediante las herramientas de manipulación de superficies en algún otro software.

Dash-8:

- Se eliminó el compartimento trasero tras descubrir la necesidad de colocar el equipaje adelante de la tripulación.

Dash-9:

- Se ha colocado la batería detrás de la última fila de asientos, y se manifiesta que deberá estar aislada de la cabina de pasajeros a fin de evitar que estos inhalen los vapores tóxicos emanados por la batería. De igual manera, el aislamiento de la batería protegerá a los cables de control puesto que dichos vapores son corrosivos [51]. Deberán disponerse agujeros de ventilación para evitar la acumulación del vapor en este compartimento.
- Se considera la fracción de peso del sistema *thermawing* correspondiente al borde de ataque del empenaje vertical y horizontal.
- Se ha redefinido la superficie del empenaje vertical como se muestra en la figura 4.26. Su envergadura se ha medido a partir de la ubicación del empenaje horizontal, y su superficie se considera solamente como el área del estabilizador y timón fuera del fuselaje. A pesar de haber incrementado el brazo de palanca del ala, se ha respetado la silueta original del empenaje a fin de conservar el concepto de diseño [13], y deberán determinarse las dimensiones necesarias de los empenajes durante el análisis de estabilidad.

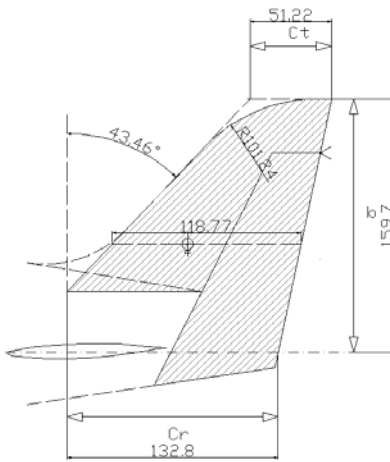


Figura 4.26 Definición aerodinámica del empenaje vertical en el Dash-9

Se presenta el gráfico de líneas auxiliares de control del Dash-9 en la figura 4.27, y para efectos de comparación con las iteraciones anteriores se presenta la evolución del parámetro ρ a través de las iteraciones de la aeronave en la tabla 4.3.

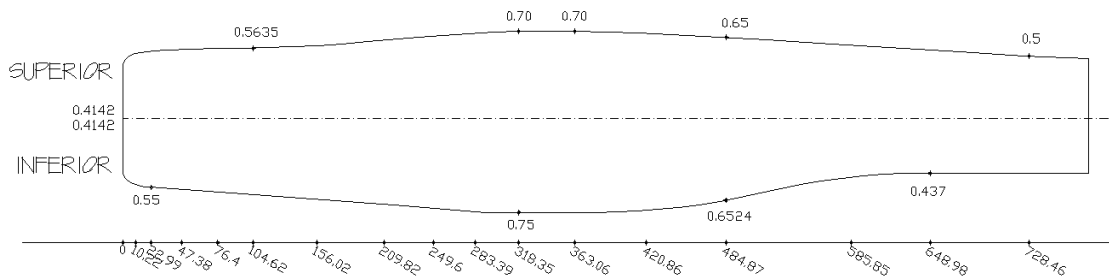


Figura 4.27 Gráfico de líneas auxiliares de control del Dash-9

Se puede observar que algunos valores se mantuvieron constantes durante todas las iteraciones, mientras que otros se alejaron de forma considerable de su valor original. También se observa que durante las iteraciones en las que no se había logrado definir la solución al problema de la sección de cola, se dejó pendiente la definición de la geometría de la última estación.

Finalmente, se observa en la tabla 4.3 que conforme fueron lográndose los objetivos de balancear los requerimientos de ergonomía y forma currentilínea del fuselaje y cola, los valores de ρ fueron estabilizándose hasta alcanzar sus valores definitivos.

Tabla 4.3 Evolución del parámetro ρ a través de las iteraciones de la aeronave

	FS 22.99		FS 104.62		FS 239.6		FS 308.35		FS 410.86		FS 474.87		FS 575.85		FS 747.0	
	ρ_{sup}	ρ_{inf}	ρ_{sup}	ρ_{inf}	ρ_{sup}	ρ_{inf}	ρ_{sup}	ρ_{inf}	ρ_{sup}	ρ_{inf}	ρ_{sup}	ρ_{inf}	ρ_{sup}	ρ_{inf}	ρ_{sup}	ρ_{inf}
Dash-1	0.5467	0.55	0.5635	0.5625	0.61	0.6300	0.6643	0.6742	0.6709	0.7033	0.6440	0.6565	0.5850	0.50	0.4746	0.4174
Dash-3	0.5467	0.55	0.5635	0.7455	0.61	1.0	0.6228	1.0	0.6413	0.7816	0.6578	0.6522	0.5850	0.50	-	-
Dash-4	0.5355	0.55	0.5635	0.7455	0.6660	1.0	0.75	1.0	0.75	0.7062	0.75	0.7062	0.6688	0.6834	-	-
Dash-5	0.5356	0.55	0.5635	0.75	0.6660	0.75	0.70	0.75	0.70	0.7483	0.70	0.7432	0.7197	0.6834	0.85	0.4370
Dash-6	0.5356	0.55	0.5635	0.75	0.6660	0.75	0.70	0.75	0.70	0.7483	0.70	0.7432	0.7197	0.6834	0.85	0.4370
Hibrido	-	-	-	0.6068	-	0.7276	-	-	0.6733	-	-	-	0.5966	-	0.4849	-
Dash-7	0.5356	0.55	0.5635	0.6068	0.6660	0.7276	0.70	0.75	0.6733	0.7354	0.65	0.6524	0.5966	0.4682	0.4849	0.4370
Dash-8	0.5371	0.55	0.5635	0.6068	0.6491	0.7071	0.6968	0.75	0.6863	0.7417	0.6556	0.6702	0.5936	0.4797	0.4906	0.4370
Dash-9	0.5371	0.55	0.5635	0.6068	0.6491	0.7071	0.6968	0.75	0.6863	0.7417	0.6556	0.6702	0.5936	0.4797	0.4906	0.4370

Ya se han destinado los recursos del *tratamiento gráfico* de las curvas cónicas para hacer la forma del fuselaje lo más eficiente posible; dichos recursos han alcanzado su límite práctico, pero han servido para ilustrar las consideraciones *iniciales* más importantes que rigen la generación de un fuselaje. Es momento de utilizar técnicas más avanzadas, sin olvidar todo lo que se ha aprendido de las iteraciones generadas mediante el tratamiento ya mencionado. Es muy probable que aún haya cabida para mejoras, dado que no se ha realizado un análisis y mucho menos optimización.

4.8.1 Estimación Clase II del peso y centro de gravedad del Dash-9

Una vez modificada la envolvente geométrica, la distribución interna de la tripulación y sistemas, puede realizarse la estimación de peso y centro de gravedad Clase II. Las ecuaciones utilizadas provienen Raymer [9] y Roskam [11], a fin de tener más de una referencia para juzgar el peso de los componentes de la aeronave.

Las ecuaciones de Raymer manejan el peso máximo de la aeronave como peso bruto de despegue (W_{dg}), mientras que Roskam lo maneja como peso máximo de despegue (W_{TO}), la única diferencia estriba en el término utilizado; para el caso de una aeronave civil [11], ambos se interpretarán como el peso máximo de despegue.

A continuación se presentan los valores tomados del plano de trabajo del Dash-9 para la estimación del peso y centro de gravedad, relacionados a las ecuaciones (4.1) a (4.18), presentados en la tabla 4.4 a continuación. Se han utilizado los mismos factores “de ajuste” de la tabla 4.1 para considerar el ahorro en peso debido al uso de materiales compuestos en el ala, fuselaje y empenajes.

Tabla 4.4 Parámetros físicos para la estimación del peso y CG Clase II

Artículo	Unidades	Variable	Valor	Origen
Alargamiento del ala/EH/EV		AR	7.2/5/1.72	<i>Dash-1</i>
Brazo de la cola: CAM/4 del ala a CAM/4 del EH/EV	pies	L_t	13.25/15.5	<i>Dash-9</i>
Configuración del conjunto de cola		H_v/H_y	1	<i>Requerimiento</i>
Conicidad ala/EH/EV		λ	1/0.8/0.39	<i>Requerimiento, Dash-9</i>
Constante para conjunto MCIA-hélice		K_{prop_2}	0.144	[11]
Envergadura del ala	pies	B_w	36.1	<i>Dim. Inicial</i>
Envergadura del empenaje horizontal	pies	B_{ht}	15.55	<i>Dash-9</i>
Espesor máximo en la raíz del empenaje horizontal	pies	tr_h	0.32	<i>Dash-9</i>
Espesor máximo en la raíz del empenaje vertical	pies	tr_v	0.403	<i>Dash-9</i>
Espesor relativo del ala		t/c	0.13	<i>Dash-1</i>
Espesor relativo del empenaje horizontal		t/c	0.09	<i>Dash-1</i>
Espesor relativo del empenaje vertical		t/c	0.09	<i>Dash-1</i>
Factor último de carga (1.5 × factor de carga límite)		N_z	5.7	[9]
Flechado a C/4 ala/EV	Radianes	A	0/0.652	<i>Dash-9</i>
Longitud estructural del fuselaje sin el carenado del motor	pies	L, l_{f-n}	20.74	<i>Dash-9</i>
Número de Mach		M	0.23	<i>Dim. Inicial</i>
Número de motores		N_{en}	1	<i>Requerimiento</i>
Número de ocupantes (tripulación y pasajeros)		$N_p, N_{pasajeros}$	6	<i>Requerimiento</i>
Número de tanques de combustible		N_t	2	<i>Dash-1</i>
Perímetro máximo del fuselaje	pies	P_{max}	16.8	<i>Dash-9</i>
Peso bruto (máximo) de despegue de diseño	libras	W_{dg}, W_{TO}	3092.38	<i>Dim. Inicial</i>
Peso del combustible en el ala	libras	W_{fw}, W_f	331	<i>Dim. Inicial</i>
Peso del motor	libras	W_{en}	404	[38]
Peso de aviónica no instalada	libras	W_{uav}	25.44	[41, 46, 48, 49, 50]
Presión dinámica de crucero	libras/pie ²	q	55.13	<i>Requerimiento</i>
Profundidad estructural del fuselaje	pies	D	3.9	<i>Dash-9</i>
Superficie de referencia alar	pies ²	S_{ref}	182.2	<i>Dim. Inicial</i>
Superficie del empenaje horizontal	pies ²	S_{ht}	48.44	<i>Dash-9</i>
Superficie del empenaje vertical	pies ²	S_{vt}	16.04	<i>Dash-9</i>
Superficie húmeda del fuselaje	pies ²	S_f	279.86	<i>Dash-9</i>
Volumen total de combustible	galones	V_t	57.91	<i>Dim. Inicial</i>
Número de hélices		N_p	1	<i>Requerimiento</i>
Densidad del avgas	libras/galón	K_{fsp}	6.55	[9]
Diámetro de la hélice	pies	D_p	6.63	<i>Ec. (3.4)</i>
Número de palas de la hélice		N_{bl}	3	<i>Requerimiento</i>
Potencia requerida al despegue	Hp	P_{TO}	244	<i>Dim. Inicial</i>
Factor de carga máximo para el tren de aterrizaje (1.5 × factor de carga de diseño del tren)		N_l	4.5	[9]
Longitud de la pierna del tren principal/de nariz	pulgadas	L_m, L_n	35.55/51.96	<i>Dash-9</i>

Ala:

$$W_{\text{ala}} = 0.036 S_w^{0.758} W_{f_w}^{0.0035} \left(\frac{AR}{\cos^2 \Lambda} \right)^{0.6} q^{0.006} \lambda^{0.04} \left(\frac{100t/c}{\cos^2 \Lambda} \right)^{-0.3} (N_z W_{dg})^{0.49} \quad (4.1)$$

Se ha utilizado solamente la ecuación presentada por Raymer [9] ya que considera el espesor relativo del perfil, valor que afecta la altura de la caja de torsión del ala al ser inversamente proporcional al peso [54]. La ecuación para la estimación del peso del ala presentada por Roskam [11] no incluye este término, y considera implícito un espesor relativo de alrededor del 18%, que no coincide con el espesor relativo del perfil utilizado (13%) en el Dash-9.

Para los empenajes, se han tomado las ecuaciones (4.2) a (4.5) y se han promediado los valores arrojados para los parámetros físicos obtenidos del plano.

Empenaje horizontal:

$$W_{ht} = 0.016 (N_z W_{dg})^{0.414} q^{0.168} S_{ht}^{0.896} \left(\frac{100t/c}{\cos \Lambda} \right)^{-0.12} \left(\frac{AR}{\cos^2 \Lambda_{ht}} \right)^{0.043} \lambda_h^{-0.02} \quad (4.2)$$

$$W_{ht} = \frac{3.184 (W_{TO})^{0.887} (S_{ht})^{0.101} (AR_{ht})^{0.138}}{174.04 (t_{rh})^{0.223}} \quad (4.3)$$

Empenaje vertical:

$$W_{vt} = 0.073 \left(1 + 0.2 \frac{Ht}{Hv} \right) (N_z W_{dg})^{0.376} \times q^{0.122} S_{vt}^{0.873} \left(\frac{100t/c}{\cos \Lambda_{vt}} \right)^{-0.49} \times \left(\frac{AR}{\cos^2 \Lambda_{vt}} \right)^{0.357} \lambda_{vt}^{0.039} \quad (4.4)$$

$$W_{vt} = \frac{1.68 (W_{TO})^{0.567} (S_{vt})^{1.249} (AR_{vt})^{0.482}}{639.95 (t_{rv})^{0.747} (\cos \Lambda_{vt})^{0.882}} \quad (4.5)$$

Fuselaje:

$$W_{\text{fuselaje}} = 0.052 S_f^{1.086} (N_z W_{dg})^{0.177} L_t^{-0.051} \times (L/D)^{-0.072} q^{0.241} \quad (4.6)$$

$$W_{\text{fuselaje}} = 0.04682 (W_{TO})^{0.692} (P_{\max})^{0.374} (l_{f-n})^{0.590} \quad (4.7)$$

El término (L/D) en la ecuación (4.6) corresponde a la longitud estructural del fuselaje entre su profundidad estructural. La longitud estructural del fuselaje se ha medido desde el cortafuego hasta FS 757.0, donde se une el empenaje vertical al cono de cola, sobre la línea de referencia del fuselaje. En cuanto a la profundidad estructural, todo fuselaje tiene una sección transversal que limita su resistencia estructural. Al formar dos vigas en voladizo, una adelante y otra detrás de la sección central, a mayor profundidad de una sección transversal del fuselaje para una longitud en voladizo, más ligera será la estructura [54]. Se ilustra este concepto en la figura 4.28.

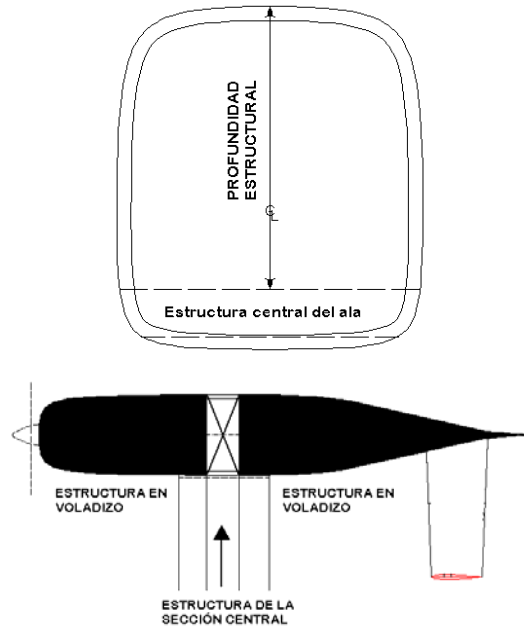


Figura 4.28 Profundidad estructural (D) del fuselaje

Sin embargo, las ecuaciones (4.6) y (4.7) entregan valores muy distintos del peso estructural del fuselaje: 84.35 kg y 219.64 kg, respectivamente. Se propone un valor del peso del fuselaje de 110 kg, favoreciendo a la ecuación de Raymer [9], considerando que la ecuación de Roskam [11] incluye el peso de la estructura central del ala, y se desconoce qué porcentaje del peso del fuselaje le corresponde.

Motor instalado:

$$W_{\text{motor instalado}} = 2.575W_{en}^{0.922}N_{en} \quad (4.8)$$

Al valor del motor instalado arrojado por la ecuación (4.8) se le han restado el valor del peso de la hélice, su gobernador y el peso del aceite.

Aviónica:

$$W_{\text{aviónica}} = 2.117W_{uav}^{0.933} \quad (4.9)$$

La ecuación (4.9) fue aplicada solamente al conjunto Avidyne Entegra y a los instrumentos analógicos, mientras que el peso del conjunto Garmin GNS y del tablero de gestión de audio se considera como un peso independiente, dado que los pesos indicados en sus fichas técnicas incluyen la instalación [45], [47]. Finalmente, se considera que la suma de estos valores de catálogo combinados con los de la ecuación (4.9) está concentrada en el centro de gravedad manifestado en la figura 4.23.

Aire acondicionado y sistema anti-hielo:

$$W_{\text{aireacond. \& anti-hielo}} = 0.265W_{dg}^{0.52}N_p^{0.68}W_{\text{aviónica}}M^{0.08} \quad (4.10)$$

La ecuación (4.10) arroja un valor de 85 kg para los sistemas de aire acondicionado y anti-hielo. Considerando que para estos sistemas se requiere de un enfriador de aire y un tanque de glicol, respectivamente, lo que dificulta la configuración interna y el balance de la aeronave, por lo que se ha optado por utilizar un sistema de deshielo eléctrico,

descrito en la sección 4.8, figura 4.24, además de suprimir totalmente el uso de un sistema de aire acondicionado.

Interiores:

$$W_{\text{interiores}} = 0.0582W_{dg} - 65 \quad (4.11)$$

Raymer [9], Roskam [11] y Torenbeek [12] presentan ecuaciones para la estimación del peso de los asientos y acabados interiores; se ha seleccionado la ecuación (4.11) de Raymer [9] puesto que entrega el valor más bajo, implicando que el acabado interior de la aeronave deberá ser austero a fin de mantener el peso al mínimo.

Tren principal:

$$W_{\text{tren principal}} = 0.095(N_i W_i)^{0.768} (L_m/12)^{0.409} \quad (4.12)$$

Tren de nariz:

$$W_{\text{tren de nariz}} = \left[0.125(N_i W_i)^{0.566} (L_n/12)^{0.845} \right] - (0.014TOGW) \quad (4.13)$$

Sistema eléctrico:

$$W_{\text{els}} = 0.0268W_{TO} \quad (4.14)$$

La ecuación (4.14) sirve para obtener el peso del sistema eléctrico, constituido por la batería, magnetos, alternador, a marcha o arrancador del motor y los arneses de cableado. Considerando que se tiene una marca y modelo de motor, un plano relativamente detallado y el peso de uno de los componentes más voluminosos de este sistema, es decir, la batería, se decidió obtener la información de pesos de los demás componentes, presentados en la tabla 4.5.

Tras obtener el valor del peso mediante la ecuación (4.14), se restaron los valores de esta tabla para considerar la posición aproximada del resto del sistema eléctrico, que en este caso son solamente los cables, fusibles e interruptores.

Tabla 4.5 Componentes principales del sistema eléctrico

Accesorio	Peso, kg
Alternador [55]	2.6
Magnetos S6LN-204/200 [56]	2.54 c/u
Marcha [57]	4.27
Batería [58]	12.7

Sistema hidráulico:

$$W_{\text{el+hidr}} = 0.00914W_E^{6/5} \quad (4.15)$$

La ecuación (4.15) considera que el sistema hidráulico se restringe a los frenos y al mecanismo de accionamiento de los flaps. Para aeronaves cuyo peso máximo de despegue es menor a 5.670 kg, se encuentra una buena correlación entre el peso vacío (en kg) y el peso combinado del sistema eléctrico e hidráulico, de modo que al aplicar la ecuación (4.15), deberá restarse el peso del sistema eléctrico, obtenido anteriormente.

Sistema de combustible:

$$W_{\text{sist. comb.}} = 0.40W_f / K_{fsp} \quad (4.16)$$

Para el sistema de combustible se han considerado dos tanques como se indica en el plano de trabajo. La ecuación (4.16) no considera el número de tanques y meramente se basa en la cantidad de combustible requerida. Se reitera que el arreglo definitivo de los tanques deberá realizarse durante el diseño de detalle.

Hélice:

$$W_{prop} = K_{prop2} (N_p) (D_p \cdot P_{TO} (N_{bl})^{1/2})^{0.782} \quad (4.17)$$

El peso de la hélice se ha calculado con ayuda de los valores obtenidos en la sección 3.3.3 y en el dimensionamiento inicial. Se reitera que su peso de la restado del valor del motor instalado, a fin de tener control de la mayor cantidad de variables posibles en la hoja de cálculo de peso y balance.

Controles de vuelo:

$$W_{fc} = 0.0168(W_{dg}) \quad (4.18)$$

El peso de los controles de vuelo se considera como una fracción del peso bruto de despegue de diseño, y el valor obtenido mediante la ecuación (4.18) se ha multiplicado por 2, para considerar controles duplicados.

El peso de la tripulación se había propuesto desde el dimensionamiento inicial de la aeronave; sin embargo, no se había obtenido una estimación del centro de gravedad de cada ocupante debido a la incertidumbre que se tenía respecto a sus posturas en relación con los asientos y los demás ocupantes. Aunque la figura 3.17 presenta la representación de un tripulante con la mayoría de sus centros de gravedad, se decidió complementar esta definición con una distribución de pesos más detallada [59]. La figura 4.29a ilustra los planos del cuerpo a partir de los cuales se medirán los centros de gravedad de cada miembro del cuerpo y las distancias a las que se encuentra cada centro de masa para cada miembro. De los planos mostrados en la figura 4.29a, el transversal y el frontal se han utilizado para definir los ejes X y Y, respectivamente, considerando simetría respecto al plano medio sagital, y se presenta el sistema coordinado de ejes de un tripulante en la figura 4.30. La distribución de masas del tripulante se presenta en la tabla 4.6.

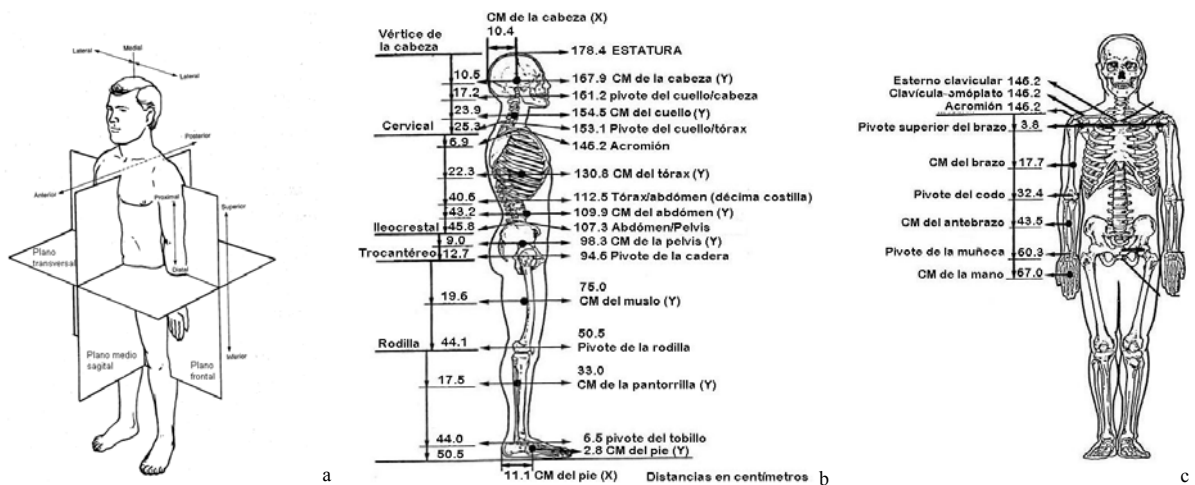
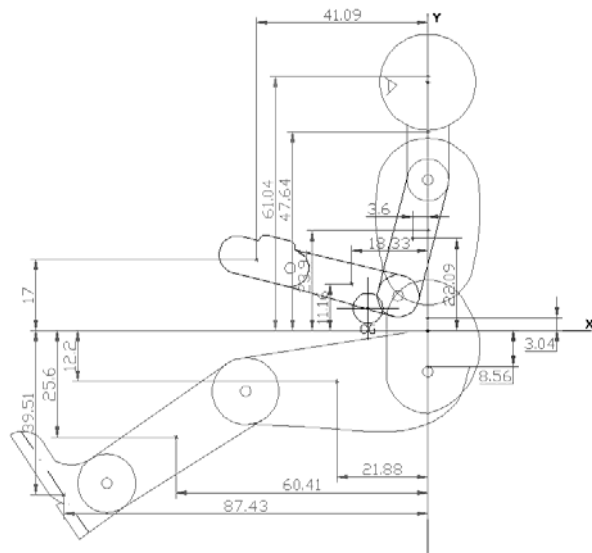


Figura 4.29 a. Planos del cuerpo, b, c. Articulaciones del cuerpo y centros de masa para un aviador masculino promedio [59]



Acot.: cm

Figura 4.30 Distribución de masas y sistema coordenado de ejes de un tripulante

Si se observa la tabla 4.6 con atención y se le compara con la tabla de la figura 3.18, se notará que hay una leve discrepancia entre las dos referencias en cuanto a los pesos de cada parte del cuerpo. Se tomaron los valores de [59] puesto que la diferencia total en peso es de un kilogramo. La estatura y dimensiones de los modelos son las mismas en ambas referencias.

Tabla 4.6 Distribución de masas de los tripulantes [59]

Miembro	Peso, kg
Cabeza	4.2
Cuello	1.1
Tórax	24.9
Abdomen	2.4
Pelvis	11.8
Brazo	4
Antebrazo	2.8
Mano	1
Muslo	19.6
Pantorrilla	7.6
Pie	2

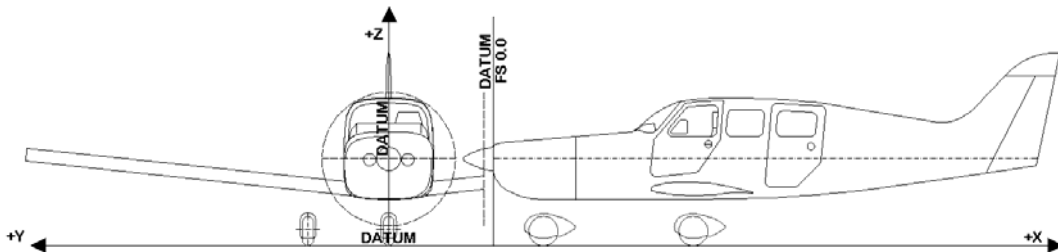


Figura 4.31 Sistema coordenado de ejes para estimación de peso y CG Clase II

El tren de aterrizaje puede dimensionarse solo hasta que se ha obtenido una estimación del centro de gravedad y su margen de desplazamiento. La geometría del tren deberá considerar cuestiones como la estabilidad de la aeronave en tierra respecto a su eje

longitudinal y transversal y el porcentaje del peso total soportado por cada rueda. El margen del CG utilizado no incluye el peso del tren principal ni de nariz, sino que se dimensionó el tren y después se obtuvo su peso, retroalimentándolo al manifiesto de pesos ya obtenido. El CG de cada componente de la aeronave se manifiesta sobre el perfil lateral, vista frontal y superior de la aeronave, y su sistema coordinado de ejes se ilustra en la figura 4.31.

El tren de aterrizaje deberá mantener cierta distancia al límite delantero y trasero del CG a fin de balancear las cargas soportadas por el tren principal y de nariz. La altura del límite delantero del centro de gravedad determinará la carga de frenado a la que se someterá al tren de nariz y también afectará la susceptibilidad de la aeronave a volcarse sobre un ala durante un viraje en tierra. Por último, el límite trasero del CG determinará la susceptibilidad de la aeronave a bascular (“sentarse” en su cola) al encontrar un obstáculo durante el rodaje. Se presenta la nomenclatura para las distancias y alturas de las ruedas del tren de aterrizaje a los límites delantero y trasero del CG en la figura 4.32.

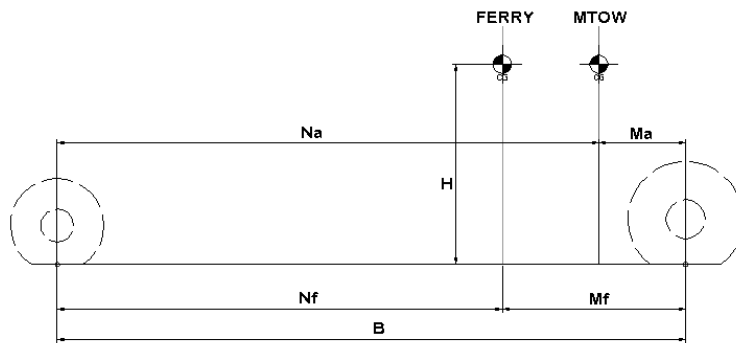


Figura 4.32 Distancias de las ruedas del tren al margen del CG

La carga estática máxima del tren principal ha sido determinada mediante la ecuación (4.19), utilizando el peso máximo de despegue obtenido mediante el plano y las ecuaciones ya presentadas, junto con la distancia de la rueda delantera al límite trasero del CG y la distancia total entre las ruedas. Esta carga será soportada por las piernas y neumáticos del tren principal, de modo que deberá dividirse entre el número de piernas que lo constituyan.

$$\text{Carga estática máxima} = W \frac{N_a}{B} \quad (4.19)$$

La carga estática máxima soportada por el tren de nariz depende de la distancia entre la rueda del tren principal y el límite delantero del CG, dividido entre la distancia total entre las ruedas y multiplicado por el peso máximo de la configuración, como se indica en la ecuación (4.20).

$$\text{Carga estática máxima}_{\text{nariz}} = W \frac{M_f}{B} \quad (4.20)$$

La carga estática mínima del tren de nariz depende de la distancia del tren principal al límite trasero del CG dividida entre la distancia total entre ruedas y multiplicada por el peso máximo.

$$\text{Carga estática mínima}_{\text{nariz}} = W \frac{M_a}{B} \quad (4.21)$$

Por último, la carga dinámica de frenado experimentada por el tren de nariz será determinada por el producto de la velocidad vertical de contacto en el aterrizaje (10 pies/segundo, como primera aproximación), la altura máxima del centro de gravedad, dividido entre el producto de la gravedad y la separación de las ruedas, como se expresa en la ecuación (4.22).

$$\text{Carga dinámica de frenado}_{\text{nariz}} = \frac{10HW}{gB} \quad (4.22)$$

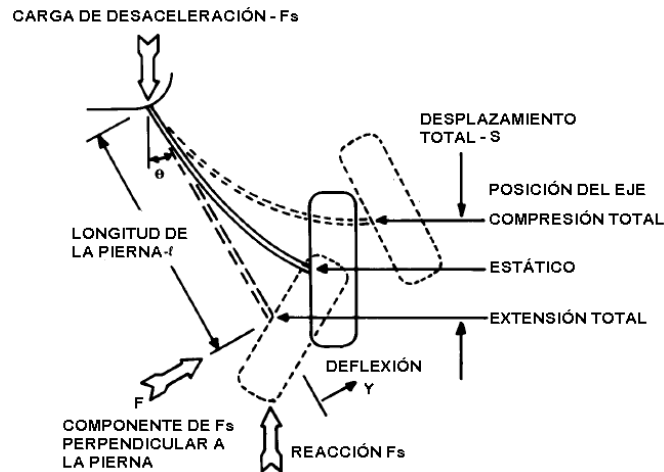


Figura 4.33 Fuerzas y deflexiones en la pierna del tren principal [9]

La figura 4.33, reproducida de Raymer [9], presenta las fuerzas a las que estará sometida la pierna del tren principal de tipo fijo. Durante el vuelo y en la aproximación de aterrizaje la pierna estará extendida a su longitud total y deflexión cero. Al momento de hacer contacto con el suelo durante el aterrizaje, se presentará la deflexión máxima, o desplazamiento total de la pierna del tren, medida a la altura del eje del neumático; estando en rampa, sin experimentar mayores aceleraciones que 1g, la deflexión del tren corresponderá a la posición estática. Se acostumbra utilizar un factor de carga de tres (3) para considerar la energía adicional experimentada por el tren principal durante el aterrizaje [9], calculando la fuerza ejercida sobre cada pierna del tren mediante la ecuación (4.23).

$$F = \frac{w \cdot N_{\text{tren}}}{2} \quad (4.23)$$

La componente de la reacción, perpendicular a la pierna, se obtiene multiplicando la reacción del suelo por el seno del ángulo formado entre la pierna extendida y la vertical; recordando que para el caso dinámico, la reacción del suelo será reemplazada por la fuerza obtenida mediante la ecuación (4.23). Esta reacción generará la deflexión de la pierna, y se ha calculado para la geometría presentada en la vista lateral y frontal.

$$F = F_s (\text{seno } \theta) \quad (4.24)$$

La figura 4.34 ilustra la configuración del tren de aterrizaje del Dash-9. Se presenta la disposición en la vista lateral, en planta y frontal, junto con los límites delantero y trasero del CG. Durante la deflexión máxima del tren habrá una separación de 7.7 cm entre la hélice y el suelo. Para el caso del basculamiento de la aeronave, se brinda una separación de 15 cm entre la cola y el suelo.

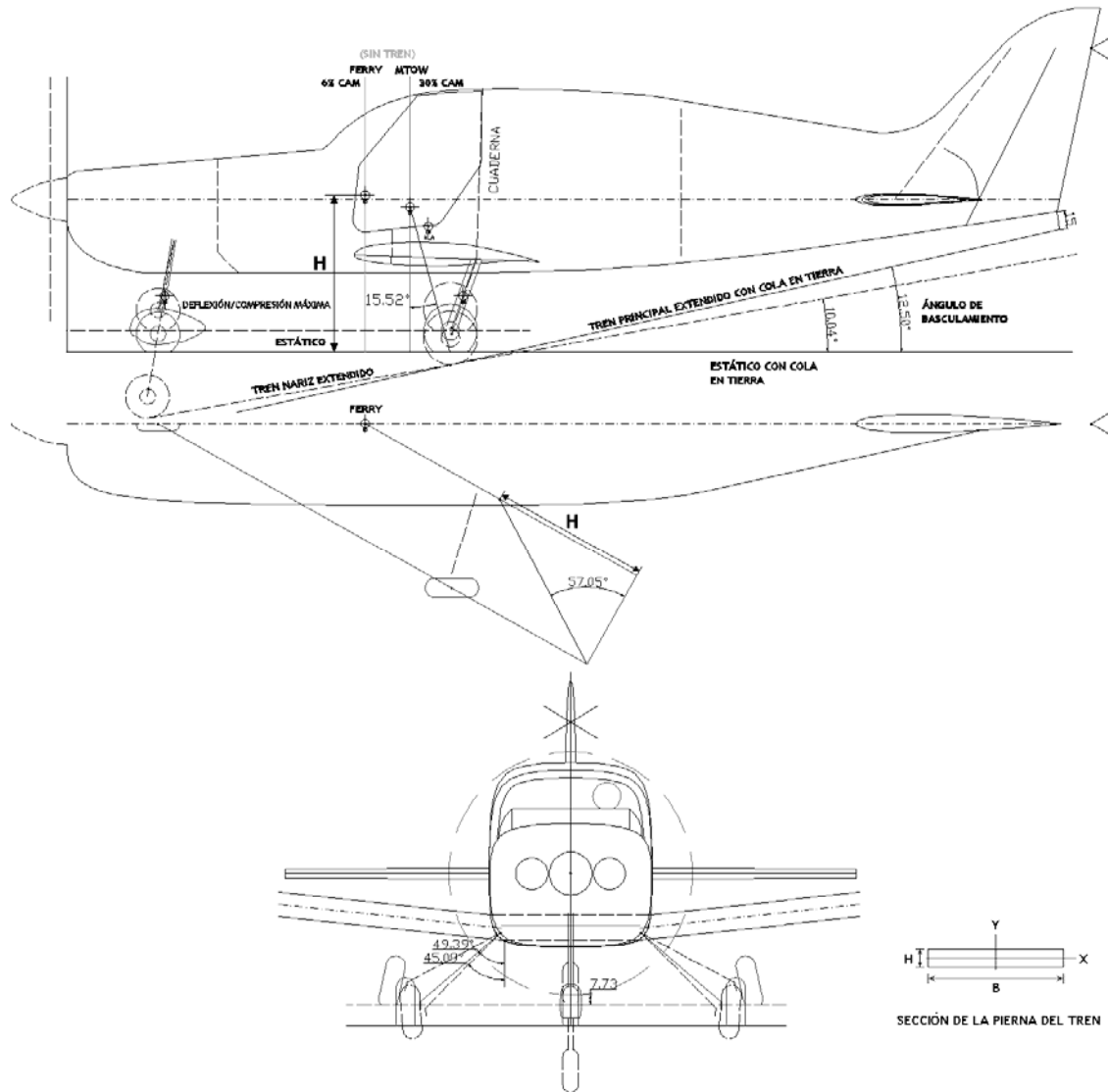


Figura 4.34 Geometría del tren de aterrizaje del Dash-9

La pierna del tren principal se ha considerado como una viga de sección rectangular constante, como se muestra en la figura 4.34.

En la vista frontal, la pierna del tren principal resistirá la fuerza de flexión con su momento de inercia respecto al eje X, obtenido mediante la ecuación (4.25), mientras que en la vista lateral lo hará con su momento de inercia respecto al eje Y, determinado mediante la ecuación (4.26).

$$I_x = \frac{B \cdot H^3}{12} \quad (4.25)$$

$$I_y = \frac{H \cdot B^3}{12} \quad (4.26)$$

La longitud real de la pierna del tren de aterrizaje se ha determinado mediante la ecuación (4.27), considerando el sistema coordinado de ejes presentado en la figura 4.31, y considerando los valores iniciales de cada coordenada en el extremo empotrado, mientras que los finales corresponden al extremo cercano a la rueda del tren principal.

$$L_{real} = \sqrt{(x_2 - x_1)^2 + (y_2 - y_1)^2 + (z_2 - z_1)^2} \quad (4.27)$$

La deflexión estática y dinámica se han determinado mediante la ecuación (4.28) utilizando las fuerzas y momentos de inercia correspondientes.

$$S = F_s \text{sen}^2 \theta \frac{\ell^3}{3EI} \quad (4.28)$$

El diámetro del tren de nariz se obtuvo mediante la ecuación estadística (4.29) obtenida de Torenbeek [12], considerando una carga total sobre la nariz de 495.49 kg, que es la suma de las cargas máximas impuestas al tren de nariz, obtenidas mediante (4.20) y (4.22).

$$D = 1.3 + 0.11\sqrt{P_s} \quad (4.29)$$

Se presentan en la tabla 4.7 los valores de las cargas impuestas sobre los neumáticos, y las fracciones del peso máximo soportadas por el tren de nariz y principal; dichas cargas incluyen el peso mismo del tren de aterrizaje, calculado mediante las ecuaciones (4.12) y (4.13), habiendo reducido dichos pesos en 1.4% del valor del peso máximo de despegue de diseño, considerando que se trata de un tren fijo.

Tabla 4.7 Valores de cargas para el tren de aterrizaje del Dash-9

Distancias de las ruedas a límites del CG (Fig. 4.30)		Tren principal		Tren de nariz	
		Carga est. Máx., lb (kg) por pierna	1,506.1 (683.76)	Carga est. Máx., lb (kg)	1063 (482.6)
Na	209.2	Longitud de pierna, pulg (cm)	35.54 (90.3)	Carga est. Min., lb (kg)	482 (218.8)
Nf	171.91	Ix, Iy, pulg ³	0.15, 2.86	Carga dinámica de frenado,	509.1 (231.1)
Ma	33.47	E, psi	29 × 10 ⁶	Carga total	1091.4 (495.5)
Mf	70.76	Deflexión estática, pulg (cm)	2.6 (6.6)	Deflexión dinámica, pulg (cm)	7.7 (19.5)
B	242.67	Deflexión dinámica, pulg (cm)	7.77 (19.7)	Neumático [60]	5.00-5
		Neumáticos [60]	6.00-6	D/W/Rr	14.2/4.95/5.65
		D/W/Rr, pulg	17.5/6.3/6.9	Carga máx., lb (kg)	1,285 (583.4)
		Carga máx, lb (kg)	1,750 (794.5)	Diámetro oleo, pulg (cm)	1.46 (3.7)

Se presenta el desglose del peso y CG del Dash-9, junto con sus límites delantero y trasero en la tabla 4.8. En las celdas del peso máximo de despegue, peso vacío y márgenes del CG, se incluyen los valores para la aeronave con y sin el tren de aterrizaje, solamente para mostrar que el desplazamiento del CG es mínimo al considerar estos elementos en el manifiesto de pesos.

Tabla 4.8 Pesos y centros de gravedad del Dash-9

Artículo	Peso, kg	X, cm	Y, cm	Z, cm
Fuselaje	110	377.54	0	126.54
Ala	136.91	300	0	104.39
Empenaje horizontal	19.2	697.73	0	125.66
Empenaje vertical	9.5	767.34	0	194.65
Motor instalado	251.78	63.62	-0.53	124.04
Hélice	33	-14.26	0	126.54
Aceite (12 qt)	9.96	51.16	0	105.61
Tren principal	82.6	328.81	0	46.53
Tren de nariz	23.7	80.92	0	46.53
Aviónica	28.09	234.27	-12.24	155.57
Batería	12.7	524.86	-35.2	91.75
Asientos y acabados interiores	52.2	410.12	0	126.54
Sistema anti-hielo (fuselaje)	13.5	132.87	0	0
Fracción anti-hielo del ala	8.7	248.39	0	0
Sistema eléctrico	12.98	120.09	0	114.36
Sistema de combustible	10.24	156.02	0	94.21
Controles de vuelo	47.2	356.51	0	98.38
Sistema hidráulico	18.8	193.61	0	72.74
Combustible	150.29	289.70	0	93.11
1ª fila de asientos (piloto+copiloto)	162	298.23	0	139.4
2ª fila de asientos (intermedia)	162	381.06	0	138.36
3ª fila de asientos	162	467	0	136.04
Equipaje (delantero solamente)	68	157.73	0	114.51
Total (MRW) (sin tren/con tren)	1,480/1,586.3	284.82/ 284.06	0.06/ -0.59	120.59/ 115.63
% CAM_{Ferry-MRW} – Límites del CG (sin tren/con tren)	6-30 / 7-30			
Peso vacío (sin tren/con tren)	775.7/882	234.06/ 238.82	0.11/ -1.07	115.58/ 107.26
Ferry (sin tren/con tren)	1,007/1,113.3	247.53/ 250.01	-2.33/ -3.03	130.14 (H)/ 120.06
Diferencia entre W₀ de diseño y peso máximo del Dash-9, kg (%)	182.4 (11.5)	Ahorro en peso respecto a 6X, kg (%)		46.7 (2.86)

El tren de aterrizaje no cumple con ninguna función durante el vuelo, por lo que generará resistencia aerodinámica parásita. A fin de reducir esta resistencia, deben colocarse carenados que envuelvan a las partes que ofrecen la mayor superficie frontal al viento relativo, es decir, las ruedas. Se utilizó un carenado propuesto por la NACA [61] como modelo, presentado en la figura 4.35, transfiriendo los puntos de la imagen presentada, retrazando el perfil lateral y superior mediante curvas cónicas, y finalmente expandiendo estos perfiles mediante la función OFFSET, brindando una holgura del 3% del radio y 2% del espesor original del neumático debido a su expansión por el uso. Esta representación de los carenados se ha incluido meramente por dar calidad al plano y deberá determinarse si esta forma es la mejor para esta aplicación.

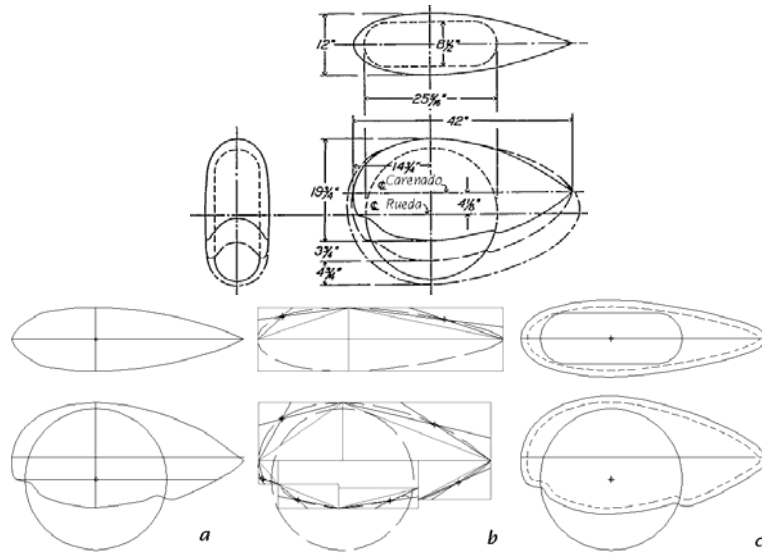


Figura 4.35 Transferencia a CAD del carenado de las ruedas
 a) Vista superior y lateral del original [61]; b) Construcción de polígonos de control; c) Trazado con curvas cónicas

Habiendo determinado la posición de los límites delantero y trasero del centro de gravedad, y tras haber reubicado el ala, puede completarse el trazado de la cabina de mando y pasajeros proponiendo la disposición de los cinturones de seguridad, de acuerdo con los lineamientos presentados en la sección 3.3.2.

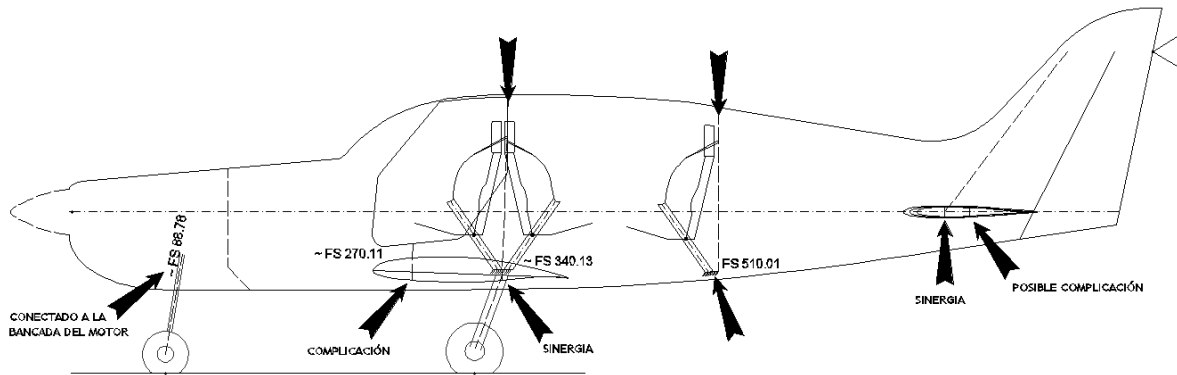


Figura 4.36 Arreglo estructural del ala, empenajes y tren de aterrizaje del Dash-9

La figura 4.36 ilustra el arreglo estructural preliminar propuesto para la configuración. Comenzando por la sección de la planta motriz, la pierna del tren de nariz deberá estar sujeta a la bancada del motor, lo que se propuso dada la necesidad de adelantar la rueda de nariz lo más posible a fin de mantener las cargas del tren en balance. La configuración ideal para el tren de nariz sería que estuviera unido al cortafuego, pero dada la necesidad ya manifestada, deberá evaluarse la posibilidad de hallar una configuración distinta de carga para mitigar esta situación, o evaluar la durabilidad de este arreglo estructural, adoptado también en el Beechcraft *Bonanza* [24].

En el caso del ala, las vigas estarán conectadas a las cuerdas del fuselaje; para la viga delantera del ala, la cuerda a la que está conectada estará interrumpida por la portezuela de acceso del piloto/copiloto, generando una complicación estructural que podría requerir material adicional de refuerzo, incrementando el peso del fuselaje, según se ha explicado en la sección 3.3.2; sin embargo, se observa en la figura 4.37 que en

otras aeronaves de materiales compuestos, esta configuración ha sido adoptada, sin problemas aparentes. Deberá determinarse si esta condición generará problemas o no, para la aeronave propuesta.

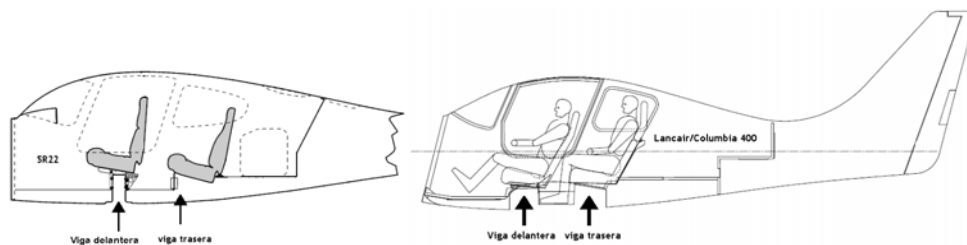


Figura 4.37 Detalle estructural de las vigas del ala de un Cirrus SR22 y un Lancair/Columbia 400 [20], [21]

En seguida, la viga trasera del ala estará conectada a la cuaderna que se encuentra entre la fila de asientos del piloto/copiloto y la fila intermedia de pasajeros, detrás de la portezuela de acceso ya mencionada. Las secciones del cinturón de seguridad que descansa sobre el abdomen del piloto/copiloto y de la fila intermedia de pasajeros estarán sujetos en sus extremos inferiores a las secciones inmediatas a la viga trasera del ala, debiendo proponer sus puntos de fijación exacta durante el diseño estructural. De igual manera, los extremos superiores de los cinturones estarán sujetos a la sección superior de la misma cuaderna unida a la viga trasera. Los cinturones de seguridad de la última fila de pasajeros estarán conectados en sus extremos superior e inferior a la cuaderna trasera más próxima, propuesta en FS 510.01. Finalmente, el empenaje horizontal y el vertical estarán unidos mediante sus respectivas vigas delanteras. La viga trasera del *estabilizador horizontal* no está unida a ningún elemento estructural, y de igual manera que en la situación del ala, deberá determinarse durante el diseño estructural si esto constituye una verdadera complicación estructural o no.

Es importante aclarar que no se ha propuesto el número total de cuadernas ni la separación entre estas puesto que Roskam [11] aclara que los lineamientos que rigen estos dos parámetros, presentados en su serie de libros, no es aplicable a aeronaves construidas en materiales compuestos.

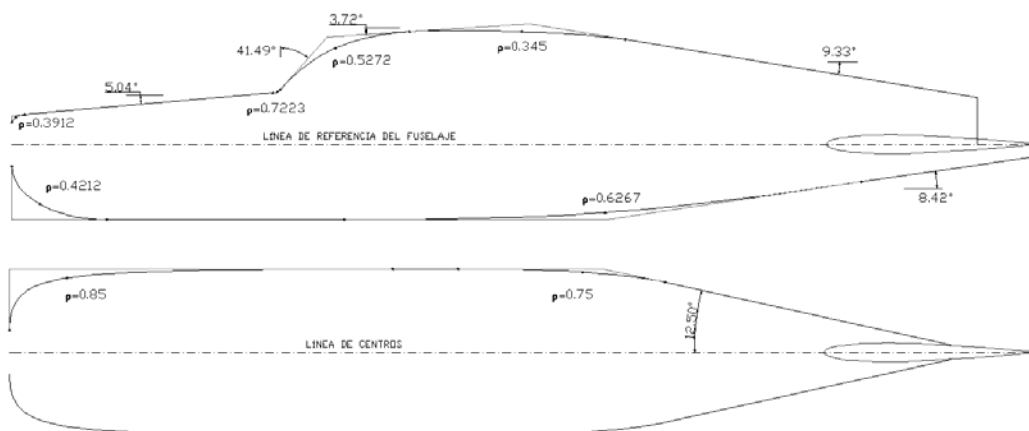


Figura 4.38 Poligonos de control para el perfil lateral y superior del Dash-9

Por último, se presenta en la figura 4.38 la composición de la vista lateral y superior del Dash-9. Se han suprimido en su totalidad los segmentos de arco y se han utilizado

únicamente rectas y cónicas, logrando la concatenación de todas las entidades geométricas del fuselaje. Se presentan en la figura 4.39 las tres vistas del Dash-9.

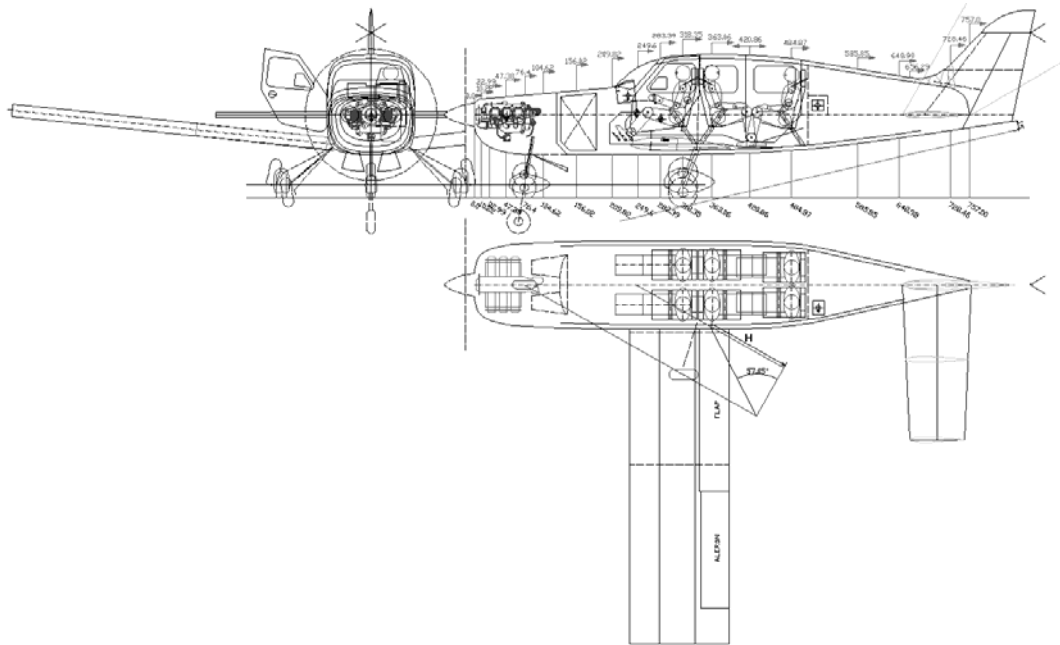


Figura 4.39 Tres vistas del Dash-9

INTENCIONALMENTE DEJADA EN BLANCO

CAPÍTULO 5. ANÁLISIS DE RESULTADOS

Se presenta la interpretación de los resultados con base en los estudios de comparación realizados y principalmente contra el competidor principal, el Piper 6X.

Como resultado de las iteraciones realizadas a partir del concepto original de diseño (Dash-1) se ha obtenido una mejor versión, más eficiente en términos de aprovechamiento del volumen y definición de la envolvente geométrica. En seguida se realizó una estimación Clase II del peso y centro de gravedad de la configuración refinada, explotando los datos obtenidos del plano de trabajo y manifestados en la tabla 4.4.

Al comienzo del desarrollo de este trabajo se adoptó la noción de que una aeronave de esta categoría, si cuenta con tren retráctil, se acerca más a la definición de un avión “ejecutivo en miniatura”. Por otra parte, un avión de esta categoría con tren fijo es más un “caballo de trabajo”, y al considerar que el cliente requiere el diseño de un avión económico, durante la concepción de la aeronave presentada se buscó lograr un balance entre un avión utilitario (el ya mencionado “caballo de trabajo”) y un avión ejecutivo.

Como ya se ha manifestado, la configuración presenta los límites del CG dentro de los rangos recomendados y por tanto la configuración (Dash-9) podrá utilizarse para las siguientes etapas de análisis y diseño. Las dimensiones y peso de la configuración presentada se encuentran dentro de los rangos obtenidos en el estudio de comparación. Se presenta un resumen ejecutivo de las características de diseño y parámetros físicos del Dash-9 en la tabla 5.1 a continuación.

Tabla 5.1 Resumen ejecutivo de datos de diseño y datos físicos del Dash-9

Datos de dimensionamiento inicial (Capítulo 2)		Datos de diseño (Capítulo 3)		Datos físicos del Dash-9 (Capítulo 4)	
W_0 , lb (kg)	3,092.4 (1,404)	$D_{\text{hélices}}$, pulg (m)	79.5 (2.02)	D_{eq} , pies (m)	4.6 (1.4)
W_E , lb (kg)	1,561.3 (708.8)	$A_{\text{enfriamiento}}/A_{\text{salida}}$, cm^2	1,115/892	L_{fus} , pies (m)	24.8 (7.57)
W_E/W_0	0.505	Viga delantera /viga trasera ala, %CAM	20 / 66	L_{fc} , pies (m)	8.66 (2.64)
W_{comb} , lb (kg)	331 (150.3)	Espesor interno del fuselaje, pulg (cm)	2.5 (6.35)	L_{fus}/D_f	5.4
H_p/W_0 , Hp/lb	0.07895	$b_{\text{alerón}}/b_{\text{ala}}$, $b_{\text{flap}}/b_{\text{ala}}$, %	32, 45.4	L_{fc}/D_f	1.89
P_{TO} , Hp	244	$C_{\text{alerón}}/C_{\text{ala}}$, $C_{\text{flap}}/C_{\text{ala}}$, %	28.5, 30	θ_{fc} , grados (sup/inf)	9.33 / 8.42
$W/S_{\text{diseño}}$, lb/pies ² (kg/m ²)	17 (83)	Datos físicos del Dash-9 (Capítulo 4)		Distancia entre hombros, cm (1 ^a , 2 ^a y 3 ^a fila)	120.6, 120.6, 110.4
S_{ref} , pies ² (m ²)	182.3 (16.93)	L_{fn} , pies (m)	20.74 (6.32)	Altura respecto a asientos, cm (1 ^a , 2 ^a y 3 ^a fila)	101.2, 102.2, 98.8
b , pies (m)	36.2 (11)	$P_{\text{máx fus}}$, pies (m)	16.8 (5.12)	Longitud de cabina de mando/pax, cm	304
L_{fus} , pies (m)	27.76 (8.46)	D , pies (m)	3.9 (1.19)	Altura total, cm	291
C_{ala} , pies (m)	5 (1.53)	Sw_{et} , pies ² (m ²)	279.86 (26)	Longitud total, cm	904
AR	7.2	V_t , gal (l)	57.91 (219.2)	$V_{\text{equipajes}}$, m ³	0.5
M	0.23	$W_{\text{vacío}}$, lb (kg)	1,942.7 (882)		
N_{pax}	6	MRW, lb (kg)	3,494 (1,586.3)		
N_{bl}	3	$W_{\text{vacío}}/W_0$	0.56		

Se presenta un análisis de los datos de dimensionamiento inicial y características físicas del Dash-9, presentados en la tabla 5.1.

- A excepción de la longitud total, las dimensiones de la aeronave se encuentran dentro de los rangos determinados en la sección 2.1. Deberá determinarse si es posible/necesario reducir la longitud total de la aeronave durante los análisis faltantes.
- Las separaciones entre hombros y alturas respecto a asientos son competitivos respecto al Piper 6X. La longitud de la cabina de pasajeros es 76 cm menor que la del Beech Bonanza (ver figura 3.19), a fin de limitar el desplazamiento longitudinal del CG. Durante las iteraciones subsecuentes deberán respetarse estos valores en la medida de lo posible.
- La fracción de peso vacío del Dash-9 tiene un valor del 56%, contra 67% del valor más bajo (Piper 6X) de las aeronaves competidoras, listadas en la tabla 2.11. Dicho ahorro en peso es producto de considerar el uso de materiales compuestos en las ecuaciones de peso en el capítulo anterior, y deberá

controlarse esta fracción de peso durante las fases siguientes de desarrollo del proyecto.

- El peso máximo del Dash-9 es 182 kg mayor de lo que se determinó en el dimensionamiento refinado (Sección 2.4), y es solamente 47 kg (2.9%) más ligero respecto al Piper 6X [25] en cuanto a su peso máximo de despegue.
- La relación de esbeltez del fuselaje (L_{fus}/D_f) se encuentra dentro del rango establecido en la tabla 3.1, de la sección de consideraciones aerodinámicas; sin embargo, la relación de esbeltez del cono de cola (L_{fc}/D_f) está por debajo de este rango, y deberá determinarse durante el análisis aerodinámico la contribución de esta baja relación de esbeltez a la resistencia aerodinámica total del avión. La pendiente superior e inferior del cono de cola está dentro de los límites indicados en la tabla ya mencionada.
- La velocidad de entrada en pérdida seleccionada (80 km/h) es demasiado baja en comparación con la del 6X (109 km/h) [44], y deberá determinarse durante el análisis aerodinámico el valor verdadero de dicha velocidad para el Dash-9.
- El alargamiento y superficie alar del Dash-9 y el Piper 6X son semejantes: 7.2 y 16.9 m² contra 7.2 y 16.6 m² [44], respectivamente.
- La capacidad de combustible del Dash-9 (219 l) es menor a la del Piper 6X (386 l), debido a la omisión de la reserva para 45 minutos en el dimensionamiento inicial, además de que se está simplificando el segmento de descenso como si fuera planeo sin potencia. Deberá estimarse el alcance real del Dash-9 en el análisis de desempeños. De requerirse un mayor peso de combustible, el peso del sistema de combustible también incrementará, de acuerdo con la ecuación (4.16). De igual manera, en la ecuación (4.1) se observa que el peso del ala también dependerá de la cantidad de combustible que alojará, lo que afectará al peso vacío, debiendo determinarse este incremento y modificando la configuración, según sea necesario, a fin de mantener el peso al mínimo.
- La posición de la viga delantera del ala se ha conservado como se propuso en la primera iteración, mientras que la viga trasera se desplazó del 60 al 66% para dar cabida a la portezuela de acceso del piloto/copiloto.
- Los valores de envergadura y cuerda de los flaps y alerones se han conservado como en el Dash-1. Estos valores sólo pueden proponerse en principio a partir de tendencias estadísticas, y será necesario realizar un estudio de estabilidad para determinar sus dimensiones y deflexiones reales.
- Se ofrece un volumen de 0.5 m³ para el compartimiento de equipaje, contra 0.2 m³ y 0.49 m³ del compartimiento delantero y trasero del Piper 6X, respectivamente. Se está considerando que el espesor estructural para el compartimiento en el Dash-9 es el mismo que el de la cabina (6.35 cm), y su volumen interno disponible se verá reducido por la tubería de calefacción proveniente del motor, y en menor medida por los cables de control del carburador, flaps del carenado, etc., que deberán disponerse de tal manera que generen la menor interferencia con el alojamiento del equipaje. Finalmente, durante el diseño de detalle deberá proponerse una red dentro del compartimiento para inmovilizar el equipaje.
- La longitud estructural del fuselaje (L_{f-n}) incluye al compartimiento delantero de equipaje.

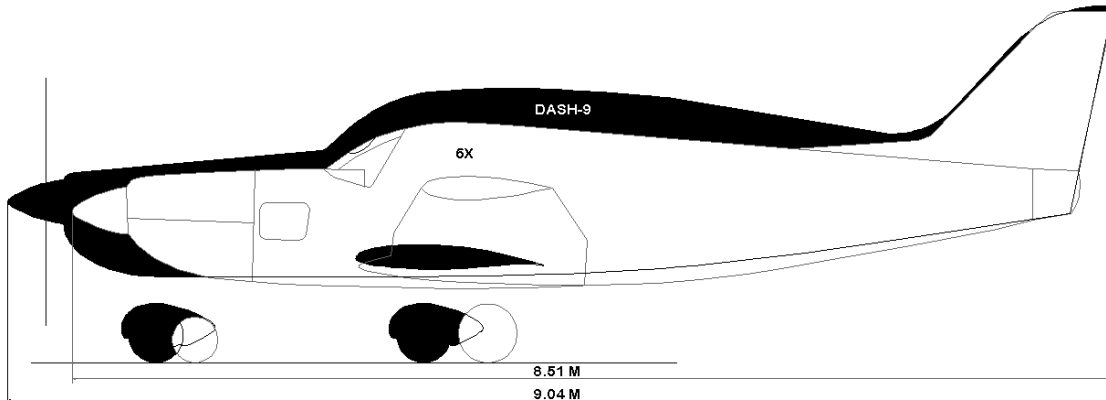


Figura 5.1 Perfil lateral del Dash-9 comparado con el de un Piper 6X

La figura 5.1 presenta la comparación del perfil lateral del Dash-9 comparado contra su competidor principal. Se observa que el fuselaje presenta una mayor altura, y longitud, y recordando su distribución interna, la disposición de los pasajeros es mejor tanto arriba como por debajo de la línea central, lo que significa que las alturas sobre las cabezas de la tripulación y el espacio brindado para las piernas es mayor que en el 6X. Especialmente para la cabina de mando, la altura de los asientos respecto al tablero de instrumentos es mejor [44], aunque deberá determinarse la resistencia aerodinámica total del Dash-9, dada su mayor superficie frontal y longitud total.

Para el caso del empenaje horizontal, el coeficiente volumétrico de dimensionamiento puede reducirse en un 10-15% para un empenaje de una sola pieza, es decir, que funcione tanto como estabilizador horizontal como timón de profundidad. Por haberse propuesto un perfil GA(W)-2, se está dejando íntegro el valor de dicho coeficiente por precaución, debido al elevado momento de cabeceo que presenta este perfil. Durante el análisis aerodinámico deberá decidirse si se utilizará este perfil o no.

Al presentar los avances del trabajo de diseño en una conferencia [62], se halló que la fase de evaluación de los requerimientos es susceptible de interpretarse como una excusa para no entregar exactamente lo que el cliente solicitó en un principio. En realidad no es así. El objetivo de evaluar los requerimientos es presentar la solución más segura, eficiente y rentable a las necesidades de un mercado en particular.

A menos que el cliente haya realizado estudios formales de requerimientos, es posible que solo tenga una *idea* de lo que necesita. El trabajo del diseñador, o del equipo de diseño, es completar esa imagen aún indefinida y respaldarla mediante la aplicación de criterio y análisis. En pocas palabras, estos estudios se realizan para ofrecer el avión *óptimo* al interesado. Sin embargo, debe aclararse nuevamente que los resultados de este trabajo aún no constituyen el diseño óptimo, pero pueden tomarse como el punto de partida para hallar una aeronave óptima mediante análisis más detallados.

La concepción de esta configuración se ha realizado en buena medida con la filosofía de mantener el peso al mínimo, generar una silueta currentilínea y prever un incremento en el caballaje del motor, de manera similar a como se realizaba en la primera mitad del siglo XX [32].

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

Conclusiones

De acuerdo con el objetivo general y objetivos específicos, y de las actividades y resultados manifestados en este trabajo, se presentan las siguientes conclusiones:

A partir de los requerimientos recibidos de Aeromarmi SA de CV se ha realizado un estudio del mercado y del estado tecnológico del segmento relevante de aviación general, a fin de delimitar las expectativas en cuanto a dimensiones, prestaciones y nivel de complejidad de la aeronave, y en base a este estudio se evaluaron los requerimientos de la empresa, determinando cuáles eran realistas y cuales no, como primer paso en la definición de la solución a las necesidades del interesado.

En seguida, se consultó la literatura de diseño citada a lo largo de este trabajo para complementar las restricciones impuestas por el dimensionamiento inicial, mediante la inclusión de consideraciones iniciales de aerodinámica, integración de planta motriz/sistema de combustible, seguridad, ergonomía y estructurales durante la concepción de la aeronave, generando las líneas más representativas que le dan un elemento de innovación a la forma exterior, considerando inherentemente el uso de materiales compuestos al proponer una geometría más compleja para el fuselaje que las que presentan las aeronaves de fabricación convencional en aleaciones de aluminio.

Se ha determinado el peso de la configuración manifestada en el plano de trabajo mediante ecuaciones de estimación de peso Clase II de la literatura, logrando un ahorro en el peso vacío, manifestado en el análisis de resultados, al considerar el uso de materiales compuestos en estas ecuaciones; de igual manera, se ha determinado la ubicación de los límites delantero y trasero del centro de gravedad, siendo satisfactorios en cuanto a consideraciones iniciales de estabilidad y flexibilidad operativa, y por tanto podrá utilizarse para realizar análisis a mayor profundidad de sus características aerodinámicas, de desempeños, mecánica de vuelo, etc.

Se ha identificado la necesidad de adoptar una forma de pensamiento para esta actividad que considere al mismo tiempo todas las restricciones técnicas que afectarán a la forma y configuración interna de la aeronave, desde las fases iniciales de la concepción. Complementario a esto, se ha determinado que es necesario saber crear opciones en cuanto a la configuración de la aeronave, a fin de ayudarse a visualizar la configuración de la aeronave, incluyendo todas las consideraciones iniciales en la creación de dichas opciones, y en seguida tomar lo mejor de cada opción para generar el concepto que se someterá a análisis a mayor profundidad. La utilidad del pensamiento integrativo se potenciará mediante la participación de otros especialistas para integrar con mayor eficiencia las consideraciones de las distintas disciplinas.

A continuación se presentan las conclusiones específicas sobre los procesos, técnicas y resultados de este trabajo, reforzando las conclusiones sobre los objetivos ya presentadas.

Del tratamiento gráfico de la configuración de la aeronave:

- El tratamiento gráfico de las curvas cónicas para el trazado de la geometría de la aeronave resulta de utilidad para generar el plano de trabajo, pero solamente al comienzo de la concepción y diseño; la configuración deberá iterarse más de una vez, y por tanto resulta poco práctico trabajar con planos de líneas. Considerando la complejidad de la forma del fuselaje, será necesario definir analíticamente su envolvente geométrica a fin de convertir el plano en un modelo paramétrico asociativo para facilitar su iteración.

Del proceso de concepción y diseño:

- Al trabajar en la concepción de la aeronave se tenía la noción de que se trataba meramente de concebir de primera intención el plano de trabajo, sin tener plena conciencia de que, como se ha manifestado en la sección 3.2, para llegar a la configuración inicial primero debían crearse opciones para después tomar decisiones. Independientemente de la integración de las restricciones en el concepto de diseño, la primera *suposición* realizada en esta etapa fue sobre la ubicación longitudinal del centro de gravedad. Otra suposición que fue en detrimento del desarrollo de la configuración fue la falta de verificación del volumen del tablero de instrumentos, al *suponer* que estaba dándosele suficiente volumen. El volumen y peso del equipo interno, como los instrumentos, tienen la misma importancia en la concepción y trazado que los pasajeros y motor. En general, puede decirse que la concepción del Dash-1 fue correcta, pero requería dársele mayor fundamento con la investigación de las dimensiones de los instrumentos, realizada posteriormente. De igual manera, al requerirse cierta ubicación del centro de gravedad sobre los tres ejes de la aeronave para la disposición del ala y tren de aterrizaje, estaba más que justificada la intención de adelantar la estimación del peso y centro de gravedad, puesto que también depende de la obtención de datos del equipo interno. Por último, la consideración de la geometría y disposición correctas de elementos aparentemente tan triviales como los asientos motivó la iteración de la configuración de la aeronave.
- Es en estas decisiones donde el criterio del diseñador es vital para llevar esta actividad a buen término: decidir sobre el análisis correcto, en el momento correcto. Como se observa en la sección 4.8.1, el análisis de peso y CG Clase II requiere una gran cantidad de datos sobre la geometría propuesta en el plano de trabajo, además de que no se utilizaron exclusivamente ecuaciones de Raymer, sino que se compararon con las de Roskam y Torenbeek a fin de tomar decisiones sobre los valores estimados de los pesos de los elementos de la aeronave, y seleccionar el valor más conveniente. La iteración de la configuración presentada en el Dash-1 constituyó una ayuda en la búsqueda de soluciones a las deficiencias del concepto inicial, y aunque en un momento se consideró desechar el concepto de diseño obtenido en la primera convergencia (ver secciones 3.5: Dash-1 y 4.3: Dash-3), la creación de estas opciones fomentó la generación de nuevas soluciones, manifestadas inicialmente en el plano “Híbrido” (ver Sección 4.7), culminando en el Dash-9. Lo mismo puede decirse de las tres últimas iteraciones: el Dash-8 y 9, (ver sección 4.8) que incorporan los centros de gravedad de los elementos internos y los límites delantero y trasero del CG, que como se ha manifestado repetidamente, constituyen una

restricción que debe cumplirse y respetarse a lo largo del desarrollo de la aeronave.

- Puede entonces manifestarse con certeza, que, aunque no se logre de primera intención llegar a “la solución definitiva” a un problema de diseño, las primeras soluciones (aparentemente) fallidas serán un punto de partida para la generación de nuevas soluciones, confirmando el principio manifestado en la sección 3.2, figura 3.5: “divergencia y convergencia/crear opciones y tomar decisiones”. No obstante, el diseñador deberá tener cuidado de no quedar atrapado en el proceso de “crear opciones”, teniendo siempre en mente que cada paso en el proceso de diseño nunca es mayor que la suma de sus partes, y deberán realizarse todos los análisis, el número de veces que sea necesario, hasta llegar a la mejor solución al problema de diseño.
- Es un error no permitir flexibilidad en el proceso de diseño. Mientras más pronto se pueda contar con información obtenida a partir del plano de trabajo, mejor. El diseño de una aeronave puede presentarse en forma de un diagrama de flujo, pero esto no implica que sea lineal: una parte importante de saber diseñar una aeronave es saber adaptar de forma realista el proceso mismo de diseño a los requerimientos de, por ejemplo, un programa de trabajo. Cada concepto (aeronave) y cada programa requieren un procedimiento de diseño distinto. Este trabajo ilustra los procesos de pensamiento adoptados en la concepción y en el *inicio* del diseño de la aeronave, y por tanto puede servir como una guía de pensamiento para otros ingenieros encargados de diseñar una aeronave tripulada. Es difícil visualizar una aeronave nueva, con suficiente nivel de detalle para plasmarla en un plano o modelo y obtener valores medibles que validarán o refutarán su utilidad como vehículo mediante los análisis a mayor profundidad.
- El diseño conceptual requiere de una descripción precisa de la geometría de la aeronave, para lo que se necesita combinar consideraciones prácticas y resultados de los diferentes análisis. En realidad, el diseñador modifica el plano de trabajo *conforme* los análisis revelan la necesidad de hacer modificaciones. En este trabajo, el diseño de la geometría de la aeronave y su distribución interna en realidad nunca se separa de ese proceso intangible llamado “concepción”, que toma el balance de las consideraciones reales y los integra en la imagen de una aeronave nunca antes vista.
- Una cosa es mirar en retrospectiva y describir las iteraciones y todos los factores que se consideraron, balancearon e integraron en el nuevo concepto de diseño, además de hallar semejanzas entre el procedimiento de concepción desarrollado sobre la marcha, el “pensamiento de diseño” y su relación con los preceptos del diseño industrial. Sin embargo, durante la concepción misma, de no saber que la creación de opciones es necesaria para en seguida tomar decisiones, la sensación preponderante que experimentará el diseñador es la de no estar progresando, de modo que otra cualidad que deberá desarrollarse es la tolerancia a la frustración. La concepción de la forma de una nueva aeronave no es una actividad que requiera solamente de “creatividad” desorganizada; la investigación es parte integral de la concepción, a fin de entender las limitaciones o restricciones a las que deberá someterse la aeronave y de canalizar este esfuerzo hacia la creación del nuevo vehículo dentro de estas restricciones.

- A pesar de la importancia del plano de trabajo, debido a que constituye el punto de partida en el análisis, diseño y optimización de un nuevo vehículo, es necesario desarrollar la capacidad de producirlo en un tiempo muy corto, lo que obliga a concluir que otra habilidad crítica que debe desarrollarse para este tipo de actividad es realizar esta conceptualización a gran velocidad; visualizar y plasmar las líneas exteriores de una nueva aeronave, así como su distribución interna es una actividad más difícil de lo que aparenta, lo que vuelve a esta actividad un reto aún mayor.

Del plano de trabajo:

- La definición del fuselaje y secciones transversales del Dash-9 podrán utilizarse para determinar las ecuaciones que definen a cada entidad geométrica que las constituye y generar un modelo paramétrico asociativo, en lugar de seguir trabajando con planos de líneas, facilitando las iteraciones subsecuentes que pudieran requerirse durante las etapas de análisis restantes.

De los análisis:

- El diseñador debe confiar en su propio juicio. Nadie más está tan involucrado en la concepción de la aeronave como el diseñador de la configuración, puesto que él recibe requerimientos e información de otros especialistas y del cliente y los transforma en la imagen de una aeronave. Si el diseñador considera que puede, o debe adelantarse una fase de análisis, es un error no hacerlo. Es difícil crear un buen aparato, y es muy fácil echarlo a perder. Ya se ha manifestado que existen criterios racionales y normativos que rigen la concepción y diseño de la forma de una aeronave, y los análisis revelarán las características reales del concepto dibujado en el plano. Donde interviene el *criterio* del diseñador, es en la toma de decisiones que darán lugar y las que se deriven de estos análisis. En cuanto a las decisiones que darán lugar a los análisis, el diseñador deberá decidir el mejor momento para hacer algún análisis, en algunos casos indiferentemente de la secuencia presentada en alguna literatura de diseño. Si por ejemplo, ya se cuenta con la envolvente geométrica de la aeronave, y hasta ese momento sólo se ha hecho una *suposición* de la ubicación *longitudinal* del centro de gravedad, es conveniente hacer una recopilación de datos (como los presentados en la tabla 4.4) que sirvan para determinar la posición real del CG. Los análisis inevitablemente deben realizarse, pero la decisión de *cuándo* realizarlos recae en el diseñador/equipo de diseño. Las decisiones derivadas de los análisis constituirán a las iteraciones subsecuentes de la configuración. En el capitulado de Raymer [9], el primer análisis a realizar después del trazado de la configuración corresponde al de características aerodinámicas, seguido por el análisis de potencia instalada, determinación del diagrama V-n, hasta llegar al análisis de peso y centro de gravedad. Sin embargo, como se ha mostrado a lo largo del trabajo, para esta aeronave en particular, una de las primeras restricciones sobre las que debe trabajarse es el CG, debido a la flexibilidad operativa requerida por la aeronave para ser competitiva en el mercado.
- La estimación del centro de gravedad puede y *debe* realizarse tan pronto y se cuenta con la envolvente geométrica del fuselaje. La estimación del CG de primer orden solamente es aceptable cuando no se cuenta con información de los fabricantes de equipo interno. Es necesario contar con las envolventes

geométricas de estos equipos para validar el trazado de la configuración. Mientras más pronto se obtenga información sobre las partes del avión ya dibujadas, mejor, dado que el peso es un factor que influye directamente en la configuración de la aeronave, del tren de aterrizaje, en el arreglo de las superficies aerodinámicas y finalmente en el costo.

- Que un diseño sea conceptual no implica que su validación pueda ser pobre. Debe estar respaldado por la información más cercana posible a la realidad. Los problemas “persistentes” en un diseño son consecuencia de hacer demasiadas suposiciones y “arrastrarlas” a lo largo del diseño. El análisis validará o invalidará la configuración: dicha validación se dará cuando la configuración cumpla con el requerimiento relevante, por ejemplo, la posición del CG, el peso dentro de límites, etc. En consecuencia, al no cumplir con los objetivos de diseño de cada fase, la configuración carece de validez en dicha fase, lo que motivará la iteración. Al tratar de validar la configuración meramente con suposiciones, la incertidumbre es aún mayor que si se hiciera un análisis con ecuaciones obtenidas de la literatura de diseño, puesto que sólo la aeronave real presentará todos los parámetros físicos y de desempeño *verdaderos*. De realizarse correctamente, los análisis Clase II arrojarán resultados semejantes a la realidad.
- Una aeronave verdaderamente balanceada sólo puede lograrse en un tiempo razonable cuando se está considerando un gran número variables *al mismo tiempo*, cosa que sólo puede hacerse con un equipo de diseño multidisciplinario. Mientras más datos reales, obtenidos tanto del plano de trabajo como de información del fabricante, menor será la incertidumbre experimentada durante el proceso y por tanto se producirá un diseño de mayor confiabilidad y realismo.
- Considerando la naturaleza de este proyecto, el diseño concurrente es la práctica más conveniente, ya que combina las fases de diseño conceptual, preliminar y de detalle.

De las aportaciones de este trabajo:

- La configuración manifestada en el Dash-9 constituye el primer paso en la generación de una respuesta a la necesidad manifestada por Aeromarmi SA de CV para ocupar el nicho de aviación general para aeronaves de 4 a 6 plazas de largo alcance. Se ha dimensionado y concebido tomando como parámetro de comparación a otra aeronave semejante (Piper 6X), y mediante el análisis de peso y centro de gravedad Clase II, en conjunción con las iteraciones realizadas, se ha obtenido una configuración que presenta una ventaja esencial sobre el competidor principal: puede transportar su carga útil máxima de 6 pasajeros, equipaje y combustible, manteniendo su centro de gravedad dentro de límites adecuados para una aeronave estable [9], mientras que el competidor no puede llevar a los 6 pasajeros sin sacrificar una fracción del peso de combustible [44]. Sin embargo, una desventaja del Dash-9 radica en su menor capacidad de combustible, que deberá solucionarse mediante el diseño a mayor profundidad, a fin de lograr los objetivos de diseño establecidos en este trabajo.
- Con respecto al criterio inicial de flexibilidad operativa, establecido en la sección 2.2.6, que dicta que una aeronave de este tipo será juzgada

principalmente por su alcance y cuánta carga útil puede llevar [29], y de acuerdo al cálculo de peso y centro de gravedad Clase II realizado en la sección 4.8.1 de este trabajo, la configuración propuesta en el Dash-9 ofrece una ventaja esencial sobre el competidor más fuerte considerado en este trabajo, el Piper 6X, que consiste en la capacidad de poder llevar su carga útil máxima de 68 kg de equipaje, 486 kg correspondientes a los seis ocupantes y 150 kg de combustible, mientras que el 6X no puede llevar a todos sus ocupantes, equipaje y combustible a plena capacidad [25]. De modo que, para la categoría de aeronaves de seis plazas, ala baja y tren fijo, y respecto a la consideración ya mencionada, la configuración concebida está alcanzando el límite del estado tecnológico, debiendo determinarse sus características aerodinámicas mediante los análisis subsecuentes, e iterando la configuración a fin de conservar esta ventaja esencial sobre la competencia mientras se satisfacen los demás objetivos de diseño en cuanto al alcance, velocidades de operación, carrera de despegue, etc.

- Este trabajo no es más que una transcripción de la propia visión y experiencia del autor en el proceso de diseño conceptual, y debe tomarse con la debida objetividad. Cada diseñador debe encontrar la secuencia de trabajo que le entregue los mejores resultados en el menor tiempo posible. Este trabajo ilustra algunos de los procesos de pensamiento involucrados en la concepción de la geometría de una aeronave y puede constituir una herramienta para auxiliar a otros interesados en el diseño de nuevas aeronaves.

De las metodologías de diseño:

- Los métodos de análisis de propiedades de masa (peso y CG), aerodinámico, de potencia instalada, etc., son similares de una referencia a otra, y son necesarios para completar esa imagen de la nueva aeronave plasmada en el plano; sin embargo, a pesar de que existe literatura especializada en el diseño de aeronaves, esta actividad sólo puede aprenderse concibiendo y diseñando aeronaves, de modo que, para la fase de concepción de la configuración de la aeronave, dicha literatura no constituye un “recetario”.
- La única consideración del uso de materiales compuestos indicada en la literatura de diseño corresponde al ahorro en peso vacío de la aeronave, tanto en el dimensionamiento inicial como en la estimación del peso y CG Clase I y II, en forma de factores de “ajuste” (ver tabla 4.1), que no son más que una constante por la que se multiplica el valor del elemento a calcular a fin de obtener el peso de dicho elemento pero como si hubiera sido fabricado en material compuesto. A menos que se realice un análisis estructural como parte integral del proceso de diseño, la reducción del peso en el dimensionamiento y en la estimación del peso de la configuración manifestada en el plano es la única consideración mencionada.
- Como se ha observado a lo largo del trabajo, son muchas variables, información y restricciones las que deben balancearse en la concepción y diseño, por lo que es vital contar con un equipo de diseño formado por especialistas en las distintas disciplinas que tienen incidencia en el nuevo diseño. Es imposible que una sola persona tenga todo el conocimiento que se necesita para crear un sistema tan complicado como lo es una aeronave; por otra parte, los conocimientos de los

otros especialistas coadyuvarán a la creación de mejores opciones, para igualmente tomar mejores decisiones con más rapidez. El proceso de diseño debe “sentirse” optimista por quienes lo desarrollan; las decisiones correctas en la concepción de la configuración ayudarán a sostener este “optimismo”, que se logrará mediante la aplicación del criterio de especialistas con conocimientos en distintas áreas relacionadas a la creación de la aeronave. La toma de decisiones correctas reducirá el número de iteraciones necesarias, y adelantará la generación de las mejores soluciones. Una de las cualidades del pensamiento integrativo, o de diseño, debe ser el elemento de incluir la participación de otros especialistas, por las razones ya expuestas.

- A pesar de que Raymer [37] manifiesta que el concepto inicial de diseño se origina en la mente de una sola persona, el diseñador, y de los puntos expuestos anteriormente, la situación prevalente del país exige que la generación de conocimiento se realice con prontitud, sin importar que sea en detrimento del valor “intangibles” brindado por el atractivo aparente de una aeronave. El término “pensamiento de diseño” es simplemente un nombre que se le da a una mejor práctica de esta actividad, que explota todas las restricciones impuestas a un proyecto de diseño y las convierte en un sistema, sin sobrepasar estas restricciones. El diseño de una aeronave no consiste tan solo en crear la forma y distribución interna del aparato en base a restricciones y análisis, sino también en saber *adaptar* el proceso mismo de diseño a las restricciones impuestas al proyecto.

“El diseño es demasiado importante como para dejarse en manos de un solo diseñador”

Tim Brown [36]

Proyectos derivados de este trabajo

A fin de dar continuidad a este trabajo se realizó un modelo paramétrico del fuselaje de la aeronave, mediante la obtención de los puntos de las curvas cónicas que definen las estaciones del fuselaje para determinar las ecuaciones que definen a estas curvas mediante el método de aproximaciones numéricas, y mediante su tabulación en Excel, se transfirieron sus coordenadas a Unigraphics. Este tratamiento no entregó una representación fiel de la envolvente debido al método de aproximaciones utilizado, de modo que deberán determinarse las ecuaciones *exactas* de las secciones transversales, además de que también deberán incluirse en la parametrización las curvas cónicas que definen al perfil superior y lateral, mostradas en la figura 4.38.

Recomendaciones

- Se requiere realizar un análisis aerodinámico de la configuración presentada en el Dash-9, a fin de determinar coeficientes de resistencia aerodinámica y de sustentación a fin de utilizarse como base para el análisis de estabilidad longitudinal y desempeños operativos, que determinarán conjuntamente las características reales de vuelo de la aeronave, en lugar de las estimadas a partir de tendencias históricas en el dimensionamiento inicial. Se reitera que la configuración deberá iterarse a medida que los análisis revelen alguna deficiencia en cuanto a los objetivos de diseño, que incluyen, entre otros: un excesivo coeficiente de resistencia parásita, una fineza aerodinámica menor de la

esperada, una velocidad de crucero excesivamente baja, o un alcance menor al propuesto.

- Antes de realizar este análisis aerodinámico deberá realizarse una selección del perfil aerodinámico del ala, a fin de determinar el mejor perfil para esta configuración en particular. Dicha selección deberá considerar no solo la fineza aerodinámica y coeficientes de sustentación y resistencia aerodinámica, sino también el coeficiente de momento de cabeceo, que tendrá una influencia directa en el valor de la superficie del empenaje horizontal para su balanceo, lo que afectará directamente la resistencia aerodinámica total de la aeronave, y en consecuencia su alcance.
- A pesar de que se trata de un diseño conceptual, será necesario definir analíticamente la envolvente del fuselaje a fin de explotar recursos como el software PLM, en el que podrá construirse un modelo paramétrico asociativo utilizando dicha definición analítica. Para tener el mayor control posible sobre la envolvente y evitar discontinuidades en su superficie, se recomienda llevar un control de tangencias de las estaciones a partir de las cuales se generará la envolvente, recordando que se tratará de un método analítico y no gráfico, como se ha manejado en este trabajo. De igual manera, lo que en este trabajo se ha manejado como el gráfico de líneas auxiliares de control para la variación del parámetro ρ , deberá definirse de forma analítica. Deberá tenerse siempre presente que la colinealidad de los puntos de tangencia de las curvas que definen una geometría es lo que generará curvas y superficies continuas.
- El equipo de especialistas participará en la evaluación de la configuración, durante el progreso mismo de esta; a pesar de la importancia del criterio del diseñador de la configuración, los conocimientos de los especialistas jugarán un papel importante en la toma de decisiones en cuanto a la configuración y la realización de los análisis. Es precisamente el criterio y conocimientos de otros especialistas lo que ayudará al diseñador/es a concebir una mejor solución al problema. La comunicación será fundamental en la toma de decisiones y aportación de conocimientos de los demás especialistas: de haber incertidumbre en algún área de la configuración, será necesario informar a los otros especialistas y detallar dicha incertidumbre u obstáculo encontrado, a fin de tener más información con la cual generar soluciones al problema. Mientras más pronto se involucre a los especialistas en la concepción y diseño, mejor. Esto requerirá un esfuerzo extra de parte del diseñador de la configuración, ya que deberá tener la disposición de comunicar sus dudas e inquietudes, así como saber cuándo tomar decisiones por sí mismo y cuándo seguir instrucciones de alguien más.
- Los pesos y límites del centro de gravedad manifestados en este trabajo deberán tomarse como un parámetro a respetar durante las siguientes iteraciones; sin embargo, esto no implica que no pueda haber una mejora en estos parámetros, siempre y cuando la configuración mantenga una adecuada resistencia estructural y cualidades de vuelo, que deberán determinarse durante otros análisis.

- Debe aclararse que durante los análisis faltantes, deberá utilizarse el valor de potencia del motor seleccionado en la sección 2.5 y utilizada para el dimensionamiento inicial de la hélice y tomas de enfriamiento en la sección 3.3.3. Deberá determinarse el alcance de la configuración manifestada en el plano de trabajo, lo que requerirá iterar la configuración y calcular nuevamente sus pesos, centro de gravedad, características aerodinámicas, alcance y rendimientos operativos. Aunque la configuración redimensionada cumplirá con el requerimiento de alcance, es probable que no cumpla con los demás requerimientos de desempeños operativos [9], de modo que deberá realizarse un plano de interpolación, cuyos puntos estarán constituidos por variaciones en los parámetros H_p/W y W/S para la configuración analizada, graficados contra el peso máximo de despegue correspondiente a dichos parámetros. Este plano se utilizará para determinar, mediante (nuevamente) más análisis de desempeños operativos la aeronave que cumplirá con todos los requerimientos de alcance y desempeño, con el menor peso. Raymer [9] y Roskam [11] presentan métodos para la construcción de este plano.
- Es posible que un proyecto de esta naturaleza despierte interés tanto en aquellos que tienen conocimiento del tema como en quienes no lo tienen, y deberá tenerse control sobre a quién se le manifiestan los avances de dicho proyecto, a fin de evitar la generación de proyectos no relacionados con el objetivo final del trabajo.
- La gente involucrada en la concepción y diseño de la aeronave deberá poder pensar objetivamente y no temer expresar lo que realmente piensa, a pesar de la presión a la que estarán sometidos para entregar resultados en tiempo y forma.

INTENCIONALMENTE DEJADA EN BLANCO

Referencias bibliográficas

1. Aircraft owners and pilots association, *What is general aviation?* - www.aopa.org (21/09/2009)
2. SEESIME, *Centenario mundial de la aviación 1903-2003, y la participación de la ESIME en el desarrollo de la aviación en México*, Gaceta de la Sociedad de Exalumnos de la Escuela Superior de Ingeniería Mecánica y Eléctrica, número 23, año 2003
3. Avión Revue, *Resucita la industria aérea: Nuevo impulso a la construcción de aviones en México*, Motorpress-Ibérica, No. 14, Febrero 2001
4. **Comunicado de prensa** – *Generará el Politécnico Tecnología Aeronáutica para impulsar la creación de aviones mexicanos*, Coordinación General de Comunicación Social IPN (16/02/2007)
5. Aeromarmi SA de CV - www.aeromarmi.com (2/09/2009)
6. **Camarena D.**, *Análisis numérico y experimental de la unión tren principal–fuselaje–montante de una aeronave ultraligera, biplaza, monomotora, de fabricación nacional*. Tesis de licenciatura, ESIME Ticomán, 2009
7. **Morales, A.** *Análisis de esfuerzos para el diseño preliminar de un registro de inspección en el ala de la aeronave Stela M-1 fabricada en materiales compuestos*. Tesis de licenciatura, ESIME Ticomán, 2008
8. Federal Aviation Administration – *Airplane Flying Handbook*, 2004
9. **Raymer, D.**, *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 4ª edición, 2006
10. **Stinton, D.**, *The Design of the Aeroplane*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, VA, 2ª Edición 2001
11. **Roskam, J.**, *Airplane Design*, Tomos I-V, Design, Analysis and Research Corporation, Lawrence, Kansas, 2003-2005
12. **Torenbeek, E.**, *Synthesis of Subsonic Airplane Design*, Kluwer Academic Publishers, NL, 1982
13. **Mason, W.**, *Aircraft Layout. From the master, Nathan Kirschbaum, from Kirschbaum's Aircraft Design Handbook*, Virginia Tech Aerospace and Ocean Engineering, 2006
14. **Mason, W.**, *Mini case study: Roy Chadwick and the Vulcan, Configuration evolution as shown through the progression of drawings (originally collected by Nathan Kirschbaum)*, Virginia Tech Aerospace and Ocean Engineering, 2006

15. **Leboeuf, J.**, *Jacques Viénot and the « Esthétique Industrielle » in France (1920–1960)* - <http://designethistoires.lecolededesign.com/2009/08/jacques-vienot-and-the-esthetique-industrielle-in-france-1920-1960/> (30/09/2009)
16. **Leboeuf, J.**, *The Industrial Aesthetics Charter and “useful beauty”* - <http://designethistoires.lecolededesign.com/2009/08/the-industrial-aesthetics-charter-and-useful-beauty/> (30/09/2009)
17. **Turnbull, A.** *The Typical General Aviation Aircraft*, NASA Contractor Report 1999-209550, septiembre 1999
30. El Alto Airport (LPB) Details <http://www.world-airport-codes.com/bolivia/el-alto-3871.html> (10/04/2007)
18. *Crece 10% aviación privada en México* – www.informador.com.mx/economia/2008/37276/1/crece-10-aviacion-privada-en-mexico.htm (28/09/2009)
19. Aircraft Crash Recovery Guide: Piper Aircraft Group – Sandpiper Media, Inc.
20. Columbia 400 (LC41-550FG) - Information Manual, The Lancair Company, Rev. 3, Nov. 2004
21. Cirrus SR22 - Pilot’s operating handbook and EASA approved airplane flight manual, Cirrus Design Corporation, 2008
22. Mooney aircraft - www.mooney.com (29/03/2007)
23. Rockwell Commander 114 operating handbook, Gulfstream Aerospace Corporation, 1998
24. Hawker Beechcraft - www.hawkerbeechcraft.com (31/03/2007)
25. New Piper - www.newpiper.com (30/03/2007)
26. Commander 114TC FAA Type Certificate Data Sheet A12SO, 2006
27. Cirrus Design Corporation www.cirrusdesign.com (31/03/2007)
28. Columbia LC41-550FG FAA Type Certificate Data Sheet A00003SE, 1997
29. **Cox, B.** *Return of the Big Six*, Plane & Pilot Magazine, septiembre 2004 - <http://www.planeandpilotmag.com/aircraft/pilot-reports/piper/piper-6x.html> (7/11/2007)
30. **Bay, D.**, *Aircraft Design Configuration*, Cranfield University, 2008
31. Presentación en la academia de aerodinámica, agosto 2007
32. **Raymer, D.** *Enhancing conceptual design using multidisciplinary optimization*. Tesis de Doctorado, Real Instituto Tecnológico, Estocolmo, Suecia 2002

33. **Macey, S., Wardie, G.,** *H-Point, The fundamentals of car design & packaging*, Curb Industries, LLC, 2009
34. Aircraft studio design - www.aircraftstudiodesign.com (24/05/2008)
35. Industrial Designers Society of America, *ID defined* - www.idsa.org (25/08/2009)
36. **TEDGlobal,** *Tim Brown urges designers to think big*, 2009
http://www.ted.com/talks/tim_brown_urges_designers_to_think_big.html (28/09/2009)
37. **Raymer, D.** *Design-Centric System Synthesis vs. Optimization-Centric System Engineering*, 2005
38. Lycoming IO-540C series engines FAA Type Certificate Data Sheet IE4, 2006
39. **Marchman III, J., Manor, D., Faery, F.,** "Whitcomb Winglet applications to General Aviation Aircraft," AIAA Paper 78-1478, Agosto 1978.
40. **Adams, L.,** *The use of conics in airplane design*, Mathematics magazine, Vol. 25, No. 4, Marzo-Abril 1952
41. Avidyne Entegra Integrated Flight Deck System
<http://www.avidyne.com/support/downloads/brochures.asp#entegra> (12/04/2008)
42. MILSPEC 1333B, Aircrew Station Geometry; General Specification for, Department of Defense, EEUU, 1987
43. MIL-S-81771A Seats; Aircrew, Adjustable; Aircraft General Specification for, Department of Defense, 1975
44. Avión Revue, *Prueba en vuelo: Piper 6X*, Motorpress-Ibérica, No. 90, julio 2007
45. Garmin GNS 530W / 430W Specifications -
<https://buy.garmin.com/shop/shop.do?cID=194&pID=8052#specsTab> (22/06/2008)
46. Garmin GTX-330/330D Mode-S Transponders -
<https://buy.garmin.com/shop/shop.do?cID=198&pID=201#specsTab> (22/06/2008)
47. Garmin GMA340 Audio Panel -
<https://buy.garmin.com/shop/shop.do?cID=199&pID=93#specsTab> (22/06/2008)
48. Revue Thommen, 3-inch Counter Drum Pointer Altimeters, Types 3A63, 3A62 -
http://www.thommen.aero/standard.cfm?ID_n=47&unter=39&haupt=26&language=1
(17/06/2008)
49. Revue Thommen, 3-inch Maximum Allowable Airspeed Indicators, Types 5C16-series
http://www.thommen.aero/standard.cfm?ID_n=46&unter=39&haupt=26&language=1
(17/06/2008)

50. Mid-Continent LifeSaver Electric Attitude Indicator – 4300 series
http://www.lifesavergyro.com/technical_home.html (15/06/2008)
51. **Bingelis, T.** Firewall forward – Engine installation methods, Experimental Aircraft Association, Oshkosh, EEUU, 1992
52. MT propeller hydraulic constant speed propellers - <http://www.mt-propeller.de/en/entw/hydraulic.htm> (8/05/2009)
53. Kelly Aerospace NC-06-76 Columbia 300 Thermawing Deice Installation Manual and ICA - http://www.kellyaerospace.com/techinfo_KATS.html (01/05/2009)
54. **Stinton, D.**, *The Anatomy of the Aeroplane*, 2nd Edition, AIAA, 1998
55. B&C Specialty Products - <http://www.bandc.biz/downloads-reference.aspx> (8/05/2009)
56. VAF Forums – “Magneto weight?” - <http://vansairforce.com/community/showthread.php?p=28256> (7/05/2009)
57. Skytec Lycoming Starters - <http://www.skytecair.com/Lycoming.htm> (8/05/2009)
58. Concorde Aircraft Batteries - <http://www.concordebattery.com/aviationbattery.php> (8/05/2009)
59. NBDL-87R003, *Anthropometry and Mass Distribution for Human Analogues, Volume I: Military Male Aviators*, Naval Biodynamics Laboratory, New Orleans, EEUU, 1988
60. Goodyear - Aircraft Tire Data Book, 2002
61. **Herrnstein, Jr., W., Biermann, D.**, *The drag of airplane wheels, wheel fairings and landing gears – I*, NACA-TR-485, 1935
62. 10º Congreso de Ingeniería Electromecánica y de Sistemas, 30/11/2007; México D.F.