

DISEÑO CONCEPTUAL Y PRELIMINAR DE UNA AERONAVE MILITAR PARA
ENTRENAMIENTO Y ATAQUE LIGERO: "HORUS AT-9".

HOWARD STEVENSON TIBADUIZA LANDÍNEZ

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES
FACULTAD DE INGENIERÍA
INGENIERÍA AERONÁUTICA
BOGOTÁ, D.C.
2014

DISEÑO CONCEPTUAL Y PRELIMINAR DE UNA AERONAVE MILITAR PARA
ENTRENAMIENTO Y ATAQUE LIGERO: **HORUS AT-9.**

HOWARD STEVENSON TIBADUIZA LANDÍNEZ

Trabajo de grado para optar por el título de Ingeniero Aeronáutico.

Eduardo Fadul Aguirre
Ingeniero Aeronáutico
Asesor de Proyecto

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES
FACULTAD DE INGENIERÍA
INGENIERÍA AERONÁUTICA
BOGOTÁ, D.C.
2014

NOTA DE ACEPTACIÓN

PRESIDENTE DEL JURADO

JURADO

JURADO

Bogotá, D.C., 16 de Mayo de 2014

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

A mis padres, mis
hermanos, mi esposa y
mi hija, semilla de amor,
fe y motivación para
lograr esta meta.

**Howard Tibaduiza
Landinez**

AGRADECIMIENTOS

Deseo realizar la manifestación de agradecimiento por esta meta, a las personas que de alguna u otra forma me apoyaron a cumplirla y concretarla.

En primer lugar a mi asesor, al Ingeniero Eduardo Fadul Aguirre, quien me oriento en todo momento del desarrollo del proyecto para obtener un resultado satisfactorio, al ingeniero Fernando Rivera, por su guía profesional que permitió dar origen a este documento y que sin su voz de aliento no hubiese sido materializado. Pero en especial al Ingeniero Sergio Andrés Paz Araque, así como a mi hermano e Ingeniero Giovanni Tibaduiza, por la ayuda investigativa, documental y moral que me ofrecieron durante el transcurso de elaboración del documento y que sin su voz de aliento y amistad no hubiera logrado ser el ingeniero que soy.

CONTENIDO

CONTENIDO	7
ÍNDICE DE TABLAS.....	11
ÍNDICE DE GRÁFICOS	13
ÍNDICE DE FIGURAS.....	14
ÍNDICE DE ECUACIONES	15
SÍMBOLOS.....	19
GLOSARIO	23
INTRODUCCIÓN.....	27
OBJETIVOS	29
OBJETIVO GENERAL	29
OBJETIVOS ESPECÍFICOS.....	29
1 FUNDAMENTOS DE DISEÑO	30
1.1 BASELINE	30
1.2 CONFIGURACIÓN DE AERONAVE.....	32
1.2.1 Configuración Externa y de Superficies.....	32
1.3 DIMENSIONAMIENTO DE CABINA	35
1.4 DIMENSIONAMIENTO DE SILLA DE EYECCIÓN	37
1.5 EQUIPOS AVIÓNICOS.....	39
2 PARÁMETROS PRELIMINARES	40
2.1 PERFIL DE MISIÓN.....	40
2.2 REQUERIMIENTOS MÍNIMOS DE LA PROPUESTA	41
3 PARAMETRIZACIÓN PRELIMINAR.....	42
3.1 DETERMINACIÓN DEL W_{TO}	42
3.1.1 Valor de carga paga (W_P) y Peso tripulación (W_C)	42
3.1.2 Calculo de consumo de Combustible	42
3.1.3 Estimación del Peso Vacío (W_E)	49
3.1.4 Iteración para obtención de W_{TO}	50
3.2 FACTORES DE CRECIMIENTO O ESTUDIOS DE MERCADO	51
3.2.1 Factor de crecimiento respecto al Rango	51

3.2.2	Factor de crecimiento respecto a la Carga Paga.....	52
3.3	CÁLCULOS Y SUPOSICIONES INICIALES	53
3.3.1	Estimación de Coeficientes de Aerodinámicos	53
3.3.2	Carga Alar, W/S.	57
3.3.3	Velocidad máxima, Vmax.	58
3.3.4	Carrera de despegue, S _{TO}	59
3.3.5	Tasa de ascenso, ROC.	62
3.3.6	Techos de vuelo.....	64
3.3.7	Tasa de Giro instantánea	66
3.3.8	Punto de diseño	70
3.4	COMPARATIVO DE PUNTO DE DISEÑO RESPECTO AL A.R.	71
4	DIMENSIONAMIENTO PRELIMINAR	74
4.1	DIMENSIONAMIENTO DEL ALA	74
4.1.1	Características de sustentación	76
4.2	DIMENSIONAMIENTO DE FUSELAJE	78
4.3	DIMENSIONAMIENTO DE ESTABILIZADOR HORIZONTAL.....	79
4.4	DIMENSIONAMIENTO DE ESTABILIZADOR VERTICAL	81
4.5	DIMENSIONAMIENTO DE SISTEMA DE PROPULSIÓN.....	84
4.5.1	Dimensionamiento del Motor	84
4.5.2	Dimensionamiento de Hélice.....	87
5	DETERMINACIÓN DE PESOS DE COMPONENTES	90
5.1	ESTRUCTURA SEGÚN USAF	90
5.1.1	Alas.....	90
5.1.2	Estabilizador Horizontal y Vertical	91
5.1.3	Fuselaje:	92
5.1.4	Tren de Aterrizaje	93
5.2	SISTEMA PROPULSOR SEGÚN USAF	93
5.2.1	Motor.....	93
5.2.2	Subsistemas de Propulsión	93
5.3	SISTEMAS DE CONTROL DE SUPERFICIES SEGÚN USAF.....	97
5.4	INSTRUMENTOS SEGÚN USAF	98

5.4.1	Indicadores de Instrumentos de vuelo.....	98
5.4.2	Indicadores de instrumentos del motor	98
5.5	Sistema eléctrico	99
5.6	Mobiliario	99
5.7	Aire acondicionado y sistema anti-hielo	100
5.8	Aviónicos	101
6	CENTRO DE GRAVEDAD Y MOMENTOS DE INERCIA.	102
6.1	CENTRO DE GRAVEDAD	102
6.2	MOMENTOS DE INERCIA.	108
7	TREN DE ATERRIZAJE	109
7.1	CALCULO DE TREN DE ATERRIZAJE	109
7.1.1	Ubicación y longitud del tren de principal.	109
7.1.2	Ubicación tren de nariz	120
7.2	REQUERIMIENTOS DEL TREN.	121
7.2.1	Ángulo de inclinación posterior.	121
7.2.2	Distancia al suelo en rotación de despegue	123
7.2.3	Angulo de vuelco	125
8	SUPERFICIES DE CONTROL.	127
8.1	CONSIDERACIONES INICIALES	127
8.2	DISEÑO DEL ALERÓN	127
8.2.1	Verificación de parámetros.....	132
8.3	DISEÑO ELEVADOR	133
8.3.1	Verificación de parámetros del elevador	139
8.4	DISEÑO DEL TIMÓN DE DIRECCIÓN.....	141
8.4.1	Aterrizaje con viento cruzado.	141
8.4.2	Recuperación en perdida o barrena.	147
9	APARIENCIA FINAL DE LA AERONAVE	152
10	CONCLUSIONES	154
11	RECOMENDACIONES	156
12	BIBLIOGRAFÍA	157
	ANEXOS	160

ANEXO 1 TABLAS COMPARATIVAS DE AERONAVES LÍNEA BASE	160
ANEXO 2 GRÁFICOS COMPARATIVOS DE AERONAVES DE LÍNEA BASE.	176
ANEXO 3 CARACTERÍSTICAS AERÓDROMOS MILITARES.....	182
ANEXO 4 CÓDIGOS MATLAB PARA CÁLCULO DE PARÁMETROS.....	183
A. Código para cálculo de coeficiente de sustentación para el ala	183
B. Código para cálculo de comportamiento de deflexión del elevador. ...	184
ANEXO 5 TCDS PARA MOTORES PT6A-68, PT6A-68B, PT6A-68C, PT6A-68D Y PT6A-68T	185

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1. Aeronaves <i>Baseline</i>	31
Tabla 2. Configuración A	32
Tabla 3. Configuración B	33
Tabla 4. Configuración C	33
Tabla 5. Mínimos de visibilidad aceptados	35
Tabla 6. Requerimientos de Misión	41
Tabla 7. Valores promedio fracciones de combustible.....	43
Tabla 8. Parámetros de crucero	44
Tabla 9. Parámetros de crucero	44
Tabla 10. Parámetros de combate	46
Tabla 11. Parámetros de circuito en espera	48
Tabla 12. Regresión para el W_E y W_{TO}	50
Tabla 13. Factor de crecimiento de Rango	51
Tabla 14. Factor de crecimiento de carga paga.....	52
Tabla 15. Perfiles NACA de Raíz	54
Tabla 16. Perfiles NACA de Punta	55
Tabla 17. Perfiles seleccionados	55
Tabla 18. Factores de diseño	74
Tabla 19. Parámetros de geometría del ala.....	76
Tabla 20. Dimensiones de Fuselaje	78
Tabla 21. Dimensiones de fuselaje Roskam.....	78
Tabla 22. Dimensiones Estabilizador Horizontal.....	81
Tabla 23. Dimensiones Estabilizador Vertical.....	83
Tabla 24. Pesos para equipamientos comunes de aviónica	101
Tabla 25. Centros de gravedad de los componentes.....	102
Tabla 26. Centros de gravedad componentes	105
Tabla 27. Ordenamiento de aeronave según MIL-STD	127
Tabla 28. Reducción del ángulo de pérdida por la deflexión del elevador.	139
Tabla 29. Especificaciones Prototype Chincul Arrow Trainer.....	160
Tabla 30. Especificaciones EMB 314 Super Tucano	161
Tabla 31. Especificaciones ENAER T-35 Pillán.....	162
Tabla 32. Especificaciones Aerospatale Épsilon.....	163
Tabla 33. Especificaciones IAMI (HESA) HT-80	164
Tabla 34. Especificaciones Aermacchi SF.260.....	165
Tabla 35. Especificaciones Fuji T-7	166
Tabla 36. Especificaciones PZL-130TC II Orlik	167
Tabla 37. Especificaciones PZL M26 ISKIERKA	168
Tabla 38. Especificaciones PC-7.....	169
Tabla 39. Especificaciones PC-9M.....	170
Tabla 40. Especificaciones PC-21.....	171
Tabla 41. Especificaciones NDN 1 FIRECRACKER	172
Tabla 42. Especificaciones Beechcraft T-6 Texan II.....	173

Tabla 43. Especificaciones Beechcraft T-34C	174
Tabla 44. Especificaciones Piper PA-48 Enforcer	175

ÍNDICE DE GRÁFICOS

Gráfico 1. Fracciones de combustible para fase de aceleración.	45
Gráfico 2. Regresión de $W_E - W_{TO}$ de aeronaves del <i>baseline</i>	49
Gráfico 3. Comportamiento de WTO Calculado – WTO Estimado	50
Gráfico 4. Contribución de la velocidad máxima al W/S y W/P	59
Gráfico 5. Contribución de la carrera de despegue al W/S y W/P	62
Gráfico 6. Contribución del ROC al W/S y W/P	64
Gráfico 7. Contribución del ROCsc al W/S y W/P	65
Gráfico 8. Velocidad de viraje máxima a SL.....	68
Gráfico 9. Velocidad de viraje máxima a FL150	68
Gráfico 10. Contribución de V^* a W/S y W/P a SL	69
Gráfico 11. Contribución de V^* a W/S y W/P a FL150.....	69
Gráfico 12. Convergencia de parámetros de diseño.	70
Gráfico 13. Punto de diseño con A.R = 5.....	71
Gráfico 14. Punto de diseño con A.R. = 6	72
Gráfico 15. Punto de diseño con A.R. = 7	72
Gráfico 16. Punto de diseño con A.R. = 8.....	73
Gráfico 17. Distribuciones de sustentación.	77
Gráfico 18. Momentos de Inercia según W_{TO}	108
Gráfico 19. Efectividad de la superficie de control vs C_A/C	128
Gráfico 20. Efectividad del elevador a nivel del mar.....	138
Gráfico 21. Efectividad del elevador a nivel crucero.....	138
Gráfico 22. Dimensiones significativas aeronaves <i>baseline</i>	177
Gráfico 23. Áreas superficies de control aeronaves <i>baseline</i>	177
Gráfico 24. Pesos significativos aeronaves <i>baseline</i>	178
Gráfico 25. Velocidades significativas aeronaves <i>baseline</i>	178
Gráfico 26. Regresión de área alar al A.R.	179
Gráfico 27. Regresión Lineal de Rango - W_F	179
Gráfico 28. Regresion Lineal $W_F - W_P$	180
Gráfico 29. Regresión Lineal de W/S - W_{TO}	180
Gráfico 30. Regresion Lineal de W/S - W/P	181
Gráfico 31. Regresion Lineal A.R. – Vel. Maxima y Vel. Perdida	181

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1. Ejemplo de Configuración A.....	34
Figura 2. Ejemplo de Configuración B.....	34
Figura 3. Ejemplo de Configuración C.....	34
Figura 4. Configuración de visibilidad mínima.....	35
Figura 5. Perfil visual de los pilotos.....	36
Figura 6. Dimensiones básicas recomendadas.....	36
Figura 7. Silla de eyección CRC-9 M2	37
Figura 8. Secuencia de eyección CKC 94-M2.....	38
Figura 9. Espacios recomendados para sillas de eyección	38
Figura 10. Ejemplo de Configuración de aviónicos.....	39
Figura 11. Perfil de Misión	40
Figura 12. Geometría del plano.....	76
Figura 13. Dimensiones fuselaje	79
Figura 14. Dimensiones Ala y Estabilizador Horizontal	82
Figura 15. Dimensiones de Estabilizador Vertical	84
Figura 16. Distribución de los centros de gravedad.....	103
Figura 17. Ubicación del centro de gravedad	106
Figura 18. Altura tren de aterrizaje.....	110
Figura 19. Tren principal.	117
Figura 20. Ubicación Tren Principal.	118
Figura 21. Relación del T.	119
Figura 22. Distancia del tren de nariz.....	121
Figura 23. Angulo de inclinación posterior	122
Figura 24. Distancia al suelo en el despegue.....	124
Figura 25. Distancia de volcamiento	125
Figura 26. Angulo de volcamiento	126
Figura 27. Dimensionamiento del alerón.....	133
Figura 28. Dimensionamiento del elevador.	141
Figura 29. Resultante de velocidad.....	142
Figura 30. Ubicación de Centro de área proyectada.	144
Figura 31. Dimensionamiento del timón.	151
Figura 32. Vista Frontal.....	152
Figura 33. Vista Lateral.....	152
Figura 34. Vista Superior	153
Figura 35. Vista Isométrica	153

ÍNDICE DE ECUACIONES

Ecuación 1. Peso Total al Despegue	42
Ecuación 2. Rango de Breguet	43
Ecuación 3. Rango de Breguet reescrita	43
Ecuación 4. <i>Endurance</i> de Breguet Reescrita	46
Ecuación 5. <i>Endurance</i> máximo respecto a la potencia	47
Ecuación 6. Fracciones de combustible.....	48
Ecuación 7. Peso del combustible consumido	48
Ecuación 8. Peso Vacío por Regresión Lineal.	50
Ecuación 10. Coeficiente de <i>zero-lift drag</i>	53
Ecuación 11. Factor de eficiencia de Oswald.	53
Ecuación 12. Factor de <i>Drag</i> inducido.	54
Ecuación 12. Coeficiente de sustentacion máximo del ala.....	56
Ecuación 14. Carga Alar.....	57
Ecuación 15. Area Alar.....	57
Ecuación 16. Potencia de carga respecto a carga alar en términos de máxima velocidad	58
Ecuación 17. Potencia de carga respecto a carga alar en términos de la carrera de despegue.....	60
Ecuación 18. Velocidad de despegue.....	60
Ecuación 19. Coeficiente de <i>Drag</i> en tierra	60
Ecuación 20. Coeficiente de <i>Drag</i> al despegue.	60
Ecuación 21. Coeficiente de sustentación al despegue	60
Ecuación 22. Coeficiente de Sustentación en Crucero	60
Ecuación 23. Coeficiente de <i>zero-lift drag</i> al despegue	61
Ecuación 24. Coeficiente de sustentación en fase de rotación.	61
Ecuación 25. Potencia de carga respecto a carga alar en términos de la tasa de ascenso.	63
Ecuación 26. Potencia de carga respecto a carga alar en términos del techo de vuelo.....	64
Ecuación 27. Densidad relativa del aire.....	65
Ecuación 28. Potencia de carga respecto a carga alar en términos del giro instantáneo.....	66
Ecuación 29. Conversión de T/W_{TO} a W_{TO}/P	67
Ecuación 30. Potencia de carga respecto a carga alar en términos del giro instantáneo.....	67
Ecuación 31. Velocidad Maxima de Viraje.....	67
Ecuación 32. Envergadura del ala.	74
Ecuación 33. Cuerda media del ala, MAC	75
Ecuación 34. Relación del MAC y la cuerda de raíz.	75
Ecuación 35. Cuerda de la raíz del ala.	75
Ecuación 36. Longitud del Fuselaje.	78

Ecuación 37. Longitud optima entre el a.c del ala y el a.c del estabilizador horizontal.	79
Ecuación 38. Coeficiente Volumétrico del Estabilizador Horizontal.....	80
Ecuación 39. Relación de aspecto del estabilizador horizontal.	80
Ecuación 40. Superficie estabilizador vertical.	83
Ecuación 41. <i>Drag</i> de la aeronave.....	85
Ecuación 42. Coeficiente de <i>Drag</i> en crucero.....	85
Ecuación 43. Coeficiente de sustentación en crucero.....	85
Ecuación 44. Potencia del motor en fase crucero.	86
Ecuación 45. Potencia del motor a nivel del mar.	86
Ecuación 46. Diámetro de la hélice.	87
Ecuación 47. Velocidad en crucero de la punta de la hélice.	88
Ecuación 48. Velocidad estática de la punta de la hélice.....	88
Ecuación 49. Velocidad angular de la hélice.....	88
Ecuación 50. Revoluciones en la punta de la hélice.	88
Ecuación 51. Peso alar.....	90
Ecuación 52. Peso de Estabilizador Horizontal.....	91
Ecuación 53. Peso de Estabilizador Vertical.....	92
Ecuación 54. Peso de Fuselaje.	92
Ecuación 55. Peso del tren de aterrizaje.	93
Ecuación 56. Peso de tanques.	94
Ecuación 58. Sistema de reabastecimiento.	94
Ecuación 59. Peso control de c.g.	95
Ecuación 60. Peso controles de motor.	95
Ecuación 60. Sistema de inicio para motores turboprop.	96
Ecuación 61. Peso sistema de la hélice.....	96
Ecuación 62. Peso sistema de control de hélice.	97
Ecuación 63. Peso superficies de control.	97
Ecuación 64. Peso instrumentos de vuelo.	98
Ecuación 65. Peso indicadores del motor.....	98
Ecuación 66. Peso indicadores adicionales.	98
Ecuación 67. Peso de Sistema Electrico según Raymer.....	99
Ecuación 68. Peso sillas de eyección.....	99
Ecuación 69. Peso de equipos de emergencia y misceláneos.....	100
Ecuación 70. Peso aire acondicionado y sistemas anti-hielo según Raymer.	100
Ecuación 71. Centro de Gravedad.....	102
Ecuación 72. Centro de Gravedad, en términos de distancias del c.g. del ala y del combustible.	103
Ecuación 73. Distancia del c.g. del ala - línea de referencia.	104
Ecuación 74. Distancia del c.g. del ala - línea de referencia, modificada.	104
Ecuación 75. Distancia del c.g. del combustible - línea de referencia.	104
Ecuación 76. Distancia del c.g. del combustible - línea de referencia, modificada.	104
Ecuación 77. Distancia del c.g. en términos de la línea de referencia.....	104
Ecuación 78. Variación del c.g.....	107

Ecuación 79. Altura del tren de aterrizaje respecto a la hélice.	109
Ecuación 80. Altura del tren respecto al fuselaje.	110
Ecuación 81. Altura del tren respecto a las alas.	110
Ecuación 82. Ubicación del tren respecto al c.g.	111
Ecuación 83. <i>Drag</i> de la aeronave al despegue.	112
Ecuación 20. Coeficiente de <i>Drag</i> al despegue.	112
Ecuación 21. Coeficiente de sustentación al despegue	112
Ecuación 22. Coeficiente de Sustentación en Crucero	112
Ecuación 23. Coeficiente de zero-lift drag al despegue	112
Ecuación 88. Coeficiente de sustentación del estabilizador horizontal.	113
Ecuación 89. Coeficiente de Momento aerodinámico de cabeceo ala/fuselaje. .	114
Ecuación 90. Sustentación del estabilizador horizontal	114
Ecuación 91. Momento de la aeronave con respecto al a.c.	115
Ecuación 92. Sustentacion Ala – Fuselaje.	115
Ecuación 93. Aceleración lineal durante el despegue.	115
Ecuación 94. Fuerza de fricción en pista.	116
Ecuación 95. Fuerza de empuje.	116
Ecuación 96. Distancia entre el c.g y el tren de aterrizaje.	116
Ecuación 97. Teorema de ejes paralelos para momentos inerciales.	117
Ecuación 98. Teorema de ejes paralelos para momentos inerciales, modificado.	118
Ecuación 99. Nueva Distancia entre el c.g y el tren de aterrizaje.	118
Ecuación 100. Separación entre extremos del tren.	119
Ecuación 101. Carga estática soportada por el tren de nariz.	120
Ecuación 102. Distancia entre el tren principal y el tren de nariz.	120
Ecuación 103. Relación del Ángulo de inclinación –Ángulo de despegue.	121
Ecuación 104. Ángulo de inclinación Máximo	122
Ecuación 105. Distancia entre el corrimiento hacia atrás y el corrimiento hacia adelante del c.g.	122
Ecuación 106. Distancia entre el corrimiento hacia atrás del c.g. y el tren principal.	123
Ecuación 106. Ángulo de holgura de rotación.	124
Ecuación 107. Componente de volcamiento respecto al ángulo ϕ_1	125
Ecuación 108. Separación del tren principal y tren de nariz respecto al ángulo de vuelco	125
Ecuación 107. Angulo de volcamiento.	126
Ecuación 110. Coeficiente de control derivado debido a la deflexión del alerón.	128
Ecuación 111. Pendiente de sustentación del ala.	129
Ecuación 112. Coeficiente de sustentación debido a la deflexión del alerón.	130
Ecuación 113. Momento de rotación debido a deflexion del alerón.	130
Ecuación 114. Tasa de giro en estado estable.	130
Ecuación 115. Angulo de banqueo.	131
Ecuación 116. Aceleración de giro.	131
Ecuación 117. Tiempo de ángulo de banqueo deseado.	132
Ecuación 118. Envergadura del alerón.	132

Ecuación 119. Cuerda del alerón.....	132
Ecuación 120. <i>Downwash</i>	133
Ecuación 122. <i>Downwash</i> a cero ángulo de ataque.	134
Ecuación 123. Pendiente de variación del <i>Downwash</i>	134
Ecuación 124. Ángulo de ataque del estabilizador horizontal.	134
Ecuación 125. Angulo de Efectividad del elevador.	135
Ecuación 125. Angulo de ataque de la aeronave con la deflexión del elevador.	135
Ecuación 38. Coeficiente Volumétrico del Estabilizador Horizontal.....	135
Ecuación 127. Coeficiente de cambio de cabeceo de la aeronave debido al elevador.....	136
Ecuación 128. Coeficiente de cambio de sustentación de la aeronave debido al elevador.....	136
Ecuación 129. Coeficiente de cambio de sustentación del estabilizador horizontal debido al elevador.	136
Ecuación 130. Deflexión del elevador.....	137
Ecuación 131. Coeficiente de momento para estabilidad longitudinal estatica...137	
Ecuación 131. Ángulo estabilizador horizontal.....	139
Ecuación 132. Ángulo de perdida estabilizador horizontal.	140
Ecuación 133. Resultante de velocidad en aproximación.	142
Ecuación 134. Ángulo de <i>sideslip</i>	142
Ecuación 135. Superficie lateral proyectada.	143
Ecuación 136. Ubicación del centroide de área proyectada.....	143
Ecuación 137. Fuerza de viento cruzado.....	144
Ecuación 138. Coeficiente de momento de guiñada debido al ángulo de <i>sideslip</i>	145
Ecuación 139. Coeficiente del momento de guiñada derivado debido al ángulo de <i>sideslip</i>	145
Ecuación 140. Coeficiente del momento de guiñada debido a la deflexión del <i>rudder</i>	146
Ecuación 141. Coeficiente del momento de guiñada derivado, debido a la deflexión del <i>rudder</i>	146
Ecuación 143. Fuerza aerodinámica lateral.	146
Ecuación 144. Momento de guiñada.....	147
Ecuación 145. Distancia entre el centro geométrico y el c.g.	147
Ecuación 145. Matriz de transformada de momentos de inercia de la aeronave a momentos de inercia del viento.	148
Ecuación 146. Momento de reacción contraria deseado para la deflexión del <i>rudder</i>	149
Ecuación 147. Envergadura efectiva del <i>rudder</i>	149
Ecuación 148. Relación de cuerda entre el <i>rudder</i> y el estabilizador vertical.	149
Ecuación 149. Coeficiente Volumétrico efectivo del <i>Rudder</i>	150
Ecuación 150. Coeficiente del momento de guiñada debido a la deflexión del <i>rudder</i> , modificada.	150
Ecuación 151. Ángulo efectivo del <i>Rudder</i>	150

SÍMBOLOS

SÍMBOLO	NOMBRE	UNIDADES
$\alpha_{h_s: \delta E=0}$	Ángulo de pérdida del estabilizador horizontal	rad
$\Delta \alpha_h E$	Reducción del ángulo de pérdida del estabilizador cuando el elevador es deflectado a su valor máximo.	rad
A.R., ARw	Relación de aspecto del ala	----
AR _h	Es la relación de aspecto del estabilizador	----
AR _p	Relación de aspecto de la hélice	----
AR _v	Relación de aspecto del estabilizador vertical	----
b _h	Envergadura del estabilizador horizontal	ft
C, $\bar{c}$	Cuerda media o MAC del ala	ft
C _D	Coeficiente de drag de la aeronave	----
CD _{0flaps}	Coeficiente de drag de los flaps	----
CD _{0tren}	Coeficiente de drag del tren	----
CD ₀	Coeficiente de zero-lift drag de la aeronave	----
CD _{0TO}	Coeficiente de zero-lift drag al despegue	----
C _{DG}	Coeficiente de drag en tierra	----
CD _{TO}	Coeficiente de drag al despegue	----
C _{LC}	Coeficiente de sustentación de la aeronave en crucero	----
C _{lmax}	Coeficiente de sustentación del perfil	----
C _{Lmax}	Coeficiente de sustentación del ala	----
C _{LmaxTO}	Coeficiente de sustentación alar al despegue	----
C _{LP}	Coeficiente de sustentación de la hélice	----
C _{LR}	Coeficiente de sustentación en fase de rotación	----
C _p	Consumo específico del motor	lb*hr/hp
D _f	Diámetro mayor del fuselaje	ft
d _p	Diámetro de la hélice	ft
e	Factor de eficiencia de Oswald	----
E _{lr}	Tiempo de <i>loiter</i> .	horas
b _h	Envergadura del estabilizador horizontal	ft
F _{GW}	Combustible total en las alas	galones

F_{GF}	Combustible total fuselaje	galones
g	Valor de la aceleración de la gravedad	ft/s ²
H	Altura máxima del fuselaje	Ft
h_T/h_V	Tasa de Altura entre el estabilizador horizontal y el vertical.	----
K	Factor de drag inducido	----
K_C	Factor de corrección	----
K_{ECO}	Coeficiente de tipo de motor para control del motor	----
K_{INL}	Entradas del motor en el fuselaje	----
K_{mc}	Factor finalización de misión requerida después de un fallo	----
K_{np}	Factor de corrección de la hélice	----
K_p	Coeficiente propela del motor	----
K_{PIV}	Factor de variación del ala	----
K_{SC}	Coeficiente de superficie de control	----
L, L_f	Longitud del fuselaje	ft
L/D_{cr}	Tasa de lift-to-drag en crucero	----
L/D_{lr}	Lift-to-drag ratio en loiter	----
L/D_{max}	Relación de lift to drag	----
La	Distancia de los generadores hasta la cabina	ft
Lt	Brazo de momento del estabilizador	ft
M_0	Numero Mach a nivel del mar	----
n	Factor de carga	----
N	Factor de carga ultimo	----
N_{BL}	Numero de palas por hélice	----
N_c	Numero de tripulantes	----
N_E	Numero de motores	----
N_{gen}	Numero de generadores	----
N_p	Numero de hélices	----
N_{PL}	Número de pilotos	----
P	Potencia del motor	SHP
P_{SLmax}	Potencia máxima a nivel del mar	hp

q	Presión dinámica máxima.	lb/ft ²
R _{cr}	Rango de misión en crucero.	mi
Rkva	Tipo de sistema eléctrico.	kVA
ROC	Tasa de ascenso	ft/min
ROC _{sc}	Tasa de ascenso en techo de servicio	ft/min
S, S _w	Superficie alar	ft ²
S _H	Área del estabilizador horizontal	ft ²
SHP	Shaft horsepower	----
S _r	Área del Timón de dirección	ft ²
S _{TO}	Distancia de despegue	ft
S _v	Área del estabilizador vertical	ft ²
S _{ve}	Área efectiva del estabilizador vertical	ft ²
t/c	Relación de máximo espesor del ala	----
T	Fuerza de empuje	lb
t _{RH}	Espesor de la raíz del estabilizador horizontal.	ft
V*	Ángulo de pérdida del estabilizador horizontal cuando el elevador no se ha deflectado	rad
V _{av}	Velocidad promedio del aire en la propela	ft/min, mph
V _C	Velocidad crucero	ft/min, mph
V _{E_{max}}	Velocidad máxima en loiter	ft/min, mph
V _H	Coeficiente volumétrico del estabilizador horizontal	----
V _{max}	Velocidad máxima	ft/min, mph
V _{Pmin}	Velocidad a Potencia mínima	ft/min, mph
V _s	Valor de la Velocidad de perdida	ft/min, mph
V _{TO}	Velocidad de despegue	ft/min, mph
W _C	Peso tripulación (lb)	lb
W _E	Peso vacío (lb)	lb
W _{ENG}	Peso del motor, (lb)	lb
W _F	Peso de combustible (lb)	lb
W _P	Peso de carga (lb)	lb
W _{TO}	Peso máximo al despegue (lb)	lb

W_{uav}	Peso de aviónicos sin instalar (típicamente entre 800 y 1400 lb)	lb
α	Lapso de empuje, T/T_{SL} .	----
β	Fracción de peso, W/W_{TO} .	----
η_p	Eficiencia de la hélice en crucero.	----
λ	Relación de taperado.	----
λ_v	Relación de taperado del estabilizador vertical.	----
$\Lambda_{0, 25c}$	Ángulo de aflechamiento en el 25 % de la cuerda.	deg, rad
Λ_{LE}	Angulo de aflechamiento del borde de ataque.	deg, rad
ρ	Densidad del aire en una altitud específica.	slug/ft ³
ρ_0	Densidad a nivel del mar.	slug/ft ³
σ	Relación de densidad del aire, ρ/ρ_0 .	----
μ	Coeficiente de fricción de la pista.	----

GLOSARIO

ABSOLUTE CEILING: altitud a la cual la tasa de ascenso es cero.

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

ALA: superficie horizontal encargada de generar la mayor parte de la sustentación de la aeronave.

ALERÓN: superficie móvil del ala, encargado de las maniobras de alabeo o giro sobre el eje longitudinal de una aeronave.

ALTITUD: distancia vertical entre un objeto suspendido en la atmosfera y el nivel medio del mar.

ALTITUD CRUCERO: nivel que se mantiene durante una parte considerable del vuelo.

ALTURA: distancia vertical entre un punto suspendido en la atmosfera y una referencia o punto sobre la superficie.

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

ANGULO DE ATAQUE: ángulo que forma la cuerda del perfil con el viento relativo.

ASCENSO: es una maniobra a través de la cual la aeronave gana altura.

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

BORDE DE ATAQUE: sección frontal del perfil.

BORDE DE SALIDA: sección posterior del perfil.

CARGA ALAR: es la carga soportada por las alas debido al peso de la aeronave.

CEILING: máxima altura a la que puede operar la aeronave.

CENTRO AERODINÁMICO (A.C.): punto del perfil en el cual el momento de cabeceo es independiente del ángulo de ataque.

CENTRO DE GRAVEDAD (C.G.): punto del fuselaje en el cual todo el peso de la aeronave actúa.

COMBAT CEILING: altitud a la cual la rata de ascenso es de 500 ft/min.

CUERDA: línea imaginaria que une el borde de ataque con el borde de salida.

DENSIDAD: es la cantidad de materia por unidad de volumen.

DRAG: es la fuerza aerodinámica paralela al flujo del aire y que es contrario al sentido en el cual se mueve la aeronave.

DRAG INDUCIDO: presión de drag generada debido a la falta de balance en la dirección del drag causado por el downwash de la pinta del ala.

FACTOR DE EFICIENCIA DE OSWALD: es un factor de corrección que permite emplear las fórmulas de sustentación y drag de un ala elíptica para hallar el lift y el drag de la aeronave.

ELEVADOR: superficie de control ubicada en el estabilizador horizontal y que se encarga del control del giro de la aeronave a lo largo del eje z.

ENVERGADURA: distancia entre ambas puntas de las alas.

ESTABILIDAD: es la tendencia que tiene una aeronave de volver a su posición de equilibrio.

ESTABILIDAD ESTÁTICA: es la tendencia inicial que tiene un sistema de retornar a su condición de equilibrio luego de ser perturbada.

ESTABILIZADOR: es una superficie aerodinámica distinta a las alas que ayuda a la aeronave a permanecer paralela a su vector de velocidad.

ESTABILIZADOR HORIZONTAL: es una superficie de estabilización que controla el momento de cabeceo de la aeronave.

ESTABILIZADOR VERTICAL: es una superficie de estabilización que controla el momento direccional de la aeronave.

FAA: *Federal Aviation Administration*, agencia gubernamental de los Estados Unidos, responsable de todos los aspectos de aviación civil del país.

FACTOR DE CARGA: es la relación existente entre la capacidad de sustentación de la aeronave y su peso.

FLAP: es una porción móvil del ala que incrementa la capacidad de sustentación al deflectarse.

GIRO: movimiento de la aeronave por el cual cambia su actitud de vuelo.

HÉLICE: dispositivo para la propulsión de una aeronave cuyo movimiento circular genera un empuje o tracción paralelo al eje que lo mueve.

INSTRUMENTO: componente que utiliza un mecanismo o sistema interno para mostrar visual o auditivamente el comportamiento y/o operación de la aeronave.

MANIOBRABILIDAD: es la habilidad que tiene la aeronave para cambiar su actitud.

MATLAB: software de programación matemática con lenguaje propio de programación.

MICROSOFT EXCEL: software de cálculo que permite manipular datos numéricos y alfanuméricos dispuestos en celdas dentro de una hoja de cálculo.

MIL-STD: se refiere a todos los documentos de estandarización militar expedida por el Departamento de Defensa de los Estados Unidos.

NACA: *National Advisory Committee for Aeronautics*, agencia gubernamental de los Estados Unidos, encargada de promover la actividad aeronáutica, existió hasta 1958 cuando fue reemplazada por la NASA.

NASA: *National Aeronautics and Space Administration*, agencia gubernamental de los Estados Unidos, encargada del programa espacial civil así como de la investigación aeronáutica y astronáutica del país.

PERFORMANCE: condiciones de rendimiento de las aeronaves.

PESO: es la masa de un cuerpo multiplicado por la aceleración de la gravedad.

PRESIÓN DINÁMICA: presión resultante de la altura y velocidad a la que se desplaza la aeronave

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

RELACIÓN DE ASPECTO: es la relación que existe entre el cuadrado de la envergadura y el área alar

RUDDER: superficie de control ubicado en el estabilizador horizontal y que se encarga del control del giro de la aeronave a lo largo del eje y.

SERVICE CEILING: altitud a la cual la tasa de ascenso es de 100 ft/min.

SIEMENS UNIGRAPHICS NX 7.5 PLM: software de diseño CAD, análisis de ingeniería y manufactura digital.

SISTEMA PROPULSOR: conjunto compuesto de uno o más motores y elementos auxiliares necesarios para producir tracción o empuje, independientemente del funcionamiento continuo de cualquier otro grupo motor o grupo motores, pero que no incluye los dispositivos que produzcan tracción durante cortos períodos

SPAR: es una viga estructural que corre a través de la envergadura de un ala o superficie de control.

SUSTENTACIÓN: es la fuerza aerodinámica que se genera por un cuerpo a través del aire.

TASA DE ASCENSO: es la tasa con la cual cambia la altura de la aeronave.

TASA DE GIRO: es la velocidad con la cual la aeronave cambia su dirección.

TAPERADO: es la relación de tamaño que existe entre la cuerda de la punta y la cuerda de raíz.

USAF: Fuerza Aérea de los Estados Unidos.

VELOCIDAD DE PERDIDA: velocidad a la cual las superficies sustentadoras no son capaces de producir la sustentación suficiente para continuar volando.

VELOCIDAD DE CRUCERO: velocidad a la cual la aeronave tiene el menor drag posible y por lo cual vuela en la condición más económica y eficiente posible.

VISIBILIDAD: distancia determinada por las condiciones atmosféricas y expresadas en unidades de longitud, a que pueden verse e identificarse durante el día objetos prominentes no iluminados y durante la noche objetos prominentes iluminados.

INTRODUCCIÓN

El presente documento se encuentra definido para el proceso de diseño de una aeronave militar dentro de la categoría de entrenamiento avanzado y ataque ligero, para dos tripulantes. Dicho proceso se limita a las fases propias de diseño permitiendo obtener resultados que serán necesarios para las estimaciones iniciales (en la fase de diseño conceptual), de las limitantes del diseño para hacer de este algo viable en cuanto a lo que se deberá cumplir (en la fase de diseño preliminar), sin llegar a sobredimensionar las capacidades de la aeronave.

A lo largo del desarrollo de este documento, se encuentran herramientas típicas de diseño que son necesarias para dar cumplimiento al objetivo global del proyecto. Se emplean entonces, en general, tres aspectos fundamentales: el baseline, los RFP y la metodología de diseño.

El baseline es por obligatoriedad empleada en el diseño de aeronaves para la obtención de valores que determinan comportamientos estadísticos de diseño que a nivel conceptual permiten parametrizar la aeronave de estudio.

El baseline es solo una fracción en cuanto a parámetros se refiere y es cuando actúan también los “requisitos de la propuesta” o RFP por sus siglas en inglés, que ofrecen las limitantes generales críticas deseables y para ello, es de obligatorio empleo la normatividad que rige el diseño (independiente del tipo de aeronave, ya sea de aviación militar o aviación civil). Dichas normas, *grosso modo*, son las MIL-STD, sugeridas por los autores de los textos guía, así como la FAR 23, de la CFR. 14, expedida por la FAA.

Como complemento la metodología de diseño es en sí misma, el procedimiento matemático-conceptual a través del cual se desarrolla el diseño de la aeronave. El proceso emplea inicialmente la fase de diseño conceptual donde se evalúan los conceptos claves de diseño, se establecen los objetivos de rendimiento y se toman los RFP delimitando el alcance de la aeronave (selección de la configuración de la aeronave, entre otros). La fase de diseño siguiente es el diseño preliminar donde se realizan los análisis, cálculos y estimaciones que abrirán el paso a un diseño detallado del mismo, en el que se evalúan de forma profunda las características de diseño, el rendimiento detallado y el diseño final del proyecto. Este diseño detallado se sale de los límites del objetivo global de este documento por lo cual no se encuentra desarrollado en el presente.

La distribución temática de este documento se aprecia en los capítulos del mismo.

En el capítulo 1, es planteada la fase conceptual, donde se establece el baseline, acompañado de la caracterización física de la aeronave y las comparativas de configuración, así también como las características reglamentarias mínimas de configuración de cabina, equipos de eyección y aviónicos.

En el capítulo 2, se encuentra el perfil de misión en el que se especifica el comportamiento en vuelo de la aeronave, así como los requisitos mínimos aceptados para el diseño en los RFP.

En el capítulo 3, se aprecia el inicio con los cálculos preliminares de pesos de operación según el perfil de misión, se conocen los factores de crecimiento o de variabilidad y/o viabilidad respecto a cambios en el peso. También son encontradas las variables de diseño así como el punto de diseño que determina los parámetros de dimensionamiento de la aeronave.

En el capítulo 4, se aprecia el proceso de diseño de la geometría de la aeronave siendo determinado en este, las dimensiones del fuselaje, alas, empenaje y planta de propulsión.

En el capítulo 5, se tratan los pesos de componentes de la aeronave obtenidos de forma independiente según los parámetros establecidos en las ecuaciones empíricas planteadas por la USAF.

En el capítulo 6 se encuentra el desarrollo de la estimación de centros de gravedad y momentos de inercia de la aeronave que dará paso al cálculo preliminar del dimensionamiento del tren de aterrizaje así de superficies de control.

En el capítulo 7 se realiza el cálculo del tren de aterrizaje mediante la conceptualización de los momentos críticos de uso del mismo y de las características necesarias a suplir por este (altura, distancia entre ejes, ubicación del tren de nariz, etc.).

Por último en el capítulo 8, se encuentra desarrollado el método básico para la obtención de las dimensiones y características generales de las superficies de control, que darán la maniobrabilidad y estabilidad en tierra como en vuelo a la aeronave.

OBJETIVOS

OBJETIVO GENERAL

Desarrollar el diseño conceptual y preliminar de una aeronave de entrenamiento militar y ataque ligero.

OBJETIVOS ESPECÍFICOS.

- Definir la configuración inicial de la aeronave teniendo como base guía los lineamientos de aeronaves similares.
- Incorporar en la configuración inicial los “RFP” *Request for Proposal*¹ o requerimientos de la propuesta para dar cumplimiento con los parámetros mínimos de diseño establecidos por la norma.
- Estimar y calcular parámetros y variables de dimensionamiento, aerodinámica, performance y propulsión de la aeronave basados en el RFP, para el refinamiento del diseño.

¹ Mistree, Farrok, et al. *The Design of Aircraft Using the Decision Support Problem Technique*. Houston University. s.l. : National Aeronautics and Space Administration, 1988. NASA-CR-4134/NAS 1.26:4131. p. 159.

1 FUNDAMENTOS DE DISEÑO

Las aeronaves de ataque ligero permiten desempeñar tareas y roles que las definen como un equipo de contrainsurgencia y apoyo táctico aéreo en campo y ataque o COIN-CAS por sus siglas en inglés.

Las tareas típicas de estas aeronaves son entre otras:

- Apoyo táctico a tropas en tierra
- Intervención en zonas de ataque a tropas enemigas.
- Soporte aéreo a tropas en tierra.
- Ataque a elementos hostiles en tierra.
- Obtención de información de inteligencia
- Vigilancia y reconocimiento
- Operaciones psicológicas
- Velocidades bajas en circuitos de vigilancia
- Tiempo en vuelo prolongado
- Facilidad en el mantenimiento.
- Despegues y aterrizajes en pistas cortas
- Maniobrabilidad en pistas de casi cualquier tipo.
- Ataque ligero y Reconocimiento armado (LAARS, por sus siglas en inglés)

La línea base o baseline, se encuentra delimitado por aeronaves que cumplen las exigencias típicas de este tipo de rol.

1.1 BASELINE

En el inicio del diseño de la aeronave, es necesario la compilación de datos para trazar un punto de partida; dichos datos son las especificaciones, dimensiones y capacidades que se encuentran en aeronaves que cumplen patrones similares al de objeto de diseño, ya sean prototipos (como el Prototype Chincul Arrow Trainer (PIPER), o de línea de producción (como el EMB 314 Super Tucano) y que establecen magnitudes como punto de partida del diseño.

La Tabla 1 muestra el listado de aeronaves que se tomaron como *baseline* de diseño y cuyas características se encuentran de forma detallada en el ANEXO 1.

Tabla 1. Aeronaves Baseline

Número	Aeronave
1	Prototype Chincul Arrow Trainer
2	EMB 314 Súper Tucano
3	ENAER T-35 Pillán
4	Socata TB 30 Épsilon
5	IAMI (HESA) HT-80
6	Aermacchi SF.260
7	Fuji T-7
8	PZL-130TC II Orlik
9	PZL M26 ISKIERKA
10	Pilatus PC-7
11	Pilatus PC-9M
12	Pilatus PC-21
13	NDN 1 FIRECRACKER
14	Beechcraft T-6 Texan II
15	Beechcraft T-34C
16	Piper PA-48 Enforcer (Usa)

Las gráficas² 22 a la 31 compiladas en el ANEXO 2., muestran los patrones de dispersión de cada parámetro a evaluar (longitudes, pesos, áreas, factores de desempeño, etc.), que permiten adquirir una idea más concreta de los rangos de desempeño del equipo dando como punto de partida los datos básicos de diseño para abordar los requerimientos de la propuesta (RFP) y que permitían conocer si la aeronave se encuentra o no dentro de los parámetros de diseño adquiridos por dispersión en las gráficas. En este punto, se tomará la capacidad de fuego del equipo como la carga paga que podrá llevar el mismo.

En las gráficas vistas en el ANEXO 2., se aprecia como son clasificados o comparados entre sí en la regresión las aeronaves del *baseline*, en la que se trata de alcanzar un comportamiento con un coeficiente de determinación, cercano a 1 para lograr que los valores calculados a partir de la ecuación de la gráfica de regresión, arroje valores lo más confiables posibles acerca del comportamiento de la aeronave a calcular, que supone unos perfiles o actitudes de diseño de cada aeronave.

Bajo los valores arrojados en las ecuaciones de regresión se compara con los valores obtenidos en los cálculos de las secciones siguientes a la presente, siendo estos los que muestran la mayor similitud respecto a la propuesta y roles que se pretenden para el diseño del **Horus AT-9**.

² Los datos empleados en la generación de las gráficas están contenidos en las tablas del ANEXO 1.

1.2 CONFIGURACIÓN DE AERONAVE

Dentro de los parámetros de diseño se seleccionan las características externas optimas y que se consideren de mayor desempeño en el impacto que estas van generar en el equipo.

Son evaluados inicialmente la posición de los planos, la forma del empenaje y la disposición de la planta motriz, evaluándose los pros y contras de diseño que estos poseen y que nos darán un aspecto físico inicial que tendrá la aeronave.

1.2.1 Configuración Externa y de Superficies

Las configuraciones que se estimaron factibles para el diseño son:

Tabla 2. Configuración A

Características	Ventajas	Desventajas
• Diseño convencional • Cabina en tandem • Plano bajo respecto al fuselaje • Motor tipo Tractor • Tren de retráctil- triciclo	Tren: • Menor Drag • Aumenta el performance de la aeronave • Soporta un mayor peso y cargas • La configuración más convencional • Mayor velocidad máxima • Diseño más atractivo Superficies: • Rendimiento de despegue es superior debido al efecto suelo • Disminuye las dimensiones y el peso del tren de aterrizaje. • Menor drag inducido • Downwash reducido en la cola • Cola menor peso comparado con cola de plano alto • Aeronave más liviana que con planos altos Fuselaje: • Mayor capacidad para almacenamiento en bodega. Otros: • Óptimo para entrenamiento.	Tren: • Más costoso que el fijo • Menor estabilidad • Disminuye capacidad de combustible. Alas: • Disminución de sustentación debido a que el plano es en dos secciones. • Velocidad de perdida mayor • Distancia de despegue y aterrizaje mayores. • La dinámica lateral es menor • Menor aeronavegabilidad debido a una alta velocidad de perdida Cabina: • Menor visibilidad que el lado a lado

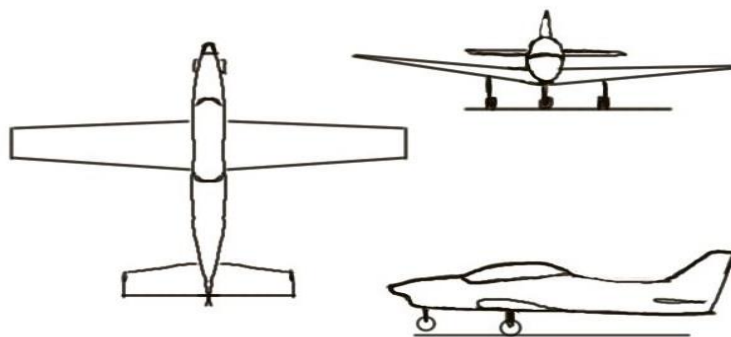
Tabla 3. Configuración B

Características	Ventajas	Desventajas
• Lado a lado • Plano medio respecto al fuselaje • Motor tipo Tractor • Tren retráctil - triciclo	Tren: • Menor Drag • Aumenta el performance de la aeronave • Soporta un mayor peso y cargas • La configuración más convencional • Mayor velocidad máxima • Diseño más atractivo Superficies: • Más atractivo que el plano bajo o el alto. • Aerodinámicamente optimizado en comparación con los otros • Menor drag por interferencia que las otras configuraciones Fuselaje: • Mayor espacio para tren de aterrizaje	Tren: • Más costoso que el fijo • Menor estabilidad • Disminuye capacidad de combustible. Superficies: • Estructura pesada debido a la necesidad de reforzar la raíz del ala • Más costoso que el plano bajo o el alto. • Mayor peso en la estructura debido a los dos motores Fuselaje: • Menor capacidad de bodega. • Visibilidad reducida Otros: • Menor capacidad de almacenamiento de combustible • Aumento sustancial de peso debido a los motores

Tabla 4. Configuración C

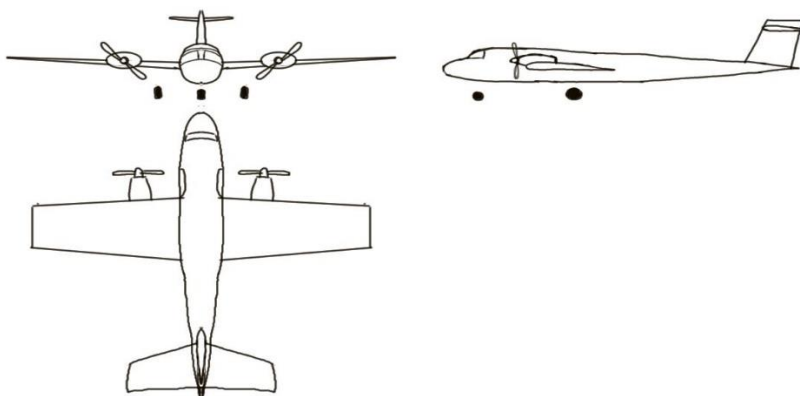
Características	Ventajas	Desventajas
• Canard • Tándem • Plano bajo respecto al fuselaje • Motor tipo Pusher • Tren fijo - triciclo	Tren: • Mayor estabilidad • Menores costos de mantenimiento y fabricación. • Mayor tiempo ininterrumpido de servicio Superficies: • Mayor eficiencia en la guiñada • Mayor maniobrabilidad • Rendimiento de despegue superior debido a efecto suelo. • Menor drag inducido • Aeronave más liviana por disposición de canard. Fuselaje: • Bodega amplia para almacenamiento Otros: • Diseño llamativo	Tren: • Aumento del drag • Disminución sustancial en performance Superficies: • Mantenimiento más costoso • Solo para pilotos expertos. Fuselaje: Visibilidad reducida Otros: • No es adecuado para instrucción • Costos de mantenimiento superiores debido a la disposición estructural.

Figura 1. Ejemplo de Configuración A



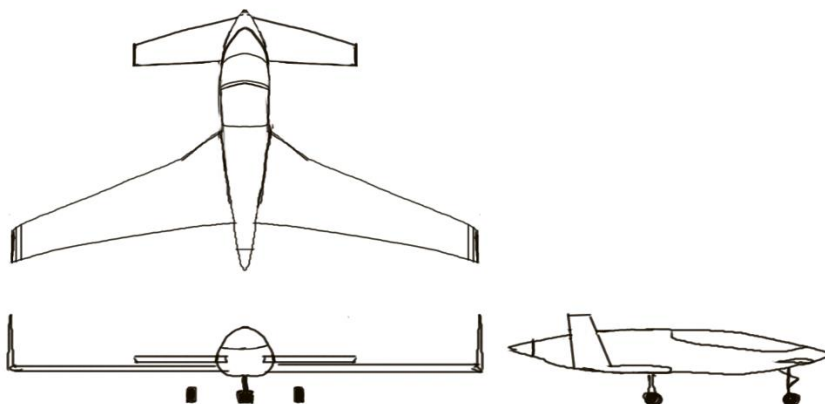
Fuente. Autor del proyecto

Figura 2. Ejemplo de Configuración B



Fuente. Autor del proyecto

Figura 3. Ejemplo de Configuración C



Fuente. Autor del proyecto

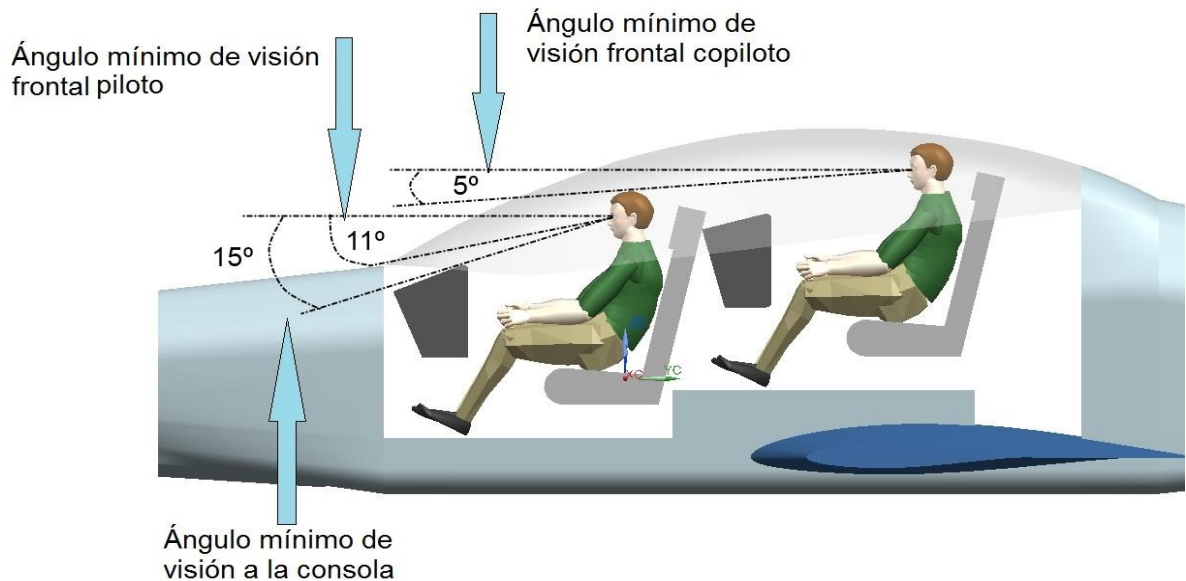
De las anteriores comparaciones se obtiene que la configuración tipo A, es la que ofrece la mayor cantidad de ventajas respecto a las otras para el primer objeto de desarrollo del equipo: entrenamiento y ataque ligero.

1.3 DIMENSIONAMIENTO DE CABINA

El dimensionamiento de cabina está basado en la antropometría humana para el acomodamiento de la tripulación, limitado por los parámetros de ergonomía mínimos aceptables para su uso y de los grupos humanos que harían uso del mismo.

En la Figura 4, se muestra la disposición de la cabina para una configuración en tándem. Esta configuración se complementa con los parámetros de la Tabla 5.

Figura 4. Configuración de visibilidad mínima



Fuente. Autor del proyecto.

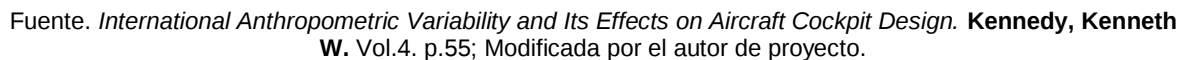
Tabla 5. Mínimos de visibilidad aceptados³

Visibilidad del piloto delantero	Visibilidad del piloto trasero
A 0° del azimut, 10° arriba y 11° abajo	A 0° del azimut 5° abajo
A 20° del azimut a der. e izq. 20° abajo	Las demás medidas empleadas para la visibilidad del piloto delantero pueden ser aplicadas.
A 30° del azimut a der. e izq., 25° abajo	
A 90° del azimut a der. e izq. 40° abajo	
A 135° del azimut a der. e izq. 20° abajo	

³ US DEPARTMENT OF DEFENSE. *Aircrew Station Vision Requeriments for Military Aircraft, Revision B*. Washington, D.C. : US Department of Defense, 1970. MIL-STD-850B. parag. 5.1.1 (a).

PERFIL DE VISIÓN PARA PILOTO Y COPILOTO EN POSICIÓN TÁNDEM

Figura 6. Dimensiones básicas recomendadas.



Notas:

1. Todas las dimensiones están en pulgadas.
2. Todas las medidas están basadas con línea de referencia en el centro de la silla en posición neutral.
3. El ajuste de posición del pedal del Timón de dirección es en incrementos de 1 pulgada o menos.

1.4 DIMENSIONAMIENTO DE SILLA DE EYECCIÓN

La silla de eyección de la aeronave está seleccionada de acuerdo a los estándares de espacio libre que debe tener la cabina de control. Así pues, los mínimos requeridos a cumplir se encuentran establecidos en la Figura 9.

La silla elegida para cumplir la función específica de supervivencia es la CKC-94M2, dado que por su diseño es ideal para aeronaves de entrenamiento y que operen a bajas velocidades.

Inicialmente se deseaba emplear una Martin Baker MK-16, pero debido a que la información y características de la misma en cuanto a peso y dimensiones son confidenciales para el público general, no fue posible contar con el empleo de esta.

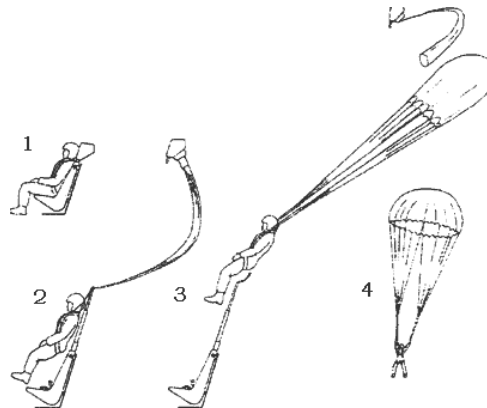
Figura 7. Silla de eyección CRC-9 M2



Fuente. Foto. **RD & PE Zvezda.** *CKC-94 Emergency Escape System.*
<http://www.zvezda-npp.ru/engl/sks-94.html>

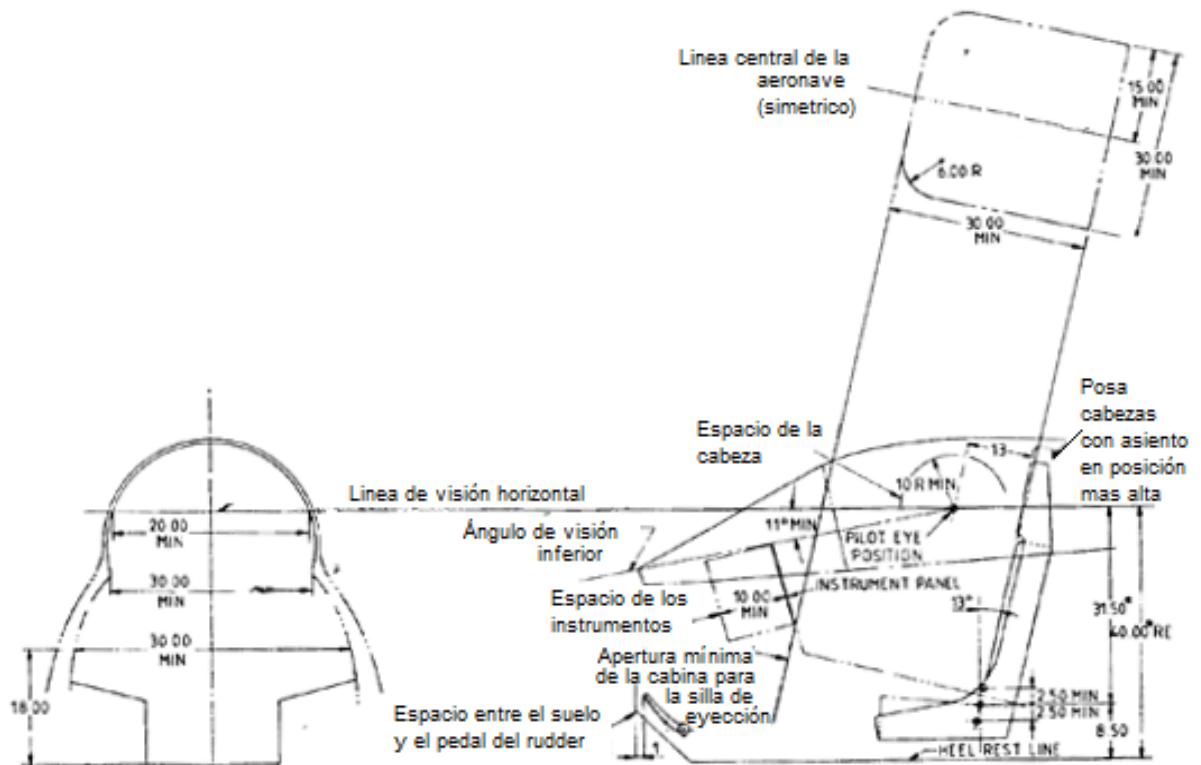
El peso de la silla no excede los 28.5 kg., los rangos de operación de la silla están definidos para una altitud entre 22.5 a 12830 pies, así como para velocidades entre 60 a 400 km/h. La secuencia de eyección se puede apreciar en la figura 8.

Figura 8. Secuencia de eyección CKC 94-M2



Fuente. **RD & PE Zvezda.** CKC-94 Emergency Escape System. <http://www.zvezda-npp.ru/engl/sks-94.html>

Figura 9. Espacios recomendados para sillas de eyección



Fuente. **Roskam, Jan.** Airplane Design. Part III: Layout Design of Cockpit, Fuselage, Wing and Empennage: Cutaways and Inboard Profile, p.20; Modificado por el autor del proyecto.

1.5 EQUIPOS AVIÓNICOS.

Siguiendo el estándar aeronáutico de los equipos aviónicos a tener presentes en cabina, se basa la disposición de estos con una implementación de panel tipo “Glass Cockpit”.

Dentro de los equipos usados en la cabina, se aplica el concepto EFIS⁴ (Sistema Electrónico de Instrumentos de Vuelo), empleándose entonces para el cumplimiento de misión, dos pantallas multifuncionales MFD-3068⁵ y una unidad de pantalla de misión MDU-268⁶.

El Sistema de Gestión y Control en Pantalla será un CDMS-3753⁷. Adicionalmente se emplea como HUD, una unidad CMA-7100⁸, con repetidor para el piloto trasero, lo cual es ideal para entrenamiento y/o ataque.

Figura 10. Ejemplo de Configuración de aviónicos.



Reproducción autorizada por Pilatus Aircraft Ltd ©.

⁴ **Barco Incorporated.** Electronic Flight Instruments System - EFIS. [En línea] Barco, Inc., 2012. <http://www.barco.com/en/Products-Solutions/MOSArt-platform/Electronic-Flight-Instrument-Systems.aspx?tab=features>.

⁵ **Barco Incorporated.** MFD-3068. [En línea] Barco, Inc., 2012. <http://www.barco.com/en/Products-Solutions/Displays-monitors-workstations/Cockpit-displays/Flight-critical-displays/MFD-family/6-x-8-inch Multi-Function-Display.aspx>.

⁶ **Barco Incorporated.** MDU-268. [En línea] Barco, Inc., 2012. <http://www.barco.com/en/Products-Solutions/Displays-monitors-workstations/Cockpit-displays/Mission-displays/6x8-inch-avionics-grade-Mission-Display-Unit.aspx?tab=features>.

⁷ **Barco Incorporated.** CDMS-3000. [En línea] Barco, Inc., 2012. <http://www.barco.com/en/Products-Solutions/Displays-monitors-workstations/Cockpit-displays/Control-display-units/Next-generation-Control-Display-Management-System.aspx>.

⁸ **Esterline Technologies Corporation.** Esterline Avionics Systems. *Heads Up Display - HUD*. [En línea] 2013. <http://www.esterline.com/Portals/17/Documents/en-us/DigitalSparrowHawkHead-UpDisplay.pdf>.

2 PARÁMETROS PRELIMINARES

En el inicio de las estimaciones preliminares se deben tener presentes dos conceptos:

- Perfil de misión
- Requerimientos de la propuesta (RFP).

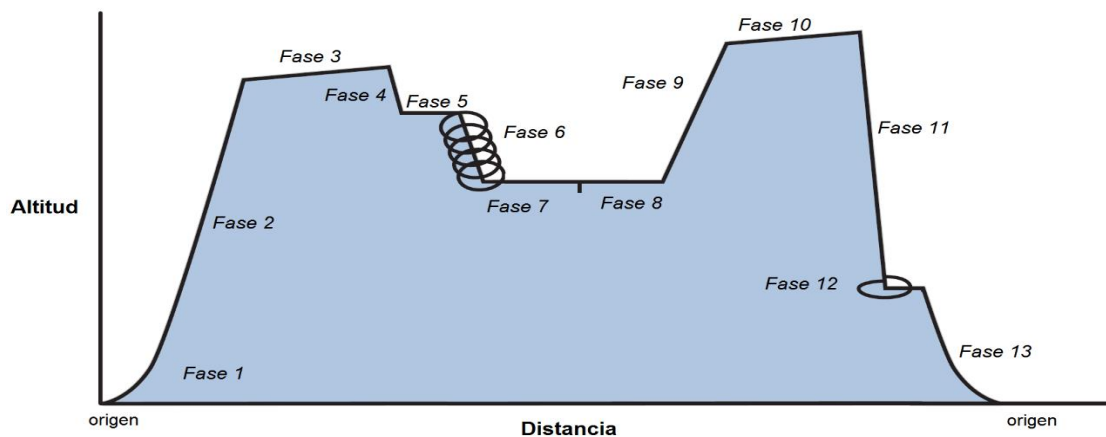
2.1 PERFIL DE MISIÓN.

El perfil de misión de este equipo se verá satisfecho por las siguientes fases de vuelo:

- Fase 1: Encendido, taxéo y Despegue
- Fase 2: Ascenso a altitud crucero
- Fase 3: Crucero
- Fase 4: Descenso
- Fase 5: Aceleración a máxima velocidad ingreso
- Fase 6: Bombardeo
- Fase 7: Combate o Soporte Aéreo
- Fase 8: Aceleración a máxima velocidad retorno
- Fase 9: Ascenso
- Fase 10: Crucero de retorno
- Fase 11: Descenso
- Fase 12: Loiter
- Fase 13: Aproximación y Aterrizaje

La Figura 10 representa el perfil de misión en el que se desempeñará la aeronave.

Figura 11. Perfil de Misión



Fuente. Nicolai, Leland M. y Carichner, Grant E. *Fundamentals of Aircraft and Airship Design. Volume I: Aircraft Design*. Michigan : AIAA Education Series, 2010. 978-1-60086-751-4. p.126; Modificado por el autor del proyecto.

2.2 REQUERIMIENTOS MÍNIMOS DE LA PROPUESTA

Los requisitos básicos de la propuesta son determinados a partir de los mínimos de aeronavegabilidad establecidos en la MIL-STD-1797B.

Los parámetros mostrados en la Tabla 6 son obtenidos adicionalmente de características similares de las aeronaves que se encuentran listadas en la *baseline*, que permitirán realizar las estimaciones pertinentes para el desarrollo del diseño.

Tabla 6. Requerimientos de Misión

Tripulación	2 x 200lb c/u
W_p	1500lb (500 rondas munición 20mm, 300lb; 1200lb de bombas y/o misiles combinados)
Rango	1300 mi
Techo de Servicio	38000 ft
V_{stall} con flaps	≤ 65 knots o 75 mph
V_{stall} sin flaps	≤ 75 knots o 86.5 mph
V_{TO}	1,1 V _{stall}
V_{max}	≈ 287.5 knots M=0.5
V_{crucero}	≈ 230 knots M=0.3
V_{aproximación}	1,3 V _{stall}
Reserva de combustible	5%
ROC	≥ 2500 ft/min
Loiter en base	15 min
Loiter en operación	15 min
Cañon XM-301 20mm	x1
Planta motriz	Max. 1600 SHP

Los pesos y capacidades se basan en los valores promedio encontrados en el *baseline*.

Partiendo de estos parámetros se inicia la etapa de dimensionamiento preliminar que indicará las variables de desempeño primarios de la aeronave.

3 PARAMETRIZACIÓN PRELIMINAR

3.1 DETERMINACIÓN DEL W_{TO}

La determinación del W_{TO} se realiza con base a cuatro parámetros fundamentales⁹:

Ecuación 1. Peso Total al Despegue

$$W_{TO} = \frac{W_{PL} + W_C}{1 - \left(\frac{W_F}{W_{TO}}\right) - \left(\frac{W_E}{W_{TO}}\right)}$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design: A Systems Engineering Approach*. New Hampshire : WILEY, 2013. 978-1-119-95340-1. p.96

Donde:

W_E = Peso vacío (lb)
 W_P = Peso de carga (lb)
 W_C = Peso tripulación (lb)
 W_F = Peso de combustible (lb)

El parámetro que determina en gran medida el valor del W_{TO} es el W_F , el cual es el valor del peso de combustible que es empleado en una misión, basado en el consumo específico de combustible de cada fase mostrada en la sección 2.1.

3.1.1 Valor de carga paga (W_P) y Peso tripulación (W_C)

Los valores para la carga paga, W_P y peso de tripulación W_C son determinados como parte de la especificaciones de misión mostrados en los requerimientos de la propuesta. Se tiene entonces que el W_P es de 1500lbs y el W_C es de 400lbs.

3.1.2 Calculo de consumo de Combustible

3.1.2.1 Fases de Encendido, taxéo y despegue; Ascenso, Descenso, Aterrizaje y aproximación

Para las fases 1, 2, 8 y 9 los consumos de combustible son obtenidos de datos estadísticos de aeronaves similares; dichos valores se pueden encontrar en la Tabla 7.

⁹ **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design: A Systems Engineering Approach*. New Hampshire : WILEY, 2013. 978-1-119-95340-1. p.96.

Tabla 7. Valores promedio fracciones de combustible.¹⁰

Numero de Fase	Segmento	Fase de la misión	Fracción de combustible (M _{ff})
1	W ₂ /W ₁	Encendido, taxéo y despegue	0,98
2	W ₃ /W ₂ y W ₁₀ /W ₉	Ascenso a altitud crucero ¹¹	0,985
8	W ₅ /W ₄ y W ₁₂ /W ₁₁	Descensos	0,99
9	W ₁₄ /W ₁₃	Aproximación y aterrizaje	0,997

Cabe anotar, que durante la fase de ascenso a altitud crucero de 30400 ft, con una tasa de ascenso de 2500 ft/min, se tendrá un radio de desplazamiento de 40mi, reduciendo la distancia de crucero real a 610mi.

3.1.2.2 Fases de Crucero

Para las fases de crucero se emplea la ecuación de rango de Breguet¹², para una aeronave impulsada por hélice (a pistón o turboprop).

Ecuación 2. Rango de Breguet

$$R_{cr} = \frac{375 \eta_p}{c_p} * \left(\frac{L}{D} \right)_{cr} * \ln \left(\frac{W_3}{W_4} \right)$$

Fuente. **Roskam, Jan.** Airplane Design. *Part I: Preliminary Sizing of Airplanes*. Ottawa : Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1985. p.15

Que se reescribe para el cálculo como:

Donde:

Ecuación 3. Rango de Breguet reescrita

$$\frac{W_4}{W_3} = e^{-\left(\frac{R_{cr} * c_p}{375 * \eta_p * \left[\frac{L}{D} \right]_{cr}} \right)}$$

Fuente. **Roskam, Jan.** Airplane Design. *Part I: Preliminary Sizing of Airplanes*. Ottawa : Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1985. p.15. Modificada por el autor del proyecto.

R_{cr} = Rango de misión en crucero (mi)

η_p = Eficiencia de la hélice en crucero

c_p = Consumo específico del motor

L/D_{cr} = Tasa de lift-to-drag en crucero

¹⁰ **Sadraey, Op., Cit.**, p.102.

¹¹ **Roskam, Jan.** Airplane Design. *Part I: Preliminary Sizing of Airplanes*. Ottawa : Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1985. p.15.

¹² **Ibid.**, p.15.

Se usan los datos iniciales de la Tabla 8¹³.

Tabla 8. Parámetros de crucero

c_p	0,5 lb hr /hp
η_p	0,85
$(L/D)_{cr}$	10

Teniendo entonces que:

$$\frac{W_4}{W_3} = e^{-\left(\frac{530 \cdot 0.5}{375 \cdot 0.85 \cdot 10}\right)} = 0,9055$$

Para la etapa de retorno, en la fase crucero se considera un aumento en el *lift to drag ratio*, tomando entonces un valor de 14. Los valores del crucero de retorno son en este caso:

Tabla 9. Parámetros de crucero

c_p	0,5 lb hr /hp
η_p	0,85
$(L/D)_{cr}$	14

Aplicando la ecuación 3, con los valores de la tabla 9 se obtiene:

$$\frac{W_{11}}{W_{10}} = e^{-\left(\frac{530 \cdot 0.5}{375 \cdot 0.82 \cdot 14}\right)}$$

$$\frac{W_{11}}{W_{10}} = 0.9316$$

3.1.2.3 Fase Aceleración Máxima para ingreso a campo

La fracción de combustible para la aceleración a máxima velocidad se puede estimar empleando el grafico 1.

Para la estimación se considera que se pasará de velocidad crucero $M=0,3$ a $M=0,5$

Entonces:

¹³ *Ibid.*, p.14.

$$\frac{W_f}{W_i} (M = 0,1 - 0,3) = 0,99$$

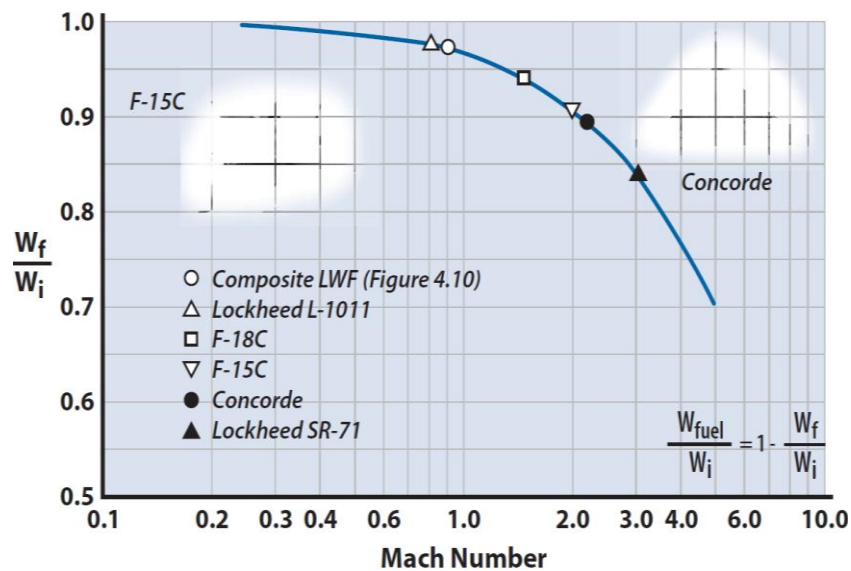
$$\frac{W_f}{W_i} (M = 0,1 - 0,6) = 0,985$$

$$\frac{W_f}{W_i} (M = 0,3 - 0,5) = \frac{0,985}{0,99}$$

$$\frac{W_f}{W_i} = 0,994$$

El valor del consumo en las fases de aceleración máxima $\frac{W_6}{W_5}$ es entonces de 0,994.

Gráfico 1. Fracciones de combustible para fase de aceleración.



Fuente. Nicolai, Leland M. y Carichner, Grant E. *Fundamentals of Aircraft and Airship Design. Volume I: Aircraft Design.* p.127; Modificado por el autor del proyecto.

3.1.2.4 Fase de Bombardeo

Durante la fase de bombardeo, el consumo de combustible se considera cero¹⁴, debido a que se realiza una liberación de 1200 lb definidos en el perfil de misión, como peso de bombas aire-tierra y/o misiles aire- aire y/o aire-tierra.

Hasta esta fase se considera una fracción de combustible $\frac{W_2}{W_1} = 0,8602$. Del valor estimado de 7100lb de W_{TO} . Se tiene entonces que el W_{TO} , hasta esta fase es de 6107,5 lb a lo que se resta, el valor de la carga paga de bombardeo de 1200lb quedando un valor de 4907.5 lb, para aplicar la correspondiente corrección de peso para la fase de soporte aéreo y/o combate.

¹⁴ *Ibid.*, p.48.

3.1.2.5 Fase de soporte aéreo y/o combate

En esta fase se estima un cálculo de Loiter o circuito de espera, a máxima potencia, empleando¹⁵:

Ecuación 4. Endurance de Breguet Reescrita

$$\frac{W_8}{W_7} = e^{-\left(\frac{E_{lr} * C_p * 1.15 * V_{max}}{375 * \eta_p * \left[\frac{L}{D}\right]_{lr}}\right)}$$

Fuente. Fuente. **Roskam, Jan.** Airplane Design. *Part I: Preliminary Sizing of Airplanes*. Ottawa : Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1985. p.15. Modificada por el autor del proyecto.

Donde:

- E_{lr} = Tiempo de *loiter* (hr)
- C_p = Consumo específico del motor
- η_p = Eficiencia de la hélice en crucero
- L/D_{lr} = *Lift-to-drag ratio* en *loiter*
- V_{max} = Velocidad máxima (knots)

El valor de 1,15 para convertir el V_{max} de knots a mph

Tabla 10. Parámetros de combate

C_p	0,5 lb hr/hp
η_p	0,82
$(L/D)_{cr}$	11
V_{max}	287.5 knots
E	0,25 hr

Tomando los datos iniciales¹⁶ de la tabla 10 se tiene que:

$$\frac{W_8}{W_7} = e^{-\left(\frac{0,25 * 0,5 * 1.15 * 287,5}{375 * 0,82 * 11}\right)} = 0,9878$$

El valor obtenido con los parámetros de diseño en esta fase, debe ser corregido a partir del peso final obtenido anteriormente después del bombardeo.

La corrección sería entonces:

$$\frac{W_{1-7}}{W_{TO}} = \frac{4907,5}{7100} = 0,6912 \rightarrow 1 - (1 - 0,9878) * 0.6912 = 0,9916$$

¹⁵ **Ibid.**, p.15.

¹⁶ **Ibid.**, p.14.

Siendo por ende la fracción de combustible $\frac{W_8}{W_7}$ igual a 0.9916.

Durante esta fase se considera son disparadas las 500 rondas de munición, con una disminución de 300lb de peso en la aeronave.

Al finalizar esta fase se tiene entonces un peso estimado de:

$$\frac{W_8}{W_7} = 4907.5 - (1 - 0.9878) * 4907.5 = 4847.9 \quad \rightarrow \quad 4847.9 - 300 = 4547.9$$

El nuevo valor de peso de la aeronave para la siguiente fase es de 4548 lb.

3.1.2.6 Fase de Aceleración Máxima para salida de campo.

Se tiene que el valor de esta fase de salida de campo para el consumo de combustible es igual a la de entrada a campo, con la diferencia que es necesario aplicar la corrección correspondiente a la disminución de peso al ser disparadas las 500 rondas de munición de 20mm.

Entonces:

$$\frac{4547.9}{4947.9} = 0.9381 \quad \rightarrow \quad 1 - (1 - 0.994) * 0.9381 = 0.9943$$

La fracción de combustible $\frac{W_9}{W_8}$ es 0,9943.

3.1.2.7 Fase de circuito de espera

Esta fase contrario a la anterior se evalúa con la velocidad de vuelo a mínima potencia, esto es¹⁷:

Ecuación 5. *Endurance* máximo respecto a la potencia.

$$V_{E_{max}} = V_{P_{min}} \approx 1,2 V_S - 1,4 V_S$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design: A Systems Engineering Approach*. New Hampshire : WILEY, 2013. 978-1-119-95340-1. p.107.

Donde:

$V_{E_{max}}$ = Velocidad máxima de circuito

$V_{P_{min}}$ = Velocidad a potencia mínima

V_S = Velocidad de pérdida

¹⁷ **Sadraey, Op., Cit.,** p.107.

Tomando el valor para Vs en los requerimientos de la propuesta es $V_{E_{max}} = 1,2V_s$
 $V_{E_{max}} \cong 90 \text{ knots}$. Adicionalmente el *lift-to-drag ratio* es más elevado por la naturaleza de la fase, así como el consumo específico, c_p disminuye.

Tabla 11. Parámetros de circuito en espera

c_p	0,4 lb hr/hp
η_p	0,82
$(L/D)_{cr}$	13
V_s	90 knots
E	0,25 hr

Aplicando la ecuación 4 con los parámetros de la tabla 10:

$$\frac{W_{13}}{W_{12}} = e^{-\left(\frac{0,25 \cdot 0,4 \cdot 1,15 \cdot 90}{375 \cdot 0,82 \cdot 13}\right)} = 0,9974$$

3.1.2.8 Consumo de combustible

En resumen el valor de las fracciones de combustible de la ecuación 6¹⁸, durante todo el perfil de misión es:

Ecuación 6. Fracciones de combustible

$$\frac{W_{14}}{W_1} = \frac{W_2}{W_1} * \frac{W_3}{W_2} * \frac{W_4}{W_3} * \frac{W_5}{W_4} * \frac{W_6}{W_5} * \frac{W_7}{W_6} * \frac{W_8}{W_7} * \frac{W_9}{W_8} * \frac{W_{10}}{W_9} * \frac{W_{11}}{W_{10}} * \frac{W_{12}}{W_{11}} * \frac{W_{13}}{W_{12}} * \frac{W_{14}}{W_{13}}$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design: A Systems Engineering Approach*. New Hampshire : WILEY, 2013. 978-1-119-95340-1. p.101. Modificada por el autor del proyecto.

Donde $\frac{W_{14}}{W_1}$ es el valor de consumo de combustible en la fracciones de la mision

$$\frac{W_{12}}{W_1} = 0,98 * 0,985 * 0,9055 * 0,99 * 0,994 * 1 * 0,9915 * 0,9943 * 0,985 * 0,9316 * 0,99 * 0,9974 * 0,997$$

$$\frac{W_{14}}{W_1} = 0,7651$$

Entonces¹⁹:

Ecuación 7. Peso del combustible consumido

$$\frac{W_f}{W_{To}} = 1.06 * \left(1 - \frac{W_{14}}{W_1}\right)$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design: A Systems Engineering Approach*. New Hampshire : WILEY, 2013. 978-1-119-95340-1. p.102. Modificado por el autor del proyecto.

¹⁸ **Ibid.**, p.101.

¹⁹ **Ibid.**, p.102.

Donde $\frac{W_f}{W_{TO}}$ es el consumo de combustible en toda la misión

$$\frac{W_f}{W_{TO}} = 1.06 * (1 - 0,7651) = 0,2488$$

Obteniendo un valor del peso de combustible de:

$$W_F = 0,2489 * W_{TO}$$

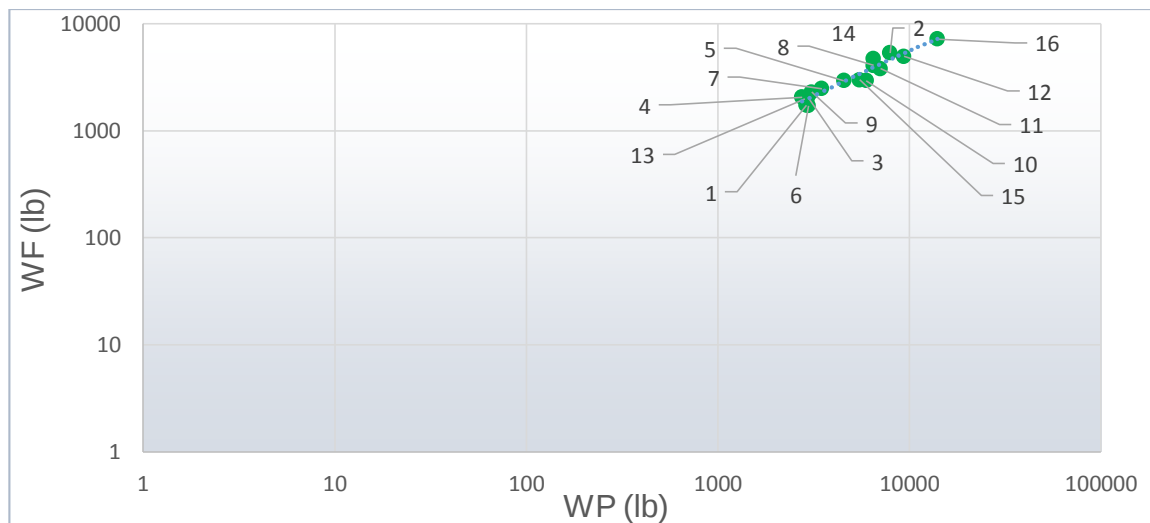
3.1.3 Estimación del Peso Vacío (W_E)

La fracción de peso del W_E , se puede realizar a través del método de iteración planteado por Mohammad²⁰, en el que se realiza la comparación entre el W_E analítico y el W_E estadístico y se emplean para la determinación del W_{TO} mostrado en la sección 3.1.4 con mayor detalle.

Para este caso en particular se recurre al uso de determinación de una ecuación empírica basados en los datos del *baseline* a través del método de regresión lineal, debido a que para un tipo de aeronave como el que se está desarrollando en este texto no se encuentran datos que lo comprendan en una tabla de valores dentro de la literatura de referencia.

Grosso modo, se empleó una gráfica en escala logarítmica que permitiera linealizar el comportamiento de los valores W_E y W_{TO} tomados de los datos encontrados en el ANEXO 1, de ahí se parte de la teoría de mínimos cuadrados para definir la ecuación.

Gráfico 2. Regresión de $W_E - W_{TO}$ de aeronaves del *baseline*



Fuente. Autor del proyecto.

²⁰ *Ibid.*, p.148-149.

Los números indicativos de los puntos en la dispersión son equivalentes a las aeronaves listadas en la tabla 1, sección 1.1.

La ecuación de regresión lineal obtenida para W_E , es entonces:

Ecuación 8. Peso Vacío por Regresión Lineal.

$$W_E = 10^{4 \cdot 10^{-6} + 0,92914 \log W_{TO}}$$

Fuente. Autor del proyecto.

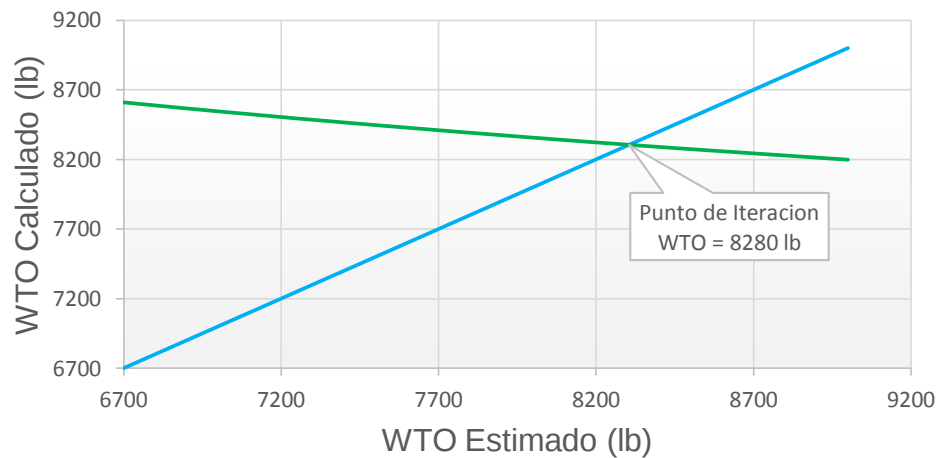
3.1.4 Iteración para obtención de W_{TO}

De las ecuaciones 1 y 8, se obtiene la Tabla 12 que muestra el resultado de iteraciones realizadas para obtener el valor estimado inicial del W_{TO} .

Tabla 12. Regresión para el W_E y W_{TO}

W_{TO} estimado	$W_E = \frac{10^{4 \cdot 10^{-6} + 0,92914 \log W_{TO}}}{W_{TO}}$	$W_{TO} = \frac{W_{PL} + W_C}{1 - \left(\frac{W_F}{W_{TO}}\right) - \left(\frac{W_E}{W_{TO}}\right)}$
6610	0,536172	8369,497
8369,497	0,52728	8054,02
8054,02	0,528718	8103,399
8103,399	0,528489	8095,494
8095,494	0,528525	8096,755
8096,755	0,52852	8096,554

Gráfico 3. Comportamiento de W_{TO} Calculado – W_{TO} Estimado



Fuente. Autor del proyecto.

En el grafico 3 se muestra el comportamiento de la iteración del W_{TO} calculado respecto al W_{TO} estimado, que permite, de igual forma encontrar el valor de W_{TO} considerado para el diseño de la aeronave de forma gráfica, como lo sugiere Raymer²¹. Posterior a la iteración de obtención del W_{TO} que da un valor de **8280 lb**, se realiza una reducción en el W_E del 10%, debido a que por construcción se puede emplear una aleación de litio-aluminio para la estructura²², reduciendo así el peso W_{TO} a un valor de **6731.9 lb**. Para efectos de cálculo se aproximará a **6735 lb**.

3.2 FACTORES DE CRECIMIENTO O ESTUDIOS DE MERCADO²³

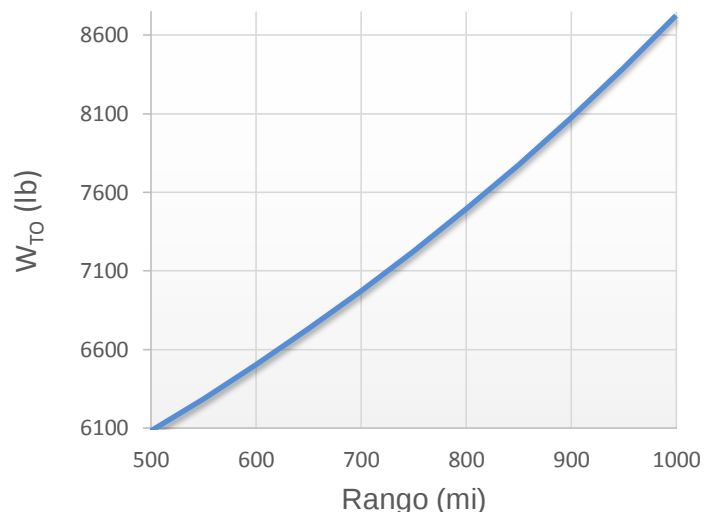
Basando los parámetros de cálculo en variables tales como rango máximo de la aeronave o peso de carga útil (o carga paga), se realizan las estimaciones de crecimiento que la aeronave tendría en caso de ser necesario el aumento o disminución de dichas variables. A continuación se aprecian las gráficas de crecimiento en los que se estiman valores por encima y por debajo de los estimados en el RFP.

El procedimiento empleado para la obtención de los datos de las gráficas de crecimiento, son obtenidos de la tabulación del rango en la etapa de estimación de la fracción de combustible y de la carga paga en la determinación de W_{TO} .

3.2.1 Factor de crecimiento respecto al Rango

Tabla 13. Factor de crecimiento de Rango

Rango (Nmi)	WE/WTO	WTO calculado
500	0,479037	6080,636
550	0,47769	6286,87
600	0,476316	6503,696
650	0,474914	6731,87
700	0,473483	6972,217
750	0,47202	7225,638
800	0,470524	7493,116
850	0,468994	7775,729
900	0,47	8074,66
950	0,46582	8391,192
1000	0,464171	8726,754



²¹ Raymer, Op., Cit., p. 32

²² Roskam, Op. Cit., p. 48

²³ Raymer, Op., Cit., p. 32

En la tabla 13, se aprecia que el crecimiento del peso W_{TO} , respecto a la carga W_p , tiene un aumento característico de forma casi cuadrática permitiendo asumir que el crecimiento solo lo permitirá hasta un valor n-esimo de rango.

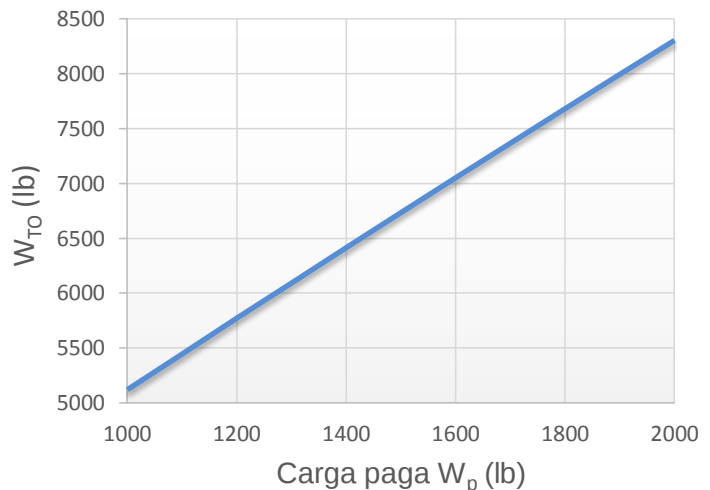
La variación de rango estimada para la aeronave se encuentra entre las 600 millas y 1100 millas, con la carga paga expresada en los RFP equivalente a 1500 lb y tripulación de 400 lb.

3.2.2 Factor de crecimiento respecto a la Carga Paga

El factor de crecimiento de carga paga se realiza en un rango entre 1000 y 2000 lb lo cual también permitirá realizar reajustes a la selección del peso máximo que podrá transportar la aeronave, utilizando el rango estipulado en los RFP de la sección 2.2, de 1300mi.

Tabla 14. Factor de crecimiento de carga paga

W_{TO} calculado	Carga paga	W_E/W_{TO}
5121,457	1000	0,483794
5447,153	1100	0,481781
5770,905	1200	0,479901
6092,859	1300	0,478139
6413,143	1400	0,47648
6731,87	1500	0,474914
7049,14	1600	0,473431
7365,039	1700	0,472023
7679,647	1800	0,470682
7993,034	1900	0,469403
8305,265	2000	0,468181



La Tabla 14 muestra el comportamiento de crecimiento de la aeronave respecto al W_p , de forma linealmente proporcional al crecimiento que tendría el W_{TO} , teniendo en cuenta que puede ser empleado como un parámetro que permitirá su rediseño en caso que sea requerido.

Los parámetros tomados en cuenta como factores de crecimiento, el rango y la carga paga, afectan de igual forma el valor de la fracción de W_E , que debe tenerse presente al momento de realizar un estudio de crecimiento de la aeronave.

3.3 CÁLCULOS Y SUPOSICIONES INICIALES

Las suposiciones iniciales y cálculos preliminares de esta sección determinan, a través de una serie de representaciones gráficas y correlación de las mismas, el punto de diseño de la aeronave que permite obtener valores tales como la carga alar, W/S y la potencia de carga, W/P ; lo anterior se debe a que en cada fase se presentan valores diferentes de estos parámetros que son correlacionados para permitir la obtención del valor óptimo de los mismos.

3.3.1 Estimación de Coeficientes de Aerodinámicos

Se realizan los cálculos estimativos de performance de las aeronaves de la *baseline*, para obtener el valor del coeficiente de *zero-lift drag*.

En la estimación se consideró un valor como altitud crucero del 80% del techo de servicio de cada aeronave de la *baseline*, así como una eficiencia de hélice de 0,82.

El cálculo del coeficiente de *zero-lift drag* se obtuvo aplicando las ecuaciones 10²⁴, 11²⁵ y 12²⁶.

Ecuación 9. Coeficiente de *zero-lift drag*

$$C_{D_0} = \frac{2 \frac{P_{SL_{max}} * \eta_p}{V_{max}} - \frac{4KW_{TO}^2}{\rho \sigma V_{max}^2 S}}{\rho_0 V_{max}^2 S}$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p. 127

Donde:

$P_{SL_{max}}$ = Potencia máxima a nivel del mar (hp)

η_p = Eficiencia de la hélice

K = Factor de *drag* inducido

V_{max} = Velocidad máxima (mph)

S = Superficie alar (ft²)

ρ_0 = Densidad a nivel del mar (slug/ft³)

W_{TO} = Peso máximo al despegue (lb)

Ecuación 10. Factor de eficiencia de Oswald.

$$e = 1,78(1 - 0.045AR^{0,68}) - 0.64$$

Fuente. **Raymer, Daniel P.** *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. [ed.] Schetz Joseph A. Cuarta. Playa del Rey : AIAA, 2006. 1-56347-829-3. p. 347.

²⁴ **Sadraey, Op., Cit.**, p.127

²⁵ **Ibid.**, p.122

²⁶ **Raymer, Op., Cit.**, p.347

Ecuación 112. Factor de *Drag* inducido.

$$K = \frac{1}{\pi A R e}$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p. 122.

Donde:

AR = Relación de aspecto
 e = Factor de eficiencia de Oswald

De los valores calculados para las estimaciones se obtienen:

$A.R$ = 6,5 (valor promedio del *baseline*)
 C_{D0} = 0.0178 (valor promedio de *baseline*)
 e = 0.8539 (calculado con un A.R de 6.5, en la Ecuación 10)
 K = 0.0573

Se realiza la selección de perfiles basados en las características mostradas en aeronaves del *baseline* y en el reporte NASA 824²⁷, mostrados en las Tablas 15 y 16.

Tabla 15. Perfiles NACA de Raíz

NACA	Re x10 ⁶	C _L máx.	α ⁰ @ C _L máx.	α ⁰ @ 0C _L	C _{MAC}	C _d
2412	3,1	1,58	15	-2	-0,048	0.0065
	5,7	1,69	16	-2	-0,048	0.006
	8,9	1,69	16,5	-2	-0,048	0.0059
64₂-215	3	1,38	15,5	-1,8	-0,027	0.0054
	6	1,55	15,5	-1,8	-0,027	0.0048
	9	1,58	15,5	-1,8	-0,027	0.0046
65₂-415	3	1,45	16,5	-3	-0,06	0.005
	6	1,55	18	-3	-0,06	0.004
	9	1,62	17,5	-3	-0,06	0.004
64₂-415	3	1,48	14	-3	-0,07	0.0057
	6	1,6	16	-3	-0,07	0.005
	9	1,65	16	-3	-0,07	0.0048
63₂-415	3	1,55	14	-3	-0,057	0.0057
	6	1,63	16	-3	-0,057	0.0052
	9	1,67	16	-3	-0,057	0.005
64₁-212	3	1,5	15	-1	-0,025	0.0048
	6	1,55	15	-1	-0,025	0.0044
	9	1,55	15	-1	-0,025	0.0042
64₁-412	3	1,54	14,5	-3	-0,07	0.005
	6	1,66	15,5	-3	-0,07	0.0047
	9	1,68	15,5	-3	-0,07	0.0047
63₁-412	3	1,58	14	-3	-0,075	0.0055
	6	1,72	16	-3	-0,075	0.0047
	9	1,78	15	-3	-0,075	0.0045

²⁷ **Abbott, Ira H., von Doenhoff, Albert E. y Stiveers, Louis S. Jr.** *Summary of Airfoil Data*. Langley Fields : National Advisory Committee for Aeronautics, 1945. NACA-TR 824

Tabla 16. Perfiles NACA de Punta

NACA	Re x10 ⁶	C _L Max	α° @ C _L máx.	α° @ 0 C _L	C _{MAC}	C _d
2412	3,1	1,58	15	-2	-0,048	0.0065
	5,7	1,69	16	-2	-0,048	0.006
	8,9	1,69	16,5	-2	-0,048	0.0059
64₁-212	3	1,5	15	-1	-0,025	0.0048
	6	1,55	15	-1	-0,025	0.0044
	9	1,55	15	-1	-0,025	0.0042
65₂-415	3	1,45	16,5	-3	-0,06	0.005
	6	1,55	18	-3	-0,06	0.004
	9	1,62	17,5	-3	-0,06	0.004
63₁-212	3	1,55	15,8	-2	-0,035	0.005
	6	1,58	14,5	-2	-0,035	0.0045
	9	1,63	14,3	-2	-0,035	0.0045
64-210	3	1,4	12	-2	-0,04	0.0048
	6	1,45	13	-2	-0,04	0.0044
	9	1,47	14	-2	-0,04	0.0044
63₂-215	3	1,43	14	-1	-0,03	0.0058
	6	1,58	15,5	-1	-0,03	0.0049
	9	1,61	15,5	-1	-0,03	0.0048

Para la selección del perfil, se seleccionaron perfiles de características diferentes con la finalidad de provocar que la entrada en pérdida del plano se inicie en la raíz del plano y no en la punta, lo que permitiría una recuperación más efectiva de la aeronave.

Los perfiles que fueron seleccionados, fueron evaluados para ser los más aptos y de mejor desempeño respecto a las características necesarias tales como el valor de coeficiente de sustentación máximo, un coeficiente de drag bajo y un coeficiente de momento respecto a centro aerodinámico, lo más próximo a cero; adicionalmente que el comportamiento del perfil después de superar el ángulo de pérdida, presentara un comportamiento moderado y no que presentara una caída abrupta en el coeficiente de sustentación máximo²⁸.

Tabla 17. Perfiles seleccionados

UBICACIÓN	PERFIL NACA	C _{Lmax}	α° en C _{Lmax}	C _{MAC}	α de 0C _L	C _d
RAÍZ	63 ₁ -412	1,78	15°	-0,075	-3°	0.0045
PUNTA	63 ₁ -212	1,63	14,3°	-0,035	-2°	0.0045

Debido a que se emplearan dos perfiles, se promedia el coeficiente de sustentación máximo de los perfiles, C_{lmax} como:

$$C_{lmax \text{ promedio}} = \frac{1,78 + 1,63}{2} = 1,705$$

²⁸ **Abbott, von Doenhoff, y Stiveers, Louis S. Jr. Op., Cit., p.164-165**

La superficie hipersustentadora será un *flap* tipo *slotted*²⁹, por ser un sistema sencillo y de gran aporte al coeficiente de sustentación máximo, $C_{l_{max}}$, permitiendo un incremento hasta de 1,3 al coeficiente.

El aumento a una magnitud elevada del coeficiente de sustentación, se presenta cuando el *flap* se encuentra a una deflexión de 45° esto, en la etapa de aterrizaje, obteniendo entonces un coeficiente de:

$$C_{l_{max}} \text{ a } 45^\circ = 1,705 + 1,3 = 3,005$$

En la etapa de despegue, se empleará una deflexión de *flaps* de 20° para permitir un despegue con un valor de sustentación positivo y más eficiente.

Teniendo entonces que:

$$\Delta C_{l_{max}} = 1,3 * \frac{20}{45} = 0,5777$$

Por lo tanto:

$$C_{l_{max}} \text{ a } 20^\circ = 1,705 + 0,5777 = 2,283$$

Para el cálculo del coeficiente de sustentación del plano, se emplea el obtenido en los perfiles, en cada etapa. Para este valor se sabe que³⁰:

Ecuación 12. Coeficiente de sustentación máximo del ala.

$$C_{L_{max}} = 0,9 C_{l_{max}} * \cos \Lambda_{0,25c}$$

Fuente. **Raymer, Daniel P.** *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. [ed.] Schetz Joseph A. Cuarta. Playa del Rey : AIAA, 2006. 1-56347-829-3. p.316.

Donde:

$C_{l_{max}}$ = Coeficiente de sustentación del perfil

$C_{L_{max}}$ = Coeficiente de sustentación del ala

$\Lambda_{0,25c}$ = Valor del ángulo de flechamiento en el 25 % de la cuerda.

Aplicando la Ecuación 12, para los tres valores obtenidos de sustentación de los perfiles y teniendo en cuenta que no existe flechamiento ($\Lambda_{0,25c} = 0$), se tiene:

$$C_{L_{max}limpio} = 1,534$$

$$C_{L_{max}} \text{ a } 20^\circ = 2,054$$

$$C_{L_{max}} \text{ a } 45^\circ = 2,704$$

²⁹ **Raymer, Op., Cit.**, p.326

³⁰ **Ibid.**, p. 316.

3.3.2 Carga Alar, W/S.

El valor de la carga alar, generalmente se obtiene de la velocidad de pérdida, V_s o de la distancia de aterrizaje³¹ debido a ser la etapa más crítica de operación de la aeronave y en donde se aplica el mayor valor de carga.

Ecuación 13. Carga Alar.

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{V_s} = \frac{1}{2} \rho V_s^2 S C_{L_{max}}$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p. 119

Donde:

ρ = Densidad del aire en una altitud específica (slug/ft³)
 V_s = Valor de la velocidad de pérdida (mph)
 S = Superficie alar (ft²)
 $C_{L_{max}}$ = Coeficiente de sustentación alar

Se emplea entonces la Ecuación 13 ya que se conoce la velocidad de pérdida, que se establece en el RFP, de la sección 2.2, que es $V_s = 75$ knots, la densidad a nivel del mar es de 0,002377 slug/ft³, y un $C_{L_{maxlimpio}}$ de 1,534 obteniendo:

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{V_s} = \frac{1}{2} * 0.002377 * 126.586^2 * 1.534 = 29.2238 \frac{lb}{ft^2}$$

El valor de la velocidad V_s debe ser en ft/s.

Ecuación 14. Area Alar.

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

Fuente. Autor del proyecto.

El valor del área alar es:

$$S = \frac{6735 \text{ lb}}{29.223 \frac{lb}{ft^2}} = 229.86 \cong 230 \text{ ft}^2$$

Para una configuración de flaps en la fase de aterrizaje, el valor de $C_{L_{max}}$ es de 2,7 y una velocidad de pérdida de 65 knots dándonos un valor de carga alar de:

³¹ **Sadraey Op., Cit.,** p. 119

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{V_s} = \frac{1}{2} * 0.002377 * 109,708^2 * 2,704 = 38,68 \frac{lb}{ft^2}$$

El valor de la superficie alar usando la ecuación 14 es:

$$S = \frac{W_{To}}{\left(\frac{W}{S}\right)} = \frac{6735lb}{38,6867 \frac{lb}{ft^2}} = 174,03 \cong 175 ft^2$$

Se toma entonces como valor de superficie alar 230 ft², por ser la superficie de área máxima que se requiere. La carga alar estimada es entonces de 29,3 lb/ft².

3.3.3 Velocidad máxima, Vmax.

Uno de los requerimientos principales para el performance de la aeronave, sobre todo en este caso, es la velocidad máxima, siendo útil tanto para el cálculo de la carga alar, como para la potencia de carga (W/P).

Ecuación 15. Potencia de carga respecto a carga alar en términos de máxima velocidad

$$\left(\frac{W}{P_{SL}}\right)_{V_{max}} = \frac{\eta_P}{\frac{1}{2} \rho_0 V_{max}^3 C_{D0} \frac{1}{\left(\frac{W}{S}\right)} + \frac{2K}{\rho \sigma V_{max}} \left(\frac{W}{S}\right)}$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.125.

Donde:

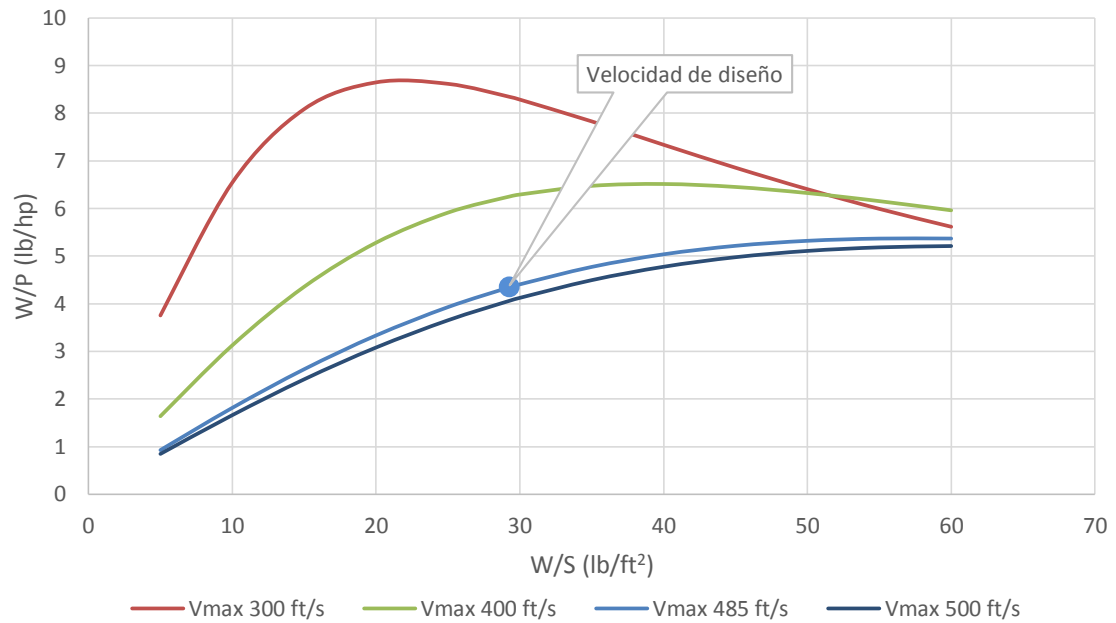
- η_p = Eficiencia de la hélice
- ρ_0 = Densidad a nivel del mar
- V_{max} = Velocidad máxima
- C_{D0} = Coeficiente de zero-lift drag de la aeronave
- K = Factor de drag inducido
- ρ = Densidad del aire en una altitud específica
- σ = Relación de densidad del aire, ρ/ρ_0

$$K = \frac{1}{\pi A R e} = 0,05734 \quad \text{y} \quad e = 1,78(1 - 0.045AR^{0,68}) - 0.64 = 0,8539$$

El valor de la densidad, es la equivalente a una altitud de 30 500 ft, por ser la altitud crucero estimada del 80% respecto a la altitud máxima.

El valor de velocidad máxima considerado es equivalente al expuesto en el RFP, dentro de la tabla 6, de la sección 2.2.

Gráfico 4. Contribución de la velocidad máxima al W/S y W/P



Con los valores de la sección 3.1.1, se tiene que:

$$\left(\frac{W}{P_{SL}}\right)_{Vmax} = \frac{0,82 * 550}{\frac{1}{2} * 0,002377 * (485)^3 * 0,0178 \frac{1}{\left(\frac{W}{S}\right)} + \frac{2 * 0,05734}{0,00087443 * 0,3692 * 485 * \left(\frac{W}{S}\right)}}$$

$$\left(\frac{W}{P_{SL}}\right)_{Vmax} = \frac{451}{\frac{2413,48}{\left(\frac{W}{S}\right)} + 0,7298 \left(\frac{W}{S}\right)}$$

Nota: El valor de 550 es para convertir a lb/hp

La relación entre la carga alar y la potencia de carga a diferentes velocidades se aprecia en el gráfico 4, en donde se observa la contribución que hace la velocidad máxima a los valores de W/P. El área de influencia bajo la curva de la gráfica es la que determina el factor de influencia de la velocidad máxima respecto a la potencia de carga requerida que en este caso sería de 4,34 lb/hp.

3.3.4 Carrera de despegue, S_{TO} .

La carrera de despegue es otro de los valores significativos para los valores de la carga alar y la potencia de carga debido a que se encuentra dentro de los requisitos de despegue iniciales de la propuesta, esto basado en los datos de los aeródromos de uso militar (*).

La Ecuación 17³², expresa la relación entre la carrera de despegue, la carga alar y la potencia de carga.

Ecuación 16. Potencia de carga respecto a carga alar en términos de la carrera de despegue.

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{STO} = \frac{1 - e^{\left(0.6\rho g C_{DG} S_{TO} \frac{1}{W/S}\right)} \eta_p}{\mu - \left(\mu + \frac{C_{DG}}{C_{LR}}\right) * e^{\left(0.6\rho g C_{DG} S_{TO} \frac{1}{W/S}\right)}} V_{TO}$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.135

Los términos de C_{DG} y C_{LR} se encuentran desarrollados en las ecuaciones de la 18 a la 24^{33 34 35 36}

Ecuación 17. Velocidad de despegue

$$V_{TO} = 1.1V_S$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p. 134

Ecuación 18. Coeficiente de *Drag* en tierra

$$C_{DG} = C_{D_{TO}} - \mu C_{D_{TO}}$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p. 131

Ecuación 19. Coeficiente de *Drag* al despegue.

$$C_{D_{TO}} = C_{D_{0TO}} + K C_{L_{TO}}^2$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p. 132

Ecuación 20. Coeficiente de sustentación al despegue

$$C_{L_{TO}} = C_{L_C} + \Delta C_{L_{flapTO}}$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p. 132

Ecuación 21. Coeficiente de Sustentación en Crucero

$$C_{L_C} = \frac{2W}{\rho V_C^2 S} \cong 0.3$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p. 188

(*) Las características de los aeropuertos se encuentra en el listada en el ANEXO 3

³² **Sadraey, Op., Cit.**, p.135

³³ **Ibid.** p. 134

³⁴ **Ibid.** p. 131

³⁵ **Ibid.** p. 132

³⁶ **Roskam, Op., Cit.**, p.95

Ecuación 22. Coeficiente de zero-lift drag al despegue

$$C_{D_{0TO}} = C_{D_0} + C_{D_{0tren}} + C_{D_{0FLAP}}$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.132.

Ecuación 23. Coeficiente de sustentación en fase de rotación.

$$C_{LR} = \frac{C_{L_{maxTO}}}{1.21} = 1.6942$$

Fuente. **Roskam, Jan.** *Airplane Design. Part I: Preliminary Sizing of Airplanes*. Ottawa : Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1985. p. 95

$$\Delta C_{L_{flapTO}} = 0.6$$

$$C_{D_{0tren}} = 0.009$$

$$C_{D_{0FLAP}} = 0.006$$

$$\mu = 0.05$$

Donde:

C_{DG} = Coeficiente de drag en tierra

C_{LR} = Coeficiente de sustentación del avión en fase de rotación

S_{TO} = Distancia de despegue

η_p = Eficiencia de la hélice.

V_{TO} = Velocidad de despegue

C_{D0} = Coeficiente de zero-lift drag de la aeronave

$C_{D_{TO}}$ = Coeficiente de drag al despegue

$C_{D_{0tren}}$ = Coeficiente de drag del tren

$C_{D_{0flaps}}$ = Coeficiente de drag de los flaps

C_{LR} = Coeficiente de sustentación en fase de rotación

$C_{D_{0TO}}$ = Coeficiente de drag al despegue

$C_{L_{maxTO}}$ = Coeficiente de sustentación alar al despegue

μ = Coeficiente de fricción de la pista

ρ = Densidad del aire a altitud especificada

g = Valor de la aceleración de la gravedad

El valor de la densidad del aire se toma a una elevación de 10000 ft, debido al valor del aeropuerto de mayor elevación de las pistas militares encontradas, con una longitud de pista de 5910ft (1800 m), del promedio de longitud.

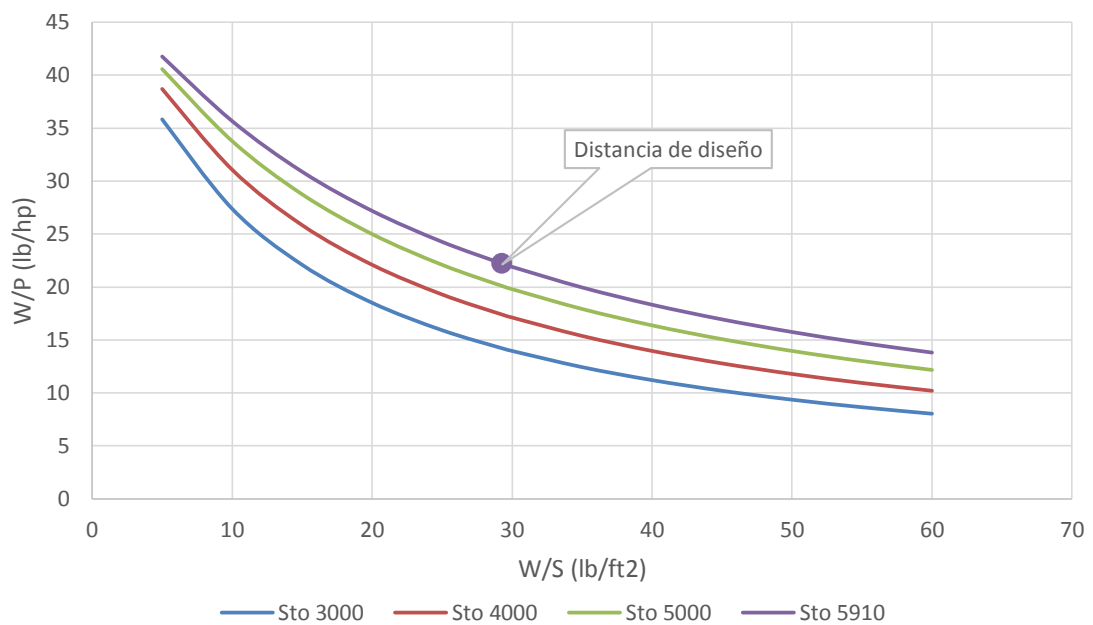
El valor del coeficiente de fricción del terreno (μ), se toma como valor medio de los tipos de superficie de pistas encontradas.

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{sTo} = \frac{1 - e^{\left(0.6 * 0.0017833 * 32.17 * 0.03597 * 5910 * \frac{1}{W/S}\right)}}{0.05 - \left(0.05 + \frac{0.03597}{1.6979}\right) * e^{\left(0.6 * 0.0017833 * 32.17 * 0.03597 * 5910 * \frac{1}{W/S}\right)}} \frac{0.82}{139.244} * 550$$

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{sTo} = \frac{1 - e^{\left(\frac{7.3190}{W/S}\right)}}{0.05 - 0.07118 * e^{\left(\frac{7.3190}{W/S}\right)}} * 3.2389$$

El valor de 550 es para convertir a lb/hp.

Gráfico 5. Contribución de la carrera de despegue al W/S y W/P



El impacto de la carrera de despegue a los parámetros de cargas alar y potencia de carga se aprecian en el Gráfico 5, que guardan una proporción directa con la distancia de despegue. La distancia de diseño permite a la aeronave realizar la operación de despegue con la potencia mínima sin problemas durante esta fase debido a que la potencia de carga requerida es de 22,2 lb/hp

3.3.5 Tasa de ascenso, ROC.

El régimen de ascenso empleado para la determinación del punto de diseño es de ≥ 2500 fpm expresado en el RFP, basado en el promedio de ascenso de las

aeronaves del *baseline* y que cumple con la normatividad MIL-STD, se aplica entonces³⁷:

Ecuación 24. Potencia de carga respecto a carga alar en términos de la tasa de ascenso.

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{ROC} = \frac{1}{\frac{ROC}{\eta_p} + \sqrt{\frac{2}{\rho \sqrt{\frac{3C_{D0}}{K}}}} \left(\frac{W}{S}\right) \left(\frac{1.155}{(L/D)_{max} \eta_p}\right)}$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p. 139

Donde:

ROC = Tasa de ascenso

η_p = Eficiencia de la hélice

ρ = Densidad del aire a altitud especificada

K = Factor de drag inducido

C_{D0} = Coeficiente de zero-lift drag de la aeronave

L/D_{max} = Relación de lift to drag

Para encontrar el valor de relación entre el ROC y la carga alar y la potencia de carga se aplica la Ecuación 24, con los valores anteriormente empleados como sigue:

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{ROC} = \frac{1 * 550}{\frac{2500}{0.82 * 60} + \sqrt{\frac{2}{0.002377 \sqrt{\frac{3 * 0.0178}{0.05734}}}} \left(\frac{W}{S}\right) \left(\frac{1.155}{11 * 0.82}\right)}$$

El valor de 550 es para convertir a lb/hp

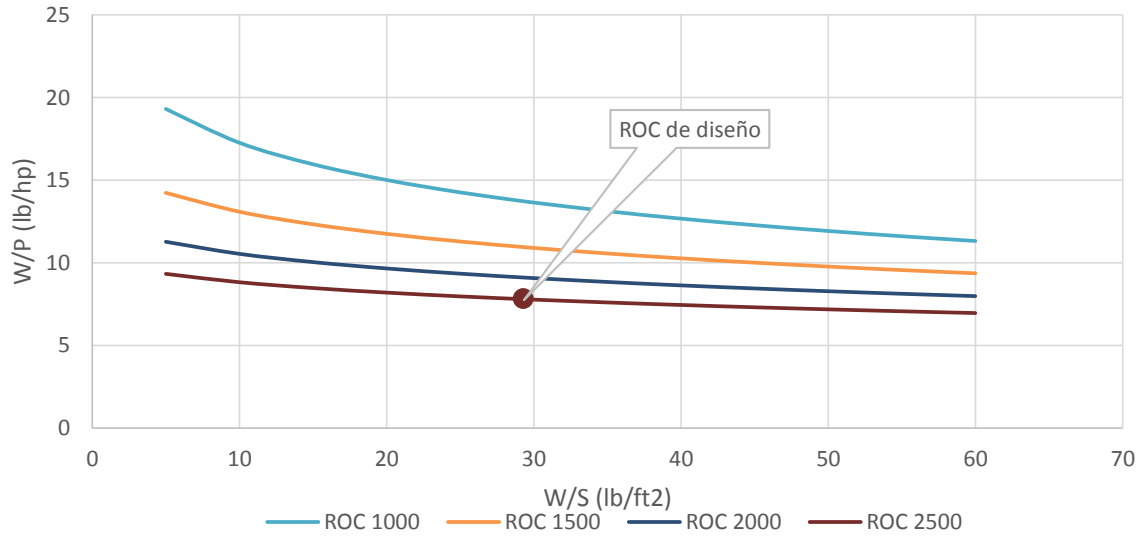
$$\left(\frac{W}{P}\right)_{ROC} = \frac{550}{50.8130 + \sqrt{871.92} \left(\frac{W}{S}\right) * 0.1236}$$

Donde el valor de la densidad del aire se toma a nivel del mar debido a que el valor de la potencia será el máximo. El valor para el L/D es de 9 debido al tipo de fase a que se refiere. El valor de propela se emplea de la misma magnitud que en la fase de apoyo aéreo y combate puesto que es el máximo aprovechable de la misma.

La tasa de ascenso seleccionada es óptima para la potencia de carga que se busca referente a las aeronaves similares, con un valor de 7.79 lb/hp.

³⁷ Sadraey, Op., Cit., p. 137

Gráfico 6. Contribución del ROC al W/S y W/P



3.3.6 Techos de vuelo

El parámetro de techo de vuelo, es también empleado para la determinación del punto de diseño, en el que como se menciona anteriormente, es el punto en donde convergen todos los parámetros que permiten la selección de la carga alar y la potencia de carga. Este parámetro de diseño está ligado a la tasa de ascenso en las altitudes críticas de vuelo: *cruise ceiling (CrC)*, *service ceiling (SC)*, *combat ceiling (CoC)* y *absolute ceiling (AC)*. Se toma entonces para este propósito³⁸:

Ecuación 25. Potencia de carga respecto a carga alar en términos del techo de vuelo.

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{AC} = \frac{\sigma_{AC}}{\frac{ROC_{SC}}{\eta_p} + \sqrt{\frac{2}{\rho_{AC} \sqrt{\frac{3C_{D0}}{K}}}} \left(\frac{W}{S}\right) \left(\frac{1.155}{(L/D)_{max} \eta_p}\right)}$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.144

Donde:

ROC_{SC} = Tasa de ascenso en techo de servicio

η_p = Eficiencia de la hélice

ρ = Densidad del aire a altitud especificada

K = Factor de drag inducido

C_{D0} = Coeficiente de zero-lift drag de la aeronave

³⁸ Sadraey, Op., Cit., p.144

$L/D_{\max}$ = Relación de lift to drag

Ecuación 26. Densidad relativa del aire.

$$\sigma_{AC} = 0.2967e^{(1.7355-4.8075 \cdot 10^{-5}h)}$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.141.

El valor de la variable σ de la ecuación 26³⁹, se refiere a la densidad relativa del aire para altitudes entre 36000 ft y 65000 ft. El techo de servicio está definida con un valor de 38000 ft dentro de los parámetros de RFP de la tabla 6, por ende el valor de ROC_{sc} , es de 100fpm, según MIL-STD⁴⁰.

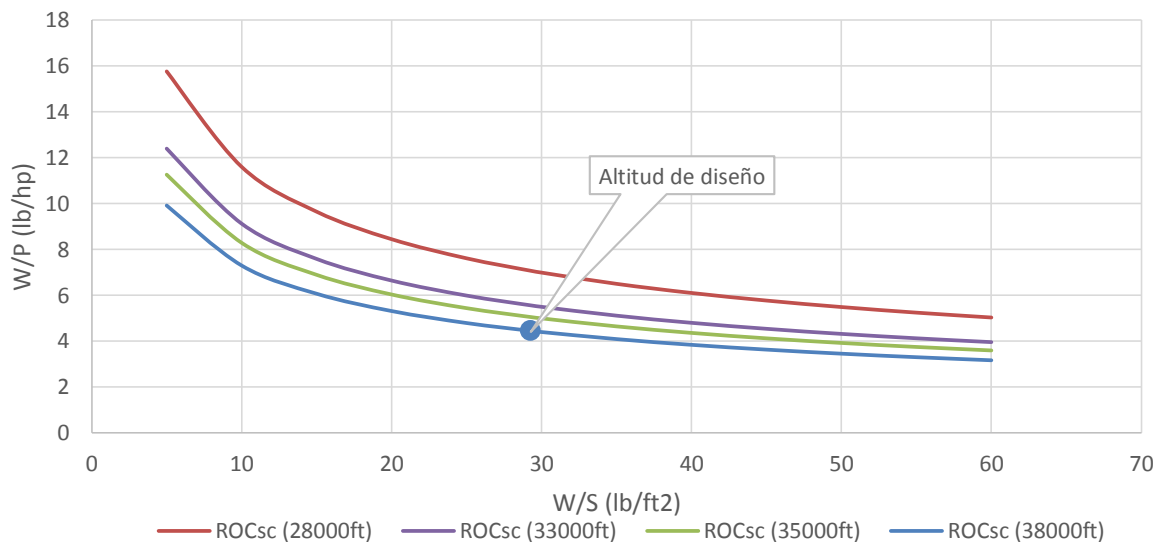
$$\sigma_{AC} = 0.2967e^{(1.7355-4.8075 \cdot 10^{-5} \cdot 38000)}$$

$$\sigma_{AC} = 0.27079$$

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{ROC} = \frac{0.27189 \cdot 550}{\frac{100}{0.82 \cdot 60} + \sqrt{\frac{2}{0.00064629 \sqrt{\frac{3 \cdot 0.0178}{0.05734}} \left(\frac{W}{S}\right) \left(\frac{1.155}{13 \cdot 0.82}\right)}}$$

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{ROC} = \frac{149.5412}{2.03252 + \sqrt{3206.85 \left(\frac{W}{S}\right) \cdot 0.1045}}$$

Gráfico 7. Contribución del ROC_{sc} al W/S y W/P



³⁹ **Ibid.** p.141

⁴⁰ **US DEPARTMENT OF DEFENSE.** *Flying Qualities of Piloted Aircraft*. Washington, D.C. : US Department of Defense, 1997. MIL-HDBK-1797. Paragraf. 3.4.1

Del grafico 7 se observa que la altitud de diseño seleccionada es la que presenta la demanda de potencia del motor de menor capacidad, llegando a un valor de 4,58 lb/hp.

3.3.7 Tasa de Giro instantánea

Durante una operación en campo, es necesario realizar virajes de la forma más rápida y de menor radio para la realización de maniobras específicas de vuelo que permitan retornar a campo. Es de saber que estos virajes o giros rápidos, generan una carga alar que debe soportar la aeronave o factor de carga n , con el cual se busca determinar que el radio de giro se el menor posible a la mayor velocidad posible.

El factor de carga es usualmente medido en términos de “g’s” o la cantidad de gravedades que deberá soportar la aeronave durante la maniobra, para este caso puntual se empleará un valor de 6 g’s, basado en el promedio de carga soportado por una aeronave durante las maniobras de giros rápidos, encontrado en las aeronaves del *baseline*.

Se tiene entonces que la relación entre la potencia de carga y la carga alar para giro instantáneo⁴¹:

Ecuación 27. Potencia de carga respecto a carga alar en términos del giro instantáneo.

$$\left(\frac{T}{W_{TO}}\right)_{turn} = \frac{q}{\alpha} \frac{C_{D0}}{\left(\frac{W_{TO}}{S}\right)} + \frac{K}{\alpha} \frac{(n\beta)^2}{q} \left(\frac{W_{TO}}{S}\right)$$

Fuente. **Brandt, Steven A., y otros.** *Introduction to Aeronautics: A Design Perspective*. Reston, Virginia : American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2004. 1-56347-701-7. p.251

Donde:

- α = Lapso de empuje, T/T_{SL}
- β = Fracción de peso, W/W_{TO}
- q = Presión dinámica
- K = Factor de drag inducido
- n = Factor de carga
- C_{D0} = Coeficiente de zero-lift drag de la aeronave

El valor de T/W_{TO} , es necesario convertirlo a W_{TO}/P , debido a que es una aeronave de hélice⁴²:

⁴¹ **Brandt, Steven A., y otros.** *Introduction to Aeronautics: A Design Perspective*. Reston, Virginia : American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2004. 1-56347-701-7. P.251

⁴² **Raymer, Op., Cit.**, p.89

Ecuación 28. Conversión de T/W_{TO} a W_{TO}/P

$$\frac{T}{W_{TO}} = \left(\frac{550 * \eta_p}{V} \right) * \left(\frac{P}{W_{TO}} \right)$$

Fuente. **Raymer, Daniel P.** *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. [ed.] Schetz Joseph A. Cuarta. Playa del Rey : AIAA, 2006. 1-56347-829-3. p.89.

Aplicando la ecuación 29 en la 28, se puede obtener el valor de la potencia de carga, W_{TO}/P :

Ecuación 29. Potencia de carga respecto a carga alar en términos del giro instantáneo.

$$\left(\frac{W_{TO}}{P} \right) = \frac{550 * \eta_p}{V * \left[\frac{q}{\alpha} \frac{C_{D0}}{\left(\frac{W_{TO}}{S} \right)} + \frac{K (n\beta)^2}{\alpha q} \left(\frac{W_{TO}}{S} \right) \right]}$$

Fuente. **Brandt, Steven A., y otros.** *Introduction to Aeronautics: A Design Perspective*. Reston, Virginia : American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2004. 1-56347-701-7. p.251. Modificado por el autor.

Donde V es la velocidad de giro y η_p es la eficiencia de la hélice. El valor de 550 es el factor de conversión para HP.

Para el cálculo de la carga se tiene que la velocidad a la que va a operar la aeronave en el viraje es la máxima para viraje hallándose con la siguiente⁴³:

Ecuación 30. Velocidad Máxima de Viraje.

$$V^* = \sqrt{\frac{2n_{max} W}{\rho C_{L_{max}} S}}$$

Fuente. **Anderson, John D.** *Introduction to Flight*. Boston : Mc Graw Hill, 1999. 978-0071092821. p.437

Se realiza entonces la representación de comportamiento de la aeronave en los gráficos 8 y 9 a nivel del mar y a FL200, evaluado para coeficientes de sustentación diferentes así como valores de carga alar posibles.

⁴³ **Anderson, John D.** *Introduction to Flight*. Boston : Mc Graw Hill, 1999. 978-0071092821. p.437

Gráfico 8. Velocidad de viraje máxima a SL

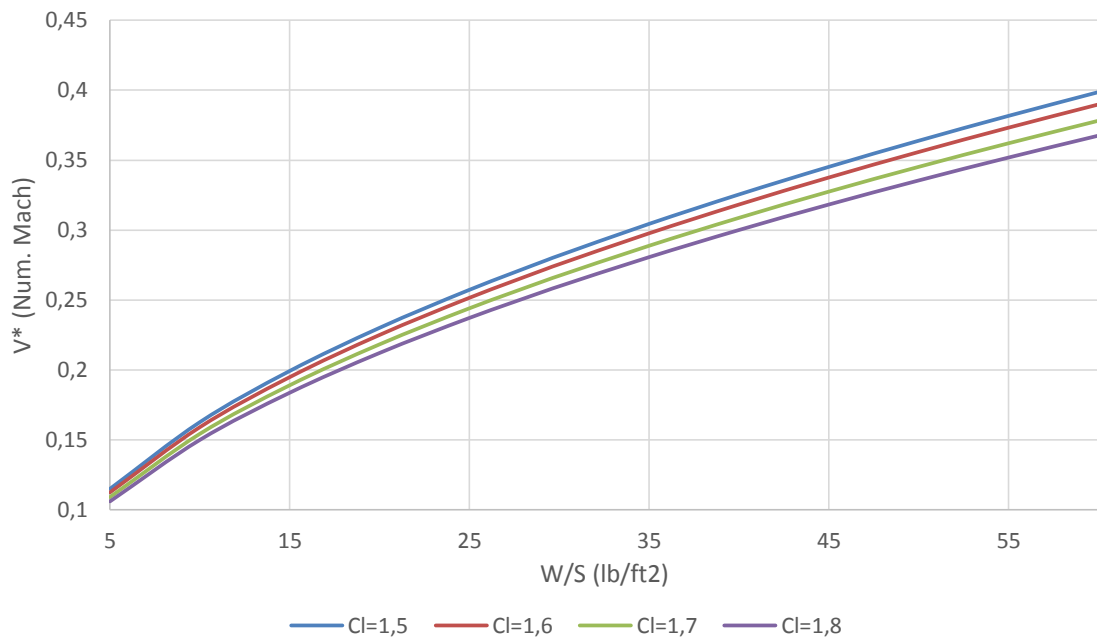
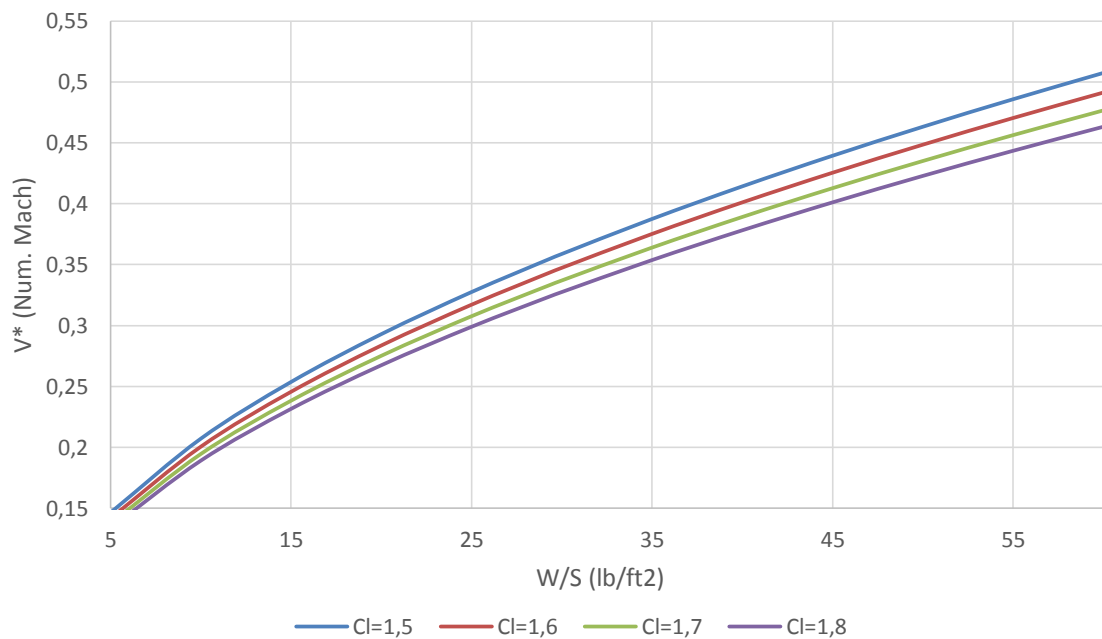


Gráfico 9. Velocidad de viraje máxima a FL150



Basados en las gráficas anteriores, se toman como velocidades de viraje máximo para enfrentamiento: $M=0,3$, $M=0,35$ y $M=0,4$ para ser aplicadas en la ecuación 29 con el que se obtienen las siguientes graficas:

Gráfico 10. Contribución de V^* a W/S y W/P a SL

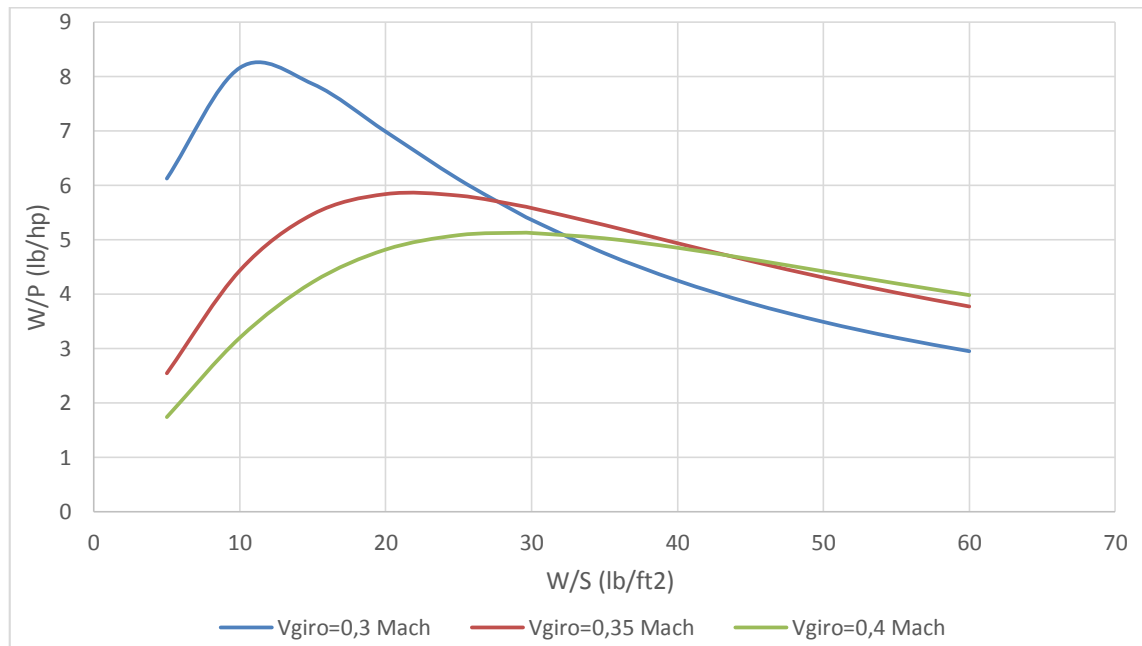
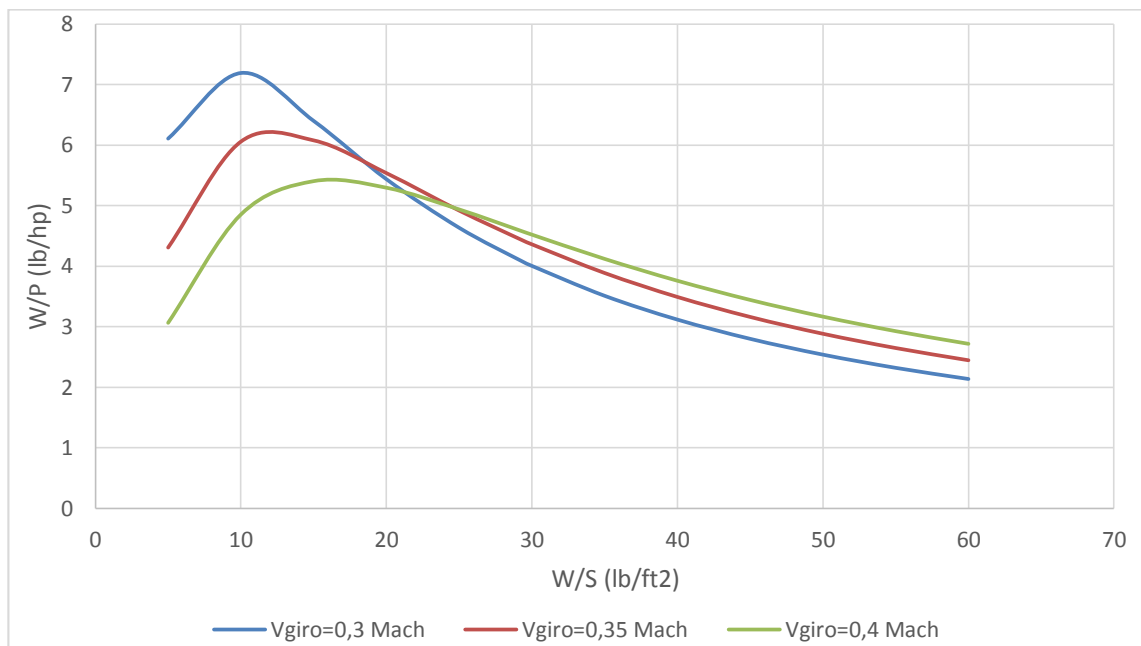


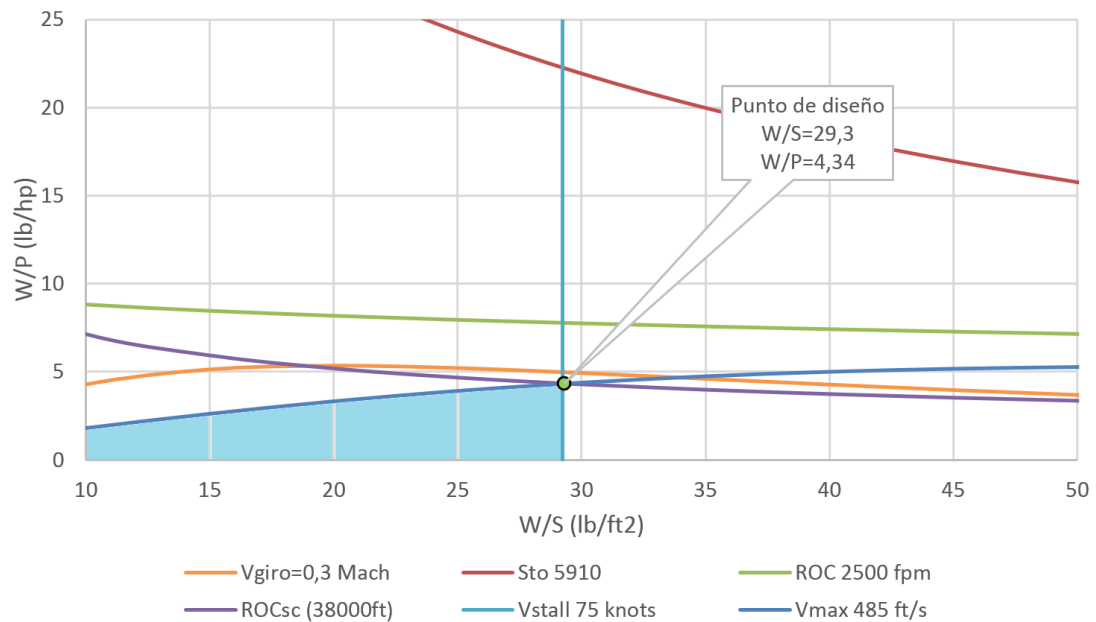
Gráfico 11. Contribución de V^* a W/S y W/P a FL150



De los gráficos se toma como velocidad de giro máximo en las dos altitudes con un factor de 0.4 Mach por ser a esta velocidad donde se presenta la menor potencia de carga y la mayor velocidad al giro.

3.3.8 Punto de diseño

Gráfico 12.Convergencia de parámetros de diseño.



De las gráficas obtenidas a través de la evaluación de la carga alar y la potencia de carga, en las distintas situaciones calculadas en las secciones anteriores: velocidad de pérdida, velocidad máxima, distancia despegue, etc.; se obtiene el gráfico 12, con el que se determina el valor del punto de diseño, el cual es donde convergen las áreas de influencia entre las regiones bajo la curva de cada gráfica, que matemáticamente son los límites admisibles de uso en los gráficos.

Para el caso de la velocidad de pérdida se considera la región izquierda como área de influencia, que concierne a velocidades iguales o inferiores a la velocidad máxima de pérdida. Los demás gráficos tienen un área de influencia en la región contenida debajo de cada curva.

La zona de color azul celeste del gráfico, señala el punto de diseño del que se parte a calcular el resto de la aeronave, siendo este el valor de mayor performance permitido y que cumple con los parámetros requeridos estipulados en el RFP, de la tabla 6 en la sección 2.2, debido a que a mayor potencia de carga será menor el valor de potencia necesaria para cumplir con las fases de vuelo.

Con un valor de carga alar, W/S , de **29.3 lb/ft²** y una potencia de carga, W/P , de **4.34 lb/hp**, lo necesario para dar cumplimiento al RFP, es satisfecho, como se puede apreciar en los valores a continuación.

Los valores obtenidos son:

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{Diseño} = 29,3 \frac{lb}{ft^2}$$

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{Diseño} = 4,32 \frac{lb}{hp}$$

De estos valores se obtiene que:

$$S = \frac{W_{To}}{\left(\frac{W}{S}\right)_{Diseño}} = \frac{6735}{29,3} = 229,86 \cong 230 ft^2$$

$$P = \frac{W_{To}}{\left(\frac{W}{P}\right)_{Diseño}} = \frac{6735}{4,34} = 1549,42 \cong 1550 hp$$

3.4 COMPARATIVO DE PUNTO DE DISEÑO RESPECTO AL A.R.

Para evaluar mejor un punto de diseño optimo, se realiza la medición y calculo presentes en la sección 3.3, con diferentes relaciones de aspecto, esto con la finalidad de descartar o no el A.R seleccionado inicialmente.

Gráfico 13. Punto de diseño con A.R = 5

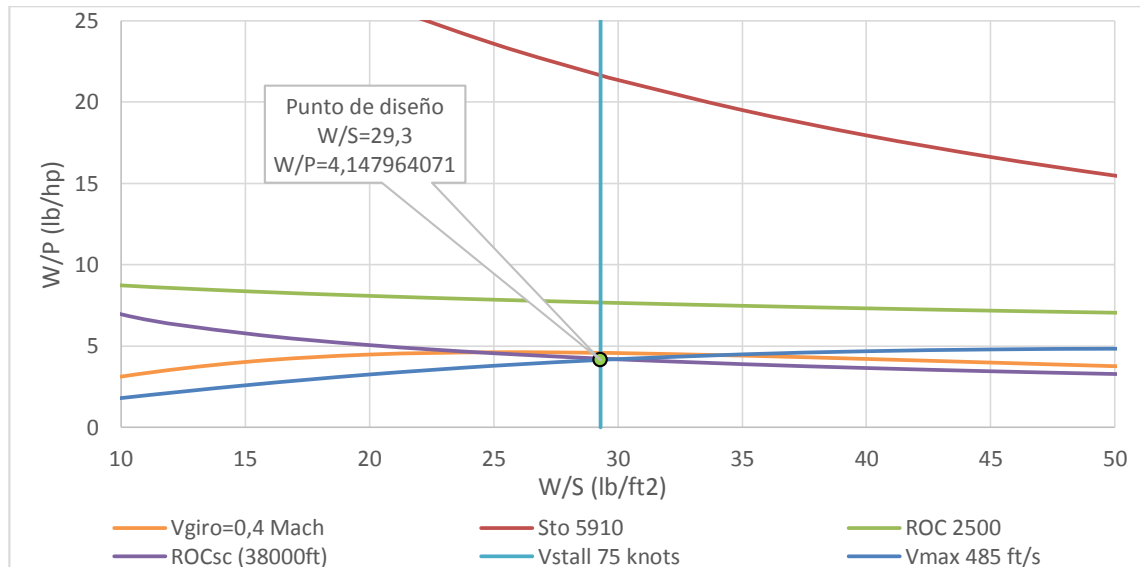


Gráfico 14. Punto de diseño con A.R. = 6

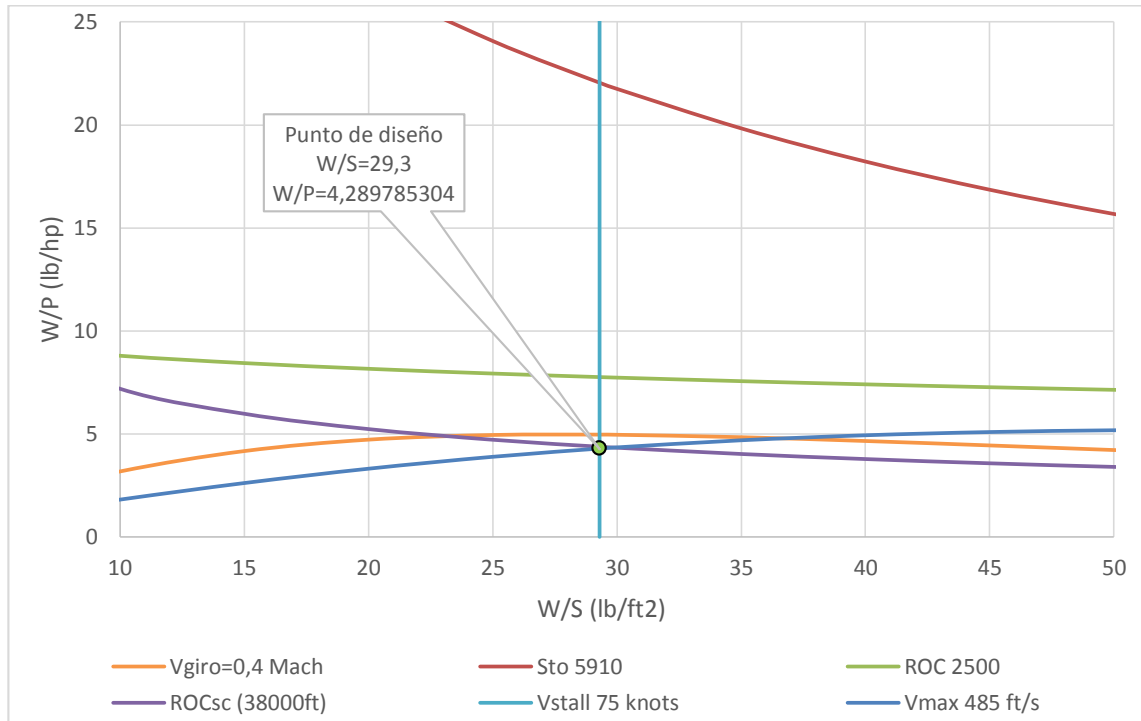


Gráfico 15. Punto de diseño con A.R. = 7

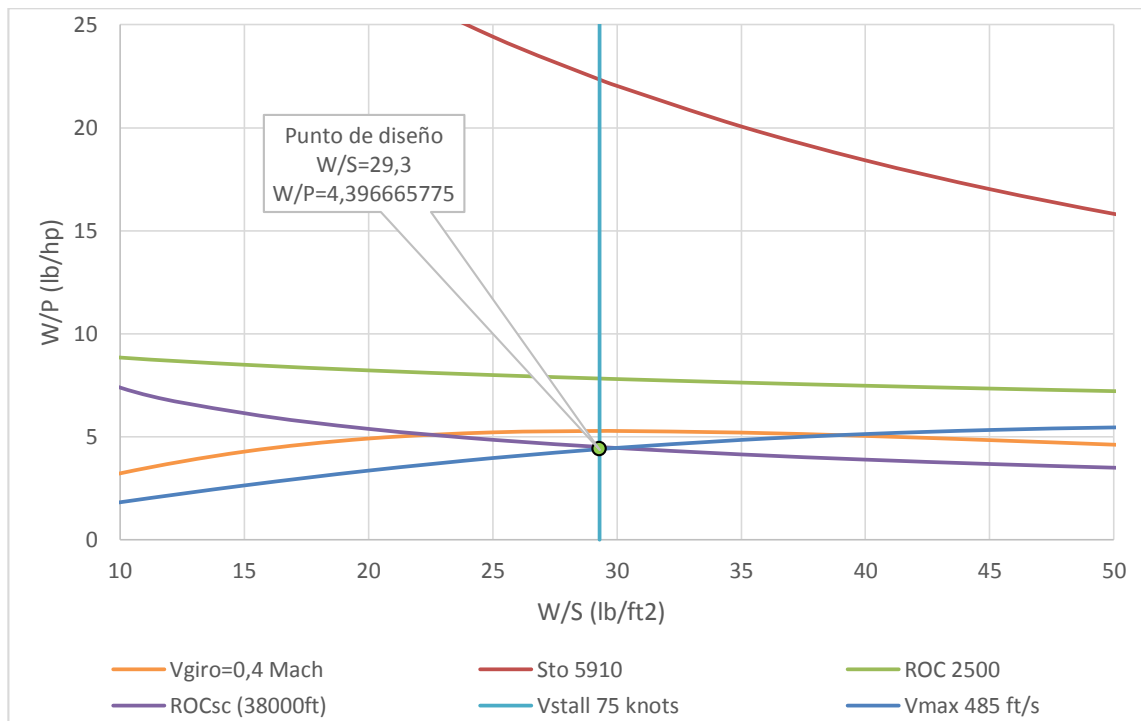
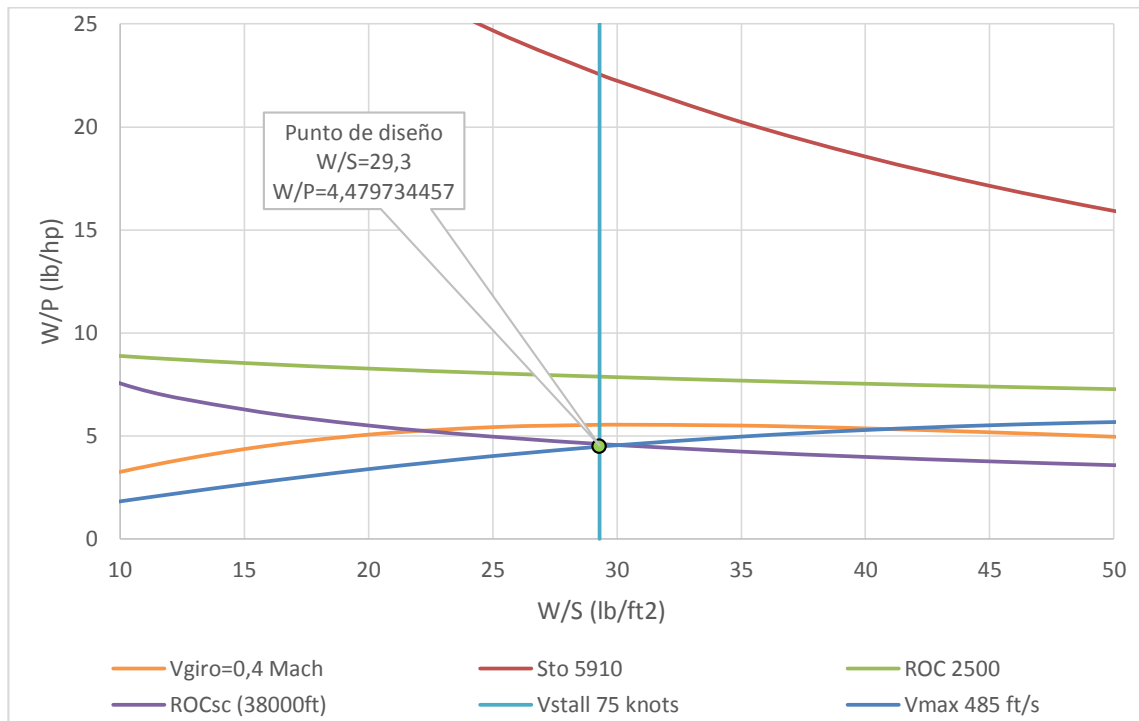


Gráfico 16. Punto de diseño con A.R. = 8



En los gráficos del 13 al 16, se observan que la variación en los valores de potencia de carga de las relaciones de aspecto, AR , evaluadas, es mínima respecto a la seleccionada para el diseño, partiendo del hecho que si bien las de valores de $A.R.$ mayor al seleccionado, presentan un requerimiento en la potencia del motor menor, generarían un aumento en la envergadura de la aeronave debiéndose realizar un aumento en el refuerzo estructural de ala para poderla construir, lo que llegaría a aumentar el peso estructural de forma considerable.

Adicionalmente, se generaría un impacto considerable en el valor de la velocidad máxima dado que reduciría el valor de acción en esta y debido a que se desea operar a la mayor velocidad posible no es deseable una relación de aspecto superior. Dado lo anterior, se mantendrá el valor de relación de aspecto de 6.5.

4 DIMENSIONAMIENTO PRELIMINAR

Para el dimensionamiento inicial se tiene en cuenta los siguientes valores de diseño calculados a través de las secciones 3.1 a la 3.4.

Tabla 18. Factores de diseño

Factor de diseño	Valor
W/S	29.3 lb/ft ²
W/P	4.34 lb/hp
$\Lambda_{LEc/4}$	0
AR	6.5
λ	0.6

Dichos parámetros permitirán obtener una forma y dimensiones preliminares de la aeronave, basados en los aspectos generales de rendimiento de los componentes mayores que lo conforman (alas, fuselaje, estabilizador horizontal, etc.), que limitarán de forma concreta.

4.1 DIMENSIONAMIENTO DEL ALA

El plano o ala, es el componente de la aeronave de mayor importancia en su diseño, sin esta no es posible volar, sea de ala fija o su símil en las aeronaves de ala rotatoria.

El dimensionamiento del plano o ala, busca determinar una geometría básica y no es quien determina la forma final de la aeronave, debido a que depende de otros componentes como fuselaje, empenaje, cargas presentes entre otros.

Se tiene entonces que:

Superficie alar, S: 230 ft²

Relación de aspecto, AR: 6.5

El valor de la envergadura, b^{44} :

Ecuación 31. Envergadura del ala.

$$b = \sqrt{S * AR}$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.198. Modificado por el autor

⁴⁴ **Sadraey, Op., Cit.,** p.198

$$b = \sqrt{230 * 6.5} \Rightarrow b = 38.65 \text{ ft}$$

Realizando una estimación de un valor de taper ratio λ , de 0.6, los valores iniciales de la cuerda de raíz y de la punta aplicando las ecuaciones⁴⁵ siguientes:

Ecuación 32. Cuerda media del ala, MAC

$$\bar{C} = \frac{b}{AR}$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1.p.198

Donde $\bar{C}$ es la longitud de la cuerda media o MAC:

$$\bar{C} = \frac{38.65}{6.3} \Rightarrow \bar{C} = 5.94 \text{ ft}$$

Ecuación 33. Relación del MAC y la cuerda de raíz.

$$\bar{C} = \frac{2}{3} C_r \left(\frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda} \right)$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.206

Donde C_r y C_t son los valores de cuerda de raíz y cuerda de punta respectivamente. Despejando el valor de C_r se obtiene:

$$C_r = \frac{3}{2} * \frac{\bar{C}}{\left(\frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda} \right)} = \frac{3}{2} * \frac{5.94}{\left(\frac{1 + 0.6 + 0.6^2}{1 + 0.6} \right)} = 7.28 \text{ ft}$$

El valor de la cuerda de punta es entonces:

Ecuación 34. Cuerda de la raíz del ala.

$$C_t = \lambda * \bar{C}$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.203.

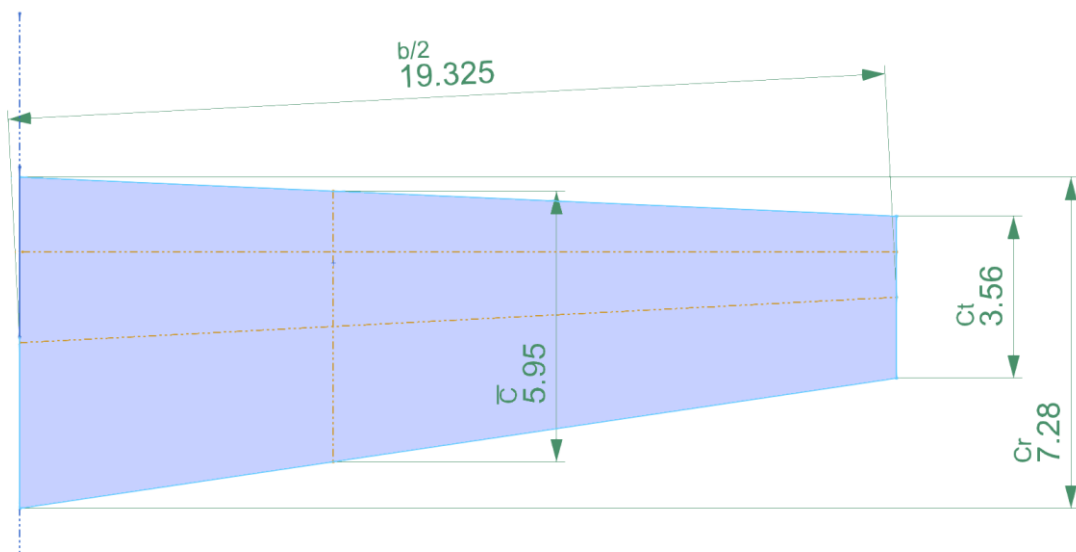
$$C_t = 0.6 * 5.94 \Rightarrow C_t = 3.56 \text{ ft}$$

Se tiene en cuenta que bajo el parámetro de diseño, se estimó un valor para el $\Lambda_{LE0.25C}$, igual a cero como se menciona en la sección 3.3.1.

La construcción de la geometría del plano se plasma en una forma aproximada mostrada en la Figura 12.

⁴⁵ **Ibid.**, p.206

Figura 12. Geometría del plano



4.1.1 Características de sustentación

Dentro de los parámetros aerodinámicos necesarios para la estimación de la disposición más aproximada del ala, se encuentra el método de “*Lifting Line Theory*”, que ha sido planteada por el código de MATLAB planteado por Mohammad⁴⁶, como se encuentra en el ANEXO 4, parágrafo A, el cual permite obtener el tipo de distribución de sustentación que se presentará a lo largo de la mitad del ala basado en características tales como el ángulo de incidencia, valor de twist de la punta del ala y la relación de taperado.

Las variables planteadas para la representación gráfica mostrada en la figura 12, se consideran:

Tabla 19. Parámetros de geometría del ala

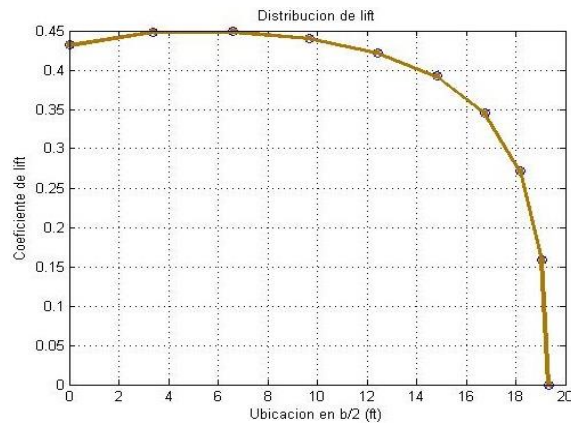
Parámetro	Valor
Pendiente de curva de sustentación, $C_{l\alpha}$ ⁴⁷	6.20 1/rad
Superficie alar, S	230 ft ²
Angulo de Torsión de la punta, α_t	-1.8°
Angulo de incidencia, i_w	3.15°
Angulo de ataque de lift-cero, α_0	-2.5

⁴⁶ Ibid., p. 245-246

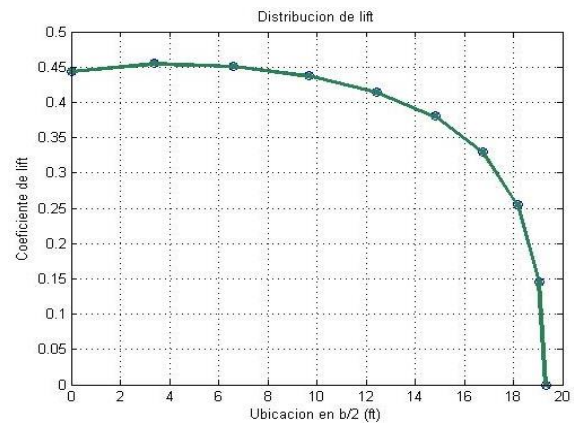
⁴⁷ Ibid., p. 178

Los valores de la tabla 19 se encontraron como valores óptimos para la representación de las gráficas de la teoría de línea de sustentación que son evaluados con diferentes valores de taperado para una selección óptima.

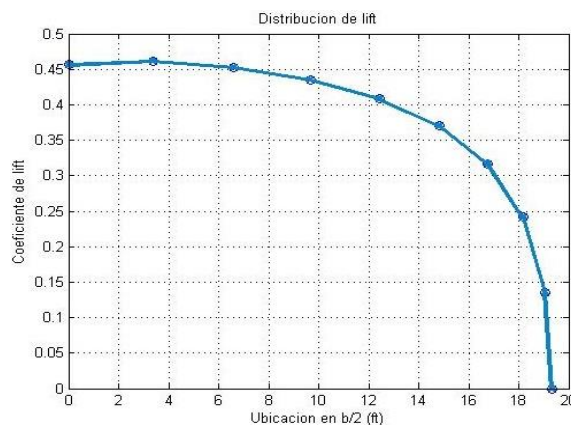
Gráfico 17. Distribuciones de sustentación.



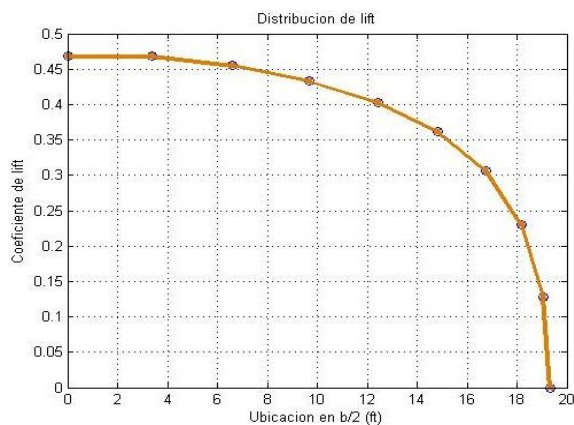
$$\lambda=0.5 \text{ CI}=0.4020$$



$$\lambda=0.6 \text{ CI}=0.4043$$



$$\lambda=0.7 \text{ CI}=0.4046$$



$$\lambda=0.8 \text{ CI}=0.4036$$

La distribución ideal o que mejor se adapta a las características necesarias, es aquella que genere la mejor representación elíptica posible. El valor de taperado que mejor representa dicha elipse dentro de los valores evaluados es $\lambda=0.8$, pero debido a que la diferencia de sustentación no posee una variación significativa respecto al taperado de $\lambda=0.6$ que se ha empleado para los cálculos, se mantendrá el valor de 0,6.

4.2 DIMENSIONAMIENTO DE FUSELAJE

El valor dimensional del fuselaje se ve plasmado en el tamaño de la cabina aproximado dado durante la fase de acomodación de requerimientos visuales y de los tripulantes.

Los parámetros de dimensionamiento obtenidos del fuselaje son entonces del fuselaje son:

Tabla 20. Dimensiones de Fuselaje

Dimensión	Valor
Alto	6.5 ft
Ancho	2.91 ft

La longitud del fuselaje es hallada como una función del peso al despegue empleando la tabla de valores planteada por Raymer⁴⁸, como punto de partida para el dimensionamiento preliminar del mismo, que contribuye en el diseño de las superficies de control.

Tabla 21. Dimensiones de fuselaje Roskam

Tipo de aeronave	a	C
Entrenador Militar	0.79	0.41

Se emplean los valores para un entrenador jet militar, debido a que dentro de la tabla listada por Raymer, es la aeronave que posee el perfil más parecido al empleado en el diseño de **Horus AT-9**. Se tiene entonces que:

Ecuación 35. Longitud del Fuselaje.

$$L_f = aW_{To}^c$$

Fuente. **Raymer, Daniel P.** *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. [ed.] Schetz Joseph A. Cuarta. Playa del Rey : AIAA, 2006. 1-56347-829-3. p.120.

$$L_f = 0.79 * (6735)^{0.41}$$

$$L_f = 29.32 \text{ ft}$$

El valor de longitud del fuselaje es entonces tomado con un valor de 29.3 ft, dicho valor se asemeja en dimensión al de las aeronaves de la *baseline*.

En la figura 13, se pueden apreciar las dimensiones estimadas del fuselaje.

⁴⁸ **Raymer, Op., Cit.**, p. 120

Figura 13. Dimensiones fuselaje



4.3 DIMENSIONAMIENTO DE ESTABILIZADOR HORIZONTAL

El estabilizador horizontal depende directamente de las dimensiones alares de la aeronave y el fuselaje. Dentro de estas características de las que depende el estabilizador se encuentra el valor volumétrico del estabilizador V_H , dicho valor volumétrico nos permitirá obtener el valor del área preliminar del estabilizador horizontal.

De Roskam⁴⁹, se obtiene que el valor volumétrico del estabilizador oscila entre 0.5 y 0.7, tomándose un valor de 0.6. La longitud óptima entre el centro aerodinámico del ala y el centro aerodinámico del estabilizador es⁵⁰:

Ecuación 36. Longitud optima entre el a.c del ala y el a.c del estabilizador horizontal.

$$l_{opt} = K_c \sqrt{\frac{4 * C * S * V_H}{\pi * D_f}}$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.300.

Donde:

K_c = Factor de corrección
 = 1 si la porción posterior del fuselaje es cónica
 = 1.4 si la porción posterior es cilíndrica

⁴⁹ **Roskam, Jan.** *Airplane Design. Part II: Preliminary Configuration Design and Integration of the Propulsion System*. Ottawa : Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1985. p. 199

⁵⁰ **Sadrey, Op. Cit.**, p. 300

$\bar{C}$ = Cuerda media aerodinámica o MAC
 S = Superficie alar
 V_H = Coeficiente volumétrico del estabilizador horizontal
 D_f = Diámetro mayor del fuselaje

$$l_{opt} = 1 * \sqrt{\frac{4 * 5.94 * 38.65 * 0.6}{\pi * 6.5}}$$

$$l_{opt} = 12.67 \text{ ft}$$

Con el valor de ubicación optima del a.c. del estabilizador, respecto al a.c. del ala, se toma la ecuación 38 para obtener el valor de la superficie del elevador horizontal.

Ecuación 37. Coeficiente Volumétrico del Estabilizador Horizontal.

$$V_H = \frac{l S_h}{C S}$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p. 299.

El valor preliminar de la superficie del estabilizador horizontal es entonces⁵¹:

$$S_h = \frac{S * C * V_H}{l}$$

$$S_h = \frac{230 * 5.94 * 0.6}{12.67}$$

$$S_h = 64.70 \cong 65 \text{ ft}$$

La relación de aspecto se determina por la siguiente:

Ecuación 38. Relación de aspecto del estabilizador horizontal.

$$AR_h = \frac{2}{3} * AR_w$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p. 312.

Donde AR_h , es la relación de aspecto del estabilizador y AR_w , la relación de aspecto del ala.

De la ecuación 39, se obtiene un valor aproximado de la relación de aspecto, debido a que por factores de diseño es posible que deba ser modificado, todo dependiendo del análisis de estabilidad longitudinal estática.

⁵¹ **Ibid.**, p. 312

La relación de aspecto, entonces es:

$$AR_h = \frac{2}{3} * 6.5$$

$$AR_h = 4.33$$

Los parámetros dimensionales adicionales tales como envergadura del estabilizador b_h , Cuerda de raíz C_r , Cuerda de punta C_t y cuerda media $\bar{C}$, se obtienen siguiendo el mismo procedimiento de dimensionamiento del ala.

Se realiza la solución simultánea de las ecuaciones 31, 32, 33 y 34 dando como resultado los parámetros mostrados en la tabla 22.

Tabla 22. Dimensiones Estabilizador Horizontal

Dimensión	Valor
ARh	4.33
λh	0.6
Sh	64.7
bh	16.74
C	3.86
Ctip	2.83
Croot	4.73

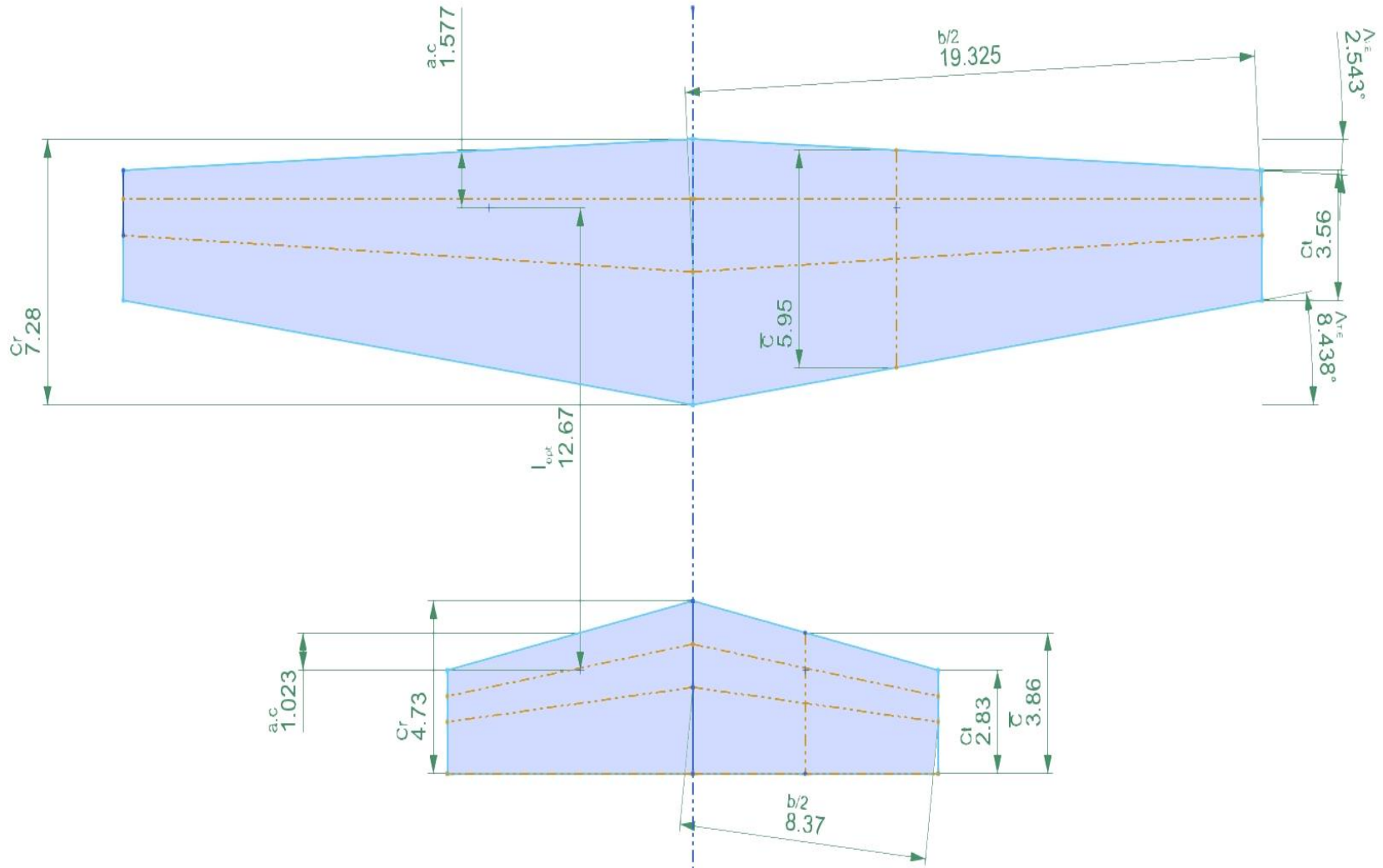
El esquema aproximado del ala y el estabilizador se muestra en la Figura 15.

4.4 DIMENSIONAMIENTO DE ESTABILIZADOR VERTICAL

La función principal del estabilizador vertical es controlar la estabilidad y cabeceo direccionales. De esta forma, dicho estabilizador posee sustentación en el eje y, contribuyendo a las actitudes direccionales de la aeronave.

Así como con el estabilizador horizontal, el estabilizador vertical depende directamente de las características del ala que permiten el dimensionamiento de este

Figura 14. Dimensiones Ala y Estabilizador Horizontal



Fuente. Autor del proyecto

Para determinar las dimensiones iniciales del plano del estabilizador, se tiene que el valor del área de este es:

Ecuación 39. Superficie estabilizador vertical.

$$S_v = \frac{S * b * V_v}{l_v}$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.320

Donde:

S = Área del ala
 B = Envergadura del ala
 V_v = Coeficiente de volumen del estabilizador
 l_v = distancia entre el centro aerodinámico, a.c del ala y al a.c del estabilizador vertical.

Inicialmente se toma el valor de la longitud del brazo del momento, l_{opt}. El valor del V_H se toma como 0.06⁵², debido al tipo de aeronave.

Entonces el valor de superficie del estabilizador es:

$$S_v = \frac{230 * 38.65 * 0.06}{20.06}$$

$$S_v = 26.57 \cong 27 ft^2$$

La relación de aspecto está en valores entre 1 y 2⁵³, el cual en el estudio de análisis direccional de la aeronave podrá variar según el requerimiento; se tomara entonces un valor estimado de 2 para el cálculo inicial.

La tasa de taperado o relación de taperado es inicialmente el mismo valor del ala de 0.6. Resolviendo simultáneamente las ecuaciones 31-34 con los valores obtenidos para el cálculo inicial del estabilizador vertical, se obtiene la tabla 23.

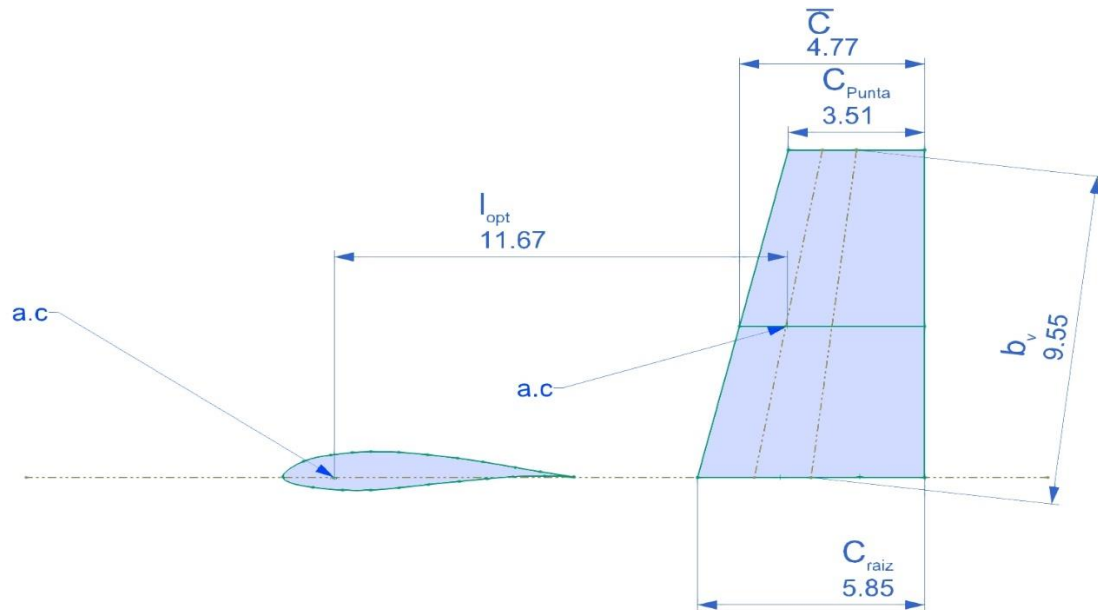
Tabla 23. Dimensiones Estabilizador Vertical

Dimensión	Valor
ARh	2
λh	0.6
Sh	26 ft ²
bh	7.3 ft
C	3.64
Ctip	2.67 ft
Croot	4.46 ft

⁵² **Ibid.**, p. 303

⁵³ **Ibid.**, p. 327

Figura 15. Dimensiones de Estabilizador Vertical



Fuente. Autor del proyecto

4.5 DIMENSIONAMIENTO DE SISTEMA DE PROPULSIÓN

Es necesario realizar el dimensionamiento del sistema de propulsión respecto a los parámetros de rendimiento de la fase de diseño preliminar. Así pues, se realiza un análisis de capacidad propulsiva o empuje de la planta motriz de la cual dependen las características de la hélice y que permite realizar la selección más adecuada del motor y de la hélice que deberán suplir las necesidades motrices.

4.5.1 Dimensionamiento del Motor

El dimensionamiento del motor permite obtener un análisis del valor de potencia que requerirá la aeronave en la fase de crucero, permitiendo definirla también con características tales como las que se presentan a nivel del mar en donde se requerirá la mayor potencia de empuje.

El valor de *drag* o resistencia al avance de la aeronave, está relacionado directamente a la capacidad propulsiva, debido a que al hacer el análisis de fuerzas basado en la tercera ley de Newton "Acción – Reacción", el valor de empuje debe ser entonces el mismo de la resistencia al avance.

Se tiene entonces que^{54 55}:

Ecuación 40. Drag de la aeronave.

$$D = T = \frac{1}{2} \rho V_C^2 S C_D$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.173.

Ecuación 41. Coeficiente de Drag en crucero.

$$C_D = C_{D_0} + K C_{L_C}^2$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p. 122.

Ecuación 42. Coeficiente de sustentación en crucero.

$$C_{L_C} = \frac{2W_{TO}}{\rho S V_C^2}$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.172.

Donde:

- ρ = Densidad del aire a altitud crucero
- S = Superficie alar
- C_D = Coeficiente de drag de la aeronave
- C_{D0} = Coeficiente de zero-lift drag de la aeronave
- K = Factor de drag inducido
- C_{L_C} = Coeficiente de sustentación de la aeronave en crucero
- V_C = Velocidad crucero
- W_{TO} = Peso de la aeronave

De las ecuaciones 41, 42 y 43, se obtiene que:

$$C_{L_C} = \frac{2 * 6735}{0.00087768 * 230 * (397.19)^2} = 0.423$$

$$C_D = 0.0178 + 0.05734 * (0.423)^2 = 0.02807$$

$$D = T = \frac{1}{2} * 0.00087768 * (397.19)^2 * 230 * 0.02807 = 446.72 \text{ lb}$$

⁵⁴ **Ibid.**, p.173

⁵⁵ **Ibid.**, p.122

Se tiene en cuenta que la altitud crucero es de 30400 ft a la cual la velocidad del sonido es de $\cong 993$ ft/s, siendo el valor de crucero de 0.4 Mach o 397.19 ft/s.

El empuje necesario para la fase crucero es igual al valor de drag, obteniendo que la potencia del motor necesaria, es⁵⁶:

Ecuación 43. Potencia del motor en fase crucero.

$$P_{max_{30400}} = \frac{T * V_c}{550\eta_p}$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p. 462.

$$P_{max_{30400}} = \frac{446.72 * 397.19}{550 * 0.82} = 393.43 \text{ HP}$$

Ahora es necesario obtener el valor de potencia requerido para una altitud equivalente a la de nivel del mar⁵⁷:

Ecuación 44. Potencia del motor a nivel del mar.

$$P_{max_{SL}} = \frac{P_{max}}{\sigma^{1.2}}$$

Fuente. Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.462.

Donde P_{max} es el valor de potencia hallado a 30400 ft y σ es el valor de la variación de densidades.

$$P_{max_{SL}} = \frac{393.43}{\left(\frac{0.00087768}{0.002377}\right)^{1.2}} = 1300.6 \cong 1300 \text{ HP}$$

Para efectos de diseño se considera un motor que cumple con la potencia estipulada en la tabla 6 de la sección 2.2 de 1600 SHP, que a su vez tiene una potencia de carga requerida de **4.35 lb/hp**, encontrada en la sección 3.3.8.

Dentro de la categoría de motores turboprop que existen en el mercado, la única marca que maneja motores de caballajes entre los 1200 SHP y los 2000 SHP, de dimensiones pequeñas, es Pratt & Whitney, para lo cual se selecciona un motor PT6A-68B o 68D. En el ANEXO 5 es posible apreciar el *Type Certificated Data Sheet*, TCDS, del motor seleccionado.

⁵⁶ **Ibid.**, p.462

⁵⁷ **Ibid.**, p.462

4.5.2 Dimensionamiento de Hélice

La hélice de la aeronave en conjunto con el motor, cumple el papel más importante de la propulsión ya que este componente llega a aportar hasta el 95% de la propulsión transformada de la potencia aportada por el motor, siendo el restante el aportado por el escape de gases.

Los parámetros de selección de la propela dependerán de la situación de la aeronave a velocidad y altitud crucero.

Ecuación 45. Diámetro de la hélice.

$$D_P = K_{np} \sqrt{\frac{2P\eta_p AR_p}{\rho V_{av}^2 C_{Lp} V_C}}$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.458.

Donde:

- K_{np} = Factor de corrección de la hélice
- P = Potencia del motor
- η_p = Eficiencia de la hélice
- AR_p = Relación de aspecto de la hélice
- ρ = Densidad del aire a altitud crucero
- V_{av} = Velocidad promedio del aire en la propela
- C_{LP} = Coeficiente de sustentación de la hélice
- V_C = Velocidad crucero

Para el cálculo del diámetro de la hélice tomando la ecuación 45⁵⁸, se considera que el valor del coeficiente de sustentación de la hélice es de 0.4, la relación de aspecto 8⁵⁹. La velocidad promedio V_{av} , se considera el 70% de la velocidad en la punta de la hélice V_{tip} . Mohammad sugiere un valor de 310 m/s (1017.06 ft/s) para una hélice metálica de alto rendimiento⁶⁰. Para efectos de diseño, la cantidad de palas de la hélice se incrementa con el fin de disminuir el diámetro de la misma y permitir una mayor visibilidad al piloto, dado que en este caso se instalará el tren propulsor en la nariz de la aeronave. Por interpolación, el valor del factor de corrección de la hélice como lo sugiere el autor es de 0.79, para una hélice de 5 palas⁶¹ basado en los datos de *baseline*.

⁵⁸ **Ibid.**, p.458

⁵⁹ **Ibid.**, p.457

⁶⁰ **Ibid.**, p.458

⁶¹ **Ibid.**, p.458

$$D_p = 0.79 * \sqrt{\frac{2 * 1300 * 0.82 * 7 * 550}{0.0008776 * (0.7 * 1017.06)^2 * 0.4 * 397.19}} = 8.51 \text{ ft}$$

El valor de diámetro inicial es entonces 8.51 ft. Adicionalmente, la velocidad que no se debe exceder en la punta para una hélice de metal de alto rendimiento es de 1017.1 ft/s (310 m/s).

Se tiene entonces que⁶²:

Ecuación 46. Velocidad en crucero de la punta de la hélice.

$$V_{punta_{crucero}} = \sqrt{V_{punta_{estatica}}^2 + V_C^2}$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p. 457.

Reescribiendo la ecuación 47:

Ecuación 47. Velocidad estática de la punta de la hélice.

$$V_{punta_{estatica}} = \sqrt{V_{punta_{crucero}}^2 - V_C^2}$$

Fuente. Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p. 457. Modificada por el autor del proyecto.

$$V_{punta_{estatica}} = \sqrt{1017.06^2 + 397.19^2}$$

$$V_{punta_{estatica}} = 936.29 \text{ ft/s}$$

Es necesario también obtener el valor de la velocidad angular de la hélice:

Ecuación 48. Velocidad angular de la hélice.

$$\omega = \frac{2 * V_{punta_{estatica}}}{D_p}$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.458.

$$\omega = \frac{2 * 936.29}{8.51}$$

Ecuación 49. Revoluciones en la punta de la hélice.

$$n = \frac{60\omega}{2\pi}$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.458.

⁶² **Ibid.**, p.457

$$\omega = 219.89 \text{ rad/s}$$

Las revoluciones de la punta de la hélice son entonces:

$$n = \frac{60 * 219.89}{2\pi}$$

$$n = 2099.84 \text{ rpm}$$

La salida del motor es entre 1700 y 2000 rpm, según indica la tarjeta de datos del TCDS. Debido a que el límite de rotación de la hélice será mayor que el del eje del motor (aproximadamente 100 rpm) no es necesario el empleo de una caja de reducción.

5 DETERMINACIÓN DE PESOS DE COMPONENTES

En la sección 3.1, se obtuvo el valor de peso estimado por misión del peso vacío W_E , de la aeronave para obtener parámetros iniciales de dimensionamiento. En esta fase de diseño son requeridos los pesos específicos de los componentes de la aeronave para obtener valores de peso cuantitativamente más reales.

Los métodos de estimación de pesos se encuentran elaborados para la determinación de pesos de estructura, sistema de propulsión, sistemas de control de superficies, instrumentos, sistema eléctrico, mobiliario, aire acondicionado y anti-hielo y aviónicos.

Debido a la naturaleza de la aeronave, son tomadas las ecuaciones del método de estimación de pesos para aeronaves de ataque y combate como sugiere Roskam⁶³.

Adicionalmente, se complementa con el método empleado por la USAF, relacionado en el libro de Leland Nicolai en su capítulo número 20⁶⁴, para establecer las variables de estimación de pesos de componentes para aviones de la USAF, esto con el fin de estandarizar la estimación y evitar mezclas inapropiadas de métodos.

5.1 ESTRUCTURA SEGÚN USAF

5.1.1 Alas⁶⁵

Ecuación 50. Peso alar.

$$W_t = 3.08 \left(\frac{K_{PIV} * N * W_{TO}}{t/c} \left\{ \left[\tan \Lambda_{LE} - \frac{2(1-\lambda)}{AR(1+\lambda)} \right]^2 + 1.0 \right\} * 10^{-6} \right)^{0.593} * [(1+\lambda)AR]^{0.70} S_w^{0.741}$$

Fuente. **Nicolai, Leland M. y Carichner, Grant E.** *Fundamentals of Aircraft and Airship Design. Volume I: Aircraft Design.* Michigan : AIAA Education Series, 2010. 978-1-60086-751-4. p.553.

Donde:

K_{PIV} = Factor de variación del ala (= 1.00 ala fija, = 1.175 ala variable)

t/c = Relación de máximo espesor

W_{TO} = Peso al despegue (lb)

Λ_{LE} = Angulo de flechamiento del borde de ataque

⁶³ **Roskam, Jan.** *Airplane Design. Part V: Component Weight Estimation.* Ottawa : Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1985. p. 28

⁶⁴ **Nicolai, Leland M. y Carichner, Grant E.** *Fundamentals of Aircraft and Airship Design. Volume I: Aircraft Design.* Michigan : AIAA Education Series, 2010. 978-1-60086-751-4. p. 551

⁶⁵ **Ibid.**, p. 553

λ = Relación de taperado
 AR = Relación de aspecto del ala
 S_w = Superficie alar (ft²)
 N = Factor de carga ultimo
 = 13.5 para aviones de ataque

$$W_t = 3.08 \left(\frac{1 * 13.5 * 6735}{0.12} \left\{ \left[\tan(2.847) - \frac{2(1 - 0.6)}{6.5(1 + 0.6)} \right]^2 + 1.0 \right\} * 10^{-6} \right)^{0.593} \\ * [(1 + 0.6)6.3]^{0.70} * 230^{0.741}$$

$$W_t = 990.88 \text{ lb}$$

5.1.2 Estabilizador Horizontal y Vertical

- **Estabilizador Horizontal**⁶⁶

Ecuación 51. Peso de Estabilizador Horizontal.

$$W_t = 0.0034 * \left((W_{TO}N)^{0.813} (S_H)^{0.584} \left(\frac{b_H}{t_{RH}} \right)^{0.033} \left(\frac{C_W}{L_l} \right)^{0.28} \right)^{0.915}$$

Fuente. **Nicolai, Leland M. y Carichner, Grant E.** *Fundamentals of Aircraft and Airship Design. Volume I: Aircraft Design.* Michigan : AIAA Education Series, 2010. 978-1-60086-751-4. p.554.

Donde:

N = Factor de carga Ultimo
 S_H = Área del estabilizador horizontal, (ft²)
 t_{RH} = Espesor de la raíz del estabilizador, (ft)
 C = MAC del ala, ft
 Lt = Brazo de momento del estabilizador, (ft). Distancia desde el centro aerodinámico del ala, hasta el centro aerodinámico del estabilizador.
 b_H = Envergadura del estabilizador horizontal, ft

$$W_t = 0.0034 * \left((6735 * 13.5)^{0.813} (65)^{0.584} \left(\frac{16.74}{0.5310} \right)^{0.033} \left(\frac{5.94}{12.67} \right)^{0.28} \right)^{0.915}$$

$$W_t = 140.63 \text{ lb}$$

⁶⁶ **Ibid.**, p. 554-555

- **Estabilizador vertical⁶⁷**

Donde:

Ecuación 52. Peso de Estabilizador Vertical.

$$W_t = 0.19 * \left[\left(1 + \frac{h_T}{h_V} \right)^{0.5} (W_{TO} N)^{0.363} (S_V)^{1.089} M_0^{0.601} (L_t)^{-0.726} * \left(1 + \frac{S_r}{S_V} \right)^{0.217} \right]^{1.014} * (AR_V)^{0.337} (1 + \lambda_V)^{0.363} (\cos \Lambda_{V0.25C})^{-0.484}$$

Fuente. **Nicolai, Leland M. y Carichner, Grant E.** *Fundamentals of Aircraft and Airship Design. Volume I: Aircraft Design.* Michigan : AIAA Education Series, 2010. 978-1-60086-751-4. p.554.

h_T/h_V = Tasa de altura entre el estabilizador horizontal y el vertical.

Para cola en "T", el valor es 1, para estabilizador montado en el fuselaje el valor es 0

S_V = Área del estabilizador vertical (ft²)

M_0 = Numero Mach a nivel del mar

L_t = Brazo de momento del estabilizador

S_r = Área del Timón de dirección, si se desconoce usar $S_r/S_V = 0.3$

AR_V = Relación de aspecto del estabilizador vertical

λ_V = Relación de taperado del estabilizador vertical

$\Lambda_{V0.25C}$ = valor del ángulo de aflechamiento en el 25 % de la cuerda

$$W_t = 0.19 * [(1 + 0)^{0.5} (6735 * 13.5)^{0.363} (45.66)^{1.089} 0.4^{0.601} (11.67)^{-0.726} * (1 + 0.3)^{0.217} (2)^{0.337} (1 + 0.6)^{0.363} (\cos 0)^{-0.484}]^{1.014}$$

$$W_t = 129.23 \text{ lb}$$

5.1.3 Fuselaje⁶⁸:

Ecuación 53. Peso de Fuselaje.

$$W_t = 10.43 (K_{INL})^{1.42} (q * 10^{-2})^{0.283} (W_{TO} * 10^{-3})^{0.95} (L/H)^{0.71}$$

Fuente. **Nicolai, Leland M. y Carichner, Grant E.** *Fundamentals of Aircraft and Airship Design. Volume I: Aircraft Design.* Michigan : AIAA Education Series, 2010. 978-1-60086-751-4. p.555.

Donde:

q = Presión dinámica máxima, (lb/ft²)

L = Longitud del fuselaje, (ft)

H = Altura máxima del fuselaje, (ft)

K_{INL} = 1.25 para entradas en el fuselaje

⁶⁷ **Ibid.**, p. 554

⁶⁸ **Ibid.**, p. 555

= 1.0 para entradas en la raíz del ala o en cualquier otra zona del fuselaje.

$$W_t = 10.43(1.25)^{1.42} \left(\frac{1}{2} * 0.002377 * 485.245^2 * 10^{-2} \right)^{0.283} (6735 * 10^{-3})^{0.95} (5.4)^{0.71}$$

$$W_t = 388.43 \text{ lb}$$

5.1.4 Tren de Aterrizaje⁶⁹

Ecuación 54. Peso del tren de aterrizaje.

$$W_t = 62.21(W_{TO} * 10^{-3})^{0.84}$$

Fuente. **Nicolai, Leland M. y Carichner, Grant E.** *Fundamentals of Aircraft and Airship Design. Volume I: Aircraft Design.* Michigan : AIAA Education Series, 2010. 978-1-60086-751-4. p.555.

$$W_t = 62.21(6735 * 10^{-3})^{0.84}$$

$$W_t = 308.79 \text{ lb}$$

5.2 SISTEMA PROPULSOR SEGÚN USAF

5.2.1 Motor

El valor del peso del motor está basado en el peso establecido por el fabricante. Se asume entonces que el peso contempla el exosto, enfriador, turbocargador y sistema de lubricación.

Para el diseño se ha elegido un motor Pratt & Whitney Canada, PT6A-68, con un peso del motor es de 572 lb⁷⁰.

5.2.2 Subsistemas de Propulsión

Los subsistemas de propulsión comprenden el sistema de combustible, los controles del motor, el sistema de inicio y sistema de propulsión.

⁶⁹ **Ibid.**, p. 555

(*) Para mayor información del proceso de auto sanado, puede dirigirse a <http://www.epsrc.ac.uk/newsevents/news/2008/Pages/selfrepairingaircraft.aspx>.

⁷⁰ **Jane's Publishing Company.** *Jane's All the World's Aircraft.* [ed.] Paul Jackson. Londres, Inglaterra : Jane's Information Group, 2004-2005. 0-7106-2614-2. p. 820.

5.2.2.1 Sistema de combustible

- Para sistema de tanque de celdas auto sellantes⁷¹.

Ecuación 55. Peso de tanques.

$$W_t = 41.6[(F_{GW} + F_{GF}) * 10^{-2}]^{0.818}$$

Fuente. Nicolai, Leland M. y Carichner, Grant E. *Fundamentals of Aircraft and Airship Design. Volume I: Aircraft Design*. Michigan : AIAA Education Series, 2010. 978-1-60086-751-4. p.557.

Donde F_{GW} es el combustible total en las alas en galones y F_{GF} es el combustible total fuselaje en galones.

Cabe anotar que los tanques auto sellantes de combustible, son tanques empleados en la aviación militar, que al ser perforados en campo por impactos de proyectiles de munición, tienen la capacidad de cerrar o auto sellar dicho agujero de forma temporal debido a la característica del polímero que se emplea para hacer dichos depósitos de combustible (*).

La cantidad de combustible que se debe transportar es de 1636lb, tipo de combustible JP-A1 o su equivalente militar JP-8, con una densidad de 845 kg/m³.

El volumen total a transportar sería entonces de 232 galones.

$$W_t = 41.6[(232) * 10^{-2}]^{0.818}$$

$$W_t = 82.80 \text{ lb}$$

- Sistema de reabastecimiento en vuelo⁷²

Ecuación 56. Sistema de reabastecimiento.

$$W_t = 13.64[(F_{GW} + F_{GF}) * 10^{-2}]^{0.392}$$

Fuente. Nicolai, Leland M. y Carichner, Grant E. *Fundamentals of Aircraft and Airship Design. Volume I: Aircraft Design*. Michigan : AIAA Education Series, 2010. 978-1-60086-751-4. p.558.

Obteniendo entonces:

$$W_t = 13.64[(232) * 10^{-2}]^{0.392}$$

$$W_t = 18.97 \text{ lb}$$

⁷¹ Nicolai, y Carichner Op., Cit., p. 557.

⁷² Ibid., p. 558

- Sistema de control de centro de gravedad (Monitor y bombas de transferencia)⁷³:

Ecuación 57. Peso control de c.g.

$$W_t = 28.38[(F_{GW} + F_{GF}) * 10^{-2}]^{0.442}$$

Fuente. Nicolai, Leland M. y Carichner, Grant E. *Fundamentals of Aircraft and Airship Design. Volume I: Aircraft Design*. Michigan : AIAA Education Series, 2010. 978-1-60086-751-4. p.558.

Obteniendo entonces:

$$W_t = 28.38[(232) * 10^{-2}]^{0.442}$$

$$W_t = 41.16 \text{ lb}$$

5.2.2.2 Controles del motor⁷⁴

Para motor montado en el fuselaje:

Ecuación 58. Peso controles de motor.

$$W_t = K_{ECO}(L_f N_E)^{0.792}$$

Fuente. Nicolai, Leland M. y Carichner, Grant E. *Fundamentals of Aircraft and Airship Design. Volume I: Aircraft Design*. Michigan : AIAA Education Series, 2010. 978-1-60086-751-4. p.558.

Donde:

L_f = Longitud del fuselaje, (ft)

N_E = Numero de motores

K_{ECO} = Coeficiente de tipo de motor para control del motor
 = 0.686, sin postcombustión
 = 1.080 con postcombustión.

$$W_t = 0.686(21.12 * 1)^{0.792}$$

$$W_t = 7.68 \text{ lb}$$

⁷³ **Ibid.**, p. 558

⁷⁴ **Ibid.**, p. 558

5.2.2.3 Sistema de inicio⁷⁵

Donde:

Ecuación 59. Sistema de inicio para motores turboprop.

$$W_t = 12.05(N_E W_{ENG} * 10^{-3})^{1.458}$$

Fuente. **Nicolai, Leland M. y Carichner, Grant E.** *Fundamentals of Aircraft and Airship Design. Volume I: Aircraft Design.* Michigan : AIAA Education Series, 2010. 978-1-60086-751-4. p.559.

N_E = Numero de motores

W_{ENG} = Peso del motor, (lb)

$$W_t = 12.05(1 * 572 * 10^{-3})^{1.458}$$

$$W_t = 5.33 \text{ lb}$$

5.2.2.4 Sistema de hélice⁷⁶

Ecuación 60. Peso sistema de la hélice.

$$W_t = K_p N_p (N_{BL})^{0.391} (d_p * SHP * 10^{-3})^{0.782}$$

Fuente. **Nicolai, Leland M. y Carichner, Grant E.** *Fundamentals of Aircraft and Airship Design. Volume I: Aircraft Design.* Michigan : AIAA Education Series, 2010. 978-1-60086-751-4. p.559.

Donde:

N_p = Numero de hélices

N_{BL} = Numero de palas por hélice

d_p = Diámetro de la hélice, (ft)

SHP = Shaft horsepower

K_p = Coeficiente propela del motor

= 24.00 para turboprop sobre 1500 HP al eje.

= 31.92 para motor recíprocante y turboprop debajo de 1500 HP al eje.

$$W_t = 24 * 1 * (5)^{0.391} (8.51 * 1600 * 10^{-3})^{0.782}$$

$$W_t = 347.19 \text{ lb}$$

- **Controles de la propela⁷⁷:**

⁷⁵ **Ibid.**, p. 559

⁷⁶ **Ibid.**, p. 559

⁷⁷ **Ibid.**, p. 560

Ecuación 61. Peso sistema de control de hélice.

$$W_t = 0.322(N_{BL})^{0.589}(N_p d_p * SHP * 10^{-3})^{1.178}$$

Fuente. **Nicolai, Leland M. y Carichner, Grant E.** *Fundamentals of Aircraft and Airship Design. Volume I: Aircraft Design.* Michigan : AIAA Education Series, 2010. 978-1-60086-751-4. p.560.

Donde:

N_p = Numero de hélices
 N_{BL} = Numero de palas por hélice
 d_p = Diámetro de la hélice, (ft)
 SHP = Shaft horsepower

$$W_t = 0.322(5)^{0.589}(1 * 8.51 * 1600 * 10^{-3})^{1.178}$$

$$W_t = 18.02 \text{ lb}$$

5.3 SISTEMAS DE CONTROL DE SUPERFICIES SEGÚN USAF⁷⁸.

Para aeronaves de combate- USAF:

Ecuación 62. Peso superficies de control.

$$W_t = K_{sc}(W_{TO} * 10^{-3})^{0.581}$$

Fuente. **Nicolai, Leland M. y Carichner, Grant E.** *Fundamentals of Aircraft and Airship Design. Volume I: Aircraft Design.* Michigan : AIAA Education Series, 2010. 978-1-60086-751-4. p.560.

Donde:

K_{sc} = Coeficiente de superficie de control
= 106.10 para elevador sin estabilizador horizontal
= 138.18 para estabilizador horizontal
= 167.48 para ala de flechamiento variable

$$W_t = 138.18(6735 * 10^{-3})^{0.581}$$

$$W_t = 1306.85 \text{ lb}$$

⁷⁸ **Ibid.**, p. 560

5.4 INSTRUMENTOS SEGÚN USAF

5.4.1 Indicadores de Instrumentos de vuelo⁷⁹

Donde N_{PL} es el número de pilotos

Ecuación 63. Peso instrumentos de vuelo.

$$W_t = N_{pl}[15.0 + 0.032(W_{TO} * 10^{-3})]$$

Fuente. Nicolai, Leland M. y Carichner, Grant E. *Fundamentals of Aircraft and Airship Design. Volume I: Aircraft Design*. Michigan : AIAA Education Series, 2010. 978-1-60086-751-4. p.561.

$$W_t = 2 * [15.0 + 0.032(6735 * 10^{-3})]$$

$$W_t = 30.43 \text{ lb}$$

5.4.2 Indicadores de instrumentos del motor⁸⁰

Para motores a reacción:

Ecuación 64. Peso indicadores del motor.

$$W_t = N_E[4.80 + 0.006(W_{TO} * 10^{-3})]$$

Fuente. Nicolai, Leland M. y Carichner, Grant E. *Fundamentals of Aircraft and Airship Design. Volume I: Aircraft Design*. Michigan : AIAA Education Series, 2010. 978-1-60086-751-4. p.561.

Donde N_E es el número de motores

$$W_t = 1 * [4.80 + 0.006(6735 * 10^{-3})]$$

$$W_t = 4.84 \text{ lb}$$

- **Indicadores adicionales:**

Ecuación 65. Peso indicadores adicionales.

$$W_t = 0.15 * (W_{TO} * 10^{-3})$$

Fuente. Nicolai, Leland M. y Carichner, Grant E. *Fundamentals of Aircraft and Airship Design. Volume I: Aircraft Design*. Michigan : AIAA Education Series, 2010. 978-1-60086-751-4. p.561.

Obteniendo entonces:

⁷⁹ **Ibid.**, p .561

⁸⁰ **Ibid.**, p. 561

$$W_t = 0.15 * (6735 * 10^{-3})$$

$$W_t = 1.01 \text{ lb}$$

5.5 Sistema eléctrico

De Raymer:

Ecuación 66. Peso de Sistema Eléctrico según Raymer

$$W_t = 172.2 K_{mc} R_{kva}^{0.152} N_c^{0.10} L_a^{0.10} N_{gen}^{0.091}$$

Fuente. **Raymer, Daniel P.** *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. [ed.] Schetz Joseph A. Cuarta. Playa del Rey : AIAA, 2006. 1-56347-829-3. p.458.

Donde:

K_{mc} = 1.45 finalización de misión requerida después de un fallo
= 1 para otro caso

R_{kva} = Tipo de sistema eléctrico, kVA (típicamente 110-160 aviones de combate).

N_c = Numero de tripulantes

L_a = Distancia de los generadores hasta la cabina, (ft)

N_{gen} = Numero de generadores

$$W_t = 172.2 * 1 * 160^{0.152} 2^{0.10} 3^{0.10} 2^{0.091}$$

$$W_t = 474.53 \text{ lb}$$

5.6 Mobiliario

Para aviones de combate y ataque:

- Sillas de eyección⁸¹

Ecuación 67. Peso sillas de eyección.

$$W_t = 22.89 (N_{CR} * q * 10^{-2})^{0.743}$$

Fuente. **Nicolai, Leland M. y Carichner, Grant E.** *Fundamentals of Aircraft and Airship Design. Volume I: Aircraft Design*. Michigan : AIAA Education Series, 2010. 978-1-60086-751-4. p.562.

⁸¹ Nicolai y Carichner, Op., Cit., p. 562.

Donde:

N_{CR} = Numero de tripulantes

q = Presion dinámica máxima, (lb/ft²)

$$W_t = 22.89 \left(2 * \left[\frac{1}{2} * 0.002377 * 485.245^2 \right] * 10^{-2} \right)^{0.743}$$

$$W_t = 82.30 \text{ lb}$$

- Miscelaneos y equipos de emergencia

Obteniendo entonces:

Ecuación 68. Peso de equipos de emergencia y misceláneos.

$$W_t = 106.61(N_{CR} * W_{TO} * 10^{-5})^{0.585}$$

Fuente. **Nicolai, Leland M. y Carichner, Grant E.** *Fundamentals of Aircraft and Airship Design. Volume I: Aircraft Design.* Michigan : AIAA Education Series, 2010. 978-1-60086-751-4. p.564.

$$W_t = 106.61(2 * 6735 * 10^{-5})^{0.585}$$

$$W_t = 32.9 \text{ lb}$$

5.7 Aire acondicionado y sistema anti-hielo

Para aviones de combate Raymer⁸²:

Ecuación 69. Peso aire acondicionado y sistemas anti-hielo según Raymer.

$$W_t = 201.6 \left(\frac{W_{uav} + 200 * N_C}{1000} \right)$$

Fuente. **Raymer, Daniel P.** *Aircraft Design: A Conceptual Approach.* [ed.] Schetz Joseph A. Cuarta. Playa del Rey : AIAA, 2006. 1-56347-829-3. p.459.

Donde:

W_{uav} = Peso de aviónicos sin instalar (típicamente entre 800 y 1400 lb)

N_C = Numero de tripulantes

$$W_t = 201.6 \left[\frac{1400 + (200 * 2)}{1000} \right]^{0.735}$$

$$W_t = 310.538 \text{ lb}$$

⁸² **Raymer, Op., Cit.,** p. 459

5.8 Aviónicos

Dentro de los sistemas aviónicos se deben tener en cuenta los más básicos de operación para cumplir con las necesidades básicas de comunicación, navegación y supervisión; dentro de estos equipos son de necesaria utilización los listados a continuación:

Tabla 24. Pesos para equipamientos comunes de aviónica⁸³

Ítem	Peso (lb)
Sistema intercom	19,2
UHF COM	11
UHF horn	5
Air to ground IFF	13
TACAN	46
ILS-VOR	3,5
Girocompás	8,4
Navegación Inercial	44
HF radio	78,4
Piloto automático	168,5
Comp. Datos aire	14
Radar warning and horn	22
Contramedidas electrónicas	637
Contramedidas	117
Radar altímetro	38,2
Radar de ataque	387,2
Radar de solo rango	25
Radar de terreno	25
Radar de seguimiento de terreno	249
Cámara de disparo	2
HUD	37
FDR	15

De la tabla 24, el valor total del peso de los aviónicos es de 1965.4 lb aproximado a 1966 lb para factores de cálculos posteriores.

⁸³ Nicolai y Carichner, Op., Cit., p. 211.

6 CENTRO DE GRAVEDAD Y MOMENTOS DE INERCIA.

6.1 CENTRO DE GRAVEDAD

La determinación del centro de gravedad permite obtener un valor de ubicación de las alas respecto a la longitud de la aeronave partiendo desde la punta de la misma. En la determinación del centro de gravedad, se tienen en cuenta los valores de pesos y distancias respecto a la línea de referencia que tendrán los componentes de la aeronave, dando a conocer como se encontraran ubicados dichos componentes.

Para este caso se dejara planteado en centro de gravedad de la aeronave como una función de las alas, debido a la influencia de estas en la ubicación de las superficies estabilizadoras (estabilizador horizontal, estabilizador vertical); y el centro de gravedad del combustible debido a que se encontrara depositado dentro de las alas.

El c.g. o centro de gravedad, de la aeronave se obtiene de la siguiente⁸⁴:

Ecuación 70. Centro de Gravedad.

$$X_{c.g} = \frac{\sum_{i=1}^{14} m_i x_{c.g.i}}{\sum_{i=1}^{14} m_i}$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.579.

Tabla 25. Centros de gravedad de los componentes

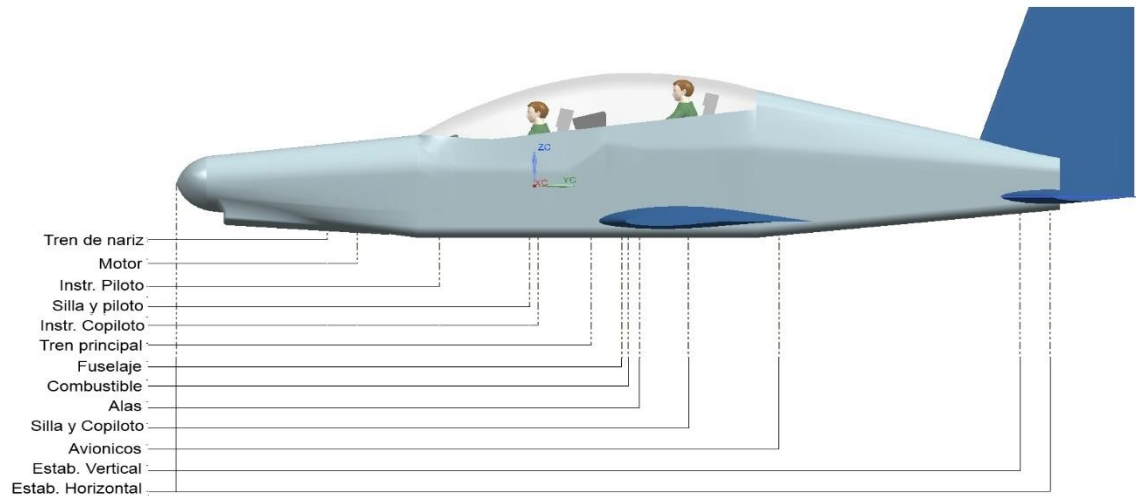
Componente	Peso (lb)	Distancia X _{c.g.}
Fuselaje	388,43	8.45
Motor	572	4
Estabilizador Horizontal	113,04	29
Estabilizador Vertical	47,72	28
Aviónicos	982,7	19
Aviónicos	982,7	19
Instrumentos	18,14	8,73
Instrumentos	18,14	13,76
Piloto 1	200	12
Piloto 2	200	17
Silla 1	41,15	12
Silla 2	41,15	17
Alas	990.88	X
Combustible	1636	X

⁸⁴ Sadraey, Op., Cit., p. 579.

La Tabla 25 muestra el valor de peso y distancia de los componentes respecto a la línea de referencia, la cual es tomada desde la punta del spinner de la hélice, como lo muestra la Figura 16.

El c.g. del fuselaje se estima en el 40% de la longitud del mismo.

Figura 16. Distribución de los centros de gravedad



Se estima que el $x_{c.g.}$, del ala se encuentra en el 40% del MAC y el valor del $x_{c.g.}$, del combustible se encuentra en el 30% del MAC del ala.

El valor de los $X_{c.g.}$ del sistema son entonces:

$$X_{c.g.} = \frac{(388.43 * 8.45) + (572 * 4) + (140.63 * 29) + (129.23 * 28) + (1965.4 * 19) + (18.15 * 8.73) + (18.15 * 13.76) + (200 * 12) + (200 * 17) + (41.154 * 12) + (41.154 * 17) + (990.86 * x_w) + (1636 * x_{fuel})}{388.43 + 572 + 140.63 + 129.23 + 1965.4 + 18.15 + 18.15 + 200 + 200 + 41.15 + 41.15 + 990.86 + 1636}$$

Ecuación 71. Centro de Gravedad, en términos de distancias del c.g. del ala y del combustible.

$$X_{c.g.} = \frac{58011.52 + (990.86 * x_w) + (1636 * x_{fuel})}{6341.18}$$

Fuente. Autor del proyecto

Donde x_w y x_{fuel} son las distancias a la línea de referencia del c.g. del ala y del combustible respectivamente.

Ahora, como el c.g del ala se encuentra en el 40% del MAC del ala, se tiene que la distancia a la línea de referencia es:

Ecuación 72. Distancia del c.g. del ala - línea de referencia.

$$x_w = x_{LE} + 0.4C$$

Fuente. Autor del proyecto

$$x_w = x_{LE} + 0.4 * 5.94$$

Ecuación 73. Distancia del c.g. del ala - línea de referencia, modificada.

$$x_w = x_{LE} + 2.37$$

Fuente. Autor del proyecto.

Donde:

C = Cuerda media, MAC

x_{LE} = Distancia al borde del ala

x_w = Distancia del c.g. del ala hasta la línea de referencia.

De igual forma que con el ala, la ecuación de relación para el combustible queda:

Ecuación 74. Distancia del c.g. del combustible - línea de referencia.

$$x_{fuel} = x_{LE} + 0.3 * C$$

Fuente. Autor del proyecto

$$x_{fuel} = x_{LE} + 0.3 * 5.94$$

Ecuación 75. Distancia del c.g. del combustible - línea de referencia, modificada.

$$x_{fuel} = x_{LE} + 1.78$$

Fuente. Autor del proyecto.

Reemplazando las ecuaciones 75 y 76 en la ecuación 72 se tiene:

Ecuación 76. Distancia del c.g. en términos de la línea de referencia

$$X_{c.g.} = \frac{58011.52 + [990.86 * (x_{LE} + 2.37)] + [(1636 * (x_{LE} + 1.78))]}{6341.18}$$

Fuente. Autor del proyecto.

Para determinar entonces, la distancia del c.g a la línea de referencia que se ubicará el 24% del MAC, es necesario conocer el valor x_{LE} de la ecuación 72:

$$x_{LE} + 0.25C = \frac{58011.52 + [990.86 * (x_{LE} + 2.37)] + [(1636 * (x_{LE} + 1.78))]}{6341.18}$$

$$x_{LE} = 14.60 \text{ ft}$$

Con el valor del X_{LE} , se obtiene el c.g. para el ala y el combustible de las ecuaciones 74 y 76 respectivamente:

$$x_w = x_{LE} + 2.37 * C = 14.60 + (2.37 * 5.94) = 16.98 \text{ ft}$$

$$x_{fuel} = x_{LE} + 1.78 * C = 14.36 + (1.78 * 5.94) = 16.38 \text{ ft}$$

Tabla 26. Centros de gravedad componentes

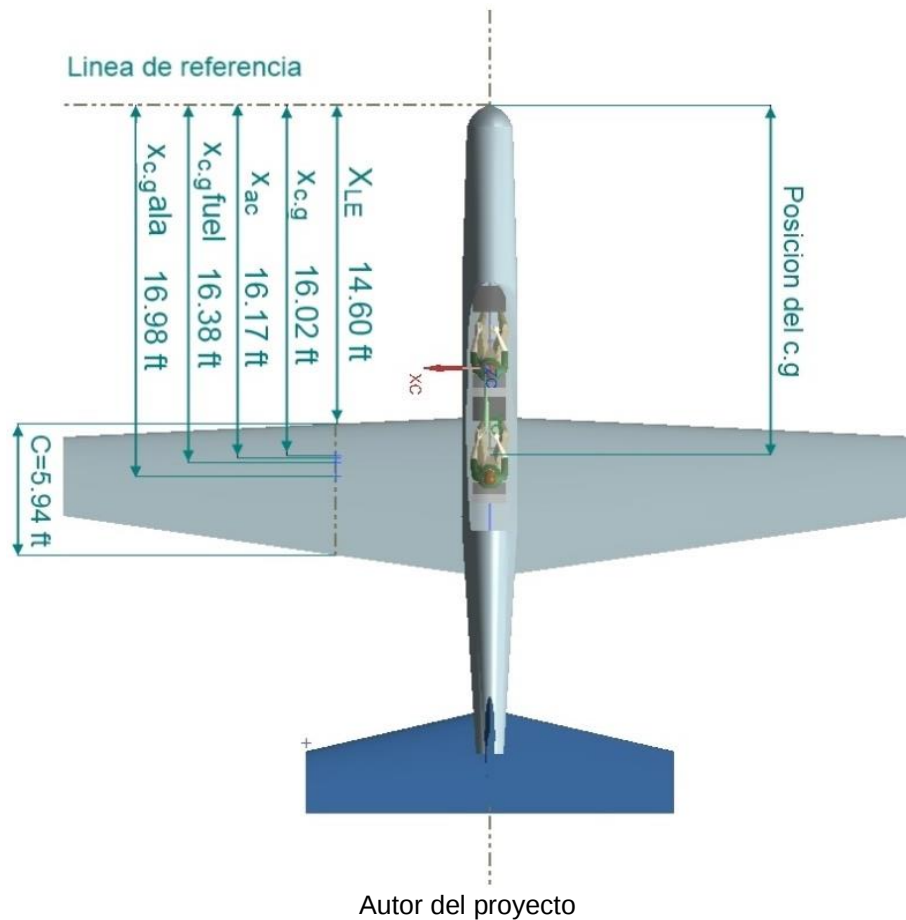
Componente	Peso (lb)	Distancia $X_{c.g.}$
Fuselaje	388,43	8.45
Motor	572	4
Estabilizador Horizontal	113,04	29
Estabilizador Vertical	47,72	28
Aviónicos	982,7	19
Aviónicos	982,7	19
Instrumentos	18,14	8,73
Instrumentos	18,14	13,76
Piloto 1	200	12
Piloto 2	200	17
Silla 1	41,15	12
Silla 2	41,15	17
Alas	990.88	16.98
Combustible	1636	16.38

Con los valores obtenidos de la ubicación de x_w y x_{fuel} , se emplea la ecuación 72 para definir la posición del $X_{c.g.}$ de la aeronave:

$$X_{c.g.} = \frac{61684.14 + (990.86 * 16.98) + (1636 * 16.38)}{6649.98}$$

$$X_{c.g.} = 16.02 \text{ ft}$$

Figura 17. Ubicación del centro de gravedad



En la figura 17 se aprecia la ubicación del centro de gravedad de la aeronave, el cual se encuentra a 0.15 ft atrás del centro aerodinámico.

Para determinar el valor de desplazamiento o rango de desplazamiento del centro de gravedad, es necesario calcular el máximo corrimiento hacia adelante y hacia atrás que tendrá el c.g., para lo cual, se quitaran los elementos removibles.

Para el corrimiento hacia atrás, se quita al piloto 2 y el combustible de la aeronave. De la tabla 26 se toman los valores de distancia la línea de referencia y el peso de los componentes, exceptuando el ítem antes mencionados.

Aplicando la ecuación 61, se tiene:

$$X_{c.g.} = \frac{\left[\begin{aligned} &(388.43 * 8.45) + (572 * 4) + (140.63 * 29) \\ &+(129.23 * 28) + (1965.4 * 19) + (18.15 * 8.73) \\ &+(18.15 * 13.76) + (200 * 12) + (41.15 * 12) \\ &+(41.154 * 17) + (990.86 * 16.74) \end{aligned} \right]}{388.43 + 572 + 140.63 + 129.23 + 1965.4 + 18.15 + 18.15 + 200 + 41.15 + 41.15 + 990.86}$$

$$X_{c.g.} = 15.85 \text{ ft}$$

Tomando el mismo concepto para el corrimiento hacia atrás del centro de gravedad, se tiene que para el corrimiento hacia adelante del c.g. se remueve el piloto 1, teniendo entonces:

$$X_{c.g.} = \frac{\left[\begin{aligned} &(388.43 * 8.45) + (572 * 4) + (140.63 * 29) \\ &+(129.23 * 28) + (1965.4 * 19) + (18.15 * 8.73) \\ &+(18.15 * 13.76) + (200 * 17) + (41.154 * 12) \\ &+(41.154 * 17) + (990.86 * 16.74) + (1636 * 16.15) \end{aligned} \right]}{388.43 + 572 + 140.63 + 129.23 + 1965.4 + 247.03 + 61.75 + 18.15 + 18.15 + 200 + 41.15 + 41.15 + 990.86 + 1636}$$

$$X_{c.g.} = 16.16 \text{ ft}$$

El valor de desplazamiento del c.g. es hallado por:

Ecuación 77. Variación del c.g.

$$\Delta X_{c.g.} = \frac{X_{c.g. \text{atras}} - X_{c.g. \text{adelante}}}{MAC}$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.591.

$$\Delta X_{c.g.} = \frac{16.16 - 15.85}{5.94}$$

$$\Delta X_{c.g.} = 0.051$$

El desplazamiento del c.g respecto al MAC es del 5.1%

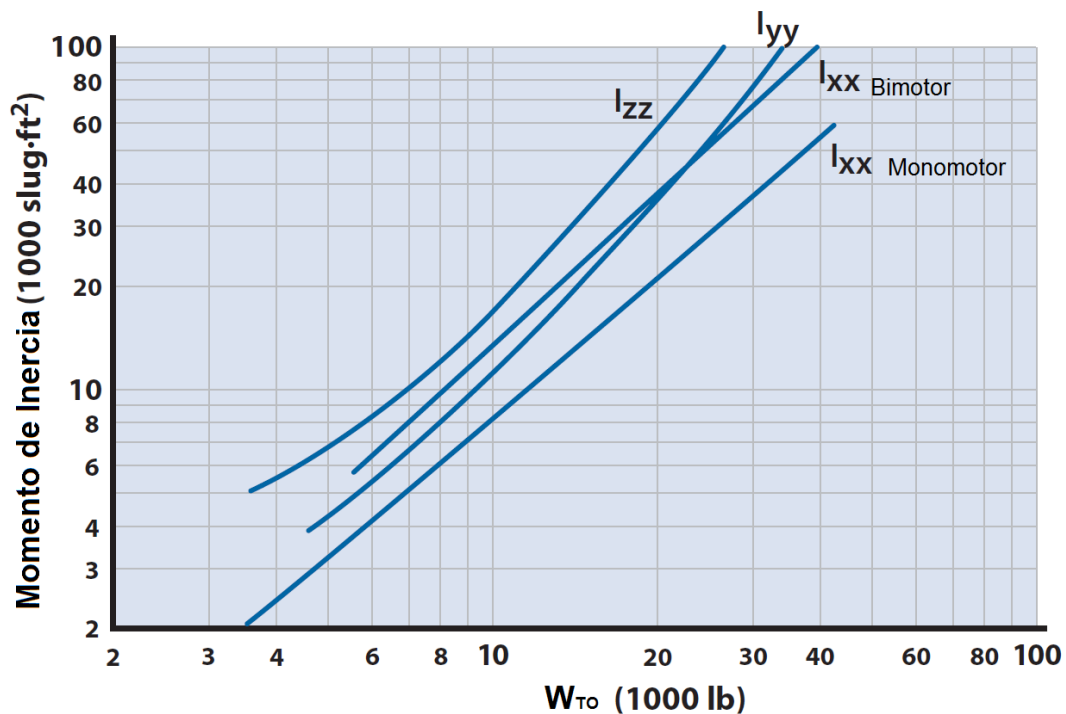
Adicionalmente se determina la posición del c.g respecto al MAC, posicionándole en el 24% de la longitud de este.

6.2 MOMENTOS DE INERCIA.

El momento de inercia de la aeronave cumple un papel sustancial en la maniobrabilidad y el control de la aeronave, por lo cual también depende del momento de inercia, la estabilidad de la misma.

En este punto de diseño, los momentos de inercia pueden ser estimados empleando el grafico 18, obtenido a través del planteamiento ofrecido por Nicolai⁸⁵. Se obtiene entonces que los valores de momento son:

Gráfico 18. Momentos de Inercia según W_{TO}



Fuente. Nicolai, Leland M. y Carichner, Grant E. *Fundamentals of Aircraft and Airship Design. Volume I: Aircraft Design.* P.574; Modificado por el autor del proyecto

$$I_{xx} \cong 4700 \text{ slug} * ft^2$$

$$I_{yy} \cong 6300 \text{ slug} * ft^2$$

$$I_{zz} \cong 9800 \text{ slug} * ft^2$$

Dichos momentos permiten el cálculo de las superficies de control y las hipersustentadoras, así como del dimensionamiento del tren de aterrizaje.

⁸⁵ Nicolai, Op., Cit., p. 574

7 TREN DE ATERRIZAJE

El tren de aterrizaje es la estructura que soportará el peso de la aeronave en tierra, durante el taxéo y despegue, además de soportar esa misma carga acelerada durante el aterrizaje.

La configuración deseada es una configuración tipo triciclo, o de tren de nariz, de mecanismo retráctil, para reducir el drag que se produciría por una configuración de tren fijo.

7.1 CALCULO DE TREN DE ATERRIZAJE

7.1.1 Ubicación y longitud del tren de principal.

7.1.1.1 Altura del tren

Es necesario considerar parámetros iniciales para la estimación dimensional del tren de aterrizaje. Dentro de estos parámetros se estima una la distancia de la punta de la hélice al suelo de 1 ft, el cual cumple con el parámetro mínimo aprobado por la FAA⁸⁶, que es de 7 pulgadas.

La altura del tren será:

Ecuación 78. Altura del tren de aterrizaje respecto a la hélice.

$$H_{cg} = \Delta H_{clear} + \frac{D_{prop}}{2}$$

Fuente. Autor del proyecto.

Donde:

ΔH_{clear} = Espacio entre la punta de hélice y el suelo.
 D_{prop} = Diámetro de la hélice

Entonces:

$$H_{cg} = 1 + \frac{8.51}{2} = 5.25 \text{ ft}$$

⁸⁶ **Federal Aviation Administration.** Federal Aviation Regulation. *Airworthiness Standards: Normal, Utility, Acrobatic and Commuter Category Airplanes*. s.l. : US Department of Transportation, 2011. Vol. Part 23. FAR 23. Sect. 23.925

La aeronave tendrá acomodación dentro del fuselaje en el tren de nariz y en entre las alas en el tren principal. Debido a esto es necesario realizar el cálculo de la altura del punto de sujeción del tren en las ubicaciones mencionadas.

Se tiene entonces que la altura al punto de sujeción al fuselaje es:

Ecuación 79. Altura del tren respecto al fuselaje.

$$H_{LG_{Fus}} = H_{cg} - \frac{D_f}{2}$$

Fuente. Autor del proyecto.

Donde D_f es el diámetro del fuselaje.

$$H_{LG_{FUS}} = 5.25 - \frac{6.5}{2} = 2.007 \text{ ft}$$

La altura de sujeción a las alas es:

Ecuación 80. Altura del tren respecto a las alas.

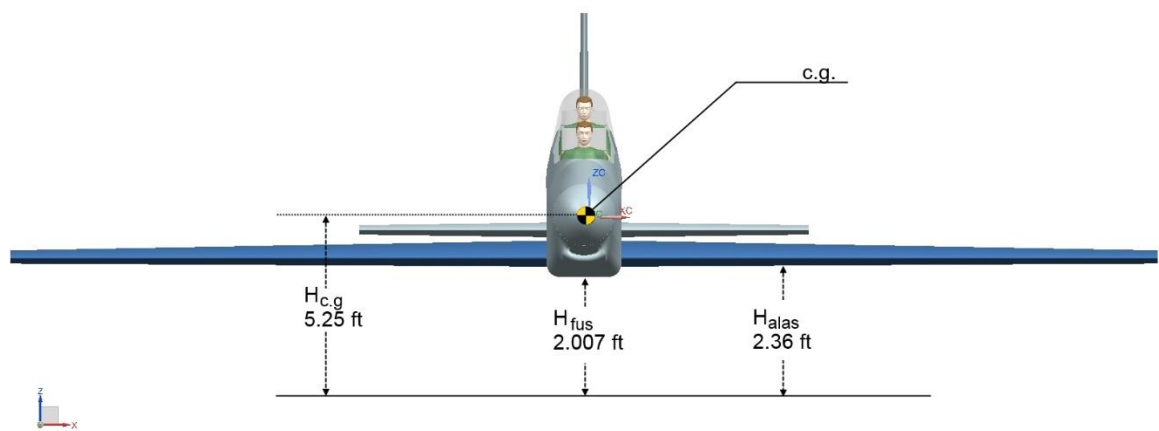
$$H_{LG_{alas}} = H_{fus} + \frac{\left(\frac{t}{\bar{c}}\right)_{max} \bar{c}}{2}$$

Fuente. Autor del proyecto.

Donde t/c es el espesor del ala en porcentaje de la cuerda y $\bar{c}$ es la cuerda media del ala.

$$H_{LG_{alas}} = 2.007 + \frac{0.12 * 5.94}{2} = 2.36 \text{ ft}$$

Figura 18. Altura tren de aterrizaje.



Fuente. Autor del proyecto

7.1.1.2 Ubicación respecto al c.g

Se realiza ahora la estimación de la ubicación del tren de aterrizaje basados en el corrimiento máximo hacia adelante del centro de gravedad y teniendo en cuenta que el corrimiento Xc.g está ubicado en el 21% del MAC y el centro aerodinámico en el 26.5% del MAC, se tiene:

Ecuación 81. Ubicación del tren respecto al c.g.

$$x_{L_{wf}} = x_{mg} - (\bar{X}_{cg_{fwd}} - \bar{X}_{ac}) \bar{C}$$

Fuente. Autor del proyecto.

Donde:

x_{mg} = Distancia del tren principal al corrimiento hacia adelante del c.g

$\bar{X}_{cg_{fwd}}$ = Ubicación del corrimiento del c.g respecto al MAC

$\bar{X}_{ac}$ = Ubicación del a.c respecto al MAC

$\bar{C}$ = Cuerda media aerodinámica, MAC

$$x_{L_{wf}} = x_{mg} - (0.265 - 0.21) * 5.94$$

$$x_{L_{wf}} = x_{mg} - 0.321$$

La ubicación del tren respecto al eje x es también determinada por el brazo entre el a.c del ala y el a.c del estabilizador horizontal l_h , debido al efecto de este en la estabilidad longitudinal de la aeronave. La relación entre el estabilizador y la posición del tren es entonces:

$$x_h = x_{ac_H} - x_{mg} = l_h + (\bar{X}_{ac} - \bar{X}_{cg_{fwd}}) \bar{C} - x_{mg}$$

De la sección 4.3, se tiene que el valor del l_h es igual a 21.06 ft, obteniendo entonces:

$$x_h = x_{ac_H} - x_{mg} = 12.67 + 0.321 - x_{mg}$$

$$x_h = 12.99 - x_{mg}$$

Para la ubicación final del tren respecto a la ubicación de la posición hacia adelante del c.g, es necesario realizar la solución del valor de la fuerzas de momento y aerodinámicas que presentaran un efecto en la aeronave y que se requieren establecer para conocer el cumplimiento o no de la rotación de la aeronave durante el despegue.

El valor del drag de la aeronave al despegue es⁸⁷:

Ecuación 82. Drag de la aeronave al despegue.

$$D_{TO} = \frac{1}{2} \rho V_{TO}^2 S C_{D_{TO}}$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.520.

El valor de la densidad del aire es tomado para una altitud a nivel del mar.

Se toman entonces las ecuaciones 20, 21, 22 y 23 para resolver la ecuación 83:

Ecuación 83. Coeficiente de Drag al despegue.

$$C_{D_{TO}} = C_{D_{0TO}} + K C_{L_{TO}}^2$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p. 132

Ecuación 84. Coeficiente de sustentación al despegue

$$C_{L_{TO}} = C_{L_C} + \Delta C_{L_{flapTO}}$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p. 132

Ecuación 85. Coeficiente de Sustentación en Crucero

$$C_{L_C} = \frac{2W}{\rho V_C^2 S} \cong 0.3$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p. 188

Ecuación 86. Coeficiente de zero-lift drag al despegue

$$C_{D_{0TO}} = C_{D_0} + C_{D_{0tren}} + C_{D_{0FLAP}}$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.132.

$$C_{D_{0tren}} = 0.009$$

$$C_{D_{0FLAP}} = 0.006$$

Donde:

V_{TO} = Velocidad de despegue

V_s = Velocidad de pérdida

$C_{D_{TO}}$ = Coeficiente de drag al despegue

$C_{D_{0TO}}$ = Coeficiente de drag al despegue

⁸⁷ **Sadraey, Op., Cit.,** p. 520.

C_{D0} = Coeficiente de zero-lift drag de la aeronave
 C_{LTO} = Coeficiente de sustentación en fase de despegue
 C_{LC} = Coeficiente de sustentación en fase crucero
 $C_{D0\ tren}$ = Coeficiente de drag del tren
 $C_{D0\ flaps}$ = Coeficiente de drag de los flaps
 C_{D0} = Coeficiente de zero-lift drag de la aeronave
 V_C = Velocidad crucero
 ρ = Densidad del aire a altitud especificada
 S = Superficie alar

$$C_{LC} = \frac{2W}{\rho V_C^2 S} = \frac{2 * 6735}{0.0008776 * (397.19)^2 * 230} = 0.423$$

$$C_{LTO} = C_{LC} + \Delta C_{L_{flapTO}} = 0.423 + 0.6 = 1.023$$

Se tiene de la sección 3.3.4 se tiene:

$$C_{D0tren} = 0.009$$

$$C_{D0FLAP} = 0.006$$

$$C_{D0TO} = C_{D0} + C_{D0tren} + C_{D0FLAP} = 0.0178 + 0.009 + 0.006 = 0.0328$$

$$C_{D_{TO}} = C_{D0TO} + K C_{L_{TO}}^2 = 0.0328 + 0.05875 * (1.022)^2 = 0.0928$$

$$V_{TO} = 1.1 * 65 = 71.5 \text{ kt} = 120.67 \text{ ft/s}$$

$$D_{TO} = \frac{1}{2} \rho V_{TO}^2 S C_{D_{TO}} = \frac{1}{2} * 0.002377 * (120.67)^2 * 230 * 0.0928$$

$$D_{TO} = 369.31 \text{ lb}$$

Del mismo modo se halla el valor de la sustentación al despegue:

$$L_{TO} = \frac{1}{2} \rho V_{TO}^2 S C_L = \frac{1}{2} * 0.002377 * (120.67)^2 * 230 * 1.023$$

$$L_{TO} = 4070.93 \text{ lb}$$

Es necesario obtener también la sustentación de la aeronave, para ello se debe hallar la sustentación del estabilizador horizontal. Para obtener el valor del coeficiente de sustentación del estabilizador se hace uso de la siguiente⁸⁸:

Ecuación 87. Coeficiente de sustentación del estabilizador horizontal.

$$C_{LH} = \frac{C_{m_{0_wf}} + C_L(h - h_0)}{\eta_H \bar{V}_H}$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.276.

⁸⁸ **Ibid.**, p. 276

Donde:

C_{m0_wf} = Coeficiente de momento de cabeceo aerodinámico del ala/fuselaje
 C_L = Coeficiente de sustentación de la aeronave en crucero.
 h_0 = Relación de longitud entre el X_{LE} y el a.c
 h = Relación de longitud entre el X_{LE} y el c.g
 η_H = Coeficiente de eficiencia del estabilizador
 V_H = Coeficiente volumétrico del estabilizador horizontal

El valor del coeficiente de momento de cabeceo aerodinámico del ala/fuselaje es:

Ecuación 88. Coeficiente de Momento aerodinámico de cabeceo ala/fuselaje.

$$C_{m0_wf} = C_{maf} \frac{AR \cos^2(\Lambda)}{AR + 2 \cos(\Lambda)} + 0.01\alpha_t$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.275.

Donde:

C_{maf} = Coeficiente de momento de cabeceo del perfil alar
 Λ = Angulo de flechamiento en el borde de ataque del ala.
 α_t = Angulo de torsión de la punta del ala.
 AR = Relación de aspecto del ala

De la figura 14 se tiene que $\Lambda = 2.543$. El ángulo de torsión de la punta de ala α_t es de -1.8 como se aprecia en la tabla 19; de la tabla 17, se obtiene un valor promedio de $C_{maf} = -0.055$, de los dos perfiles empleados en el ala, obteniendo entonces:

$$C_{m0_wf} = -0.055 * \frac{6.5 * \cos^2(2.543)}{6.5 + 2 * \cos(2.543)} + 0.01(-1.8)$$

$$C_{m0_wf} = -0.0157$$

$$C_{LH} = \frac{-0.0157 + 0.423 * (0.21 - 0.265)}{0.9 * 0.6}$$

$$C_{LH} = -0.0714$$

El valor de sustentación del estabilizador es:

Ecuación 89. Sustentación del estabilizador horizontal

$$L_H = \frac{1}{2} \rho V_{TO}^2 S_H C_{LH}$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.520.

Donde S_H es el valor de superficie del estabilizador.

$$L_H = \frac{1}{2} * 0.002377 * (120.67)^2 * 64.70 * -0.07405$$

$$L_H = -80.007 \text{ lb}$$

El momento de la aeronave respecto al a.c es⁸⁹:

Ecuación 90. Momento de la aeronave con respecto al a.c.

$$M_{ac_{wf}} = \frac{1}{2} \rho V_{TO}^2 S C_{m_{0_{wf}}} \bar{C}$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.520.

$$M_{ac_{wf}} = \frac{1}{2} * 0.002377 * (120.67)^2 * 230 * (-0.0157) * 5.94$$

$$M_{ac_{wf}} = -371.64 \text{ lb}$$

La sustentación del ala/fuselaje es entonces:

Ecuación 91. Sustentación Ala – Fuselaje.

$$L_{wf} = L_{TO} - L_H$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.520.

$$L_{wf} = 4070.93 - (-80.007)$$

$$L_{wf} = 4150.93 \text{ lb}$$

Es necesario calcular también el valor de la aceleración lineal de la aeronave en el momento de la rotación al despegue⁹⁰:

Ecuación 92. Aceleración lineal durante el despegue.

$$a = \frac{T - D - F_f}{m}$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.519.

⁸⁹ **Ibid.**, p. 520

⁹⁰ **Ibid.**, p. 519

La fuerza de fricción F_f , debido al contacto de las ruedas del tren con la superficie, es⁹¹:

Ecuación 93. Fuerza de fricción en pista.

$$F_f = \mu(W - L_{TO})$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.520.

Donde μ es el coeficiente de fricción de la pista.

$$F_f = 0.05(6735 - 4070.93)$$

$$F_f = 133.20 \text{ lb}$$

El valor de la fuerza de empuje T , se toma de la ecuación 44, obteniendo:

Ecuación 94. Fuerza de empuje.

$$T = \frac{550 * P_{max} * \eta_p}{V_{TO}}$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p. 462.

$$T = \frac{550 * 1600 * 0.82}{120.67}$$

$$T = 5979.94 \text{ lb}$$

La aceleración es entonces:

$$a = \frac{32.174 * (5979.94 - 369.30 - 133.20)}{6735}$$

$$a = 25.65 \frac{ft}{s^2}$$

Finalmente, el valor de la distancia entre el c.g corrido hacia adelante y la ubicación del tren de aterrizaje es hallado por la siguiente⁹²:

Ecuación 95. Distancia entre el c.g y el tren de aterrizaje.

$$x_{mg} = \frac{I_{yymg}\ddot{\theta} - D(z_D - z_{mg}) + T(z_T - z_{mg}) - M_{ac_{wf}} - ma(z_{cg} - z_{mg}) - Wx_{cg} + L_{wf}x_{ac_{wf}} + L_hx_{ac_h}}{L_{wf} + L_h - W}$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p. 521.

⁹¹ **Ibid.**, p. 520

⁹² **Ibid.**, p. 521

Donde:

$I_{yy_{mg}}$ = Momento de inercia de la aeronave respecto al c.g hacia adelante

$\ddot{\theta}$ = Gradiente de aceleración angular de rotación en el despegue
= 10 – 20 grados⁹³

Z = Longitud del tren de aterrizaje hasta la posición de la fuerza

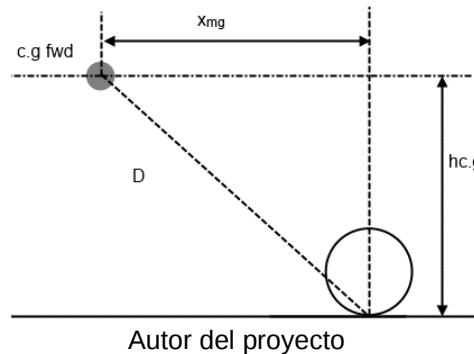
$$x_{mg} = \frac{6300 * \left(\frac{15}{57.3}\right) - 1941.79 + 31422.05 + 1333.79 - 28233.94 - 0 + 371.64 - 1039.79}{4227.72 + 70.30 - 6735}$$

$$x_{mg} = -1.34 \text{ ft}$$

Como el valor de la ubicación es negativo esto quiere decir que no se puede poner el tren de aterrizaje antes del centro de gravedad debido a que habría un volcamiento hacia atrás de la aeronave, lo cual no es útil. Es necesario mover el momento de inercia de la masa, del punto de corrimiento máximo hacia adelante del c.g., al punto de contacto del tren principal en la aeronave.

Se emplea la ecuación 97, que se sustenta en el teorema de ejes paralelos⁹⁴.

Figura 19. Tren principal.



Ecuación 96. Teorema de ejes paralelos para momentos inerciales.

$$I_{yy_{mg}} = I_{yy_{cg}} + m * D_{cg-mg}^2$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.521.

Por ley de triángulos rectángulos D es igual a la suma de los cuadrados de los lados:

⁹³ **Ibid.**, p. 518

⁹⁴ **Ibid.**, p. 521

Ecuación 97. Teorema de ejes paralelos para momentos inerciales, modificado.

$$I_{yy_{mg}} = I_{yy_{cg}} + m(x_{mg}^2 + h_{cg}^2)$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.521.

La ecuación 98 es reemplazada en la ecuación 96, quedando:

Ecuación 98. Nueva Distancia entre el c.g y el tren de aterrizaje.

$$x_{mg} = \frac{\left(I_{yy_{cg}} + m(x_{mg}^2 + h_{mg}^2) \right) \ddot{\theta} - D(z_D - z_{mg}) + T(z_T - z_{mg}) - M_{ac_{wf}} - ma(z_{cg} - z_{mg}) - Wx_{cg} + L_{wf}x_{ac_{wf}} + L_hx_{ac_h}}{L_{wf} + L_h - W}$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.521. Modificado por el autor del proyecto.

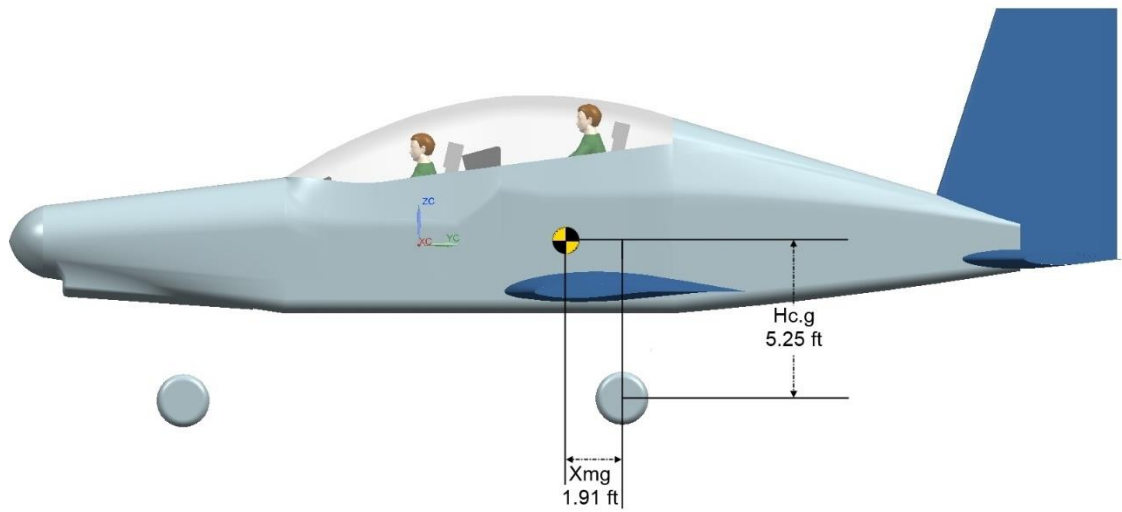
Quedando reescrita como:

$$\ddot{\theta}mx_{mg}^2 - x_{mg}(L_{wf} + L_h - W) + \ddot{\theta}(I_{yy_{cg}} + mh_{mg}^2) - D(z_D - z_{mg}) + T(z_T - z_{mg}) - M_{ac_{wf}} - ma(z_{cg} - z_{mg}) - Wx_{cg} + L_{wf}x_{ac_{wf}} + L_hx_{ac_h} = 0$$

Desarrollando el valor de x_{mg} de la ecuación 96, como una ecuación cuadrática, se obtiene que el valor de x_{mg} es igual 1.91 ft.

La ubicación del tren de aterrizaje se muestra en la figura 20.

Figura 20. Ubicación Tren Principal.

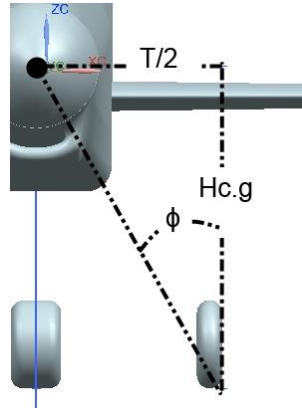


Autor del proyecto

7.1.1.3 Cálculo de separación del tren

Para efectos de control lateral en tierra, estabilidad lateral e integridad estructural, se debe realizar el cálculo de separación entre la rueda externa derecha y la rueda externa izquierda o *Wheel Track* (T).

Figura 21. Relación del T.



Autor del proyecto

$$\tan(\varphi) = \frac{T/2}{H_{cg}}$$

Se tiene en cuenta que la separación lateral entre el c.g. y el extremo de la rueda debe considerarse con un ángulo ϕ , igual o mayor a 25 grados⁹⁵ tomándose entonces para efectos del cálculo un valor de 25 grados.

El valor de separación entre los extremos del tren principal es:

Ecuación 99. Separación entre extremos del tren.

$$T = 2 \tan(\varphi) * H_{cg}$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.521.

$$T = 2 \tan(25) * 5.25 = 4.90 \text{ ft}$$

⁹⁵ **Ibid.**, p. 511

7.1.2 Ubicación tren de nariz

La ubicación del tren de nariz es una distancia de relación directa entre el tren principal y la carga que deberán llevar esto combinados.

Según Mohammad⁹⁶, el tren de nariz carga entre el 5% y el 20% del peso de la aeronave cuando está en tierra. Se toma entonces que el peso soportado por el tren de nariz es del 15%, considerando que es donde se encuentra apoyado el motor de la aeronave; el 85% restante del peso que se cargará es destinado a ser llevado por el tren principal.

Tomando la ecuación de porcentajes de carga⁹⁷, se obtiene:

Ecuación 100. Carga estática soportada por el tren de nariz.

$$F_n = \frac{B_m}{B} W$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.504.

Donde B_m es la distancia del tren principal al corrimiento hacia delante del c.g de la aeronave y B es la distancia entre el tren de nariz y el tren principal.

Ecuación 101. Distancia entre el tren principal y el tren de nariz.

$$B = \frac{B_m}{F_n} W$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.504.

$$B = \frac{B_m}{0.15W} W = 6.667 B_m = 6.667 * (1.91)$$

$$B = 12.73 ft$$

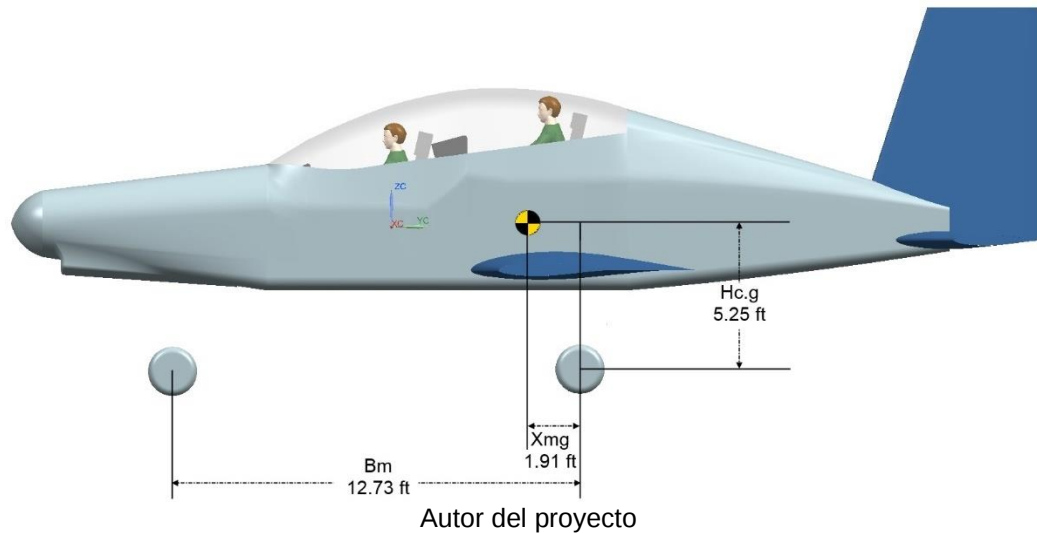
El tren de nariz quedará ubicado a 12.73 ft de distancia del tren principal.

La ubicación del tren de nariz respecto al tren principal se puede apreciar en la siguiente figura:

⁹⁶ **Ibid.**, p. 504

⁹⁷ **Ibid.**, p. 504

Figura 22. Distancia del tren de nariz



7.2 REQUERIMIENTOS DEL TREN.

Para conocer si la altura del tren de aterrizaje cumple con requerimientos tales como el ángulo de despegue, distancia de rotación entre el fuselaje y el suelo, estabilidad en tierra y controlabilidad en tierra.

7.2.1 Ángulo de inclinación posterior.

Es necesario verificar que el valor de altura del tren de aterrizaje permite inclinar la aeronave para el despegue. El valor del ángulo de despegue empleado para la determinación de esto es de 15 grados⁹⁸, por ende el límite de toque trasero o choque de la cola con el terreno debe ser >15°.

El valor del ángulo de inclinación posterior es:

Ecuación 102. Relación del Ángulo de inclinación –Ángulo de despegue.

$$\alpha_{tb} \geq \alpha_{TO} + 5^\circ$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.517.

Entonces:

⁹⁸ **Ibid.**, p. 517

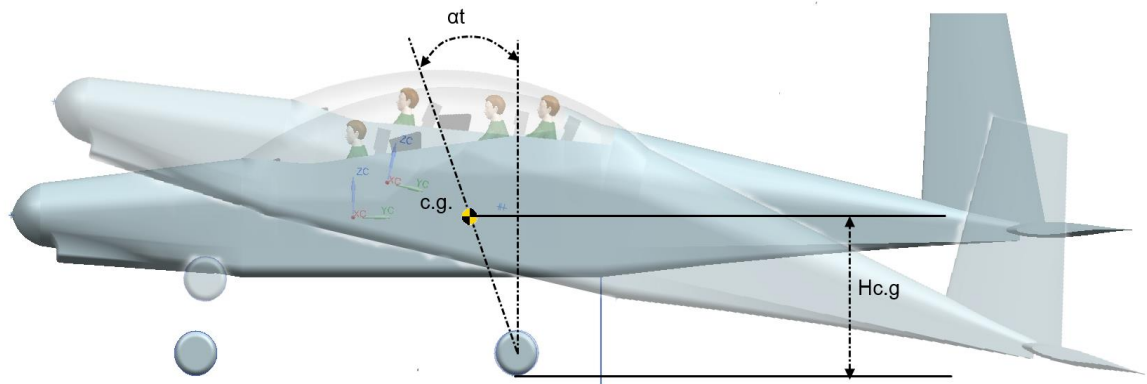
Ecuación 103. Ángulo de inclinación Máximo

$$\alpha_{tb} = \tan^{-1} \left(\frac{x_{mg}}{h_{cg}} \right)$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.517.

El ángulo α_{tb} , es medido entre la vertical del tren de aterrizaje principal y el corrimiento hacia atrás del c.g., como lo muestra la Figura 23.

Figura 23. Angulo de inclinación posterior



Autor del proyecto

Se tiene entonces que:

Ecuación 104. Distancia entre el corrimiento hacia atrás y el corrimiento hacia adelante del c.g.

$$\Delta x_{cg} = (x_{cg_{aft}} - x_{cg_{fwr}}) \bar{C} = (0.26 - 0.21) * 5.94 = 0.304 \text{ ft}$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.600.

$$\Delta x_{cg} = (0.26 - 0.21) * 5.94 = 0.304 \text{ ft}$$

La distancia entre el corrimiento hacia atrás del c.g. y la ubicación del tren principal, x_{mg} es:

Ecuación 105. Distancia entre el corrimiento hacia atrás del c.g. y el tren principal.

$$x_{mg_{aft}} = x_{mg} + \Delta x_{cg}$$

Fuente. Autor del proyecto.

$$x_{mg_{aft}} = 1.91 + 0.304 = 2.21 \text{ ft}$$

Aplicando los valores a la ecuación 104:

$$\alpha_{tb} = \tan^{-1} \left(\frac{2.21}{5.25} \right)$$

$$\alpha_{tb} = 22.84 \text{ deg}$$

De la ecuación 103, se puede ver que el requerimiento del ángulo se cumple debido a que:

$$22 > 15 + 5 \rightarrow 22 > 20$$

El ángulo de despegue se podría aumentar hasta los 20° de rotación, más quedaría solamente un margen de seguridad de 2°, por lo que se deja el ángulo de rotación hasta los 17°, para que el margen de seguridad sea de 5°.

7.2.2 Distancia al suelo en rotación de despegue

Así como el ángulo de inclinación posterior, es necesaria también una altura mínima entre el suelo y el cono posterior del fuselaje, al momento del despegue para evitar daños estructurales en el fuselaje.

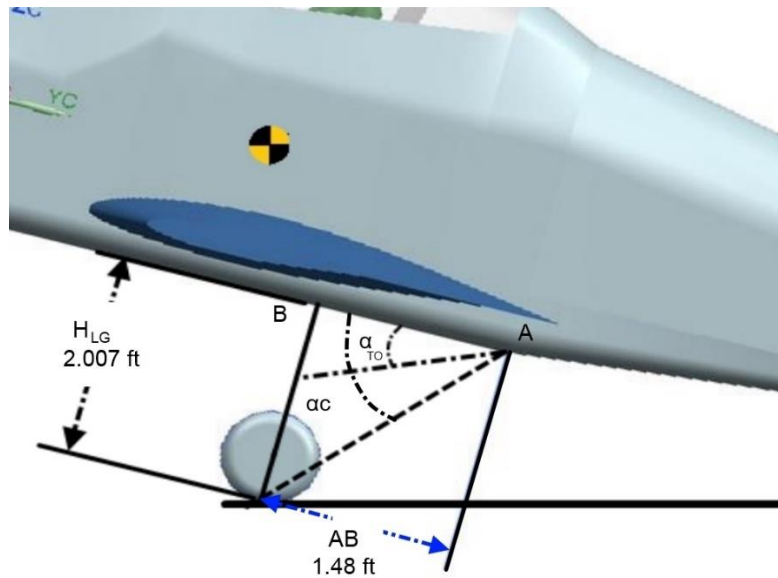
Las distancias requeridas para este requerimiento, la distancia entre el suelo y el fuselaje y la distancia entre el tren de aterrizaje y el borde del fuselaje sin el cono de cola.

La distancia entre la punta del spinner de la hélice y el inicio del cono de cola es de 19.25 ft y la distancia entre el corrimiento hacia atrás del c.g y la punta del spinner de la hélice es de 16.16 ft, entonces:

$$X_{mg-cola} = 19.25 - 17.76 - 1.91$$

$$X_{mg-cola} = 1.48 \text{ ft}$$

Figura 24. Distancia al suelo en el despegue.



Autor del proyecto

De la figura 23 se puede extraer los valores necesarios para determinar el ángulo de holgura que deberá tener la aeronave.

Se obtiene entonces, por triángulos rectángulos que:

Ecuación 106. Ángulo de holgura de rotación.

$$\alpha_c = \tan^{-1} \left(\frac{H_{LG}}{AB} \right)$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.502.

$$\alpha_c = \tan^{-1} \left(\frac{2.007}{1.48} \right)$$

$$\alpha_c = 53.57 \text{ deg}$$

Para cumplir con el requerimiento se necesita que:

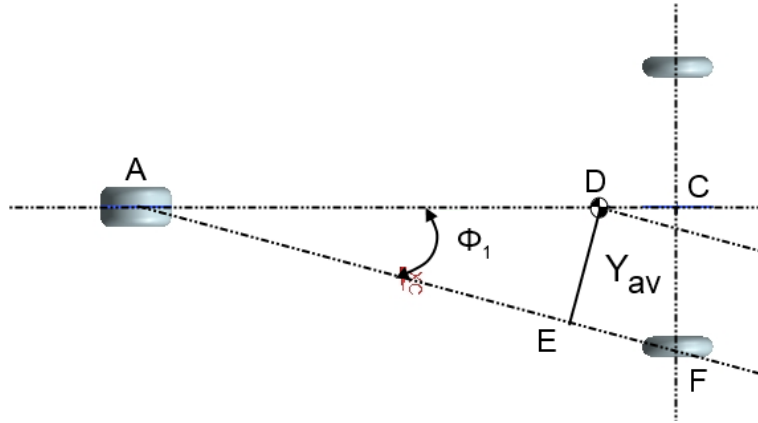
$$\alpha_c \geq \alpha_{To}$$

Viéndose que se da cumplimiento a dicho requerimiento.

7.2.3 Angulo de vuelco

El ángulo de vuelco es el parámetro que permite decidir si el valor de la separación de las ruedas del tren principal es suficiente para garantizar que la aeronave durante maniobras de giro en el taxéo o carreteo, no vaya a sufrir un volcamiento.

Figura 25. Distancia de volcamiento



Fuente. Autor del proyecto

De la Figura 24, se puede apreciar que el valor del ángulo ϕ_1 es:

Ecuación 107. Componente de volcamiento respecto al ángulo ϕ_1 .

$$\phi_1 = \tan^{-1} \left(\frac{CF}{AC} \right) = \left(\frac{T/2}{B} \right)$$

Fuente. Autor del proyecto.

$$\phi_1 = \tan^{-1} \left(\frac{2.45}{12.73} \right) = 10.89 \text{ deg}$$

El valor de Y_{av} es entonces:

Ecuación 108. Separación del tren principal y tren de nariz respecto al ángulo de vuelco

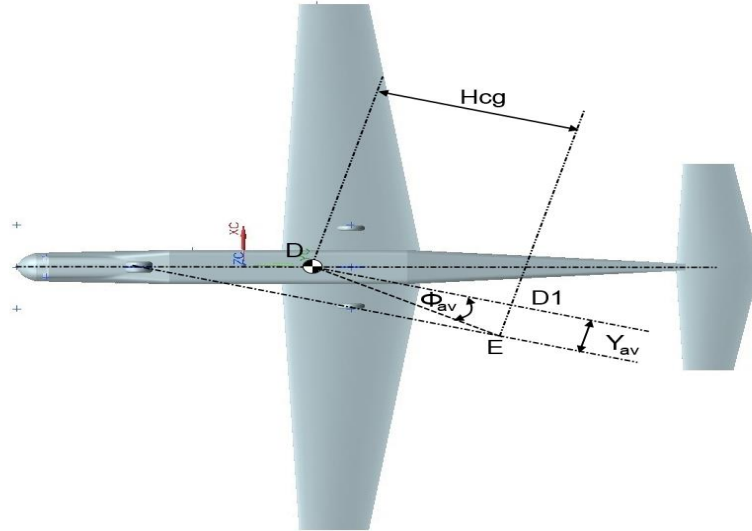
$$Y_{av} = (AC - DC) * \tan \phi_1$$

Fuente. Autor del proyecto.

$$Y_{av} = (B - x_{mg}) * \tan \phi_1$$

$$Y_{av} = (12.73 - 1.68) * \tan(12.42) = 1.18 \text{ ft}$$

Figura 26. Angulo de volcamiento



Fuente. Autor del proyecto

De la figura 26, se obtiene que el valor del ángulo de vuelco, por construcción de triángulos:

Ecuación 109. Angulo de volcamiento.

$$\varphi_{av} = \tan^{-1} \left(\frac{E * D1}{D * D1} \right)$$

Fuente. Autor del proyecto.

$$\varphi_{av} = \tan^{-1} \left(\frac{Y_{av}}{H_{c.g.}} \right)$$

$$\varphi_{av} = \tan^{-1} \frac{1.18}{5.25} = 12.7 \text{ deg}$$

El valor mínimo recomendado mencionado por Mohammad⁹⁹ es $\phi_{av} \geq 25^\circ$.

Debido a que no se cumple el mínimo recomendado, el ángulo de posición del tren principal respecto al eje z, ϕ , es aumentado a 50° , lo que indica, que los valores de la distancia y el ángulo de volcamiento recalculados son:

$$Y_{av} = 2.9 \text{ ft} \quad \varphi_{av} = 28.90 \text{ deg}$$

Dando entonces cumplimiento al requerimiento mínimo aceptable recomendado.

⁹⁹ Ibid., p. 509

8 SUPERFICIES DE CONTROL.

8.1 CONSIDERACIONES INICIALES

Dentro de los parámetros iniciales a tener en cuenta para el inicio de diseño de las superficies de control, se tiene que los valores del espesor máximo del perfil empleado para estabilizador horizontal es del 12% del MAC y el espesor del perfil del estabilizador vertical es del 9% del MAC, considerándose perfiles de la misma familia de los seleccionados para las alas, pero con la salvedad de que debido al tipo de función de estas superficies, se tomaran perfiles simétricos, siendo entonces seleccionados:

UBICACIÓN	PERFIL NACA	C_{Lmax}	α^o en C_{Lmax}	C_{MAC}	α de 0_{CL}	C_d
RAÍZ	63-009	1,1	10°	0	0	0.004
PUNTA	63 ₁ -012	1,4	14°	0	0	0.004

En el marco de diseño de las superficies de control, se tiene también la obtención dimensional de las superficies hipersustentadoras, ambas importantes en el comportamiento y performance en vuelo de la aeronave.

Para el diseño de las superficies de control se deben tener presentes los requerimientos o cualidades que deberá cumplir la aeronave para su operación y uso, para ello, se debe categorizar o encasillar la aeronave dentro de las categorías militares plasmadas por la MIL-F-8785C, obteniéndose que:

Tabla 27. Ordenamiento de aeronave según MIL-STD

Clase de Aeronave	Fase de Vuelo	Nivel de aceptabilidad
Clase IV	Categoría A	Nivel 3

8.2 DISEÑO DEL ALERÓN

Basado en el ordenamiento de la aeronave, la fase crítica de giro controlable es durante el ataque a tierra, entrega de armamento, reconocimiento y retanqueo en aire, todas estas con las mismas limitaciones de categoría A¹⁰⁰, requiriéndose un ángulo de banqueo mínimo de 50° en 2.6 segundos.

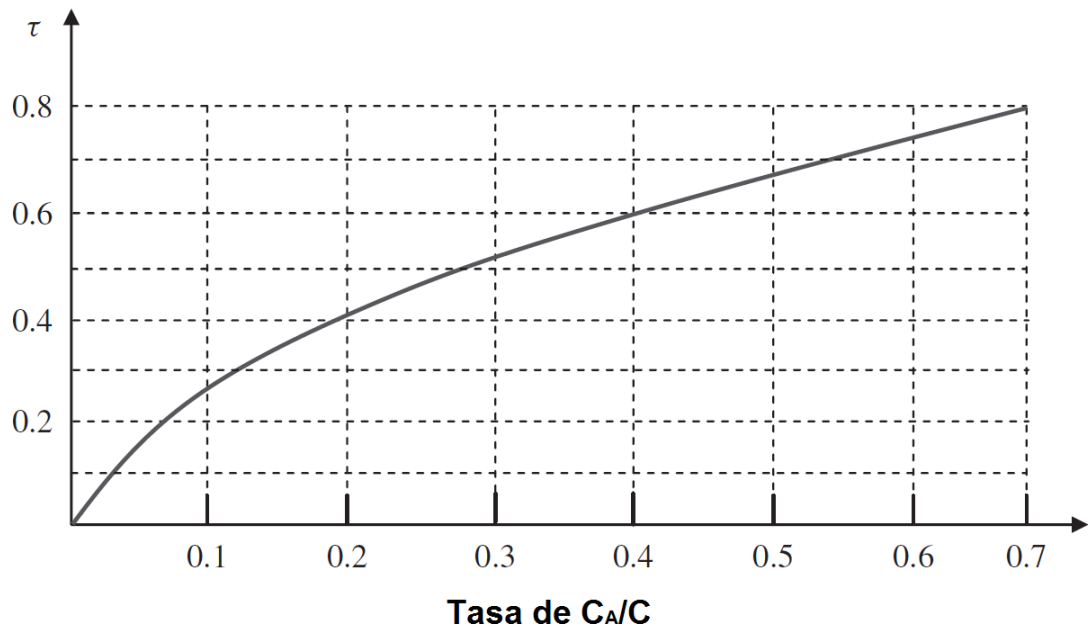
Para el dimensionamiento se estiman los parámetros que se listan a continuación:

¹⁰⁰ **US DEPARTMENT OF DEFENCE.** *Flying Qualities of Piloted Aircraft.* Washington, D.C. : US Department of Defence, 1980. MIL-F-8785C. p. 2.

- El borde externo de los flaps se encuentra al 55% de la longitud de la media longitud de envergadura $b/2$.
- Borde interior de los alerones se encuentra en el 65% de $b/2$, el borde externo en el 95% de $b/2$.
- La ubicación del travesaño secundario se encuentra en el 70% de la longitud de cuerda del ala. La cuerda de los alerones es del 25% de la longitud de cuerda del ala.
- El parámetro de efectividad del alerón es de 0.47, tomado del grafico 19.

Según los parámetros antes listados, es necesario realizar la medición o cálculo del coeficiente del momento derivativo de giro¹⁰¹, lo cual permitirá saber si es o no efectivo el dimensionamiento del alerón para cumplir con el requerimiento.

Gráfico 19. Efectividad de la superficie de control vs C_A/C



Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.659.

Donde:

Ecuación 110. Coeficiente de control derivado debido a la deflexión del alerón.

$$C_{l_{\delta A}} = \frac{2C_{L_{\alpha w}}\tau C_r}{Sb} \left[\frac{y^2}{2} + \frac{2}{3} \left(\frac{\lambda - 1}{b} \right) y^3 \right]_{y_i}^{y_o}$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.660.

¹⁰¹ **Sadraey Op., Cit.,** p. 660

$C_{L\alpha w}$ = Pendiente de la curva de sustentación del ala.
 τ = Tasa de efectividad del alerón
 C_r = Cuerda de la raíz del ala
 y = Limites del alerón respecto a la longitud de $b/2$, y_0 es el borde interno y y_i es el borde externo
 b = Envergadura del ala
 S = Superficie alar

El valor de $C_{L\alpha w}$ se halla:

Ecuación 111. Pendiente de sustentación del ala.

$$C_{L\alpha w} = \frac{C_{l\alpha}}{1 + \frac{C_{l\alpha}}{\pi * AR}}$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.199.

Donde:

$C_{l\alpha}$ = Pendiente de la curva de sustentación del perfil alar
 A.R. = Relación de aspecto del ala

El valor de $C_{L\alpha w}$ es de 4.72 1/rad

Evaluando la ecuación 110 se obtiene:

$$C_{l\delta A} = \frac{2C_{L\alpha w}\tau C_r}{Sb} * \left\{ \left[\frac{y_0^2}{2} + \frac{2}{3} \left(\frac{\lambda - 1}{b} \right) y_0^3 \right] - \left[\frac{y_i^2}{2} + \frac{2}{3} \left(\frac{\lambda - 1}{b} \right) y_i^3 \right] \right\}$$

$$y_i = 0.65 * \frac{b}{2} = 12.70 \text{ ft}$$

$$y_0 = 0.95 * \frac{b}{2} = 18.36 \text{ ft}$$

$$C_{l\delta A} = \frac{2 * 4.75 * 0.47 * 7.28}{230 * 38.65} * \left\{ \left[\frac{(18.36)^2}{2} + \frac{2}{3} \left(\frac{0.6 - 1}{38.65} \right) (18.36)^3 \right] - \left[\frac{(12.70)^2}{2} + \frac{2}{3} \left(\frac{0.6 - 1}{38.65} \right) (12.70)^3 \right] \right\}$$

$$C_{l\delta A} = 0.22 \frac{1}{rad}$$

La deflexión máxima del alerón δ_A , para la operación de la aeronave será de $\pm 30^\circ$.

Se tiene ahora que el coeficiente de momento de giro de la aeronave cuando se flecta el alerón al máximo es:

Ecuación 112. Coeficiente de sustentación debido a la deflexión del alerón.

$$C_l = C_{l_{\delta A}} * \delta_A$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.658.

$$C_l = 0.2204 * \frac{30}{57.3} = 0.116 \frac{1}{rad}$$

Según la MIL-STD, define la velocidad de realización de requerimiento para categoría A mencionado al inicio de esta sección, como una maniobra que se deberá realizar a alta velocidad, siendo esta igual a V_{max} , considerándose entonces que $V_{max}=287.5$ knots, esto con el fin de obtener el valor de momento de rotación de la aeronave aplicado¹⁰²:

Ecuación 113. Momento de rotación debido a deflexión del alerón.

$$L_A = \frac{1}{2} \rho V_{app}^2 S C_l b$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.662.

Donde:

V_{app} = Velocidad de aplicación de la fase, ft/s
 S = Superficie alar, ft²
 b = Envergadura del ala
 C_l = Coeficiente de momento de giro
 ρ = Densidad a altitud específica

$$L_A = \frac{1}{2} * 0.002377 * (485.245)^2 * 230 * 0.116 * 38.65$$

$$L_A = 289074.97 \text{ lb} * ft$$

Es necesario también conocer la tasa de giro de estado estable, entonces¹⁰³:

Ecuación 114. Tasa de giro en estado estable.

$$P_{ss} = \sqrt{\frac{2L_A}{\rho(S_w + S_H + S_V)C_{D_R}y_D^3}}$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.662.

¹⁰² **Ibid.**, p. 658

¹⁰³ **Ibid.**, p. 662

Donde:

S_W = Superficie alar

S_H = Superficie de estabilizador horizontal

S_V = Superficie de estabilizador vertical

C_{DR} = Coeficiente de drag en el giro¹⁰⁴

y_D = Distancia promedio entre el centro de drag de giro y el eje longitudinal de $b/2$

$$P_{ss} = \sqrt{\frac{2 * 289074.97}{0.002377 * (230 + 64.70 + 45.66) * 0.9 * (0.4 * 19.32)^3}}$$

$$P_{ss} = 41.46 \frac{rad}{s}$$

El ángulo de banqueo es¹⁰⁵:

Ecuación 115. Angulo de banqueo.

$$\varphi_1 = \frac{I_{xx}}{\rho y_D^3 (S_W + S_H + S_V) C_{DR}} \ln(P_{ss}^2)$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.663.

Donde I_{xx} es el momento de inercia de la aeronave y P_{ss} es la tasa de giro de estado estable.

$$\varphi_1 = \frac{4900}{0.002377 * (0.4 * 19.23)^3 (235 + 54.85 + 25.76) * 0.9} \ln(41.46^2)$$

$$\varphi_1 = 104.11 rad$$

La tasa de cambio de la velocidad de giro es¹⁰⁶:

Ecuación 116. Aceleración de giro.

$$\dot{P} = \frac{P_{ss}^2}{2\varphi_1}$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.664.

¹⁰⁴ **Ibid.**, p. 658

¹⁰⁵ **Ibid.**, p. 663

¹⁰⁶ **Ibid.**, p. 664

$$\dot{P} = \frac{(41.46)^2}{2 * 104.11} = 8.25 \frac{rad}{s^2}$$

Para determinar finalmente si es satisfecho el requerimiento de giro se aplica que el tiempo requerido para un ángulo de banqueo de 90° es¹⁰⁷:

Ecuación 117. Tiempo de ángulo de banqueo deseado.

$$t_{ss} = \sqrt{\frac{2\phi_{des}}{\dot{P}}}$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.663.

Donde ϕ_{des} es el ángulo de banqueo deseado.

$$t_{ss} = \sqrt{\frac{2 * 50}{8.25}}$$

$$t_{ss} = 3.48 \text{ s}$$

Como el valor del tiempo de banqueo t_{ss} es mayor al requerido de 2.6 s, es necesario realizar el redimensionamiento del alerón.

8.2.1 Verificación de parámetros.

Posterior a múltiples iteraciones para cumplir con el requerimiento se obtiene que el alerón se emplazará desde el 50% al 98% de la longitud de media ala $b/2$. Así mismo, se realiza un aumento en la deflexión del alerón a 40°. El tiempo de banqueo obtenido con el cambio de parámetros es de 2.56 segundos.

La envergadura del alerón bajo los parámetros nuevos quedara:

Ecuación 118. Envergadura del alerón.

$$b_A = (y_{0_A} - y_{i_A})$$

Fuente. Autor del proyecto.

$$b_A = (18.94 - 9.66) \rightarrow b_A = 9.27 \text{ ft}$$

Ecuación 119. Cuerda del alerón.

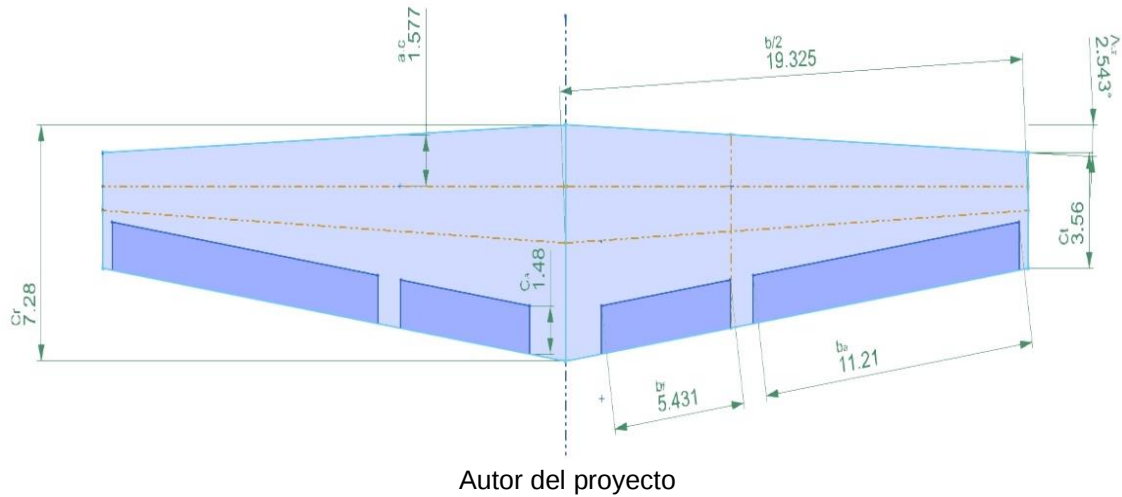
$$C_A = 0.25 * C_w$$

Fuente. Autor del proyecto.

¹⁰⁷ **Ibid.**, p. 663

$$C_A = 0.25 * 5.49 \rightarrow 1.48 \text{ ft}$$

Figura 27. Dimensionamiento del alerón



8.3 DISEÑO ELEVADOR

La función primaria del elevador, es el control longitudinal, efectuado por la deflexión de este que genera una variación en la capacidad de sustentación del estabilizador horizontal, produciendo un pitch o cabeceo sobre el eje transversal de la aeronave (eje y). La fase crítica de empleo o utilización de esta superficie de control, es durante el despegue y aterrizaje, así como en maniobras de ascenso y descenso.

El requerimiento antes establecido en el cálculo del tren de aterrizaje es de una aceleración angular, $\ddot{\theta}$, es de 15°/s. Otras características estimadas para el dimensionamiento del elevador son una máxima deflexión de -20° y una relación de envergadura de 0,8 respecto al estabilizador horizontal. El coeficiente de sustentación en el estabilizador horizontal C_{LH} durante la fase de despegue es el mismo calculado en el diseño del tren de aterrizaje.

La deflexión del aire sobre el estabilizador horizontal por la corriente resultante del ala, o *downwash* ε :

Ecuación 120. *Downwash.*

$$\varepsilon = \varepsilon_0 + \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \alpha_w$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach.* Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.310.

Donde:

ε_0 = Efecto *downwash* en ángulo de ataque cero

$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}$ = Pendiente de efecto de *downwash*

α_w = Angulo de ataque del ala

El valor del *downwash* a cero ángulo de ataque y la pendiente de efecto downwash son:

Ecuación 121. *Downwash* a cero ángulo de ataque.

$$\varepsilon_0 = \frac{2C_{LW}}{\pi AR} = \frac{2C_{LTO}}{\pi AR}$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.310.

Ecuación 122. Pendiente de variación del *Downwash*.

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} = \frac{2C_{L\alpha w}}{\pi AR}$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.310.

Se tiene que:

$$\varepsilon_0 = \frac{2 * 1.023}{\pi * 6.5} = 0.1 \text{ rad} = 5.74 \text{ deg}$$

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} = \frac{2 * 4.75}{\pi * 6.5} = 0.465 \text{ deg/deg}$$

El ángulo del ala α_w es igual al ángulo de incidencia señalado en la tabla 18 equivalente a 3.15°. Se obtiene que el valor del downwash de la aeronave de la ecuación 93 es:

$$\varepsilon = 5.74 + (0.465 * 3.15)$$

$$\varepsilon = 7.209 \text{ deg}$$

El ángulo de ataque del estabilizador horizontal en la fase de despegue es:

Ecuación 123. Ángulo de ataque del estabilizador horizontal.

$$\alpha_h = \alpha + i_h - \varepsilon$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.310.

Donde α es el ángulo de ataque de la aeronave y i_h es el ángulo de incidencia del estabilizador horizontal que se considerará como -1.5° .

$$\alpha_h = 0 + 1.5 - 7.209 = -8.709 \text{ deg}$$

El ángulo de efectividad del elevador a su máxima deflexión es¹⁰⁸:

Ecuación 124. Angulo de Efectividad del elevador.

$$\tau_e = \frac{\alpha_h + \left(\frac{C_{L_h}}{C_{L_{\alpha h}}} \right)}{\delta_{E_{max}}}$$

Fuente.

$$\tau_e = \frac{-8.709 + \left(\frac{-0.071}{4.25} \right)}{-20} = 0.463 \text{ deg}$$

Del grafico 19, se obtiene que la efectividad del elevador, tendrá una relación de cuerda con el estabilizador horizontal C_E/C_h de 0.245 o que la longitud de cuerda del elevador es del 24.5% de la cuerda del estabilizador.

El cambio en el ángulo de ataque de la aeronave es cuando el elevador es deflectado a su máxima amplitud es:

Ecuación 125. Angulo de ataque de la aeronave con la deflexión del elevador.

$$\Delta\alpha_{0E} \approx -1.15 \frac{C_E}{C_h} \delta_E$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.683.

$$\Delta\alpha_{0E} \approx -1.15 * 0.245 * (-20) = 5.63 \text{ deg}$$

Los valores derivativos de efectividad del elevador que permiten medir la acción del elevador son calculados en función de los corrimientos hacia atrás y hacia adelante del c.g., para ello se debe obtener el valor de V_H para los dos corrimientos de la ecuación 38:

Ecuación 126. Coeficiente Volumétrico del Estabilizador Horizontal.

$$V_H = \frac{l}{C} \frac{S_h}{S}$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p. 299.

¹⁰⁸ **Ibid.**, p. 679

$$V_{H_{cg\ fwd}} = 0.615 \quad V_{H_{cg\ aft}} = 0.674$$

- La tasa de cambio del coeficiente de cabeceo de la aeronave respecto a la deflexión del elevador, $C_{m_{\delta E}}$ ¹⁰⁹:

Ecuación 127. Coeficiente de cambio de cabeceo de la aeronave debido al elevador.

$$C_{m_{\delta E}} = -C_{L\alpha_h} \eta_h \bar{V}_H \frac{b_E}{b_h} \tau_e$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.673.

$$C_{m_{\delta E}} = -(4.25) * 0.9 * \bar{V}_H * 0.8 * 0.463$$

$$C_{m_{\delta E_{cg\ fwd}}} = -0.874 \frac{1}{rad} \quad C_{m_{\delta E_{aft}}} = -0.958 \frac{1}{rad}$$

- La tasa de cambio del sustentación de la aeronave respecto a la deflexión del elevador¹¹⁰:

Ecuación 128. Coeficiente de cambio de sustentación de la aeronave debido al elevador.

$$C_{L_{\delta E}} = C_{L\alpha_h} \eta_h \frac{S_h b_E}{S b_h} \tau_e$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.673.

$$C_{L_{\delta E}} = 4.25 * 0.9 * 0.281 * 0.8 * 0.463$$

$$C_{L_{\delta E}} = 0.400 \frac{1}{rad}$$

- La tasa de cambio del sustentación del estabilizador horizontal respecto a la

Ecuación 129. Coeficiente de cambio de sustentación del estabilizador horizontal debido al elevador.

$$C_{Lh_{\delta E}} = C_{L\alpha_h} \tau_e$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.674.

deflexión del elevador:

$$C_{Lh_{\delta E}} = 4.25 * 0.463$$

$$C_{Lh_{\delta E}} = 1.974 \frac{1}{rad}$$

¹⁰⁹ **Ibid.**, p. 673

¹¹⁰ **Ibid.**, p. 673

Para las diversas condiciones de la aeronave en vuelo, es necesario mantener un equilibrio longitudinal de la aeronave, para ello se tiene que el valor de la deflexión es¹¹¹:

Ecuación 130. Deflexión del elevador.

$$\delta_E = \frac{C_{L_0} \left(\frac{T_{ZT}}{\bar{q}SC} + C_{m_0} \right) + C_{m_\alpha} (C_{L_C} - C_{L_0})}{C_{L_\alpha} C_{m_{\delta E}} - C_{m_\alpha} C_{L_{\delta E}}}$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.682.

Donde C_{L_0} es el coeficiente de sustentación a 0° y C_{m_α} el momento para la estabilidad longitudinal estática de la aeronave hallando su valor por¹¹²:

Ecuación 131. Coeficiente de momento para estabilidad longitudinal estática.

$$C_{m_\alpha} = C_{L_{\alpha_{wf}}} (h - h_0) - C_{L_{\alpha_h}} \eta_h \bar{V}_H \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right)$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.316.

$$C_{m_\alpha} = 4.75(0.21 - 0.265) - 4.25 * 0.9 * \bar{V}_H (1 - 0.465)$$

$$C_{m_{\alpha_{fwd}}} = -1.37 \frac{1}{rad} \qquad C_{m_{\alpha_{aft}}} = -1.50 \frac{1}{rad}$$

Con los anteriores valores, se realiza el cálculo de requerimiento de deflexión del elevador respecto a los dos corrimientos del centro de gravedad.

$$\delta_E = \frac{0.26 * (0 - 0.059) + C_{m_\alpha} (0.42 - 0.26)}{4.75 * C_{m_{\delta E}} - 0.40 C_{m_\alpha}}$$

$$\delta_{E_{fwd}} = 0.0663 rad = 3.80 deg \qquad \delta_{E_{aft}} = 0.0654 rad = 3.748 deg$$

Para hallar el valor de deflexión hacia arriba ($-\delta_E$) se emplea el método de graficación a través del código .m planteado por Mohammad¹¹³, dicho código se encuentra en el ANEXO 4, parágrafo B, para la simplificación del proceso.

¹¹¹ *Ibid.*, p. 682

¹¹² *Ibid.*, p. 316

¹¹³ *Ibid.*, p. 734-735

Gráfico 20. Efectividad del elevador a nivel del mar.

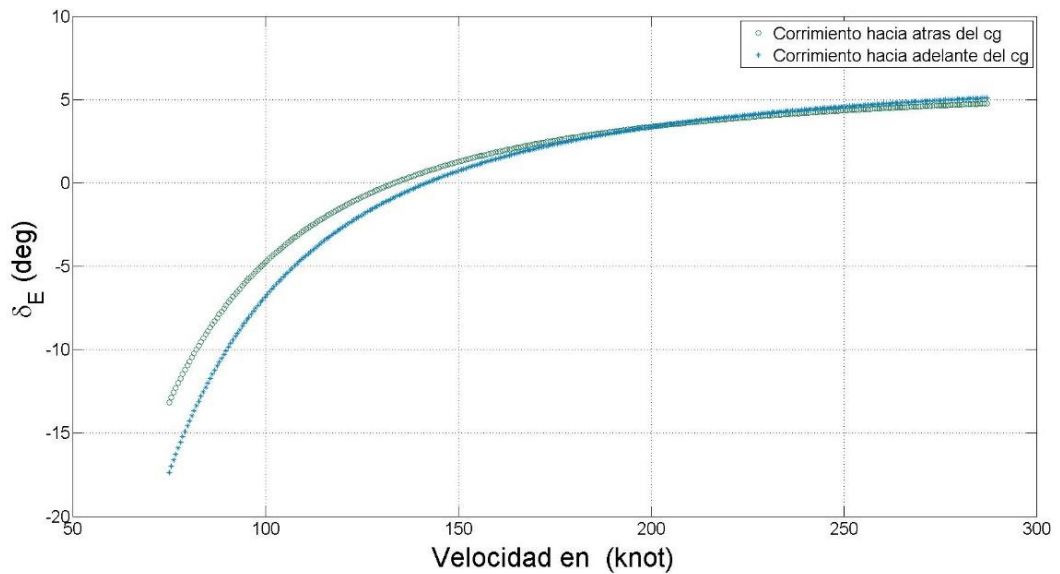
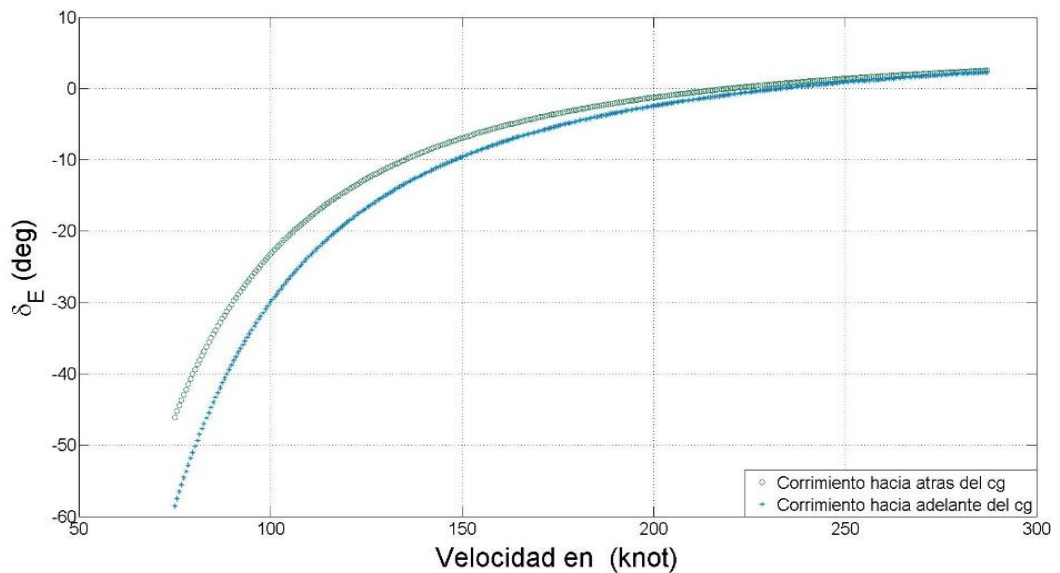


Gráfico 21. Efectividad del elevador a nivel crucero.



En los gráficos 20 y 21, se puede apreciar que la deflexión máxima ($+\delta_E$) hacia abajo es de 5.1° a nivel del mar y de 2.5° a nivel crucero, resultando como el ángulo de deflexión de diseño, el que se observa a nivel crucero, debido a que es la deflexión necesaria en la fase más crítica de vuelo para el elevador dadas las condiciones atmosféricas y de performance de la aeronave tales como la densidad del aire, la velocidad máxima o crucero en la que se encuentre, entre otros factores.

8.3.1 Verificación de parámetros del elevador

La deflexión es necesario verificarla para evitar que el elevador haga entrar en pérdida al estabilizador horizontal durante el despegue.

El valor del ángulo del estabilizador horizontal al despegue es¹¹⁴:

Ecuación 132. Ángulo estabilizador horizontal.

$$\alpha_{hTo} = \alpha_{To} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right)$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.683.

Donde α_{To} es equivalente al ángulo de ataque máximo de la aeronave durante el despegue, que se tomara con un valor de 12° , 2.65° por debajo del ángulo de pérdida del promedio de los perfiles.

$$\alpha_{hTo} = 12(1 - 0.465) = 6.41 \text{ deg}$$

Tabla 28. Reducción del ángulo de pérdida por la deflexión del elevador¹¹⁵.

$(\Delta\alpha_{hE}, \text{deg})$											
$\delta_E \text{ (deg)}$	Tail-to-elevator chord ratio C_E/C_h										
	0	0.1	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7	0.8	0.9	1
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
± 5	0	0.3	0.5	1.1	1.6	2.2	2.7	3.3	3.9	4.4	5
± 10	0	0.6	1	2.1	3.2	4.4	5.5	6.6	7.7	8.9	10
± 15	0	0.9	1.5	3.2	4.9	6.5	8.2	9.9	11.6	13.3	15
± 20	0	1.2	2	4.2	6.5	8.7	11	13.2	15.5	17.7	20
± 25	0	1.6	2.5	5.3	8.1	11	13.7	16.5	19.4	22.2	25
± 30	0	1.9	3	6.4	9.7	13.1	16.5	19.9	23.2	26.6	30

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. p. 675

El ángulo de pérdida del estabilizador horizontal es entonces:

¹¹⁴ **Ibid.**, p. 683

¹¹⁵ **Ibid.**, p. 675

Ecuación 133. Ángulo de pérdida estabilizador horizontal.

$$\alpha_{h_s} = \pm(\alpha_{h_s:\delta E=0} - \Delta\alpha_{hE})$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.683.

Donde $\alpha_{h_s:\delta E=0}$ es el valor del ángulo de pérdida del estabilizador horizontal cuando el elevador no se ha deflectado y $\Delta\alpha_{hE}$ es la reducción del ángulo de pérdida del estabilizador cuando el elevador es deflectado a su valor máximo.

Con una deflexión de 20° y una cuerda de 24.5% de la cuerda del estabilizador C_E/C_h , a través de interpolación lineal, se obtiene de la tabla 28 que el valor de $\Delta\alpha_{hE}$ es de 2.99 grados.

$$\alpha_{h_s} = \pm(14 - 2.99) = 11.01 \text{ deg}$$

$$\alpha_{h_s} > \alpha_{h_{TO}}$$

Como el valor del ángulo de pérdida del estabilizador es superior al ángulo de pérdida en la fase de despegue, el estabilizador no entrará en pérdida por efecto de la deflexión del elevador.

El elevador tendrá entonces las siguientes dimensiones:

$$\frac{b_E}{b_h} = 0.8$$

$$b_E = 0.8b_h = 13.39 \text{ ft}$$

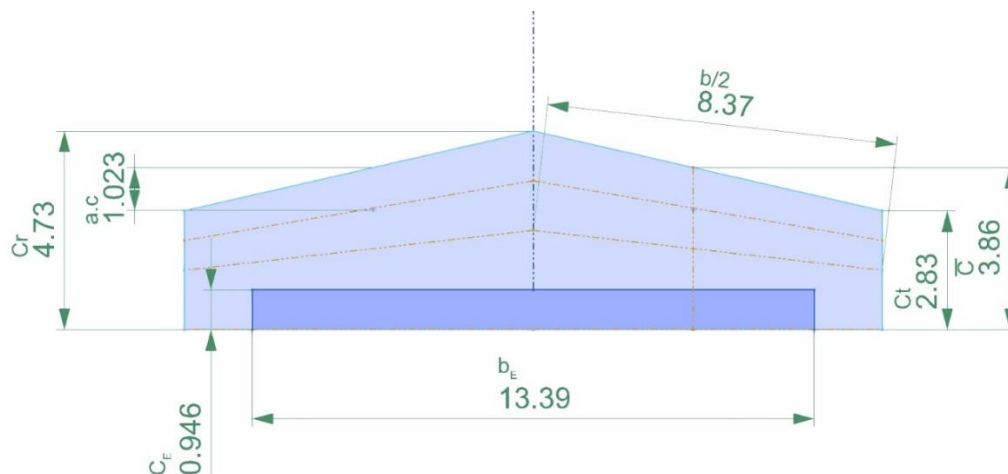
$$\frac{C_E}{C_h} = 0.245$$

$$C_E = 0.245C_h = 0.947 \text{ ft}$$

$$S_E = b_E C_E$$

$$S_E = 13.39 * 0.947 = 12.68 \text{ ft}^2$$

Figura 28. Dimensionamiento del elevador.



Autor del proyecto

8.4 DISEÑO DEL TIMÓN DE DIRECCIÓN.

Las condiciones críticas para el diseño del timón de dirección se presentan durante la recuperación de barrena, la maniobrabilidad direccional y aterrizaje con viento cruzado, para el tipo de aeronave de diseño¹¹⁶.

8.4.1 Aterrizaje con viento cruzado.

Basado en la sección 3.3.7 del MIL-F 8785C, se requiere que la aeronave sea capaz de aterrizar con vientos cruzados con una velocidad de 30 knots o 56 km/h, con un ángulo de 90 grados perpendiculares a la línea central de la pista. El ángulo de deflexión máximo seleccionado será de ± 30 grados¹¹⁷.

Para el análisis se debe considerar la situación más crítica de operación que sería a una altitud de nivel del mar y una condición direccional también crítica, la cual es en este caso la posición del cg en el corrimiento hacia atrás.

El valor de la velocidad resultante de aproximación para la condición de viento cruzado planteado:

¹¹⁶ *Ibid.*, p. 709

¹¹⁷ *Ibid.*, p. 637

Ecuación 134. Resultante de velocidad en aproximación.

$$V_T = \sqrt{U_1^2 + V_W^2}$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.695.

Donde U_1 es la velocidad de aproximación de la aeronave y V_W es la velocidad del viento. La velocidad de aproximación es de $1.2 V_S$ o $V=90$ knots

$$V_T = \sqrt{(90)^2 + (30)^2}$$

$$V_T = 94.86 \text{ knots}$$

Del triángulo resultante de los vectores de velocidad, se obtiene el Angulo de derrape lateral o *sideslip*.

El ángulo entonces tendrá un valor de:

Ecuación 135. Ángulo de *sideslip*.

$$\beta = \tan^{-1} \left(\frac{V_W}{U_1} \right)$$

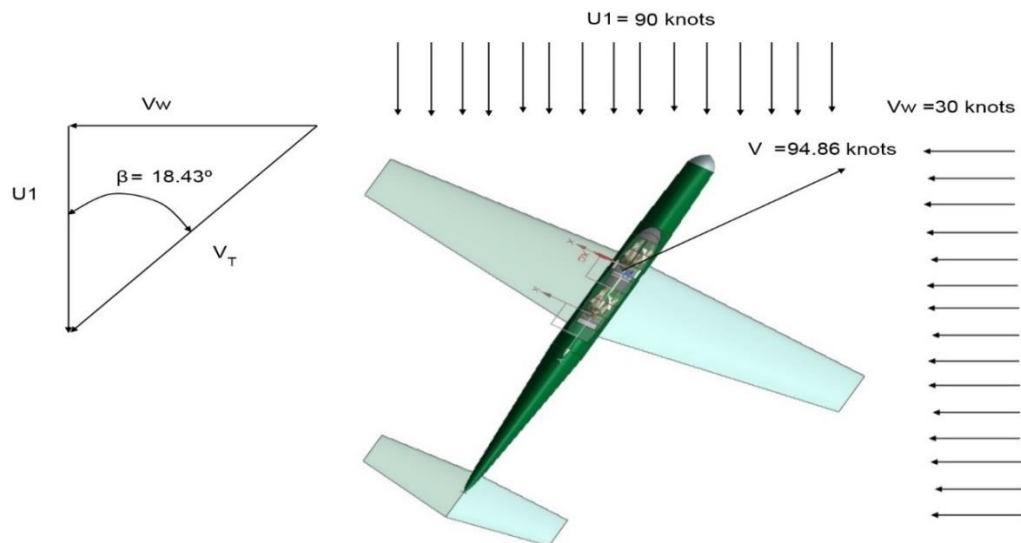
Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.694.

$$\beta = \tan^{-1} \left(\frac{30}{90} \right)$$

$$\beta = 18.43 \text{ deg}$$

Los valores calculados se pueden comprender mejor en la figura 29.

Figura 29. Resultante de velocidad



Es necesario obtener el valor del área proyectada de la aeronave para encontrar la ubicación del centro de área proyectada con respecto al centro de gravedad corrido hacia atrás, así como determinar la fuerza aplicada en la aeronave a causa del viento cruzado.

El área proyectada de la aeronave es obtenida mediante medición de área proyectada sobre un plano a través del software CAD Siemens Unigraphics PLM NX 7.5.

Ecuación 136. Superficie lateral proyectada.

$$S_S = S_F + S_V$$

Fuente. Autor del proyecto.

Donde:

S_F = Longitud del fuselaje.

S_V = Área del estabilizador vertical.

El área proyectada es:

$$S_S = 126.8 + 45.66$$

$$S_S = 172.5 \text{ ft}^2$$

El centroide quedara ubicado en:

Ecuación 137. Ubicación del centroide de área proyectada.

$$x_{ca} = \frac{S_F x_f + S_V x_v}{S_F + S_V}$$

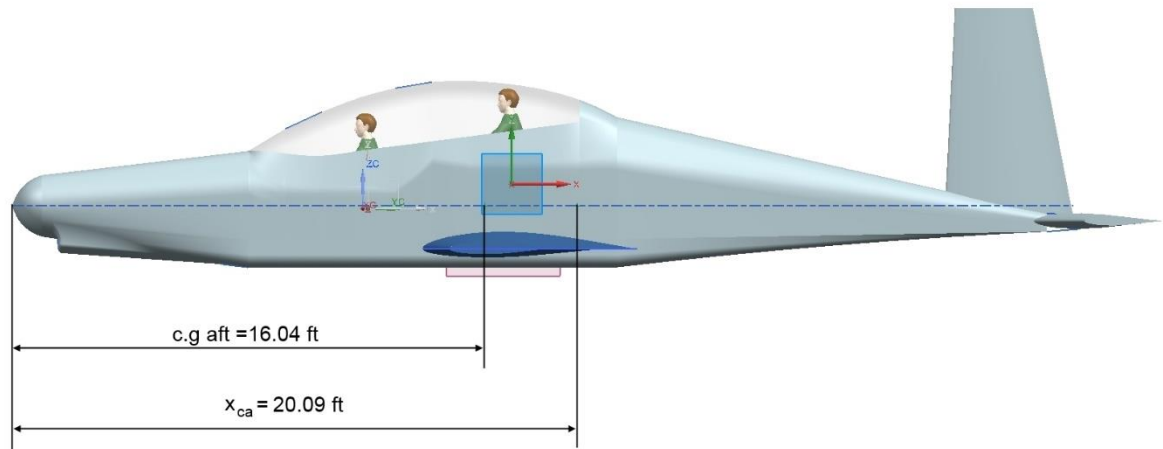
Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.740.

Donde x_f es la ubicación del centro del fuselaje y x_v es la ubicación del centro del estabilizador respecto a la del fuselaje.

$$x_{ca} = \frac{126.8 * 14.66 + 45.66 * \left(29.32 - \frac{4.77}{2}\right)}{126.8 + 45.66}$$

$$x_{ca} = 17.91 \text{ ft}$$

Figura 30. Ubicación de Centro de área proyectada.



La fuerza producida por el viento cruzado es determinada por:

Ecuación 138. Fuerza de viento cruzado.

$$F_w = \frac{1}{2} \rho V_w^2 S_s C_{D_y}$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.696.

Donde:

ρ = Densidad a altura deseada
 V_w = Velocidad del viento
 S_s = Área proyectada de la aeronave
 C_{D_y} = Coeficiente de drag lateral

El valor de la fuerza es:

$$F_w = \frac{1}{2} 0.002377 * (50.63)^2 * 172.46 * 0.5$$

$$F_w = 262.75 \text{ lb}$$

Para determinar el valor si el valor de deflexión máximo seleccionado para el timón de dirección es el adecuado, es necesario conocer el valor de deflexión requerido para la condición de viento cruzado.

Se necesita obtener los valores de las funciones de momento derivadas, que permitirán conocer el cumplimiento o no del requerimiento en la condición de vuelo actual. Las funciones derivadas se encuentran por¹¹⁸:

Ecuación 139. Coeficiente de momento de guiñada debido al ángulo de *sideslip*.

$$C_{n\beta} = K_{f1} C_{L\alpha V} \left(1 - \frac{\partial \sigma}{\partial \beta}\right) \eta_V \frac{l_{vt} S_V}{b S}$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.697.

Ecuación 140. Coeficiente del momento de guiñada derivado debido al ángulo de *sideslip*.

$$C_{y\beta} = -K_{f2} C_{L\alpha V} \left(1 - \frac{\partial \sigma}{\partial \beta}\right) \eta_V \frac{S_V}{S}$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.697.

Donde:

K_{f1} = Contribución del fuselaje a la derivada de estabilidad estática $C_{n\beta}$

= 0.65 - 0.85

K_{f2} = Contribución del fuselaje a la derivada de estabilidad estática C_{ny}

= 1.3 - 1.4

$C_{L\alpha V}$ = Pendiente de sustentación del estabilizador

$\frac{\partial \sigma}{\partial \beta}$ = Gradiente de derrape lateral del estabilizador

η_V = Tasa de presión dinámica

= 0.88 - 1

l_v = Distancia entre el centro aerodinámico del estabilizador y el centro de gravedad

S_V = Superficie del estabilizador

b = Envergadura del ala

S = Superficie del ala

$$C_{n\beta} = 0.75 * 3.085 * (1 - 0) * 0.94 * \frac{13.25 * 45.66}{38.65 * 230}$$

$$C_{n\beta} = 0.151 \frac{1}{rad}$$

$$C_{y\beta} = -0.75 * 3.085 * (1 - 0) * 0.94 * \frac{45.66}{230}$$

$$C_{y\beta} = -0.794 \frac{1}{rad}$$

¹¹⁸ **Ibid.**, p. 697

Tentativamente se selecciona un valor para la relación de envergadura del timón de dirección y el estabilizador vertical b_R/b_V de 1 y la relación de cuerda C_R/C_V será de 0.26 de la cuerda media del estabilizador.

Del grafico 19 se obtiene que la efectividad del ángulo de ataque del timón de dirección es $\tau_R = 0.48$.

La potencia del control de guiñada derivado del timón es^{119 120}:

Ecuación 141. Coeficiente del momento de guiñada debido a la deflexión del *rudder*.

$$C_{n\delta R} = -C_{L\alpha V} \bar{V}_V \eta_V \tau_R \frac{b_R}{b_V}$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.688.

Ecuación 142. Coeficiente del momento de guiñada derivado, debido a la deflexión del *rudder*.

$$C_{Y\delta R} = C_{L\alpha V} \eta_V \tau_R \frac{b_r S_V}{b_V S}$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.697.

Donde V_v es el coeficiente volumétrico del estabilizador vertical

$$C_{n\delta R} = -3.085 * 0.06 * 0.96 * 0.48 * 1$$

$$C_{n\delta R} = -0.08530 \frac{1}{rad}$$

$$C_{Y\delta R} = 3.085 * 0.96 * 1 * \frac{45.66}{230}$$

$$C_{Y\delta R} = 0.282 \frac{1}{rad}$$

Finalmente para obtener la deflexión requerida del timón se resuelven las siguientes expresiones¹²¹:

Ecuación 143. Fuerza aerodinámica lateral.

$$\frac{1}{2} \rho V_T^2 S b \left(C_{n_0} + C_{n_\beta} (\beta - \sigma) + C_{n\delta R} \delta_R \right) + F_w d_c \cos \sigma = 0$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.697.

¹¹⁹ *Ibid.*, p. 688

¹²⁰ *Ibid.*, p. 697

¹²¹ *Ibid.*, p. 697

Ecuación 144. Momento de guiñada.

$$\frac{1}{2}\rho V_W^2 S_S C_{D_y} - \frac{1}{2}\rho V_T^2 S \left(C_{y_0} + C_{y_\beta}(\beta - \sigma) + C_{y_{\delta_R}}\delta_R \right) = 0$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.697.

Donde d_c es la distancia entre el centro geométrico y el centro de gravedad

Ecuación 145. Distancia entre el centro geométrico y el c.g.

$$d_c = X_{ca} - X_{cg \text{ aft}}$$

Fuente. Autor del proyecto.

$$d_c = 17.91 - 16.16$$

$$d_c = 1.75 \text{ ft}$$

De las anteriores ecuaciones se procede a realizar la solución simultánea de las ecuaciones 141 y 142 para hallar los dos valores desconocidos, dando como resultado:

$$\delta_R = 0.4491 \text{ rad} = 25.73 \text{ deg}$$

$$\sigma = 0.4326 \text{ rad} = 24.78 \text{ deg}$$

De los valores obtenidos se tiene que el valor del ángulo de deflexión requerido es menor que el ángulo disponible, por lo que la aeronave cumple con el requerimiento de diseño.

8.4.2 Recuperación en pérdida o barrena.

Durante la entrada en pérdida o barrena de la aeronave se deben cumplir que la aeronave tenga una recuperación en un lapso de 1 giro o 3 segundos¹²².

Otros valores típicos durante una entrada en barrena son¹²³:

- Angulo de ataque (α) entre 30-60 grados.
- Tasa de descenso (ROD) entre 66-330 ft/s
- Tasa de rotación (Ω) entre 20-40 rpm
- Angulo de hélice de rotación (γ) entre 3-6 grados

¹²² **Federal Aviation Administration.** *Federal Aviation Regulation. Airworthiness Standards: Normal, Utility, Acrobatic and Commuter Category Airplanes*. s.l. : US Department of Transportation, 2011. Vol. Part 23. FAR 23. Sec. 23.221.

¹²³ **Sadraey, Op., Cit.,** p. 700.

- Radio de la hélice (R) de media envergadura del ala.

De igual manera que en la sección 8.3.1, se requiere conocer si el dimensionamiento y actuación del timón de dirección es aceptable para las condiciones de vuelo analizadas acá.

El valor del ángulo de ataque de la barrena seleccionado es de 60 grados, la altitud de entrada en barrena es la misma de la fase crucero y la deflexión máxima estimada para el timón es de ± 30 grados como ya se empleó anteriormente.

Se inicia entonces transformando los momentos de inercia del cuerpo de la aeronave fija a los ejes de viento que actuaran sobre esta en la fase de perdida, esto realizándose con la aplicación matricial a continuación mostrada¹²⁴:

Ecuación 146. Matriz de transformada de momentos de inercia de la aeronave a momentos de inercia del viento.

$$\begin{bmatrix} I_{xx_w} \\ I_{zz_w} \\ I_{xz_w} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos^2 \alpha & \sin^2 \alpha & 2 \sin \alpha \\ \sin^2 \alpha & \cos^2 \alpha & \sin 2\alpha \\ \frac{1}{2} \sin 2\alpha & -\frac{1}{2} \sin 2\alpha & \cos 2\alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} I_{xx_B} \\ I_{zz_B} \\ I_{xz_B} \end{bmatrix}$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.702.

$$\begin{bmatrix} I_{xx_w} \\ I_{zz_w} \\ I_{xz_w} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos^2 40 & \sin^2 40 & 2 \sin 40 \\ \sin^2 \alpha & \cos^2 \alpha & \sin 2 * 40 \\ \frac{1}{2} \sin 2 * 40 & -\frac{1}{2} \sin 2 * 40 & \cos 2 * 40 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 4700 \\ 9800 \\ 6300 \end{bmatrix}$$

Nota: La matriz fue desarrollada haciendo uso de las funciones MINVERSA y MMULT, el software Microsoft Excel.

Obteniendo que los valores de transformación de los momentos de inercia del cuerpo de la aeronave a los momentos de inercia a los momentos por el viento son:

$$I_{xx_w} = 13980.96 \text{ slug} * ft^2$$

$$I_{zz_w} = 519.04 \text{ slug} * ft^2$$

$$I_{xz_w} = -941.63 \text{ slug} * ft^2$$

Basado en el valor del requerimiento de recuperación de barrena, se desea que la aeronave, tenga recuperación a una rotación máxima (Ω) igual a 40 rpm y un tiempo de 3 segundos, obteniéndose entonces una tasa de recuperación (R_{SR}) de 1.396 rad/s².

¹²⁴ **Ibid.**, p. 702

El valor del momento requerido a la tasa deseada es¹²⁵:

Ecuación 147. Momento de reacción contraria deseado para la deflexión del rudder.

$$N_{SR} = \left(\frac{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2}{I_{xx}} \right) \dot{R}_{SR}$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.702.

$$N_{SR} = \left[\frac{13980.96 * 519.04 - (-941.63)^2}{13980.96} \right] * 1.396$$

$$N_{SR} = 636.16 \text{ lb} * \text{ft}$$

La región de estela por influencia del estabilizador horizontal se considera del 30% del área del estabilizador vertical, obteniendo que el área efectiva S_{Ve} , de este es de 31.96 ft². Así pues, la envergadura efectiva del rudder, que es la misma que la del estabilizador vertical, es:

Ecuación 148. Envergadura efectiva del rudder.

$$b_{Ve} = \frac{S_{Ve}}{\bar{C}_V}$$

Fuente. Autor del proyecto.

$$b_{Ve} = \frac{31.96}{4.77}$$

$$b_{Ve} = 6.68 \text{ ft}$$

Se tiene para efectos de dimensionamiento, que el valor de la cuerda del timón de dirección es del 26% de la cuerda media del estabilizador vertical, teniendo entonces que:

Ecuación 149. Relación de cuerda entre el rudder y el estabilizador vertical.

$$\frac{C_R}{C_V} = 0.26$$

Fuente. Autor del proyecto.

$$C_R = 0.26 C_V$$

$$C_R = 1.24 \text{ ft}$$

¹²⁵ **Ibid.**, p. 701

El factor volumétrico efectivo es calculado con la ecuación 149, evaluado con los parámetros encontrados en esta sección.

Ecuación 150. Coeficiente Volumétrico efectivo del Rudder.

$$V_{Ve} = \frac{l_V S_{Ve}}{b S}$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.702.

$$V_{Ve} = \frac{13.25}{38.65} * \frac{31.96}{230}$$

$$V_{Ve} = 0.0477$$

La derivada del control del timón de dirección se debe desarrollar para determinar si el ángulo efectivo cumple o no con el requisito anteriormente mencionado. Para ello¹²⁶:

Ecuación 151. Coeficiente del momento de guiñada debido a la deflexión del *rudder*, modificada.

$$C_{n\delta R} = -C_{L\alpha V} \bar{V}_{Ve} \eta_V \tau_R \frac{b_{Re}}{b_V}$$

Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.702.

$$C_{n\delta R} = -3.085 * 0.0477 * 0.96 * 0.48 * 0.7$$

$$C_{n\delta R} = -0.04744 \frac{1}{rad}$$

Durante la entrada en pérdida de la aeronave o de barrena, se presenta un efecto similar al del asimétrico en las aeronaves multimotor aplicándose entonces que el ángulo efectivo del timón debe ser:

Ecuación 152. Ángulo efectivo del Rudder.

$$\delta_R = \frac{2N_{SR}}{\rho V_s^2 S b C_{n\delta R}}$$

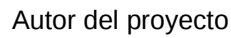
Fuente. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1. p.702.

Donde ρ es la densidad del aire a nivel crucero y V_s la velocidad de pérdida.

¹²⁶ **Ibid.**, p. 702

$$\delta_R = -0.214 \text{ rad} = -12.26 \text{ deg}$$

Figura 31. Dimensionamiento del timón.



9 APARIENCIA FINAL DE LA AERONAVE

Figura 32. Vista Frontal.

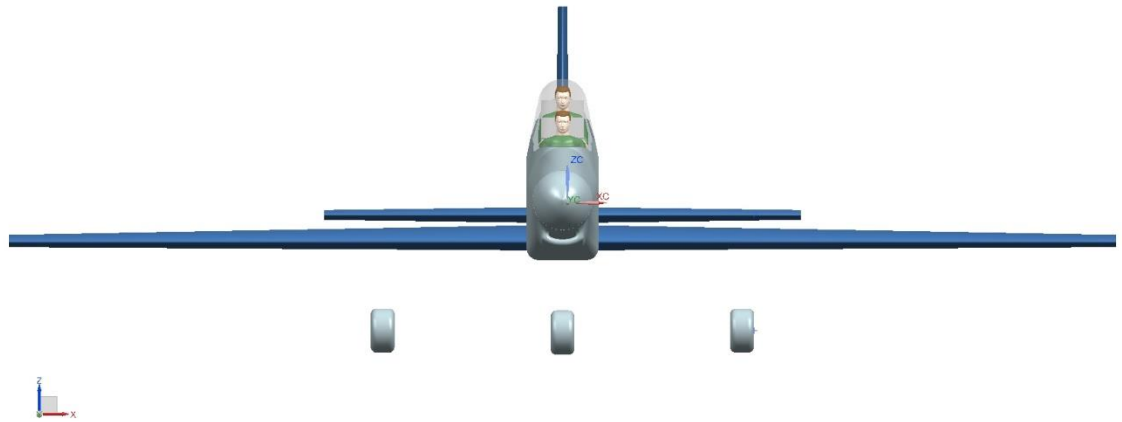


Figura 33. Vista Lateral.

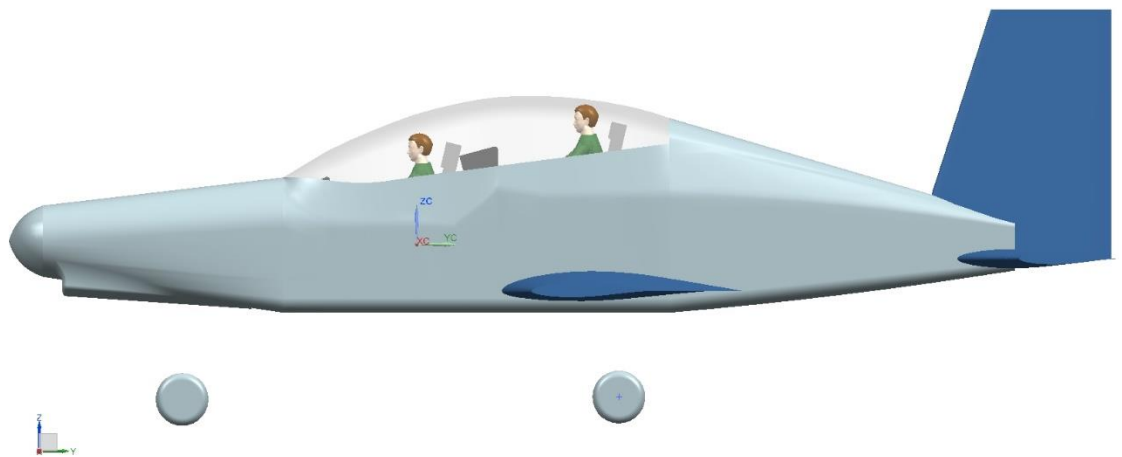


Figura 34. Vista Superior

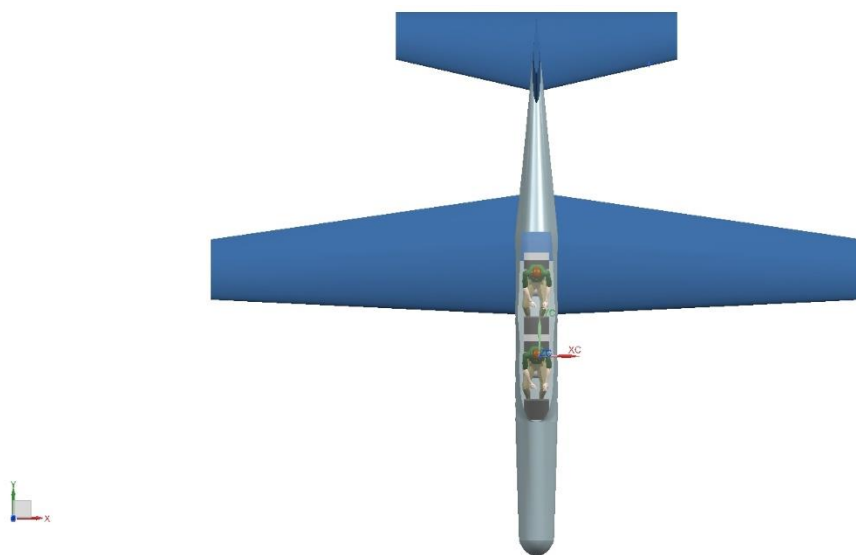
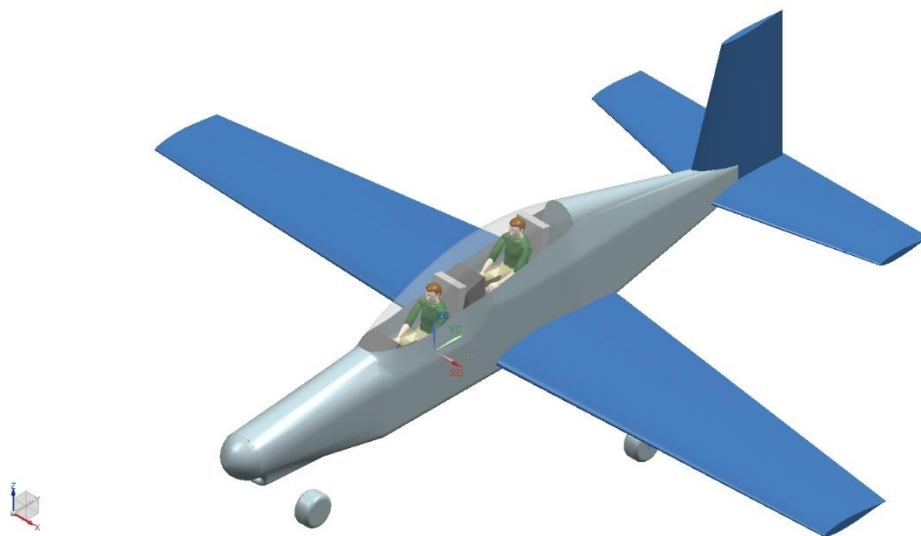


Figura 35. Vista Isométrica



10 CONCLUSIONES

- Dentro del marco de la proyecto fue necesario el planteamiento inicial del *baseline* para la determinación de características clave que permitieron obtener datos de configuración para la aeronave, lo cual se llevó a cabo con una serie de comparativos de ventajas y desventajas de los distintos arreglos, que arrojaron la caracterización externa (ubicación y tipo de planos, selección de empenaje adecuado, ubicación de planta motriz, tipo de tren de aterrizaje, etc.), proporcionando a su vez lineamientos de diseño de la cabina, disposición de equipos aviónicos y selección de silla de eyección., pero no solo permitió lo anterior sino que dio pie para que fueran realizados gráficos comparativos que enmarcaron las aeronaves seleccionadas para la definición de comportamientos de performance que sirvieron como punto de partida en la obtención del datos para el diseño del HORUS AT9, tales como la relación de aspecto de las alas, la obtención de perfiles aerodinámicos, la selección de limitantes como el factor de carga para maniobras de giro, entre otros y que son base para la estimación y obtención de resultados dentro de los RFP del diseño.
- Los requerimientos de la propuesta fueron la piedra angular de diseño de este nuevo proyecto debido a que permitieron la delimitación del mismo, sin embargo fue la normatividad empleada para el desarrollo del mismo quien estableció de forma sólida, el cómo dar cumplimiento a los requerimientos viéndose reflejado a lo largo del desarrollo de este documento y aun así mostró el rango de tolerancia admisible para que se lograra llegar a los RFP, que al haberse combinado dentro del tratamiento de la configuración inicial, dieron luz al proyecto estableciendo la cualidades necesarias para la fijación de la aeronave de diseño objetivo.
- El proceso matemático-conceptual dentro del cual están los cálculos y estimaciones realizadas, basados en el material bibliográfico y conocimientos adquiridos; parametrizaron el comportamiento de la aeronave en cuanto a aspectos fundamentales como el punto de diseño que permitió el dimensionamiento de los componentes mayores tales como el fuselaje, las superficies aerodinámicas; así como el grupo propulsor, ubicación de centro de gravedad y demás; todo bajo el lineamiento de la norma que estableció valores de cumplimiento como se mostró, en las secciones 7 y 8, en las que se observan la forma en la que la aeronave cumple o no con la norma y además con los RFP, permitiendo establecer puntos de rediseño en la aeronave, como se aprecia en la sección 7.2.3., por ejemplo, en la que se debió recalcular la disposición del tren de aterrizaje; todo esto con la finalidad de permitir el desarrollo del proyecto y su refinamiento a lo largo del mismo.

- Por último, se puede apreciar el resultado preliminar final de la aeronave, no antes sin anotar que el desarrollo del mismo solo se puede lograr con una mezcla homogénea de conocimientos en diferentes áreas del diseño de aeronaves y aunque el diseñador inicialmente puede dar una idea del aspecto, prestaciones y limitaciones de la misma, es en el diseño detallado en donde vendrán a intervenir las diferentes áreas de diseño, no solo para satisfacer los requerimientos mínimos, sino para dar los valores agregados y únicos de la aeronave lo que la volverán única, los cuales refuerzan y/o rediseñan, en caso de ser necesario, el diseño preliminar, para finalizar con todo el proceso de diseño.

11 RECOMENDACIONES

Con el propósito de dar continuidad al presente, a continuación se presentan una serie de recomendaciones para tener en consideración.

- Se sugiere la exploración sistemática del sistema de ecuaciones empleado en el documento de este proyecto para capturar y aprehender la idea matemática-conceptual del mismo que permita dar paso a la fase de diseño detallado.
- Durante el desarrollo del diseño detallado, en caso de llevarse a cabo la continuidad del proyecto, es necesario complementar el análisis de las características aerodinámicas con herramientas computacionales de fluidos o CFD, por sus siglas en inglés, o en túneles de viento, para determinar si los valores establecidos teóricamente satisfacen en su totalidad los parámetros de diseño obtenidos.
- Es de saber que se deberá realizar la evaluación de estabilidad y control estática y dinámica de forma detallada que permita la comparación y selección de las superficies de control, planta motriz y características del tren de aterrizaje, optimas en el diseño de la aeronave que permitan alcanzar los estándares mínimos requeridos por la normatividad empleada en el proyecto, para lo cual es necesario tener en cuenta los RFP plasmados en los capítulos desarrollados en el documento así como las fases de diseño para obtener el punto óptimo de diseño.
- Por último, es aconsejable generar el análisis en el que incluya de forma matemática-conceptual, la carga paga establecida en los RFP, cuando esta se encuentre en los diferentes momentos de las fases de vuelo que generara los desplazamientos de centros de gravedad de la aeronave, que complementen los análisis estático-dinámicos de la misma; lo anterior dando lugar al diseño detallado de la misma, debido a que por el alcance del proyecto no se toman en consideración.

12 BIBLIOGRAFÍA

1. **Sadraey, Mohammad H.** *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach*. Chichester, Inglaterra : Wiley, 2013. 978-1-119-95340-1.
2. **Roskam, Jan.** *Airplane Design. Part III: Layout Design of Cockpit, Fuselage, Wing and Empennage: Cutaways and Inboard Profile*. Ottawa : Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1985.
3. —. *Airplane Design. Part I: Preliminary Sizing of Airplanes*. Ottawa : Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1985.
4. **Raymer, Daniel P.** *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. [ed.] Schetz Joseph A. Cuarta. Playa del Rey : AIAA, 2006. 1-56347-829-3.
5. **Pew, Glenn.** AVweb. *World's Premiere Independent Aviation News Resource*. [En línea] 7 de Octubre de 2010. http://www.avweb.com/avwebflash/news/colombian_air_force_lancair_synergy_203405-1.html.
6. **Nicolai, Leland M. y Carichner, Grant E.** *Fundamentals of Aircraft and Airship Design. Volume I: Aircraft Design*. Michigan : AIAA Education Series, 2010. 978-1-60086-751-4.
7. —. *Fundamentals of Aircraft and Airship Design*. [ed.] Joseph A. Schetz. Reston : American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2010. Vol. I.
8. **Moore, Andrew.** The Bulletin. [En línea] 4 de Febrero de 2009. <http://www.bendbulletin.com/apps/pbcs.dll/article?AID=/20090204/BIZ0102/902040352/1041>.
9. **Mistree, Farrok, y otros.** *The Design of Aircraft Using the Decision Support Problem Technique*. Houston University. s.l. : National Aeronautics and Space Administration, 1988. NASA-CR-4134/NAS 1.26:4131.
10. *International Anthropometric Variability and Its Effects on Aircraft Cockpit Design*. **Kennedy, Kenneth W.** ADA027801-01, Ohio : Air Force Aerospace Medical Research Lab, Wright-Patterson, 1976, Vol. 4.
11. **UNIDAD ADMINISTRATIVA ESPECIAL DE AERONAUTICA CIVIL (UAEAC).** *Reglamentos Aeronáuticos de Colombia, Parte I, Disposiciones Iniciales, Definiciones y Abreviaturas*. Bogota : UAEAC, 2012.
12. **Martin Baker, Corp.** Martin Baker. *Mk16*. [En línea] http://www.martin-baker.com/_pdfs/mk16_jpats.pdf.

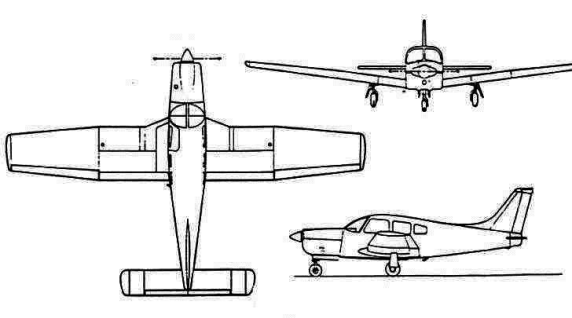
13. **Jane's Publishing Company.** *Jane's All the World's Aircraft.* [ed.] Paul Jackson. Londres, Inglaterra : Jane's Information Group, 2004-2005. 0-7106-2614-2.
14. —. *Jane's All the World's Aircraft.* [ed.] John WR Taylor. Londres, Inglaterra : Jane's Information Group, 1982-1983. 0-7106-0748-2.
15. —. *Jane's All the World's Aircraft.* [ed.] John WR Taylor. Londres, Inglaterra : Jane's Information Group, 1975-1976. 0-354-00521-9.
16. **Aero News Network.** <http://www.aero-news.net>. [En línea] 4 de Febrero de 2009. <http://www.aero-news.net/index.cfm?do=main.textpost&id=cb036b34-2fda-4ea8-b777-6c06c60b775b>.
17. **US DEPARTMENT OF DEFENSE.** *General Specification for Seat System, Upward Ejection, Aircraft. Revision B.* Washington, D.C. : US Department of Defense, 1971. MIL-S-9479B.
18. **Barco, Inc.** Barco Incorporated. *MFD-3068.* [En línea] Barco, Inc., 2012. <http://www.barco.com/en/Products-Solutions/Displays-monitors-workstations/Cockpit-displays/Flight-critical-displays/MFD-family/6-x-8-inchnbs;Multi-Function-Display.aspx>.
19. —. Barco Incorporated. *Electronic Flight Instruments System - EFIS.* [En línea] Barco, Inc., 2012. <http://www.barco.com/en/Products-Solutions/MOSArt-platform/Electronic-Flight-Instrument-Systems.aspx?tab=features>.
20. **US DEPARTMENT OF DEFENSE.** *Aircrew Station Vision Requeriments for Military Aircraft, Revision B.* Washington, D.C. : US Department of Defense, 1970. MIL-STD-850B.
21. —. *Aircrew Station Geometry for Military Aircraft. Revision B.* Washington, D.C. : US Department Of Defense, 1987. MIL-STD-1333B.
22. **Barco, Inc.** Barco Incorporated. *CDMS-3000.* [En línea] Barco, Inc., 2012. <http://www.barco.com/en/Products-Solutions/Displays-monitors-workstations/Cockpit-displays/Control-display-units/Next-generation-Control-Display-Management-System.aspx>.
23. —. Barco Incorporated. *MDU-268.* [En línea] Barco, Inc., 2012. <http://www.barco.com/en/Products-Solutions/Displays-monitors-workstations/Cockpit-displays/Mission-displays/6x8-inch-avionics-grade-Mission-Display-Unit.aspx?tab=features>.

24. **Esterline Technologies Corporation.** Esterline Avionics Systems. *Heads Up Display - HUD*. [En línea] 2013. <http://www.esterline.com/Portals/17/Documents/en-us/DigitalSparrowHawkHead-UpDisplay.pdf>.
25. **Abott, Ira H., von Doenhoff, Albert E. y Stiveers, Louis S. Jr.** *Summary of Airfoil Data*. Langley Fields : National Advisory Committee for Aeronautics, 1945. NACA-ACR-L5005; NACA-MR-L5112; NACA-WR-L-560.
26. **Roskam, Jan.** *Airplane Design. Part II: Preliminary Configuration Design and Integration of the Propulsion System*. Ottawa : Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1985.
27. —. *Airplane Design. Part V: Component Weight Estimation*. Ottawa : Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1985.
28. **Anderson, John D.** *Introduction to Flight*. Boston : Mc Graw Hill, 1999. 978-0071092821.
29. **Brandt, Steven A., y otros.** *Introduction to Aeronautics: A Design Perspective*. Reston, Virginia : American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2004. 1-56347-701-7.
30. **Pilatus Aircraft Ltd.** Pilatus Aircraft Ltd. *Pilatus PC-21 Cockpit*. [En línea] 2013. <http://www.pilatus-aircraft.com/#41>.
31. **US DEPARTMENT OF DEFENCE.** *Flying Qualities of Piloted Aircraft*. Washington, D.C. : US Department of Defence, 1980. MIL-F-8785C.
32. **US DEPARTMENT OF DEFENSE.** *Flying Qualities of Piloted Aircraft*. Washington, D.C. : US Department of Defense, 1997. MIL-HDBK-1797.
33. **Federal Aviation Administration.** Federal Aviation Regulation. *Airworthiness Standards: Normal, Utility, Acrobatic and Commuter Category Airplanes*. s.l. : US Department of Transportation, 2011. Vol. Part 23. FAR 23.
34. **RD & PE Zvezda.** *CKC-94 Emergency Escape System*. [En línea] 2007. <http://www.zvezda-npp.ru/engl/sks-94.html>.

ANEXOS

ANEXO 1 TABLAS COMPARATIVAS DE AERONAVES LÍNEA BASE

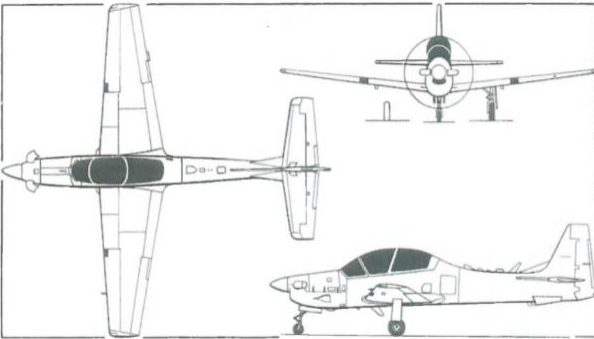
Tabla 29. Especificaciones Prototype Chincul Arrow Trainer¹²⁷

Características	Magnitudes	Vista 3D
Envergadura (m)	10,67	
A.R.	7,2	
Longitud (m)	7,25	
Altura (m)	2,23	
Envergadura Tailplane (m)	3,92	
Dia. Hélice (m)	2,03	
Área Alar (m ²)	15,79	
Área Alerones (m ²)	1,3	
Área Flaps (m ²)	1,36	
Área Aletas (m ²)	0,69	
Área Timón de dirección (m ²)	0,38	Chincul (Piper) Cherokee Arrow Trainer Modificación del Piper Arrow.¹²⁸
Área Estabilizador Horizontal (m ²)	N/A	
Área Elevador (m ²)	2,76	
Peso máximo T-O (lb)	2900	
Peso vacío (lb)	1730	
Peso carga paga (lb)	705,454	
Peso combustible (lb)	464,546	
Vel. Máxima (mph)	195	
Vel. Crucero (mph)	180	
Vel. Perdida (mph)	62	
Rango (mi)	840	
Techo servicio (ft)	13000	
Limites g	N/A	
Tasa de ascenso (ft/min)	780	
Carga alar (lb/ft ²)	17,06	
Potencia al Despegue (lb/HP)	11,15	
Distancia T-O (m)	990	
Distancia Aterrizaje (m)	744	

¹²⁷ Jane's Publishing Company. *Jane's All the World's Aircraft*. [ed.] John WR Taylor. Londres, Inglaterra : Jane's Information Group, 1982-1983. 0-7106-0748-2. p. 3

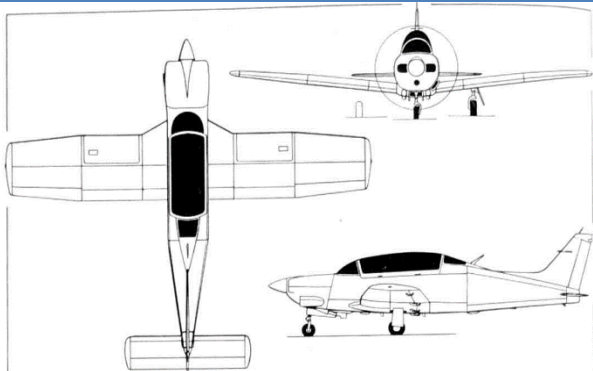
¹²⁸ Rincon del Cielo. www.doc8643.com. P28R. [En línea] [Citado el: 29 de Agosto de 2013.] <http://www.doc8643.com/aircraft/P28R>.

Tabla 30. Especificaciones EMB 314 Super Tucano¹²⁹

Características	Magnitudes	Vista 3D
Envergadura (m)	11,14	 AT-29 advanced trainer version of Embraer Super Tucano (James Goulding)
A.R.	6,4	
Longitud (m)	11,38	
Altura (m)	3,97	
Envergadura Tailplane (m)	4,66	
Dia. Hélice (m)	N/A	
Área Alar (m ²)	19,4	
Área Alerones (m ²)	1,97	
Área Flaps (m ²)	2,58	
Área Aletas (m ²)	2,29	
Área Timón de dirección (m ²)	1,38	
Área Estabilizador Horizontal (m ²)	4,77	
Área Elevador (m ²)	2	
Peso máximo T-O (lb)	7936	
Peso vacío (lb)	5335	
Peso carga paga (lb)	1415	
Peso combustible (lb)	1186	
Vel. Máxima (mph)	367	
Vel. Crucero (mph)	323	
Vel. Perdida (mph)	92	
Rango (mi)	827	
Techo servicio (ft)	35000	
Limites g	+7/-3,5	
Tasa de ascenso (ft/min)	2925	
Carga alar (lb/ft ²)	38,68	
Potencia al Despegue (lb/HP)	5,29	
Distancia T-O (m)	1805	
Distancia Aterrizaje (m)	2820	

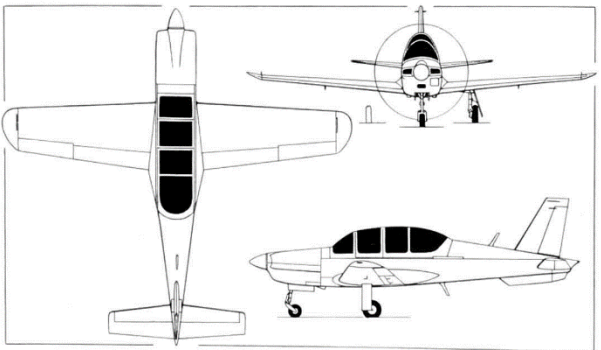
¹²⁹ Jane's Publishing Company. *Jane's All the World's Aircraft*. [ed.] Paul Jackson. Londres, Inglaterra : Jane's Information Group, 2004-2005. 0-7106-2614-2. p. 22-23

Tabla 31. Especificaciones ENAER T-35 Pillán¹³⁰

Características	Magnitudes	Vista 3D
Envergadura (m)	8,84	
A.R.	5,7	
Longitud (m)	8	
Altura (m)	2,64	
Envergadura Tailplane (m)	3,05	
Dia. Hélice (m)	1,93	
Área Alar (m ²)	13,69	
Área Alerones (m ²)	N/A	
Área Flaps (m ²)	N/A	
Área Aletas (m ²)	N/A	
Área Timón de dirección (m ²)	N/A	
Área Estabilizador Horizontal (m ²)	N/A	
Área Elevador (m ²)	N/A	
Peso máximo T-O (lb)	2950	
Peso vacío (lb)	2050	
Peso carga paga (lb)	438	
Peso combustible (lb)	462	
Vel. Máxima (mph)	193	
Vel. Crucero (mph)	166	
Vel. Perdida (mph)	78	
Rango (mi)	783	
Techo servicio (ft)	19160	
Limites g	+6/-3	
Tasa de ascenso (ft/min)	1525	
Carga alar (lb/ft ²)	20,03	
Potencia al Despegue (lb/HP)	9,83	
Distancia T-O (m)	1620	
Distancia Aterrizaje (m)	1670	

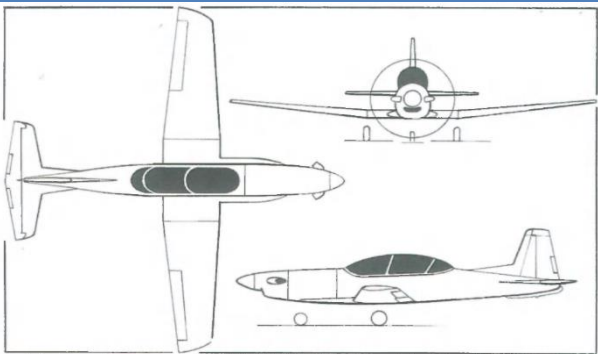
¹³⁰ **Jane's Publishing Company.** *Jane's All the World's Aircraft.* [ed.] Paul Jackson. Londres, Inglaterra : Jane's Information Group, 2004-2005. 0-7106-2614-2. p. 74-75

Tabla 32. Especificaciones Aerospatale Épsilon¹³¹

Características	Magnitudes	Vista 3D
Envergadura (m)	7,92	 Aerospatale Epsilon tandem two-seat primary/basic trainer (Pilot Presy)
A.R.	7	
Longitud (m)	7,59	
Altura (m)	2,66	
Envergadura Tailplane (m)	3,2	
Dia. Hélice (m)	1,98	
Área Alar (m ²)	9	
Área Alerones (m ²)	N/A	
Área Flaps (m ²)	N/A	
Área Aletas (m ²)	1,02	
Área Timón de dirección (m ²)	N/A	
Área Estabilizador Horizontal (m ²)	2	
Área Elevador (m ²)	N/A	
Peso máximo T-O (lb)	2755	
Peso vacío (lb)	2055	
Peso carga paga (lb)	341,1091	
Peso combustible (lb)	358,8909	
Vel. Máxima (mph)	236	
Vel. Crucero (mph)	222	
Vel. Perdida (mph)	72	
Rango (mi)	810	
Techo servicio (ft)	23000	
Limites g	N/A	
Tasa de ascenso (ft/min)	1850	
Carga alar (lb/ft ²)	28,44	
Potencia al Despegue (lb/HP)	9,18	
Distancia T-O (m)	N/A	
Distancia Aterrizaje (m)	N/A	

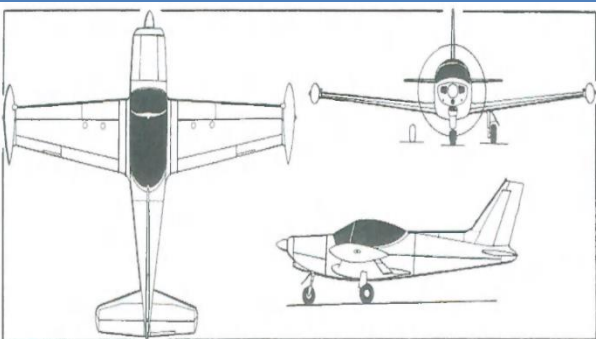
¹³¹ Jane's Publishing Company. *Jane's All the World's Aircraft*. [ed.] John WR Taylor. Londres, Inglaterra : Jane's Information Group, 1982-1983. 0-7106-0748-2. p.50

Tabla 33. Especificaciones IAMI (HESA) HT-80 ¹³²

Características	Magnitudes	Vista 3D
Envergadura (m)	10,4	 Provisional general arrangement of the IAMI (HESA) HT-80 turboprop trainer (James Goulding) NEW0532825
A.R.	6,5	
Longitud (m)	9,78	
Altura (m)	3,3	
Envergadura Tailplane (m)	3,6	
Dia. Hélice (m)	2,36	
Área Alar (m ²)	16,6	
Área Alerones (m ²)	N/A	
Área Flaps (m ²)	N/A	
Área Aletas (m ²)	N/A	
Área Timón de dirección (m ²)	N/A	
Área Estabilizador Horizontal (m ²)	N/A	
Área Elevador (m ²)	N/A	
Peso máximo T-O (lb)	4559	
Peso vacío (lb)	2932	
Peso carga paga (lb)	816,956	
Peso combustible (lb)	810,044	
Vel. Máxima (mph)	310	
Vel. Crucero (mph)	243	
Vel. Perdida (mph)	96	
Rango (mi)	1634	
Techo servicio (ft)	25000	
Limites g	+6/-3	
Tasa de ascenso (ft/min)	2000	
Carga alar (lb/ft ²)	25,51	
Potencia al Despegue (lb/HP)	7,01	
Distancia T-O (m)	3870	
Distancia Aterrizaje (m)	2625	

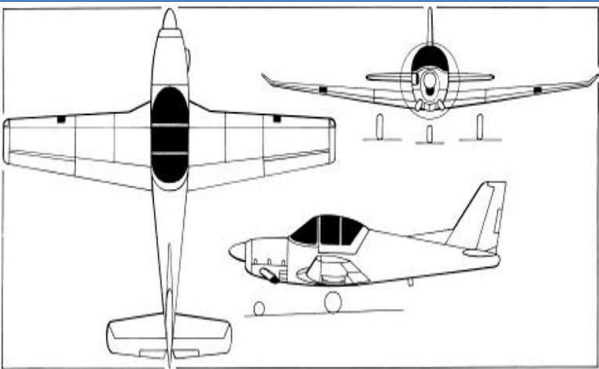
¹³² Jane's Publishing Company. *Jane's All the World's Aircraft*. [ed.] Paul Jackson. Londres, Inglaterra : Jane's Information Group, 2004-2005. 0-7106-2614-2. p. 287

Tabla 34. Especificaciones Aermacchi SF.260¹³³

Características	Magnitudes	Vista 3D
Envergadura (m)	8,22	 Aermacchi SF-260E/F basic trainer (Paul Jackson) 0011076
A.R.	6,3	
Longitud (m)	7,1	
Altura (m)	2,41	
Envergadura Tailplane (m)	N/A	
Dia. Hélice (m)	1,93	
Área Alar (m ²)	10,1	
Área Alerones (m ²)	0,76	
Área Flaps (m ²)	1,18	
Área Aletas (m ²)	0,76	
Área Timón de dirección (m ²)	0,6	
Área Estabilizador Horizontal (m ²)	1,46	
Área Elevador (m ²)	0,96	
Peso máximo T-O (lb)	2976	
Peso vacío (lb)	1717	
Peso carga paga (lb)	886,5	
Peso combustible (lb)	372,5	
Vel. Máxima (mph)	209	
Vel. Crucero (mph)	201	
Vel. Perdida (mph)	68	
Rango (mi)	1274	
Techo servicio (ft)	19000	
Limites g	+6/-3	
Tasa de ascenso (ft/min)	1800	
Carga alar (lb/ft ²)	26,36	
Potencia al Despegue (lb/HP)	11,02	
Distancia T-O (m)	905	
Distancia Aterrizaje (m)	885	

¹³³ **Jane's Publishing Company.** *Jane's All the World's Aircraft.* [ed.] Paul Jackson. Londres, Inglaterra : Jane's Information Group, 2004-2005. 0-7106-2614-2. p. 297-298

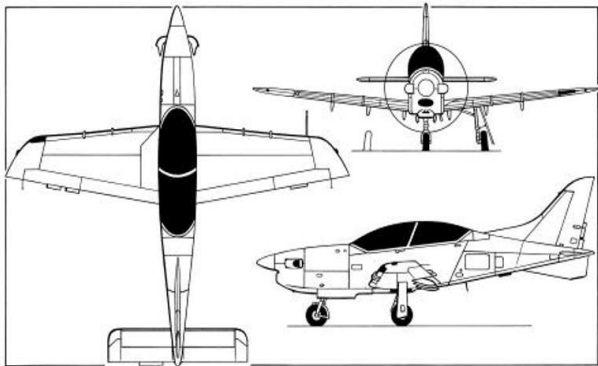
Tabla 35. Especificaciones Fuji T-7¹³⁴

Características	Magnitudes	Vista 3D
Envergadura (m)	10,04	 Fuji T-7 3 vistas¹³⁵
A.R.	6,1	
Longitud (m)	8,59	
Altura (m)	2,96	
Envergadura Tailplane (m)	3,71	
Dia. Hélice (m)	2,12	
Área Alar (m ²)	16,5	
Área Alerones (m ²)	N/A	
Área Flaps (m ²)	N/A	
Área Aletas (m ²)	1,28	
Área Timón de dirección (m ²)	0,66	
Área Estabilizador Horizontal (m ²)	2,07	
Área Elevador (m ²)	1,39	
Peso máximo T-O (lb)	3494	
Peso vacío (lb)	2475	
Peso carga paga (lb)	378,47	
Peso combustible (lb)	640,53	
Vel. Máxima (mph)	234	
Vel. Crucero (mph)	185	
Vel. Perdida (mph)	65	
Rango (mi)	645	
Techo servicio (ft)	25000	
Limites g	N/A	
Tasa de ascenso (ft/min)	1520	
Carga alar (lb/ft ²)	19,67	
Potencia al Despegue (lb/HP)	7,76	
Distancia T-O (m)	1995	
Distancia Aterrizaje (m)	1860	

¹³⁴ **Jane's Publishing Company.** *Jane's All the World's Aircraft*. [ed.] Paul Jackson. Londres, Inglaterra : Jane's Information Group, 2004-2005. 0-7106-2614-2. p. 327-328

¹³⁵ **Rincon del Cielo.** www.doc8643.com. T7. [En línea] [Citado el: Agosto 30, 2013.] <http://www.co8643.com/aircraft/T7>.

Tabla 36. Especificaciones PZL-130TC II Orlik¹³⁶

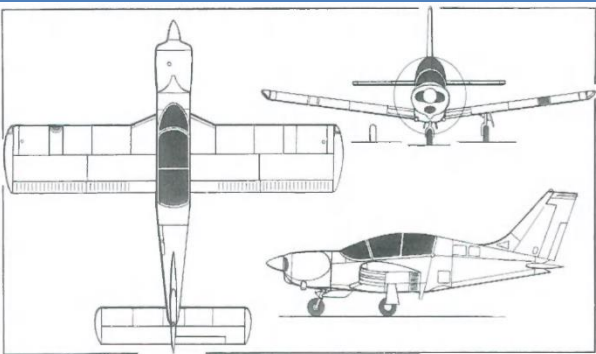
Características	Magnitudes	Vista 3D
Envergadura (m)	10	
A.R.	6,9	
Longitud (m)	9,3	
Altura (m)	3,53	
Envergadura Tailplane (m)	3,9	
Dia. Hélice (m)	N/A	
Área Alar (m ²)	14,56	
Área Alerones (m ²)	N/A	
Área Flaps (m ²)	N/A	
Área Aletas (m ²)	N/A	
Área Timón de dirección (m ²)	N/A	
Área Estabilizador Horizontal (m ²)	N/A	
Área Elevador (m ²)	N/A	
Peso máximo T-O (lb)	6503,63	
Peso vacío (lb)	4078,55	
Peso carga paga (lb)	1467,52	
Peso combustible (lb)	957,56	
Vel. Máxima (mph)	341,75	
Vel. Crucero (mph)	283,345	
Vel. Perdida (mph)	74,56	
Rango (mi)	1367,01	
Techo servicio (ft)	32152	
Limites g	+7/-3	
Tasa de ascenso (ft/min)	2913,39	
Carga alar (lb/ft ²)	41,50	
Potencia al Despegue (lb/HP)	8,67	
Distancia T-O (m)	1476,38	
Distancia Aterrizaje (m)	2624,67	

PZL-130 Orlik 3 vistas¹³⁷

¹³⁶ **Wikipedia.** Wikipedia. *PZL-130 Orlik*. [Online] Fundacion Wikipedia, Inc., Junio 12, 2013. [Cited: Agosto 30, 2013.] http://en.wikipedia.org/wiki/PZL-130_Orlik.

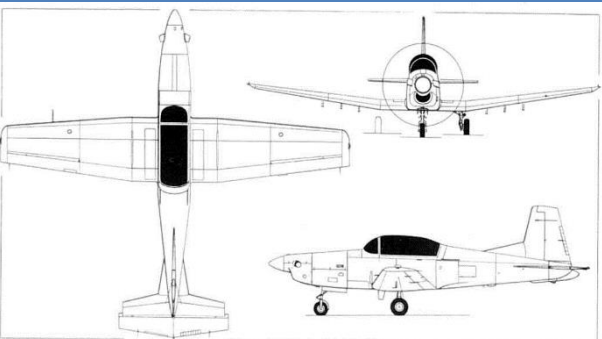
¹³⁷ **Rincon del Cielo.** *www.doc8643.com. PZ3T*. [En línea] [Citado el: Agosto 30, 2013.] <http://www.doc8643.com/aircraft/PZ3T>.

Tabla 37. Especificaciones PZL M26 ISKIERKA¹³⁸

Características	Magnitudes	Vista 3D
Envergadura (m)	8,6	 PZL M26 Iskierka tandem two-seat primary trainer (<i>James Goulding</i>) 0011932
A.R.	5,3	
Longitud (m)	8,295	
Altura (m)	2,96	
Envergadura Tailplane (m)	3,8	
Dia. Hélice (m)	1,9	
Área Alar (m²)	14	
Área Alerones (m²)	1,17	
Área Flaps (m²)	1,06	
Área Aletas (m²)	1,96	
Área Timón de dirección (m²)	0,89	
Área Estabilizador Horizontal (m²)	3,3	
Área Elevador (m²)	1,15	
Peso máximo T-O (lb)	3086	
Peso vacío (lb)	2292	
Peso carga paga (lb)	772	
Peso combustible (lb)	597	
Vel. Máxima (mph)	205	
Vel. Crucero (mph)	174	
Vel. Perdida (mph)	69	
Rango (mi)	876	
Techo servicio (ft)	13123	
Limites g	+6/-3	
Tasa de ascenso (ft/min)	1181	
Carga alar (lb/ft²)	20,48	
Potencia al Despegue (lb/HP)	10,29	
Distancia T-O (m)	2055	
Distancia Aterrizaje (m)	2250	

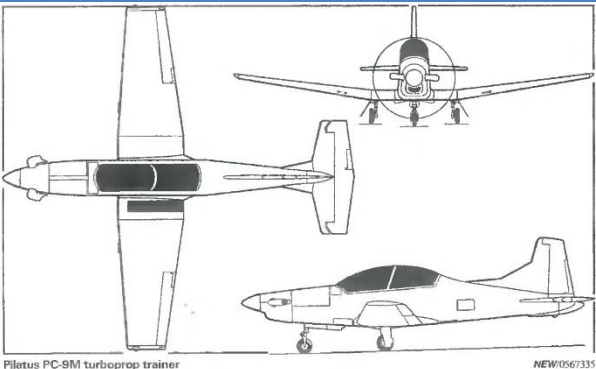
¹³⁸ **Jane's Publishing Company.** *Jane's All the World's Aircraft.* [ed.] Paul Jackson. Londres, Inglaterra : Jane's Information Group, 2004-2005. 0-7106-2614-2. p.361-362

Tabla 38. Especificaciones PC-7¹³⁹

Características	Magnitudes	Vista 3D
Envergadura (m)	10,4	 Pilatus PC-7 Turbo-Trainer (Pratt & Whitney Aircraft of Canada PT6A-25A turboprop engine) (Pilot Press)
A.R.	6,52	
Longitud (m)	9,775	
Altura (m)	3,21	
Envergadura Tailplane (m)	3,66	
Dia. Hélice (m)	2,36	
Área Alar (m ²)	16,6	
Área Alerones (m ²)	N/A	
Área Flaps (m ²)	N/A	
Área Aletas (m ²)	N/A	
Área Timón de dirección (m ²)	N/A	
Área Estabilizador Horizontal (m ²)	N/A	
Área Elevador (m ²)	N/A	
Peso máximo T-O (lb)	5952	
Peso vacío (lb)	2932	
Peso carga paga (lb)	2209,956	
Peso combustible (lb)	810,044	
Vel. Máxima (mph)	310	
Vel. Crucero (mph)	256	
Vel. Perdida (mph)	96	
Rango (mi)	1634	
Techo servicio (ft)	32000	
Limites g	+6/-3	
Tasa de ascenso (ft/min)	2000	
Carga alar (lb/ft ²)	33,31	
Potencia al Despegue (lb/HP)	10,82	
Distancia T-O (m)	3543	
Distancia Aterrizaje (m)	2625	

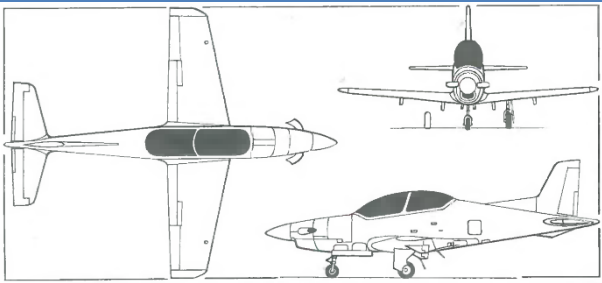
¹³⁹ Jane's Publishing Company *Jane's All the World's Aircraft*. [ed.] John WR Taylor. Londres, Inglaterra : Jane's Information Group, 1982-1983. 0-7106-0748-2. p.185-186

Tabla 39. Especificaciones PC-9M¹⁴⁰

Características	Magnitudes	Vista 3D
Envergadura (m)	10,125	 Pilatus PC-9M turboprop trainer NEW/0567335
A.R.	6,3	
Longitud (m)	10,13	
Altura (m)	3,26	
Envergadura Tailplane (m)	3,66	
Dia. Hélice (m)	2,44	
Área Alar (m ²)	16,29	
Área Alerones (m ²)	1,57	
Área Flaps (m ²)	1,77	
Área Aletas (m ²)	0,86	
Área Timón de dirección (m ²)	0,9	
Área Estabilizador Horizontal (m ²)	1,8	
Área Elevador (m ²)	1,6	
Peso máximo T-O (lb)	7055	
Peso vacío (lb)	3803	
Peso carga paga (lb)	2365,61	
Peso combustible (lb)	886,39	
Vel. Máxima (mph)	368	
Vel. Crucero (mph)	345	
Vel. Perdida (mph)	89	
Rango (mi)	955	
Techo servicio (ft)	38000	
Limites g	+7/-3,5	
Tasa de ascenso (ft/min)	4090	
Carga alar (lb/ft ²)	40,23	
Potencia al Despegue (lb/HP)	7,42	
Distancia T-O (m)	1280	
Distancia Aterrizaje (m)	2295	

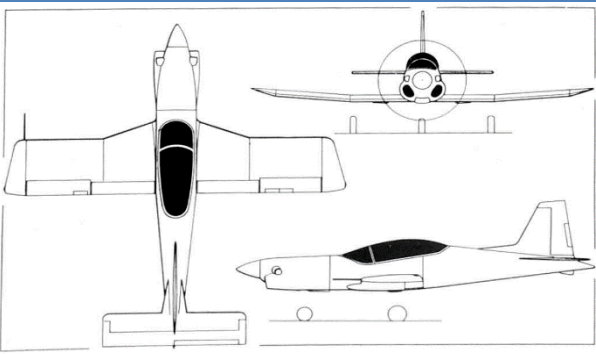
¹⁴⁰ **Jane's Publishing Company.** *Jane's All the World's Aircraft.* [ed.] Paul Jackson. Londres, Inglaterra : Jane's Information Group, 2004-2005. 0-7106-2614-2. p.486-488

Tabla 40. Especificaciones PC-21¹⁴¹

Características	Magnitudes	Vista 3D
Envergadura (m)	8,765	 Pilatus PC-21 advanced turboprop trainer (Jane's/James Goulding) 0536097
A.R.	6,3	
Longitud (m)	11,19	
Altura (m)	3,915	
Envergadura Tailplane (m)	4	
Dia. Hélice (m)	2,44	
Área Alar (m ²)	16,29	
Área Alerones (m ²)	N/A	
Área Flaps (m ²)	N/A	
Área Aletas (m ²)	N/A	
Área Timón de dirección (m ²)	N/A	
Área Estabilizador Horizontal (m ²)	N/A	
Área Elevador (m ²)	N/A	
Peso máximo T-O (lb)	9370	
Peso vacío (lb)	4960	
Peso carga paga (lb)	3523,61	
Peso combustible (lb)	886,39	
Vel. Máxima (mph)	426	
Vel. Crucero (mph)	301	
Vel. Perdida (mph)	92	
Rango (mi)	955	
Techo servicio (ft)	38000	
Limites g	+8/-4	
Tasa de ascenso (ft/min)	4000	
Carga alar (lb/ft ²)	42,70	
Potencia al Despegue (lb/HP)	5,86	
Distancia T-O (m)	2618	
Distancia Aterrizaje (m)	3383	

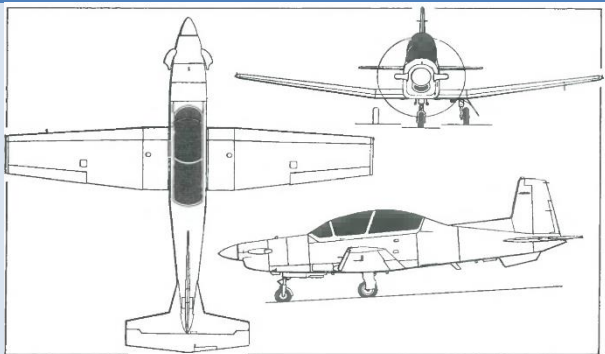
¹⁴¹ Jane's Publishing Company. *Jane's All the World's Aircraft*. [ed.] Paul Jackson. Londres, Inglaterra : Jane's Information Group, 2004-2005. 0-7106-2614-2. p.488-489

Tabla 41. Especificaciones NDN 1 FIRECRACKER¹⁴²

Características	Magnitudes	Vista 3D
Envergadura (m)	7,92	 NDN 1T Turbo Firecracker two-seat trainer (P&WC PT6A-25A turboprop engine) (Pilot Press)
A.R.	5,4	
Longitud (m)	7,7	
Altura (m)	3	
Envergadura Tailplane (m)	2,9	
Dia. Hélice (m)	1,93	
Área Alar (m ²)	11,71	
Área Alerones (m ²)	1,23	
Área Flaps (m ²)	1,23	
Área Aletas (m ²)	0,6	
Área Timón de dirección (m ²)	0,65	
Área Estabilizador Horizontal (m ²)	1,28	
Área Elevador (m ²)	1,11	
Peso máximo T-O (lb)	2840	
Peso vacío (lb)	1990	
Peso carga paga (lb)	120,184	
Peso combustible (lb)	729,816	
Vel. Máxima (mph)	213	
Vel. Crucero (mph)	201	
Vel. Perdida (mph)	65	
Rango (mi)	1285	
Techo servicio (ft)	22000	
Limites g	N/A	
Tasa de ascenso (ft/min)	1730	
Carga alar (lb/ft ²)	22,50	
Potencia al Despegue (lb/HP)	9,47	
Distancia T-O (m)	1837	
Distancia Aterrizaje (m)	1907	

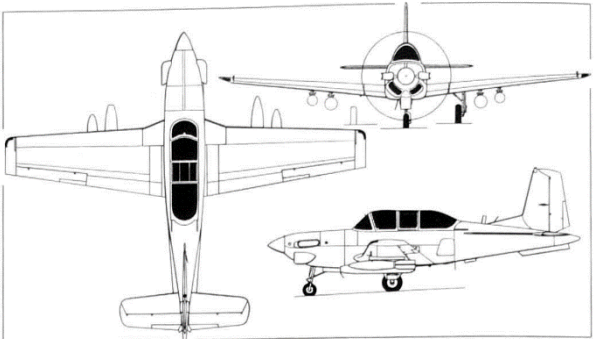
¹⁴² Jane's Publishing Company. *Jane's All the World's Aircraft*. [ed.] John WR Taylor. Londres, Inglaterra : Jane's Information Group, 1982-1983. 0-7106-0748-2. p. 263-264

Tabla 42. Especificaciones Beechcraft T-6 Texan II¹⁴³

Características	Magnitudes	Vista 3D
Envergadura (m)	10,19	 Beech T-6A Texan II primary trainer (Paul Jackson) 0051810
A.R.	6,29	
Longitud (m)	10,16	
Altura (m)	3,25	
Envergadura Tailplane (m)	3,66	
Dia. Hélice (m)	2,44	
Área Alar (m ²)	16,29	
Área Alerones (m ²)	1,57	
Área Flaps (m ²)	1,77	
Área Aletas (m ²)	0,86	
Área Timón de dirección (m ²)	0,9	
Área Estabilizador Horizontal (m ²)	1,8	
Área Elevador (m ²)	1,6	
Peso máximo T-O (lb)	6500	
Peso vacío (lb)	4709	
Peso carga paga (lb)	1195,76	
Peso combustible (lb)	595,24	
Vel. Máxima (mph)	364	
Vel. Crucero (mph)	265	
Vel. Perdida (mph)	95	
Rango (mi)	1036	
Techo servicio (ft)	31000	
Limites g	+7/-3,5	
Tasa de ascenso (ft/min)	4500	
Carga alar (lb/ft ²)	37,08	
Potencia al Despegue (lb/HP)	5,91	
Distancia T-O (m)	2145	
Distancia Aterrizaje (m)	3380	

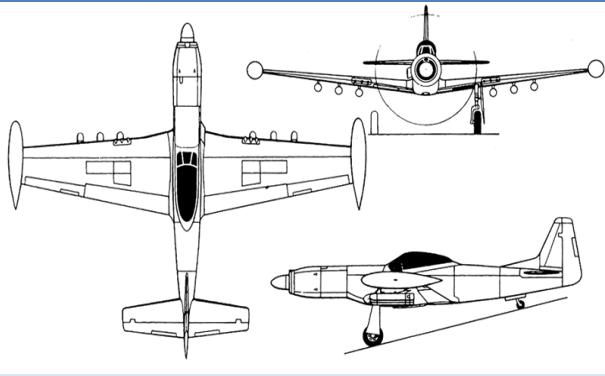
¹⁴³ Jane's Publishing Company. *Jane's All the World's Aircraft*. [ed.] Paul Jackson. Londres, Inglaterra : Jane's Information Group, 2004-2005. 0-7106-2614-2. p. 563-565

Tabla 43. Especificaciones Beechcraft T-34C¹⁴⁴

Características	Magnitudes	Vista 3D
Envergadura (m)	10,16	 Beechcraft Model T-34C-1 turboprop-powered training/light attack aircraft (Pilot Press)
A.R.	6,22	
Longitud (m)	8,75	
Altura (m)	2,92	
Envergadura Tailplane (m)	3,71	
Dia. Hélice (m)	2,29	
Área Alar (m ²)	16,69	
Área Alerones (m ²)	1,06	
Área Flaps (m ²)	1,98	
Área Aletas (m ²)	1,2	
Área Timón de dirección (m ²)	0,64	
Área Estabilizador Horizontal (m ²)	3,46	
Área Elevador (m ²)	1,26	
Peso máximo T-O (lb)	5500	
Peso vacío (lb)	2990	
Peso carga paga (lb)	1668,9	
Peso combustible (lb)	841,1	
Vel. Máxima (mph)	345	
Vel. Crucero (mph)	246	
Vel. Perdida (mph)	61	
Rango (mi)	814	
Techo servicio (ft)	30000	
Limites g	+6/-3	
Tasa de ascenso (ft/min)	1480	
Carga alar (lb/ft ²)	22,20	
Potencia al Despegue (lb/HP)	7,69	
Distancia T-O (m)	1795	
Distancia Aterrizaje (m)	1795	

¹⁴⁴ Jane's Publishing Company. *Jane's All the World's Aircraft*. [ed.] John WR Taylor. Londres, Inglaterra : Jane's Information Group, 1982-1983. 0-7106-0748-2. p. 288

Tabla 44. Especificaciones Piper PA-48 Enforcer¹⁴⁵

Características	Magnitudes	Vista 3D
Envergadura (m)	12,6	
A.R.	7,0	
Longitud (m)	10,41	
Altura (m)	2,67	
Envergadura Tailplane (m)	5,38	
Dia. Hélice (m)	3,51	
Área Alar (m ²)	22,76	
Área Alerones (m ²)	1,13	
Área Flaps (m ²)	3,34	
Área Aletas (m ²)	1,91	
Área Timón de dirección (m ²)	0,89	
Área Estabilizador Horizontal (m ²)	5,29	
Área Elevador (m ²)	1,46	
Peso máximo T-O (lb)	14000	
Peso vacío (lb)	7200	
Peso carga paga (lb)	4056,72	
Peso combustible (lb)	2743,28	
Vel. Máxima (mph)	345	
Vel. Crucero (mph)	253	
Vel. Perdida (mph)	114	
Rango (mi)	920	
Techo servicio (ft)	20000	
Limites g	N/A	
Tasa de ascenso (ft/min)	5000	
Carga alar (lb/ft ²)	57,15	
Potencia al Despegue (lb/HP)	5,70	
Distancia T-O (m)	2150	
Distancia Aterrizaje (m)	2340	

¹⁴⁵ Jane's Publishing Company. *Jane's All the World's Aircraft*. [ed.] John WR Taylor. Londres, Inglaterra : Jane's Information Group, 1982-1983. 0-7106-0748-2. p. 448

ANEXO 2

GRÁFICOS COMPARATIVOS DE AERONAVES DE LÍNEA BASE.

La tabla a continuación muestra un listado de las aeronaves de la *baseline*. Cabe notar que la numeración presentada en la tabla, corresponde a los puntos de dispersión en los gráficos desde la 22 a la 31

Listado de aeronaves de <i>baseline</i>	
Número	Aeronave
1	Prototype Chincul Arrow Trainer
2	EMB 314 Súper Tucano
3	ENAER T-35 Pillán
4	Socata TB 30 Épsilon
5	IAMI (HESA) HT-80
6	Aermacchi SF.260
7	Fuji T-7
8	PZL-130TC II Orlik
9	PZL M26 ISKIERKA
10	Pilatus PC-7
11	Pilatus PC-9M
12	Pilatus PC-21
13	NDN 1 FIRECRACKER
14	Beechcraft T-6 Texan II
15	Beechcraft T-34C
16	Piper PA-48 Enforcer

Gráfico 22. Dimensiones significativas aeronaves *baseline*

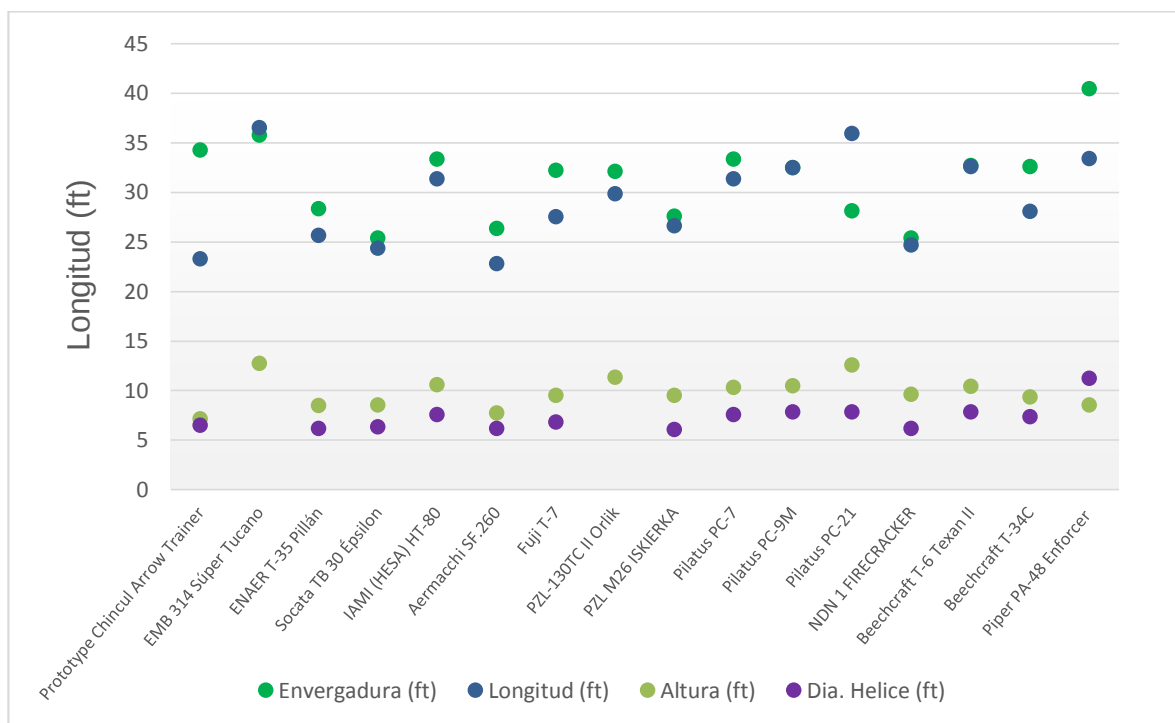


Gráfico 23. Áreas superficies de control aeronaves *baseline*.

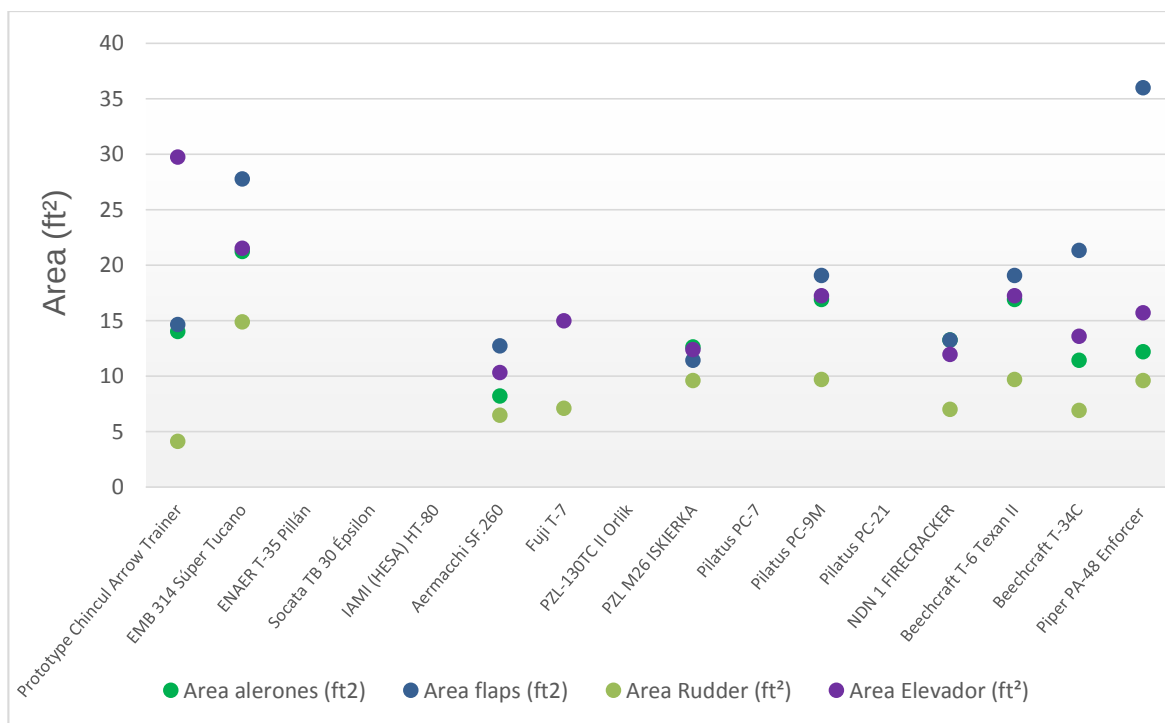


Gráfico 24. Pesos significativos aeronaves *baseline*

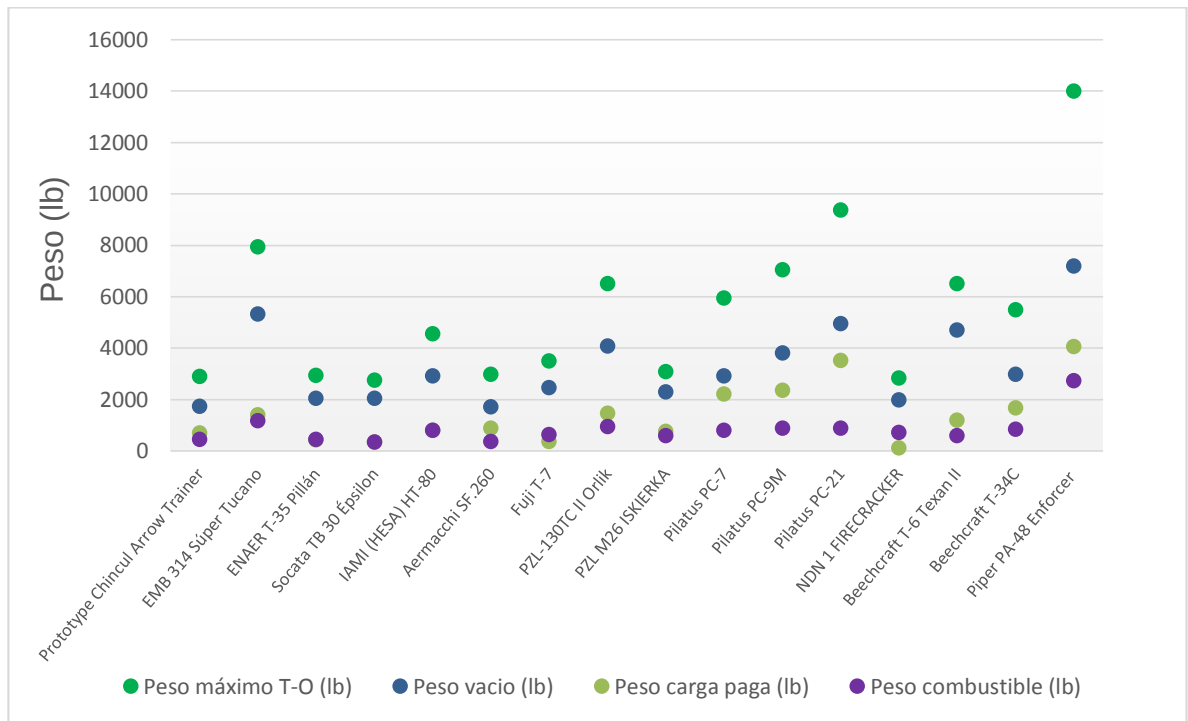


Gráfico 25. Velocidades significativas aeronaves *baseline*

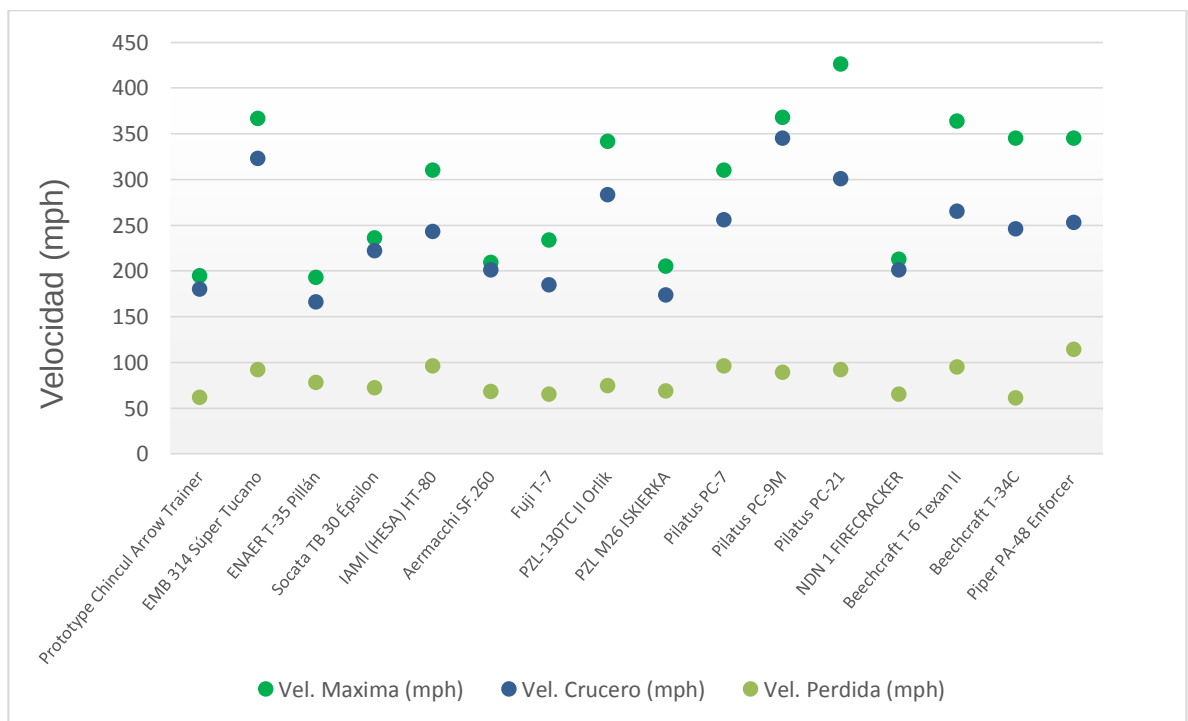


Gráfico 26. Regresión de área alar al A.R.

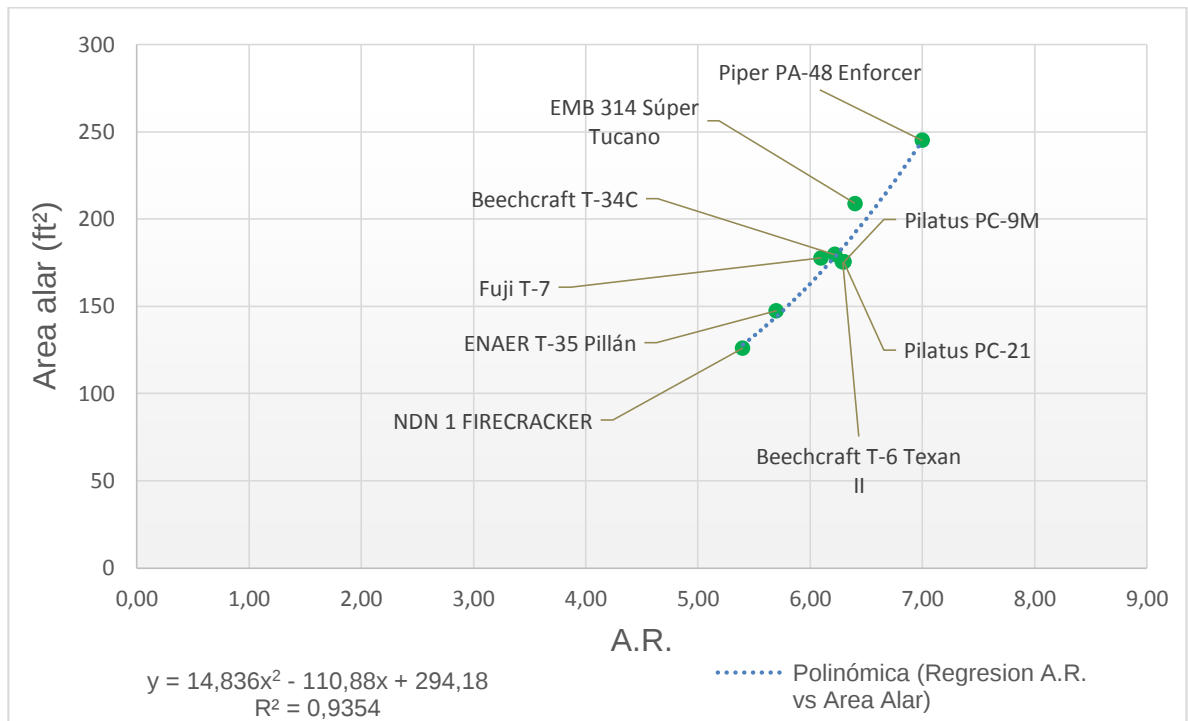


Gráfico 27. Regresión Lineal de Rango - W_F

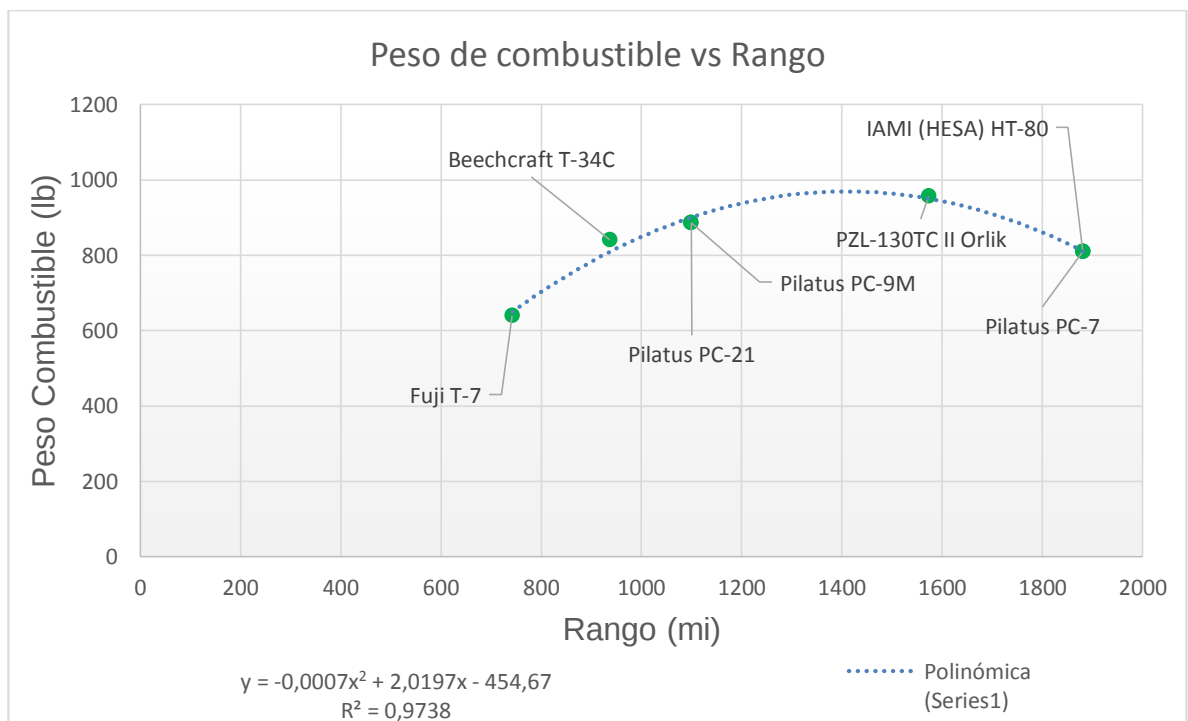


Gráfico 28. Regresión Lineal W_F - W_P

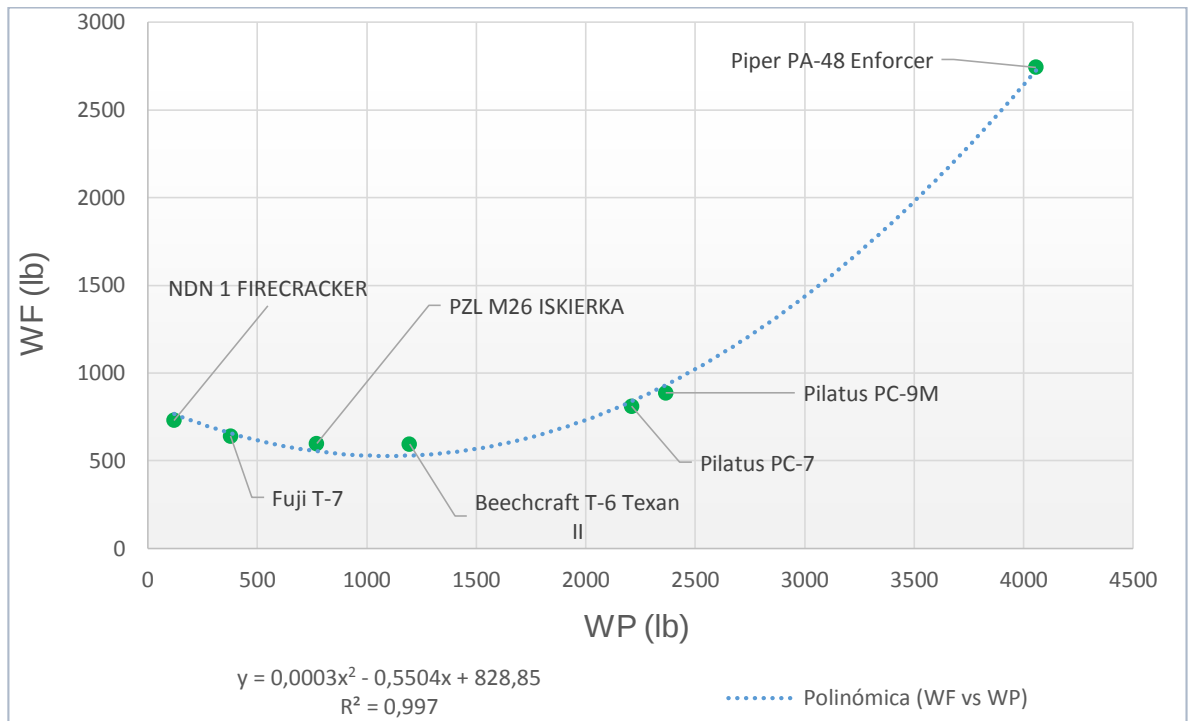


Gráfico 29. Regresión Lineal de W/S - W_{TO}

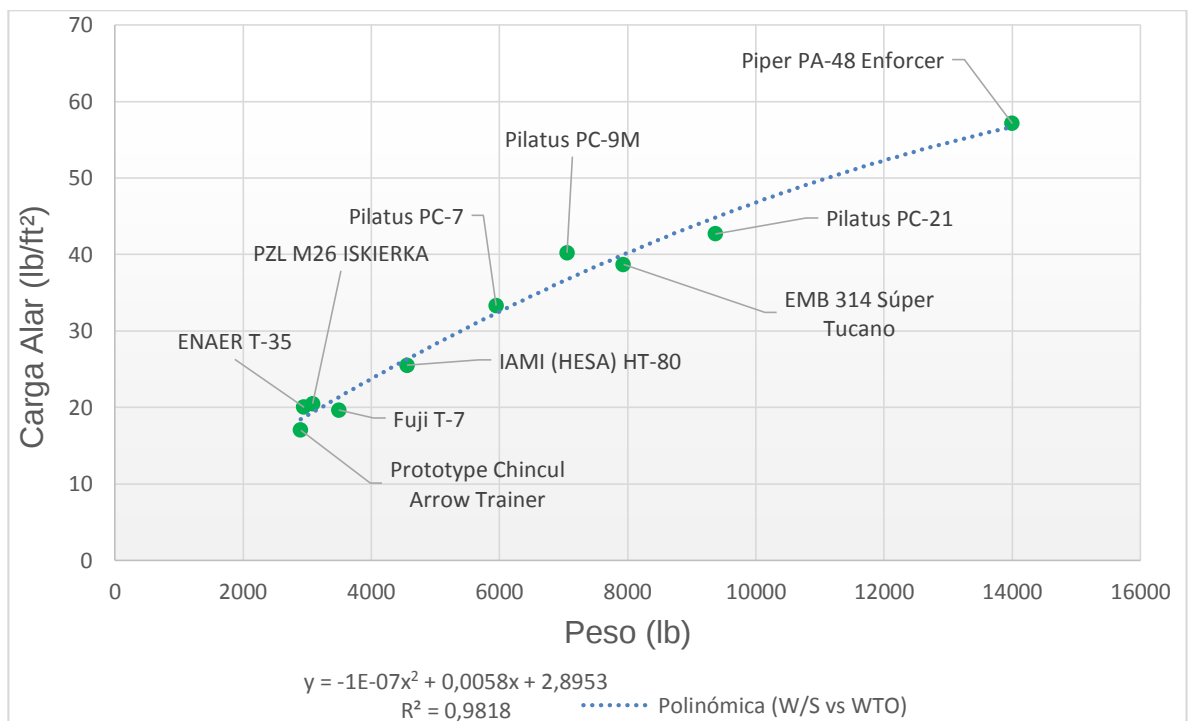


Gráfico 30. Regresión Lineal de W/S - W/P

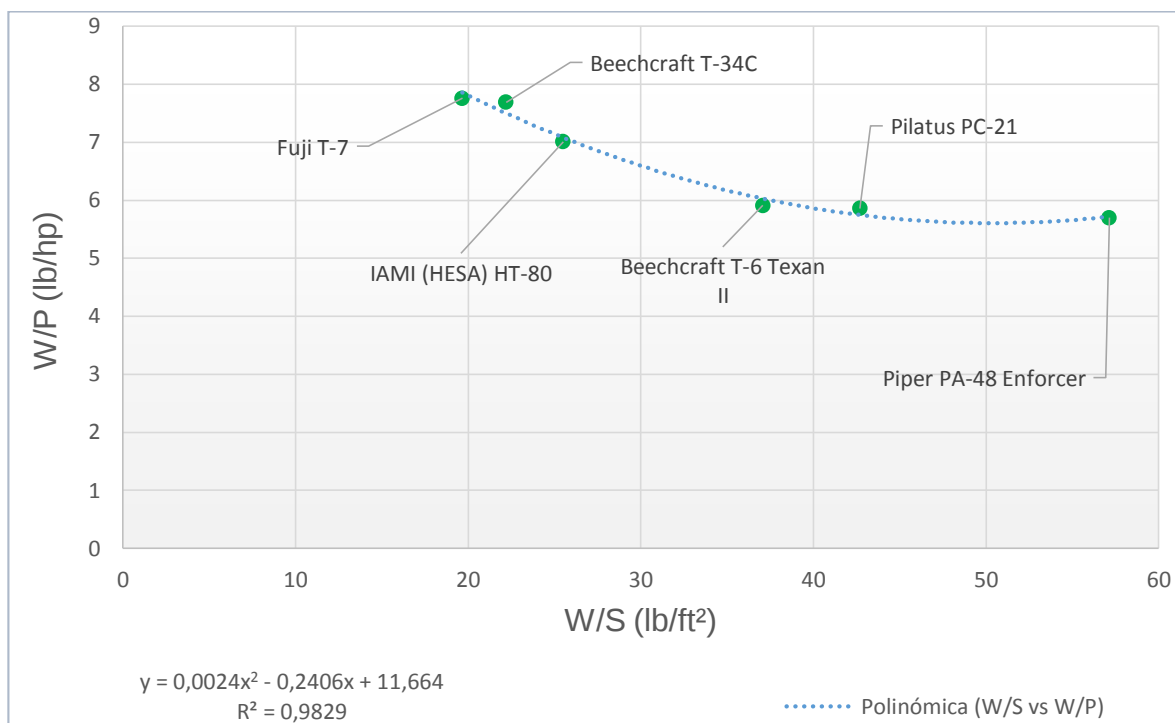
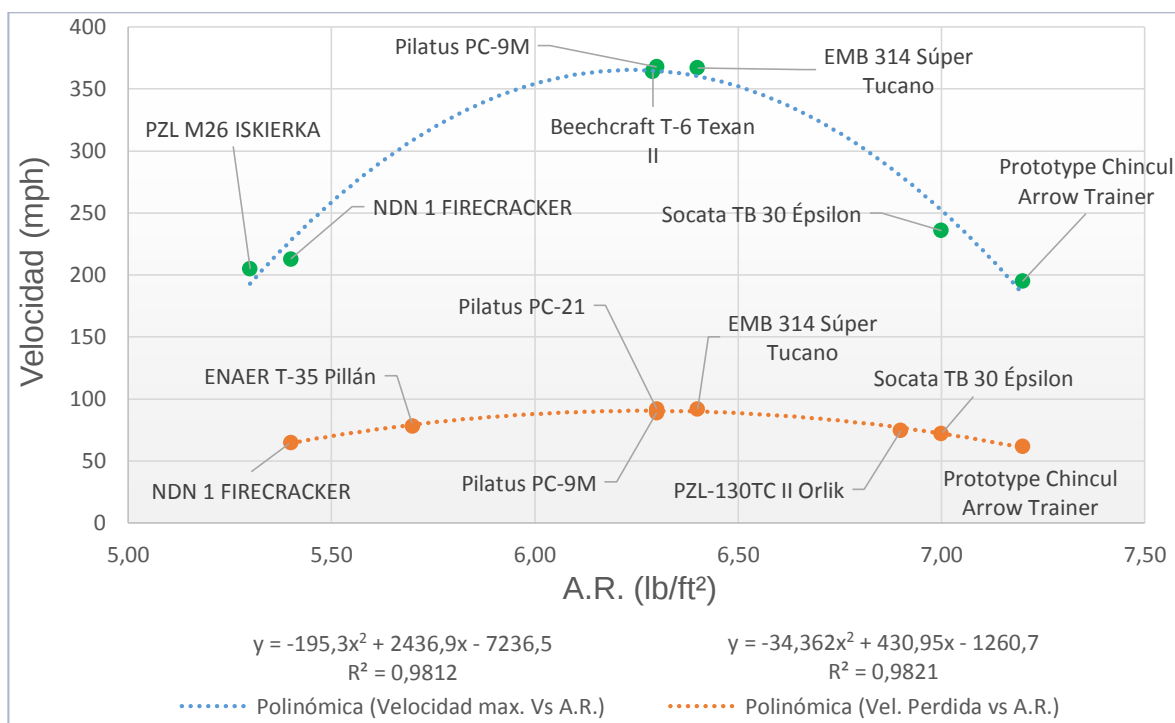


Gráfico 31. Regresión Lineal A.R. – Vel. Máxima y Vel. Perdida



ANEXO 3

CARACTERÍSTICAS AERÓDROMOS MILITARES

UBICACIÓN	ID OACI	ELEVACIÓN	DIMENSIONES PISTA 1	SUPERFICIE PISTA 1	DIMENSIONES PISTA 2	SUPERFICIE PISTA 2
Madrid	SKMA	8325 ft 2537 m	6070 x 80 ft 1850 x 24 m	ASFALTO	N/A	N/A
Marandúa	SKUA	285 ft 87 m	8110 x 100 ft 2472 x 30 m	HIERVA, TIERRA	6780 x 145 ft 2067 x 44 m	ASFALTO
Tolemaida	SKTI	1617 ft 493 m	9280 x 96 ft 2472 x 30 m	ASFALTO	1431 x 65 ft 436 x 20 m	CONCRETO
Palanquero	SKPQ	566 ft 173 m	9987 x 164 ft 3044 x 50 m	ASFALTO	N/A	N/A
Cali	SKGB	3165 ft 965 m	6233 x 98 ft 1900 x 30 m	ASFALTO	N/A	N/A
Bogotá	SKBO	8361 ft 2548 m	12467 x 148 ft 3800 x 45 m	ASFALTO	12467 x 148 ft 3800 x 45 m	ASFALTO
Florencia	SKFL	803 ft 245 m	4921 x 98 ft 1500 x 30 m	ASFALTO	N/A	N/A
Tres esquinas	SKTQ	585 ft 178 m	6220 x 79 ft 1896 x 24 m	CONCRETO	N/A	N/A
Ipiales	SKIP	9765 ft 2976 m	5774 x 92 ft 1760 x 28 m	ASFALTO	N/A	N/A
San Andres	SKSP	19 ft 6 m	7808 x 148 ft 2380 x 45 m	ASFALTO	N/A	N/A
Leticia	SKLT	277 ft 84 m	6168 x 131 ft 1880 x 40 m	ASFALTO	N/A	N/A

ANEXO 4 CÓDIGOS MATLAB PARA CÁLCULO DE PARÁMETROS

A. Código para cálculo de coeficiente de sustentación para el ala

```

clc
clear
N = 9; % (number of segments - 1)
S = 230; % ft^2
AR = 6.5; % Aspect ratio
lambda = 0.6; % Taper ratio
alpha_twist = -1.8; % Twist angle (deg)
i_w = 3.15; % wing setting angle (deg)
a_2d = 6.2; % lift curve slope (1/rad)
alpha_0 = -2.5; % zero-lift angle of attack (deg)
b = sqrt(AR*S); % wing span (ft)
MAC = S/b; % Mean Aerodynamic Chord (ft)
Croot = (1.5*(1+lambda)*MAC)/(1+lambda+lambda^2); % root chord (ft)
theta = pi/(2*N):pi/(2*N):pi/2;
alpha = i_w+alpha_twist:-alpha_twist/(N-1):i_w; % segment's angle of
attack
z = (b/2)*cos(theta);
c = Croot * (1 - (1-lambda)*cos(theta)); % Mean Aerodynamics Chord at
each segment (ft)
mu = c * a_2d / (4 * b);
LHS = mu .* (alpha-alpha_0)/57.3; % Left Hand Side
% Solving N equations to find coefficients A(i):
for i=1:N
for j=1:N
B(i,j) = sin((2*j-1) * theta(i)) * (1 + (mu(i) * (2*j-1)) /
sin(theta(i)));
end
end
A=B\transpose(LHS);
for i = 1:N
sum1(i) = 0;
sum2(i) = 0;
for j = 1 : N
sum1(i) = sum1(i) + (2*j-1) * A(j)*sin((2*j-1)*theta(i));
sum2(i) = sum2(i) + A(j)*sin((2*j-1)*theta(i));
end
end
CL = 4*b*sum2 ./ c;
CL1=[0 CL(1) CL(2) CL(3) CL(4) CL(5) CL(6) CL(7) CL(8) CL(9)];
y_s=[b/2 z(1) z(2) z(3) z(4) z(5) z(6) z(7) z(8) z(9)];
plot(y_s,CL1,'-o')
grid
title('Distribución de lift')
xlabel('Ubicación en b/2 (ft)')
ylabel ('Coeficiente de lift')
CL_wing = pi * AR * A(1)

```

B. Código para cálculo de comportamiento de deflexión del elevador.

```
clc
clear all
Vmax = 185; % m/s
Sw=70; % m ^ 2
Sh = 16; % m ^ 2
Cbar= 2.96; % m
Vs = 44; %m/sec
Tmax= 56000; %N
rho = 1.225; % kg/m ^ 3
Cmo = 0.05;
zT = 0; %m
CLa = 5.2; %1/rad
CLah = 4.3; % 1/rad
CLa_wf = CLa;
g = 9.81; %m/s ^ 2
m = 20000; % kg
CLo = 0.24;
taw = 0.664;
etha_h = 0.96;
lh = 11.3; % m from main landing gear
de_da = 0.454;
CLdE=-CLah*etha_h*Sh*taw/Sw; % Most aft cg
xcg = 0.5; % m from main landing gear
h_to_ho = 0.3/Cbar; % m
l_h1 = lh+xcg; %m
VH1 = (l_h1*Sh)/(Sw*Cbar);
CmdE1 = -CLah*etha_h*VH1*taw;
Cma1 = CLa_wf*h_to_ho-CLah*etha_h*Sh*(l_h1/Cbar)*(1-de_da)/Sw;
% Most forward cg
xcg = 1.1; % m from main landing gear
h_to_ho = -0.3/Cbar; % m
l_h2 = lh+xcg; % m
VH2 = (l_h2*Sh)/(Sw*Cbar);
CmdE2 = -CLah*etha_h*VH2*taw;
Cma2 = CLa_wf*h_to_ho-CLah*etha_h*Sh*(l_h2/Cbar)*(1-de_da)/Sw;
i =1;
for U1=Vs:Vmax;
qbar=0.5*rho*U1^2;
CL1= (m*g)/(qbar*Sw);
f1=((Tmax*zT)/(qbar*Sw*Cbar))+Cmo;
dE1(i)=-((f1*CLa)+(CL1-CLo)*Cma1)/(CLa*CmdE1-Cma1*CLdE);
dE2(i)=-((f1*CLa)+(CL1-CLo)*Cma2)/(CLa*CmdE2-Cma2*CLdE);
V(i)=U1;
i=i+1;
end
plot(V/0.5144,dE1*57.3,'o',V/0.5144,dE2*57.3,'*')
grid
xlabel ('Speed (knot)')
ylabel ('\delta_E (deg)')
legend('Most aft cg','Most forward cg')
```

ANEXO 5

TCDS PARA MOTORES PT6A-68, PT6A-68B, PT6A-68C, PT6A-68D Y PT6A-68T



Transport
Canada

Transports
Canada

Type Certificate Data Sheet

Number: E-24
Issue No.: 8
Approval Date: Refer Below
Issue Date: July 18, 2013

This Type Certificate Data Sheet (TCDS), which is part of Type Certificate (TC) No. E-24, prescribes the conditions and limitations under which the product(s) for which the Type Certificate was granted meet(s) the standards of airworthiness required by the Canadian Aviation Regulations.

Type Certificate Holder:

Pratt & Whitney Canada Corp.
1000 Marie Victorin
Longueuil, Québec
J4G 1A1

Models

PT6A-68	PT6A-68C	PT6A-68T
PT6A-68B	PT6A-68D	

1. MODEL PT6A-68 Approved April 30, 1993

Ratings (See NOTE 1)	Equiv. Shaft H.P. (kw)	Shaft H.P. (kw)	Jet Thrust LBS (N)	Output RPM (Max.)	Gas Gen. RPM (Max.)
Max. Cont. & Take-off	1,324 (988)	1,250 (932)	185 (823)	2,000	39,000
Limitations	Maximum Inter. Turbine Temp. (I.T.T.) °C		Maximum Air Inlet Temp. for Rated Power (A.I.T.) °C (°F)		
Max. Cont. & Take-off	820		42.4 (108.32)		
Starting (5 sec.)	1,000				

2. MODEL PT6A-68B Approved December 18, 2003

Ratings (See NOTE 1)	Equiv. Shaft H.P. (kw)	Shaft H.P. (kw)	Jet Thrust LBS (N)	Output RPM (Max.)	Gas Gen. RPM (Max.)
Max. Cont. & Take-off	1,691 (1,262)	1,600 (1,194)	228 (1,014)	2,000	39,000
Limitations	Maximum Inter. Turbine Temp. (I.T.T.) °C		Maximum Air Inlet Temp. for Rated Power (A.I.T.) °C (°F)		
Max. Cont. & Take-off	860		30.8 (87.4)		
Starting (5 sec.)	1,000				



Type Certificate Data Sheet

(Continuation Sheet)

Number: E-24 Issue: 8

- | | |
|-------------------|----------------------------|
| 3. MODEL PT6A-68C | Approved December 18, 2003 |
| 4. MODEL PT6A-68T | Approved June 21, 2013 |
| 5. MODEL PT6A-68D | Approved July 18, 2013 |

Ratings (See NOTE 1)	Equiv. Shaft	Shaft	Jet Thrust	Output	Gas Gen.
	H.P. (kw)	H.P. (kw)	LBS (N)	RPM (Max.)	RPM (Max.)
Max. Cont. & Take-off	1,691 (1,262)	1,600 (1,194)	228 (1,014)	2,000	39,000

Limitations	Maximum Inter.	Maximum Air Inlet
	Turbine Temp. (I.T.T.)	Temp. for Rated Power (A.I.T.)
	°C	°C
Max. Cont. & Take-off	860	31.2
		(88.2)
Starting (5 seconds)	1,000	

DATA PERTINENT TO ALL MODELS EXCEPT WHERE INDICATED

Type	Free turbine turbo-propeller.	
Air Bleed	Maximum External:	5.25% of inlet flow
	Maximum During Start:	1.5 lb/minute
Fuel Pressure	Refer to Installation Manual.	
Fuel Temperature at Pump Inlet	Refer to Installation Manual.	
Fuel Type	<u>PT6A-68</u>	
	Refer to P&WC Service Bulletin 18004	
	<u>PT6A-68B, PT6A-68C, PT6A-68D and PT6A-68T</u>	
	Refer to P&WC Service Bulletin 18104	
Oil Pressure	Refer to Installation Manual.	
Oil Temperature	Refer to Installation Manual.	
Oil Type	<u>PT6A-68</u>	
	Refer to P&WC Service Bulletin 18001.	
	<u>PT6A-68B, PT6A-68C, PT6A-68D and PT6A-68T</u>	
	Refer to P&WC Service Bulletin 18101.	



Type Certificate Data Sheet

(Continuation Sheet)

Number: E-24 Issue: 8

DATA PERTINENT TO ALL MODELS EXCEPT WHERE INDICATED (Cont'd)

Oil Tank Capacity (Usable)	<u>PT6A-68</u>	
	<u>Litres</u>	<u>U.S. Gallons</u>
	Normal	3.0 0.79
	Aerobatic	1.0 0.26
	<u>PT6A-68B, PT6A-68C, PT6A-68D and PT6A-68T</u>	
	<u>Litres</u>	<u>U.S. Gallons</u>
	Normal	3.0 0.79
	Aerobatic	1.0 0.26
Equipment	Fuel Metering Unit (FMU), Fuel Pump, Power Management Unit (PMU), Permanent Magnet Alternator (PMA), Propeller Interface Unit (PIU), Data Collection Unit (DCU) and Ignition System Without Power Source, are included as standard equipment as per the approved Parts List. For additional information, refer to Installation Manual. For Output and Accessory Drive Specifications, Principal Dimensions, Weight and Centre of Gravity location, refer to Installation Manual.	
Output Shaft	Type	Flanged
	No. of Bolt Holes	12
	No. of Dowels	2
	Dia. of Bolt Holes	.589 / .599 in.
	P.C.D.	5.125 in.
	Reduction Ratio	0.0667:1 (Np:Nf)
	Rotation	Clockwise Facing Forward
Propeller Overspeed	Maximum 2,200 RPM	
Output Torque		<u>Maximum</u>
	PT6A-68	3,283 lb-ft
	PT6A-68B, PT6A-68C, PT6A-68D and PT6A-68T	4,202 lb-ft
Certification Basis	<u>PT6A-68, PT6A-68B and PT6A-68C</u>	
	AWM Chapter 533 – Aircraft Engine, at Change 533-3; and Subchapter B of AWM Chapter 516, at Change 516, 2 nd Edition.	
	<u>PT6A-68D and PT6A-68T</u>	
	AWM Chapter 533 – Aircraft Engines, at Change 533-8; and Subchapter B of AWM Chapter 516, at Change 516-10.	



Type Certificate Data Sheet

(Continuation Sheet)

Number: E-24 Issue: 8

DATA PERTINENT TO ALL MODELS EXCEPT WHERE INDICATED (Cont'd)

Certification Basis (Cont'd)	Date of Application for Type Certification	
	PT6A-68	January 29, 1992
	PT6A-68B	February 2, 2001
	PT6A-68C	February 2, 2001
	PT6A-68D	August 30, 2010
	PT6A-68T	January 12, 2012
Approved Publications	1. Transport Canada approved PT6A-68 Series Installation Manual. 2. Transport Canada approved PT6A-68B and PT6A-68C Installation Manual. 3. Transport Canada approved Parts List for the first production engine. 4. Transport Canada approved PT6A-68D Installation Manual. 5. Transport Canada approved PT6A-68T Installation Manual.	
	PT6A-68	28 May, 1997
	PT6A-68B	Engine Assembly Drawing No. 3055340 Change B and subsequent revisions.
	PT6A-68C	Engine Assembly Drawing No. 3055973 Change A and subsequent revisions.
	PT6A-68D	Engine Assembly Drawing No. 3075880 Change A and subsequent revisions.
	PT6A-68T	Engine Assembly Drawing No. 3077540 Change B and subsequent revisions.
	6. Transport Canada approved Service Bulletins: - SB 18001 Defining approved lubricating oils for the PT6A-68. - SB 18101 Defining approved lubricating oils for the PT6A-68B, PT6A-68C, PT6A-68D and PT6A-68T. - SB 18002 Defining rotor components Service Lives for the PT6A-68. - SB 18102 Defining rotor components Service Lives for the PT6A-68B. - SB 18202 Defining rotor components Service Lives for the PT6A-68C. Rotor component Service Lives for the PT6A-68D and PT6A-68T are in the AWL section of their respective Maintenance Manuals. - SB 18003 Defining operating Times Between Overhaul (TBO), Hot Section Inspection (HSI) intervals, and sampling and escalation procedures for the PT6A-68. - SB 18103 Defining operating Times Between Overhaul (TBO), Hot Section Inspection (HSI) intervals, and sampling and escalation procedures for the PT6A-68B.	



Type Certificate Data Sheet

(Continuation Sheet)

Number: E-24 Issue: 8

DATA PERTINENT TO ALL MODELS EXCEPT WHERE INDICATED (Cont'd)

Approved Publications (Cont'd)	SB 18203	Defining operating Times Between Overhaul (TBO), Hot Section Inspection (HSI) intervals, and sampling and escalation procedures for the PT6A-68C, PT6A-68D and PT6A-68T.
	SB 18004	Defining approved fuels and additives for the PT6A-68.
	SB 18104	Defining approved fuels and additives for the PT6A-68B and PT6A-68C, PT6A-68D and PT6A-68T.

7. Maintenance Manual	PT6A-68	P/N 3040872
	PT6A-68B	P/N 3054922
	PT6A-68C	P/N 3058462
	PT6A-68D	P/N 3077192
	PT6A-68T	P/N 3077172

8. Overhaul Manual	PT6A-68	P/N 3040873
	PT6A-68B	P/N 3054923
	PT6A-68C	P/N 3058463
	PT6A-68D	(See NOTE 10)
	PT6A-68T	(See NOTE 10)

NOTE 1 The engine ratings are based on dry sea level static ICAO Standard Atmospheric conditions. No external accessory loads and no airbleed. The quoted ratings are obtainable on a test stand with the specified fuel and oil without intake ducting and using exhaust stubs as specified in the Installation Manual.

NOTE 2 The engine meets the requirements of AWM 533.68 for operation in icing conditions as defined in FAR 25 Appendix C when the intake system conforms with the PWC Installation Manual Instructions for inertial separation of snow and icing particles. The engine also meets the requirements of AWM 533.27 and does not require external armouring.

NOTE 3 The engine may be maintained as two modules, the separation point is the "C" flange:

	Gas Generator Module P/N	Power Section Module P/N
PT6A-68	3047000	3047200
PT6A-68B	3055342	3055341
PT6A-68C	3055972	3055970
PT6A-68D	3075885	3075882
PT6A-68T	3077544	3077541



Type Certificate Data Sheet

(Continuation Sheet)

Number: E-24 Issue: 8

DATA PERTINENT TO ALL MODELS EXCEPT WHERE INDICATED (Cont'd)

- NOTE 4 The PT6A-68, PT6A-68B, PT6A-68C, PT6A-68D and PT6A-68T PMU's have not been fire tested and therefore, may only be mounted in a designated fire zone if there are instructions to select manual mode operation in the event of a fire indication in that zone.
- NOTE 5 The software contained in the PT6A-68 Power Management Unit has been designed and developed in accordance with the provisions of the critical category, level 1 of RTCA/DO-178A, March 1985.
- NOTE 6 Reserved
- NOTE 7 The software contained in the PT6A-68B, PT6A-68C, PT6A-68D and PT6A-68T Power Management Unit has been designed and developed in accordance with the provisions of RTCA/DO-178B Level A.
- NOTE 8 The PT6A-68, PT6A-68B, PT6A-68C, PT6A-68D and PT6A-68T lightning and HIRF protection requirements and electromagnetic interference emitted by the electronic engine control system, including cables, are specified in the Installation Manual.
- NOTE 9 PT6A-68 is shown to comply with FAR 34 as applicable to turbo-propeller engines below or equal to 1,000 kws (1,340 SHP).
- PT6A-68B, PT6A-68C and PT6A-68T are shown to comply with FAR 34 as applicable to turbo-propeller engines above 1,000 kws (1,340 SHP).
- NOTE 10 PT6A-68D and PT6A-68T
Prior to issue of Transport Canada accepted Overhaul Manual, overhauls are not permitted.

- END -

Gilles A. Morin
Chief, Project Management
National Aircraft Certification
for Minister of Transport