

DISEÑO CONCEPTUAL Y PRELIMINAR DE UN AVIÓN TIPO COMERCIAL

Autor:

Jheferson Riascos Viveros

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES

Facultad de ingeniería

Programa de ingeniería aeronáutica

Bogotá D.C

2016

DISEÑO CONCEPTUAL Y PRELIMINAR DE UN AVIÓN TIPO COMERCIAL

Autor:

Jheferson Riascos Viveros

**Trabajo de grado para optar por el título de
Ingeniero aeronáutico**

Asesor:

Andreas Werner Alwin Gravenhorst

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES

Facultad de ingeniería

Programa de ingeniería aeronáutica

Bogotá D.C

2016

Notas de Aceptación

Presidente del Jurado

Jurado

Jurado

Asesor Metodológico

Bogotá D.C

DEDICATORIA

A Dios porque cumplí el propósito de él en mi permitiendo que este que este proyecto de grado sea todo un éxito.

A mi padre porque la mejor herencia que me ha dado a parte de su infinito amor, el conocimiento, sus consejos, su apoyo de manera incondicional, sin importar mis errores y fracasos.

A mi madre que me enseñó las cosas de la vida, me creó con principios, valores y que desde el cielo me apoyó para culminar con éxito mi carrera y verme como todo un ingeniero aeronáutico.

A mis hermanos Robinson Riascos Viveros, Daniel Riascos Carmona y Tatiana Katherine Riascos Viveros por su amor y apoyo de manera incondicional.

A todos los docentes y compañeros que me aconsejaron y me motivaron para que este proyecto de grado sea todo un éxito.

AGRADECIMIENTOS

A mi familia por su apoyo de manera incondicional y permitir que mi sueño de ser ingeniero aeronáutico sea una realidad.

Al ing. Andreas Gravenhorst que por su gran experiencia, conocimiento y trayectoria en el ámbito aeronáutico, me orientó brindando sus aportes, sugerencias y opiniones que fueron de vital importancia para la culminación de este proyecto de grado.

Al ing. Nelson Javier Pedraza Betancourt que por su actitud me ayudo de buena fe en orientarme de la manera correcta para la culminación del proyecto de grado.

Al ing. John Jairo Vaca Ríos por su tiempo, amistad y sus enseñanzas.

Al ing. Francisco Javier González Cruz y Jairo Andrés Gutiérrez Suarez por su cooperación y disposición

A mis amigos y monitores de los laboratorios por su apoyo y paciencia en el desarrollo del proyecto de grado.

1. CONCEPTOS.....	21
1.1 CONCEPTO DE DISEÑO.....	21
1.1.1 Diseño de aeronaves	21
1.1.2 Diseño conceptual.....	21
1.1.3 Diseño preliminar	22
2. HIPOTESIS	23
2.1 COEFICIENTE DE OSWALD	24
2.2 CUERDA MEDIA AERODINAMICA (MAC)	24
3. NORMATIVAS.....	26
3.1 FAA FAR Part 1 – DEFINICION Y ABREVIATURAS	26
3.1.1 FAA FAR Part 25 – ESTANDARES DE AERONAVEGABILIDAD: CATEGORIA DE AVIONES DE TRANSPORTE– SUB-PARTE B	26
4. AERONAVES SIMILARES	27
4.1 DOUGLAS DC-10.....	28
4.2 Tristar L-1011	29
4.3 Boeing 747	30
4.4 Airbus 380	31
4.5 Antonov 225	31
5. PLANTAMIENTO DEL PROBLEMA.....	32
6. JUSTIFICACIÓN	33
7. OBJETIVOS	35
7.1 OBJETIVO GENERAL.....	35
7.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS	35
8. METODOLOGÍA.....	35
8.1 TIPO DE INVESTIGACIÓN:	35
8.2 ETAPAS METODOLÓGICAS:.....	35
8.3 DISEÑO CONCEPTUAL:	36
8.4 DISEÑO PRELIMINAR:	36
9. FASE DE DISEÑO CONCEPTUAL.....	36
9.1 INTRODUCCION.....	36

9.2 FUNCIONES DE LOS COMPONENTES PRIMARIOS DEL AVIÓN	39
9.3 CONFIGURACIONES ALTERNATIVAS DEL AVIÓN A DISEÑAR	44
9.4 CONFIGURACIÓN DEL PLANO ALAR.....	50
9.5 CONFIGURACION DEL EMPENAJE	56
9.6 CONFIGURACIÓN DEL SISTEMA DE PROPULSIÓN	62
9.7 CONFIGURACIÓN DEL TREN DE ATERRIZAJE	65
9.8 CONFIGURACIÓN DEL FUSELAJE	69
9.9 DISEÑO CONCEPTUAL DE LA AERONAVE	72
9.10 ESTIMACION DEL PESO DEL AVIÓN	75
10. FASE DE DISEÑO PRELIMINAR.....	79
10.1 PERFORMANCE.....	80
10.1.1 RELACION DE SUTENTACION/DRAG	80
10.1.2 VELOCIDADES.....	81
10.1.5 RANGOS.....	90
10.1.6 ÁREA ALAR	91
10.1.7 RELACION EMPUJE SOBRE PESO	97
10.1.7.1 CLASIFICACIÓN DEL MOTOR	99
10.1.8 TAKE-OFF RUN.....	114
10.1.9 RATA DE ACENSO.....	122
10.1.10 TECHO DE SERVICIO (CEILING).....	128
10.1.11 ENDURANCE	135
10.2 DISEÑO PRELIMINAR DEL PRIMER PLANO ALAR	137
10.2.1 INTRODUCCIÓN.....	137
10.2.2 REFERENCIA DEL PRIMER PLANO ALAR O (REFERENCIA ALAR MÍNIMA REQUERIDA)	137
10.2.3 CUERDA ALAR PROMEDIO DEL PRIMER PLANO ALAR	139
10.2.4 ENVERGADURA DEL PRIMER PLANO ALAR	144
10.2.5 RELACIÓN DE ASPECTO DEL PRIMER PLANO ALAR (AR)	146
10.2.6 TAPER λ	146
10.2.7 ANGULO DE AFLECHAMIENTO DEL PRIMER PLANO ALAR.....	148
10.2.8 Angulo Diedro (Γ).....	150

10.2.9	NÚMEROS DE REYNOLDS	152
10.2.10	SELECCIÓN Y ESTUDIOS DEL PERFIL ALAR.....	153
10.2.11	INCIDENCIA DEL PLANO ALAR.....	174
10.2.12	Twist Geométrico.....	177
10.2.13	Twist aerodinámico.....	177
10.2.14	Diseño preliminar en solid edge del plano alar	178
10.3	DISEÑO PRELIMINAR DEL FUSELAJE	179
10.3.1	INTRODUCCIÓN	179
10.3.2	DISEÑO, CONFIGURACIÓN Y DISPOSICIÓN INTERNA DEL FUSELAJE	181
10.3.3	DISEÑO CABINA	182
10.3.4	SECCIÓN TRANSVERSAL DE LA CABINA	183
10.3.5	DISTANCIA Y TAMAÑO DE LOS ASIENTOS	185
10.3.6	NÚMERO Y TIPO DE CONTENEDORES	192
10.3.7	LONGITUD DEL FUSELAJE.....	197
10.3.8	LONGITUD ENTRE ASIENTOS.....	199
10.3.9	RELACIÓN LONGITUD CON RESPECTO AL DIÁMETRO.....	203
10.3.10	CONFIGURACIÓN DE DISEÑO DE PUERTAS, SALIDAS DE EMERGENCIA Y NÚMERO DE AUXILIARES DE VUELO	208
10.3.11	ÓPTIMA RELACIÓN DE ESBELTEZ DEL FUSELAJE BAJO ÁREA MOJADA.....	208
10.3.13	VOLUMEN FINAL DE TANQUES DE COMBUSTIBLE.....	209
10.3.14	VOLUMEN DEL FUSELAJE REQUERIDO PARA COMBUSTIBLE Y CARGA.....	211
10.3.15	WING BOX	211
10.3.15.1	VOLUMEN NECESARIO PARA EL WING BOX	212
10.4	DISEÑO PRELIMINAR DEL EMPENAJE	214
10.4.1	INTRODUCCION.....	214
10.4.2	DISEÑO DEL ESTABILIZADOR HORIZONTAL	214
10.4.3	AVIONES SIN ESTABILIZADOR VERTICAL.....	222
10.4.4	IMPLICACIÓN DEL ESTABILIZADOR VERTICAL EN EL AVIÓN...228	
10.5	PUNTA DEL PLANO ALAR	229

10.6	CENTRO DE GRAVEDAD PARA UN AVION TIPO BOX-WING	230
10.6.1	CENTRO DE GRAVEDAD EN OTROS AVIONES.....	235
10.7	POSICIÓN DEL LOS MOTORES	237
10.7.1	RELACIÓN DE PESO DE MOTORES VS PESO VACÍO DEL AVIÓN	238
10.8	DISEÑO DEL TREN DE ATERRIZAJE.....	242
10.8.1	INTRODUCCIÓN.....	242
10.8.2	ANÁLISIS FUNCIONAL Y REQUISITOS DE DISEÑO	244
10.8.3	TIPO DE TREN DE ATERRIZAJE	245
10.8.4	DISEÑO DEL TREN DE ATERRIZAJE	246
10.8.5	DISTRIBUCIÓN, CÁLULO Y PORCENTAJE DE CARGA EN EL TREN DE ATERRIZAJE.....	246
10.8.6	DISTRIBUCIÓN DE CARGA.....	247
10.8.7	NÚMERO DE BOGIES Y RUEDAS DEL AVIÓN	250
10.8.8	DIMENSIONES DE LAS RUEDAS.....	255
10.8.9	ALTURA DEL TREN DE ATERRIZAJE.....	256
10.8.11	UBICACIÓN DE LOS BOGIES	262
11.	ANÁLISIS Y RESULTADOS	267
11.1	AVIONES SIMILARES EN PROSESO DE DISEÑO	267
11.2	ANALISIS DE DISEÑO Y COMPARACION CON EL AVIÓN VELA	268
11.3	HOJA DE ESPECIFICACIONES TÉCNICAS DEL AVIÓN	270
11.4	RESULTADOS	271
12.	CONCLUSIONES	273
13.	RECOMENDACIONES.....	275

LISTA DE FIGURAS

Figura 1. Cuerda media aerodinámica.....	25
Figura 2. Diagrama de flujo de diseño conceptual.....	45
Figura 3. Dimensiones generales del avión Antonov 225.....	46
Figura 4. Ancho y alto del fuselaje del Antonov 225.....	46
Figura 5. Dimensiones del avión Airbus 380.....	47
Figura 6. Dimensiones generales del avión Boeing 747.....	48
Figura 7. Dimensiones generales del avión Galaxy c-5.....	48
Figura 8. Dimensiones generales del avión Boeing 777.....	49
Figura 9. Dimensiones generales del avión Antonov 124.....	49
Figura 10. Varias alternativas de configuración del plano alar.....	53
Figura 11. Plano alar superior.....	54
Figura 12. Plano alar frontal.....	55
Figura 13. Plano alar lateral.....	55
Figura 14. Plano alar isométrico.....	55
Figura 15. Varias alternativas de configuración del empenaje.....	57
Figura 16. Empenaje vista superior.....	59
Figura 17. Empenaje frontal.....	59
Figura 18. empenaje lateral.....	59
Figura 19. Empenaje Isométrico.....	60
Figura 20. Diagrama de flujo de requerimientos de diseño del empenaje.....	61
Figura 21. Configuración alternativa del motor.....	63
Figura 22. Dimensiones del fuselaje.....	72
Figura 23. Avión frontal.....	73
Figura 24. Avión lateral.....	73
Figura 25. Avión Superior.....	73
Figura 26. Avión isométrico.....	74
Figura 27. Fases de vuelo para un avión jet de transporte.....	85
Figura 28. Motor General Electric G90.....	99
Figura 29. GE90-115B (vista isométrica).....	100
Figura 30. Ilustración rotación al despegue (take-off run).....	118
Figura 31. Dimensiones del A380.....	138
Figura 32. Calculo de la cuerda promedio de la primera sección del primer plano alar.....	140
Figura 33. Cuerda promedio de la segunda sección del primer plano alar.....	141
Figura 34. Distancia de la cuerda promedio a la primera y segunda sección del primer plano alar respectivamente.....	142
Figura 35. Distancia de la cuerda de raíz hasta la cuerda media aerodinámica del primer plano alar.....	143
Figura 36. Envergadura del primer plano alar (b) (mm).....	145
Figura 37. Descripción del taper de 0 a 1λ	146

Figura 38. Separación de flujo en el plano alar según el taper de 0 a 1λ	147
Figura 39. Angulo de aflechamiento	148
Figura 40. Ángulos de aflechamiento.....	150
Figura 41. Diedro del avión a un tercio de la distancia del primer plano alar	151
Figura 42. Procedimiento para el cálculo de Numero Reynolds	152
Figura 43. Perfil alar NACA SC-0610.....	154
Figura 44. Perfil alar NACA SC- 0606.....	156
Figura 45. Perfil alar GRUMMAN K-2 AIRFOIL	160
Figura 46. Perfil alar (nasa sc (2)-0710)	161
Figura 47. Perfil alar DSMA-523A.....	162
Figura 48. Perfil alar DSMA-523B.....	163
Figura 49. Perfil alar WHITCOMB INTEGRAL SUPERCRITICAL	164
Figura 50. PERFIL ALAR NASA SC(2)-0406.....	167
Figura 51. PERFIL ALAR EPPLER E850 AIRFOIL.....	168
Figura 52. Perfil alar nasa sc(2)-0706.....	169
Figura 53. Perfil alar NLR-7223-43	170
Figura 54. Perfil alar NASA SC(2)-0404	171
Figura 55. twis geométrico del avión.....	177
Figura 56. Twist aerodinamico del avión con perfil alar de raíz NASA SC (2)-0710 y perfil alar de punta NASA SC (2)-0706	178
Figura 57. Plano alar vista frontal	178
Figura 58. Plano alar vista lateral.....	178
Figura 59. Plano alar vista superior	179
Figura 60. Configuración y disposición interna del fuselaje.	181
Figura 61. Diseño cabina	182
Figura 62. Secciones transversal de la cabina	184
Figura 63. Nombre de los componentes principales de una cabina.....	186
Figura 64. Diferentes opciones de compartimiento de la cabina del 777	188
Figura 65. Diferentes opciones de compartimiento de la cabina del 777 con medidas	189
Figura 66. Dimensiones de asientos del airbus 310 clase económica.....	190
Figura 67. Dimensiones de asientos del avión.....	191
Figura 68. Tipos de contenedores	193
Figura 69. Largo y ancho del fuselaje	198
Figura 70. Recomendación de dimensiones básicas del fuselaje.....	198
Figura 71. Distancia entre asientos.....	200
Figura 72. Distancia entre asientos a través de la vista superior del fuselaje.	201
Figura 73. Configuración de la cabina de pasajeros (relación de la longitud con respecto al diámetro del fuselaje)	204
Figura 74. Relación de longitud con respecto al diámetro del fuselaje	206
Figura 75. Vista superior primer piso 573 asientos.	207

Figura 76. Vista superior segundo piso 462 asientos.	207
Figura 77. Wing- box.....	211
Figura 78. Dimensiones del estabilizador horizontal.....	215
Figura 79. Dimensiones del estabilizador horizontal.....	216
Figura 80. Distancia del centro geométrico del estabilizador horizontal y el centro aerodinámico del plano alar.....	218
Figura 81. Northrop YB-49.....	223
Figura 82. Horten Ho 229	223
Figura 83. Northrop N9M	224
Figura 84. B-2	225
Figura 85. AVIC 601	225
Figura 86. Dassault nEUROn.....	226
Figura 87. Lockheed Martin RQ-3 DarkStar avión	226
Figura 88. Silent Aircraft Initiative	227
Figura 89. X-48B Blended Wing Body	228
Figura 90. Punta del plano alar	229
Figura 91. Áreas del plano alar	230
Figura 92. Xcentroide y Ycentroide del plano alar	233
Figura 93. Posición del centro de gravedad.....	234
Figura 94. Centro de gravedad del Boeing 747	235
Figura 95. Centro de gravedad del avión Ilyushin IL-62-M	236
Figura 96. Posición del centro de gravedad del avión	236
Figura 97. Grietas en las alas de los a380.....	237
Figura 98. Estabilizador horizontal afectado por gases de los motores	238
Figura 99. Parámetros primarios del tren de aterrizaje	243
Figura 100. Distancias para la distribución de carga	247
Figura 101. Bogíes de avión Airbus 380	250
Figura 102. Descripción de dimensiones de la rueda (rueda presurizada)	255
Figura 103. Altura del tren de aterrizaje	257
Figura 104. La distancia B-A del fuselaje.....	257
Figura 105. Distancia entre el fuselaje y las ruedas del avión	259
Figura 106. Altura del tren de aterrizaje del avión.....	260
Figura 107. Ángulo al despegue	261
Figura 108. Dimensiones para el Ángulo al despegue.....	261
Figura 109. Diferentes configuraciones de trenes de aterrizaje del avion airbus 380	263
Figura 110. Medidas y distancias de las ruedas del avión Airbus 380.....	264
Figura 111. Diagrama de bogies del avión Boeing 747	265
Figura 112. Ubicación de los bogíes con sus respectivas medidas del avión.....	266
Figura 113. Avión VELA 2.....	267
Figura 114. Vistas del diseño del avión.	272

LISTA DE GRAFICAS

Gráfica 1. Empuje Máximo(N) vs Velocidad (m/s)	102
Gráfica 2. Empuje Requerido (N) vs Velocidad (m/s)	109
Gráfica 3. W/S vs T/W a nivel medio del mar con máxima velocidad	113
Gráfica 4. Relación empuje sobre peso vs carga alar en velocidad de rotación. .	121
Gráfica 5. Relación de empuje sobre peso máximo vs peso al despegue	126
Gráfica 6. Relación de empuje sobre peso vs carga alar a mayor altitud.	133
Gráfica 7. Graficas de Cl vs Alpha para el perfil alar NACA SC (2)-0610	155
Gráfica 8. Cd vs Alpha para el perfil alar NACA SC (2)-0610	155
Gráfica 9. Graficas de Cl vs Alpha para el perfil alar NACA SC (2)-0606	157
Gráfica 10. Graficas de y Cd vs Alpha para el perfil alar NACA SC (2)-0606	157
Gráfica 11. Cl de 0.62 y alpha de 2.1 en el perfil alar NACA SC (2)-0610 a 1.000.000 de numero de Reynolds	158
Gráfica 12. Cl de 0.62 y alpha de 2.2 en el perfil alar NACA SC (2)-0606 a 1.000.000 de numero de Reynolds	159
Gráfica 13. Cl de 0.62 y alpha de 4.9 en el perfil alar GRUMMAN K-2 AIRFOIL.	161
Gráfica 14. Gráfica de Cl de 0.62 y alpha de 2.0 en el perfil alar NASA SC(2)-0710	162
Gráfica 15. Cl de 0.62 y alpha de 2.5 en el perfil alar DSMA-523 ^a	163
Gráfica 16. Cl de 0.62 y alpha de 2.5 en el perfil alar DSMA-523B	164
Gráfica 17. Cl de 0.62 y alpha de 2.5 en el perfil alar WHITCOMB INTEGRAL SUPERCRITICAL	165
Gráfica 18. Grafica de Cm vs alpha en el perfil alar NASA SC(2)-0710 a 1.000.000 de numero de Reynolds.	166
Gráfica 19. Grafica de Cd vs alpha en el perfil alar NASA SC(2)-0710 a 1.000.000 de numero de Reynolds.	167
Gráfica 20. Cl de 0.7 y alpha de 2.5 en el perfil alar NASA SC(2)-0406	168
Gráfica 21. Cl de 0.62 y alpha de 3.5 en el perfil alar EPPLER E850	169
Gráfica 22. Cl de 0.62 y alpha de 1.8 en el perfil alar NASA SC(2)-0706 a 1.000.000 de numero de Reynolds.	170
Gráfica 23. Cl de 0.62 y alpha de 1.8 en el perfil alar NLR-7223-43	171
Gráfica 24. Cl de 0.62 y alpha de 1.8 en el perfil alar NASA SC(2)-0404	172
Gráfica 25. Cm vs alpha en el perfil alar NASA SC(2)-0706 a 1.000.000 de numero de Reynolds.	173
Gráfica 26. Cd vs alpha en el perfil alar NASA SC(2)-0706 a 1.000.000 de numero de Reynolds.	174
Gráfica 27. Relación de peso vs año de operación.....	241

LISTA DE TABLAS

Tabla 1. Requerimientos de diseño según componente de avión	37
Tabla 2. Componentes primarios de un avión	40
Tabla 3. 30 grupos de configuraciones	42
Tabla 4. Envergadura alar según avión	54
Tabla 5. Empenaje según avión.....	58
Tabla 6. Dimensiones del fuselaje según avión	71
Tabla 7. Pesos del avión Airbus 380.....	75
Tabla 8. Clasificación de peso para pasajero y equipaje	76
Tabla 9. Estimación de pesos del avión a diseñar a 117.23% demás con respecto a los pesos del Airbus 380.....	77
Tabla 10. Otros datos de referencia del Airbus a380.....	78
Tabla 11. Otros datos de referencia calculados al 117.23 % con base al avión Airbus 380.....	79
Tabla 12. Típica relación de sustentación-drag según el tipo de avión.....	80
Tabla 13. Consumo específico de combustible según tipo de motor	84
Tabla 14. Coeficientes a y b para estimar pesos	88
Tabla 15. Carga alar según avión	91
Tabla 16. Evaluación de CL_{max} y V_{stall} en diferentes tipos de aviones.....	95
Tabla 17. Relación empuje sobre peso según avión	97
Tabla 18. Empuje Máximo(N) vs Velocidad (m/s).....	103
Tabla 19. $CD0$ Según la clase de avión.....	108
Tabla 20. Tabla Empuje Requerido (N) vs Velocidad (m/s)	110
Tabla 21. W/S vs T/W a nivel medio del mar con máxima velocidad.....	113
Tabla 22. Coeficiente de fricción de varias superficies	115
Tabla 23. Relación empuje sobre peso de velocidad de rotación.....	121
Tabla 24. Relación de empuje sobre peso máximo vs peso al despegue	127
Tabla 25. Relación de empuje sobre peso vs carga alar a mayor altitud.....	134
Tabla 26. Incidencia alar según avión.....	149
Tabla 27. Angulo diedro según tipo de plano alar.....	151
Tabla 28. Diferentes números de reynold del perfil alar NACA SC 0610	154
Tabla 29. Diferentes números de reynold del perfil alar NACA SC 0606.....	156
Tabla 30. α en diferentes perfiles alares con Cl de 0.7 para el perfil alar de raíz	165
Tabla 31. α en diferentes perfiles alares con Cl de 0.7 para el perfil alar de punta.....	173
Tabla 32. Incidencia alar según el tipo de avión	175
Tabla 33. Ancho según el tipo de asiento.....	185

Tabla 34. Numero de silla y pasillos de clase económica para aviones de transporte.....	186
Tabla 35. Tipos de contenedores para aviones comerciales	194
Tabla 36. Ancho y alto de contenedores.....	195
Tabla 37. Distancia entre asientos según su clase	200
Tabla 38. Relación Longitud Final (LF) con Diámetro Final (DF).....	205
Tabla 39. Densidad de varios combustibles a 15°C.....	209
Tabla 40. Coeficiente de volumen del estabilizador horizontal de varios aviones.....	220
Tabla 41. Relación de peso vs año de operación	239
Tabla 42. Relación de peso vs año de operación	240
Tabla 43. Dimensiones para la rueda del tren de nariz (subrayado en azul)	253
Tabla 44. Dimensiones para la rueda del tren principal (subrayado en azul)	254
Tabla 45. Tabla de dimensiones para la rueda de 72200 lb de carga (datos resaltados en azul).....	256
Tabla 46. Tabla de dimensiones para la rueda de 53800 lb de carga (datos resaltados en azul).....	256
Tabla 47. Tabla recomendada para altura del tren al despegue.....	258
Tabla 48. Características del avión VELA 2.....	268
Tabla 49. Hoja de especificaciones técnicas del avión	270

SIMBOLOGÍA

W_{TO} = Peso Maximo al despegue

W_e = Peso al vacío

W_f = Peso de combustible

W_1 = Fracción de peso de taxeo

W_2 = Fracción de peso despegue

W_3 = Fracción de peso ascenso

W_4 = Fracción de peso de vuelo
crucero

W_5 = Fracción de peso de descenso

W_6 = Fracción de peso de aterrizaje

R = Rango del avión

R_{max} = Rango máximo del avión

V = Velocidad

V_c = Velocidad crucero

V_{max} = Velocidad máxima

V_{stall} = Velocidad de pérdida

$C_{L_{max}}$ = Coeficiente de sustentación
máximo

knot = Velocidad en nudos

L/D = relación sustentación sobre
drag

$\frac{C_L}{C_D}$ = Coeficiente de sustentación
sobre coeficiente de drag

$(\frac{L}{D})_{cruise}$ = Relación sustentación
sobre drag en vuelo crucero

S_{ref} = Superficie alar de referencia

T = Empuje

S_{TO} = Velocidad o carrera de
despegue

h_c = Techo de servicio

ROC_{max} = Rata de ascenso máximo

$\frac{W}{S}$ = Carga alar

$\frac{T}{W}$ = Relación de empuje con respecto
al peso

S = Superficie alar

c = Cuerda

L = Sustentación

C_L = Coeficiente de sustentación

ρ = Densidad

ρ_o = Densidad a determinada altura

ρ_C = Densidad a altura máxima

T_{max} = Empuje máximo

D_{max} = drag máximo

T_{alt} = Empuje a máxima altitud

T_{SL} = Empuje a nivel del mar

T_R = Empuje requerido

C_D = Coeficiente de drag

C_L = Coeficiente de sustentación

C_{D_0} = Coeficiente de drag a sustentación cero

C_{D_i} = Coeficiente de drag inducido

K = Constante de eficiencia aerodinámica

e = Coeficiente de oswald

AR = Relación de aspecto

$C_{D_{T0}}$ = Coeficiente de drag máximo al despegue

$C_{L_{T0}}$ = Coeficiente de sustentación máximo al despegue

μ = Coeficiente de fricción

C_{D_G} = Coeficiente de drag de velocidad en tierra

C_{L_R} = Coeficiente de sustentación de rotación al despegue

V_R = Velocidad de rotación

$C_{D_{0T0}}$ = Coeficiente de drag del avión a zero-lift a al despegue

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

$C_{D_{0HLD_{T0}}}$ = Coeficiente de drag a zero-lift con dispositivo de elevación (flaps) al despegue

C_{L_c} = Coeficiente de sustentación en vuelo crucero

$C_{L_{flap_{T0}}}$ = Coeficiente de sustentación al despegue con flaps

ROC = Rata de ascenso

$V_{ROC_{max}}$ = Velocidad en rata de ascenso máximo

$V_{ROC_{min}}$ = Velocidad en rata de ascenso mínima

ROC_{max} = Rata de ascenso máxima

ROC_{min} = Rata de ascenso mínima

$\frac{T}{W}_{max}$ = Relación de empuje con respecto al peso máximo

h_{AC} = Techo absoluto

h_{SC} = Techo de servicio

h_{CrC} = Techo crucero

h_{CoC} = Combat Ceiling

ROC_{AC} = Rata de ascenso absoluto

ROC_{SC} = Rata de ascenso servicio

ROC_{CrC} = Rata de ascenso crucero

ROC_{CoC} = Rata de ascenso Combat Ceiling

$\frac{T_C}{W}$ = Relación de empuje con respecto al peso en techo de servicio

T_C = Empuje en función de la altitud

$\frac{T_C}{W_{h_c}}$ = Relación de empuje con respecto al peso en relación a la altitud

σ_{AC} = Densidad relativa

W_{sc} = Peso del avión sin combustible

E = Duración de vuelo (endurance)

$C_t = SFC$ = Consumo específico de combustible

λ = Taper ratio DEL PLANO ALAR

C_t = Cuerda de la punta

C_r = Cuerda de raíz

MAC = Cuerda aerodinámica media

b = Envergadura alar

α_t = Angulo twist

Γ = Diedro alar

$X_{alar\ 1\ a}$ = Cuerda promedio de la primera sección alar

$X_{alar\ 1\ b}$ = Cuerda promedio de la segunda sección alar

$dX_{T\ ala\ 1}$ = Distancia total a la cuerda alar promedio

L_{LC} = Longitud característica (cuerda promedio).

μ = Viscosidad absoluta o dinámica.

R_e = Número de Reynolds.

C_m = Coeficiente de momento

D_F = Diámetro final del fuselaje

L_f = Longitud final

L_N = Longitud de la sección de nariz

L_R = Longitud de la sección trasera

$L_C = LCP$ = Longitud de cabina

n_s = Números de sillas

W_s = Ancho de las sillas

W_c = Ancho de la cabina

T_W = Espesor de la cabina

V_C = Volumen total de la carga de pasajeros

n_t = Número de los pasajeros

V_b = Volumen de equipaje total de cada viajero

n = Número de contenedores

n_{r_i} = número de filas

P_{S_i} = distancias entre asientos

S_{wet} = Área mojada del fuselaje

V_{bottom} = Espacio máximo disponible para la carga útil

ρ_f = Densidad del combustible

V_f = Volumen final del fuselaje

V_{req} = Volumen total del fuselaje requerido

t_r = Espesor del ala en la raíz

$(\frac{t}{c})_{max_r}$ = Espesor del perfil alar de raíz

V_{wb} = Volumen requerido para el wing box

S_h = Superficies del area

S_h = Brazo estabilizador

AR_h = Relación de aspecto del estabilizador horizontal

λ_h = Taper ratio del estabilizador horizontal

Ch_{tip} = Cuerda de punta del estabilizador horizontal

Ch_{root} = Cuerda de raíz del estabilizador horizontal

MAC_h ó C_h = Cuerda media aerodinámica del estabilizador horizontal

b_h = Envergadura del estabilizador horizontal

l = Distancia del centro geométrico del estabilizador horizontal y el centro aerodinámico del plano alar

\bar{v}_H = Coeficiente de volumen de estabilizador horizontal

$C_{M_{o_{wf}}}$ = Coeficiente de momento del plano alar/fuselaje

h = posición del centro de gravedad

h_o = posición del centro aerodinámico ala/fuselaje

C_{L_h} = coeficiente de sustentacion del estabilizador horizontal

F_n = Carga del tren de aterrizaje de nariz

F_m = Carga del tren de aterrizaje principal

α_c = Angulo al despegue

H_f = Distancia de B a C

AB = Distancia de A

INTRODUCCIÓN

Los aviones comerciales de gran capacidad de carga tienen un gran impacto a nivel mundial, la historia de estos aviones comerciales de gran capacidad de pasajeros con motores turbo fan comienza a mediados de los años 70, es la época la cual hay un gran desarrollo tecnológico de fabricación de estos aviones, el desarrollo tecnológico comienza con el avión comercial más conocido a nivel mundial como el Boeing 747, el McDonnell Douglas DC-10, Lockheed L-1011 TriStar, Ilyushin Il-62 entre otros, transportando a partir de 350 pasajeros; pero está en el ingeniero hacer que estos aviones sean mucho más óptimos, transportando más pasajeros de manera más segura, rápida y efectiva.

El desarrollo de aplicaciones computacional como softwares de diseño, hojas de cálculos entre otros en el campo de la ingeniería, le ha dado un cambio total al sistema de diseño de estos aviones, dando soluciones más concretas, seguras y efectivas logrando satisfacer cada vez más las necesidades del cliente.

Las razones anteriores fueron los mecanismos para el desarrollo de este proyecto de grado, donde se desarrolla el diseño de manera conceptual y preliminar de un avión de gran capacidad de carga, teniendo en cuenta aviones similares como el Boeing 747, el Antonov 225 y el Airbus a380 son considerados los aviones más grandes del mundo.

Hasta la fecha se están desarrollando nuevos proyectos de aviones comerciales similares de gran capacidad de carga para 1000 pasajeros como el *VELA (Very Efficient Large Aircraft)* de fuselaje integrado de centro aeroespacial de germania, *El avion X-48 de la NASA entre otros* y que por medio de evidencias allegadas de estos proyectos similares permitirá que el diseño del avión comercial para 1000 pasajeros sea posible.

1. CONCEPTOS

1.1 CONCEPTO DE DISEÑO

1.1.1 Diseño de aeronaves

El diseño de aeronaves es un proceso iterativo que empieza en el momento en que el cliente, ya sea militar o civil, entrega los requerimientos iniciales siendo estos el tipo de aeronave a diseñar como aviones pequeños, regionales o aviones jet comerciales.

El diseño aeronáutico puede ser dividido en tres grandes fases. Diseño Conceptual, Diseño Preliminar y Diseño de Detalle.

1.1.2 Diseño conceptual

El proceso de diseño conceptual es en realidad una fase muy compleja en el diseño del avión ya que no empieza sino hasta que se cuenta con cierta claridad sobre las características específicas del proyecto en cuestión. Estas características definen, entre otros, aspectos como: configuración, pesos, tamaños y desempeños que se esperan de la aeronave. Sin embargo, dicha claridad puede que no se alcance con suficiente inmediatez pues en ella juegan un papel importante los estudios de mercado que pueden incidir en el cambio continuo de los conceptos planteados inicialmente como consideraciones de diseño.

En el diseño conceptual, los requerimientos son usados para guiar y evaluar el desarrollo de los arreglos de la configuración total de la aeronave. Las alternativas son continuamente estudiadas hasta determinar cuál es la mejor propuesta.

Este diseño incluye arreglos de la geometría total de los planos alares y empenaje, formas de fuselaje, localizaciones internas de la tripulación, carga paga, pasajeros y equipamiento, así como la instalación del motor y tren de aterrizaje, entre otros. Se pueden tener varias opciones, por ejemplo, en la selección del perfil o en la selección del tipo de empenaje, pero el diseñador mediante su experiencia determinará finalmente cuál es la más viable.

1.1.3 Diseño preliminar

El diseño preliminar da inicio a los cambios más importantes en el proceso general de diseño. En esta fase se parte de que todas las preguntas del diseño conceptual han sido resueltas para iniciar la maduración del diseño aproximado.

En la fase de diseño preliminar sólo se realizan cambios menores en la configuración de distribución. En esta fase, la parte de diseño estructural y el análisis de sistemas de control toman un lugar importante dentro de todo el proceso, así como los análisis pertinentes en laboratorios, tales como pruebas en túneles de viento para analizar el comportamiento del aeroplano, o cálculos aerodinámicos utilizando programas computacionales para el análisis del comportamiento dinámico del fluido sobre la aeronave. Es posible que algunas de estas pruebas y análisis descubran interferencias aerodinámicas indeseadas o problemas de estabilidad inesperados que son los que promueven cambios en la configuración de distribución.

Durante el diseño preliminar los especialistas en áreas tales como estructuras, trenes de aterrizaje y sistemas de control, diseñarán y analizarán las partes correspondientes a la aeronave. Se realizarán pruebas en estas áreas, incluyendo, la aerodinámica y los sistemas de propulsión; se pueden realizar también simulaciones, ya sea de tipo físico o eléctrico, utilizando modernos software de Diseño Asistido por Computador (DAC).

Durante el diseño preliminar, el Lofting o modelamiento matemático de la superficie exterior (piel) de la aeronave, es un paso de vital importancia pues requiere de precisión para garantizar un apropiado ajuste entre las diferentes partes del avión que pueden haber sido diseñadas por diferentes expertos o casas fabricantes.

Por otra parte, la fase del diseño preliminar acarrea serias decisiones para el comité de manufactura del avión pues ha de considerar los altos costos involucrados en el diseño y construcción de una aeronave. El último objetivo durante el diseño preliminar es preparar a la compañía para la etapa de diseño de detalle.¹

2. HIPOTESIS

La falta de aviones de este tipo “box-wing”, no permite que haya una mayor eficacia aerodinámica; se trata de hacer una estudio profundo que permita demostrar que hay un coeficiente de oswal mayor a uno y que por esa razón se pueda establecer que un avión comercial sea más eficiente de forma aerodinámica disminuyendo el drag inducido, que permitirá que este avión desarrolle una mayor velocidad y empuje en comparación con un avión con las mismas características pero con planos diferentes (uno de tipo convencional y el otro de tipo “box-wing”); El diseño de este tipo de plano wingbox implica toda una serie de cálculos, pero hay uno que es fundamental, el MAC (Mean Aerodynamic Chord) siendo este un factor importante a la hora de establecer el centro aerodinámico y el centro de gravedad; para el cálculo del MAC se debe tener en cuenta el centro geométrico

¹Artículo de Diseño aeronáutico por *Francisco Javier González Cruz* (Jefe del Área de Diseño y Mantenimiento Aeronáutico, Docente Titular de la Asignatura Motores a Reacción, Fundación Universitaria Los Libertadores.)

total, para ello se formulara una nueva ecuación que permita el cálculo de este centro geométrico de este tipo de ala, posteriormente el cálculo del el centro de presión y el centro de gravedad.

2.1 COEFICIENTE DE OSWALD

D_0 Denota resistencia a sustentación cero (*zero-lift drag*) y D_i se llama la resistencia inducida (*induced drag*). El factor de Oswald deriva en este término que lleva el nombre de BM Oswald, quien la estableció en una publicación de la NACA en 1933. Se obtiene mediante el trazado de valores (medidos) de C_D frente c_l^2 a de la pendiente. Los valores típicos son entre 0,7 y 0,9. Dado que la resistencia inducida de un ala elíptica se considera que es la referencia a 1; el factor de Oswald puede ser visto como un factor de eficiencia.²

2.2 CUERDA MEDIA AERODINAMICA (MAC)

El centro de gravedad (CG) debe estar situado en un punto determinado de la cuerda aerodinámica media. Esta cifra se da generalmente en porcentaje, pero a veces es una medición.

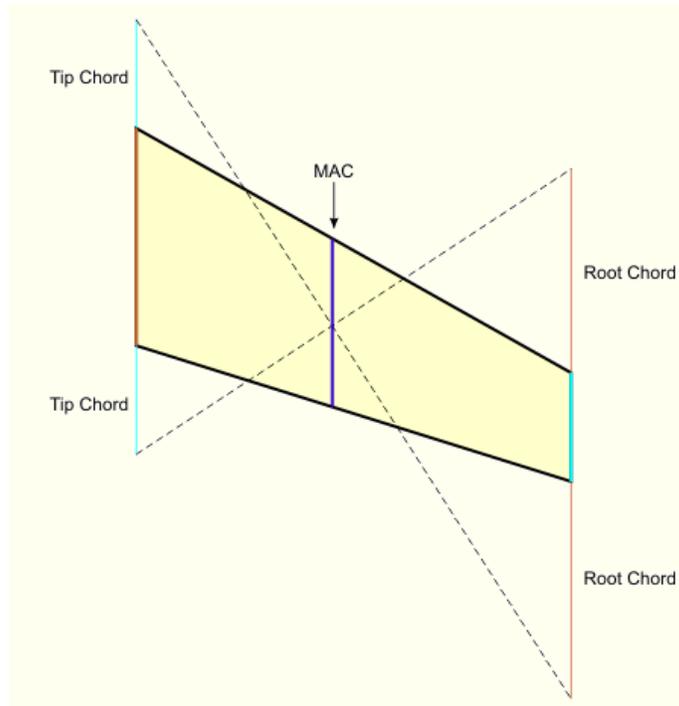
El CG se puede medir desde cualquier punto a lo largo de la duración del borde de ataque del ala si el plano alar es rectangular.

Si se estrecha el ala a continuación, debe localizar el MAC antes de que se pueda localizar el GC.

² E. Torenbeek, H. Wittenberg. *flight physics essentials of aeronautical diciplines and technology,with historical notes* Springer Science+Business Media, B.V. 2009

La cuerda media aerodinámica no es un promedio de la cuerda.³

Figura 1. Cuerda media aerodinámica



Fuente: Paul K. Johnson Mean Aerodynamic Chord

Si el plano indica que el centro de gravedad debe estar ubicado en algún porcentaje de la MAC, luego medir la MAC y poner el centro de gravedad del porcentaje dado de vuelta desde el borde a lo largo de la MAC. Por ejemplo, si la MAC es de 10 "y el plano indica que el CG debe ser el 25% de vuelta desde el borde delantero, luego el CG es de 2-1 / 2" de vuelta desde el borde anterior en el MAC.⁴

³ Paul K. Johnson (2003) *Mean Aerodynamic Chord* March 21, 2014 , tomado de la pagina web http://www.airfieldmodels.com/information_source/math_and_science_of_model_aircraft/formulas/mean_aero_dynamic_chord.htm

⁴ Paul K. Johnson (2003) *Mean Aerodynamic Chord* March 21, 2014, tomado de la pagina web http://www.airfieldmodels.com/information_source/math_and_science_of_model_aircraft/formulas/mean_aero_dynamic_chord.htm

3. NORMATIVAS

Para este tipo de marco referencial, la parte legal se basara mediante todas las normas que permita el desarrollo del diseño del avión comercial cumpliendo con todos los parámetros y normas que regula la FAR 25 que es para este tipo de aviones comerciales de gran capacidad de carga; a continuación se mostrara partes y sub-partes de esta norma:

3.1 FAA FAR Part 1 – DEFINICION Y ABREVIATURAS

3.1.1 FAA FAR Part 25 – ESTANDARES DE AERONAVEGABILIDAD: CATEGORIA DE AVIONES DE TRANSPORTE– SUB-PARTE B

a. Performance

- FAR 25.101 – General
- FAR 25.103 – Stalls speed
- FAR 25.105 – Take off
- FAR 25.107 – Take off speeds
- FAR 25.109 - Accelerate-stop distance
- FAR 25.111 – Take off path
- FAR 25.113 – Take off distance and take off run
- FAR 25.115 – Take off flight path
- FAR 25.117 - Climb: general
- FAR 25.119 – Landing climb: All-engines-operating
- FAR 25.121 - Climb: One-engine-inoperative
- FAR 25.123 - En route flight paths
- FAR 25.125 – Landing

b. Controllability and Maneuverability

- FAR 25.143 – General

- FAR 25.145 - Longitudinal control
- FAR 25.147 – Directional and lateral control
- FAR 25.149 - Minimum control speed

c. Trim

- FAR 25.161 – Trim

d. Stalls

- FAR 25.203 - Stallcharacteristics

e. Stability

- FAR 25.171 - General
- FAR 25.173 - Static longitudinal stability
- FAR 25.175 - Demonstration of static longitudinal stability
- FAR 25.177 - Static lateral-direction al stability
- FAR 25.181 – Dynamic stability

f. Ground and Water Handling Characteristics

- FAR 25.237 – Wind velocities⁵

4. AERONAVES SIMILARES

La historia de aviones comerciales de gran capacidad de pasajeros con motores turbo fan comienza a mediados de los años 70, es la época la cual hay un gran desarrollo de fabricación de los siguientes aviones comerciales más grandes del mundo:

⁵ federal aviation regulation, (06/11/2014), tomado de la pagina web http://www.flightsimaviation.com/data/FARS/part_25.html

4.1 DOUGLAS DC-10

El DC-10 fue diseñado y construido en Long Beach, California, por Douglas Aircraft Company, ahora la División de Boeing (Comercial Airplanes Long Beach). La producción se inició en enero de 1968 y las primeras entregas fueron en 1971 en un proceso de producción que se extiende hasta 1989, los aviones comerciales DC-10 se entregaron, además de los modelos de 60KC-10 cisterna /de carga construidos para la Fuerza Aérea de Estados Unidos.

Se desarrollaron seis modelos comerciales del DC-10. Todas las versiones del transporte trijet para 250 pasajeros, en un arreglo de la clase y el coach de primera mixta típica, a380 en toda economía-estar.

El modelo de la serie 10 fue diseñado para el servicio en rutas de hasta 4.000 millas terrestres (6436 kilómetros) y es impulsado por motores General Electric CF6-6, cada uno valorado en 40.000 libras (17.144 kg) de empuje de despegue. El primer vuelo se realizó el 29 de agosto de 1970, la Administración Federal de Aviación (FAA) de certificación fue recibida por el servicio de avión el 29 de julio, de 1971 Las primeras entregas conjuntamente a American Airlines y United Airlines. Vuelos comerciales regulares se iniciaron 05 de agosto 1971.

La Serie alcance intercontinental 40, impulsado por Pratt & Whitney JT9D motores turbofan, con rango sin parar hasta cerca de 5.800 millas (9322 kilómetros), se introdujo para dar servicio en 1972.

La Serie 30, un modelo intercontinental con un alcance de aproximadamente 5.900 millas (9493 kilómetros), también introdujo en 1972, está equipado con fan jets General Electric CF6-50.

EIDC-10 Convertible Freighter, primera entrega fue en 1973, puede ser dispuesto para llevar a todos los pasajeros o toda la carga y está disponible en la serie básica 10, Serie 30 ó Serie 40 Todas las versiones tienen el espacio de carga disponible demás de 16.000 pies cúbicos (453 metros cúbicos), tanta capacidad como 40 pies (12,19 m) vagones de carga, o hasta 380 pasajeros.

La Serie 15, en su primer lanzamiento en 1979, combina la estructura básica más pequeña de la serie 10 con una versión de los motores más potentes usados en los años 30 de la serie de más largo alcance. La combinación de la Serie 15 un excelente rendimiento con cargas completas de aeropuertos a mayor altitud en climas cálidos.

La serie 30 FDC-10, un modelo completamente carguero, fue ordenado por Federal Express en mayo de 1984. La primera entrega se realizó el 24 de enero de 1986, esta versión de carga para transportar cargas hasta 175.000 libras (79.380 kg) más de 3.800 millas (6115 kilómetros).⁶

4.2 Tristar L-1011

En abril de 1972, después de seis años de dificultad de diseño y algunos contratiempos imprevistos, la Company de California Lockheed (ahora Lockheed Martin) entregó el avión comercial tecnológicamente más avanzado de su época, el L-1011 Tri Star, a su primer cliente, Eastern Airlines.

De manera similar a otros aviones de pasajeros ante sí, el L-1011 se enfrentó a enormes desafíos en el camino a su vuelo inaugural. Necesidades divergentes de las compañías aéreas competidoras llevaron a diseñar desafíos. Las dificultades financieras asolaron fabricante de su motor. Y una recesión, alimentada por la

⁶ Boeing Aircraft company, tomado de la pagina web **Fuente especificada no válida.**

primera crisis del petróleo del mundo, disminuyó la demanda de aviones comerciales.

Pero el L-1011, al igual que su empresa, soportó la crisis, incluyendo una garantía de préstamo del gobierno, pero al final, se salvaron más de 4.500 puestos de trabajo. Y el 30 de abril de

1972, Eastern Airlines inició el servicio regular del L-1011, con un vuelo sumiso de Miami a Nueva York.

En la pista, el Lockheed L-1011 Tri-star era una belleza innegable. Con su gran nariz curvada, alas de baja, y la cola, se veía tan elegante como un delfín. Pero en vuelo, el L-1011 había nada menos que un milagro.⁷

4.3 Boeing 747

Es un avión comercial de fuselaje ancho fabricado por Boeing. Conocido por su impresionante tamaño, Realizó su primer vuelo comercial en 1970, siendo el primer avión con fuselaje ancho. Su rival más directo es el Airbus A380; este avión es impulsado por cuatro motores turbo fan producidos por Pratt & Whitney, cuya referencia JT-9D fue inaugurada con el avión y han sido usados por otros aviones de fuselaje ancho como el Douglas DC-10. Su segundo piso en la parte anterior de la cabina ha hecho de los 747 un icono altamente reconocible del transporte aéreo. Una disposición típica en 3 clases acomoda a 416 pasajeros, mientras que una disposición de dos clases acomoda un máximo de 524 pasajeros. El 747-800, la versión más reciente en servicio, vuela a velocidades subsónicas de Mach 0,85 y ofrece alcance intercontinental de 7 260 millas náuticas (13 446 kilómetros).⁸

⁷ Lockheed Martin, tomado de la página web <http://www.lockheedmartin.com/us/100years/stories/l-1011.html>

⁸ Boeing, (2014 06 de julio), tomado de la página web <http://www.boeing.com/boeing/commercial/747family/specs.page?>

4.4 Airbus 380

EIA380 es un avión de dos pisos, es el mayor avión comercial del mundo vuelan en la actualidad, con capacidad para transportar 525pasajeros en una configuración cómoda de tres clases, y hasta 853 en una configuración de clase única que proporciona asientos más amplios que su competidor. En general, dos cubiertas de la A380 ofrecen un 50 por ciento más de superficie de suelo que cualquier otro avión de gran capacidad con un alcance superior de 15.700 kilómetros. El A380 es la solución ideal para aliviar la congestión del tráfico en los aeropuertos. Tiene dos niveles de pasajeros de larga duración con verdaderas dimensiones de fuselaje ancho.⁹

4.5 Antonov 225

Este avión fue diseñado y construido durante 1984-1988, un avión transporte de la amplia gama de carga con un peso total de hasta 250 toneladas; Mriya se convirtió en la primera etapa del sistema de lanzamiento aéreo de una nave espacial, Inicialmente, la tarea principal de la AN-225 era el transporte de varias partes del cohete portador nave espacial Buran, que habían sido fabricados en las empresas de las regiones centrales de la Unión Soviética, y el montaje final debería haber sido realizadas en Baikonur. Longitud proyectada de algunos de ellos llegó a 60 metros y diámetro de 8 metros. El rango de transporte es 1500-2500 km.

En el 2000, se inició la modernización de la AN-225. El objetivo era el uso del avión para el transporte de cargas comerciales. La decisión había sido tomada debido a muchas aplicaciones enviadas a Antonov Airlines para el transporte de cargas más pesadas que la carga útil del AN-124-100 Ruslan. Que Mriya pasó las

⁹ Airbus 380, tomado de la página web <http://www.airbus.com/aircraftfamilies/passengeraircraft/a380family/>

pruebas de certificación y el 23 de mayo de 2001, la aviación Registro de Comité Interestatal de Aviación (IAC AR) y Ukraviatrans emitió certificados de tipo para el AN-225. Dado que hasta el presente, el avión ha estado llevando a cabo los transportes comerciales de la flota de Antonov Airlines, subdivisión transporte de ANTONOV Compañía.¹⁰

5. PLANTAMIENTO DEL PROBLEMA

Desarrollar el diseño de aviones de gran tamaño implica numerosos problemas, y desafíos para la ingeniería actual, comenzando por qué, se debe analizar que este tipos de aviones necesitan espacios muy grandes para aterrizar, mantenimiento riguroso y periódico a sus componentes, sistemas, subsistemas, partes y subpartes, sobre costos de operación, elevados precios por un ejemplar fabricado, y planteamientos de operación debido a aerodinámica, espacios de alta operación, y percepción de clientes debido a seguridad. Un avión para 1000 pasajeros, tiene como principal reto, el empuje necesario para elevar a un avión de dimensiones cómo el de un Antonov 225, y disponer de los estudios aerodinámicos y de peso para mantenerse en vuelo.

Otro de los principales problemas en el desarrollo de la fase conceptual; es la elección y ubicación de todo tipo de componentes, como los planos alares, empenaje, fuselaje, disposición del tren de aterrizaje con sus respectivas dimensiones.

En la fase de diseño preliminar el problema radica la poca obtención de datos o evidencias de aviones similares en este caso se hará más referencia al Airbus a 380, que permitirá el respectivo estudio o desarrollo de esta fase.

¹⁰ Antonov 225 tomado de la página web <http://www.antonov.com/aircraft/transport-aircraft/an-225-mriya>

Para desarrollo del proyecto se tendrá en cuenta a la utilización del programa de Anisys Advanced Aircraft (AAA), referencias del libro AIRCRAFT DESIGN A Systems Engineering Approach por **Mohammad H. Sadraey** herramienta principal la cual permitirá realizar el estudio de diseño conceptual y preliminar de un avión comercial experimental con el fin de transportar 1000 pasajeros en cada misión de vuelo de la aeronave, en lo posible con un mayor performance del avión con respecto al peso, para ahorro de combustible, reducción de costos en obras de mantenimiento y mayor cuidado del medio ambiente.

¿Es posible diseñar de manera conceptual y preliminar un avión experimental con el fin de transportar 1000 pasajeros en cada misión de vuelo?

6. JUSTIFICACIÓN

El proyecto se realizará porque en este momento no existe un avión que transporte 1000 pasajeros en lo posible con un mayor performance en comparación de aviones comerciales de la actualidad por el estudio incluido de box-wing (plano alar cerrado) y con los resultados o evidencias allegadas hacer el estudio de diseño conceptual y preliminar con el fin que los entes fabricantes utilicen este diseño con la finalidad de construir este avión comercial con estas características.

El desarrollo del diseño preliminar de un avión de éstas características y con el diseño que se muestra en éste proyecto, es posible que por la eficiencia reducirán significativamente el costo para operadores, además teniendo en cuenta que el avión le apunta a la eco-sostenibilidad “es más fácil y económico transportar 1000 pasajeros en un avión que en 2 aviones”.

Esto aumenta las dificultades del proceso y explica por qué estas etapas de diseño se caracterizan por exigir del diseñador su atención a un gran número de variables.

El desarrollo del diseño preliminar de un avión de estas características y con el diseño que se muestra en éste proyecto. Cada año hay un crecimiento de pasajeros por año; según el reporte de la aeronáutica civil de Colombia afirmo que “en un periodo de enero de 2014 a julio de 2014 el movimiento de pasajeros ha sido de 17.161.042 presentando un aumento del 6.2%, frente al mismo periodo del año 2013”.¹¹

Por otra parte la Organización Mundial del Turismo (OMT), también afirmo sobre el crecimiento de pasajeros por año afirmando que “De acuerdo a la información del barómetro OMT sobre turismo mundial, los ingresos por turismo internacional crecieron un 4% en el 2012. Esto refleja una cifra de 1,075 billones de dólares (837.000 millones de euros) en todo el mundo, los cuales iniciaron en el 2012 en 1,042 billones de dólares (749.000 millones de euros).”¹²

Actualmente hay empresas que están empleando estudios significativos para emplear aeronaves de carga masiva, principalmente esta la NASA con el prototipo a escala X-48.¹³

También hay una empresa alemana “German Aerospace Center Institute of Aerodynamics and Flow Technology, Transport Aircraft Braunschweig” que se

¹¹ Asociación Colombiana de Agencias de Viajes y Turismo, tomado de la página web <http://www.anato.org/index.php/investigaciones>

¹² Asociación Colombiana de Agencias de Viajes y Turismo, tomado de la página web <http://www.anato.org/index.php/investigaciones>

¹³ Gray Creech, *Public Affairs NASA Dryden Flight Research Center* tomado de la página web http://www.nasa.gov/topics/aeronautics/features/X-48_research_ends.html

dedica al estudio de diseño un avión, para transportar aproximadamente 1000 pasajeros.¹⁴

7. OBJETIVOS

7.1 OBJETIVO GENERAL

Diseñar conceptual y preliminarmente un avión tipo comercial

7.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS

- Desarrollar el diseño conceptual de la aeronave.
- Diseñar de forma preliminar en base al diseño conceptual realizado aplicando la metodología necesaria.

8. METODOLOGÍA

8.1 TIPO DE INVESTIGACIÓN:

La metodología a emplear para el proyecto se hará de tipo descriptiva y comparativa con base a las fases de diseño y referencia de aviones similares.

8.2 ETAPAS METODOLÓGICAS:

A continuación se especificara los pasos o la metodología a utilizar para el desarrollo de este trabajo de grado.

¹⁴ German Aerospace Center (Institute of Aerodynamics and Flow Technology, Transport Aircraft_Braunschweig) tomado de la pagina web, <file:///G:/proyecto%20de%20grado/20/DLR%20-%20Institut%20f%C3%BCr%20Aerodynamik%20und%20Str%C3%B6mungstechnik%20-%20The%20VELA%20-%20Project.htm>

8.3 DISEÑO CONCEPTUAL:

Para el desarrollo de esta fase de diseño se tendrá en cuenta, información de forma general como hojas de especificaciones técnicas de aviones jet de alta capacidad de carga, para finalmente establecer un diseño básico o de referencia, requerimiento de diseño e información de los materiales.

8.4 DISEÑO PRELIMINAR:

En el diseño preliminar se hará un estudio de mayor profundidad con base a datos o evidencias allegadas de la fase del diseño conceptual; se establecerá configuración, tamaño, peso, dimensiones del avión, los requerimientos que definen la misión de la aeronave que se desea tener; y la creación de hoja de especificaciones técnica (data sheet) en esta fase de diseño.

9. FASE DE DISEÑO CONCEPTUAL

9.1 INTRODUCCION

La fase de diseño conceptual es el diseño de la aeronave en el Nivel de concepto. En esta etapa, los requisitos de diseño generales se introducen en un proceso para generar una configuración satisfactoria. La herramienta principal en esta etapa de diseño es la selección del tipo de avión a diseñar. Aunque hay una variedad de evaluaciones y análisis, no hay muchos cálculos. La experiencia de diseño juega un papel crucial en el éxito de esta fase.

El diseño conceptual es la fase de inicio, la principal y de hecho la fase más importante para el diseño de un avión, en esta etapa de diseño, se hace toda una serie de estudios de manera general del avión, que permite establecer aquellos

parámetros primarios que definen que tipo de avión es, en este caso la capacidad que tiene la aeronave a soportar una carga paga de gran capacidad; las consideraciones de costo para la fabricación de este tipo de avión son considerablemente altas porque se trata de aviones de gran capacidad de carga, se espera que la evolución y desarrollo del diseño del avión genere un gran impacto mundial en la industria aeronáutica, ambiental, y lo más importante impacto en el mercado cuando se trata de un diseño novedoso. Pero también para iniciar el punto de diseño conceptual se debe establecer cuál es el nivel de identificación del problema siendo está asociada con la necesidad del cliente al adquirir el avión, entre una de ellas se puede considerar como la disminución de aviones en vuelo permitiendo un mayor control de tráfico aéreo, economía en cuanto combustible, protección al medio ambiente, y mantenimiento porque se facilita más transportar la misma cantidad de pasajeros en un avión que en dos o más aviones; con base a esto se determina la forma geométrica del avión a diseñar con una descripción completa de las especificaciones pertinentes tomando de referencia algunos parámetros característicos de varios aviones similares.

A continuación en la siguiente tabla N.1 se mostrara la relación entre componentes del avión y los requerimientos de diseño:

Tabla 1. Requerimientos de diseño según componente de avión

No.	requerimientos de diseño	componentes del avión/ parámetros afectados
1	carga paga requerimientos de (peso)	máximo peso al despegue
2	carga paga requerimientos de (geometría y volumen)	fuselaje
3	requerimientos de eficiencia (rango y	máximo peso al despegue,

	duración de vuelo)	peso de combustible
4	requerimientos de eficiencia (velocidad máxima, rata de ascenso, rotación al despegue, velocidad de pérdida, techo de operación, eficiencia de giro)	motor, tren de aterrizaje, plano alar
5	requerimientos de estabilidad	estabilizador horizontal y estabilizador vertical, distribución de peso
6	requerimientos de control	superficies de control (elevador, alerones, timón de dirección), distribución de peso
7	requerimientos vuelo efectivo	centro de gravedad y distribución de peso
8	requerimientos de aeronavegabilidad	requerimientos mínimos de seguridad
9	requerimientos de costo	materiales, motor, pesos, etc
10	requerimientos de diseño de duración	configuración optima
11	requerimientos detectables	configuración de materiales

Fuente: Traducida de Sadraey, Mohammad H. *aircraft design a systems engineering approach*. india : wiley, 2013.

9.2 FUNCIONES DE LOS COMPONENTES PRIMARIOS DEL AVIÓN

Una aeronave comprende 5 principales componentes. Plano alar, empenaje (estabilizador horizontal, estabilizador vertical), fuselaje, sistema de propulsión, el tren de aterrizaje.

Con el fin de tomar una decisión acerca de la configuración de cada componente de la aeronave, el diseñador debe ser plenamente consciente de la función de cada componente, estos interfieren y tienen interrelaciones con otros.

Plano alar: La función principal del ala es generar la fuerza aerodinámica suficiente de elevación manteniendo el avión en el aire. El ala tiende a generar otras dos producciones aerodinámicas no deseadas: fuerza de resistencia aerodinámica y momento de cabeceo aerodinámico. Por otra parte, el plano alar es un componente esencial en la prestación para estabilidad lateral del avión, que es fundamentalmente importante para la seguridad del vuelo. Además permite que el avión haga movimientos sobre su eje longitudinal por medio de los alerones.

Fuselaje: La función principal del fuselaje es acomodar la carga útil que incluye pasajeros, carga, equipaje y otras cargas útiles como armamento, munición, dispositivos, etc. en el ámbito militar. Teniendo la función principal y primordial albergar miembros de la aeronave como los pilotos y la tripulación; en todos los aviones también incluye tanques de combustible y planta motriz excepto los planeadores.

Empenaje: esta tiene la función de ejercer o permitir que el avión haga movimiento por medio de la fuerza aerodinámica con su movimiento permitiendo estabilidad en su eje transversal mediante la acción del timón de profundidad y

permitiendo estabilidad sobre su eje vertical mediante la acción del timón de dirección.

Tren de aterrizaje: La función principal del tren de aterrizaje es facilitar las operaciones de despegue y aterrizaje permitiendo también que opere en tierra estacionándose, y haciendo operaciones de tãxeo. Durante las operaciones de despegue y aterrizaje. Las ruedas del tren de aterrizaje de los aviones también juegan un papel crucial en la aceleración y la deceleración segura de la aeronave. Las ruedas giratorias como parte del tren de aterrizaje de la aeronave permiten acelerar sin tener que gastar una cantidad considerable de empuje para superar la fricción.

Motores: El motor es el componente principal en el sistema de propulsión del avión para generar potencia y/o empuje. La aeronave requiere una fuerza de empuje para acelerar (como en cualquier otro vehículo), la función principal del motor es generar el empuje. El combustible se considera que es un elemento esencial para el sistema de propulsión y que a veces constituye una gran parte del peso de la aeronave. Una aeronave sin motor no es capaz de despegar de forma independiente, de lo contrario sería un planeador. Los planeadores despegan con la ayuda de otra aeronave o dispositivos externos para ascender y volar con la ayuda de las corrientes de viento.¹⁵

Esto se resume tomando de referencia la siguiente tabla:

Tabla 2. Componentes primarios de un avión

No.	componente	funciones primarias	mayor áreas de influencia
1	fuselaje	distribución carga paga	eficiencia del avión,

¹⁵ Sadraey, Mohammad H. *aircraft design a systems engineering approach*. india : wiley, 2013. p. 51.

			estabilidad longitudinal, estabilidad lateral, costos
2	plano alar	generación de sustentación	eficiencia del avión y estabilidad lateral
3	estabilizador horizontal	estabilidad longitudinal	trim longitudinal y control
4	estabilizador vertical	estabilidad direccional	trim direccional y control
5	motores	generación de empuje	eficiencia del avión, costos, control
6	tren de aterrizaje	facilidades de peso al despegue y aterrizaje	eficiencia del avión, costos
7	superficies de control	control	costos de maniobrabilidad

Fuente: tomada y traducida de Mohammad H. Sadraey, AIRCRAFT DESIGN A Systems Engineering Approach (tabla 3.1)

Esta tabla N.2 también muestra los papeles secundarios y de las principales zonas de influencia de cada componente de la aeronave. Esta tabla también muestra los requisitos de diseño que se ven afectados por cada componente. Las funciones descritas en la Tabla N.2 son sólo las principales funciones de cada componente.

A continuación se suministra una lista de parámetros de configuración y sus alternativas de diseño. Estos son determinados por el diseñador. El proceso de optimización será encontrar y probar la mejor configuración. La metodología de optimización formulará una técnica que permite a un diseñador seleccionar los parámetros de configuración a fin de satisfacer los requisitos de diseño de una manera óptima. Estos son los 30 grupos de configuraciones:

Tabla 3. 30 grupos de configuraciones

No.	Configuración de parámetros	Alternativas de configuración
1	Convencional	Convencional, no convencional
2	Potencia	Con motor, sin motor
3	Propulsión	Turbojet, turbofan, turbohelice, piston, roket
4	Numero de motores	Monomotor, bimotor, trimotor, cuatrimotor, motor múltiple
5	Motor y C.G del avión	Pusher, tractor (atrás, adelante)
6	Instalación de motor	Fijo, tilt-rotor
7	Ubicación del motor	Bajo el plano alar, dentro del plano alar, encima del plano alar, encima del fuselaje, al lado del fuselaje, dentro del fuselaje
8	Numero de planos alares	Monoplano, biplano, triplano
9	Tipo de plano alar	Plano alar fijo, plano alar rotatorio (helicóptero y girodino)
10	Geometría alar	Rectangular, taperada, barrido, delta
11	Barrido de plano alar	Barrido fijo, barrido variable

12	Ajuste Angulo del plano alar	Ajuste fijo, ajuste variable
13	Ubicación del plano alar	Plano alar alto, plano alar bajo, plano alar medio, plano alar alto con soportes
14	Instalación del plano alar	Cantilever y struct-braced
15	Empenaje o canard	Empenaje, canard, tres superficies
16	Tipo de empenaje	Convencional, en "T", en "H", en "V"
17	Estabilizador vertical	Sin estabilizador vertical, un estabilizador vertical en el fuselaje, dos estabilizadores verticales en los fuselajes, dos estabilizadores verticales en las puntas de los planos alares
18	Tren de aterrizaje	Fijo, retraible, parcialmente retraible
19	Tipo de tren de aterrizaje	Tren de nariz, tren de empenaje, cuadríciclo, múltiple, triciclo, etc.
20	Fuselaje	Corto, largo, doble
21 a	Sillas	Por lado y lado, en tandem
21 b	Sillas (alto número de pasajeros)	Por filas de asientos 1-10
22	Equipaje	Basados en tipos de equipajes y carga paga, son múltiples opciones
23	Cabina	Cabina, cockpit
24	Superficie y control de	Estabilizador y elevador, todos los

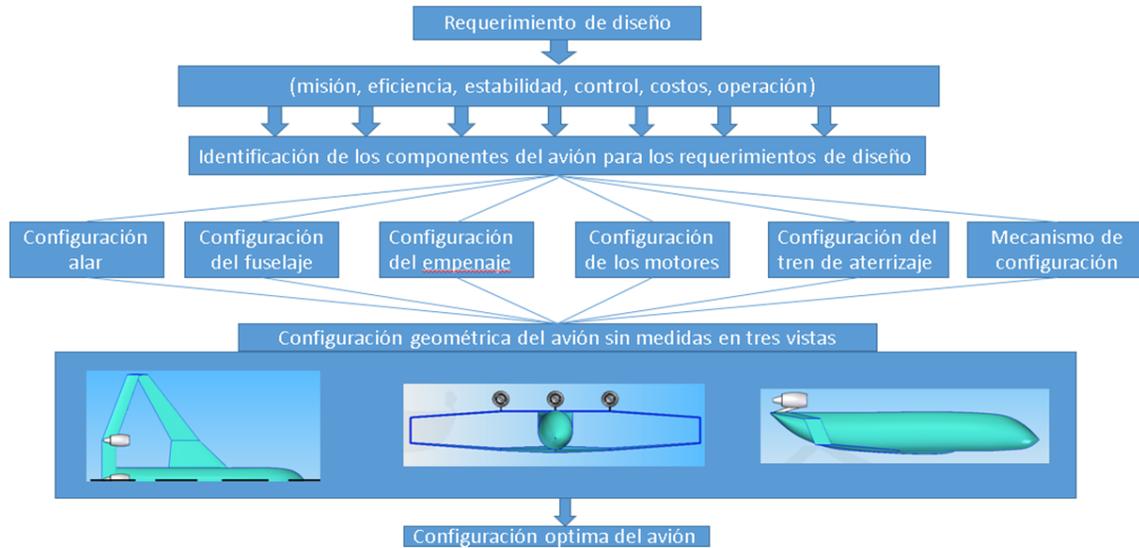
	estabilizador horizontal	movimientos del estabilizador horizontal
25	Superficie y control de estabilizador vertical	Estabilizador y timón de dirección, todos los movimientos del estabilizador vertical
26	Superficies de control del plano alar	Alerones, flaps, flaperones
27	Control de superficies plano alar-empenaje	Convencional, (elevador, alerones y timón), elevòn, empuje vectorizado
28	Sistema de potencia	Mecánica, hidráulica, neumática, FBW, FBOb
29	Material estructural	Metal, compuesto, estructura primaria: metal, estructura secundaria, compuesto
30	Superficies de control secundarios	Flap, slot, slat

Fuente: Tomado y traducido de Mohammad H. Sadraey AIRCRAFT DESIGN A Systems Engineering Approach (tabla 3.3)

9.3 CONFIGURACIONES ALTERNATIVAS DEL AVIÓN A DISEÑAR

En esta fase de diseño se describirán las ventajas y desventajas de cada configuración del avión, como el plano alar, fuselaje, empenaje, planta motriz, tren de aterrizaje y dimensiones de cabina, aplicado en un avión tipo wing box, basado en el siguiente diagrama de flujo.

Figura 2. Diagrama de flujo de diseño conceptual



Fuente: autor

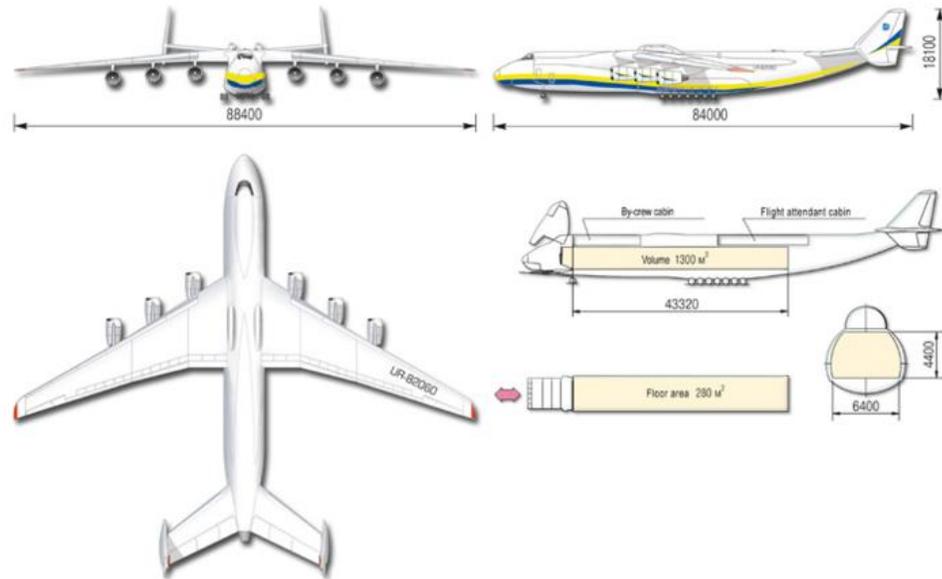
Para satisfacer los requisitos de diseño, se identifican y se prepara la lista de componentes principales, el paso para seleccionar sus configuraciones básicas comienza aquí en esta fase. Cada componente principal de la aeronave puede tener varias alternativas de requisitos de diseño. Sin embargo, cada alternativa llevará ventajas y desventajas por lo que los requisitos de diseño se satisfacen a diferentes niveles. Dado que cada requisito de diseño tiene una configuración, da como resultado un nivel diferente de satisfacción. Esta fase revisa las alternativas de configuración para cada componente principal.

A continuación se hará un estudio sobre la descripción, ventajas y desventajas de cada configuración que permita un diseño básico sobre la configuración geométrica de un tipo de avión comercial, en este caso tipo Box-Win (plano alar cerrado).

Pero antes de las descripciones de cada configuración o sistemas principales del avión, se procede a tomar 6 referencias de aeronaves similares entre ellos está el avión Antonov 225, Airbus 380, Boeing 747, Galaxy c-5, Boeing 777 y el avión

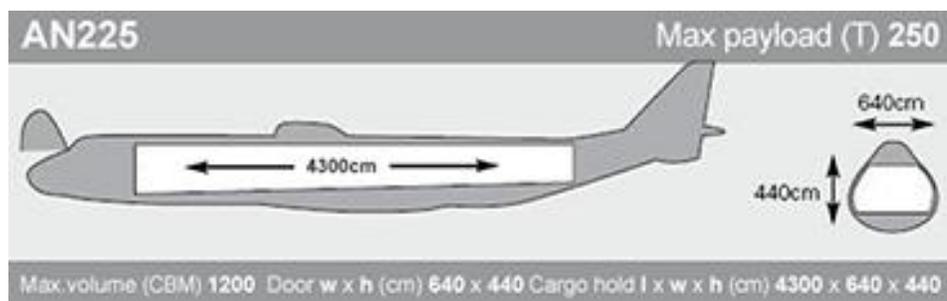
Antonov 124 con el fin de determinar las dimensiones que tendrá el avión de manera conceptual.

Figura 3. Dimensiones generales del avión Antonov 225



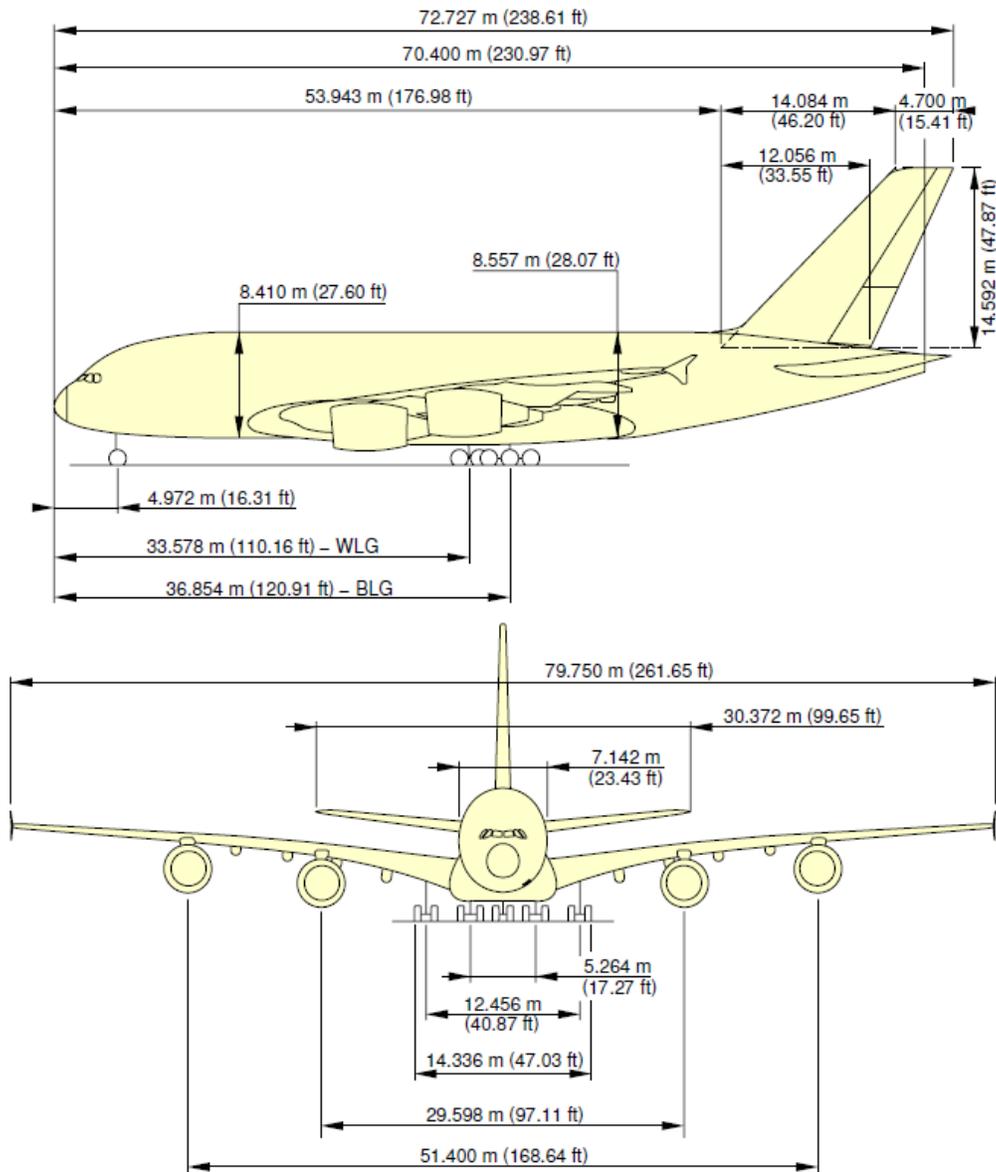
Fuente: obtenido de la página web: <http://www.antonov.com/aircraft/transport-aircraft/an-225-mriya/projection>

Figura 4. Ancho y alto del fuselaje del Antonov 225



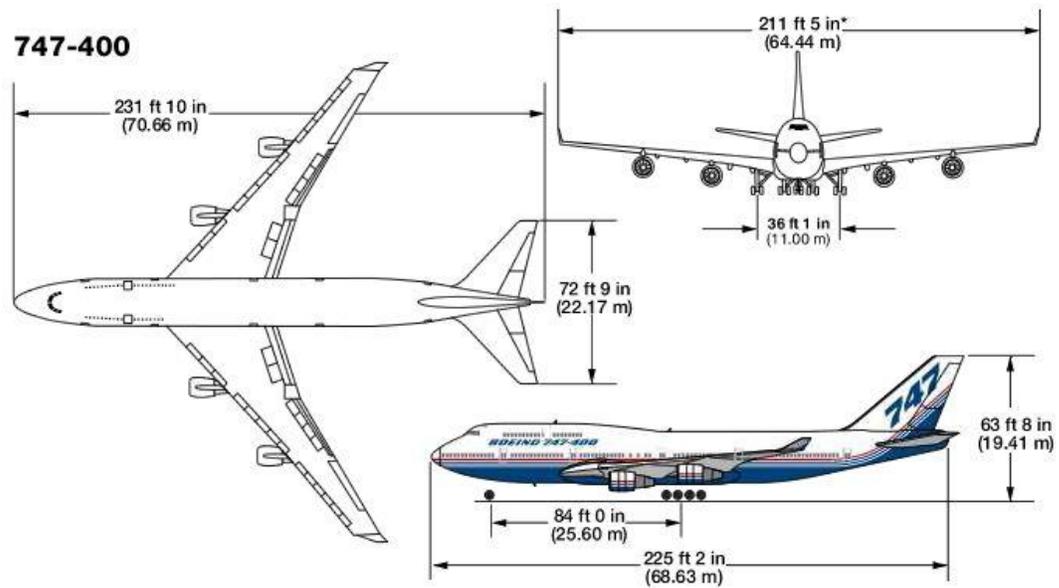
Fuente: obtenido de la página web: <http://www.airpartner.com/en/aircraft-guide/antonov-an225/>

Figura 5. Dimensiones del avión Airbus 380



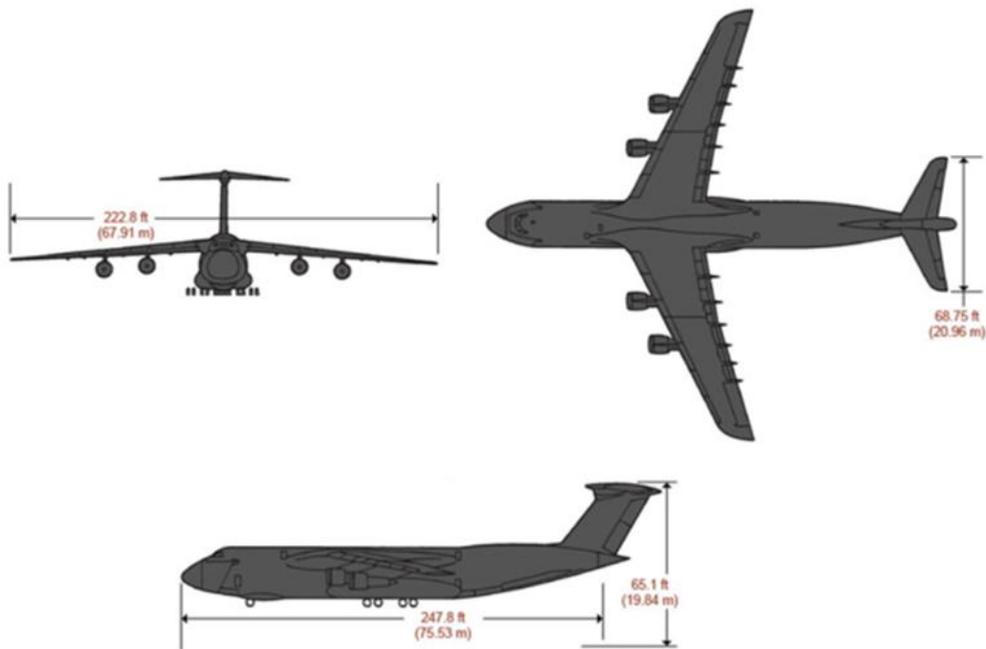
Fuente: Manual de operaciones del Airbus 380.

Figura 6. Dimensiones generales del avión Boeing 747



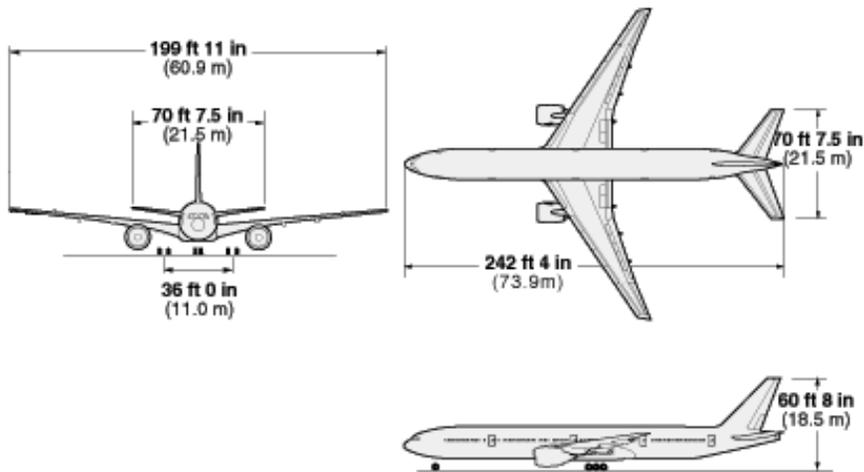
Fuente: obtenido de la página web: http://elaviadorsv.net/ficha_boeing-747.htm

Figura 7. Dimensiones generales del avión Galaxy c-5



Fuente: obtenido de la página web: <http://www.lockheedmartin.com/us/products/c5.html>

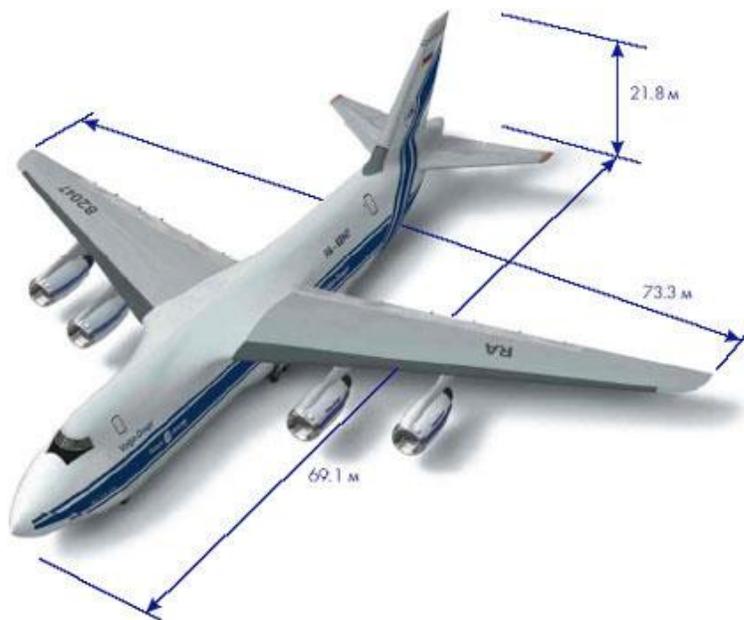
Figura 8. Dimensiones generales del avión Boeing 777



Boeing 777-300

Fuente: obtenido de la página web: http://elaviadorsv.net/ficha_boeing-777.htm

Figura 9. Dimensiones generales del avión Antonov 124



Fuente: obtenido de la página web: <http://airline.volga-dnepr.com/en/fleet/an124/ts/>

9.4 CONFIGURACIÓN DEL PLANO ALAR

En general, las alternativas de configuración de ala son de siete aspectos diferentes los cuales son:

1. numero de planos

a. Monoplano

b. Biplano

c. Triplano

2. localización del plano

a. ala alta

b. ala media

c. ala baja

d. ala tipo Parasol

3. tipo de ala

a. Rectangular

b. Taperada

c. Delta

d. enflechado hacia atrás

e. enflechado hacia adelante

f. Elíptica

4. dispositivo de sustentación alta

a. flap plano

b. flap dividido

c. flap ranura da

d. flap Krueger (borde de ataque)

e. flap ranura do Doble

f. flap ranura do triple

g. aleta borde de ataque

h. ranura borde de ataque

5. configuración de a flecha miento

a. ala fija

b. a flecha miento variable

6. forma

a. geometría fija

b. geometría variable

7. configuración estructural

a. Cantilever

b. apoyado por montante

i. carenado

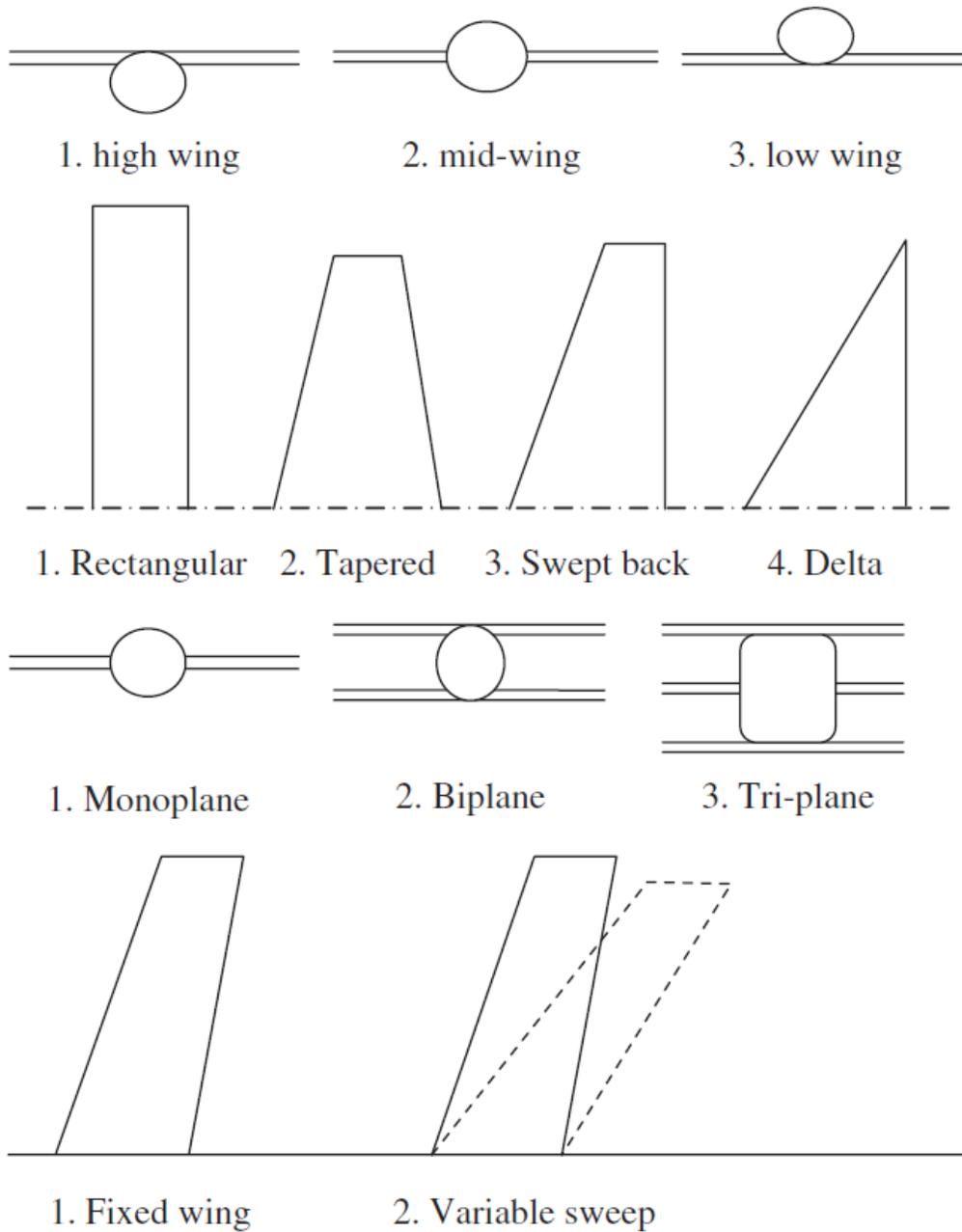
ii. sin carenado

Las ventajas y desventajas de la configuración del plano alar y la mejor alternativa de configuración de ala básica para cumplir con los requisitos de diseño, se darán a continuación. Los impactos primarios de alternativas de configuración del plano alar se imponen con la facilidad de fabricación, la estabilidad lateral, el rendimiento, la maniobrabilidad, y la vida útil del avión.¹⁶

A continuación se ilustra varias alternativas de configuración del plano alar.

¹⁶ Sadraey, Mohammad H. *aircraft design a systems engineering approach*. india : wiley, 2013. p. 53, y p.54

Figura 10. Varias alternativas de configuración del plano alar



Fuente: Imagen tomada de Sadraey, Mohammad H. *aircraft design a systems engineering approach*. india : wiley, 2013. (Imagen 3.2)

El plano alar del avión a diseñar es de tipo box-wing, con configuración estructural cantilever mostrado en el siguiente gráfico en vista isométrica, superior, frontal y lateral respectivamente.

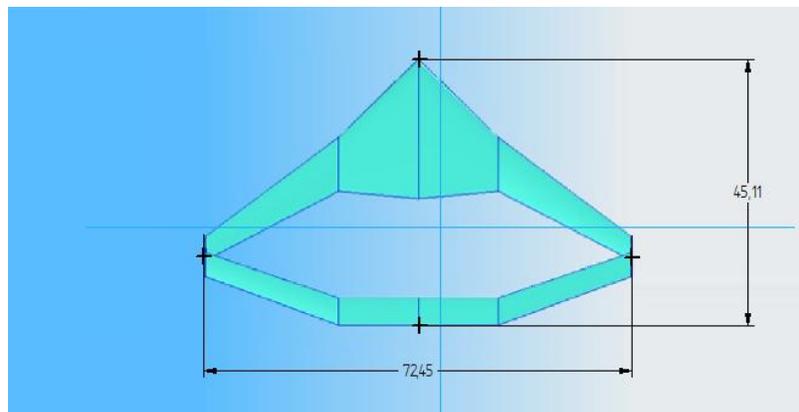
Se procede a recopilar las dimensiones del plano alar mediante la Figura 3, 4, 5, 6, 7, 8 y 9 estos datos están representados en la siguiente tabla.

Tabla 4. Envergadura alar según avión

Avión	Envergadura (m)
Antonov 225	88,4
Airbus 380	79,75
Boeing 747	64,44
Galaxy C-5	67,91
Boeing 777	60,9
Antonov 124	73,3
promedio	72,45

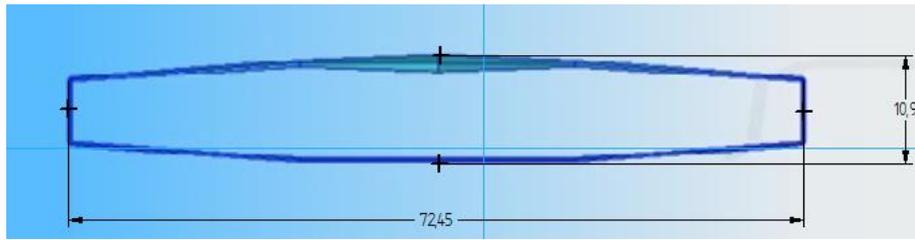
Con base a las dimensiones de envergadura alar de los aviones representados en la tabla 4, se procedió a diseñar el plano alar con base al promedio.

Figura 11. Plano alar superior



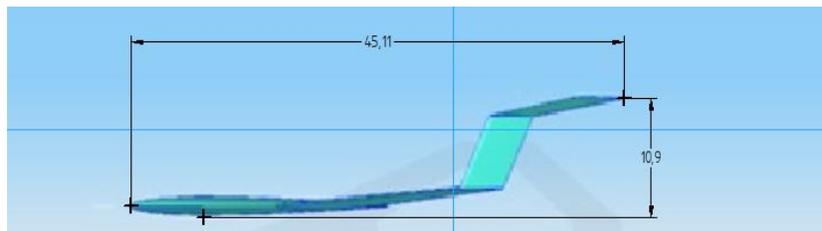
Fuente: Autor

Figura 12. Plano alar frontal



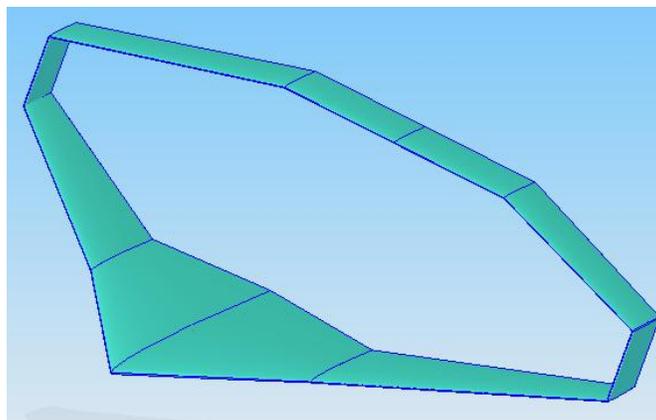
Fuente: Autor

Figura 13. Plano alar lateral



Fuente: Autor

Figura 14. Plano alar isométrico



Fuente: Autor

9.5 CONFIGURACION DEL EMPENAJE

En general la configuración del empenaje se da en tres diferentes aspectos:

1. Adelante o atrás del fuselaje

a. empenaje convencional

b. tipo canard

c. tres superficies

2. estabilizador horizontal y vertical

a. Convencional

b. empenaje en V (V-tail)

c. empenaje en T (T-tail)

d. empenaje en H (H-tail)

e. invertido U

3. Sistema de fijación

a. empenaje fijo

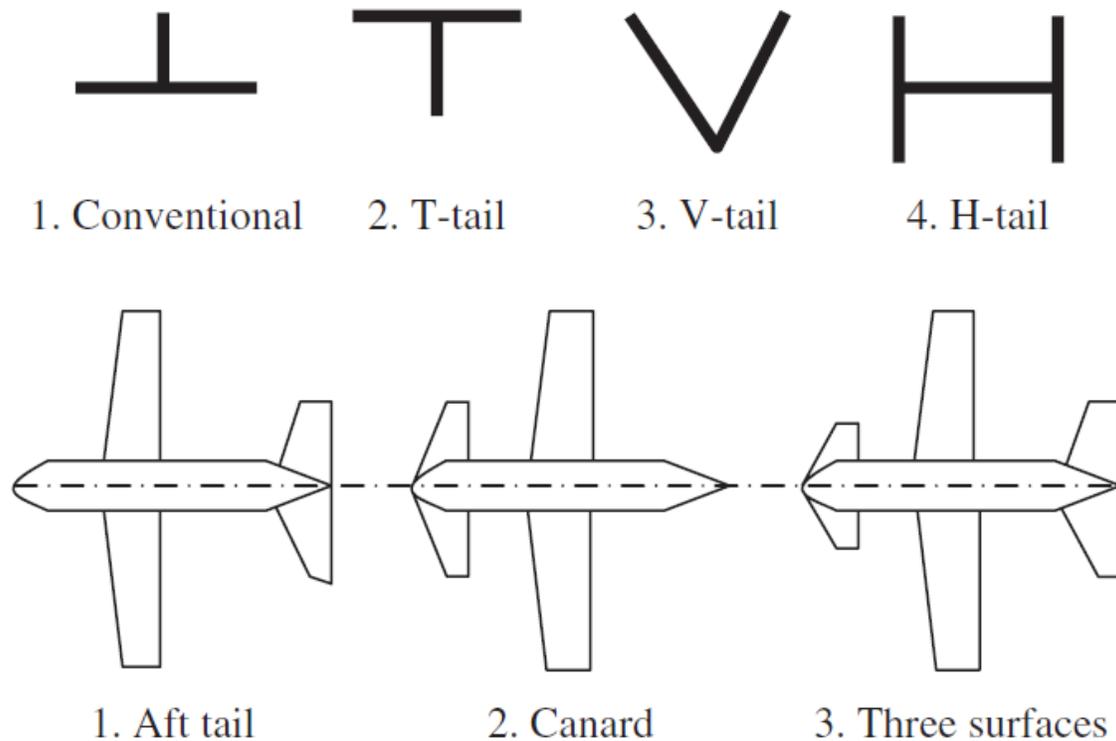
b. empenaje móvil

c. empenaje ajustable

Las ventajas y desventajas de las alternativas de configuración del empenaje, se presentan a continuación. Para cumplir con los requisitos de diseño básicos en el diseño del avión tipo box-wing es llamado también segundo plano alar, Los impactos principales de las alternativas de configuración del empenaje se imponen en el precio, la duración de la producción, facilidad de fabricación, la estabilidad de maniobrabilidad longitudinal y direccional y la vida útil del avión.¹⁷

A continuación se ilustra varias alternativas de configuración del empenaje:

Figura 15. Varias alternativas de configuración del empenaje.



Fuente: imagen tomada de Sadraey, Mohammad H. *aircraft design a systems engineering approach*. india : wiley, 2013. (Imagen 3.3)

¹⁷ Sadraey, Mohammad H. *aircraft design a systems engineering approach*. india : wiley, 2013. p.54 y p.55

La alternativa de configuración del empenaje esta se incluye en el ala tipo box-wing, es como el plano secundario del avión, el timón y estabilizador vertical es como los winglet del avión siendo está incluida en el plano tipo box-wing como se puede apreciar en la siguiente gráfica en vista isométrica, frontal y lateral respectivamente; para este tipo de empenaje seria en forma de “n” para permitir que este tipo de avión sea box-wing.

Se procede a recopilar las dimensiones del empenaje, mediante la Figura 3, 4, 5, 6, 7, 8 y 9 estos datos están representados en la siguiente tabla.

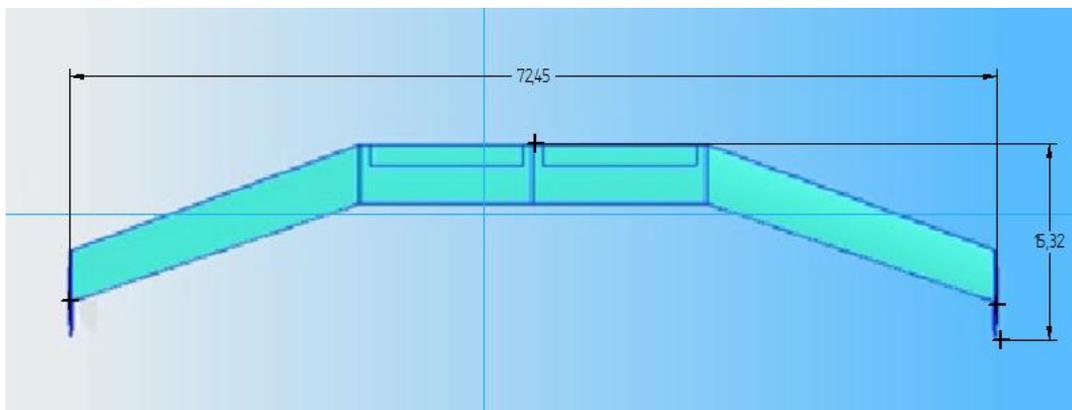
Tabla 5. Empenaje según avión

Avión	Empenaje (m)	
	Estabilizador Horizontal	Estabilizador vertical
Antonov 225	-	-
Airbus 380	30,372	14,592
Boeing 747	27,17	-
Galaxy C-5	20,96	-
Boeing 777	21,5	-
Antonov 124	21,8	-
promedio	24,3604	14,592

Fuente: Autor

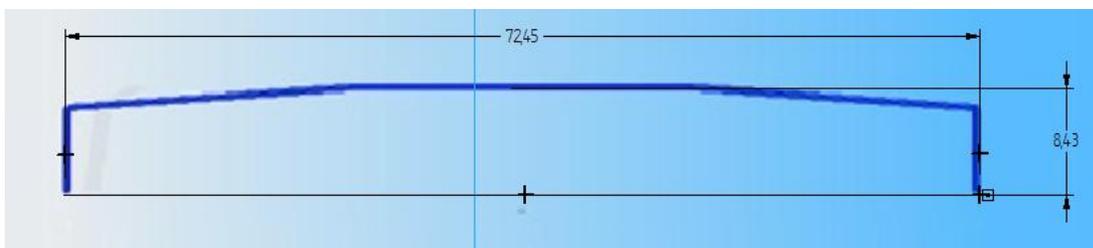
Como las dimensiones representadas en la tabla 5 no son aviones tipo box-wing, se procedió a estimar la envergadura igual a la del plano alar, pero conservando la misma área del estabilizador horizontal con base a las dimensiones del avión Airbus 380 representada en la siguiente figura 5 y 31.

Figura 16. Empenaje vista superior



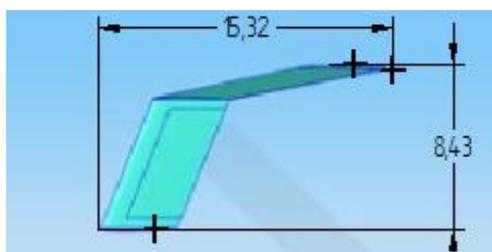
Fuente: Autor

Figura 17. Empenaje frontal



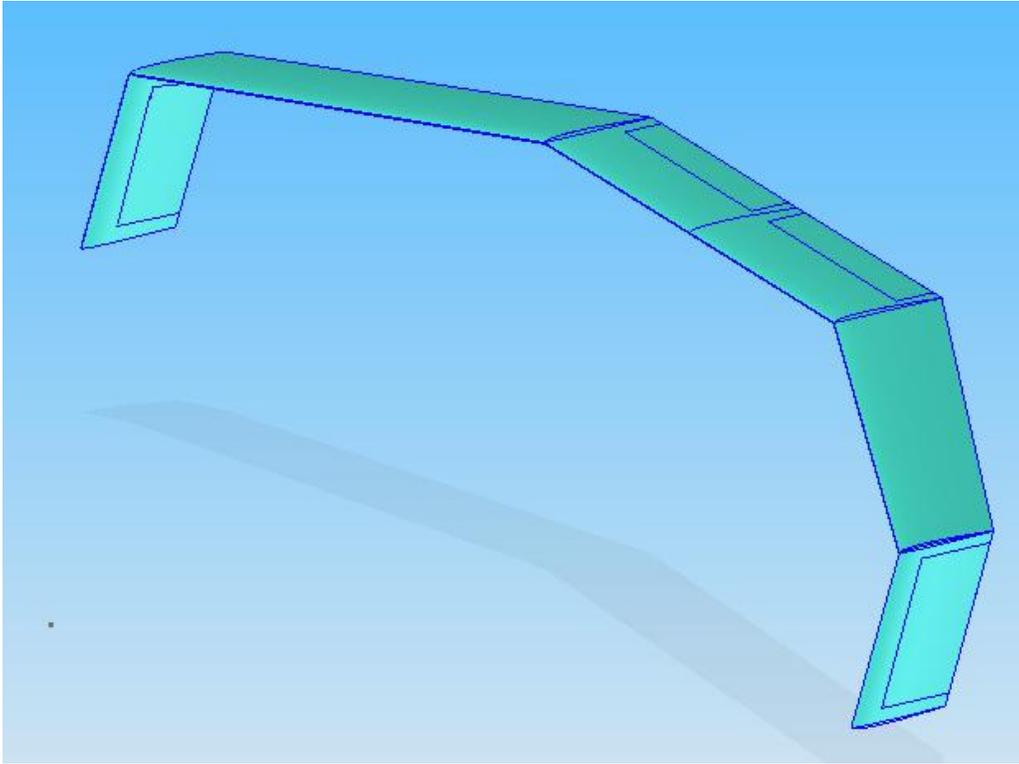
Fuente: Autor

Figura 18. empenaje lateral



Fuente: Autor

Figura 19. Empenaje Isométrico

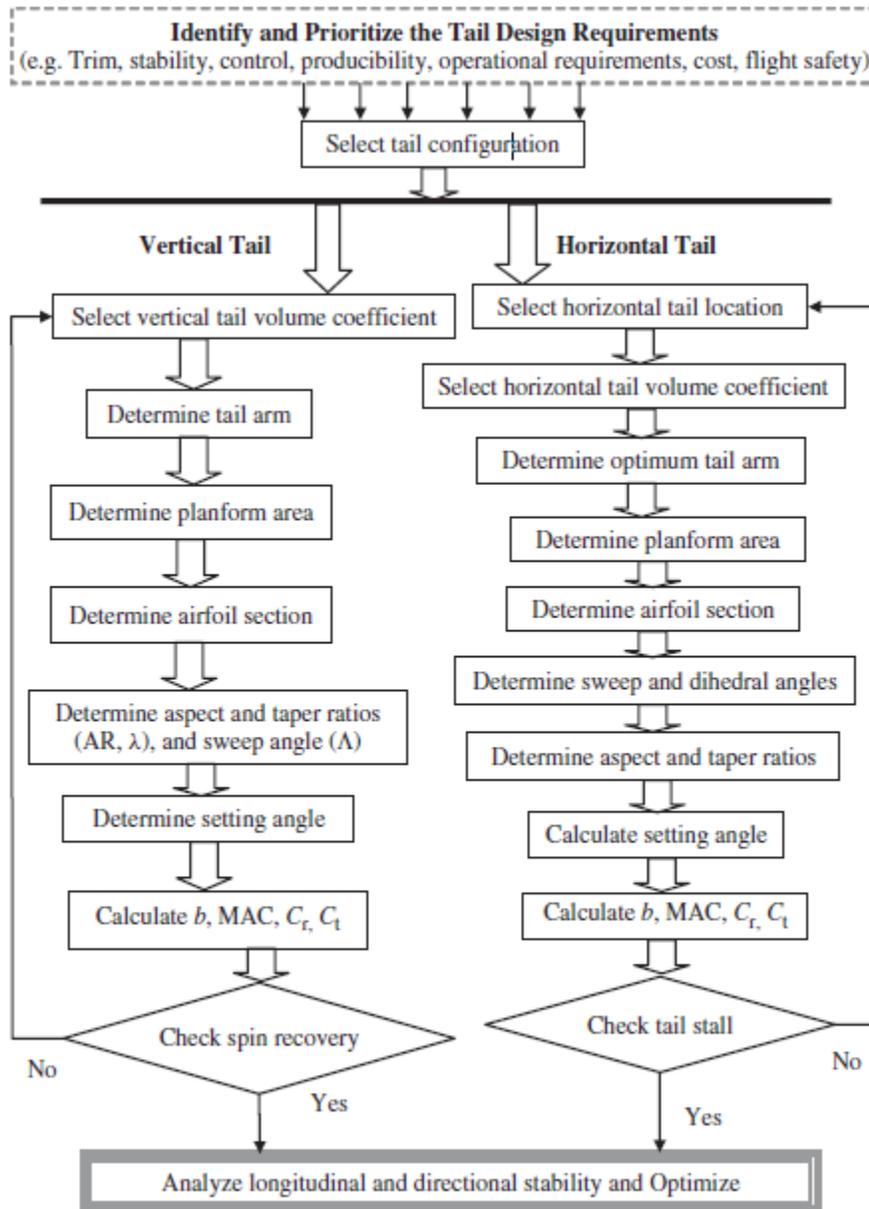


Fuente: Autor

En la sección (10.4 DISEÑO PRELIMINAR DEL EMPENAJE) se establece un diseño de mayor profundidad con sus respectivos cálculos donde se seguirán una serie de pasos con base al siguiente diagrama de flujo (Figura 20).

En la sección (10.4.4 IMPLICACIÓN DEL ESTABILIZADOR VERTICAL EN EL AVIÓN) se describe porque el avión no tendrá estabilizador vertical. Se especifica el diseño preliminar con sus respectivos cálculos Para el diseño del estabilizador se hará en la sección de diseño preliminar,

Figura 20. Diagrama de flujo de requerimientos de diseño del empenaje.



The tail design procedure

Fuente: Imagen tomada de Sadraey, Mohammad H. *aircraft design a systems engineering approach*. india : wiley, 2013. (Imagen 6.1)

9.6 CONFIGURACIÓN DEL SISTEMA DE PROPULSIÓN

En general la configuración del sistema de propulsión se da en diferentes aspectos:

1. tipo de motor

- a. propulsión humana
- b. propulsión por paneles solares
- c. motor tipo pistón
- d. motor tipo Turbohélice
- e. motor tipo Turbofan
- f. motor tipo Turbojet
- g. motor tipo Rocket

2. motor y centro de gravedad del avión

- a. propulsora por hélice
- b. Tractor

3. Numero de motores

- a. monomotor
- b. dos motores
- c. tres motores

- d. cuatro motores
- e. multi-motor

4. localización del motor

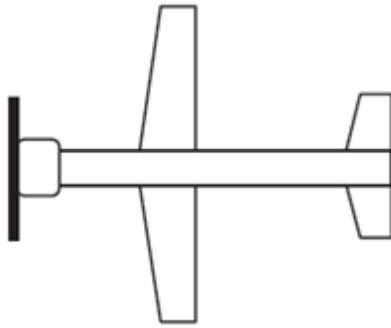
- a. frente de la nariz del avión
- b. sección media del fuselaje interno
- c. dentro de las alas
- d. por encima de las alas
- e. debajo de las alas
- f. dentro del estabilizador vertical
- g. al lado del fuselaje en la parte trasera
- h. por encima del fuselaje.

Los principales impactos de las alternativas de configuración del motor se imponen en el precio de la operación de vuelo, el costo de la producción de aviones, el rendimiento, la duración de la producción, la facilidad de fabricación, la maniobrabilidad, el tiempo de vuelo, y la vida útil del avión.¹⁸

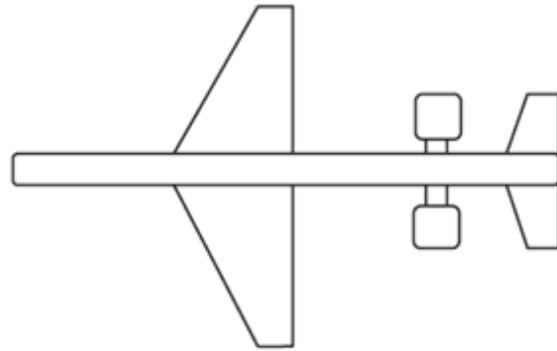
A continuación en la siguiente imagen se ilustran varias alternativas de configuración del sistema de propulsión:

Figura 21. Configuración alternativa del motor

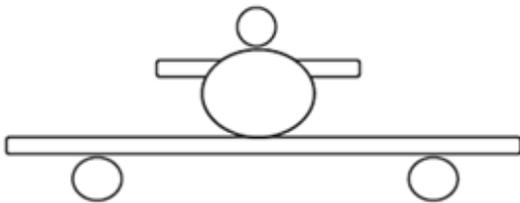
¹⁸ Sadraey, Mohammad H. *aircraft design a systems engineering approach*. india : wiley, 2013. p. 55 y p.56



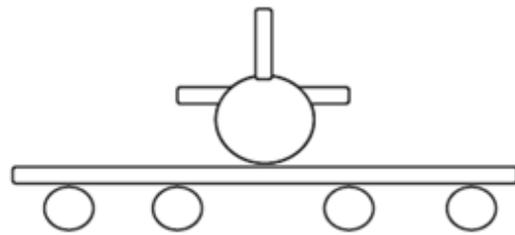
1. Tractor (single-engine)
Prop-driven



2. Pusher (twin-engine) jet



1. Tri-engine



2. Four-engine (under wing)

Fuente: imagen toma de Sadraey, Mohammad H. *aircraft design a systems engineering approach*. india : wiley, 2013. (Imagen 3.4)

La configuración de los motores depende del estudio de diseño de mayor profundidad, en esa fase de diseño se estudiara el empuje que desempeñara el motor, la selección y configuración del mismo, también depende peso máximo al despegue. Donde este requerimiento es ideal para identificar la fuerza de empuje necesario que permita transportar esa carga; se presume que los motores estarán ubicados por encima del estabilizador horizontal ò segundo plano alar, como se ve en la figura 26.

9.7 CONFIGURACIÓN DEL TREN DE ATERRIZAJE

En general la configuración del sistema del tren de aterrizaje se da en diferentes aspectos:

1. mecanismo del tren de aterrizaje
 - a. Fijo ((i) carenado and (ii) sin carena)
 - b. retráctil
 - c. parcialmente retraído

2. tipo de tren de aterrizaje
 - a. triciclo (or nose gear)
 - b. patín de cola (tail dragger or skid)
 - c. tipo tandem
 - d. Multi-rueda
 - e. con flotadores equipado
 - f. Tren de aterrizaje extraíble.

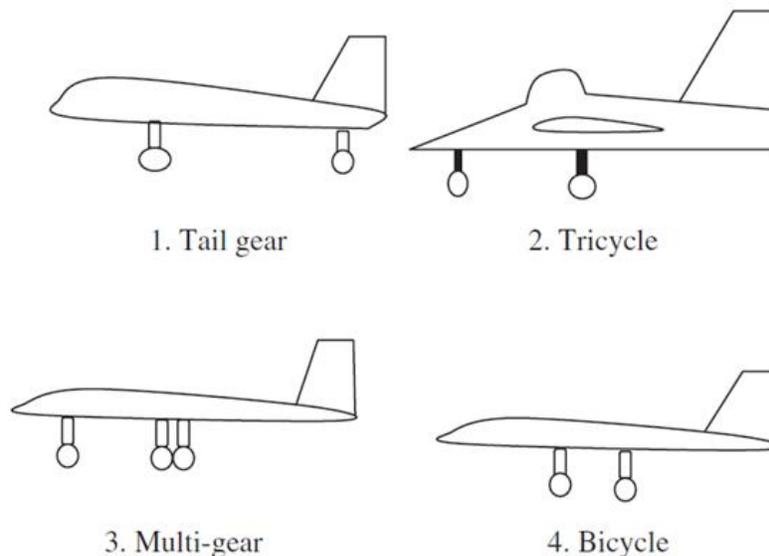
Un requisito de vital importancia que influye en el diseño del tren de aterrizaje es el tipo de pista. Hay principalmente cinco tipos de pista:

3. pista
 - a. base terrestre

- b. base marítima
- c. Anfibio
- d. base barco
- e. base hombre (lanzados control remoto).¹⁹

Los requisitos de la pista también afectan el diseño del motor, del ala, y del fuselaje. Las principales alternativas de configuración del tren de aterrizaje se imponen en el precio de la operación de vuelo, el costo de producción de aviones, el rendimiento, la duración de la producción, la facilidad de fabricación, y la vida útil del avión.

Figura 9. Varias alternativas de configuración del tren de aterrizaje.



Fuente: Imagen tomada de Sadraey, Mohammad H. *aircraft design a systems engineering approach*. india : wiley, 2013. (Imagen 3.5)

¹⁹ Sadraey, Mohammad H. *aircraft design a systems engineering approach*. india : wiley, 2013. p.56. y p.57

La alternativa del diseño del el tren de aterrizaje será retráctil de ruedas múltiple, solo para pistas de aterrizaje largas en los aeropuertos, se estimara que tenga 22 ruedas por ser un avión de gran capacidad de carga, esta estimación se hizo con base al número de ruedas del Boeing 747 con 18 ruedas, seguido del Airbus 380 con 20 ruedas y el avión antonov con 32 ruedas como se puede ver en las siguientes imágenes pero el resultado de este cálculo con mayor precisión está en la sección 10.8 DISEÑO DEL TREN DE ATERRIZAJE.

Figura 10. Boeing 747 con tren de aterrizaje de 18 ruedas



Fuente: Daniel Guerra, THE WING OF THE WBE, 2015, tomado de la página web ([http://www.airliners.net/photo/Oneworld-\(British-Airways\)/Boeing-747-436/2599782/&sid=cefec5f058b7c8a0c1c66f711ab36ef7](http://www.airliners.net/photo/Oneworld-(British-Airways)/Boeing-747-436/2599782/&sid=cefec5f058b7c8a0c1c66f711ab36ef7))

Figura 11. Airbus a 380 con tren de aterrizaje de 22 ruedas



Fuente: Daniel Guerra, THE WING OF THE WBE, 2015, tomado de la página web (<http://www.airliners.net/photo/Emirates/Airbus-A380-861/2599934/&sid=1bab85fdc51b278fbfa44b23ec7d6e47>)

Figura 12. ANTONOV 225 con 32 ruedas



Fuente: Daniel Guerra, THE WING OF THE WBE 2015 tomado de la página web (<http://www.airliners.net/photo/Antonov-Design-Bureau/Antonov-An-225-Mriya/2214957/&sid=008a891ca18f2d2d61e4756858c5ea4b>)

9.8 CONFIGURACIÓN DEL FUSELAJE

En general la configuración del sistema del tren de aterrizaje se da en diferentes aspectos:

1. Puerta

- a. cabina (tipo comercial)
- b. Cockpit (tipo avión de combate)

2. Sillas

- a. Tandem
- b. lado por lado
- c. numero de silla por fila

3. sistema presurizado

- a. cabina presurizada
- b. mascara presurizada
- c. cabina no presurizada.

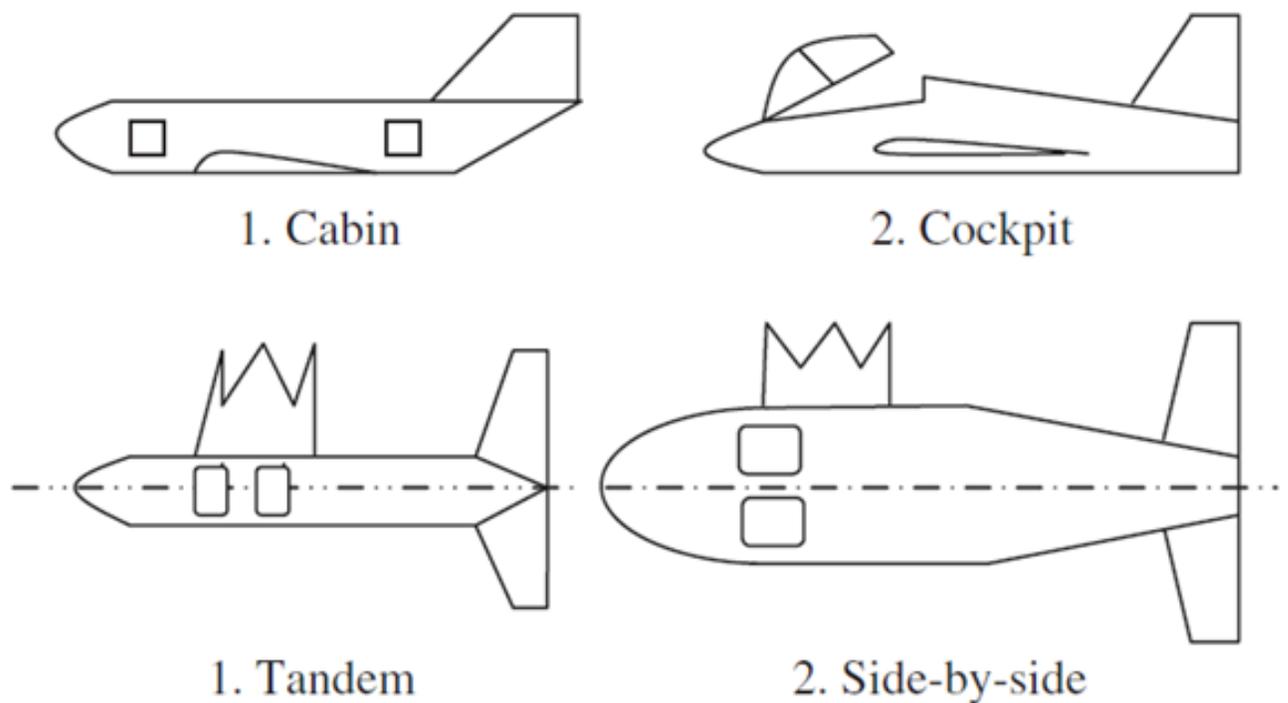
La técnica para cumplir con los requisitos de diseño, se presentara a continuación. Los impactos principales de las alternativas de configuración del fuselaje se imponen en el precio de la operación de vuelo, el costo de la producción de

aviones, el rendimiento, la duración de la producción, la facilidad de fabricación, comodidad de los pasajeros, y la vida del avión.²⁰

La configuración del fuselaje, este será tipo ancho, con cabina presurizada, tanto el primer como el segundo serán de doble pasillo, incluyendo por supuesto el espacio para carga y/o equipaje.

A continuación se ilustra varias alternativas de configuración del fuselaje

Figura 13. Varias alternativas de configuración del fuselaje



Fuente: imagen tomada de Sadraey, Mohammad H. *aircraft design a systems engineering approach*. india : wiley, 2013. (Imagen 3.6)

²⁰ Sadraey, Mohammad H. *aircraft design a systems engineering approach*. india : wiley, 2013. p.57 y p.58

Se procede a recopilar las dimensiones mediante la Figura 3, 4, 5, 6, 7, 8 y 9 del fuselaje estos datos están representados en la siguiente tabla.

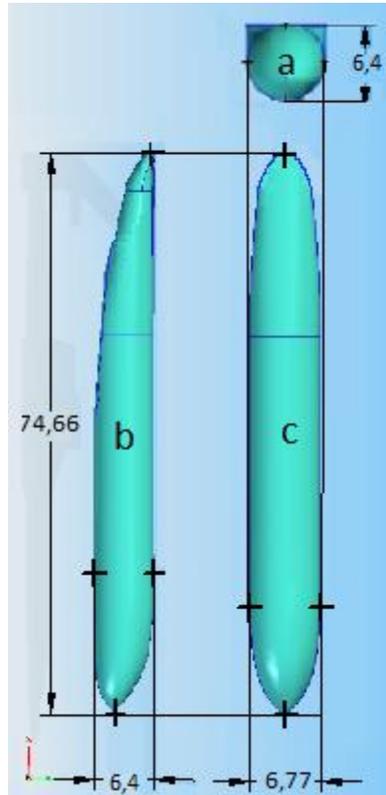
Tabla 6. Dimensiones del fuselaje según avión

Avión	Fuselaje (m)		
	Ancho	Alto	Longitud
Antonov 225	6,4	4,4	88,4
Airbus 380	7,142	8,41	70,4
Boeing 747	-	-	70,66
Galaxy C-5	-	-	75,53
Boeing 777	-	-	73,9
Antonov 124	-	-	69,1
promedio	6,771	6,405	74,665

Fuente: Autor

Con base a las dimensiones del empenaje de los aviones representados en la tabla 6, se procedió a diseñar el plano alar con base al promedio.

Figura 22. Dimensiones del fuselaje



Fuente: Autor

Donde:

a = vista frontal del fuselaje

b = vista lateral del fuselaje

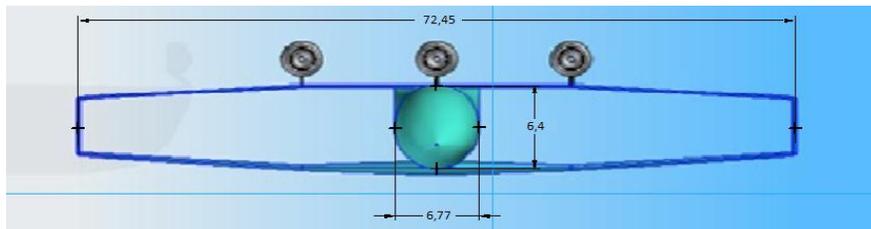
c = vista superior del fuselaje

9.9 DISEÑO CONCEPTUAL DE LA AERONAVE

Como se había mencionado, el diseño conceptual de este avión se hizo en referencia a las dimensiones de los aviones similares, con el fin de definir cómo será la aeronave con base al objetivo de diseño, en esta fase se hizo una serie de estudios de manera general y selección de los mismo componentes en cada uno

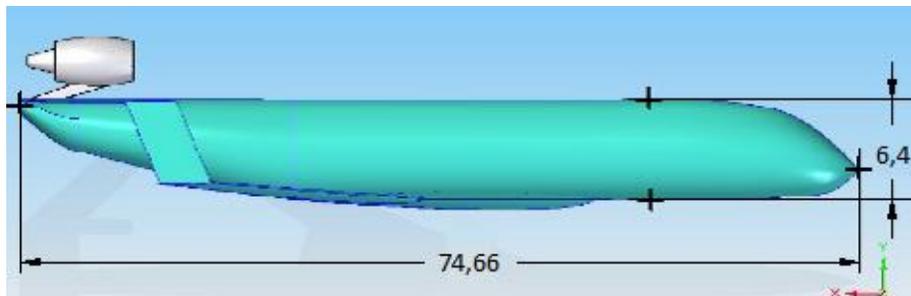
de los 6 sistemas principales ó componentes básicos del avión representados en la tabla (2). En este caso el diseño conceptual está enfocado a un avión de una gran capacidad de carga con el fin de transportar 1000 pasajeros; con base a esto se determina el diseño conceptual del avión a diseñar con la respectiva posición de los motores representado en las siguientes figuras:

Figura 23. Avión frontal



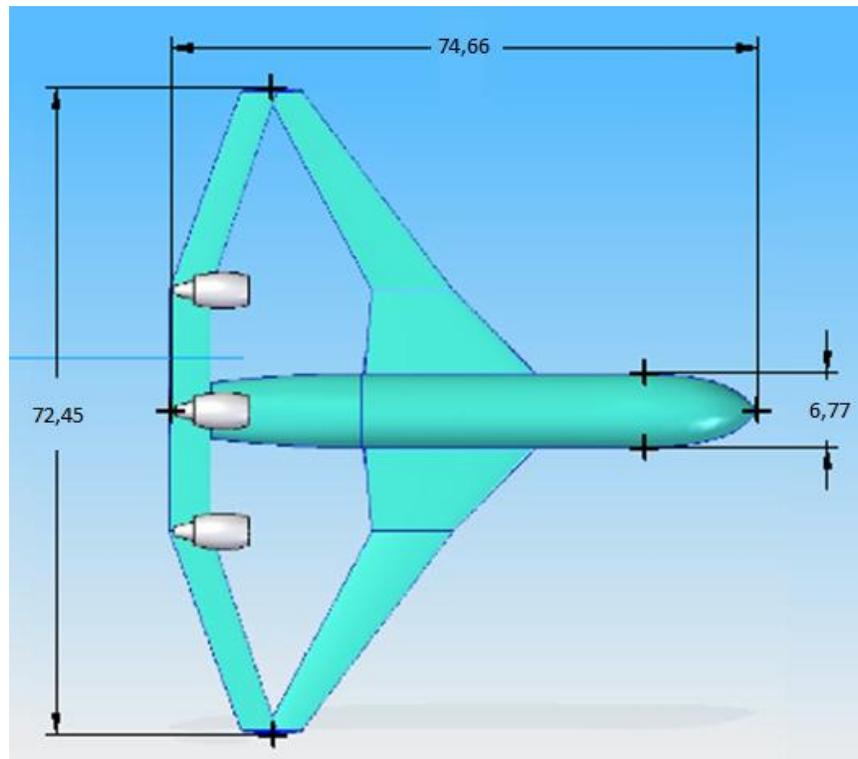
Fuente: Autor

Figura 24. Avión lateral



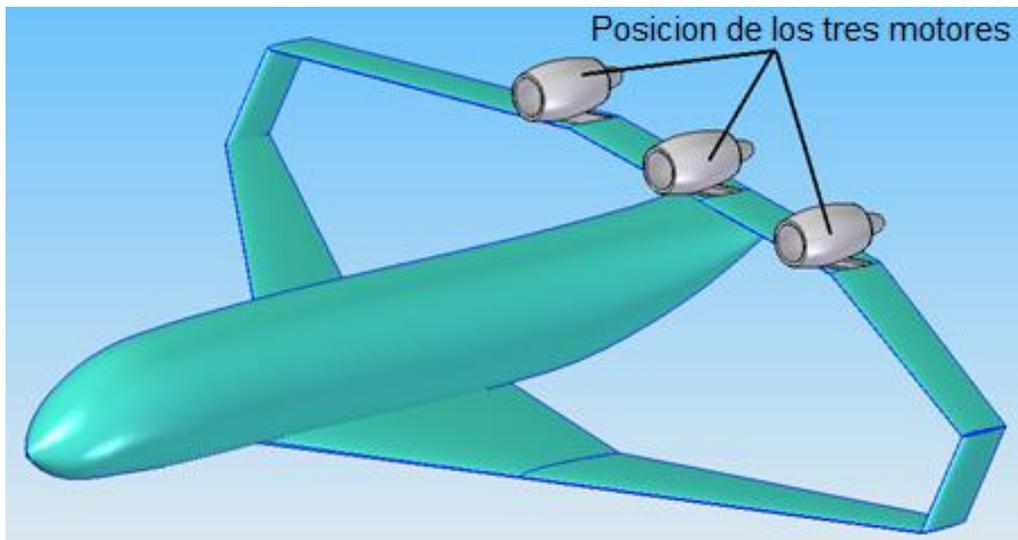
Fuente: Autor

Figura 25. Avión Superior



Fuente: Autor

Figura 26. Avión isométrico



Fuente: Autor

9.10 ESTIMACION DEL PESO DEL AVIÓN

Para estimar el peso del avión se tomara de referencia Airbus 380, porque es el que más se aproxima a los requerimientos de diseño del avión como el peso máximo al despegue, peso al vacío, capacidad de combustible, entre otros.

DATOS INICIALES DEL AIRBUS A380

Peso al despegue

$$W_{to} = W_{crew} + W_{payload} + W_{fuel} + W_{empty} [1]$$

Tabla 7. Pesos del avión Airbus 380.

DESCRIPCION	RANGO	PESO TOTAL (kg)
Máximo peso al despegue	560000 kg – 590000 kg	
Pasajeros (853)	81,6 kg por pasajeros	69644.572
Tripulación	2 pilotos y 18-24 auxiliares de vuelo	
Numero de tripulantes	20 tripulantes * 81,6 kg	1632.9325
Equipaje	(853+20)=873 * 22.68 kg	19799.307
Capacidad de combustible		247999.98
Peso vacío	241297.374 kg - 276691.364 kg	240197.35

Fuente: AIR FRANCE VIRTUAL AIRLINES (*Airbus A380-800 Aircraft Operations Manual First Edition March 1, 2010*)

Con base a la ecuación [1] el peso máximo al despegue del a380 es:

$$W_{to} = (69644.572 + 1632.9325) + 19799.307 + 247999.98 + 240197.35$$

$$W_{to} = 580374.17 \text{ kg}$$

Como en la actualidad existen pocos los aviones de alta capacidad de carga superior a 560 toneladas al despegue, solo se tomara de referencia los datos técnicos del avión Airbus 380 especificados en la tabla 7 (Pesos del avión Airbus 380). Porque además de cumplir con la capacidad de carga es el avión más reciente experimentando su primer vuelo en el año 2005.

Referenciándose en los datos técnicos del Airbus 380 especificados en la tabla 7, tiene una capacidad de transportar máximo 853 pasajeros; para el diseño son 1000 pasajeros a transportar. Por medio de una regla de tres se hizo una estimación de cuánto será el peso demás que tendrá el avión.

$$\begin{array}{ccc} 853 \text{ pasajeros} & \longrightarrow & 1000 \text{ pasajeros} \\ 100\% & \longrightarrow & X \\ X = 117.23\% & & \end{array}$$

Para determinar el peso de los pasajeros y del el equipaje se harán con base a la siguiente tabla:

Tabla 8. Clasificación de peso para pasajero y equipaje

No.	pasajero/clase	peso (lb)	masa (kg)
1	pasajero	180	82
2	economica	50	23
3	primera clase	70	32
4	equipaje de mano	30	12

Fuente: Traducida de Mohammad H. Sadraey, AIRCRAFT DESIGN A Systems Engineering Approach

Tabla 9. Estimación de pesos del avión a diseñar a 117.23% demás con respecto a los pesos del Airbus 380.

DESCRIPCION	RANGO	PESO TOTAL (kg)
Peso máximo al despegue	655199.66 kg– 690300 kg	
Pasajero (1000)	81,6 kg por pasajeros	81646,7237
Tripulación	2 pilotos y 21-28 auxiliares de vuelo	
Numero de tripulantes	22 tripulantes * 81,6 kg	1796,22
Equipaje	(1000+22)=1022 * 22.68 kg	23178,5977
Capacidad de combustible		290160,209
Peso vacío		283607,606

Fuente: Autor

Con base a la ecuación **[1]** el peso máximo al despegue del avión es:

Peso total del avión a diseñar

$$W_{TO} = (81646,7237 \text{ kg} + 1796,22 \text{ kg}) + 23178,5977 \text{ kg} + 290160,209 \text{ kg} + 283607,606 \text{ kg}$$

$$W_{TO} = 680389,364 \text{ kg}$$

Con el resultado obtenido de la regla de tres se establece que 17.23 % equivale al porcentaje de peso demás que tendrá el avión en capacidad de combustible, peso vacío y el rango de peso máximo al despegue relacionados en la tabla (9) que equivale a 147 pasajeros demás a transportar con base a los datos avión Airbus 380 representados en la tabla (7). En la misma tabla hay un rango de auxiliares de vuelo hasta 30, esta varía según la clase de sillas del avión; según la norma FAA parte 119.3 apéndice D establece que un avión comercial debe tener por lo menos un auxiliar de vuelo por cada 50 pasajeros; como se trata de diseñar un avión de clase económica se establecerá 20 auxiliares de vuelo más 2 pilotos para un total de 22 tripulantes que es el requisito mínimo para cumplir con la norma establecida por la FAA.

Tabla 10. Otros datos de referencia del Airbus a380

Max Rango	15186400 m
Velocidad (cruce)	292.6494 m/s
Velocidad (máxima)	302.8581 m/s
Altitud de vuelo	13106.4 m
Máxima tasa de ascenso	22.86 m/s

Fuente: **AIR FRANCE VIRTUAL AIRLINES** (*Airbus A380-800 Aircraft Operations Manual First Edition March 1, 2010*)

También se estimara otros datos del avión Airbus 380 teniendo de referencia la tabla 10. Donde los resultados son obtenidos en la siguiente tabla:

Tabla 11. Otros datos de referencia calculados al 117.23 % con base al avión Airbus 380

Max Rango	17803017 m
Velocidad (crucero)	340.29 m/s
Velocidad (máxima)	354.92247 m/s
Altitud de vuelo	13716 m
Máxima rata de ascenso	26.799896 m/s

Fuente: Autor

Estos datos representados en la tabla 11 no son exactos porque son valores estimados; en la fase de diseño preliminar se hará un cálculo con mayor profundidad recalculando estos valores para evitar imprecisiones.

Los valores de capacidad de combustible, peso vacío y el rango de peso máximo al despegue relacionados en la Tabla 9. No son valores exactos, también se requiere de un diseño de mayor profundidad que están fuera del alcance de este proyecto; se requiere por lo menos un diseño estructural para establecer con mayor precisión el peso al vacío, peso del combustible que son requisitos indispensables para determinar el peso máximo al despegue del avión.

10. FASE DE DISEÑO PRELIMINAR

Esta fase de diseño es fundamental para el diseño del avión, aquí se determinaran aquellos parámetros característicos que permitan dar resultados de mayor aproximación. Con el inicio de cálculos y recalcular de las ecuaciones nos permitirá hacer un estudio de eficiencia y mejora del avión a diseñar por medio de la recopilación de datos en tablas para ser analizadas en graficas; en esta fase de diseño se hará el diseño del avión con la ayuda de un software llamado solid edge para la visualización del avión donde finalmente se determinara como será cada

configuración del avión en sus 6 sistemas ó componentes básicos representados en la tabla (2) y su diseño final.

10.1 PERFORMANCE

Se denomina rendimiento (performance) al conjunto de capacidades ofrecidas por un avión de acuerdo con el objetivo primordial para el cual ha sido diseñado. Aunque este conjunto de capacidades varía de un avión a otro según el objetivo de operación para el cual se haya diseñado.²¹

10.1.1 RELACION DE SUTENTACION/DRAG

El parámetro C_f es el consumo específico de combustible y L/D es la relación de sustentación con el drag. La velocidad de crucero generalmente es un requisito de desempeño. Pero los dos parámetros de C y (L / D) máximo se desconocen en este momento ya que estamos en la fase de diseño preliminar, también por el aspecto aerodinámico de la aeronave. Se recurre a los datos para aeronaves similares. La Tabla N.12 que muestra los valores típicos para relación máxima de (L / D) para varios aviones.²²

Tabla 12. Típica relación de sustentación-drag según el tipo de avión

No.	tipo de avión	L / D
1	planeador	20 a 35
2	jet de transporte	12 a 20
3	GA	10 a 15

²¹ Miguel Angel Muñoz, Manual de Vuelo, obtenido de la página web; <http://www.manualvuelo.com/PRE/PRE45.html>, fecha de página consultada 26 de enero de 2016

²² Sadraey, Mohammad H. *aircraft design a systems engineering approach*. india : wiley, 2013. p.104

4	militar subsónico	8 a 11
5	caza militar	5 a 8
6	helicóptero	2 a 4
7	casero	6 a 14
8	ultraliviano	8 a 15

Fuente: Traducido de Mohammad H. Sadraey, AIRCRAFT DESIGN A Systems Engineering Approach (tabla 4.5)

Según la tabla hay un rango de (L/D) para aviones tipo jet de transporte para nuestro avión comercial la relación (L/D) es:

$$\frac{L}{D} = 16 \text{ [2]}$$

10.1.1.1 RELACION DE SUTENTACION/DRAG EN VUELO CRUCERO

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{cruise} = \frac{\sqrt[3]{3}}{2} \left(\frac{L}{D}\right)_{max} \text{ [3]}$$

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{cruise} = 0.866 \left(\frac{L}{D}\right)_{max}$$

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{cruise} = 0.866(16)_{max}$$

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{cruise} = 13.856 \text{ Aproximado } 14$$

10.1.2 VELOCIDADES

Para la velocidad del avión se hizo con la ecuación [4] estimando una velocidad de 0.65 MACH (Velocidad de vuelo) seguido de la ecuación para la velocidad de crucero.

10.1.2.1 VELOCIDAD DEL AVION

$$V = MACH \sqrt{1.8 * 287 \text{ } \circ K} \text{ [4]}$$

$$V = 0.65 \sqrt{1.8 * 287 * 216.650 \text{ } \circ K}$$

$$V = 217,4552535 \text{ m/s}$$

10.1.2.2 VELOCIDAD CRUCERO DEL AVION

$$V_c = 1.32 * V \text{ [5]}$$

$$V_c = 1.32 * 217,4552535 \text{ m/s}$$

$$V_c = 287.041 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

10.1.2.3 VELOCIDAD MÁXIMA DEL AVION

En lugar de la máxima velocidad, la velocidad crucero es dada por un diseño de requerimiento, asumiendo que la velocidad es acerca de 20 a 30% mayor que la velocidad crucero. Esto es debido al hecho de que las velocidades de crucero de los aviones a reacción se calculan por lo general de 75 a 80% de empuje.²³

²³ Sadraey, Mohammad H. *aircraft design a systems engineering approach*. india : wiley, 2013. p.124

$$V_{max} = 1.2V_C \text{ ò } 1.3V_C \text{ [6]}$$

Se estableció el cálculo de la máxima velocidad de la siguiente manera:

$$V_{max} = 1.2V_C \text{ [7]}$$

$$V_C = 287,0409346 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

$$V_{max} = 1.2 * 287,0409346 \text{ m/s}$$

$$V_{max} = 344.449 \text{ m/s}$$

Esta velocidad máxima de 344.449 m/s equivale a 1,0122 MAC es muy alta para este avión, por lo tanto se hará una estimación de 0,925 MAC con base a la velocidad máxima del Airbus 380 que es de 0,89 MAC y su velocidad crucero es de 0.85 MAC.

$$V_{max} = 309,4555531 \text{ m/s}$$

$$V_{max} = 0,925 \text{ MAC} = 314.5 \text{ m/s} = 1032.7 \text{ ft/s}$$

10.1.3 CONSUMO ESPECÍFICO DE COMBUSTIBLE

Por lo general la unidad de consumo específico de combustible (Cf) debe ser 1 bajo el tiempo de unidad (1/sec), esta unidad de tiempo puede ser utilizada tanto para el sistema internacional (SI) como para el sistemas inglés (I) porque el resultado en tiempo de unidad (1/sec) puede ser utilizado para ambos sistemas sin alterar los resultados. Por medio de la siguiente ecuación se calculara el Cf que

pasara de lb/h.lb a la unidad de 1/sec. Recordar que una hora contiene 3600 segundos.²⁴

$$Cf = 0.4 \frac{lb}{hr.lb} = 0.4 \frac{1}{3600 sec} = 1.111111111 * 10^{-4} \frac{1}{sec} \text{ [8]}$$

Tabla 13. Consumo especifico de combustible según tipo de motor

No.	tipo de motor	SFC en crucero	SFC en loiter	unidad (británica)
1	turbo jet	0,9	0,8	lb/hr/lb
2	turbofan de bajo relación de paso	0,7	0,8	lb/hr/lb
3	turbofan de alta relación de paso	0,4	0,5	lb/hr/lb
4	turbohélice	0,5-0,8	0,6-0,8	lb/hr/lb
5	pistón de paso fijo	0,4-0,8	0,5-0,7	lb/hr/lb
6	pistón de paso variable	0,4-0,9	0,4-0,7	lb/hr/lb

Fuente: Mohammad H. Sadraey, AIRCRAFT DESIGN A Systems Engineering Approach (Tabla 4.6)

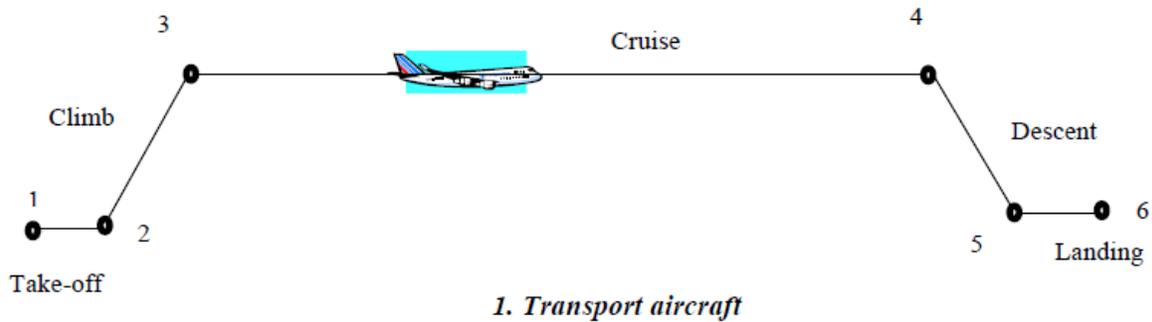
10.1.4 FASES DE VUELO

Las fases de vuelo se define como la trayectoria que desempeña el avión cumpliendo su ruta de vuelo desde el despegue hasta el aterrizaje; en algunas fases de vuelo antes del despegue (take off), está la fase de vuelo carreteo que empieza a partir del encendido de motores (engine on) desde el hangar hasta el encabezado de la pista para iniciar el despegue y esta la fase de vuelo de carreteo que empieza a partir desde que el avión aterriza hasta el hangar y apago de

²⁴ Sadraey, Mohammad H. *aircraft design a systems engineering approach*. india : wiley, 2013. p.108

motores (engine off), pero por tratarse de un diseño preliminar y la difícil obtención de estas fases de vuelo mencionadas, se hará con base a las fases de vuelo expresada por la figura 27, de hecho en la fase de diseño preliminar, para la inclusión de estas dos fases de vuelo se determina en una fase de diseño detallado que esta fuera del alcance de este proyecto de grado.

Figura 27. Fases de vuelo para un avión jet de transporte.



Fuente: imagen tomada de Sadraey, Mohammad H. *aircraft design a systems engineering approach*. india : wiley, 2013. (Figura 4.2)

Las trayectorias de vuelo para un avión de transporte son:

- 1-2 Take-off (despegue)
- 2-3 Climb (asenso)
- 3-4 Cruise (crucero)
- 4-5 Decent (desenso)
- 5-6 Landing (aterrizaje)

10.1.4.1 FRACCIONES DE PESO EN CADA FASE DE VUELO

Para las fracciones de peso se tomaron las evidencias de un ejemplo similar a este avión comercial del ejemplo 4.3 de peso máximo al despegue del capítulo 4 De diseño preliminar del libro **aircraft desing por Mohadmmad H. Sadraey**

excepto la fracción de peso “3-4 cruise”, para lo cual se obtuvieron las siguientes evidencias:

$$\frac{W_2}{W_1} \text{ Taxi and take-off} = 0.98$$

$$\frac{W_3}{W_2} \text{ Climb} = 0.97$$

$$\frac{W_4}{W_3} \text{ Cruise} = ?$$

$$\frac{W_5}{W_4} \text{ Decent} = 0.9900$$

$$\frac{W_6}{W_5} \text{ Approach and landing} = 0.997$$

10.1.4.2 FRACCIÓN DE PESO EN VUELO CRUCERO

Para la fracción de peso de vuelo crucero $\left(\frac{W_4}{W_3}\right)$ se calcula con la ecuación de breguet.

$$\frac{W_4}{W_3} = e^{\frac{-R \cdot C_f}{0.866 \cdot V \cdot (L/D)_{max}}} \quad [9]$$

$$\frac{W_4}{W_3} = e^{\frac{-17803584,5 \text{ m} \cdot 1.111111111 \cdot 10^{-4} \frac{1}{\text{sec}}}{0.866 \cdot 287,041 \text{ m/s} \cdot 16}}$$

$$\frac{W_4}{W_3} = 0.6081290754$$

Fracción de peso de combustible se obtiene de la siguiente manera:

$$\frac{W_f}{W_{TO}} = 1 - \frac{W_5}{W_4} \quad [10]$$

Donde también se puede escribir de la siguiente manera:

$$\frac{W_6}{W_1} = \frac{W_2}{W_1} \frac{W_3}{W_2} \frac{W_4}{W_3} \frac{W_5}{W_4} \frac{W_6}{W_5} \quad [11]$$

$$\frac{W_6}{W_1} = 0.98 * 0.97 * 0.6081290754 * 0.99 * 0.997$$

$$\frac{W_6}{W_1} = 0.5705897042$$

En esta fracción de combustible, la regulación de la FAA 91.167 establece que el combustible extra equivale al 20% o un vuelo de 45 minutos, esta fracción es igual a la fracción de peso de loiter equivalente a 15% de combustible total del avión más la fracción de peso de combustible de seguridad que equivale al 5%.²⁵

Para lo cual se obtiene que:

$$\frac{W_f}{W_{TO}} = 1.05 * \left(1 - \frac{W_6}{W_1}\right) \quad [12]$$

²⁵ Sadraey, Mohammad H. *aircraft design a systems engineering approach*. india : wiley, 2013. p. 102

$$\frac{W_f}{W_{TO}} = 1.05 * (1 - 0.5705897042)$$

$$\frac{W_f}{W_{TO}} = 0.4508808106$$

10.1.4.3 FRACCION DEL PESO AL VACIO

$$W_E = 283607,606 \text{ kg}$$

$$W_{TO} = 680389,364 \text{ kg}$$

$$\frac{W_E}{W_{TO}} \text{ [13]}$$

$$\frac{W_E}{W_{TO}} = \frac{283607,606 \text{ kg}}{680389,364 \text{ kg}} = 0.41683$$

Para la estimación de este peso, se debe tener en cuenta el material; por lo general algunos de estos aviones están hechos de aluminio y otros de material compuesto; se ha publicado una tabla de datos precisamente para la estimación de este peso al vacío con los coeficientes de a y b.

Tabla 14. Coeficientes a y b para estimar pesos

No.	tipo de avión	a	b
1	ala delta	0,0063	-1,663
2	propulsión humana	-0,0000105	0,31
3	planeador	-0,00023	0,59
4	motor-planeador	-0,000195	1,12

5	ultraligero	-0,0000722	0,481
6	casero	-0,000046	0,68
7	agricultor	0,000336	-3,57
8	GA monomotor	0,00001543	0,57
9	GA bimotor	0,000273	-9,08
10	bimotor turbohélice	-0,00000082	0,65
11	jet pequeño	0,00000139	0,64
12	jet de transporte	-7,754E-08	0,576
13	jet privado	0,00000113	0,48
14	caza	-0,000011	0,97
15	duración y largo rango	-0,0000121	0,95

Fuente: Traducido de: Mohammad H. Sadraey, AIRCRAFT DESIGN A Systems Engineering Approach (tabla 4.8)

$$\frac{W_E}{W_{TO}} = a * W_{to} + b \quad [14]$$

$$\frac{W_E}{W_{TO}} = -7.754 * 10^{-8} * 680.389364 \text{ toneladas} + 0.576$$

$$\frac{W_E}{W_{TO}} = 0.57595$$

Pero en este caso el avión a diseñar es en materiales compuesto, porque la idea es lograr que el avión tenga un peso al vacío ideal de 283607,606 kg con el fin que el peso máximo al despegue estimado de la aeronave sea el indicado; con base a esto la ecuación $\frac{W_E}{W_{TO}}$ debe ser multiplicada por 0.9

$$\frac{W_E}{W_{TO}} = 0.57595 * 0.9$$

$$\frac{W_E}{W_{TO}} = 0.51835$$

Con base a este resultado se puede concluir que hay una variación de 0.435 a 0.51835; a menor sea el valor quiere decir que el avión está en capacidad de llevar más carga paga, esta variación es debido al avance de los materiales compuestos y aleaciones metálicas que cada vez son más livianos, por lo tanto la fracción $\frac{W_E}{W_{TO}}$ a escoger es 0.435.

10.1.5 RANGOS

10.1.5.1 RANGO DEL AVIÒN

Se define el rango como el alcance en distancia que recorre el avión, el rango que tendrá el avión posible realizarlo una vez que se determinó la fracción de peso de combustible y el Cf:

El consumo Cf está en sistema inglés 0.4 lb/h/lb de la tabla (13); como estos cálculos son en sistema internacional se procederá hacer la conversión en Hectogramo/hora/kg, equivalente para el Sistema Internacional:

$$0,4 * \frac{\text{lb}}{\text{h} * \text{lb}} * \frac{4,5359237 \text{ hectogramo}}{1 \text{ lb}} * \frac{1 \text{ lb}}{\text{h} * 4,4482216 \text{ N}} = 0,407886487 \frac{\text{hectogramo}}{\text{h} * \text{N}}$$

$$R = \frac{0.866 * V}{c} \left(\frac{L}{D}\right)_{max} \ln \frac{W_6}{W_1} \quad [15]$$

$$R = \frac{0.866 * 782838,913 \text{ m/hora}}{0,407886487 \text{ Hec. gram/hr/kg}} (16)_{max} \ln(0.5705897042)$$

$$R = -14921215,9 \text{ m}$$

10.1.5.2 RANGO MAXIMO DEL AVIÓN

Por consideraciones económicas y operativas el consumo específico de combustible del motor no se emplea normalmente con el empuje máximo para lo cual tenemos la siguiente ecuación:

$$R_{max} = 0.866 \frac{V_c}{c} \left(\frac{L}{D}\right)_{max} \ln \frac{W_4}{W_3} \quad [16]$$

$$R_{max} = 0.866 \frac{1033347,36 \text{ m/hora}}{4 \text{ Hec. gram/hr/kg}} (16)_{max} * \ln 0.6081290754$$

$$R_{max} = 17459352,1 \text{ m}$$

10.1.6 ÁREA ALAR

Otro paso crucial en la fase de diseño preliminar es determinar el área de referencia del ala (S_{ref}); para determinar el área alar de referencia se tendrá en cuenta la carga alar de otros aviones similares, partiendo de la tabla (15) se observa que el avión lockheed C-5 Galaxi tiene mayor peso al despegue de 381017.59 kg como la superficie alar de 575.2865 m² y la carga alar de 662.31 kg/m²; esta referencia es fundamental para calcular la superficie alar que tendrá el avión por medio de la ecuación (17):

Tabla 15. Carga alar según avión

No.	avion	tipo	W _{TO} (lb)	S (ft ²)	W/S (lb/ft ²)
1	paragon spirit	jet privado	5500	140	39,2857143
2	cessna 650 citation VII	jet privado	22450	312	71,9551282

3	F-15 Eagle	caza	81000	608	133,223684
4	lockheed C-5 Galaxy	transporte	840000	6200	135,483871
5	Boeing 747-400	comercial	800000	5825	137,339056
6	F-5A freedom figther	caza	24700	186	132,795699
7	AV-8B Harrier II	VTOL caza	20750	243,4	85,2506163
8	F-16 Falcon	caza	27185	300	90,6166667
9	B-2 spirit	bombardero	336500	5000	67,3
10	Euroflighther	caza	46297	538	86,0539033
11	Embraer EMB 190	jet regional	105359	996	105,782129

Fuente: traducido de Mohammad H. Sadraey, AIRCRAFT DESIGN A Systems Engineering Approach (table 4.7)

$$S = \frac{W_{TO}}{(W_{TO}/S)_{LG}} \quad [17]$$

Donde:

W_{TO} = Peso máximo al despegue del avión

$(W_{TO}/S)_{LG}$ = carga alar del avión lockheed C-5 Galaxi

$$S = \frac{680389,3642 \text{ kg}}{662.31 \text{ kg/m}^2}$$

$$S = 1027.296885 \text{ m}^2$$

Esta superficie alar es demasiado alta, como se trata de un avión box-win, esta fue distribuida de manera equitativa; aproximadamente el 20% de la superficie alar fue del estabilizador horizontal con un valor de 223.17 m² y la superficie alar del plano alar fue aproximadamente el 80% con un valor de 805 m². Se calculó el estabilizador horizontal con mayor precisión en la sección (10.4.2 DISEÑO DEL

ESTABILIZADOR HORIZONTAL), se estableció que el área del 20% que equivaldría a 223.17 m² es muy baja, por lo tanto el área del estabilizador horizontal fue modificada aproximadamente a 30% con un valor de 363.5134m², el área alar del plano alar de 805 m² equivale aproximadamente a 70%.

Por lo tanto se establece que el área o superficie alar total es:

$$S = 1168.5134 \text{ m}^2$$

Nota: el segundo plano alar en un avión tipo box-win es llamado también como estabilizador horizontal.

10.1.6.1 CARGA ALAR

También es un paso crucial determinar la carga alar (W/S); esta permite identificar cual es la carga que tendrá el avión por unidad de área.

Para determinar la carga alar se tendrá de referencia la superficie alar determinada de 805 m² y el peso máximo al despegue del avión:

$$\frac{W}{S} = \frac{680389,3642 \text{ kg}}{1168,5134 \text{ m}^2}$$

$$\frac{W}{S} = 582,269 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2}$$

Se considera que la carga alar del avión es alta en comparación del Boeing 747-400 de 670,55 $\frac{\text{kg}}{\text{m}^2}$ y del avión lockheed C-5 Galaxi con una carga alar de 662.31 kg/m²; pero es debido a los requerimientos de diseño donde el avión desempeñara una mayor velocidad.

10.1.6.2 COEFICIENTE DE SUSTENTACION

$$L = \frac{1}{2} \rho * V_{max}^2 * S * C_L \quad [18]$$

Para obtener el C_L de la ecuación [18] se despeja el C_L de L entonces C_L es igual a:

$$C_L = \frac{2 * W}{\rho * V_{max}^2 * S} \quad [19]$$

$$C_L = \frac{2 * 680389 \text{ kg} * 9,8 \frac{m}{s^2}}{0,19371792 \frac{kg}{m^3} * 309,455553 \frac{m}{s}^2 * 1168.5134 \text{ m}^2}$$

$$C_L = 0,615823793$$

10.1.6.3 COEFICIENTE DE SUSTENTACIÓN MÁXIMO Y VELOCIDAD DE PÉRDIDA

En la tabla 13 se muestra la evaluación de $C_{L_{max}}$ y V_{stall} para diferentes clases de aviones; con base en la tabla se extraerá los datos correspondientes para los aviones tipo jet de transporte donde el $C_{L_{max}}$ varía entre 2,2 y 3,2 y la velocidad de perdida que varía de 95 a 130 nudos.

Tabla 16. Evaluación de $C_{L_{max}}$ y V_{stall} en diferentes tipos de aviones.

No.	tipo de avión	$C_{L_{max}}$	V_{stall}
1	ala delta	2,5-3,5	10-15
2	planiador	1,8-2,5	12-25
3	ultraligero	1,8-2,6	20-30
4	ultraliviano	1,6-2,2	30-45
5	GA liviano	1,6-2,2	45-61
6	agricultor	1,5-2	40-70
7	casero	1,2-1,8	45-61
8	jet privado	1,6-2,6	70-120
9	jet transporte	2,2-3,2	95-130
10	caza supersonico	1,8-3,2	100-120

Fuente: Traducida de Mohammad H. Sadraey, AIRCRAFT DESIGN A Systems Engineering Approach (tabla 4.11)

Con base a estos datos se escogerá la mayor velocidad que es 30.86667 nudos correspondiente a 60 m/s, y con relación a los datos de W_{TO} , ρ y S de la aeronave se hallara el $C_{L_{max}}$ donde este valor estará en el rango para aviones tipo jet de transporte:

Para obtener el coeficiente de sustentación máximo $C_{L_{max}}$ de la ecuación [20] se despeja $C_{L_{max}}$:

$$L = \frac{1}{2} \rho * V_{stall}^2 * S * C_{L_{max}} \quad [20]$$

$$C_{L_{max}} = \frac{2*W}{\rho * V_{stall}^2 * S} \quad [21]$$

$$C_{L_{max}} = \frac{2 * 680388,6 \text{ kg} * 9,81 \frac{m}{s^2}}{1.225 \frac{kg}{m^3} * 60 \frac{m}{s}^2 * 1168.5134 \text{ m}^2}$$

$$C_{L_{max}} = 2,590503794$$

El valor de $C_{L_{max}}$ de 2,590503794 es el indicado para el avión, porque está dentro del rango establecido en la tabla (13) para aviones tipo jet que varía de 2.2 a 3.2.

10.1.6.4 SUSTENTACION

Como $W = L$ [22]

El peso debe ser igual a la sustentación para que el avión se mantenga en vuelo recto y nivelado con el fin que la sustentación sea suficiente para vencer el peso causado por la fuerza de gravedad.

Como se sabe, la sustentación fue establecida por la ecuación [20], pero esta es dada por la máxima velocidad y el C_L .

$$L = \frac{1}{2} \rho * V_{max}^2 * S * C_L \text{ [23]}$$

$$L = \frac{1}{2} * 1.225 \frac{kg}{m^3} * 309,455553 \frac{m}{s}^2 * 1168.5134 \text{ m}^2 * 2,590503794$$

$$L = 6674619,662 \text{ Newton a } 13716 \text{ m de altura}$$

La sustentación dada en newton equivale al W_{TO} del avión en $kg * 9,81 \frac{m}{s^2}$ a la altitud de 13716 m; el avión puede desempeñar un vuelo a mayor altitud debido a

las condiciones de eficiencia de empuje del motor relacionada con la velocidad.²⁶
 Pero el proceso de diseño se hará con base a la altitud de vuelo de 13716 m porque a esta altitud la sustentación se iguala al peso de la aeronave.

10.1.7 RELACION EMPUJE SOBRE PESO

Es una relación de gran importancia que clasifica el avión identificando su empuje y peso, esta relación varia de 0.205 hasta 1.133 según la lista de aviones identificados en la tabla (17), esta tabla describe aviones con motor tipo jet; hay datos característicos y que son de vital importancia como el Boeing 747-400 y el avión lockhedd c-5 galaxy que sirven de referencia para hacer la respectiva comparación de empuje, peso máximo al despegue y la relación de empuje sobre peso (T/W).

Tabla 17. Relación empuje sobre peso según avión

No.	avión	tipo	(lb)	T (lb)	T/W (lb/lb)
1	Paragon spirit	jet privado	5500	1900	0,34545455
2	Cessna 650 citation VII	jet privado	22450	2x4080	0,36347439
3	F-15 Eagle	caza	81000	2x23450	0,57901235
4	Lockheed C-5 Galaxy	transporte	840000	4x43000	0,2047619
5	Boeing 747-400	comercial	800000	4x56750	0,28375
6	F-5A freedom figther	caza	24700	2x3500	0,28340081
7	AV-8B Harrier II	VTOL caza	20750	23500	1,13253012
8	F-16 Falcon	caza	27185	29588	1,08839434
9	B-2 spirit	bombardero	336500	4x17300	0,20564636

²⁶ Sadraey, Mohammad H. *aircraft design a systems engineering approach*. india : wiley, 2013. p. 122, 123,124

10	Euroflighther	caza	46297	2x16000	0,69118949
11	Embraer EMB 190	jet regional	105359	2x14200	0,26955457

Fuente: Traducido de Mohammad H. Sadraey, AIRCRAFT DESIGN A Systems Engineering Approach (table 4.7)

Para calcular esta relación se tomaran datos del avión Airbus 380:

$$W_{TO} = 590000 \text{ kg}$$

$$T = 4 \times 31702.34455 \text{ kg} = 126809.3782^{27}$$

Entonces la relación T/W del Airbus 380 es:

$$\frac{126809.3782 \text{ kg}}{590000 \text{ kg}}$$

$$T = 0,2149$$

Se calcula el empuje del motor a reacción multiplicando el peso máximo de despegue de la aeronave por la relación de empuje con respecto al peso (T/W) de avión Airbus 380:

$$T = W_{TO} * \frac{T}{W}_{A 380} * 9,81 \frac{m}{s^2} \text{ [24]}$$

Dónde:

W_{TO} = peso máximo al despegue de la aeronave.

$(\frac{T}{W})_{A 380}$ = relación de empuje sobre peso del avión Airbus 380.

$$T = 680389,3642 \text{ kg} * 0,2149 * 9,81 \frac{m}{s^2}$$

²⁷ AIR FRANCE VIRTUAL AIRLINES (Airbus A380-800 Aircraft Operations Manual First Edition March 1, 2010) pag. 9

$$T = 1434583,677 \text{ N}$$

La relación (T/W) para el avión es:

$$\frac{T}{W} = \frac{T}{W_{TO}} \text{ [25]}$$

$$\frac{T}{W} = \frac{146236,8681 \text{ kg}}{680389,3642 \text{ kg}}$$

$$\frac{T}{W} = 0,2149$$

Esta relación se calculara de nuevo con mayor precisión porque una vez que se tiene el empuje del avión hay que determinar que motor tendrá el avión que cumpla con estas características de empuje.

10.1.7.1 CLASIFICACIÓN DEL MOTOR

Se establece que el avión tendrá 3 motores turbofan General Electric GE 90 115-b clasificado como el más potente del mundo hasta ahora.

Figura 28. Motor General Electric G90



Fuente: GE AVIATION tomada de la página web

<http://www.geaviation.com/commercial/engines/ge90/>

Figura 29. GE90-115B (vista isométrica)



Fuente: GE AVIATION tomada de la página web
<http://www.geaviation.com/commercial/engines/ge90/>

El motor fue seleccionado por la Boeing para el desarrollo de 110000 a 115000 lbf de empuje, el GE90 genera potencia para un avión de rango alto como el Boeing 777-200 LR y Boeing 777-300 ER²⁸

Se deduce que este motor cumple con tener la fuerza de empuje necesaria calculada por medio de la ecuación (24);

Estos motores generan una fuerza de empuje de máxima de 115000 lbf = 512000 N de empuje cada uno; como se requiere un empuje total de 1511133,892 N entonces se deduce que:

$$T_{\max} = 512000 \text{ N} * 3 \text{ Motores}$$

$$T_{\max} = 1536000 \text{ N}$$

Como se determinó el empuje y los motores que tendrá el avión se procede a recalcular la relación de T/W

²⁸ GE AVIATION, tomado de la página web, <http://www.geaviation.com/commercial/engines/ge90/>

$$\frac{T}{W} = \frac{1536000 \text{ N}}{680389,3642 \text{ kg} * 9,81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2}}$$

$$\frac{T}{W} = 0,23$$

El resultado obtenido es una relación bastante cercana al avión Airbus 380 de 0,2149 y esta relación fue de 0,23.

Por otra parte también se obtuvieron los datos de esta relación del avión Lockheed C-5 Galaxy de 0.205 y el avión Boeing 747-400 de 0.28, estos aviones corresponden a este tipo de aviones de fuselaje ancho representados en la tabla (17).

10.1.7.2 COEFICIENTE DE DRAG A EMPUJE MAXIMO

Considerando un avión tipo jet que vuela a una velocidad máxima constante a una altitud específica (ρ_{alt}). El empuje del máximo del motor (T_{max}) debe ser igual al drag máximo de la aeronave (D_{max}) porque el avión debe volar recto y nivelado donde el empuje sea lo suficientemente necesario que permita vencer el drag²⁹

$$T_{max} = D_{max} \text{ [26]}$$

$$D = \frac{1}{2} \rho * V_{max}^2 * S * C_D \text{ [27]}$$

²⁹ Sadraey, Mohammad H. *aircraft design a systems engineering approach*. india : wiley, 2013. p. 122

Una vez obtenido el valor de empuje se procede a despejar el valor del C_D de la ecuación [27]: Entonces el coeficiente de drag con empuje máximo es:

$$C_D = \frac{2 * T_{max}}{\rho * V_{max}^2 * S} \quad [28]$$

Entonces del valor de C_D es:

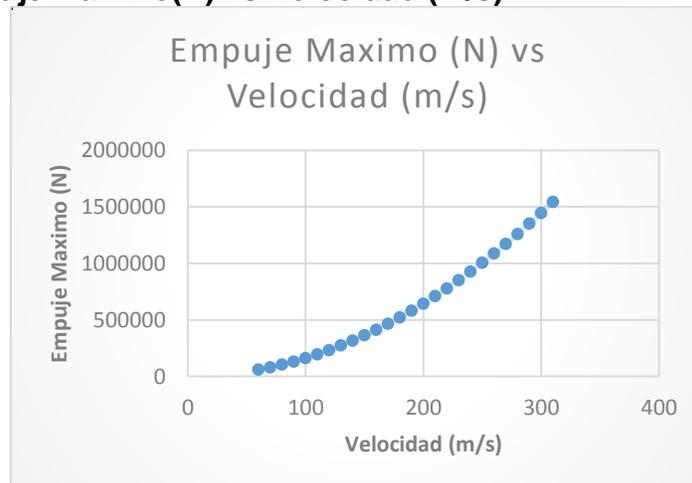
$$C_D = \frac{2 * 1536000 \text{ N}}{0,19371792 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} * 309,455553 \frac{\text{m}}{\text{s}}^2 * 1168.5134 \text{ m}^2}$$

$$C_D = 0,141716741$$

10.1.7.3 GRAFICA DE EMPUJE MÁXIMO vs VELOCIDAD

Para determinar el empuje máximo con un mayor análisis de profundidad por medio de la ecuación (24) se determinara a continuación la variación del empuje máximo con respecto a la velocidad que desempeñe el avión como se mostrara en la tabla para determinar la región aceptable u óptima según las condiciones de vuelo del avión:

Gráfica 1. Empuje Máximo(N) vs Velocidad (m/s)



Fuente: Autor

Tabla 18. Empuje Máximo(N) vs Velocidad (m/s)

V (m/s)	T (N)
60	57742,7091
70	78594,243
80	102653,705
90	129921,095
100	160396,414
110	194079,661
120	230970,836
130	271069,94
140	314376,972
150	360891,932
160	410614,82
170	463545,637
180	519684,382
190	579031,055
200	641585,657
210	707348,187
220	776318,645
230	848497,031
240	923883,346
250	1002477,59
260	1084279,76
270	1169289,86
280	1257507,89
290	1348933,84
300	1443567,73
310	1541409,54

Fuente: Autor

10.1.7.4 EMPUJE DEL MOTOR A MÁXIMA ALTITUD

Por otro lado el empuje del motor decrece por la altitud del avión; para esto se requiere total conocimiento de cómo varia el empuje del motor con respecto a la altura.³⁰

Entonces la relación de empuje con respecto a la altitud es representada por la siguiente ecuación:

$$T_{alt} = T_{SL} * \frac{\rho_0}{\rho} = T_{SL} \sigma \quad [29]$$

$$T_{alt} = 1536000 \text{ N} * \frac{0,19371792 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}}{1.225 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}} = T_{SL} \sigma$$

$$T_{alt} = 1536000 \text{ N} * 0.1581370776 = T_{SL} \sigma$$

$$T_{alt} = 242898.5511 \text{ N} = T_{SL} \sigma$$

10.1.7.5 COEFICIENTE DE DRAG A EMPUJE REQUERIDO

Una vez obtenido el valor de coeficiente de drag, es de vital importancia saber cómo está compuesto; este coeficiente se compone de dos elementos, el drag inducido C_{D_i} y el drag parasito C_{D_0} representado en la siguiente ecuación:

³⁰ Sadraey, Mohammad H. *aircraft design a systems engineering approach*. india : wiley, 2013. p.122

10.1.7.6 COEFICIENTE DE DRAG INDUCIDO

$$C_D = C_{D_0} + C_{D_i} \text{ [30]}$$

Pero el coeficiente de drag inducido está compuesto por el factor de eficiencia aerodinámica K y el coeficiente de sustentación al cuadrado C_L^2 representado en la siguiente ecuación:

$$C_{D_i} = K * C_L^2 \text{ [31]}$$

El valor de K de eficiencia aerodinámica de drag inducido determinado por:

$$K = \frac{1}{\pi * e * AR} \text{ [32]}$$

Donde:

K = Factor de drag inducido

e = Significa el coeficiente de oswald

AR = Relación de aspecto

El valor de e significa el coeficiente de oswald (oswald span efficiency factor), este valor está establecido para aviones tipo box-wing aproximadamente 1,45.³¹

$$K = \frac{1}{\pi * 1,45 * 7.71710932}$$

$$K = 0.02844641$$

³¹ D. Schiktanz, D. Scholz, box wing fundamentals- an aircraft desing perspective. Germani, 2011. Pag 604

Como el valor de C_L^2 es de $0,746526245^2$ y una vez determinado k, entonces el valor de C_{D_i} es:

$$C_{D_i} = 0.02844641 * 0,615823793^2$$

$$C_{D_i} = 0,010787987$$

10.1.7.7 COEFICIENTE DE DRAG A SUSTENTACION CERO

Se debe conocer este coeficiente porque es el componente que permite calcular el empuje requerido, donde se hará el estudio a diferentes velocidades analizando el comportamiento del empuje requerido vs velocidad

Por lo tanto el valor del coeficiente de drag (C_{D_0}) se hará con base a la ecuación [33]:

$$\left(\frac{T_{SL}}{W}\right) = \rho_0 * V_{max}^2 * C_{D_0} * \frac{1}{2 * \frac{W}{S}} + \frac{2K}{\rho \sigma V_{max}^2} * \left(\frac{W}{S}\right) \quad [33]$$

El coeficiente de drag (C_{D_0}) se puede obtener con la siguiente ecuación

$$\frac{T_{SL}}{W} - \frac{2K}{\rho \sigma V_{max}^2} = \rho_0 * V_{max}^2 * C_{D_0} * \frac{S}{2W} \quad [34]$$

Entonces el C_{D_0} queda de la siguiente forma:

$$C_{D_0} = \frac{2T_{SLmax} - \frac{4KW^2}{\rho\sigma V_{max}^2 S}}{\rho_0 V_{max}^2 S} \quad [35]$$

Donde:

K= Valor de K de eficiencia aerodinámica de drag inducido

T_{SLmax} = Empuje máximo a nivel medio del mar

W_{TO} = Peso máximo al despegue

σ = Relación de densidad

V_{max} = Velocidad máxima

S= Superficie alar

ρ_0 = Densidad a 13716 m

Se Considera la posibilidad de un avión que está volando con velocidad máxima a una altitud especificada.³²

$$C_{D_0} = \frac{2 * 156574,9235 - \frac{4 * 0,02844641 * 680389,364 \text{ kg}^2}{0,19371792 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} * 0,193583126 * (309,455553 \frac{\text{m}}{\text{s}})^2 * 1168.5134 \text{ m}^2}}{0,19371792 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} * (309,455553 \frac{\text{m}}{\text{s}})^2 * 1168.5134 \text{ m}^2}$$

$$C_{D_0} = 0.014354578$$

³² Sadraey, Mohammad H. *aircraft design a systems engineering approach*. india : wiley, 2013. p. 126

Tabla 19. C_{D_0} Según la clase de avión

No.	tipo de avión	C_{D_0}
1	jet transporte	0,015-0,02
2	turbohélice transporte	0,018-0,024
3	bimotor a pistón	0,022-0,028
4	pequeño GA (tren retraible)	0,02-0,03
5	pequeño GA (tren fijo)	0,025-0,04
6	agricultor	0,04-0,07
7	planeador	0,012-0,015
8	caza supersónico	0,018-0,035
9	casero	0,025-0,04
10	ultraligero	0,02-0,035

Fuente: Traducido de: Mohammad H. Sadraey, AIRCRAFT DESIGN A Systems Engineering Approach

Se establece que el C_{D_0} de 0.014354578 es bajo en comparación de aviones tipo jet de transporte establecido en un rango de 0,015-0,02 en la tabla (19), es debido a que el diseño de la aeronave es tipo box-wing porque el área alar de 1168.5134 m² es relativamente alta, y el valor de Valor de eficiencia aerodinámica de drag inducido K es relativamente bajo.

10.1.7.8 CALCULO EMPUJE REQUERIDO

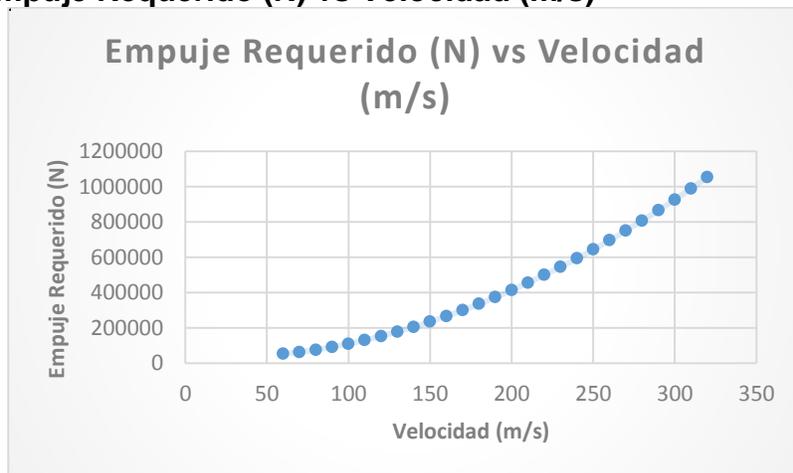
$$T_R = \frac{1}{2} \rho * V_{max}^2 * S * C_{D_0} + \frac{W^2}{\frac{1}{2} \rho * V_{max}^2 * S * e * AR} \quad [36]$$

$$\begin{aligned} T_R &= \frac{1}{2} * 1,225 \frac{kg}{m^3} * 309,455553 \frac{m}{s} * 1168.5134 m^2 * 0.014354578 \\ &+ \frac{680389,364 kg^2}{\frac{1}{2} * 1,225 \frac{kg}{m^3} * 309,455553 \frac{m}{s}^2 * 1168.5134 m^2 * 1,45 * 7,71710932} \\ T_R &= 984448,81 N \end{aligned}$$

10.1.7.9 GRAFICA DE EMPUJE REQUERIDO

Para determinar el empuje requerido con un mayor análisis de profundidad se determinara a continuación la variación del empuje requerido con respecto a la velocidad que desempeñe el avión como se mostrara en la tabla seguido de la gráfica para determinar la región aceptable u óptima según las condiciones de vuelo del avión:

Gráfica 2. Empuje Requerido (N) vs Velocidad (m/s)



Fuente: Autor

Tabla 20. Tabla Empuje Requerido (N) vs Velocidad (m/s)

T (lb)	velocidad (ft/s)
53860190,3	52,1357
13465455,2	104,2714
5985431,81	156,4071
3367994,29	208,5428
2157120,75	260,6785
1500026,55	312,8142
1104511,6	364,9499
848520,529	417,0856
673743,921	469,2213
549470,744	521,357
458277,254	573,4927
389681,04	625,6284
337068,886	677,7641
296101,393	729,8998
263835,478	782,0355
238217,959	834,1712
217781,155	886,3069
201453,385	938,4426
188437,341	990,5783
178129,915	1042,714

Fuente: Autor

10.1.7.10 RELACION EMPUJE SOBRE PESO A NIVEL MEDIO DEL MAR CON MÁXIMA VELOCIDAD

Al sustituir en la ecuación [37] a la ecuación [30] tenemos:

$$T_{SL} \sigma = \frac{1}{2} \rho * V_{max}^2 * S * (C_{D_0} + K * C_L^2) \quad [38]$$

El coeficiente de lift es reemplazado en la ecuación [39] de la siguiente forma:

$$T_{SL} \sigma = \frac{1}{2} \rho * V_{max}^2 * S * (C_D + K * (\frac{2*W}{\rho * V_{max}^2 * S})^2) \quad [39]$$

Ahora se simplifica la ecuación de la siguiente forma:

$$T_{SL} \sigma = \frac{1}{2} \rho * V_{max}^2 * S * C_D + \frac{1}{2} \rho * V_{max}^2 * S * \frac{K*(2W)^2}{(\rho * V_{max}^2 * S)^2} \quad [40]$$

Al seguir simplificando la ecuación [41] queda de la siguiente forma:

$$T_{SL} \sigma = \frac{1}{2} \rho * V_{max}^2 * S * C_D + \frac{2KW^2}{\rho * V_{max}^2 * SW} \quad [41]$$

En la ecuación se divide en ambos lados el peso del avión para finalmente tener:

$$\frac{T_{SL} \sigma}{W} = \frac{1}{2} \rho * V_{max}^2 * \frac{S}{W} * C_D + \frac{2KW^2}{\rho * V_{max}^2 * SW} \quad [42]$$

La ecuación [43] puede ser llamada también como la relación $\frac{T}{W}$ a máxima velocidad esta halla con base a la siguiente ecuación:

$$\left(\frac{T_{SL}}{W}\right)_{Vmax} = \rho_0 * V_{max}^2 * C_{D_0} * \frac{1}{2} \frac{w}{s} + \frac{2K}{\rho * V_{max}^2} * \frac{w}{s} \quad [43]$$

$$\begin{aligned} \left(\frac{T_{SL}}{W}\right)_{Vmax} &= 0,19371792 \frac{kg}{m^3} * 309,455553 \frac{m^2}{s} * 0,014354578 \\ &* \frac{1}{2 * \frac{680389,3642 kg}{168.5134 m^2}} + \frac{2 * 0,02844641}{1,225 \frac{kg}{m^3} * 309,455553 \frac{m^2}{s}} \\ &* \frac{680389,3642 kg}{168.5134 m^2} \\ \left(\frac{T_{SL}}{W}\right)_{Vmax} &= 0.22894911 \end{aligned}$$

10.1.7.11 GRAFICA DE RELACION EMPUJE SOBRE PESO A NIVEL MEDIO DEL MAR CON MÁXIMA VELOCIDAD

Los requerimientos de máxima velocidad son representados en la ecuación [44] que permite determinar las variaciones de empuje (T) vs carga alar (W/S).³⁴

$$\left(\frac{T_{SL}}{W}\right)_{Vmax} = \rho_0 * V_{max}^2 * C_{D_0} * \frac{1}{2} \frac{w}{s} + \frac{2K}{\rho * V_{max}^2} * \frac{w}{s} \quad [44]$$

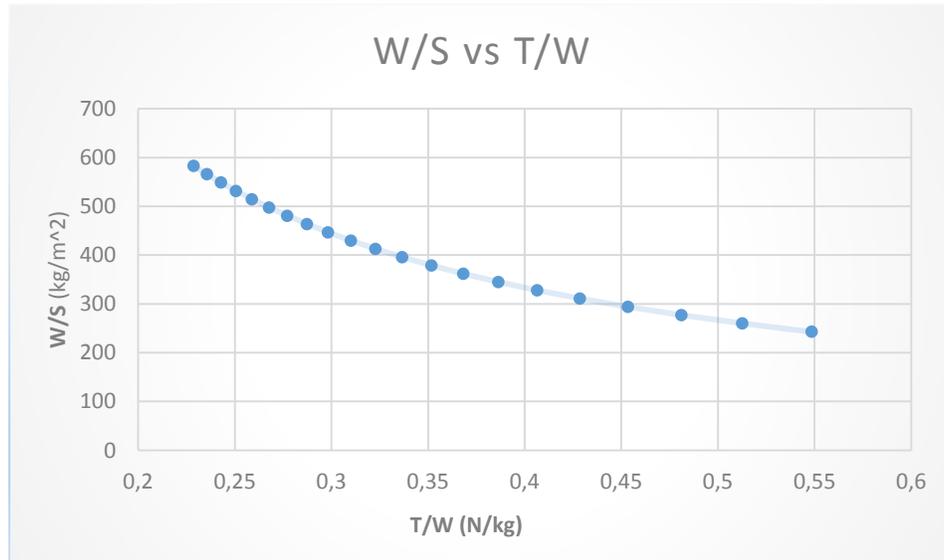
Esta variación de (T/W) en función de la carga alar (W/S) basado en la velocidad máxima (V_{max}) expresado en la gráfica 3; se determina que la región aceptable

³³ Sadraey, Mohammad H. *aircraft design a systems engineering approach*. india : wiley, 2013. p. 123

³⁴ Sadraey, Mohammad H. *aircraft design a systems engineering approach*. india : wiley, 2013. p. 124

son todos los valores que hay de la gráfica hacia arriba, pero como requisito se debe tener en cuenta la evaluación de la relación de empuje sobre peso a velocidad máxima, se evidencia que a medida que la carga alar sea más baja la relación T/W incrementa.

Gráfica 3. W/S vs T/W a nivel medio del mar con máxima velocidad



Fuente: Autor

Tabla 21. W/S vs T/W a nivel medio del mar con máxima velocidad

T/W (N/kg)	W/S (kg/m ²)
0,228949111	582,2692014
0,235808692	565,2911513
0,243093585	548,3131012
0,250844561	531,3350512
0,259107773	514,3570011
0,267935678	497,3789511

0,277388146	480,400901
0,287533823	463,4228509
0,298451795	446,4448009
0,310233655	429,4667508
0,322986077	412,4887008
0,336834049	395,5106507
0,351924987	378,5326007
0,368433993	361,5545506
0,38657068	344,5765005
0,406588118	327,5984505
0,428794703	310,6204004
0,453570157	293,6423504
0,48138741	276,6643003
0,512843073	259,6862502
0,548700694	242,7082002

Fuente: Autor

10.1.8 TAKE-OFF RUN

El take off run, es aquel parámetro de vital importancia al diseñar un avión, porque expresa toda la operación que realizara el avión en tierra y que por un gran procedimiento de diseño permitirá determinar la distancia rquerida para el despegue el avion.

10.1.8.1 COEFICIENTE DE FRICCIÓN

El coeficiente de fricción se define como aquel parámetro que se opone al avance de un cuerpo en sentido contrario; entre más alto sea el coeficiente de fricción la velocidad del cuerpo disminuye, pero si este mismo es más bajo la velocidad del cuerpo aumenta. En este caso se estudiara cual es el coeficiente de fricción que hay entre el contacto de las ruedas de avión con la superficie del suelo (diferentes pistas en aeródromos y aeropuertos) representados en la tabla (22).

Se establece que la superficie donde aterrizará el avión siempre es en asfalto, habrá momentos donde el avión aterrizará en asfalto seco, mojado o helado, pero en este caso se hará el proceso de diseño con un coeficiente de fricción para asfalto seco, según la tabla (22) hay un rango para este coeficiente en asfalto en seco de 0,03-0,05; se escogerá un valor intermedio.

$$\mu = 0.04$$

Tabla 22. Coeficiente de fricción de varias superficies

No.	superficie (suelo)	coeficiente de fricción (μ)
1	asfalto seco	0,03-0,05
2	asfalto mojado	0,05
3	asfalto helado	0,02
4	cesped	0,04-0,07
5	manchas	0,05-0,1
6	sulo blando	0,-03

Fuente: Traducido de Mohammad H. Sadraey, AIRCRAFT DESIGN A Systems Engineering Approach

10.1.8.2 COEFICIENTE DE DRAG DEL TREN DE ATERRIZAJE

El $C_{D_{oLG}}$ es el coeficiente de drag del tren de aterrizaje y el $C_{D_{oHLD_TO}}$ es el dispositivo de elevación (por ejemplo, del flap) siendo este el coeficiente de drag en la configuración de despegue la típica evaluación del $C_{D_{oLG}}$ y $C_{D_{oHLD_TO}}$ son las siguientes:

$$C_{D_{oLG}} = 0.006 \text{ a } 0.012 \quad [45]$$

$$C_{D_{oHLD_TO}} = 0.003 \text{ a } 0.008 \quad [46]$$

Con base a la ecuación [45] y la ecuación [46] se escogerá un valor intermedio tanto para $C_{D_{oLG}}$ y $C_{D_{oHLD_TO}}$, entonces:

$$C_{D_{oLG}} = 0.008$$

$$C_{D_{oHLD_TO}} = 0.005$$

Entonces el valor de $C_{D_{oTO}}$ es igual a:

$$C_{D_{oTO}} = C_{D_o} + C_{D_{oLG}} + C_{D_{oHLD_TO}} \quad [47]$$

$$C_{D_{oTO}} = 0,014354578 + 0.008 + 0.005$$

$$C_{D_{oTO}} = 0.027354578$$

10.1.8.3 COEFICIENTE DE DRAG DE ELEVACIÓN (FLAPS)

El coeficiente de sustentación al despegue es:

$$C_{L_{TO}} = C_{L_c} + \Delta C_{L_{flapTO}} \quad [48]$$

³⁵ Sadraey, Mohammad H. *aircraft design a systems engineering approach*. india : wiley, 2013. p. 132

$$C_{L_{TO}} = 0.3 + 0.5$$

$$C_{L_{TO}} = 0.8$$

Cuando el C_{L_c} del avión es en vuelo crucero y el $\Delta C_{L_{flapTO}}$ es un coeficiente de sustentación adicional, es generado por el flap al despegue. La evaluación típica del avión con el coeficiente de sustentación es acerca de 0.3 para un avión subsónico y 0.05 para un avión supersónico. La evaluación del coeficiente de sustentación típica al despegue con flap $\Delta C_{L_{flapTO}}$ es acerca de 0.3 a 0.8.³⁶

10.1.8.4 COEFICIENTE DE DRAG AL DESPEGUE

La configuración del coeficiente de drag del avión al despegue ($C_{D_{TO}}$) es:

$$C_{D_{TO}} = C_{D_{0TO}} + K * C_{L_{TO}}^2 \quad [49]$$

$$C_{D_{TO}} = (0,027354578 + 0,02844641) * 0.8^2$$

$$C_{D_{TO}} = 0,03571263232$$

10.1.8.5 COEFICIENTE DE DRAG DE VELOCIDAD EN TIERRA

Para el valor de C_{D_G} se calcula a continuación:

$$C_{D_G} = C_{D_{TO}} - \mu C_{L_{TO}} \quad [50]$$

$$C_{D_G} = 0,03571263232 - 0.04 * 0.8$$

$$C_{D_G} = 0,00371263232$$

³⁶ Sadraey, Mohammad H. *aircraft design a systems engineering approach*. india : wiley, 2013. p. 132

10.1.8.6 VELOCIDAD DE ROTACIÓN

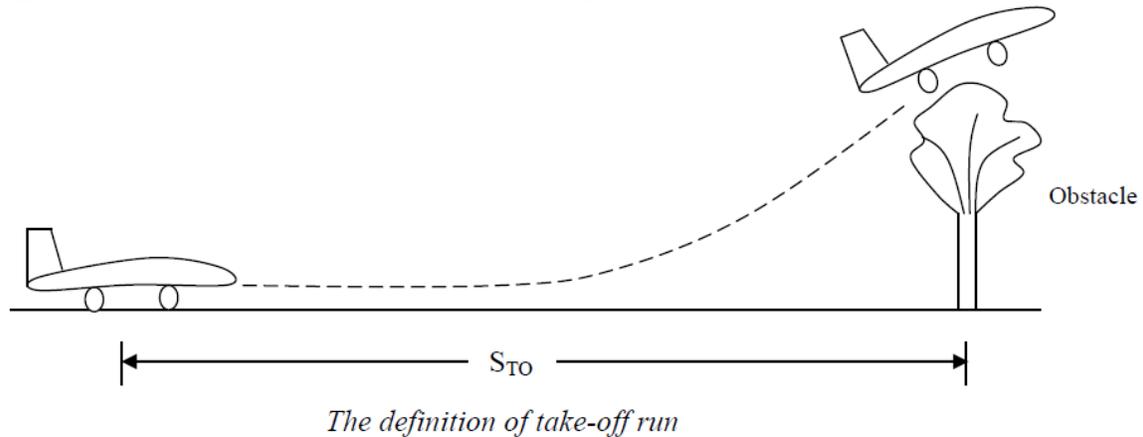
Donde V_R es la velocidad de rotación del avión es acerca de $1.1V_s$ a $1.2 V_s$.³⁷

$$V_R = 1,1 * V_s \text{ [51]}$$

$$V_R = 1,1 * 60 \text{ m/s}$$

$$V_R = 66 \text{ m/s}$$

Figura 30. Ilustración rotación al despegue (take-off run)



Fuente: Imagen tomada de Sadraey, Mohammad H. *aircraft design a systems engineering approach*. india : wiley, 2013.

10.1.8.7 COEFICIENTE DE SUSTENTACIÓN DE ROTACIÓN AL DESPEGUE

El parámetro C_{L_R} es el coeficiente de sustentación a take-off rotation y es obtenido de la ecuación [45]:

³⁷ Sadraey, Mohammad H. *aircraft design a systems engineering approach*. india : wiley, 2013. p. 518

Para el valor de la velocidad de rotación se determinó en la sección (10.1.8.6 VELOCIDAD DE ROTACIÓN).

$$C_{LR} = \frac{2mg}{\rho S V_R^2} \quad [52]$$

$$C_{LR} = \frac{2 * 680388,3642 \text{ kg} * 9,81 \frac{m}{s^2}}{1,225 \frac{kg}{m^3} * 1168,5134 \text{ m}^2 * (66 \frac{m}{s})^2}$$

$$C_{LR} = 2,140912226$$

10.1.8.8 DETERMINACIÓN DEL TAKE-OFF RUN REQUERIDO

El take-off run para un avión tipo jet es determinado por la siguiente ecuación:

$$S_{TO} = \frac{W}{\rho S C_{DG}} * \ln \frac{\frac{T}{W} - \mu}{\frac{T}{W} - \mu - \frac{C_{DG}}{C_{LR}}} \quad [53]$$

$$S_{TO} = \frac{680388,3642 \text{ kg} * 9,81 \frac{m}{s^2}}{1,225 \frac{kg}{m^3} * 1168,5134 \text{ m}^2 * 0,00371263232} * \ln \frac{2,225753088 - 0,04}{2,225753088 - 0,04 - \frac{0,00371263232}{2,140912226}}$$

$$S_{TO} = 3221,7166 \text{ m}$$

10.1.8.9 RELACIÓN EMPUJE SOBRE PESO DE VELOCIDAD DE ROTACIÓN

La siguiente ecuación puede ser operada para la relación de empuje con respecto al peso (T/W) en términos de la carga alar (W/S) y el take-off run. ³⁸

³⁸ Sadraey, Mohammad H. *aircraft design a systems engineering approach*. india : wiley, 2013. p. 133

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{S_{TO}} = \frac{\mu - (\mu + \frac{C_{DG}}{C_{LR}}) \left(\exp(0.6 \rho g C_{DG} S_{TO} \frac{1}{W/S}) \right)}{1 - \exp(0.6 \rho g C_{DG} S_{TO} \frac{1}{W/S})} \quad [54]$$

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{S_{TO}} = \frac{0.04 - \left(0.04 + \frac{0.00371263232}{2,140912226}\right) \left(\exp\left(0.6 * 1.225 \frac{kg}{m^3} * 9,81 \frac{m}{s^2} * 0,00371263232 * 4452,383998 m * \frac{1}{6672332,4228907 N/805}\right) \right)}{1 - \exp\left(0.6 * 1.225 \frac{kg}{m^3} * 9,81 \frac{m}{s^2} * 0,00371263232 * 4452,383998 m * \frac{1}{6672332,4228907 N/805}\right)}$$

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{S_{TO}} = 0,2453082$$

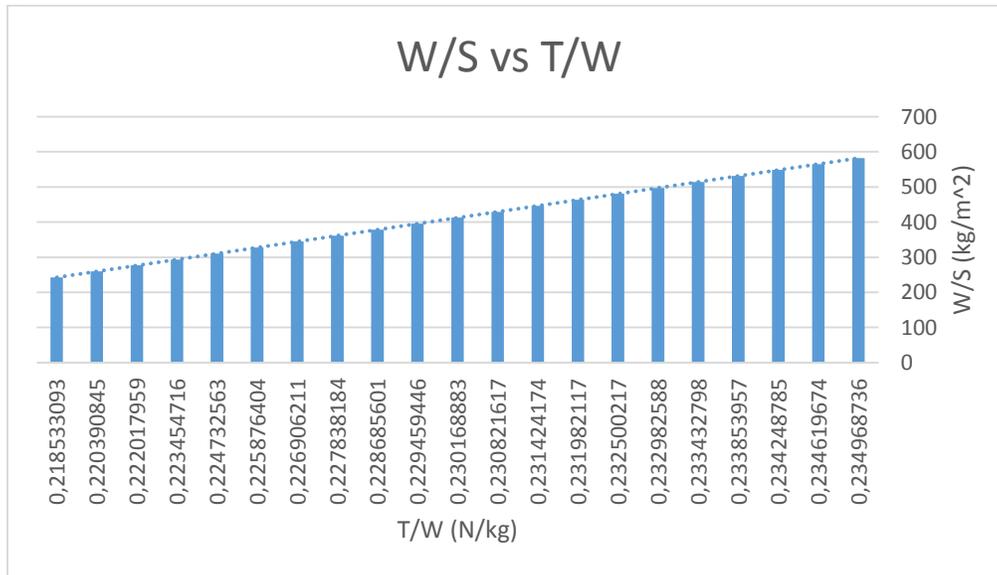
10.1.8.10 GRAFICA RELACIÓN EMPUJE SOBRE PESO DE VELOCIDAD DE ROTACIÓN

El take-off run requerido son representados por la ecuación anterior son las variaciones de la relación del empuje con respecto al peso vs carga alar. La variación de (T/W) es una función de la carga alar (W/S) basados en S_{TO} para un avión tipo jet fue esbozado usando la ecuación [53] y expresado en el gráfico siguiente.³⁹

Para determinar la región aceptable necesitamos encontrar que lado de la gráfica satisface take-off run requerido. Tanto el numerador como el denominador de la anterior ecuación contienen un término exponencial, con un término positivo. Esta fuente incluye el parámetro S_{TO} calculado por medio de la ecuación [54] como lo indica la tabla 23 con su respectiva gráfica:

³⁹ Sadraey, Mohammad H. *aircraft design a systems engineering approach*. india : wiley, 2013. p. 133

Gráfica 4. Relación empuje sobre peso vs carga alar en velocidad de rotación.



Fuente: Autor

La evaluación del take-off run (S_{TO}) con respecto a la velocidad de rotación usando la ecuación [55], esta gráfica tuvo el comportamiento esperado donde esta relación de empuje en relación al peso (T/W) ha ido incrementado desde 0,20 (N/Kg) de (T/W) a una carga alar (W/S) 242.7 kg/m² hasta 0,23 (N/Kg) de (T/W) a una carga alar de 582 kg/m² aproximadamente. Alguna evaluación de (S_{TO}) mayor que el recorrido de despegue especificado no satisface el requisito recorrido de despegue, por lo que la región por debajo de la gráfica no es aceptable.

Tabla 23. Relación empuje sobre peso de velocidad de rotación.

T/W (N/Kg)	W/S (kg/m ²)
0,234968736	582,2692014
0,234619674	565,2911513

0,234248785	548,3131012
0,233853957	531,3350512
0,233432798	514,3570011
0,232982588	497,3789511
0,232500217	480,400901
0,231982117	463,4228509
0,231424174	446,4448009
0,230821617	429,4667508
0,230168883	412,4887008
0,229459446	395,5106507
0,228685601	378,5326007
0,227838184	361,5545506
0,226906211	344,5765005
0,225876404	327,5984505
0,224732563	310,6204004
0,223454716	293,6423504
0,222017959	276,6643003
0,220390845	259,6862502
0,218533093	242,7082002

Fuente: Autor

10.1.9 RATA DE ACENSO

Cada tipo de aeronave debe cumplir con cierta tasa de requisitos de ascenso. Para las aeronaves civiles, (aviones de transporte) se deben cumplir los requisitos de ascenso del FAR 6 Parte 23 o FAR 25, En algunos casos, los requisitos se especifican en términos de tiempo de salida al ascenso, pero esto se puede traducir fácilmente en razón de requisitos de ascenso. Velocidad de ascenso se define como la velocidad de la aeronave en la componente vertical de la velocidad

aerodinámica del avión. Por lo tanto la velocidad de ascenso es la ganancia de altura de una aeronave en un tiempo menor.⁴⁰

En general la rata de acenso (ROC) es definido por la relación entre la potencia y el peso del avión:

$$ROC = \frac{P_{avl} - P_{req}}{W} = \frac{TV - DV}{W} \quad 41 \quad [56]$$

$$ROC = \frac{TV - DV}{W}$$

$$ROC = \frac{(1536000 \text{ N}) * 309,4555531 \frac{m}{s} - 984448,8111 \text{ N} * 309,4555531 \frac{m}{s}}{680388,3642 \text{ kg} * 9,81 \frac{m}{s^2}}$$

$$ROC = 25,57158113 \frac{m}{s}$$

Esto puede ser escrito como:

$$ROC = V \frac{T}{W} - \frac{D}{W} = V \frac{T}{W} - \frac{D}{L} \quad 42 \quad [57]$$

Como $D_{min} = T_R$ entonces $D_{min} = 93750 \text{ lb}$

$$ROC = V \frac{T}{W} - \frac{D}{W}$$

⁴⁰ Sadraey, Mohammad H. *aircraft design a systems engineering approach*. india : wiley, 2013. p. 136

⁴¹ Sadraey, Mohammad H. *aircraft design a systems engineering approach*. india : wiley, 2013. p. 136

⁴² Sadraey, Mohammad H. *aircraft design a systems engineering approach*. india : wiley, 2013. p. 137

$$ROC = 309,4555531 \frac{m}{s} \cdot 0,230125472 - \frac{984448,8111 N}{680388,3642 kg * 9,81 \frac{m}{s^2}}$$

$$ROC = 25,57158113 \frac{m}{s}$$

10.1.9.1 RATA DE ASENSO MÁXIMA

Para maximizar la rata de ascenso, el empuje de los tres motores y la relación de sustentación drag debe maximizarse.

$$ROC_{max} = V_{ROC_{max}} \frac{T_{max}}{W} - \frac{1}{(L/D)_{max}} \quad [58]$$

Pero el valor de $V_{ROC_{max}}$ se hara de la siguiente forma:

Para maximizar la relación de sustentación drag la velocidad de ascenso será en que el drag de la aeronave se reduce al mínimo, como se indica a continuación⁴³:

$$V_{ROC_{max}} = V_{max_D} = \frac{\sqrt{\frac{2W}{\rho S \frac{c_D}{K}}}}{[59]}$$

$$V_{ROC_{max}} = V_{max_D} = \frac{\sqrt{680388,3642 kg * 9,81 \frac{m}{s^2}}}{1,225 \frac{kg}{m^3} * 1168,5134 m^2 * \frac{0,141716741}{0,02844641}}$$

$$V_{ROC_{max}} = V_{max_D} = 64,63904714 \frac{m}{s}$$

⁴³ Sadraey, Mohammad H. *aircraft design a systems engineering approach*. india : wiley, 2013. p.137

10.1.9.2 RATA DE ASENSO MINIMA

Al incluir la ecuación [60] en la ecuación [61], tenemos lo siguiente:

$$ROC_{min} = V_{min_D} = \frac{\frac{2W}{\rho S \frac{C_D}{K}} * \frac{T_{max}}{W} - \frac{1}{(L/D)_{max}}}{1} \quad [60]$$

$$ROC_{min} = V_{min_D} = \frac{680389,3642 \text{ kg} * 9,81 \frac{m}{s^2}}{1,225 \frac{kg}{m^3} * 1168,5134m^2 * \frac{0,141716741}{0,02844641}} * \frac{1}{16}$$

$$ROC_{min} = V_{min_D} = 10,83515078 \frac{m}{s}$$

10.1.9.3 RELACIÓN DE EMPUJE SOBRE PESO MÁXIMO

Esta relación se puede operar con base a la siguiente ecuación:

$$\frac{T_{max}}{W} = \frac{ROC_{max}}{\frac{2W}{\rho S \frac{C_D}{K}}} + \frac{1}{(L/D)_{max}} \quad [61]$$

Finalmente se tiene que:

$$\frac{T}{W}_{max} = \frac{10,83515078 \frac{m}{s}}{\frac{2 * 680389,3642 \text{ kg} * 9,81 \frac{m}{s^2}}{1,225 \frac{kg}{m^3} * 1168,5134m^2 * \frac{0,141716741}{0,02844641}}} + \frac{1}{16}$$

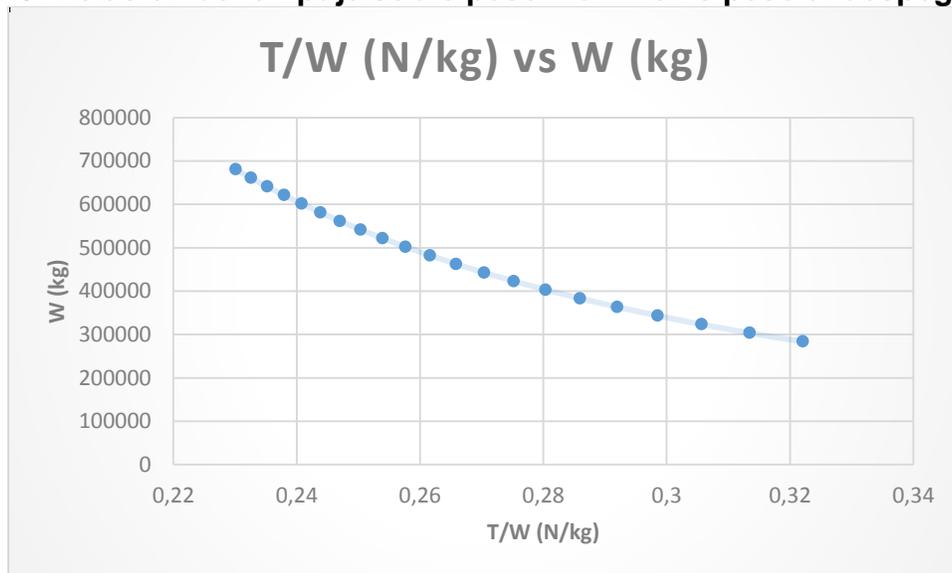
$$\frac{T}{W}_{max} = 0,230125472$$

10.1.9.4 GRAFICA DE RELACIÓN DE EMPUJE SOBRE PESO MÁXIMO

Los cálculos de los planos alares y los motores están basados en los requerimientos de la tasa de ascenso de la ecuación anterior; las variables de la relación empuje sobre peso vs carga alar (T/W vs W/S). Solo el estudio de ascenso es obtenido a nivel del mar; cuando se evalúa el máximo empuje del motor la densidad del aire es considerada a nivel del mar.⁴⁴

Se hace una gráfica con base a los datos recopilados en la tabla N. 24 para analizar el comportamiento de la gráfica N. 5.

Gráfica 5. Relación de empuje sobre peso máximo vs peso al despegue



Fuente: Autor

⁴⁴ Sadraey, Mohammad H. *aircraft design a systems engineering approach*. india : wiley, 2013. p. 137

La variación de la relación empuje sobre peso (T/W) en función de la carga alar (W/S) basado en la tasa de ascenso (ROC) para un avión tipo jet, se utiliza la ecuación [63] para construir la gráfica. Para determinar la región aceptable, se necesita encontrar el lado de la gráfica que satisfaga el take-off run requerido. Como la tasa de ascenso aumenta, entonces la evaluación de la relación de empuje sobre peso (T/W) aumenta, pero al hacer la gráfica de peso vs empuje sobre peso máximo el comportamiento fue el indicado esto se ve reflejado en la tabla 24 de relación de empuje sobre peso con respecto a la carga alar.

Por medio de la ecuación [63] se determina los valores de (T/W) según el peso del avión como se ve en la tabla 20.

Tabla 24. Relación de empuje sobre peso máximo vs peso al despegue

T/W (N/kg)	W (kg)
0,23012547	680389,364
0,2326241	660550,285
0,23523789	640711,206
0,23797599	620872,127
0,24084856	601033,048
0,24386698	581193,969
0,24704404	561354,89
0,25039412	541515,811
0,25393354	521676,732
0,25768083	501837,653
0,26165715	481998,574
0,26588683	462159,495
0,27039798	442320,416
0,27522327	422481,337
0,28040094	402642,258

0,28597606	382803,179
0,29200224	362964,1
0,29854379	343125,021
0,3056786	323285,942
0,31350215	303446,863
0,32213288	283607,784

Fuente: Autor

10.1.10 TECHO DE SERVICIO (CEILING)

Otro requerimiento de eficiencia que influye sobre la medida del plano y el motor es el techo de servicio. Techo de servicio es definido como la altitud mayor que una aeronave puede tener un nivel de vuelo recto seguro. Otra definición es la mayor altitud que una aeronave puede alcanzar. Para muchos aviones, el techo no es un requisito fundamental, pero para otros, tales como aviones de reconocimiento como SR-71 Blackbird, el techo de unos 65.000 pies era el requisito más difícil de rendimiento en cumplir. Este requisito de diseño hizo que los diseñadores diseñaran o inventara un motor especial para esta misión. En general, existen cuatro tipos de techo

1. Techo absoluto (h_{AC}): el nombre de techo absoluto implica la máxima altitud que el avión puede mantener al nivel del vuelo. En otros términos el techo absoluto es la altitud cuando la tasa de ascenso es cero.
2. Techo de servicio (h_{SC}): el techo de servicio es definido como la altitud mayor que tiene el avión cuando tiene una tasa de ascenso de 100 pies por minuto (i.e. 0.5 m/sec). Techo de servicio es inferior a techo absoluto.

3. Techo crucero (h_{CrC}): el techo crucero es definido como la altitud del avión cuando puede tener una tasa de ascenso de 300 pies por minuto (i.e. 1.5 m/sec). El techo crucero es más bajo que el techo de servicio.

4. Combat Ceiling (h_{CoC}): Combat ceiling es definido como la altitud de un fighter cuando puede tener una tasa de ascenso de 500 pies por minuto (i.e. 5 m/sec). Techo combate es más bajo que el techo de crucero. Este límite se define sólo por aviones de combate.

Estas cuatro definiciones están definidas de la siguiente manera:

$$ROC_{AC} = 0$$

$$ROC_{SC} = 100 \text{ ft/min}$$

$$ROC_{CrC} = 300 \text{ ft/min}$$

$$ROC_{CoC} = 500 \text{ ft/min}$$

En esta sección la expresión de las medidas de los planos y el motor están basados en el requerimiento de techo de estas se derivan de: 1. Aviones tipo jet, 2. Avión de turbohélice, solo el requerimiento de techo están basados y definidos en los requerimientos de tasa de ascenso.⁴⁵

En la expresión de la relación de empuje con respecto al peso (T/W) en función de la carga alar (W/S) y la tasa de ascenso, se deriva de la ecuación [63] También se puede aplicar a la altitud de techo de la siguiente manera:

$$\frac{T_C}{W} = \frac{ROC_C}{\frac{2W}{\rho_C} \frac{W}{S}} + \frac{1}{(L/D)_{max}} \quad [62]$$

⁴⁵ Sadraey, Mohammad H. *aircraft design a systems engineering approach*. india : wiley, 2013. p. 140 y p. 141

10.1.10.1 EMPUJE EN FUNCIÓN DE LA ALTITUD

Cuando (ROC_c) es la rata de ascenso, y T_c es el empuje máximo a una altitud de 147637.4 m, en otras palabras el empuje del motor debe ser en función de la altitud o con respecto a la densidad del aire. La relación exacta depende del tipo de motor, la tecnología de los motores, la instalación, y la velocidad del aire.⁴⁶

El valor de ρ_c es:

$$T_{SL} \frac{\rho_c}{\rho_o} \quad [63]$$

$$\rho_c = \frac{0,19371792 \frac{kg}{m^3}}{1,225 \frac{kg}{m^3}}$$

$$\rho_c = 0,158137078$$

Finalmente el valor de T_c es:

$$T_c = T_{SL} \frac{\rho_c}{\rho_o} = T_{SL} \sigma_c \quad [64]$$

$$T_c = 1536000 \text{ N} * \frac{0,158137078}{1,225 \frac{kg}{m^3}} = T_{SL} \sigma_c$$

$$T_c = 198284,53 \text{ N}$$

10.1.10.2 RELACIÓN DE EMPUJE SOBRE PESO A ALTITUD MAYOR

⁴⁶ Sadraey, Mohammad H. *aircraft design a systems engineering approach*. india : wiley, 2013. p. 141

Al insertar la ecuación [63] en la ecuación [64]

Tenemos lo siguiente:

$$\frac{T_{SL}\sigma_C}{W} = \frac{ROCC}{\frac{2W}{\rho_C} \frac{W}{S}} + \frac{1}{(L/D)_{max}} \quad [65]$$

Por el modelo de la atmosfera se puede derivar la expresión de la relación de la densidad del aire (σ) en función de la altitud; a continuación se da de la siguiente manera:

$$\sigma = (1 - 6.873 * 10^{-6})^{4.26} \quad [66] \text{ de } 0 \text{ a } 36000 \text{ ft}$$

Pero para nuestro avión la relación de la densidad del aire (σ) en función de la altitud es dada por la ecuación [69], se diferencia de la ecuación [68] porque este análisis del avión se está haciendo a una altitud de 13716 m porque el peso del avión se iguala a esta altura, por lo tanto este valor es superior a 10972.8 m:

$$\sigma = 0.2967 \exp(1.7355 - 4.8075 * 10^{-5} * h) \quad [67] \text{ de } 36000 \text{ a } 65000 \text{ ft}$$

El avión volara a una altura de 45000 ft = 13716 m por lo tanto:

$$\sigma_C = 0.2967 \exp(1.7355 - 4.8075 * 10^{-5} * 45000 \text{ ft})$$

$$\sigma_C = 0.1934166223$$

Por lo tanto la relación de empuje sobre peso a mayor altitud se hará con base a la siguiente ecuación:

$$\frac{T_C}{W}_{h_C} = \frac{ROC_C}{\sigma_C \frac{2W}{\rho_C \frac{C_{D0}}{K}} \frac{W}{S}} + \frac{1}{\sigma_{C(L/D)_{max}}} \quad [68]$$

$$= \frac{\frac{T}{W}_{max}}{10,83515078 \frac{m}{s}}$$

$$0.1934166223 * \frac{2 * 680389,3642 \text{ kg} * 9,81 \frac{m}{s^2}}{1,225 \frac{kg}{m^3} * 1168,5134m^2 * \frac{0,141716741}{0,02844641}} * \frac{680389,3642}{1168,5134m^2}$$

$$+ \frac{1}{0.1934166223 * 16}$$

$$\frac{T_C}{W}_{h_C} = 0,3272355$$

10.1.10.3 GRAFICA DE RELACIÓN DE EMPUJE SOBRE PESO A ALTITUD MAYOR

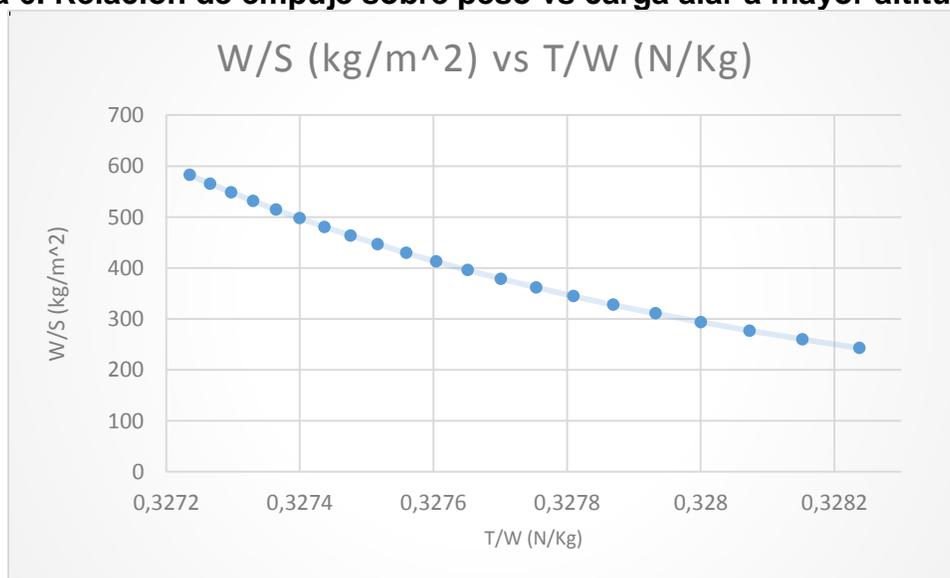
Cuando σ_C es la densidad del aire relativa requerida para el techo o altura del avión, σ_{AC} es la densidad relativa del aire en techo absoluto requerido y ROC es la rata de ascenso a techo o a altura requerida. Las medidas de los planos alares y los motores son basados en techo requerido (h_C o h_{AC}) están representados en la ecuación [69] es la densidad relativa (σ y σ_{AC}) y fue obtenido por la ecuación [66] y [67]. La rata de ascenso a diferentes techos de altura que fue definida en la sección (10.1.11 techo de servicio).

La ecuación [70] representa la contribución de servicio de crucero o techo (altura) de combate (h_C). La ecuación [67] representa la variación del momento lineal de la

relación de empuje con respecto al peso (T/W) vs carga alar (W/S) en función del techo o altura del avión. La variante de T/W es una función de la W/S basado en h_C ó h_{AC} de un avión tipo jet.

Para determinar la región aceptable, necesitamos encontrar cual es el lado de la gráfica que satisface el techo requerido. En la ecuación [68] tiene dos términos positivos; uno que incluye ROC_c y σ_c , otro que solo incluye σ_c . El techo o altura con relación a la tasa de ascenso (ROC_c) es el numerador del primer término, y el denominador de ambos términos; ahora la tasa de ascenso de la ecuación [70] decrece, en la evaluación de empuje con relación al peso (T/W). Solo alguna evaluación del ROC, mayor que la ROC_c especificado o cualquier altitud superior al límite máximo requerido es satisfacer el requisito de techo, ahora la región bajo la gráfica es aceptable⁴⁷.

Gráfica 6. Relación de empuje sobre peso vs carga alar a mayor altitud.



Fuente: Autor

⁴⁷ Sadraey, Mohammad H. *aircraft design a systems engineering approach*. india : wiley, 2013. p. 142

La región aceptable es que todo parámetro es dado en un rango mostrado en la gráfica de 0.3250 de (T/W) con (W/S) de 846.12 hasta una carga alar de 0.3255 hasta 334.69; el valor que tiene variable significativa es la (T/W) con respecto a la (W/S), este valor siempre varía significativamente:

Tabla 25. Relación de empuje sobre peso vs carga alar a mayor altitud

T/W (N/Kg)	W/S (kg/m ²)
0,32723548	582,2692014
0,32726591	565,2911513
0,32729751	548,3131012
0,32733036	531,3350512
0,32736455	514,3570011
0,32740017	497,3789511
0,32743735	480,400901
0,32747621	463,4228509
0,3275169	446,4448009
0,32755956	429,4667508
0,32760439	412,4887008
0,32765158	395,5106507
0,32770138	378,5326007
0,32775405	361,5545506
0,3278099	344,5765005
0,32786931	327,5984505
0,32793269	310,6204004
0,32800056	293,6423504

0,32807353	276,6643003
0,32815231	259,6862502
0,32823781	242,7082002

Fuente: Autor

10.1.11 ENDURANCE

Para calcular el endurance (duración de vuelo), se hará con base a los datos de los siguientes pesos calculados en la sección (9.10 ESTIMACIÓN DEL PESO DEL AVION).

Capacidad de combustible = $W_f = 290160,21$ kg

Peso vacío = $283607,61$ kg

$W_{to} = 680389,36$ kg

$$W_{sc} = W_{T0} - W_f \text{ [69]}$$

$$W_{sc} = 680389,36 \text{ kg} - 290160,21 \text{ kg}$$

$$W_{sc} = 39022,16 \text{ kg}$$

Para hallar el endurance (duración de vuelo), después hallar W_f , peso vacío y W_{to} se hará con respecto a la ecuación [72]

$$E = 2 * \frac{1}{C_t} * \frac{C_L}{C_D} * \ln \frac{W_0}{W_{sc}} \text{ [70]}$$

Donde:

$C_t = sfc$ Consumo específico de combustible definido por la ecuación [8]

C_L = Coeficiente de sustentación máximo definido por la ecuación [19]

C_D = Coeficiente de drag definido por la ecuación [28]

$\frac{W_0}{W_{sc}}$ = Relación de peso máximo al despegue vs peso máximo al despegue menos la capacidad de combustible definido por la ecuación [72]

$$\frac{W_{TO}}{W_{sc}} \quad [71]$$

$$\frac{W_{TO}}{W_{sc}} = \frac{680389,36 \text{ kg}}{39022,16 \text{ kg}}$$

$$\frac{W_0}{W_{sc}} = 1,74$$

Entonces:

$$E = 2 * \frac{1}{1.111111111 * 10^{-4} * \frac{1}{\text{sec}}} * \frac{3,02716043}{0.1624034109} * \ln \frac{1500000 \text{ lb}}{860307 \text{ lb}}$$

$$E = 79440,295 \text{ s}$$

$$E = \frac{79440,295 \text{ s}}{3600 \text{ s}}$$

$$E = 22,066749 \text{ Horas}$$

En la sección de performance se introdujo tres principales parámetros que son y hacen parte fundamental del diseño preliminar, como el peso máximo al despegue, el empuje del motor, el área alar de referencia etc. a continuación se hará un estudio general del plano alar y sus componentes, el fuselaje, empenaje, sistema de propulsión y tren de aterrizaje.

10.2 DISEÑO PRELIMINAR DEL PRIMER PLANO ALAR

10.2.1 INTRODUCCIÓN

Durante este proceso de diseño se definirán 13 parámetros que determinan el diseño de un plano alar:

1. Referencia alar o (referencia alar mínima requerida)
4. Sección alar o perfil alar
5. Relación de aspecto (AR);
6. Taper ratio (λ);
7. Cuerda de la punta (Ct).
8. Cuerda de raíz (Cr);
9. Cuerda aerodinámica media (MAC ó C).
10. Envergadura alar (b);
11. Twist angle (or washout) (α_t);
13. Diedro alar (Γ);

10.2.2 REFERENCIA DEL PRIMER PLANO ALAR O (REFERENCIA ALAR MÍNIMA REQUERIDA)

El área de referencia alar mínima fue determinada mediante la ecuación [17] y su valor fue 805 m²

Para la localización del plano, se estableció que sea de ala baja, pero el plano del avión es tipo box-wing que significa ala cerrada, que incluye el empenaje.

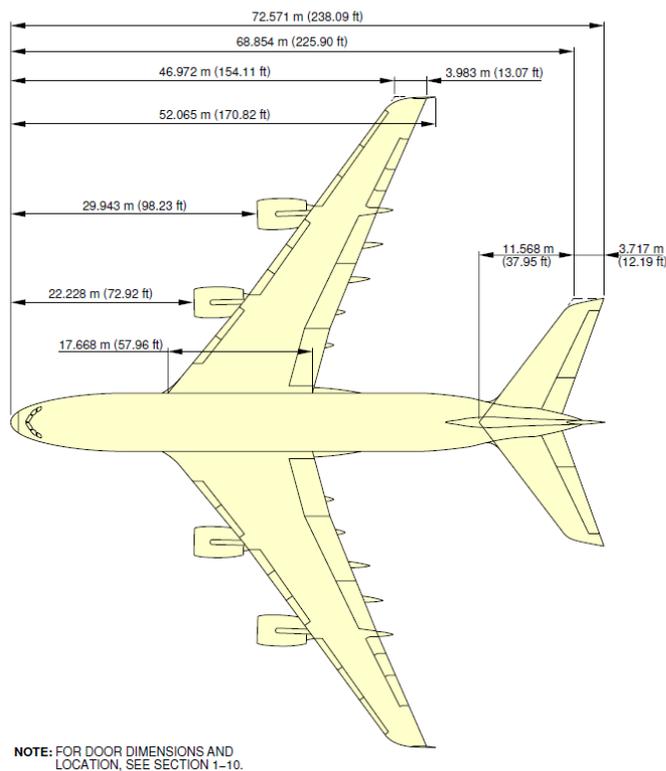
El cálculo de cuerda promedio se hará con la fórmula del trapecio:

$$AREA_{Trapezio} = \frac{B + b * h}{2} [72]$$

Las distancias de 21575 mm = 21.575 m, 9887,58 mm = 9.88758 m y de 4539,07 mm = 4.53907 m representan las dimensiones del plano alar, estas distancias se determinaron con base a la cuerda de raíz del Airbus 380 mostrado en la (Figura 31) calculando su valor aproximado al 117% para llegar a calcular una superficie alar de 805 m²; esta toma de datos es mucho más aproximado que tomar de referencia la relación de aspecto AR; y también el taper λ de aviones similares para el cálculo del plano alar. Porque el avión Airbus a380 es el que más se acerca a las características técnicas para el diseño del avión.

Figura 31. Dimensiones del A380

**ON A/C A380-800 Models A380-800F Models



Fuente: manual de operación del Airbus 380.

$$AREA_{alar\ 1\ a} = \frac{21.575\ m + 9.88758\ m * 11.94386\ m}{2}$$

$$AREA_{alar\ 1\ a} = 187.8923254\ m^2$$

$$AREA_{alar\ 1\ b} = \frac{9.88758\ m + 4.53907\ m * 29.74784\ m}{2}$$

$$AREA_{alar\ 1\ b} = 214.580838\ m^2$$

$$AREA_{semi\ ala\ 1} = AREA_{alar\ 1\ a} + AREA_{alar\ 1\ b} \text{ [73]}$$

$$AREA_{semi\ ala\ 1} = 187.8923254\ m^2 + 214.580838\ m^2$$

$$AREA_{semiala\ 1} = 402.4731634\ m^2$$

$$AREA_{Total} = (AREA_{semiala\ 1} * 2)$$

$$AREA_{Total} = 804.94\ m^2$$

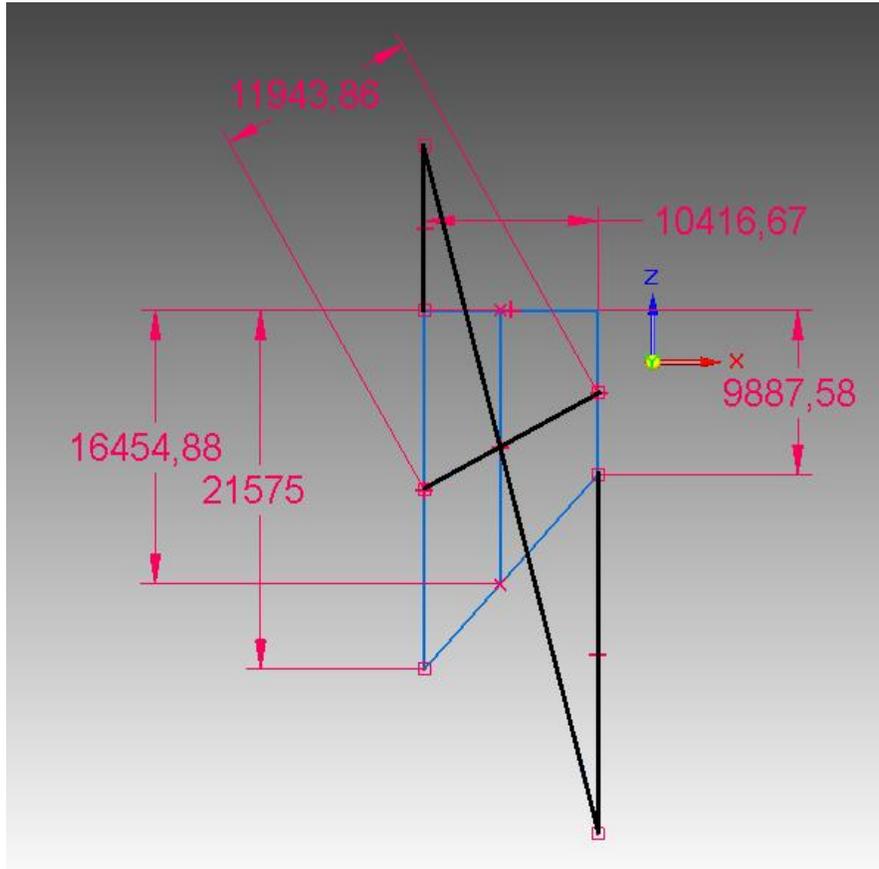
10.2.3 CUERDA ALAR PROMEDIO DEL PRIMER PLANO ALAR

Para hallar la cuerda promedio se hizo una cuerda promedio de la primera sección alar ($X_{alar\ 1\ a}$), y respectivamente de la segunda sección alar ($X_{alar\ 1\ b}$); para

finalmente hallar la cuerda promedio de toda la sección alar (X_{ala_1}) con base en las figuras. 32 y 33:

$$X_{alar_1a} = 16454,88 \text{ mm} = 16.45488 \text{ m}$$

Figura 32. Calculo de la cuerda promedio de la primera sección del primer plano alar



Fuente: Autor

Donde:

21575 mm = 21.575 m; equivale a la cuerda de raíz.

9887,58 mm = 9.88758 m; equivale a la cuerda final de la primera sección alar.

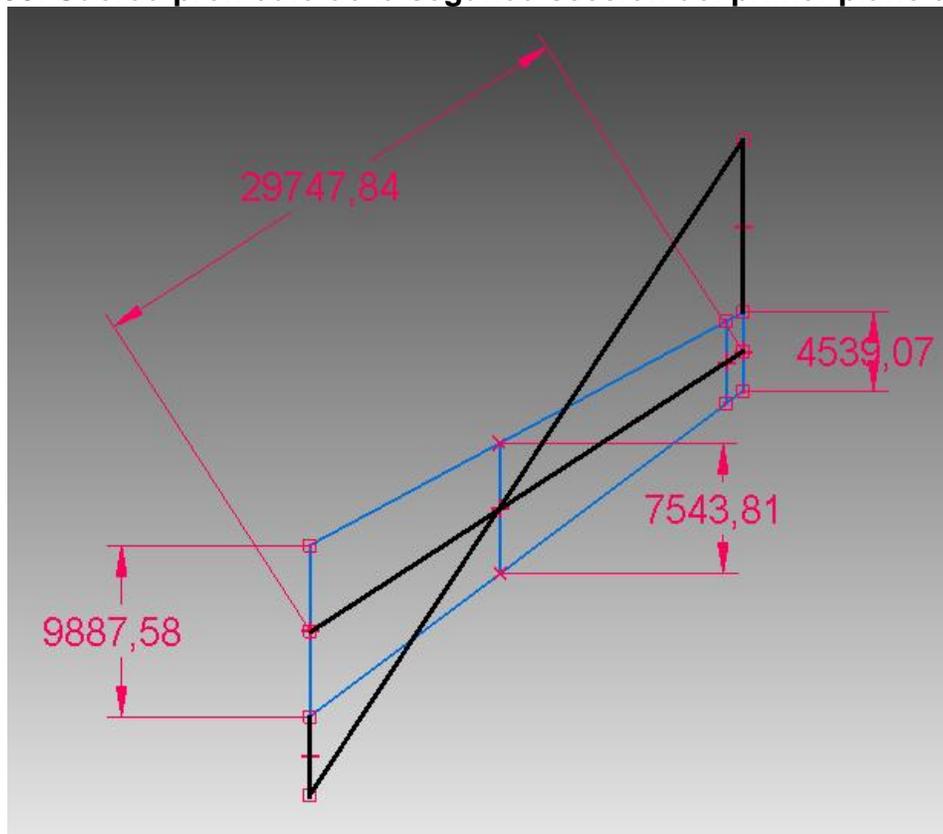
10416.67 mm = 10.41667 m; equivale a la distancia de la cuerda de raíz a la cuerda final de la primera sección alar.

11943.86 mm = 11.94386 m; equivale a la distancia media de la cuerda de raíz a la distancia media de la cuerda final de la primera sección alar.

También para la cuerda promedio de la segunda sección alar:

$$X_{\text{alar } 1 b} = 7543,81 \text{ mm} = 7.54381 \text{ m}$$

Figura 33. Cuerda promedio de la segunda sección del primer plano alar



Fuente: Autor

Donde:

9887,58 mm = 9.88758 m; equivale a la cuerda final de la primera sección alar.

4539,07 mm = 4,53907 m; equivale a la cuerda de punta.

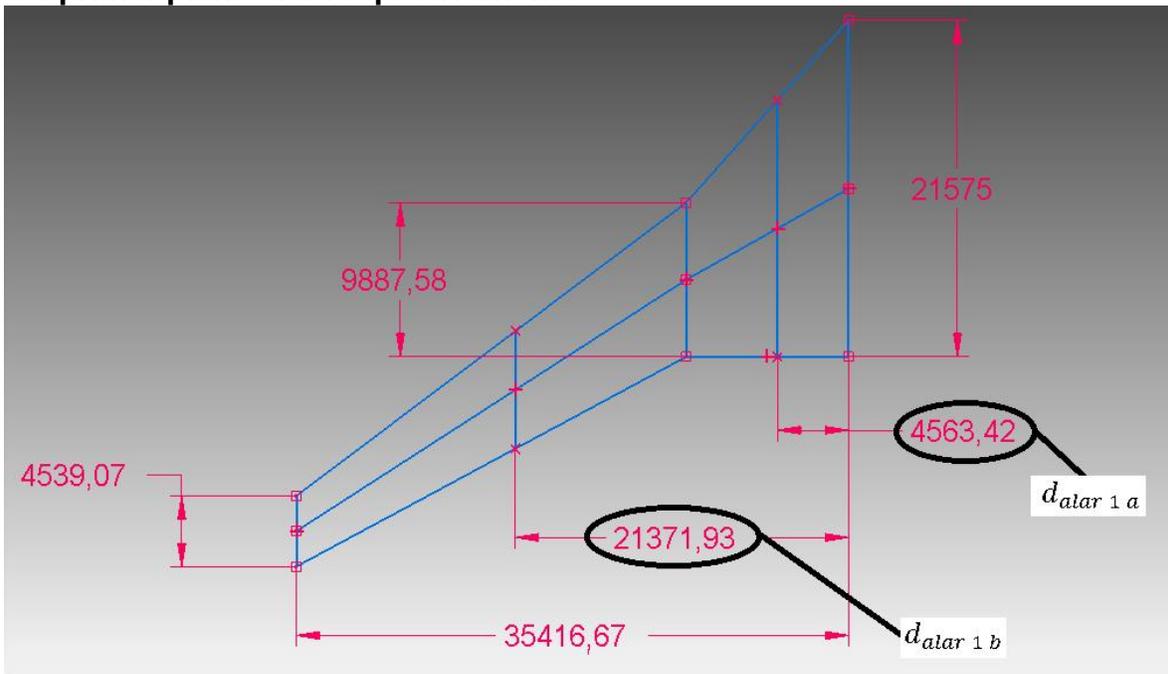
11943.86 mm = 11.94386 m; equivale a la distancia media de la cuerda de la primera sección alar a la distancia media de la cuerda de punta.

También se tendrá en cuenta las distancias a la cual está la cuerda promedio $d_{alar\ 1\ a}$ de $X_{alar\ 1\ a}$ y de igual manera la distancia a la cual está la cuerda promedio $d_{alar\ 1\ b}$ de $X_{alar\ 1\ b}$;

Para hallar la distancia de la cuerda promedio de toda la sección alar ($dX_{T\ ala\ 1}$) se hizo con la ecuación [76] y con base a las figuras 34 y 35.

$$dX_{T\ ala\ 1} = \frac{d_{alar\ 1\ a} * AREA_{alar\ 1\ a} + (d_{alar\ 1\ b} * AREA_{alar\ 1\ b})}{AREA_{alar\ 1\ a} + AREA_{alar\ 1\ b}} \quad [74]$$

Figura 34. Distancia de la cuerda promedio a la primera y segunda sección del primer plano alar respectivamente



Fuente: Autor

Donde:

9887,58 mm = 9.88758 m; equivale a la cuerda final de la primera sección alar.

21575 mm = 21.575 m; equivale a la cuerda de raíz.

9887,58 mm = 9.88758 m; equivale a la cuerda final de la primera sección alar.

4563.42 mm = 4.56342 m; equivale la distancia entre la cuerda de raíz hasta la cuerda promedio de la primera sección alar.

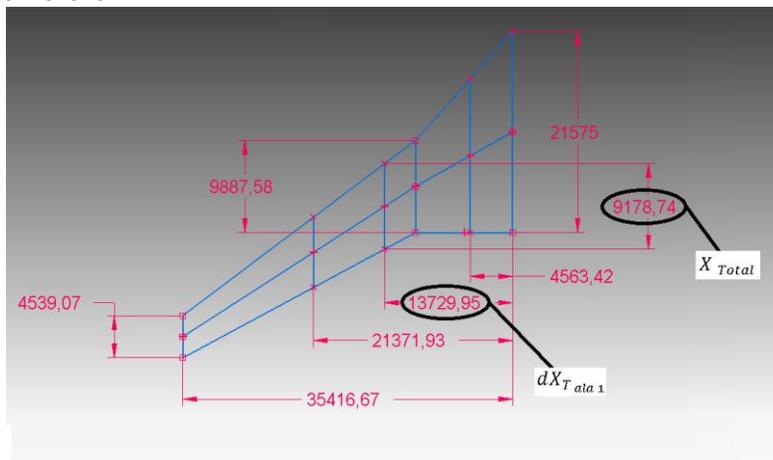
21371.93 mm = 21.37193 m; equivale la distancia entre la cuerda de raíz hasta la cuerda promedio de la segunda sección alar.

Entonces la distancia total a la cuerda alar promedio es:

$$dX_{T_{ala1}} = \frac{4.56342 \text{ m} * 187.8923254 \text{ m}^2 + (21.37193 \text{ m} * 214.580838 \text{ m}^2)}{187.892325,4 \text{ m}^2 + 214.580838 \text{ m}^2}$$

$$dX_{T_{ala1}} = 13.72995154 \text{ m}$$

Figura 35. Distancia de la cuerda de raíz hasta la cuerda media aerodinámica del primer plano alar



Fuente: Autor

Donde:

9887,58 mm = 9.88758 m; equivale a la cuerda final de la primera sección alar.

21575 mm = 21.575 m; equivale a la cuerda de raíz.

9887,58 mm = 9.88758 m; equivale a la cuerda final de la primera sección alar.

4563.42 mm = 4.56342 m; equivale la distancia entre la cuerda de raíz hasta la cuerda promedio de la primera sección alar.

21371.93 mm = 21.37193 m; equivale la distancia entre la cuerda de raíz hasta la cuerda promedio de la segunda sección alar.

35416.67 mm = 35.41667 m; equivale la envergadura de la semi-ala

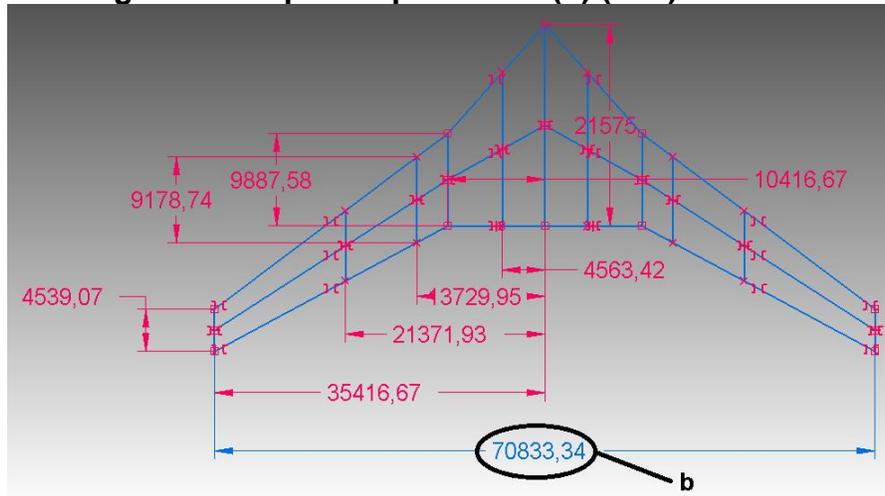
Por ultimo con base a la distancia ($dX_{T_{ala_1}}$) se proyecta la cuerda promedio alar (X_{Total}):

$$X_{Total} = 9178,74 \text{ mm} = 9,17874 \text{ m}$$

10.2.4 ENVERGADURA DEL PRIMER PLANO ALAR

Esta es definida por la geometría alar del avión con un valor de 70.83334 m

Figura 36. Envergadura del primer plano alar (b) (mm).



Fuente: Autor

Donde:

9887,58 mm = 9.88758 m; equivale a la cuerda final de la primera sección alar.

21575 mm = 21.575 m; equivale a la cuerda de raíz.

9887,58 mm = 9.88758 m; equivale a la cuerda final de la primera sección alar.

4563.42 mm = 4.56342 m; equivale la distancia entre la cuerda de raíz hasta la cuerda promedio de la primera sección alar.

21371.93 mm = 21.37193 m; equivale la distancia entre la cuerda de raíz hasta la cuerda promedio de la segunda sección alar.

35416.67 mm = 35.41667 m; equivale a la envergadura de la semi-ala.

13729.95 mm = 13.72995 m; equivale a la distancia de la cuerda de raíz a la distancia de la cuerda alar promedio.

10416.67 mm = 10.41667 m; equivale a la distancia de la cuerda de raíz a la cuerda final de la primera sección alar.

Finalmente se calcula la envergadura como se ve en la figura 18; 70833.34 mm = 70.83334 m

10.2.5 RELACIÓN DE ASPECTO DEL PRIMER PLANO ALAR (AR)

$$AR = \frac{b}{x_{Total}} \quad [75]$$

$$AR = \frac{70.83334 \text{ m}}{9.17874 \text{ m}}$$

$$AR = 7.71710932$$

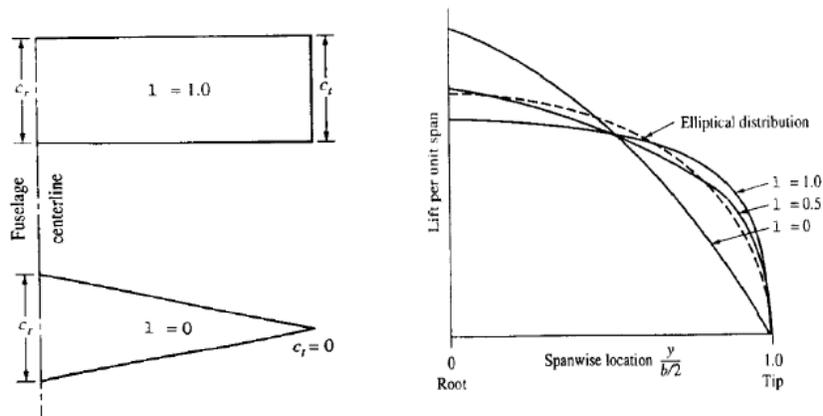
10.2.6 TAPER λ

Es la relación entre la cuerda en la punta y la de raíz cuando las alas poseen un borde de ataque y de fuga.

El taper afecta la distribución de la sustentación y el peso estructural de un ala.

Un ala rectangular tiene un taper de 1.0, un ala delta triangular tiene un taper de 0.0 como se ve en la siguiente figura:

Figura 37. Descripción del taper de 0 a 1 λ



Fuente: Imagen tomada de Sadraey, Mohammad H. *aircraft design a systems engineering approach*. india : wiley, 2013.

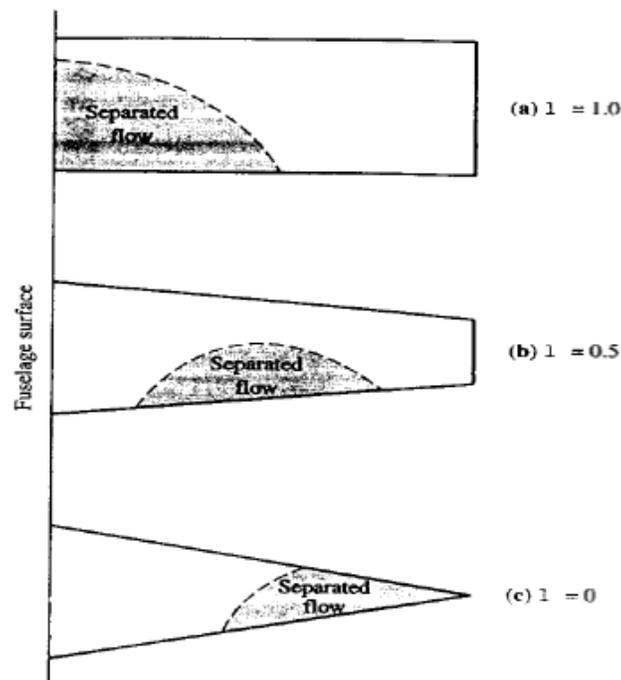
El cálculo de la relación entre la cuerda en la punta y la de raíz se da con la ecuación [78]:

$$\lambda = \frac{C_t}{C_r} \text{ [76]}$$

$$\lambda = \frac{4539.07}{21575}$$

$$\lambda = 0.21$$

Figura 38. Separación de flujo en el plano alar según el taper de 0 a 1 λ



Fuente: Imagen tomada de Sadraey, Mohammad H. *aircraft design a systems engineering approach*. india : wiley, 2013.

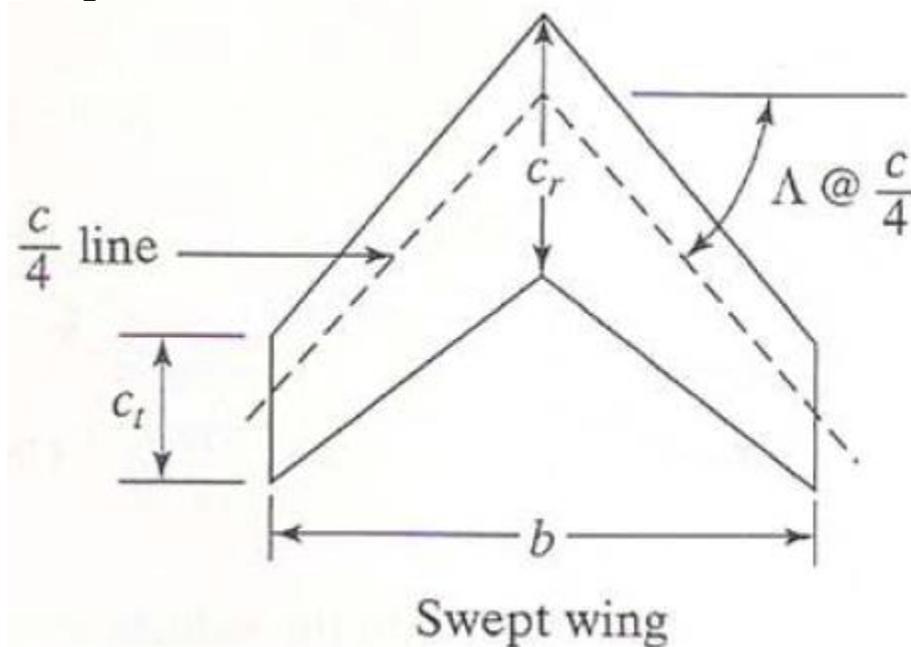
10.2.7 ANGULO DE AFLECHAMIENTO DEL PRIMER PLANO ALAR

Usualmente se mide respecto a una línea ubicada al 25% de la cuerda y a una perpendicular a la cuerda como se muestra en la figura.36

El aflechamiento tiene sus efectos en la sustentación, características de pérdida y efectos de compresibilidad.

A veces se miden ángulos de aflechamiento respecto al borde de ataque y borde de fuga.

Figura 39. Angulo de aflechamiento



Fuente: Imagen tomada de Sadraey, Mohammad H. *aircraft design a systems engineering approach*. india : wiley, 2013.

El criterio para la selección de este ángulo fue dado con base a la Tabla.23 que muestra al ángulo de aflechamiento según el avión; en este caso se hace referencia al Boeing 747-400 de $37^\circ.30$; un ángulo de aflechamiento de 40° y el

otro de 35°; el promedio de estos dos ángulos es de 37°.30'. Como se ve en la Figura. 40:

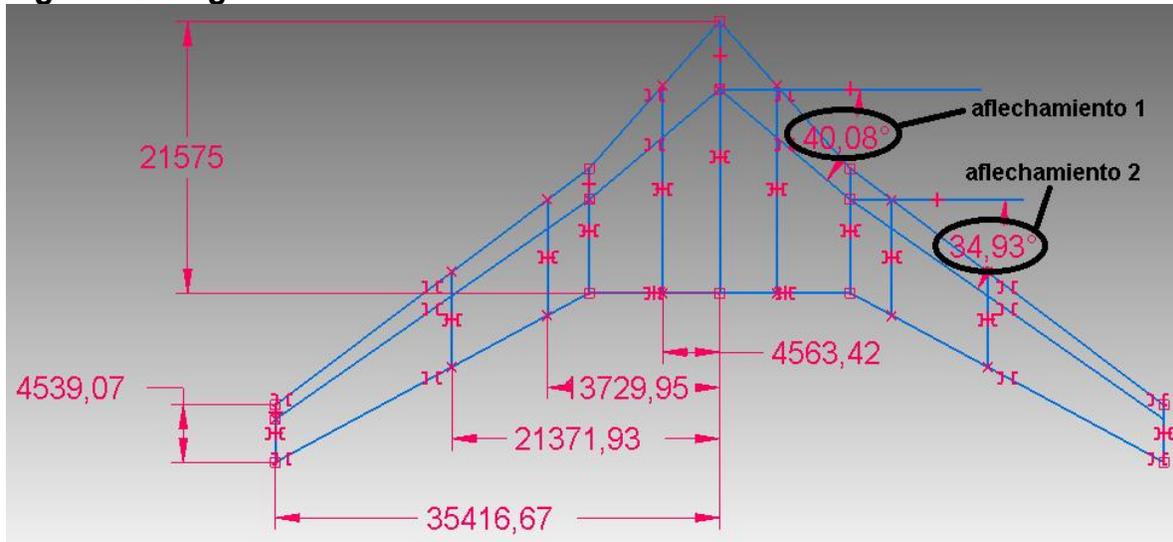
Tabla 26. Incidencia alar según avión

No.	avión	tipo	Angulo de aflechamiento	velocidad máxima (nudos)
1	Concorde	jet transporte supersónico	75° interno 32° externo	Mach 2.2
2	Mirage 2000	caza	58°	Mach 2.2
3	sukhoi su-34	caza	24°	Mach 2.2
4	Boeing 777	jet transporte	31.6°	Mach 0.87
5	Gulfstream V	jet privado	27°	Mach 0.9
6	DC-9 series 10	jet transporte	24	Mach 0.84
7	Boeing 747	jet transporte	37° 30'	0.92

Fuente: Traducido de Mohammad H. Sadraey, AIRCRAFT DESIGN A Systems Engineering Approach

Para el diseño implanté 2 ángulos de aflechamiento como se ve en la figura 40:

Figura 40. Ángulos de aflechamiento



Fuente: Autor

10.2.8 Angulo Diedro (Γ)

Es el ángulo comprendido entre el plano horizontal y un plano medio entre las dos superficies del ala.

El ángulo diedro afecta la estabilidad lateral del avión.

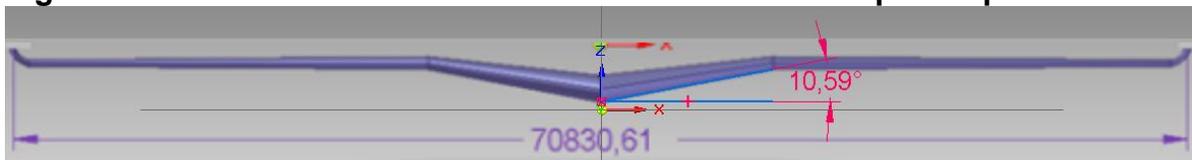
Se basó en la Tabla. 27 para escoger este parámetro; según la tabla para aviones de plano alar bajo en alto régimen subsónico; este parámetro varia de 0.3-0.8, el ángulo diedro del avión es de 11° pero solo a un tercio de la distancia de medio plano alar, esto quiere decir que 11° dividido en 3 es igual a 3.66° donde este valor está dentro del rango como se muestra en la Tabla 27, el parámetro varia de 3-8.

Tabla 27. Angulo diedro según tipo de plano alar

No.	plano alar bajo	plano alar medio	plano alar alto	plano alar (parasol)
1	5 a 10	3 a 6	-4 a -10	-5 a -12
2	2 a 5	-3 a +3	-3 a -6	-4 a -8
3	3 a 8	-4 a 2	-5 a -10	-6 a -12
4	0 a 3	1 a -4	0 a -5	NA
5	1 a 0	0 a -1	-1 a -2	NA

Fuente: Traducido de Mohammad H. Sadraey, AIRCRAFT DESIGN A Systems Engineering Approach

Figura 41. Diedro del avión a un tercio de la distancia del primer plano alar

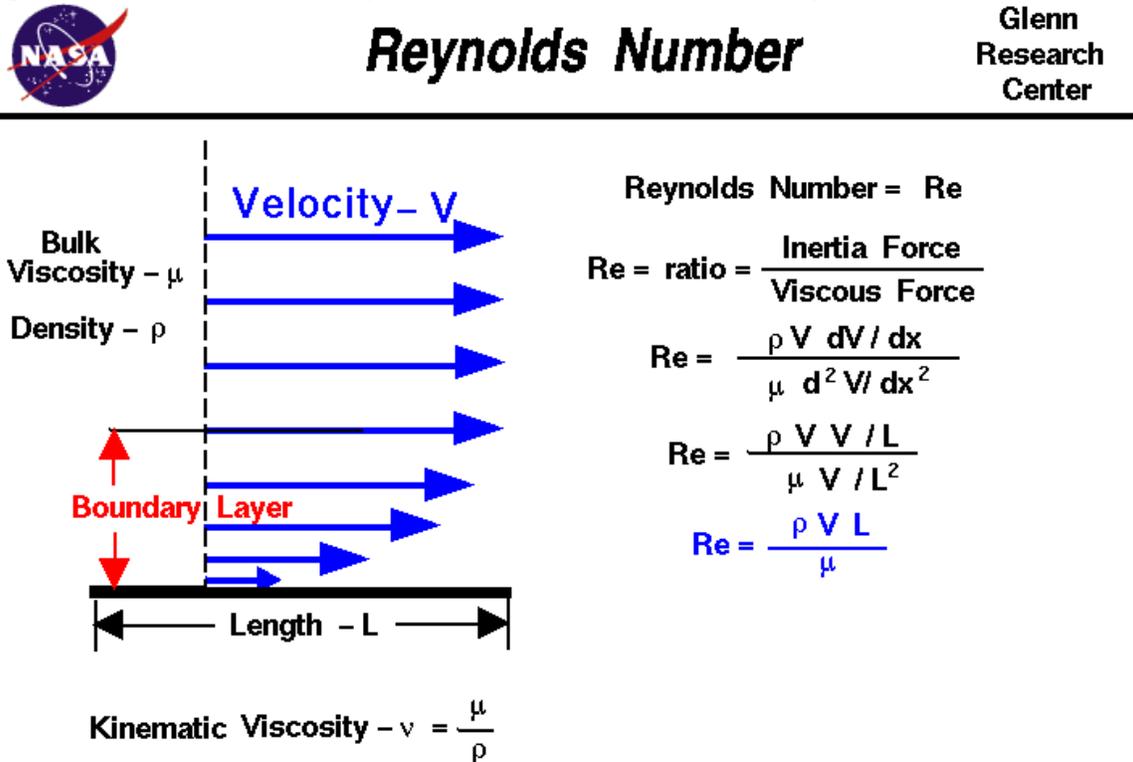


Fuente: Autor

10.2.9 NÚMEROS DE REYNOLDS

En esta fase se diseñó preliminar del plano alar, se seleccionara el perfil alar más adecuado para el avión; se debe determinar primero el número de Reynolds según la página web de la NASA:

Figura 42. Procedimiento para el cálculo de Numero Reynolds



Fuente: NASA, obtenido de la página web,

<http://www.ingenieriaycalculos.com/fisica/mecanica/fluidos/calculadora/numero-reynolds>

Donde:

Re = Número de Reynolds.

ρ = Densidad.

v = velocidad.

L = longitud característica (cuerda promedio).

μ = Viscosidad absoluta o dinámica.

$$Re = \frac{0,1937179 \frac{kg}{m^3} * 309,45555 \frac{m}{s} * 9,17874 m}{1,802 * 10^{-5} N.s/m^2} \quad [77]$$

$$Re = 1472851.75213^{48}$$

10.2.10 SELECCIÓN Y ESTUDIOS DEL PERFIL ALAR

para dar a conocer una mayor aproximación del comportamiento aerodinámico real del perfil alar, se requiere de un estudio detallado que esta fuera del alcance de este proyecto de grado, por esta razón a pesar de la restricción del programa de análisis de perfiles alares “Airfoil Tools” que maneja un numero de Reynolds máximo de 1`000.000, se decidió realizar simulaciones básicas aerodinámicas sobre diferentes perfiles alares para aeronaves comerciales de alta capacidad de carga con el fin de seleccionar el perfil alar más adecuado para el avión.

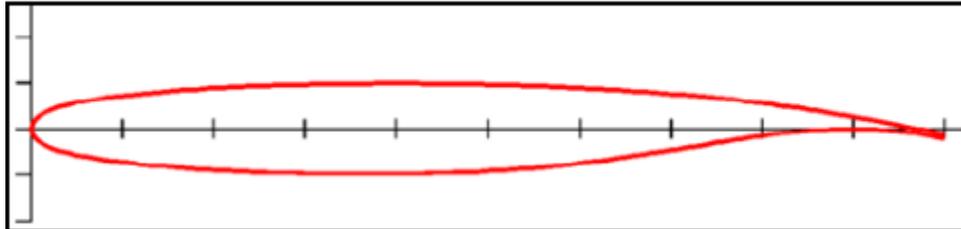
10.2.10.1 ESTUDIOS Y ANÁLISIS DEL PERFIL ALAR DEL A380

Este paso es crucial y de vital importancia después de determinar el coeficiente de sustentación; para la selección del perfil alar se analizara los perfiles alares de raíz y de punta, del Airbus a 380 con el fin de determinar el Angulo de incidencia y tomar de referencia este valor para determinar cuál será la incidencia del perfil alar del avión.

⁴⁸ calculo de fluidos, obtenido de la página web,
<http://www.ingenieriycalculos.com/fisica/mecanica/fluidos/calculadora/numero-reynolds>

El perfil alar para la cuerda de la raíz del Airbus 380 es SC (2)-0610⁴⁹ como lo es mostrado en la siguiente figura:

Figura 43. Perfil alar NACA SC-0610



Fuente: Airfoil Tools, Polars for NACA SC (2)-0610 AIRFOIL (Sc20610-il), 2015, obtenido de la página web, <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=sc20610-il>

Con base a la Tabla 28 se mostrara en las gráficas los análisis de c_l , c_d , C_m y α_{pha} a diferentes números de reynold del perfil alar NACA SC 0610

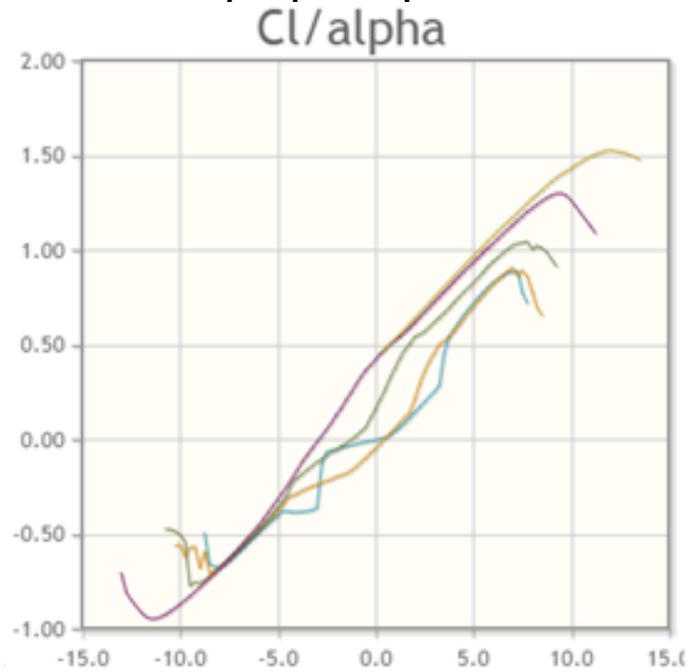
Tabla 28. Diferentes números de reynold del perfil alar NACA SC 0610

Plot	Airfoil	Reynolds #	Ncrit	Max Cl/Cd	Description	Source
<input checked="" type="checkbox"/>	sc20610-il	50,000	9	23.7 at $\alpha=3.75^\circ$	Mach=0 Ncrit=9	Xfoil prediction Details
<input type="checkbox"/>	sc20610-il	50,000	5	24.6 at $\alpha=3.25^\circ$	Mach=0 Ncrit=5	Xfoil prediction Details
<input checked="" type="checkbox"/>	sc20610-il	100,000	9	31.7 at $\alpha=3.25^\circ$	Mach=0 Ncrit=9	Xfoil prediction Details
<input type="checkbox"/>	sc20610-il	100,000	5	31.8 at $\alpha=2^\circ$	Mach=0 Ncrit=5	Xfoil prediction Details
<input checked="" type="checkbox"/>	sc20610-il	200,000	9	41.9 at $\alpha=2^\circ$	Mach=0 Ncrit=9	Xfoil prediction Details
<input type="checkbox"/>	sc20610-il	200,000	5	43.1 at $\alpha=4.75^\circ$	Mach=0 Ncrit=5	Xfoil prediction Details
<input checked="" type="checkbox"/>	sc20610-il	500,000	9	64.9 at $\alpha=0.75^\circ$	Mach=0 Ncrit=9	Xfoil prediction Details
<input type="checkbox"/>	sc20610-il	500,000	5	62.7 at $\alpha=5.5^\circ$	Mach=0 Ncrit=5	Xfoil prediction Details
<input checked="" type="checkbox"/>	sc20610-il	1,000,000	9	74.3 at $\alpha=5.25^\circ$	Mach=0 Ncrit=9	Xfoil prediction Details
<input type="checkbox"/>	sc20610-il	1,000,000	5	77.5 at $\alpha=6^\circ$	Mach=0 Ncrit=5	Xfoil prediction Details

Fuente: Airfoil Tools, Polars for NACA SC (2)-0610 AIRFOIL (Sc20610-il), 2015, obtenido de la página web, <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=sc20610-il>

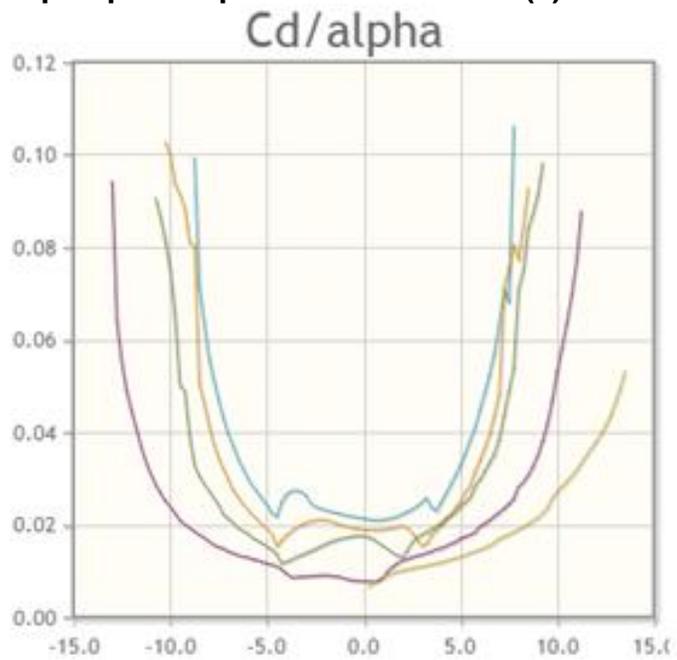
⁴⁹ Sajeel A. Akhtar y Isaac Lleixà Màrmol, tesis de grado, Estudio aerodinámico y estructural del ala del A380 y de su modificación, 23 de Julio de 2010. p.18

Gráfica 7. Graficas de C_l vs Alpha para el perfil alar NACA SC (2)-0610



Fuente: Airfoil Tools, Polars for NACA SC (2)-0610 AIRFOIL (Sc20610-il), 2015, obtenido de la página web, <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=sc20610-il>

Gráfica 8. C_d vs Alpha para el perfil alar NACA SC (2)-0610



Fuente: Airfoil Tools, Polars for NACA SC (2)-0610 AIRFOIL (Sc20610-il), 2015, obtenido de la página web, <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=sc20610-il>

Para la cuerda de la punta del Airbus 380 es NASA SC (2)-0606⁵⁰, como lo es mostrado en la siguiente figura:

Figura 44. Perfil alar NACA SC- 0606



Fuente: Fuente: Airfoil Tools, Polars for NACA SC (2)-0606 AIRFOIL (Sc20606-il), 2015, obtenido de la página web, <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=sc20606-il>

Con base a la Tabla N.29 se mostrara en las gráficas los análisis de c_l , c_d , C_m y α_{pha} a diferentes números de reynold del perfil alar NACA SC 0606

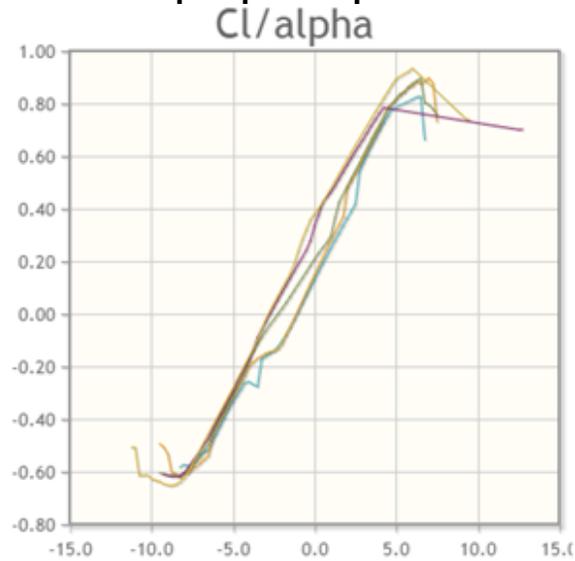
Tabla 29. Diferentes números de reynold del perfil alar NACA SC 0606

Plot	Airfoil	Reynolds #	Ncrit	Max Cl/Cd	Description	Source
<input checked="" type="checkbox"/>	sc20606-il	50,000	9	23.3 at $\alpha=2.5^\circ$	Mach=0 Ncrit=9	Xfoil prediction Details
<input type="checkbox"/>	sc20606-il	50,000	5	25.3 at $\alpha=2.25^\circ$	Mach=0 Ncrit=5	Xfoil prediction Details
<input checked="" type="checkbox"/>	sc20606-il	100,000	9	31.7 at $\alpha=2^\circ$	Mach=0 Ncrit=9	Xfoil prediction Details
<input type="checkbox"/>	sc20606-il	100,000	5	35 at $\alpha=1.5^\circ$	Mach=0 Ncrit=5	Xfoil prediction Details
<input checked="" type="checkbox"/>	sc20606-il	200,000	9	51.8 at $\alpha=1.5^\circ$	Mach=0 Ncrit=9	Xfoil prediction Details
<input type="checkbox"/>	sc20606-il	200,000	5	46.2 at $\alpha=0.75^\circ$	Mach=0 Ncrit=5	Xfoil prediction Details
<input checked="" type="checkbox"/>	sc20606-il	500,000	9	72.4 at $\alpha=0.5^\circ$	Mach=0 Ncrit=9	Xfoil prediction Details
<input type="checkbox"/>	sc20606-il	500,000	5	53.6 at $\alpha=-0.25^\circ$	Mach=0 Ncrit=5	Xfoil prediction Details
<input checked="" type="checkbox"/>	sc20606-il	1,000,000	9	82.1 at $\alpha=-0.25^\circ$	Mach=0 Ncrit=9	Xfoil prediction Details
<input type="checkbox"/>	sc20606-il	1,000,000	5	65.6 at $\alpha=3.75^\circ$	Mach=0 Ncrit=5	Xfoil prediction Details

Fuente: Fuente: Airfoil Tools, Polars for NACA SC (2)-0606 AIRFOIL (Sc20606-il), 2015, obtenido de la página web, <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=sc20606-il>

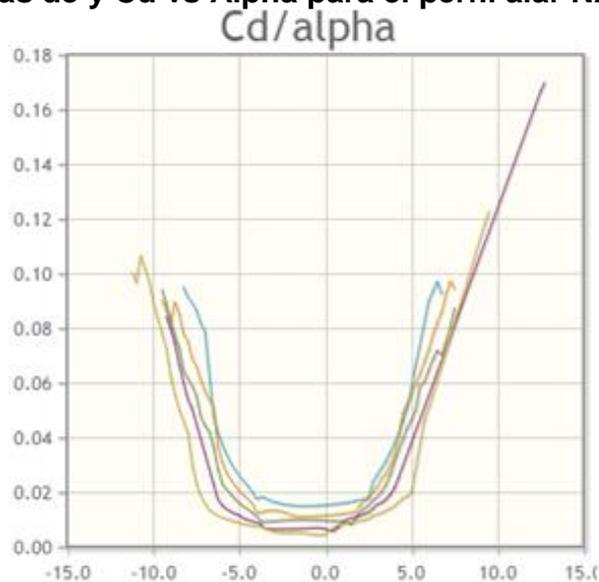
⁵⁰ Sajeel A. Akhtar y Isaac Lleixà Mármol, tesis de grado, Estudio aerodinámico y estructural del ala del A380 y de su modificación, 23 de Julio de 2010. p.18

Gráfica 9. Graficas de C_l vs Alpha para el perfil alar NACA SC (2)-0606



Fuente: Airfoil Tools, Polars for NACA SC (2)-0606 AIRFOIL (Sc20606-il), 2015, obtenido de la página web, <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=sc20606-il>

Gráfica 10. Graficas de C_d vs Alpha para el perfil alar NACA SC (2)-0606

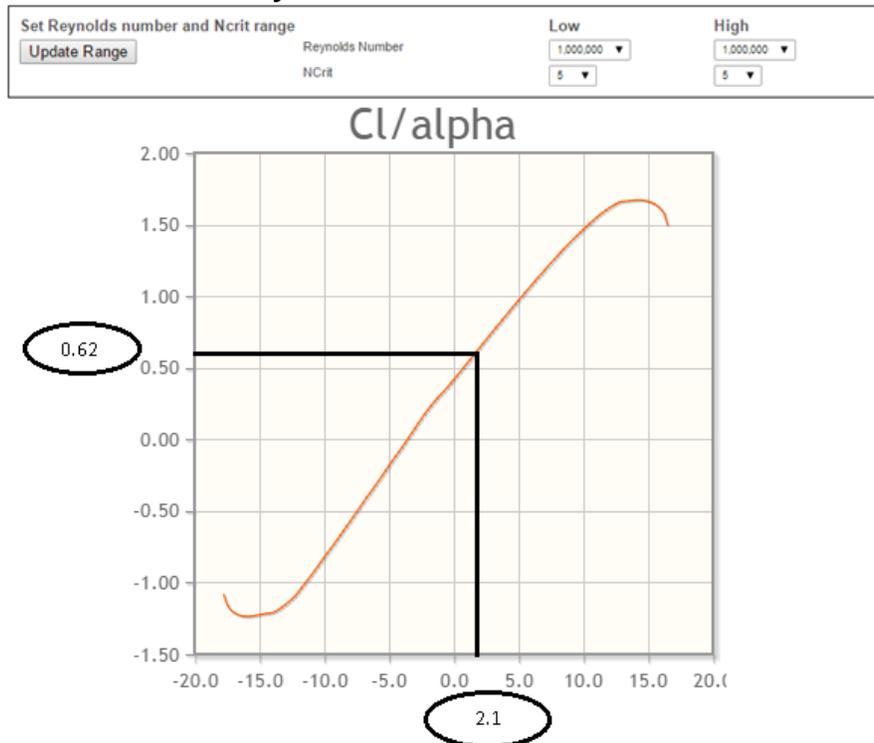


Fuente: Fuente: Airfoil Tools, Polars for NACA SC (2)-0606 AIRFOIL (Sc20606-il), 2015, obtenido de la página web, <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=sc20606-il>

Para continuar con el análisis de los perfiles alares del a380 se hará un estudio de como el coeficiente de sustentación de 0.62 influye los perfiles alares y cuál es el resultado de la incidencia alar, pero más adelante se optimizará este estudio al seleccionar y analizar otros perfiles alares.

Para estimar cual debe ser la incidencia alar del plano alar de la cuerda de raíz se hizo una estimación con número de Reynolds de 1.000.000 siendo 0.62 el coeficiente de sustentación y 2.0 el ángulo de incidencia que debe tener el perfil alar como se muestra en la siguiente figura:

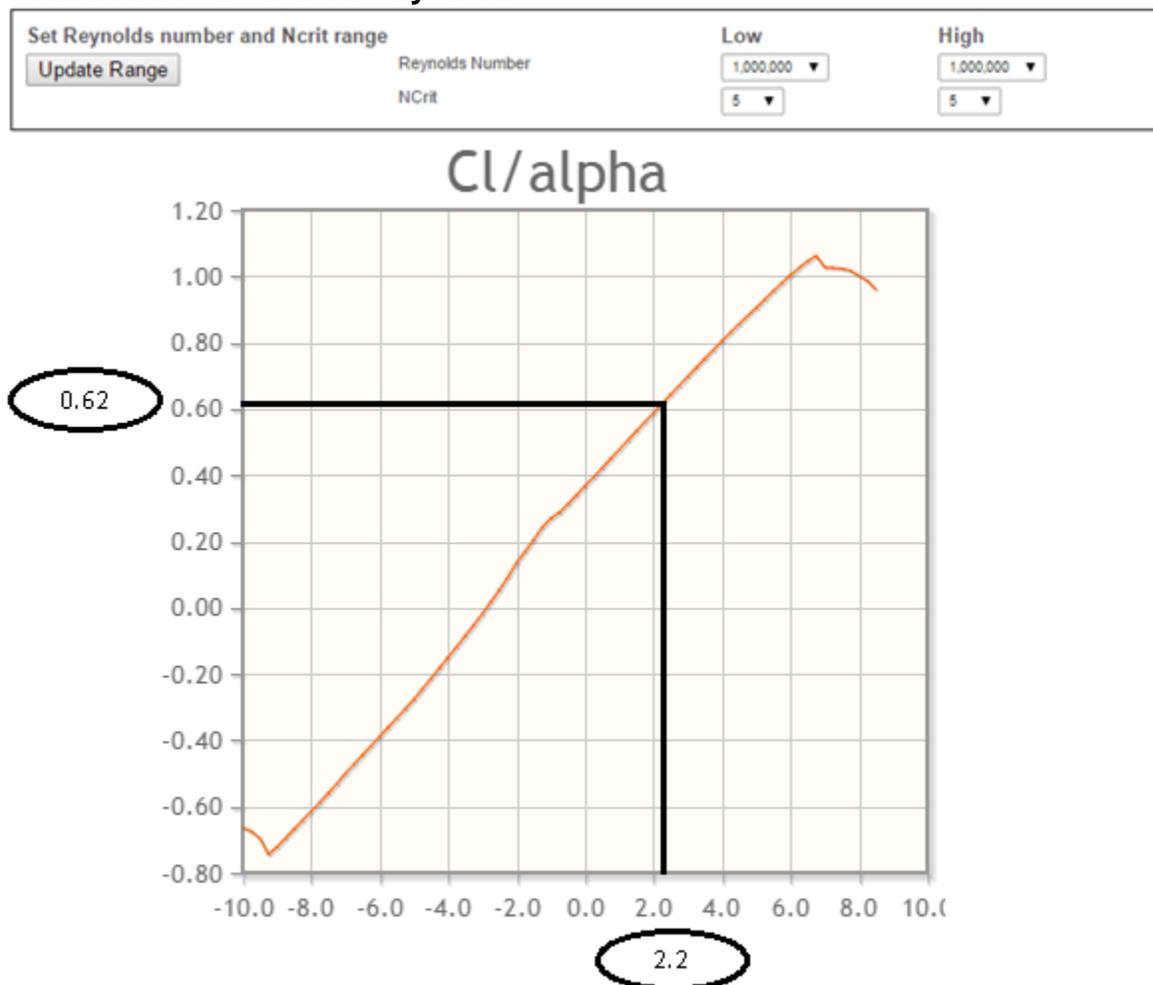
Gráfica 11. C_l de 0.62 y α de 2.1 en el perfil alar NACA SC (2)-0610 a 1.000.000 de numero de Reynolds



Fuente: Autor

Para estimar cual debe ser la incidencia alar del primer plano alar de la punta de raíz que tiene de manera aproximada al Airbus 380 se tomó el mismo principio del perfil alar NACA SC 0610 utilizando también el numero Reynolds de 1.000.000; una vez calculado el coeficiente de sustentación de 0.62 se estimó la incidencia alar de 2.1 que debe tener el perfil alar como se muestra en la siguiente figura:

Gráfica 12. C_l de 0.62 y α de 2.2 en el perfil alar NACA SC (2)-0606 a 1.000.000 de numero de Reynolds



Fuente: Autor

Al sumar el grado de inclinación o incidencia de ambos perfiles alares se obtiene que:

NACA SC 0610 = 2.1°

NACA SC 0606 = 2.2°

2.1° + 2.2° = 4.3°

El avión Airbus 380 tiene aproximadamente un ángulo de incidencia de 4.2°, pero este resultado será de referencia para calcular el Angulo de incidencia del avión.

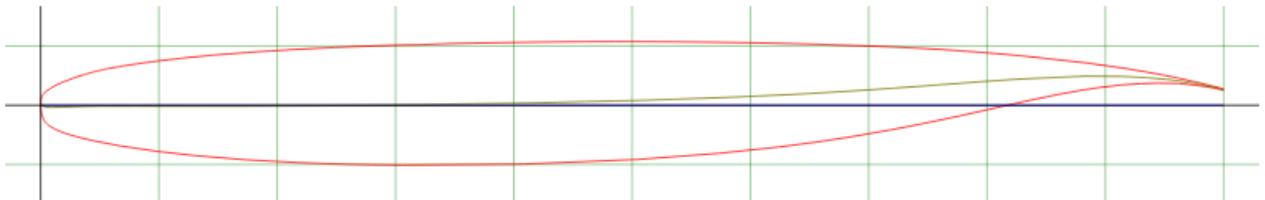
10.2.10.2 SELECCIÓN DEL PERFIL ALAR PARA EL AVIÒN

Según el cálculo de la ecuación [19] el resultado del coeficiente de sustentación fue de 0.62; para que el avión tenga el perfil alar adecuado se estudiara otros perfiles alares similares al del avión a380 donde el coeficiente de sustentación se aproxime lo más cerca a cero alpha; se estudiaran en ambos perfiles (de raíz y punta) para definir el Angulo de incidencia:

SELECCIÓN DE PERFIL ALAR DE PUNTA

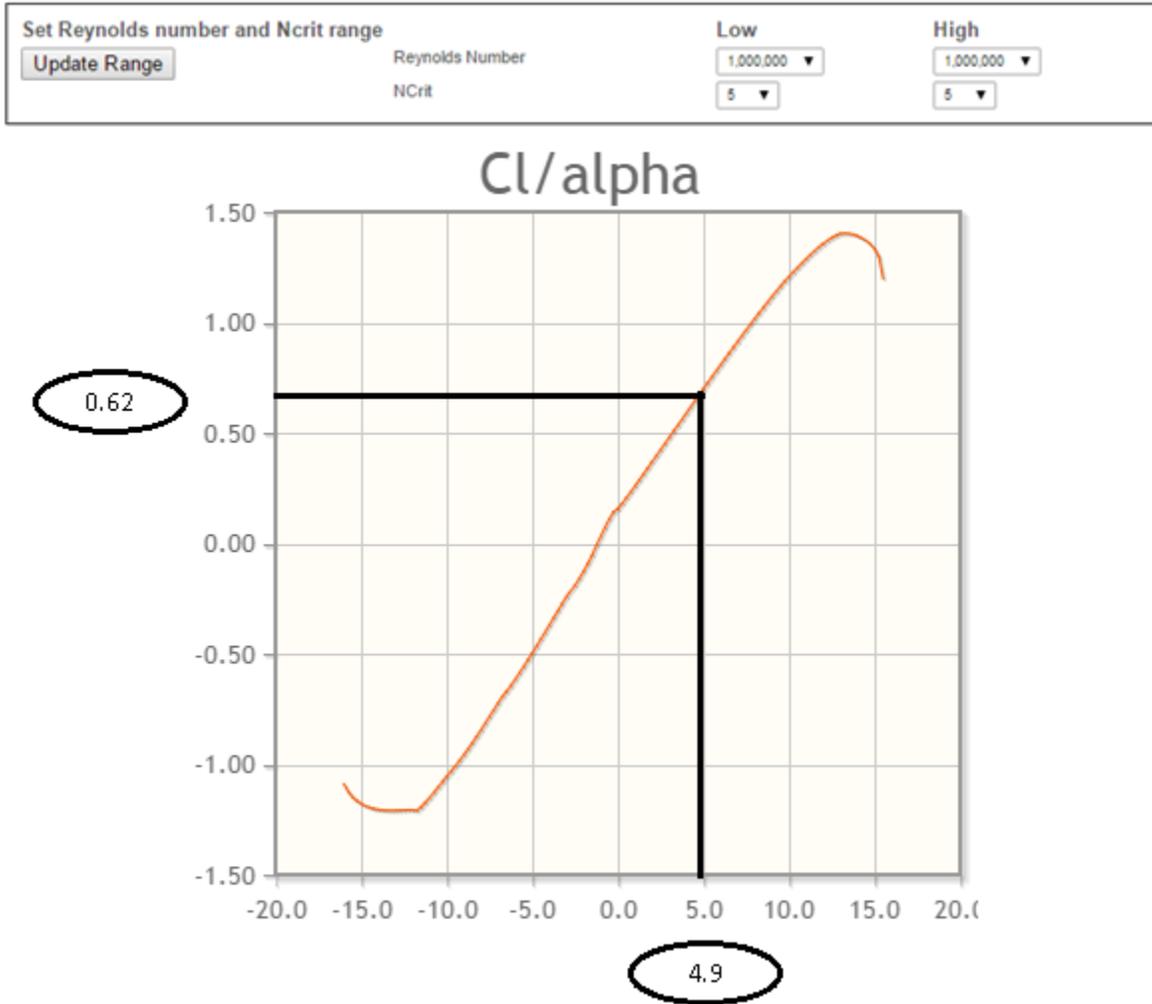
Con base al estudio de los perfiles alares del Airbus 380 se estudió y se analizó 5 perfiles alares similares

Figura 45. Perfil alar GRUMMAN K-2 AIRFOIL



Fuente: Airfoil Tools, *GRUMMAN K-2 AIRFOIL*, 2015, obtenido de la página web, <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=k2-il>

Gráfica 13. C_l de 0.62 y α de 4.9 en el perfil alar GRUMMAN K-2 AIRFOIL



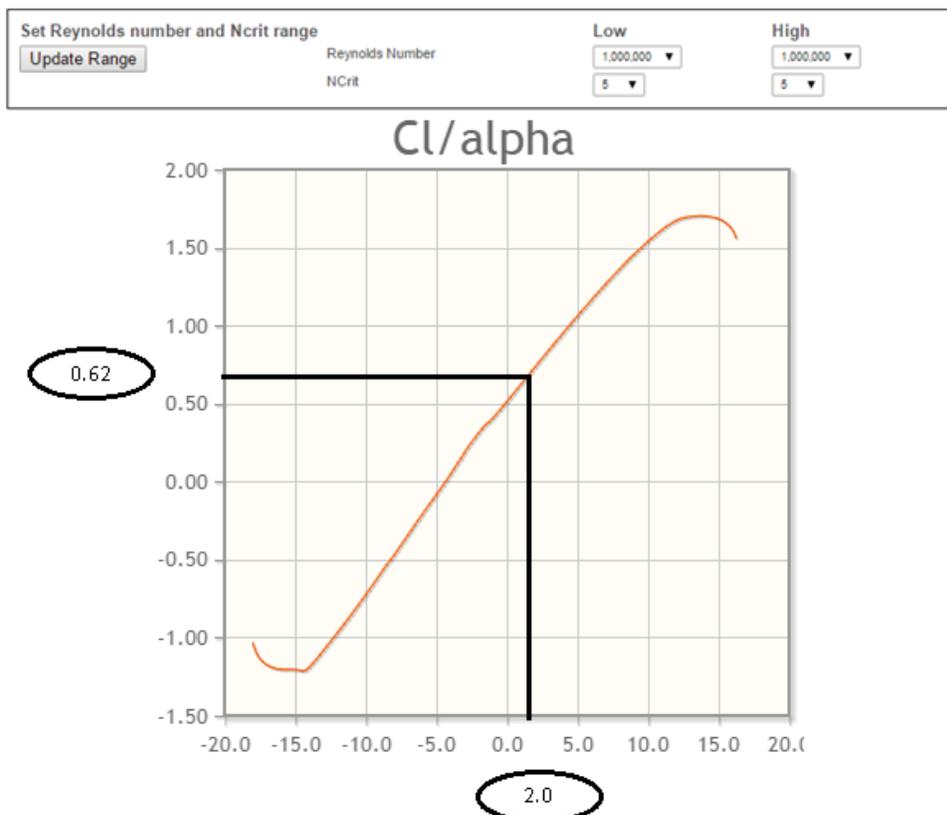
Fuente: Autor

Figura 46. Perfil alar (nasa sc (2)-0710)



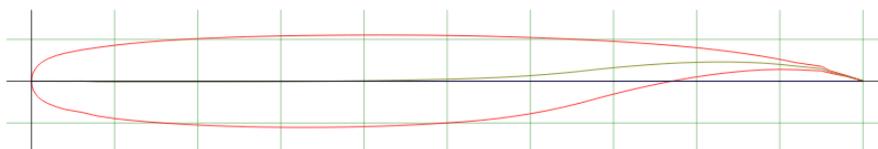
Fuente: Airfoil Tools, NASA SC(2)-0710 AIRFOIL (sc20710-il), 2015, obtenido de la página web, <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=sc20710-il>

Gráfica 14. Gráfica de C_l de 0.62 y α de 2.0 en el perfil alar NASA SC(2)-0710



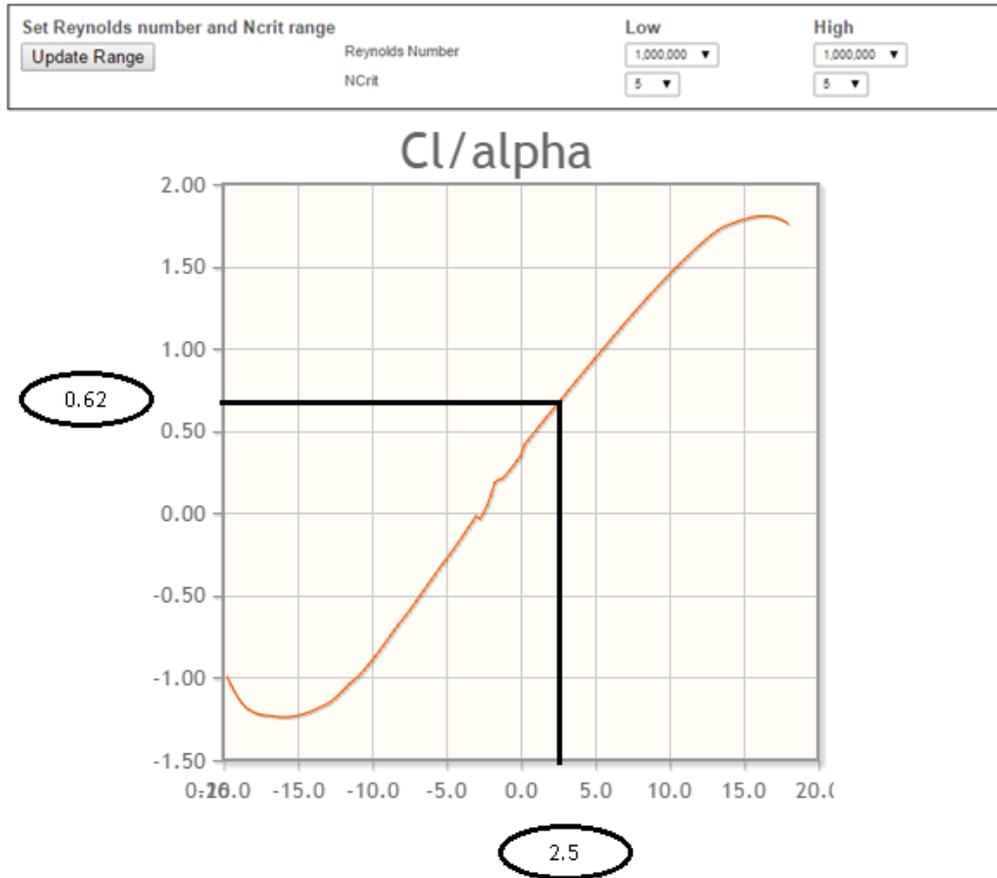
Fuente: Autor

Figura 47. Perfil alar DSMA-523A



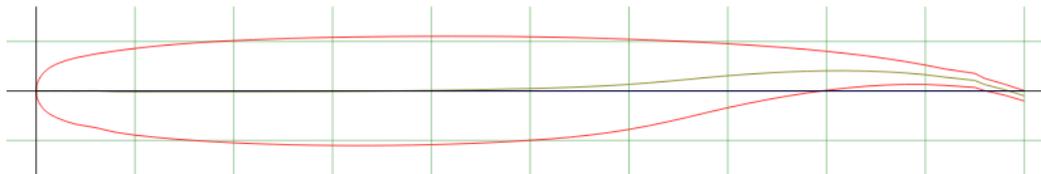
Fuente: Airfoil Tools, DSMA-523A, 2015, obtenido de la página web, <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=dsma523a-il>

Gráfica 15. C_l de 0.62 y α de 2.5 en el perfil alar DSMA-523^a



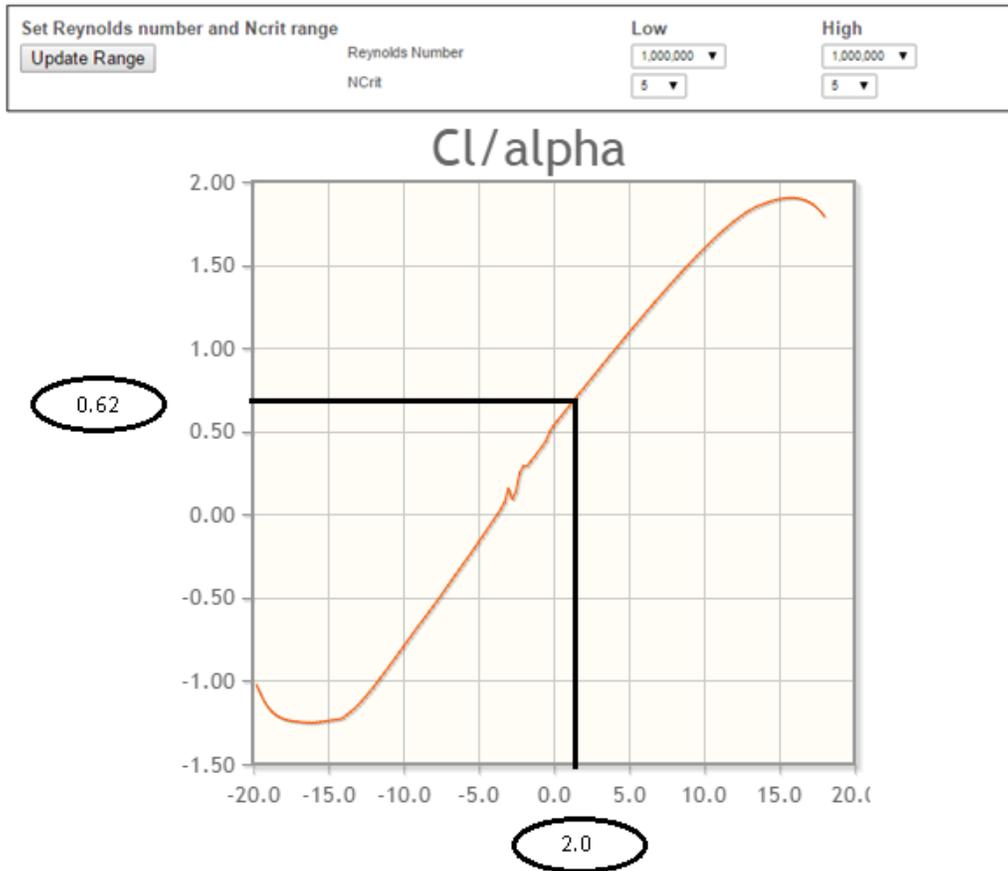
Fuente: Autor

Figura 48. Perfil alar DSMA-523B



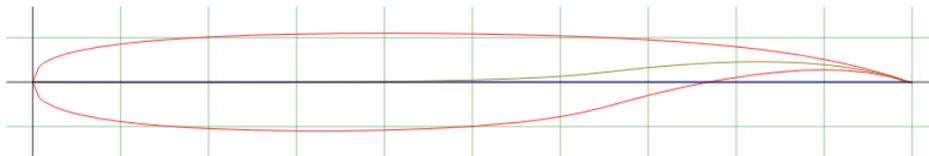
Fuente: Airfoil Tools, *DSMA-523B*, 2015, obtenido de la página web,
<http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=dsma523b-il>

Gráfica 16. C_l de 0.62 y α de 2.5 en el perfil alar DSMA-523B



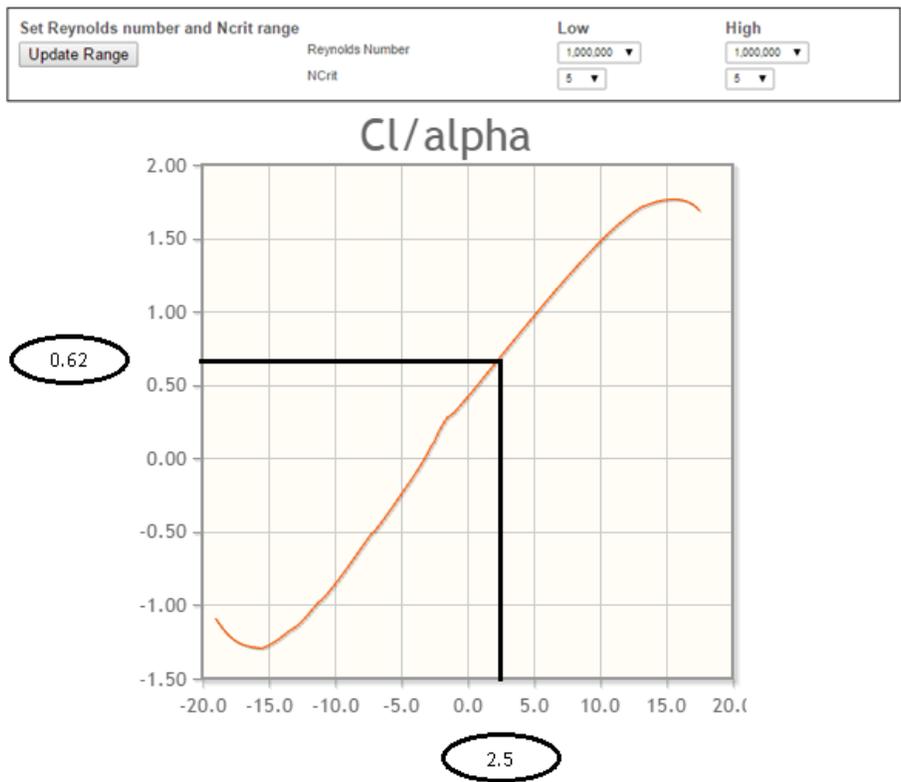
Fuente: Autor

Figura 49. Perfil alar WHITCOMB INTEGRAL SUPERCRITICAL



Fuente: Airfoil Tools, *WHITCOMB INTEGRAL SUPERCRITICAL*, 2015, obtenido de la página web, <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=whitcomb-il#polars>

Gráfica 17. C_l de 0.62 y α de 2.5 en el perfil alar WHITCOMB INTEGRAL SUPERCRITICAL



Fuente: Autor

Se resume el estudio de perfiles alares similares del avión Airbus 380 estudiados; también se incluye el perfil alar del Airbus 380 mostrados en la Tabla 30 con el fin de que el coeficiente de sustentación de 0.62 se aproxime lo más cerca a cero α :

Tabla 30. α en diferentes perfiles alares con C_l de 0.7 para el perfil alar de raíz

PERFIL ALAR	CL del avión	alpha
GRUMMAN K-2 AIRFOIL	0,62	4.9
NASA SC(2)-0710 AIRFOIL	0,62	2,0

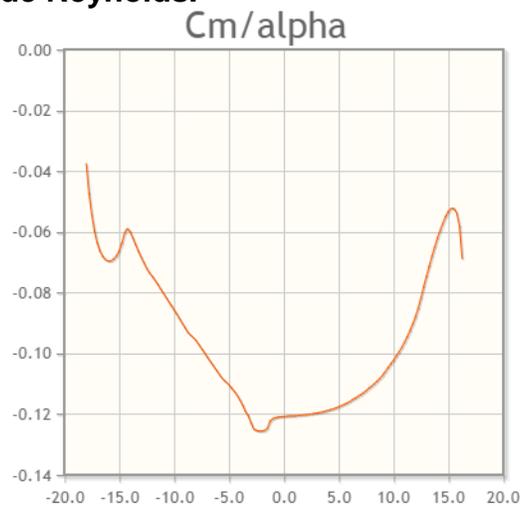
DSMA-523A	0,62	2.5
DSMA-523B	0,62	2.0
WHITCOMB INTEGRAL SUPERCRITICAL	0,62	2.5
NACA SC 0610	0,62	2,1

Fuente: Autor

Como hay un perfil alar que aproximadamente tienen α de 2.0 (NASA SC (2)-0710), este perfil es mucho más óptimo que el perfil alar de raíz del a380, por lo tanto se seleccionó el perfil alar NASA SC (2)-0710.

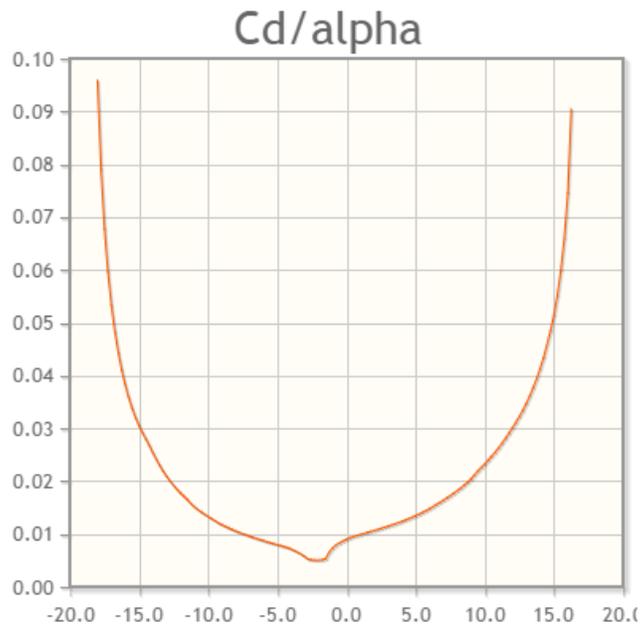
También se expone el coeficiente de momento (C_m) vs α y el coeficiente de drag (C_d) vs α del perfil alar representado en la gráfica 18.

Gráfica 18. Grafica de C_m vs α en el perfil alar NASA SC(2)-0710 a 1.000.000 de numero de Reynolds.



Fuente: Fuente: Airfoil Tools, NASA SC(2)-0710 AIRFOIL (sc20710-il), 2015, obtenido de la página web, <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=sc20710-il>

Gráfica 19. Grafica de Cd vs alpha en el perfil alar NASA SC(2)-0710 a 1.000.000 de numero de Reynolds.



Fuente: Fuente: Airfoil Tools, NASA SC(2)-0710 AIRFOIL (sc20710-il), 2015, obtenido de la página web, <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=sc20710-il>

SELECCIÓN DE PERFIL ALAR DE PUNTA

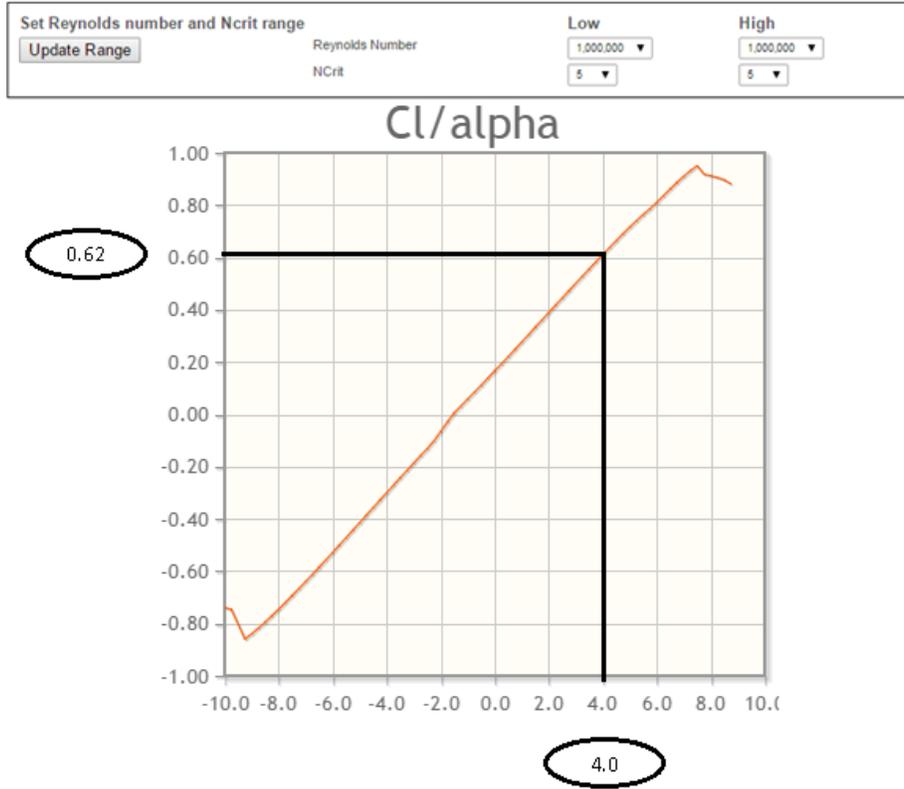
Con base al estudio de los perfiles alares del a380 también se estudió y analizó 5 perfiles alares similares.

Figura 50. PERFIL ALAR NASA SC(2)-0406



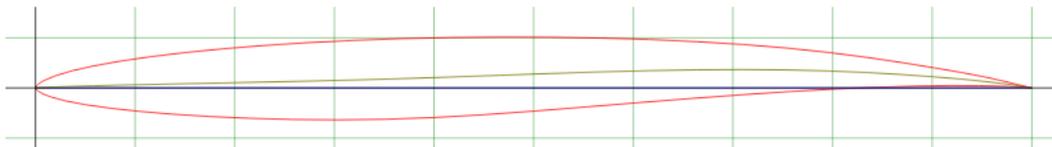
Fuente: Airfoil Tools, NASA SC(2)-0406, 2015, obtenido de la página web, <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=sc20406-il>

Gráfica 20. C_l de 0.7 y α de 2.5 en el perfil alar NASA SC(2)-0406



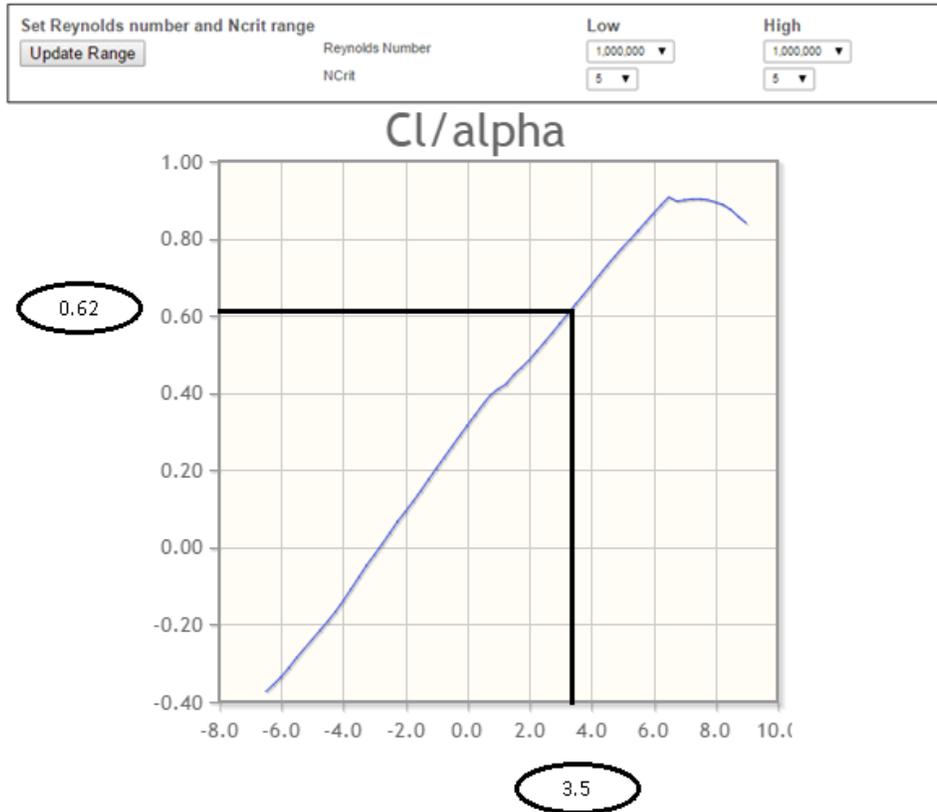
Fuente: Autor

Figura 51. PERFIL ALAR EPPLER E850 AIRFOIL



Fuente: Airfoil Tools, EPPLER E850, 2015, obtenido de la página web, <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=e850-il>

Gráfica 21. C_l de 0.62 y α de 3.5 en el perfil alar EPPLER E850



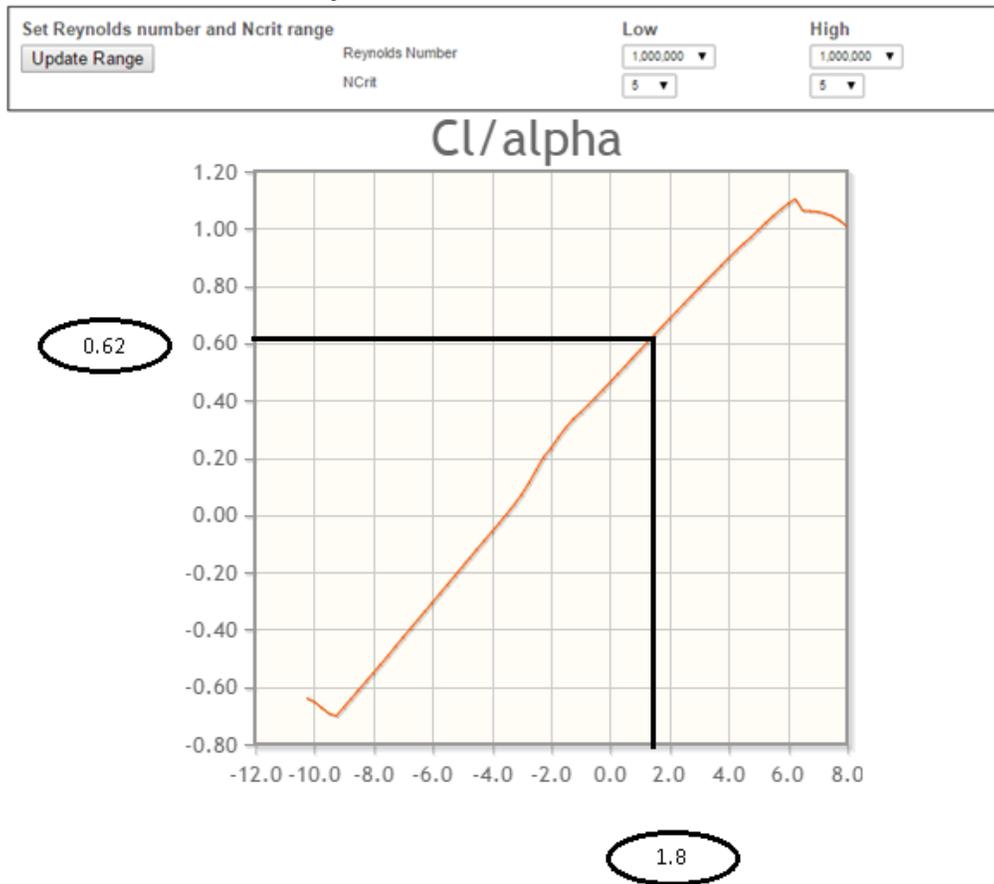
Fuente: Autor

Figura 52. Perfil alar nasa sc(2)-0706



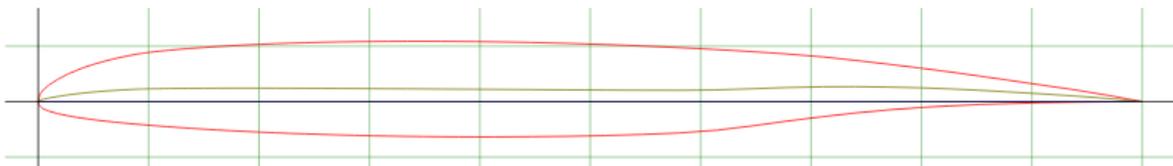
Fuente: Fuente: Airfoil Tools, NASA SC(2)-0706 AIRFOIL (sc20706-il), 2015, obtenido de la página web, <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=sc20706-il>

Gráfica 22. C_l de 0.62 y α de 1.8 en el perfil alar NASA SC(2)-0706 a 1.000.000 de numero de Reynolds.



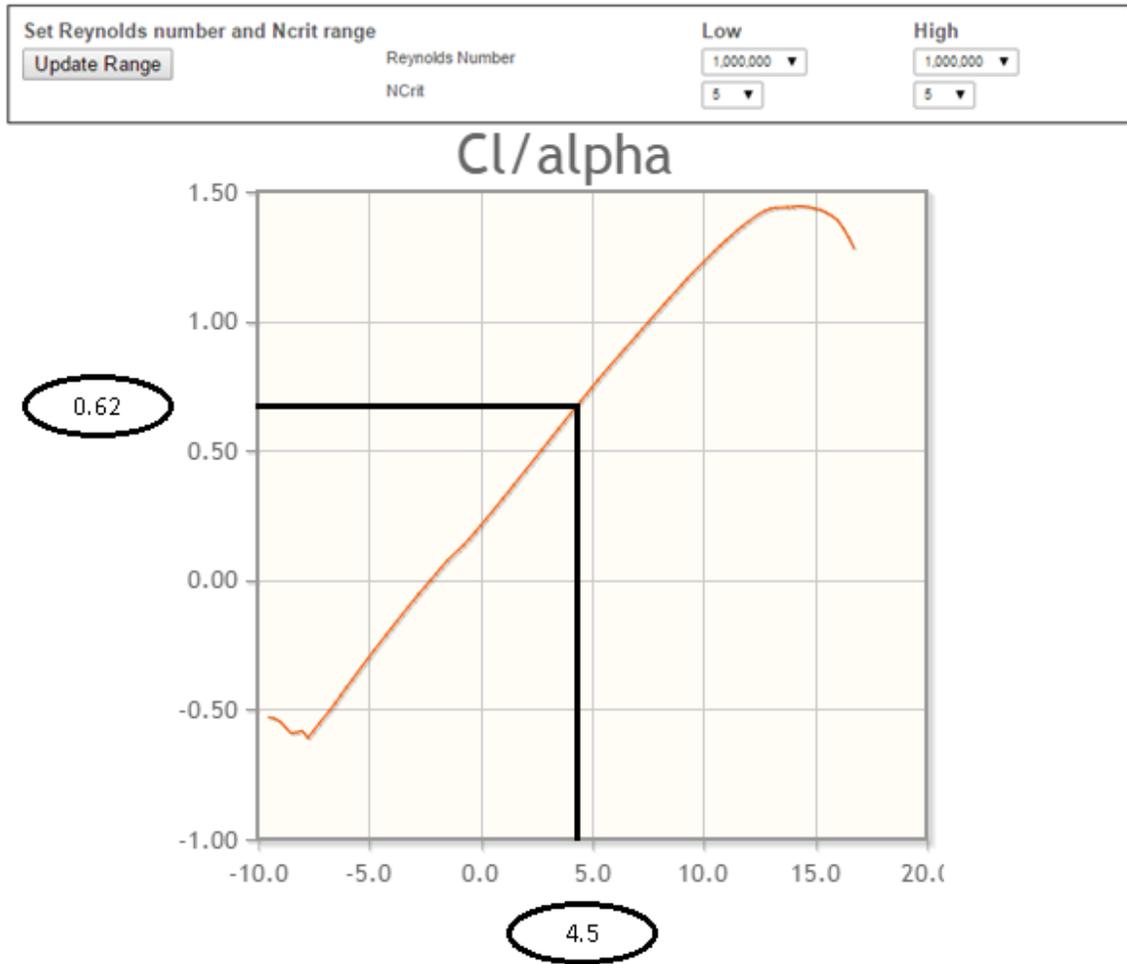
Fuente: Autor

Figura 53. Perfil alar NLR-7223-43



Fuente: Fuente: Airfoil Tools, *NLR-7223-43*, 2015, obtenido de la página web, <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=nl722343-il>

Gráfica 23. C_l de 0.62 y α de 1.8 en el perfil alar NLR-7223-43



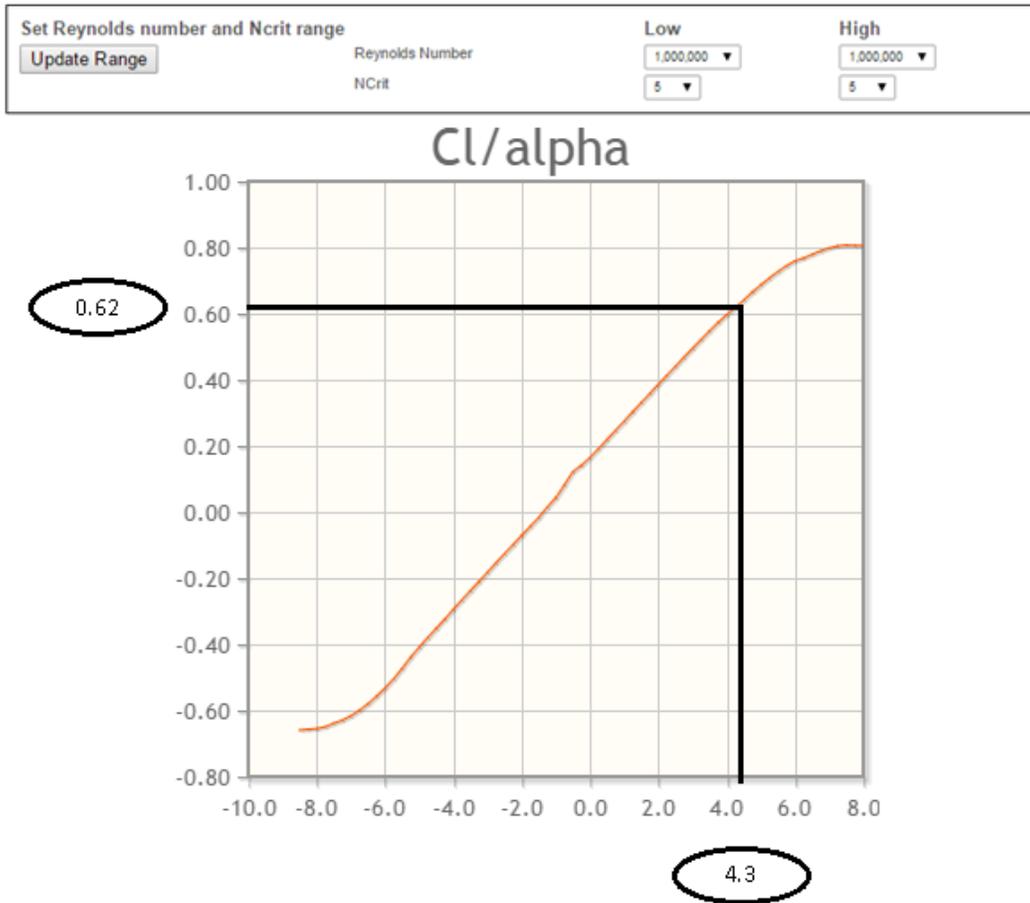
Fuente: Autor

Figura 54. Perfil alar NASA SC(2)-0404



Fuente: Fuente: Airfoil Tools, NASA SC(2)-0404, 2015, obtenido de la página web, <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=sc20404-il>

Gráfica 24. C_l de 0.62 y α de 1.8 en el perfil alar NASA SC(2)-0404



Fuente: Autor

Se resume el estudio de perfiles alares de punta similares del avión Airbus 380 estudiados; también se incluye el perfil alar del Airbus 380 mostrados en la Tabla 31 con el fin que el coeficiente de sustentación de 0.62 se aproxime lo más cerca a cero α

Tabla 31. alpha en diferentes perfiles alares con Cl de 0.7 para el perfil alar de punta.

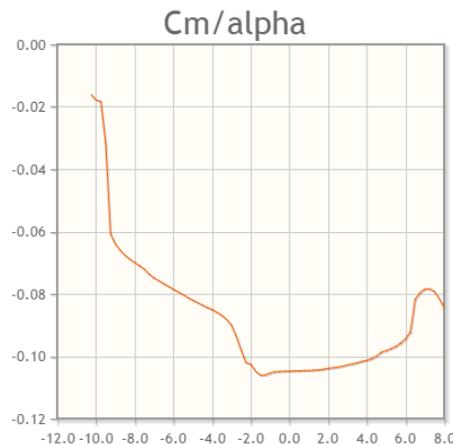
PERFIL ALAR (PUNTA)	cl	alpha
NASA SC(2)-0406	0,62	4
EPPLER E850 AIRFOIL	0,62	3.5
NASA SC(2)-0706	0,62	1.8
NLR-7223-43 AIRFOIL	0,62	4.5
NASA SC(2)-0404	0,62	4,3
NACA SC 0606	0,62	4

Fuente: Autor

Como hay un perfil alar que aproximadamente tiene un alpha de 1.8 (NASA SC(2)-0706), este perfil es mucho más óptimo que el perfil alar de punta del a380, por lo tanto se seleccionó el perfil alar NASA SC(2)-0706.

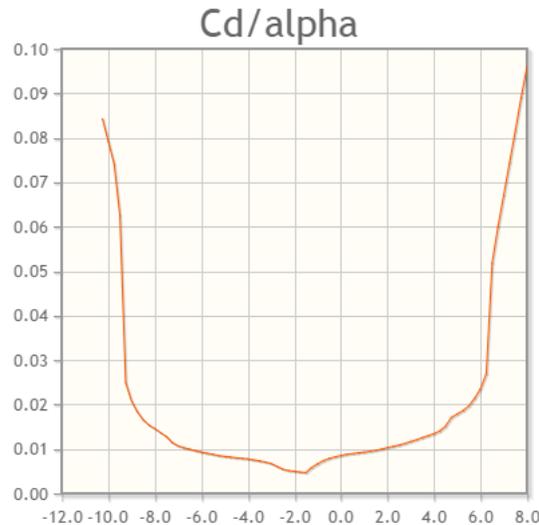
También se expone el coeficiente de momento (C_m) vs alpha y el coeficiente de drag (C_d) vs alpha del perfil alar representado en la gráfica 25 y 26.

Gráfica 25. C_m vs alpha en el perfil alar NASA SC(2)-0706 a 1.000.000 de numero de Reynolds.



Fuente: Fuente: Airfoil Tools, NASA SC(2)-0706 AIRFOIL (sc20706-il), 2015, obtenido de la página web, <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=sc20706-il>

Gráfica 26. Cd vs alpha en el perfil alar NASA SC(2)-0706 a 1.000.000 de numero de Reynolds.



Fuente: Fuente: Airfoil Tools, NASA SC(2)-0706 AIRFOIL (sc20706-il), 2015, obtenido de la página web, <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=sc20706-il>

10.2.11 INCIDENCIA DEL PLANO ALAR

Para determinar la incidencia del plano alar hay dos formas:

1. Que haya una incidencia en todo el plano alar con sus respectivo alpha ó
2. que haya solo un twist geométrico, pero de forma simétrica a través de toda la sección trasversal del plano alar.

Teniendo de referencia la (Tabla 32) se muestra un ejemplo de la incidencia alar del McDonnell MD-11 con un valor de $5^\circ 51'$ con una velocidad crucero de 580.06.

Tabla 32. Incidencia alar según el tipo de avión

No.	avión	tipo	incidencia del plano alar	velocidad crucero (nudos)
1	Airbus 310	jet transporte	5°30´	533.39
2	fokker 50	transporte	3°30´	282
3	sukhoi su-27	caza	0°	1566.84
4	embraer FMB-120 Brasilia	transporte	2°	272
5	embraer tucano	turbohélice	1°25´	222
6	Antonov An-26	turbohélice	3°	235
7	Bae jettream 31	turbohélice privado	3°	282
8	Bae harrier	V/STOL	1°45´	570
9	lockhedd P-3 orion	transporte	3°	328
10	Rockwell/DASA x-31A	jet combate	0°	1485
11	Kawasaki	transporte	0°	560
12	ATR 42	transporte	2°	265
13	Beech Super King Air b200	turbohélice transporte	3°48´	289
14	SAAB 340B	turbohélice transporte	2°	250
15	AVRO RJ	jet transporte	3°6´	412

16	McDonnell MD-11	jet transporte	5°51'	580.06
17	F-15 Eagle	caza	0	1466.83

Fuente: Traducido de Sadraey, Mohammad H. *aircraft design a systems engineering approach*. india : wiley, 2013.

Con base a los datos de los aviones jet de transporte como McDonnell MD-11 con un Angulo de incidencia de 5°51' y también con el resultado del Angulo de incidencia aproximado del avión Airbus a 380 con un valor de 4.3°, en la sección (10.2.10.1 ESTUDIOS Y ANÁLISIS DEL PERFIL ALAR DEL A380), se determinó que la mejor opción es hallar solo una sola incidencia alar de forma simétrica, de los dos perfiles alares (NASA SC (2)-0710 y NASA SC (2)-0706) de la siguiente forma:

Al sumar el grado de inclinación de ambos perfiles alares se obtiene la incidencia alar:

$$\text{NASA SC (2)-0710} = 2.0^\circ$$

$$\text{NASA SC (2)-0706} = 1.8^\circ$$

$$2.0^\circ + 1.8^\circ = 3.8^\circ$$

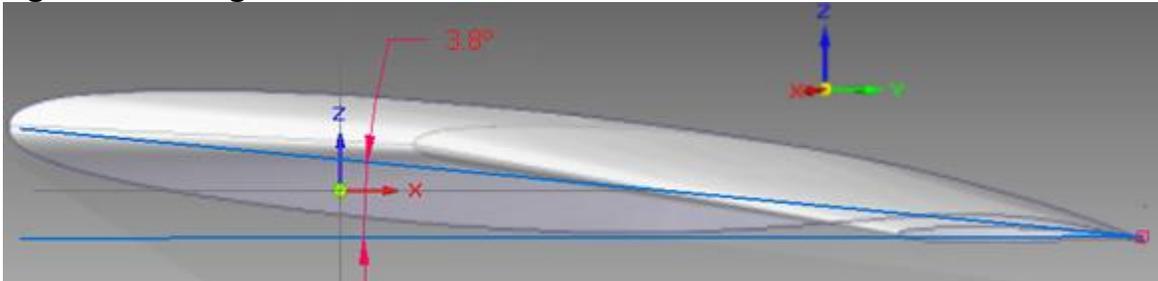
Por lo tanto la incidencia alar del plano alar es de 3.8°

El avión Airbus 380 tiene aproximadamente un ángulo de incidencia de 4.3°, en comparación con la incidencia alar del avión es considerable baja, se establece que es debido a la alta superficie alar que tiene el avión que está compuesto por el primer plano alar y el segundo plano alar también llamado estabilizador horizontal.

10.2.12 Twist Geométrico

Se define como la diferencia angular que hay entre la cuerda de raíz y la cuerda de punta, es decir la cuerda de raíz y de punta no están en un mismo plano, esto se puede ver en la imagen siguiente del avión a diseñar:

Figura 55. twis geométrico del avión



Fuente: Autor

Wash out – Cuando la incidencia de los perfiles disminuye hacia la punta.

Wash in – Cuando la incidencia de los perfiles aumenta hacia la punta.

Positivo cuando la punta esta encima de la raíz⁵¹.

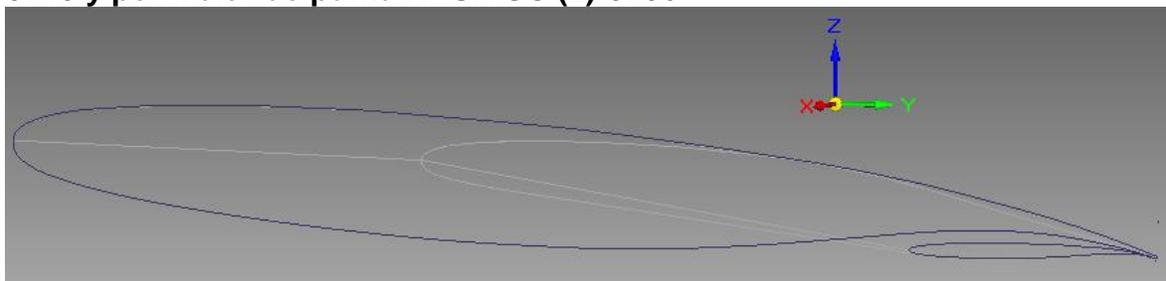
El twist geométrico del plano alar es la misma incidencia alar; porque el perfil ala de punta no tiene inclinación alguna, por lo tanto el twis geométrico del plano alar es de 4.7°.

10.2.13 Twist aerodinámico

El twist aerodinámico se define como la diferencia de perfiles alares que hay entre la cuerda de raíz y la cuerda de punta, esto puede ser expresado por la Figura 56.

⁵¹ *Parámetros Aerodinámicos Característicos para Perfiles y Alas (universidad pontificia bolivariana)*

Figura 56. Twist aerodinámico del avión con perfil alar de raíz NASA SC (2)-0710 y perfil alar de punta NASA SC (2)-0706



Fuente: Autor

Para el diseño del avión el twist aerodinámico de la cuerda de raíz es NASA SC (2)-0710 y el de la cuerda de punta es NASA SC (2)-0706.

10.2.14 Diseño preliminar en solid edge del plano alar

Estos cálculos, se implantaron en el diseño del plano alar como se muestra en las siguientes figuras:

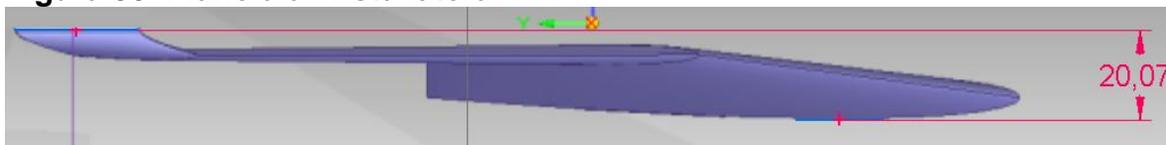
Figura 57. Plano alar vista frontal



Fuente: Autor

70830.61 mm = 70.83061 m; equivale a la envergadura alar

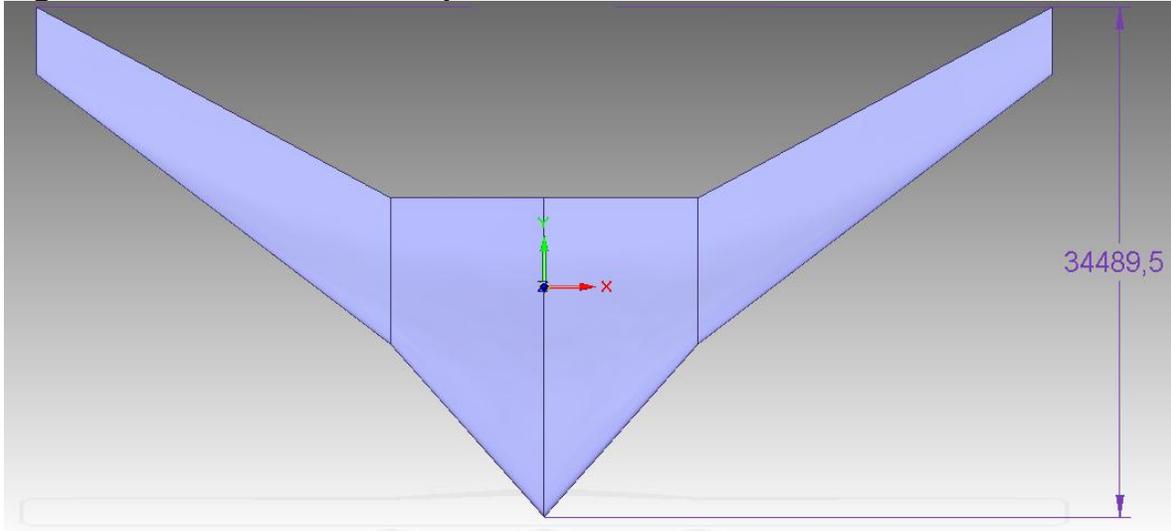
Figura 58. Plano alar vista lateral



Fuente: Autor

20.07 mm = 0.207 m; equivale a la altura del plano alar

Figura 59. Plano alar vista superior



Fuente: Autor

34489.5 mm = 34.4895 m; equivale al ancho del plano alar

Pero para el plano alar tipo box wing (ala cerrada) hay que determinar el empenaje en la (seccion 10.4 Diseño preliminar del empenaje).

10.3 DISEÑO PRELIMINAR DEL FUSELAJE

10.3.1 INTRODUCCIÓN

Esta fase preliminar del fuselaje comienza con el análisis detallado de aquellos requisitos que son de vital importancia que permita establecer un diseño de mayor profundidad del fuselaje. Este diseño se examinó por primera vez en el proceso de

diseño conceptual en la sección (9.8 configuración del fuselaje), identificando aquellos parámetros básicos que permitieran el diseño del fuselaje de manera general como el tamaño y la forma que depende de la cantidad de asientos a diseñar, siendo está relacionada con la carga de pasajeros y su respectivo equipaje.

Después de un estudio inicial de criterios generales para el diseño del fuselaje en esta fase se describirán aquellos parámetros característicos de tamaño de la cabina de pasajeros. Esto implica decisiones sobre la geometría de la sección transversal del fuselaje y la disposición longitudinal de los de asientos. La distribución de los asientos de clase económica será de vital importancia que definirá con mayor precisión las dimensiones del fuselaje.

Como se definirá las medidas de los asientos, así mismo esta estará ligada a las regulaciones de aeronavegabilidad que también serán analizadas y se tendrán en cuenta para que los pasajeros estén protegidos en caso de emergencia y pueden hacer una evacuación segura y rápida del fuselaje.

En esta fase también se consideraran otros factores de vital importancia que serán tomados en cuenta para el diseño completo del fuselaje. Estos incluyen la conformación de las secciones delantera y trasera que definirán la geometría de la cabina, ofreciendo un alojamiento para la tripulación de vuelo, la carga de domicilio y de mercancías en compartimientos estándar y la prestación de apoyo estructural a las superficies del plano alar y del empenaje llamado box-wing y porque la posición de los tres motores traseros sustentado más adelante en la sección (10.7 POSICIÓN DE LOS MOTORES).

Otra medida importante en esta fase es el estudio del confort de los pasajeros de los cuales se presentan los siguientes interrogantes:

- ¿Qué tan grande es la cabina?
- ¿Cuál es la disposición de los asientos?

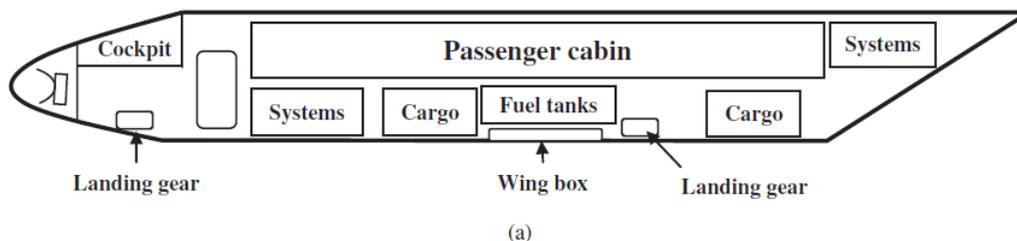
- ¿Qué tan cerca están los demás?
- ¿Puedo moverme de mi asiento sin molestar a los demás?

Para concluir o responder a todas estos interrogantes, esto se describe en las dimensiones de asientos para los pasajeros en la sección (10.3.5 DISTANCIA Y TAMAÑO DE LOS ASIENTOS).

10.3.2 DISEÑO, CONFIGURACIÓN Y DISPOSICIÓN INTERNA DEL FUSELAJE.

La configuración interna del fuselaje se compone por medio de todas sus configuraciones internas. Es importante dar un bosquejo general sobre los componentes internos del fuselaje, con su respectiva ubicación, identificando las razones técnicas y características de la ubicación de cada elemento del fuselaje permitiendo que estos elementos internos del fuselaje sean acomodado de la mejor manera, cumpliendo con todos los requisitos para la comodidad de los pasajeros, auxiliares de vuelo, y la ubicación del equipaje en los compartimientos de carga. En la Figura 60 una vista lateral del fuselaje para un avión comercial típico con sus disposiciones internas. El volumen y la forma exterior del fuselaje dependen del diseño requerido según la normatividad y necesidades del cliente, como se verá en todo el proceso de diseño de fuselaje.

Figura 60. Configuración y disposición interna del fuselaje.



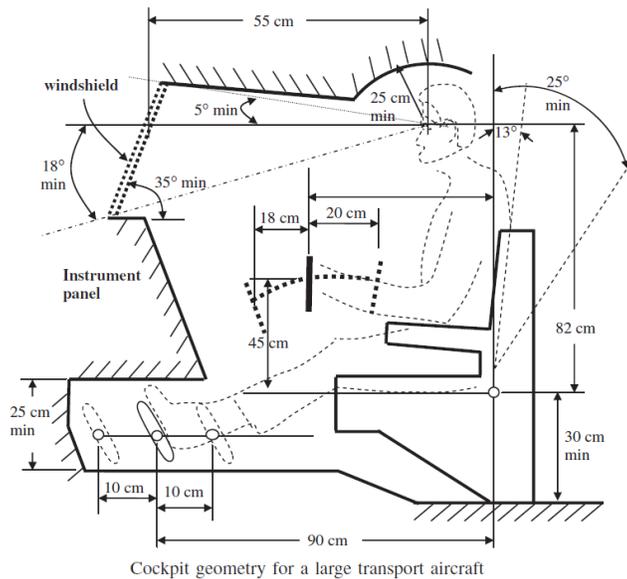
Fuente: Sadraey, Mohammad H. *aircraft design a systems engineering approach*. india : wiley, 2013.

Con base a la imagen anterior se harán los cálculos, para la disposición de la cabina de pilotos sección (10.2.1 diseño cabina), cabina de pasajeros sección (10.3.5 DISTANCIA Y TAMAÑO DE LOS ASIENTO), wing box sección (10.3.15), tren de aterrizaje sección (10.8 DISEÑO DEL TREN DE ATERRIZAJE); el diseño de sistemas es una fase de diseño detallado que esta fuera del alcance de este proyecto de grado.

10.3.3 DISEÑO CABINA

La figura. 49 ilustra un diseño de la cabina que se recomienda para un avión de transporte. Una recomendación general para la ubicación de los controles del asiento y la rueda para una aeronave de transporte se presenta en la figura. 49, donde la disposición de los asientos es de lado a lado.⁵²

Figura 61. Diseño cabina



Fuente: Sadraey, Mohammad H. *aircraft design a systems engineering approach*. india : wiley, 2013.

⁵² Referencia (FAR 25 Sección 25.772).

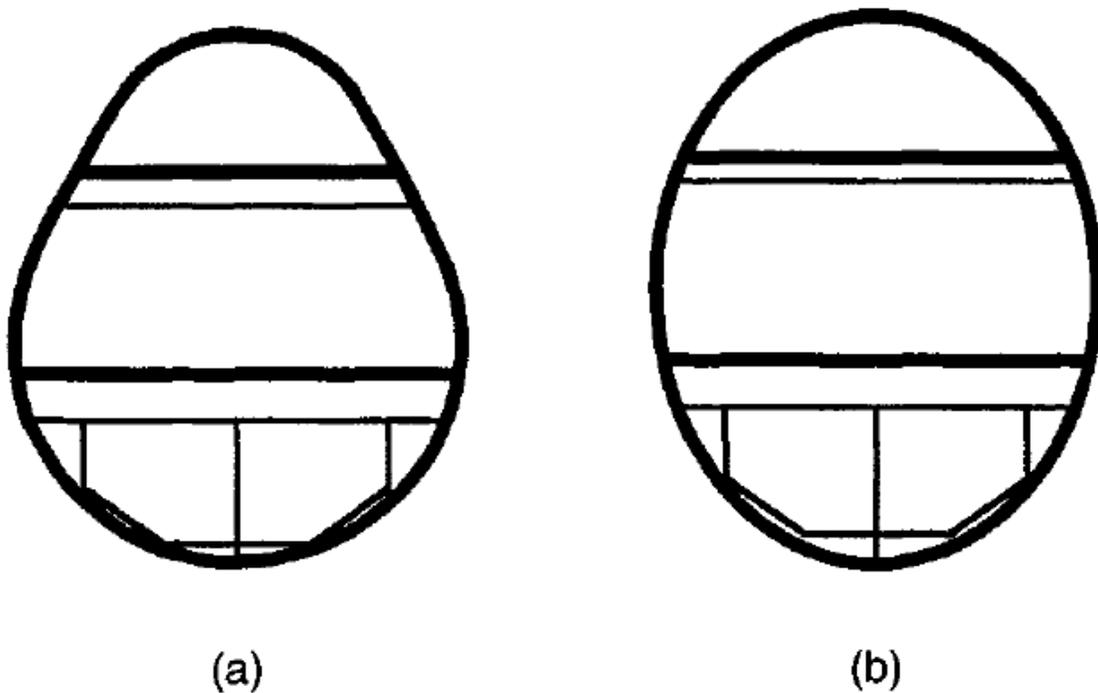
Así será el diseño de la geometría de la cabina del piloto porque es la recomendada para aviones de transporte de gran capacidad de carga.

10.3.4 SECCIÓN TRANSVERSAL DE LA CABINA

La forma de la sección transversal del fuselaje está dictada por los requisitos estructurales para la presurización. En una cáscara circular reaccionan las cargas de presión internas efectuadas por la tensión en el aro. Esto hace que la sección circular sea eficiente y por lo tanto más bajo en el peso estructural. Cualquier forma no circular impondrá esfuerzos de flexión en la estructura de cáscara. Esto agregará un peso considerable a la estructura del fuselaje. Sin embargo, una sección totalmente circular puede no ser la mejor forma para encerrar la carga útil ya que puede dar demasiado volumen inutilizable por encima o por debajo del espacio de la cabina. En algunos diseños de este problema se ha superado mediante el uso de varias secciones circulares que interconectan para formar el diseño de la sección transversal. Figura. 62 muestra dos formas de fuselaje no circulares. El Boeing 747 (a) incorpora un arco de radio más pequeño en la cubierta superior para proporcionar el espacio adecuado para la cabina superior. Los radios superiores e inferiores se mezclan con una corta sección, cerca de la posición planta superior. En la propuesta de un nuevo avión de gran tamaño (b) el mismo principio es utilizado, pero la mezcla se hace con una sección de arco circular.⁵³

⁵³ Lloyd R, Jenkinson, Simpkin, Paul y Rhodes, Darren. *Civil Jet Aircraft Design*. London : Arnold, 1999. p.83

Figura 62. Secciones transversal de la cabina



Fuente: figura modificada y tomada de Lloyd R, Jenkinson, Simpkin, Paul y Rhodes, Darren. *Civil Jet Aircraft Design*. london : arnold, 1999.

Una vez vista y explicada la sección transversal del fuselaje el diseño de la cabina de pasajeros se hizo la sección transversal del fuselaje de forma circular, pero al evidenciar que el número de filas de asiento, tanto para el primero como para el segundo piso no cumplía con el número suficiente de asientos para 1000 pasajeros, se tomó la decisión de anchar más la sección transversal del fuselaje hasta el punto que esta sección transversal quedara de forma circular para cumplir con el requisito de ubicar 1000 asientos aparte de los asientos para la tripulación sin alargar el fuselaje, también porque permite que haya una mayor distribución de cargas siendo esta sección circular como se describió en esta sección.

10.3.5 DISTANCIA Y TAMAÑO DE LOS ASIENTOS

El tamaño de los asientos utilizados por las aeronaves es según la elección de los operadores. El ancho de los asiento es mostrado en la Tabla 33 son representativos de la práctica actual.

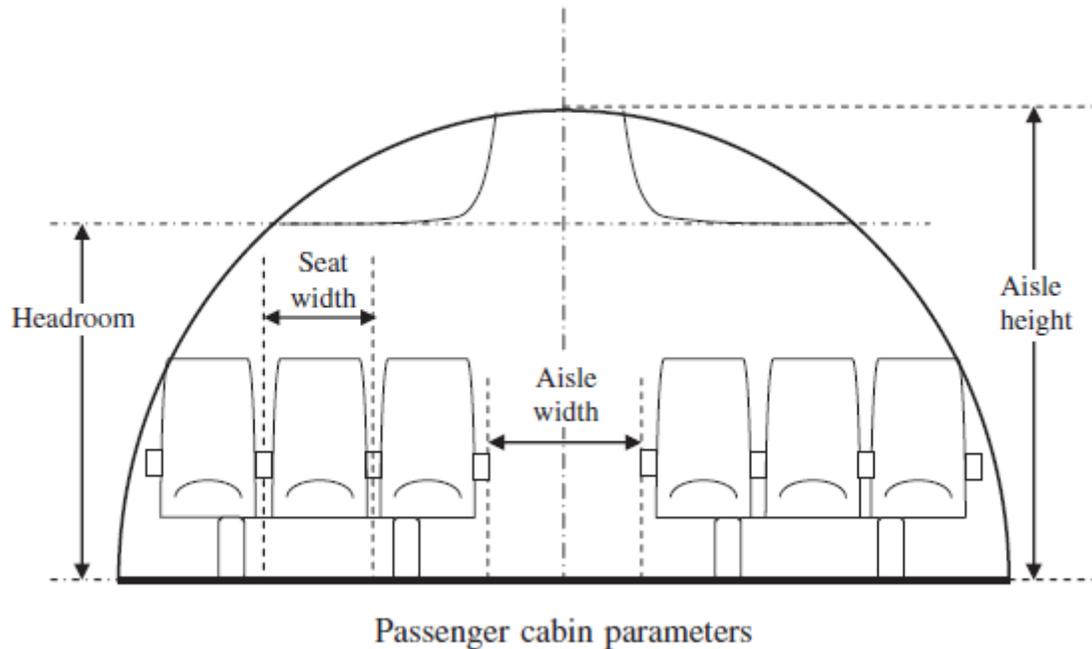
Tabla 33. Ancho según el tipo de asiento.

clase	ancho silla (mm)	ancho se silla (in)
charter	400-420	16-17
economico	475-525	19-21
negocios	572-625	23-25
pimera clase	625-700	25-28

Fuente: Traducida de Sadraey, Mohammad H. *aircraft design a systems engineering approach*. india : wiley, 2013.

En la siguiente imagen se muestra el nombre de los componentes principales que contiene una cabina para el confort de los pasajeros.

Figura 63. Nombre de los componentes principales de una cabina



Fuente: Imagen tomada de Sadraey, Mohammad H. *aircraft design a systems engineering approach*. india : wiley, 2013.

A continuación se muestra una tabla que relaciona (Take-off mas), (cabin width), total de pasajeros a transportar, y el (Number of seats abreast), se tendrá de referencia los aviones de gran capacidad de carga como Boeing 747-400, Boeing B-777-200 y el avión Airbus 380.

Tabla 34. Numero de silla y pasillos de clase económica para aviones de transporte.

No.	avión	peso al despegue (kg)	ancho de cabina (m)	número total de pasajeros	numero de sillas en fila
1	Fairchild Metro 23	7484	1,57	19	1+1

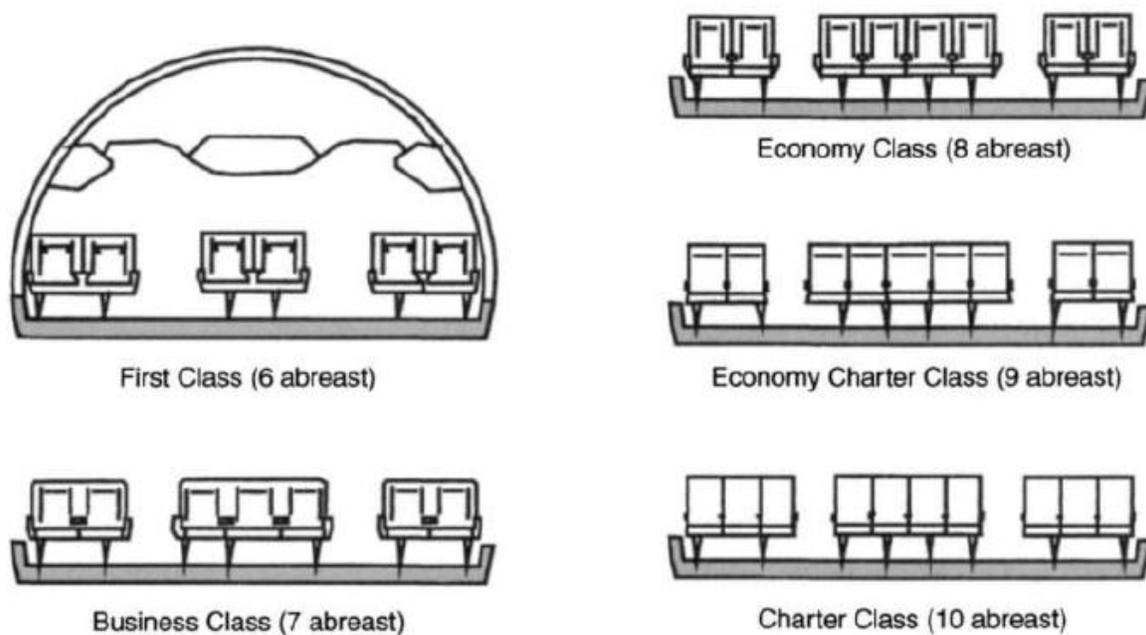
2	cessna 750 citaion X	16011	1,7	12	1+1
3	DASH 8 300	19500	2,51	50	2+2
4	Embraer EMB-145	19200	2,28	50	1+2
5	Fokker 100	43090	3,1	107	2+3
6	McDonnell Douglas MD-88	67800	3,35	172	3+2
7	Boeing 747-400	394625	6,13	421	3+4+3
8	Boeing B-737-800	78244	3,53	189	3+3
9	Boeing B-777-200	299370	6,2	440	2+5+2
10	Airbus A-330-300	235000	5,64	440	2+4+2
11	Airbus A-320-200	78000	3,7	180	3+3
12	Airbus 380	569000	cubierta principal 6,58 m; cubierta superior 5,92 m	525-853	cubierta principal 2+3+2; cubierta superior 3+4+3

Fuente: traducida de Sadraey, Mohammad H. *aircraft design a systems engineering approach*. india : wiley, 2013.

Las regulaciones de aeronavegabilidad especifica el ancho mínimo de pasillo (FAR 25.815; ancho de los pasillos mínimas de 15 en (381 mm) y 20 en (508 mm), respectivamente, por debajo y por encima de una altura de referencia de 25 en

(635 mm)), pero la mayoría de las líneas aéreas prefieren unas mediadas superiores para evitar congestión en la cabina como el caso del Boeing 777 ilustra diversas opciones de diseño para adaptarse a un 229 pulgadas (5817 mm) de ancho.⁵⁴

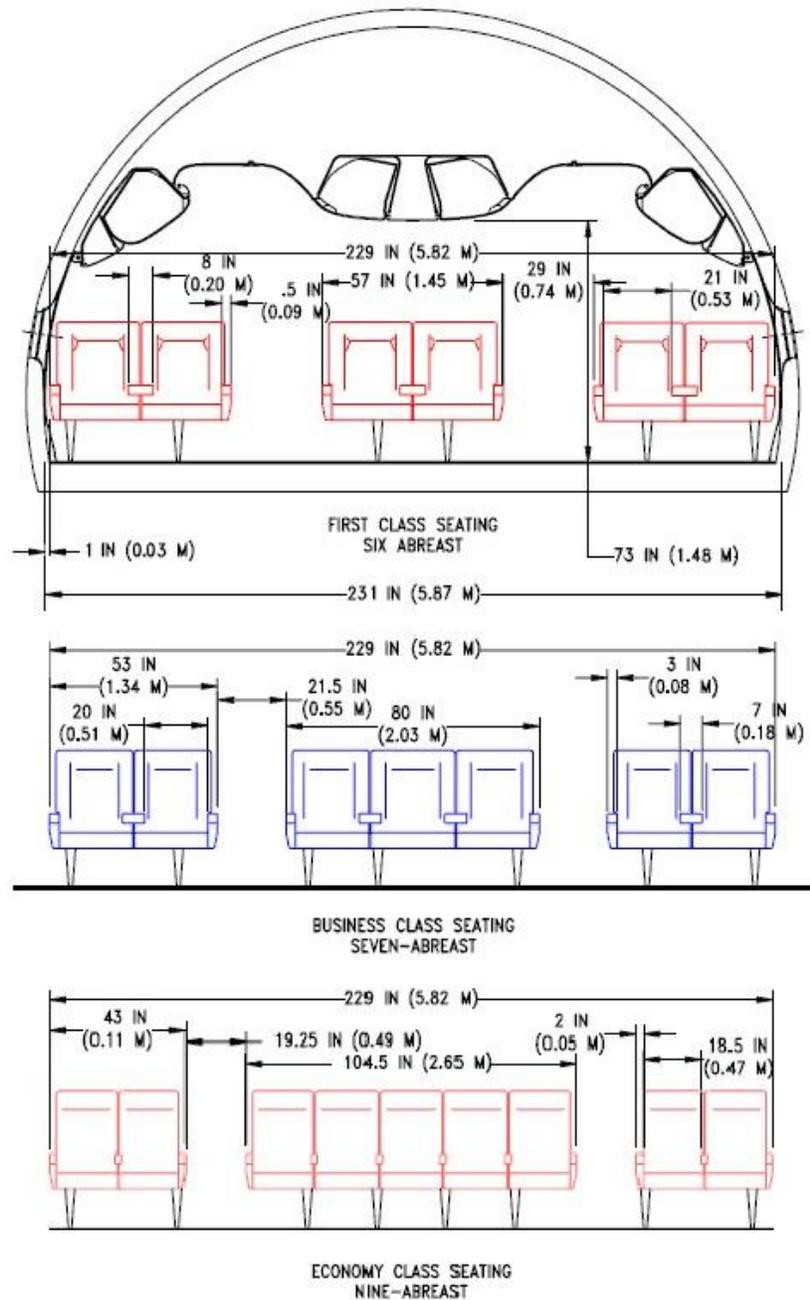
Figura 64. Diferentes opciones de compartimiento de la cabina del 777



Fuente: imagen tomada de Lloyd R, Jenkinson, Simpkin, Paul y Rhodes, Darren. *Civil Jet Aircraft Design*. london : arnold, 1999.

⁵⁴ Lloyd R, Jenkinson, Simpkin, Paul y Rhodes, Darren. *Civil Jet Aircraft Design*. london : arnold, 1999. p.87

Figura 65. Diferentes opciones de compartimiento de la cabina del 777 con medidas

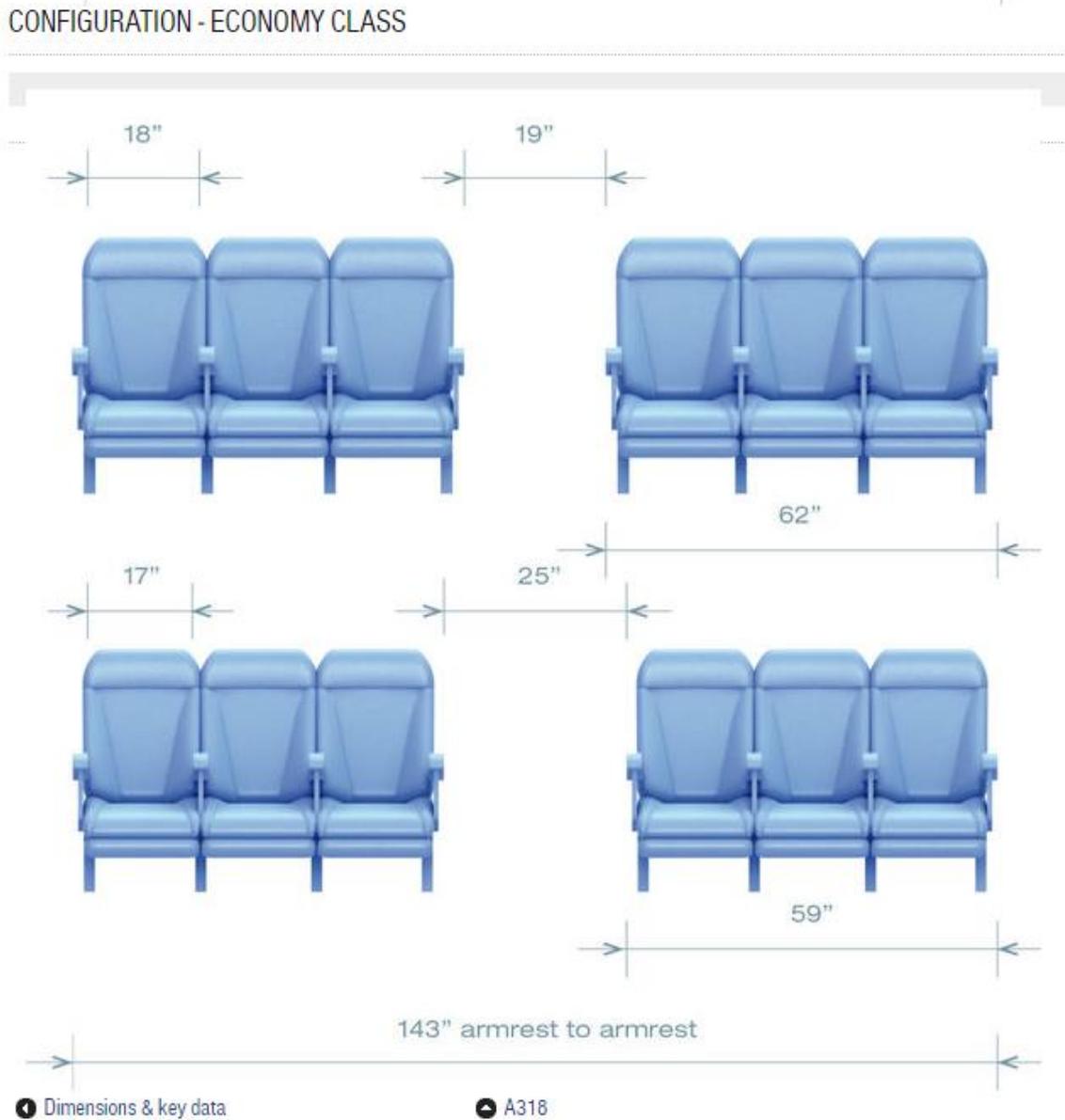


Fuente: Lundgren Aerospace, tomada de página web

http://www.airliners.net/aviation-forums/general_aviation/print.main?id=2496042

Las medidas de los asientos para el diseño se hicieron con base de referencia de las medidas de los asientos del a318:

Figura 66. Dimensiones de asientos del airbus 310 clase económica

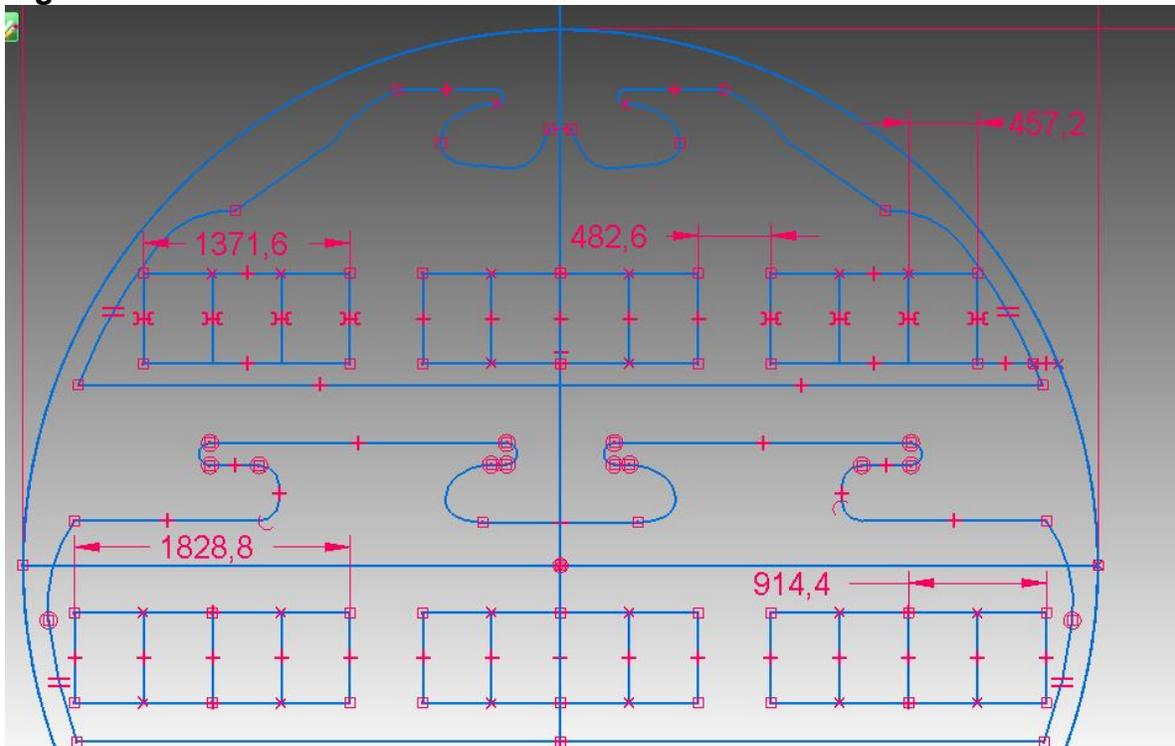


Fuente: Airbus S.A.S, 2015., tomada de la página web

<http://www.airbus.com/aircraftfamilies/passengeraircraft/a320family/a318/cabin-layout/>

Medidas de asientos del a318 en el diseño de la sección transversal de cabina del avión a diseñar

Figura 67. Dimensiones de asientos del avión



Fuente: autor

Donde:

1371,6 mm = 1.3716 m; equivale a la distancia de tres asientos clase económica

482,6 mm = 0.4826 m; equivale a la distancia de un pasillo

1828,8 mm = 1.8288 m; equivale a la distancia de cuatro asientos clase económica

914,4 mm = 0.9144 m; equivale a la distancia de dos asientos clase económica

De esta forma quedarían las medidas de los asientos del diseño del avión siendo para una silla 457.2 mm = 0.4572 m hasta 4 asientos que miden 1.8288 m y el espacio de los pasillos es de 0.4826 m.

La cabina es determinada multiplicando el número de sillas en fila (n_s) por el ancho de las sillas (W_s) más el número de pasillos (n_A) por el ancho de los pasillos W_A :

$$W_c = (n_s * W_s) + (n_A * W_A) \quad [78]$$

$$W_c = (4 + 4 + 4 * 457.2) + (2 * 482.6)$$

$$W_c = 6451.6 \text{ mm}$$

Las dimensiones de la sección transversal de la cabina-se utilizan para determinar el ancho externo, D_f (diámetro, si es circular) del fuselaje, añadiendo el espesor de la pared.

En un avión de transporte el diámetro externo es determinado por la siguiente ecuación:

El valor de T_w para un avión comercial es dado de 4 a 10 cm, este espesor es multiplicado por 2 porque es en ambos lados.⁵⁵

$$D_f = W_c + 2T_w \quad [79]$$

$$D_f = 6451.6 \text{ mm} + 2 * 344.2 \text{ mm}$$

$$D_f = 7140 \text{ mm}$$

10.3.6 NÚMERO Y TIPO DE CONTENEDORES

⁵⁵ Sadraey, Mohammad H. *aircraft design a systems engineering approach*. india : wiley, 2013. p. 374

El número y el tipo de contenedores que deben llevarse pueden formar parte de la especificación de carga útil. El número mínimo corresponderá a la exención de equipaje asociada a los pasajeros. Las aerolíneas querrán utilizar el avión para transportar carga y pasajeros, tanto cuidado se debe prestar atención a la provisión de espacio suficiente para adaptarse a los requisitos de carga para grandes aerolíneas.⁵⁶

Figura 68. Tipos de contenedores

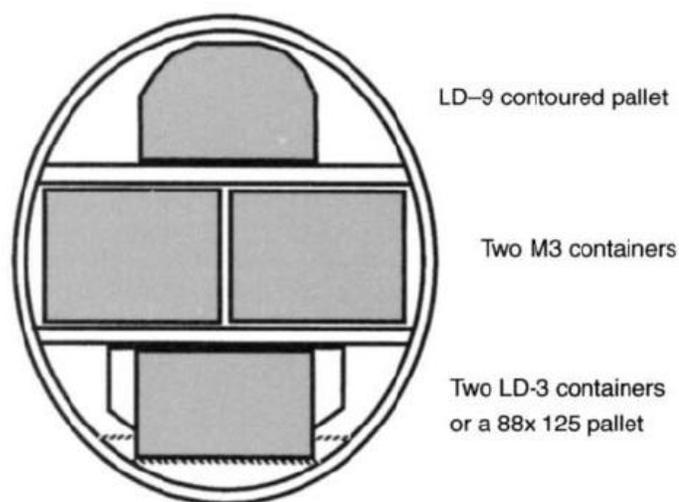


Fig. 5.7 Cargo version of new large aircraft (source MD 12).

Table 5.1 Standard sizes for freight containers (source Boeing)



Fuente: Imagen tomada de Sadraey, Mohammad H. *aircraft design a systems engineering approach*. india : wiley, 2013.

⁵⁶ Sadraey, Mohammad H. *aircraft design a systems engineering approach*. india : wiley, 2013. p.86

Existen varios tipos de contenedor tipo A y tipo B como se muestra en la figura anterior, pero también estos se identifican por largo (width), alto (height) y ancho (depth), para el diseño del contenedor del avión se hará con base a la siguiente tabla donde indica que estas medidas son estándar y que se diseña el contenedor de acorde con el tipo de avión a diseñar.

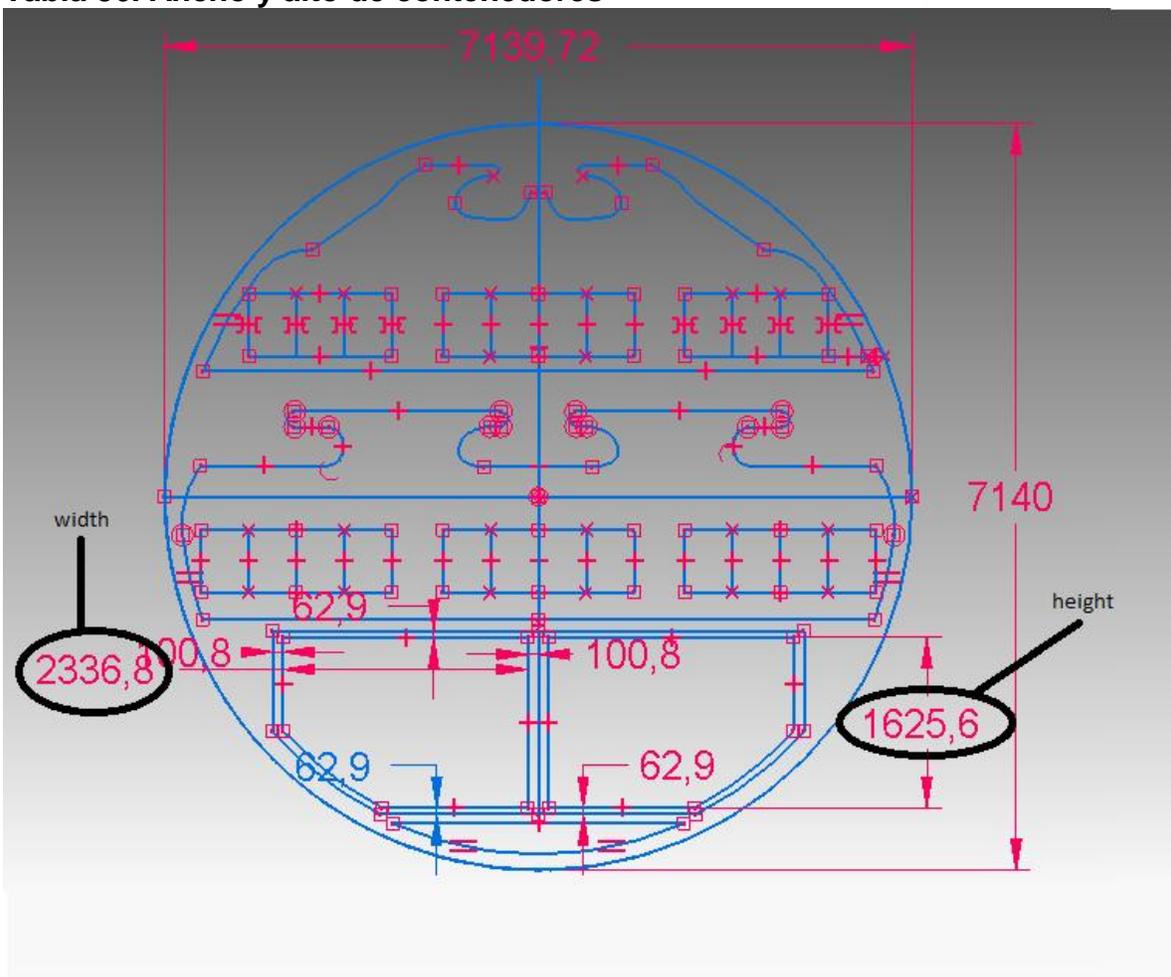
Tabla 35. Tipos de contenedores para aviones comerciales

No.	contenedor	ancho (in)	alto (in)	profundidad (in)	volumen (ft ³)	carga máxima (lb)
1	LD1	92	64	60	173	3500
2	LD2	61,5	64	47	120	2700
3	LD3	79	64	60,4	159	3500
4	LD4	96	64	60,4	-	5400
5	LD5	125	64	60,4	-	7000
6	LD6	160	64	60,4	316	7000
7	LD7	125	64	80	381	13300
8	LD8	125	64	60,4	243	5400
9	LD9	125	64	80	-	13300
10	LD10	125	64	60,4	-	7000 (rectangular)
11	LD11	125	64	60,4	253	7000 (rectangular)
12	LD29	186	64	88	-	13300

Fuente: Traducida de Mohammad H. Sadraey, AIRCRAFT DESIGN A Systems Engineering Approach

Para el compartimiento de carga del avión a diseñar, se hará con respecto al espacio del fuselaje del compartimiento de carga, este será de tipo A LD1 con las siguientes medidas mostradas en la siguiente figura:

Tabla 36. Ancho y alto de contenedores



Fuente: Autor

Las medidas para el ancho (width), y depth (profundidad) son en milímetros; finalmente la medida del depth es de 1524 milímetros, como lo indica esta medida para el contenedor tipo A LD1.

La mayoría de las compañías aéreas que regulan un pasajero puede facturar hasta dos maletas; el equipaje facturado debe pesar 70 libras (32 kg) o menos en este caso 30 lb y que su combinado longitud, anchura y altura (es decir, largo + ancho + alto) debe medir 62 in (158 cm) o menos.

Sin embargo, el equipaje de gran tamaño o con sobrepeso puede comprobarse en un suplemento. Esta política típica está cambiando debido al alto costo del petróleo y la competencia. Por ejemplo, el límite de peso de equipaje está siendo reducido a 50 libras para la mayoría de los vuelos nacionales. Una sala de estiba con suficiente espacio en el fuselaje (normalmente la cubierta inferior) debe ser considerado para llevar todo el equipaje facturado. El volumen total de la carga de pasajeros (V_c) es principalmente igual al número de los viajeros (nt) veces el volumen de equipaje total de cada viajero (V_b):

$$V_c = nt \cdot V_b \quad [80]$$

El volumen típico de cada pieza de equipaje regular, basado en la longitud combinada de 158 cm, se aproxima como:

$$V_b = \frac{158 \text{ cm}}{3} \cdot \frac{158 \text{ cm}}{3} \cdot \frac{158 \text{ cm}}{3} = 146085.6 \text{ cm}^3 = 0.146 \text{ m}^3 \quad [81]$$

Se hará un cálculo que permita establecer cuantos contenedores tendrá el avión según el número de pasajeros a transportar:

Como el número de pasajeros a transportar son 1000, también se debe sumar el número de la tripulación con el piloto y el copiloto como lo establece la FAR parte 25 en la sección 25.1523 apéndice D, establece que como mínimo debe haber 1 tripulante por cada 50 pasajeros, en este caso 1.5 tripulante por cada 50 pasajeros.

Como $V_c = n_t \cdot V_b$ entonces:

$$n_t = 1000 \text{ pasajeros} + 30 \text{ auxiliares de vuelo} + 1 \text{ piloto} + 1 \text{ copiloto}$$

$$n_t = 1032$$

$$V_c = 1032 \cdot 0.146 \text{ m}^3$$

$$V_c = 150.672 \text{ m}^3$$

Número de contenedores:

$$n = \frac{V_c}{V_{ol_{LD1}}} [82]$$

$$n = \frac{150.672 \text{ m}^3}{4.899 \text{ m}^3}$$

$$n = 30.75566442$$

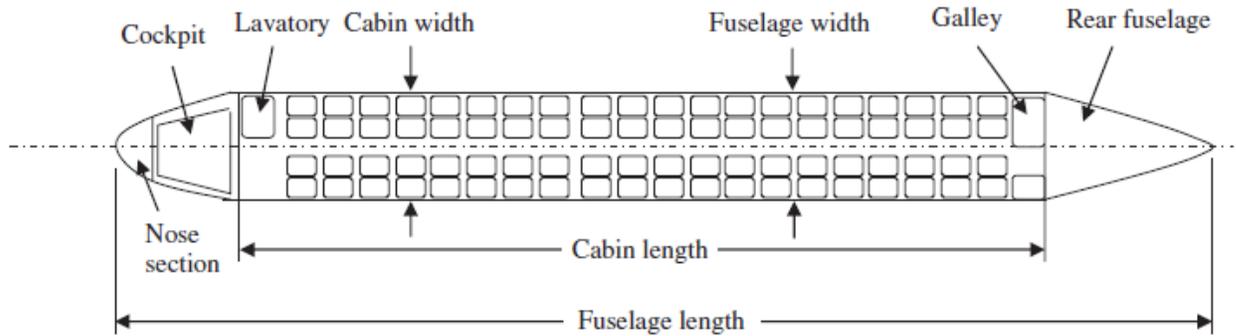
Se necesitan instalar 31 contenedores para transportar una carga de 14.043221 toneladas.

10.3.7 LONGITUD DEL FUSELAJE

A continuación se determinara cómo será la longitud del fuselaje, con base al diseño de la sección transversal del fuselaje, y distancia entre asientos que se determinó en la sección (10.3.5 DISTANCIA Y TAMAÑO DE LOS ASIENTOS)

La longitud total del fuselaje (L_f) se determina mediante la suma de la longitud de la cabina, la longitud de la cabina, longitudes de la sección de la nariz, y parte trasera del fuselaje. Como se muestra en la figura.59.

Figura 69. Largo y ancho del fuselaje

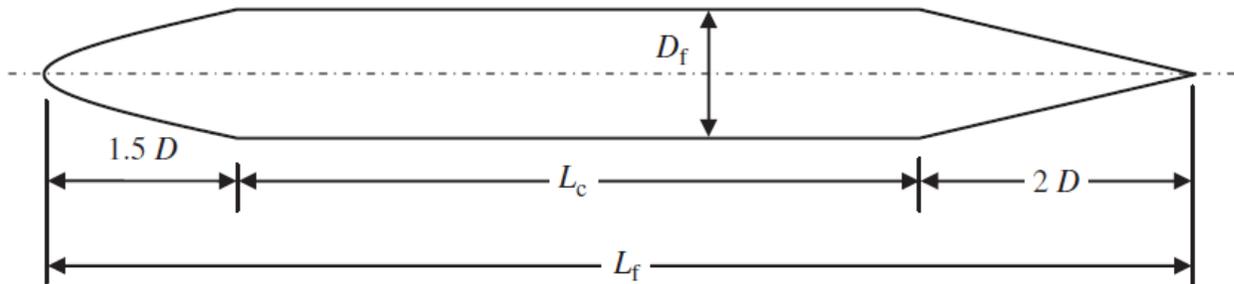


Cabin width and cabin length (top view)

Fuente: imagen tomada de Mohammad H. Sadraey, AIRCRAFT DESIGN A Systems Engineering Approach

Para determinar cómo calcular la longitud final del fuselaje, hay unas estándar que se recomiendan por medio de la siguiente imagen, que nos permitirá como calcular la longitud de la cabina, la longitud de la sección de nariz y la longitud de la sección trasera.

Figura 70. Recomendación de dimensiones básicas del fuselaje



A recommended fuselage nose and tail section (top view)

Fuente: Imagen tomada de Mohammad H. Sadraey, AIRCRAFT DESIGN A Systems Engineering Approach

Del mismo modo, la longitud del fuselaje final (L_f) en un fuselaje convencional está determinada por la longitud de la cabina (L_{CP}), la longitud de la sección de nariz (L_N), la longitud de la sección trasera (L_R) y la longitud de cabina (L_C)⁵⁷ :

Longitud de la sección de nariz (L_N) + Longitud de la cabina (L_{CP}):

$$L_N + L_{CP} = 1.5 * D_F [83]$$

$$L_N + L_{CP} = 1.5 * 7140 \text{ mm}$$

$$L_N + L_{CP} = 10719 \text{ mm}$$

Longitud de cabina (L_C)

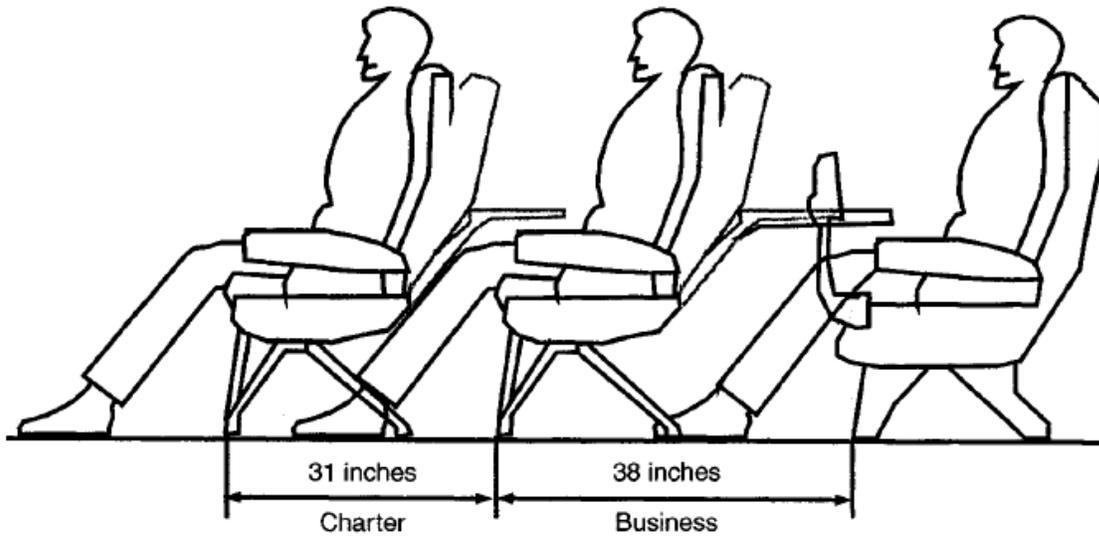
Para determinar la longitud de la cabina hay que determinar la longitud entre asientos.

10.3.8 LONGITUD ENTRE ASIENTOS

Como ya se calculó el ancho de los asientos a través de la sección transversal del fuselaje, se fijará el número de asientos en todo el fuselaje. Dividiendo este número en el número total de asientos en cada clase que da el número promedio de filas de asientos que se instalará. La longitud de cabina requerida estará relacionada con la sección proporcionada para cada clase.

⁵⁷ Sadraey, Mohammad H. *aircraft design a systems engineering approach*. india : wiley, 2013. p. 374

Figura 71. Distancia entre asientos



Fuente: imagen tomada de Lloyd R. Jenkinson, Paul Simpkin y Darren Rhodes, 1999, Civil jet aircraft desing

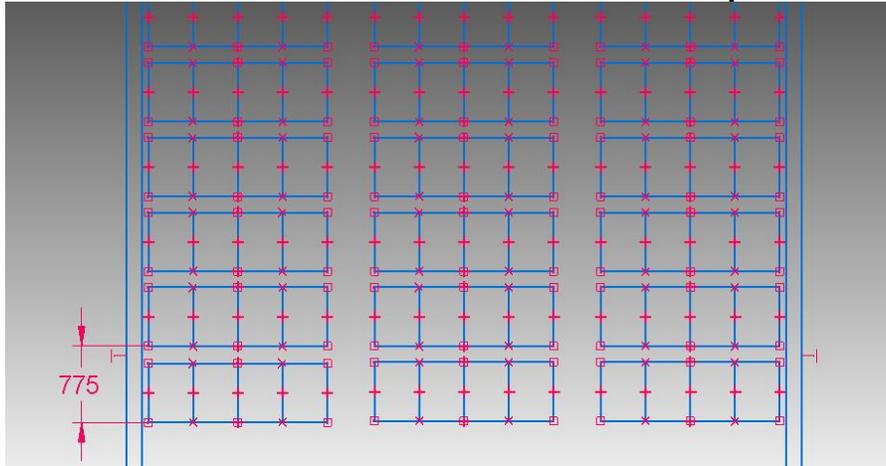
Tabla 37. Distancia entre asientos según su clase

clase	ancho silla (mm)	ancho se silla (in)
negocio	400-420	16-17
económico	475-525	19-21
negocios	572-625	23-25
primera clase	625-700	25-28

Fuente: Lloyd R, Jenkinson, Simpkin, Paul y Rhodes, Darren. *Civil Jet Aircraft Design*. london : arnold, 1999.

Para la distancia entre asientos se estableció el mínimo espacio establecido de 775 mm por consideraciones del diseño del fuselaje donde más adelante se definirá la longitud total del fuselaje.

Figura 72. Distancia entre asientos a través de la vista superior del fuselaje.



Fuente: Autor

Cuando la disposición interior de la cabina (por ejemplo, el número de asientos de la economía y el número de pasillos, se decidió y se seleccionó la geometría de la cabina (por ejemplo, anchura del asiento, la distancia entre asientos), la anchura de la cabina y longitud de la cabina (Figura 67) tiene que ser calculada. La longitud de la cabina se determina normalmente multiplicando el número de filas por la distancia entre asientos (P):

$$L_C = \sum_{i=1}^3 \sum n_{r_i} \cdot P_{S_i} \quad [84]$$

Donde:

n_{r_i} = número de filas

P_{S_i} = distancias entre asientos

$$L_C = 50 * 775 \text{ mm}$$

$$L_C = 38750 \text{ mm}$$

El signo de suma (+) es incorporar tres tipos de asiento ($i = 1$ para la economía, $i = 2$ para el negocio, $i = 3$ para la primera clase). Entonces, este número debe ser revisado para incluir cualquier cocina.⁵⁸

La longitud de la sección trasera (LR):

$$L_R = 2 * D_F [85]$$

$$L_R = 2 * 7140 \text{ mm}$$

$$L_R = 14280 \text{ mm}$$

Pero a la sección trasera (LR) se restara el espacio que hay entre los tres grupos de asientos:

1° espacio + 2° espacio = 1500 mm

$$L_R = 14280 \text{ mm} - 1500 \text{ mm}$$

$$L_R = 12780 \text{ mm}$$

Para determinar la longitud final, se sumaran las demás longitudes:

⁵⁸ Sadraey, Mohammad H. *aircraft design a systems engineering approach*. india : wiley, 2013. p. 367

$$L_F = L_c + (L_{CP} + L_N) + L_R \quad 86$$

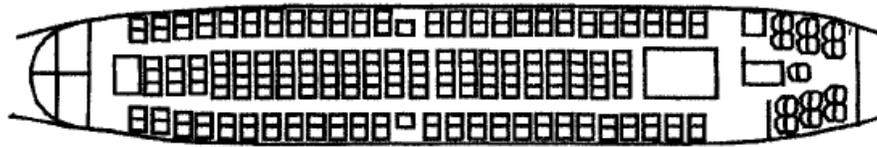
$$L_F = 38750 \text{ mm} + 10719 + 12780 \text{ mm}$$

$$L_F = 62240 \text{ mm}$$

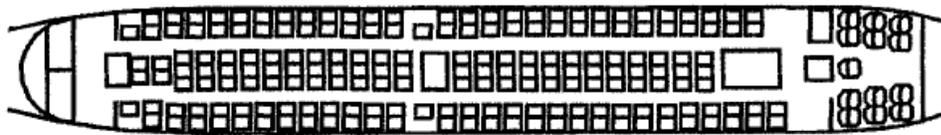
10.3.9 RELACIÓN LONGITUD CON RESPECTO AL DIÁMETRO

La determinación de la cabina de forma y tamaño de la sección transversal es uno de los primeros estudios de diseño de detalle a llevarse a cabo en un nuevo proyecto. La forma resultante debe proporcionar en su interior una cabina cómoda y flexible que será de interés para las compañías aéreas. La principal decisión a tomar es la elección del número de asientos por avión y la disposición de pasillos. Para un determinado número de pasajeros, el número de asientos a través fijará el número de filas de la cabina y con ello la longitud del fuselaje. El parámetro de longitud con respecto al diámetro (a veces referido como la relación de finura del fuselaje) es un factor influyente en el diseño del fuselaje, como se muestra en la Figura 73. Una proporción baja (que conduce a una forma fuselaje grueso) dará lugar a una aprobación de drag pero ofrecerá posibilidades de mayor resistencia a futuro. Una proporción de alta finura da a lo largo de la estructura tubular delgada que puede sufrir de inestabilidad estructural dinámico y restringirá desarrollos futuros.

Figura 73. Configuración de la cabina de pasajeros (relación de la longitud con respecto al diámetro del fuselaje)



8 abreast layout (210 seats)



7 abreast layout (210 seats)



6 abreast layout (210 seats)

Fuente: imagen tomada de Lloyd R, Jenkinson, Simpkin, Paul y Rhodes, Darren. *Civil Jet Aircraft Design*. London : Arnold, 1999.

A continuación se mostrara en la siguiente tabla la relación de longitud con respecto al diámetro de varios aviones, principalmente se tendrá en cuenta esta relación del Boeing 747-400 con una relación de 10.5 y del Boeing 737-200 con una relación de 8.2.

Tabla 38. Relación Longitud Final (L_F) con Diámetro Final (D_F)

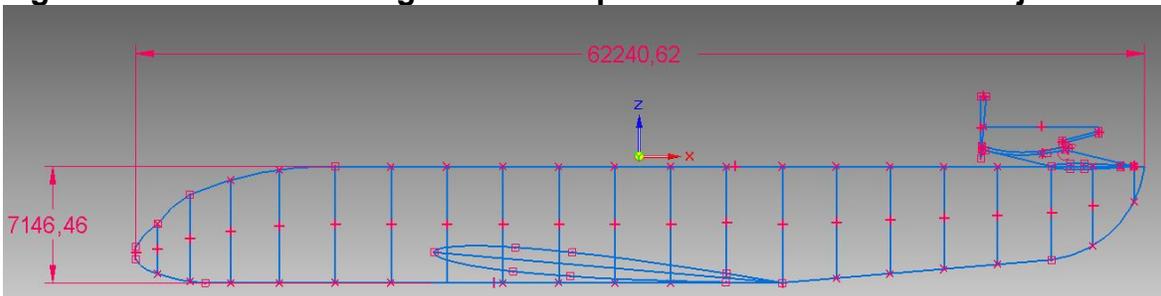
No.	avión	tipo	motor	peso al despegue (kg)	L_F/D_F
1	Reims F337F super skymaster	utilidad	bimotor pistón	2000	3,2
2	cessna 208	GA liviano	pistón	3645	6,8
3	cessna Citation III	GA liviano de transporte	turbofan bimotor	9979	8
4	Pilatus PC-7	entrenador	turbohélice	2700	7
5	BAE ATP	transporte	turbohélice bimotor	12430	9,6
6	STEMME S10	motovelero	pistón	850	8,4
7	ATR 52C	carga	turbohélice bimotor	22000	9
8	Firecracker	entrenador	turbohélice	1830	7,2
9	Embraer Tucano	entrenador	turbohélice	2250	7,5
10	Dornier 382	transporte	turbohélice bimotor	11000	7,5
11	Fairchild Metro VI	transporte	turbofan bimotor	7711	10,7
12	Fokker 100	aerolínea	turbofan bimotor	23090	9,85
13	Boeing 737-200	aerolínea	turbofan bimotor	52400	8,2
14	Boeing 747-400	aerolínea	turbofan bimotor	394625	10,5
15	Boeing 757-200	aerolínea	turbofan bimotor	133395	12

16	Boeing E-3 Sentry	comunicación	turbofan bimotor	147417	11,6
17	Airbus A-330	aerolínea	jet bimotor	230000	11,4
18	Sukhoi SU-27	caza	turbofan bimotor	25000	10,3
19	F-16 Fighting Falcon	caza	turbofan bimotor	27000	9,5
20	Concorde	transporte supersónico	cuatro turbo jet	141000	23

Fuente: Sadraey, Mohammad H. *aircraft design a systems engineering approach*. india : wiley, 2013.

La relación de longitud con respecto al diámetro del fuselaje es:

Figura 74. Relación de longitud con respecto al diámetro del fuselaje



Fuente: Autor

Donde:

62240 mm = 62.240 m; equivale a la longitud del fuselaje

7140 mm = 7.140 m; equivale al ancho del fuselaje

Los valores de 62.240 m y 7.140 m se obtuvieron con base a las dimensiones de los asientos descritas en la sección (10.3.8 LONGITUD ENTRE ASIENTOS)

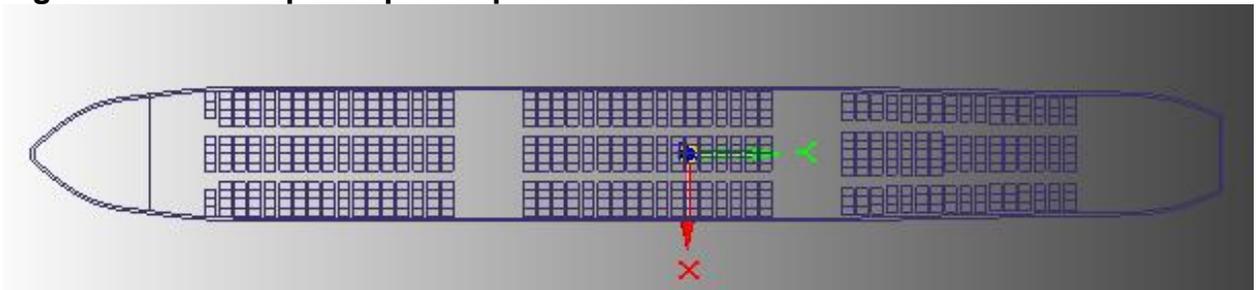
teniendo en cuenta las equivalencias de distancias entre asientos y el número de pasajeros a transportar por lo tanto:

$$\frac{62.240 \text{ m}}{7.140 \text{ m}} = 8.72[87]$$

Esta relación es relativamente media alta, Una proporción media baja dará lugar a una aprobación de drag y ofrecerá posibilidades de mayor resistencia a futuro.

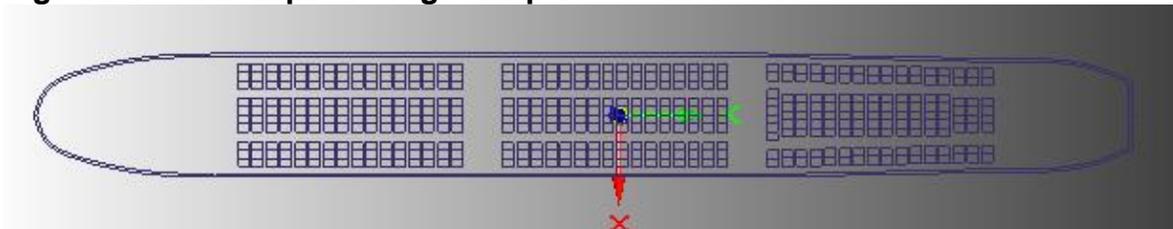
Para la configuración de pasajeros la fila de sillas es mayor que en los aviones comerciales actuales, siendo esta para el primer piso de 12 filas de asientos de doble pasillo dividido en tres secciones con un total de 573 asientos incluyendo la tripulación y del segundo piso es de 10 filas de asientos de doble pasillo dividido en tres secciones de 462 asientos incluyendo la tripulación, para un total de 1035 asientos como se ve en las siguientes figuras:

Figura 75. Vista superior primer piso 573 asientos.



Fuente: Autor

Figura 76. Vista superior segundo piso 462 asientos.



Fuente: Autor

10.3.10 CONFIGURACIÓN DE DISEÑO DE PUERTAS, SALIDAS DE EMERGENCIA Y NÚMERO DE AUXILIARES DE VUELO.

En la norma FAR 23 Sección 23.783, indica como debe ser el alojamiento de pasajeros, de manera fácil rápida y efectiva. Con mediadas que no sean menos de 24 in de ancho y 48 in de alto.

Sobre la base de FAR Parte 125 Sección 125.269, para aviones con más de 100 pasajeros. El Boeing 757-300 tiene de cinco a siete tripulantes de cabina para atender a 289 pasajeros, mientras que 16 auxiliares de vuelo en el Boeing 777-300 sirven a 550 pasajeros.⁵⁹

el número de auxiliares de vuelo será con respecto al número de pasajeros a transportar como se había mencionado en la clasificación de pesos, serán 20 los auxiliares de vuelo como lo establece la FAR Parte 125 Sección 125.269 también la FAR 25 establece que el número de puertas que debe tener un avión es de acorde al número de pasajeros, es una puerta por cada 100 pasajeros, en este caso como son 1000 pasajeros a transportar serán 10 puertas como mínimo que deberá tener el avión, y en cuanto a las ventanas se diseñaran 2 por cada fila de asientos (seats abreast) que será de 4 + 4 + 4 para el primer piso y para el segundo piso 3 + 4 + 3

10.3.11 ÓPTIMA RELACIÓN DE ESBELTEZ DEL FUSELAJE BAJO ÁREA MOJADA.

Otra variable independiente en el fuselaje, el coeficiente de arrastre a cero sustentación, es el área mojada del fuselaje (Swetf). Esta área es una función de la geometría del fuselaje. En esta sección, se analiza la relación de esbeltez

⁵⁹ Sadraey, Mohammad H. *aircraft design a systems engineering approach*. india : wiley, 2013. p.365

óptima fuselaje para un cilindro puro. El volumen de un cilindro de radio r y la longitud L es⁶⁰:

$$V = \pi * r^2 * L \text{ [88]}$$

$$V = \pi * 3.570 \text{ m}^2 * 38.750 \text{ m}$$

$$V = 1551.52589 \text{ m}^3$$

El área mojada del fuselaje es:

$$S_{wet} = 2\pi * r^2 + 2\pi * rL \text{ [89]}$$

$$S_{wet} = 2\pi * 3,570 \text{ m}^2 + 2\pi * 3,570 \text{ m} * 38,750 \text{ m}$$

$$S_{wet} = 949,2809 \text{ m}^2$$

10.3.13 VOLUMEN FINAL DE TANQUES DE COMBUSTIBLE

Para calcular el volumen final, se hará de acorde con el flujo másico y con la densidad del tipo de combustible para un avión tipo jet que es jet-A1 (Tabla N.36).

Tabla 39. Densidad de varios combustibles a 15°C

No.	combustible	densidad (kg/m ³)	aplicación
1	Jet A	775-840	jet civil
2	Jet A-1	775-841	jet civil
3	JP-4	751-802	jet combate
4	JP-5	788-845	jet

⁶⁰ Sadraey, Mohammad H. *aircraft design a systems engineering approach*. india : wiley, 2013. p. 378

			combate
5	JP-7	779-806	jet combate
6	JP-8 (militar equivalente de Jet A-1)	775-840	jet combate
7	Aviation gasoline (100-octano, bajo en plomo)	721-740	motor piston

Fuente: Sadraey, Mohammad H. *aircraft design a systems engineering approach*. india : wiley, 2013.

$$\rho_f = 775 \text{ kg/m}^3$$

Ahora para el cálculo del volumen final, se hará con el flujo másico y la densidad del combustible tipo jet A-1 obtenido de la tabla anterior

$$V_f = \frac{m_f}{\rho_f} [90]$$

$$V_f = \frac{290160.21 \text{ kg}}{775 \text{ kg/m}^3}$$

$$V_f = 374.40027 \text{ m}^3$$

10.3.14 VOLUMEN DEL FUSELAJE REQUERIDO PARA COMBUSTIBLE Y CARGA

El volumen total del fuselaje requerido es el volumen final de los tanques de combustible (V_f) y el volumen total de carga de pasajeros (V_c):

$$V_{req} = V_f + V_c \quad [91]$$

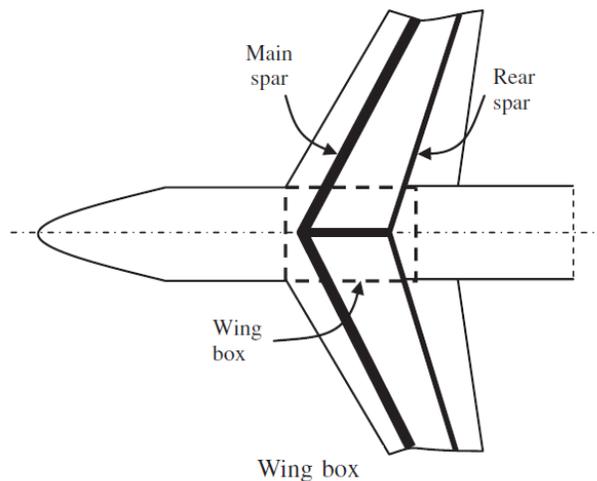
$$V_{req} = 374.40027 \text{ m}^3 + 150.672 \text{ m}^3$$

$$V_{req} = 525.07227 \text{ m}^3$$

10.3.15 WING BOX

Los diseñadores estructurales prefieren tener el larguero principal del plano alar llevado a través del fuselaje para mantener la integridad estructural del avión. Esto es debido al hecho de que la fuerza de sustentación del plano alar genera un gran momento de flexión donde el ala se une al fuselaje.

Figura 77. Wing- box



Fuente: Imagen tomada de Sadraey, Mohammad H. *aircraft design a systems engineering approach*. india : wiley, 2013.

La técnica por la cual este momento se realiza a través del fuselaje es una consideración estructural clave. A través del plano alar que porta la estructura, debe ser diseñada para minimizar el esfuerzo de flexión en los puntos de concentración.

Para un diseñador fuselaje, esta consideración se traduce en la asignación de una sección del fuselaje para el volumen larguero de ala (es decir, wing box). El wing box de un avión, o en la sección del fuselaje entre las raíces de las alas, es el componente estructural que el ala se extiende (Figura 77). Esta es el área estructural más fuerte de la aeronave, y sufre la mayoría de las tensiones de flexión y cizalladura. El wing box se puede proporcionar sobre todo para un avión con ala alta o configuración de ala baja.⁶¹

10.3.15.1 VOLUMEN NECESARIO PARA EL WING BOX

La tarea de un diseñador es asignar el volumen necesario para el wing box. El espesor del ala en la raíz (t_r) o una intersección del fuselaje es la relación máxima raíz del ala-espesor a cuerda ($(t/C)_{max_r}$) n veces de acorde a la raíz del ala (C_r):

$$t_r = \left(\frac{t}{C}\right)_{max_r} * C_r \quad [92]$$

El volumen requerido del fuselaje para el wing box (V_{wb}) es igual a:

$$V_{wb} = t_r * C_r * W_f \quad [93]$$

⁶¹ Sadraey, Mohammad H. *aircraft design a systems engineering approach*. india : wiley, 2013. p. 386

Donde W_f denota el ancho entre la intersección del plano alar con el fuselaje. El volumen exacto se determina tomando en cuenta la curvatura del ala.

Se tendrán en cuenta los siguientes datos característicos que permite calcular el volumen necesario para el wing box

$$AR = 7.71710932 \text{ m}$$

$$\lambda = 4,753176311$$

$$b = 70.83334 \text{ m}$$

$$s = 805 \text{ m}^2$$

$$\left(\frac{t}{C}\right)_{max_r} = 0.10 \text{ (espesor del perfil alar de raíz)}$$

$$W_f = 21.575 \text{ m}$$

$$C_r = C = \frac{S}{b} \text{ [94]}$$

$$C = \frac{805 \text{ m}^2}{70.83334 \text{ m}}$$

$$C = 11.3643194$$

El valor del espesor del plano alar en la raíz (t_r) se hará con base a la siguiente ecuación.

$$t_r = \left(\frac{t}{C}\right)_{max_r} * C_r \text{ [95]}$$

$$t_r = 0.10 * 11.3643194$$

$$t_r = 1.13643194$$

El volumen que requiere el fuselaje para el wing box (V_{wb}) es de:

$$V_{wb} = t_r * C_r * W_f [96]$$

$$V_{wb} = 1.13643194 * 11.3643194 * 21.575$$

$$V_{wb} = 278.636282 \text{ m}^3$$

10.4 DISEÑO PRELIMINAR DEL EMPENAJE

10.4.1 INTRODUCCION

El siguiente paso para el diseño del avión comercial es el diseño del empenaje, este proceso de diseño es de vital importancia porque es uno de los 5 sistemas que conforman un avión, en este paso se describirá el procedimiento de diseño del empenaje por medio de cálculos basados a la introducción y funciones primarias del estabilizador horizontal, solo se diseñara el estabilizador horizontal, las razones por la que se considera el diseño de un avión sin estabilizador vertical se explica en la sección (10.4.4 IMPLICACIÓN DEL ESTABILIZADOR VERTICAL EN EL AVIÓN).

10.4.2 DISEÑO DEL ESTABILIZADOR HORIZONTAL

Para el diseño del estabilizador horizontal se tendrá en cuenta los siguientes parámetros que son:

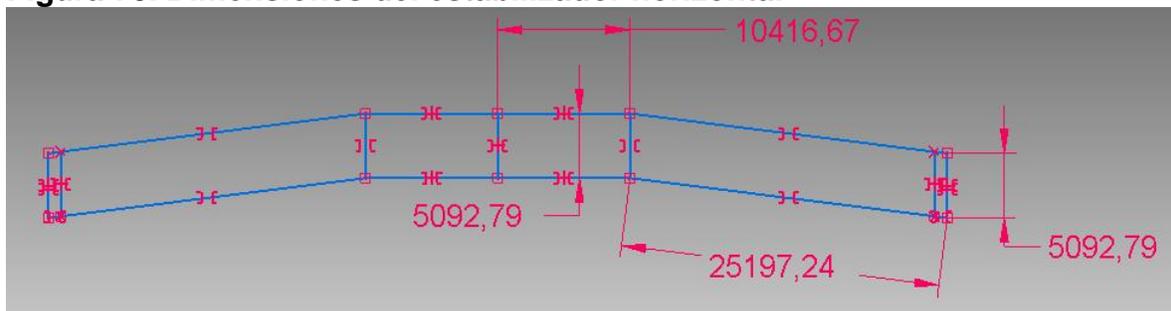
1. Superficies del área (S_h)
2. Brazo estabilizador (S_h)
3. Sección del perfil

4. Relación de aspecto del estabilizador horizontal (AR_h)
5. Taper ratio del estabilizador horizontal (λ_h)
6. Cuerda de punta del estabilizador horizontal (Ch_{tip})
7. Cuerda de raíz del estabilizador horizontal (Ch_{root})
8. Cuerda media aerodinámica del estabilizador horizontal (MAC_h ó C_h)
9. Envergadura del estabilizador horizontal (b_h)
10. Distancia del centro geométrico del estabilizador horizontal y el centro aerodinámico del plano alar (l)
11. coeficiente de volumen de estabilizador horizontal. (\bar{v}_H)
12. Posición del centro aerodinámico ala/fuselaje (h_o)
13. Coeficiente de sustentación del estabilizador horizontal (C_{L_h})

10.4.2.1 ÁREA ALAR DEL SEGUNDO PLANO ALAR O DEL ESTABILIZADOR HORIZONTAL

El área del estabilizador se empezó por establecer el área alar, pero esta se dividió por dos secciones, la primera sección está compuesta por las medidas de 10416.67 mm y 5092.79 mm, y la segunda sección está compuesta por 25272.35 mm y 5092.79 mm figura. 68

Figura 78. Dimensiones del estabilizador horizontal



Fuente: Autor

Área primera sección:

$$10416.67 \text{ mm} * 5092.79 \text{ mm} = 53049912.81 \text{ mm}^2$$

Área segunda sección:

$$25272.35 \text{ mm} * 5092.79 \text{ mm} = 128706771.4 \text{ mm}^2$$

Área total del estabilizador:

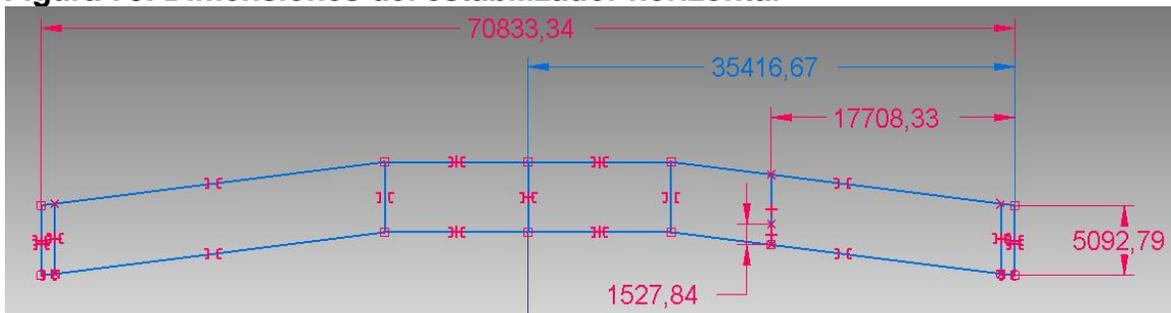
$$(\text{Área primera sección} + \text{Área segunda sección}) * 2 \text{ [95]}$$

$$(53049912.81 \text{ mm}^2 + 128706771.4 \text{ mm}^2) * 2 = 363513368.3 \text{ mm}^2 = 363.5134 \text{ m}^2$$

10.4.2.2 CUERDA MEDIA AERODINAMICA Y CENTROS DE GRAVEDAD

Para este tipo de geometría superficial se hará la cuerda media aerodinámica dividiendo la envergadura del estabilizador en 4 partes iguales, donde la cuerda media aerodinámica es de 5092.79 mm, donde el centro de gravedad es a un 30% de la cuerda media aerodinámica que es de 1527,84 mm como se muestra en la figura 79.

Figura 79. Dimensiones del estabilizador horizontal



Fuente: Autor

Donde:

70833.34 mm = 70.83334 m; equivale a la envergadura del estabilizador horizontal

35416.67 mm = 35.41667 m; equivale a la mitad de la envergadura del estabilizador horizontal

17708.33 mm = 17.70833 m; equivale a un cuarto de la envergadura del estabilizador horizontal

5092.79 mm = 5.09279 m; es la cuerda promedio

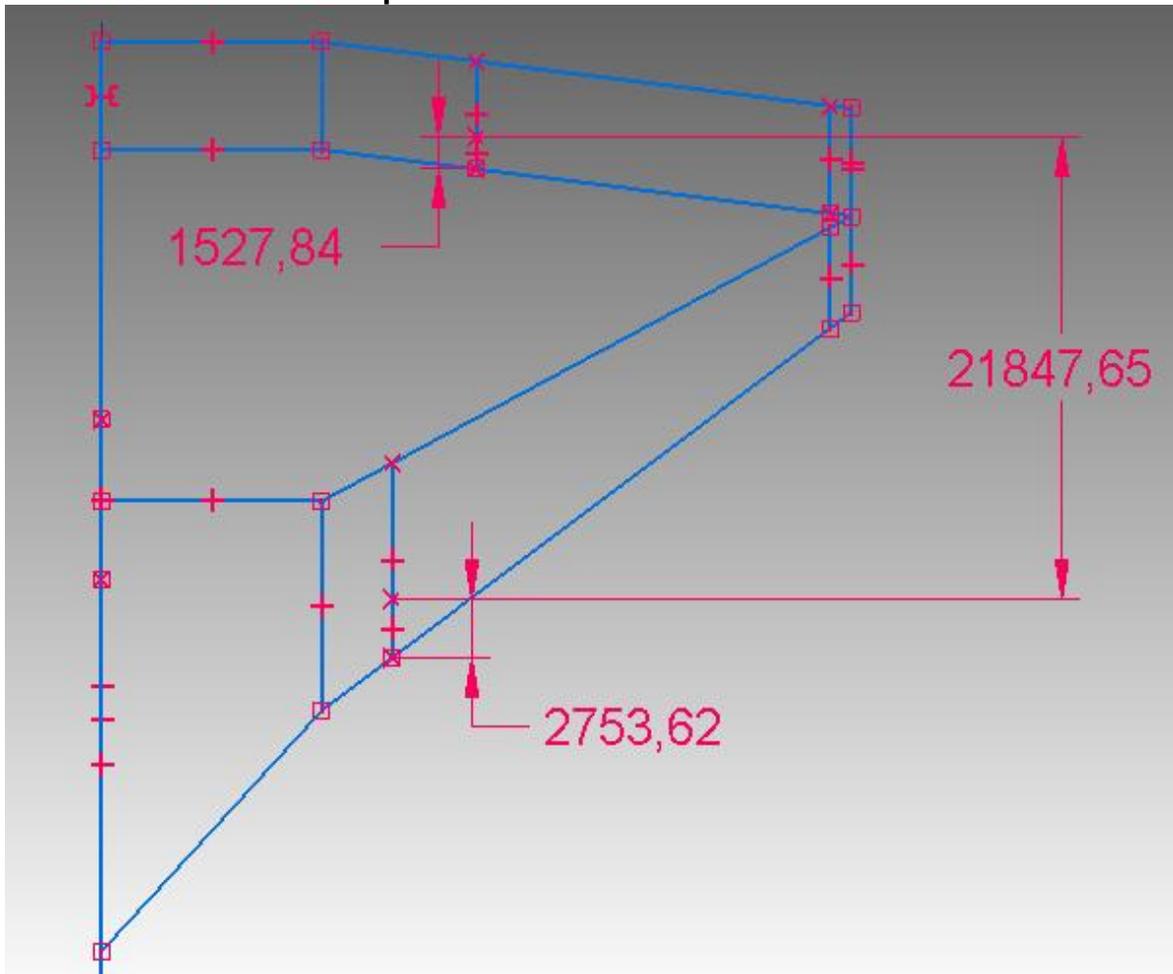
1524.84m = 1.52484 m; equivale al 30% de la cuerda media aerodinámica

10.4.2.3 BRAZO DEL ESTABILIZADOR

Con base al centro de gravedad del avión calculada en la sección (10.6 CENTRO DE GRAVEDAD PARA UN AVIÓN TIPO BOX-WING) se define el brazo del estabilizador con base a la cuerda promedio, al 30% es definido el centro de gravedad, como se ve en la figura 80.

La distancia del centro geométrico del estabilizador horizontal y el centro aerodinámico del plano alar (figura. 70) se indicara por el valor de “ l ”:

Figura 80. Distancia del centro geométrico del estabilizador horizontal y el centro aerodinámico del plano alar



Fuente: Autor

$$l = 21847,65 \text{ mm} = 21.85 \text{ m}$$

Donde:

1524.84 mm = 1.52484 m; equivale al 30% de la cuerda media aerodinámica del estabilizador horizontal

2753.62 mm = 2.75362 m; equivale al 30% de la cuerda media aerodinámica del plano alar

21847,65 mm = 21.85 m; equivale a Distancia del centro geométrico del estabilizador horizontal y el centro aerodinámico del plano alar

10.4.2.4 RELACION DE ASPECTO (AR_h)

Para la relación de aspecto se aplicara la siguiente formula:

$$AR_h = \frac{b}{X_{Total}} [97]$$

Entonces:

$$AR_h = \frac{70833.34 \text{ mm}}{5092.79 \text{ mm}}$$

$$AR_h = 13.91 \text{ mm}$$

10.4.2.5 TAPER RATIO (λh)

Para hallar el taper ratio hay que saber cuál es la cuerda de raíz y la cuerda de la punta, pero como el estabilizador es rectangular, la cuerda de raíz y de punta en la misma cuerda promedio alar equivalente a 5.09279 m por lo tanto el taper ratio es:

$$\lambda h = \frac{C_t}{C_r} [98]$$

$$\lambda h = \frac{5.09279 \text{ mm}}{5.09279 \text{ mm}}$$

$$\lambda h = 1$$

10.4.2.6 COEFICIENTE DE VOLUMEN DEL ESTABILIZADOR

El parámetro de relación de geometrías del estabilizador como el plano alar es denominado como el coeficiente de volumen y designado por la sigla \bar{v}_H :

$$\bar{v}_H = \frac{l}{X_{alar}} \frac{S_h}{S} \quad [99]$$

Entonces

$$\bar{v}_H = \frac{21.85 \text{ m}}{7.72 \text{ m}} \frac{363.5 \text{ m}^2}{804 \text{ m}^2}$$

$$\bar{v}_H = 1.28$$

A continuación se presentara una tabla de coeficiente de volumen del estabilizador horizontal según el avión

Tabla 40. Coeficiente de volumen del estabilizador horizontal de varios aviones

No.	avion	tipo	masa (kg)	area alar (m ²)	longitud total	\bar{v}_H
1	cessna 172	liviano GA piston	1100	16,2	7,9	0,76
2	pipper PA-46-350P	transporte liviano (piston)	1950	16,26	8,72	0,66
3	Alenia G222	transporte tubohelice	28000	82	22,7	0,85

4	Fokker 100	jet transpote	44000	93,5	35,5	1,07
5	Lake la-250	anfibia	1424	15,24	9,04	0,8
6	Boeing 747-400	jet transpote	362000	541	73,6	0,81
7	Aibus 340-200	jet transpote	257000	363,1	59,39	1,11
8	Pilatus PC-12	transporte tuboelice	4100	25,81	14,4	1,08
9	Euroflighther 2000	caza	21000	50	15,96	0,063
10	F/A-18 Hornet	caza	29937	46,45	18,31	0,49

Fuente: Sadraey, Mohammad H. *aircraft design a systems engineering approach*. india : wiley, 2013.

El valor de \bar{v}_H de 1.28 es de manera similar al airbus 340-200 de 1.11, se establece que es mayor debido que el estabilizador horizontal o segundo plano alar tiene el mismo perfil alar del primer plano alar.

10.4.2.7 SELECCIÓN DE PERFIL ALAR DEL SEGUNDO PLANO ALAR O ESTABILIZADOR

La selección del perfil alar del estabilizador es el mismo del primer plano alar, tanto para el perfil alar de raíz como de punta, con la razón que el cálculo del coeficiente de sustentación se hizo con la suma del primer plano alar y el segundo plano alar o estabilizador.

Se empezó a establecer el estabilizador horizontal con base al área del plano alar, siendo este el 20% del área calculada. Pero con base al procedimiento de diseño preliminar del área del segundo plano alar o estabilizador se estableció que es un 45.21 % del primer área alar del avión; por lo general el empenaje de los aviones son representados aproximadamente del 20 hasta el 40% del área alar, pero en este caso el porcentaje es bastante alto porque se trata del diseño de un avión tipo box-wing.

10.4.3 AVIONES SIN ESTABILIZADOR VERTICAL

Se estudiara aviones que no tienen estabilizadores verticales, y como suplen la función del estabilizador vertical, actualmente hay aviones comerciales que están en proceso de fabricación sin estabilizador vertical, sección (10.4.3.2 AVIONES COMERCIALES QUE ESTÁN EN PROCESO DE DISEÑO SIN ESTABILIZADOR VERTICAL) aviones comerciales que están en proceso de diseño sin estabilizado vertical).

10.4.3.1 AVIONES QUE NO TIENEN ESTABILIZADORES VERTICALES

La mayoría de aviones sin estabilizador vertical, has sido de la segunda guerra mundial, por lo general estos fueron bombarderos, y son considerados como ala volante, fuselaje integrado o ala delta; los aviones de la segunda guerra mundial con estas características son:

Figura 81. Northrop YB-49



Fuente: Imagen tomada de la página web

<https://forum.warthunder.com/index.php?/topic/251911-american-tier-v-bomberfighter-suggestions/>

Figura 82. Horten Ho 229



Fuente: Imagen tomada de la página web <http://i.imgur.com/ATT2jh5.jpg>

Los aviones Northrop YB-49 y Horten Ho 229 son aviones de la segunda guerra mundial, estos fueron diseñados de esta forma con el fin de obtener más capacidad de carga para transportar bombas.^{62 63}

Hay un avión con estas características que también fue de la segunda guerra mundial, hoy en día se utiliza para exhibiciones aéreas.

Figura 83. Northrop N9M



Fuente: Imagen tomada de la página web <http://cdn-www.airliners.net/aviation-photos/photos/8/5/2/0853258.jpg>

Por ultimo hay un bombardero también con estas características, este lanzamiento del avión es reciente (alrededo de los 90')⁶⁴ a comparación de los aviones mencionados anteriormente en esta sección, se trata del avión B-2 mostrado en la figura 75

⁶³ Tomado de la página web: <http://www.airspacemag.com/need-to-know/are-any-of-northrops-flying-wings-from-the-1940s-still-around-52315894/?no-ist>

⁶³ Tomado de la página web: http://airandspace.si.edu/collections/artifact.cfm?object=nasm_A19600324000

⁶⁴ Información tomada de video de youtube <https://www.youtube.com/watch?v=WTQjW4f2ubc>

Figura 84. B-2



Fuente: Imagen tomada de la página web

https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/4/47/B-2_Spirit_original.jpg

También hay aviones de estas características, pero son aviones UAV de investigación, inspección y vigilancia en el ámbito militar como lo son:

Figura 85. AVIC 601



Fuente: Imagen tomada de la página web

<http://globalmilitaryreview.blogspot.com.co/2013/05/chinese-low-observable-tail-less-flying.html>

Figura 86. Dassault nEUROn



Fuente: Imagen tomada de la página web <http://i.ytimg.com/vi/FWB-5xVlbw8/maxresdefault.jpg>

Figura 87. Lockheed Martin RQ-3 DarkStar avión



Fuente: Imagen tomada de la página web https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/d/d7/Dark_Star_USAF.jpg

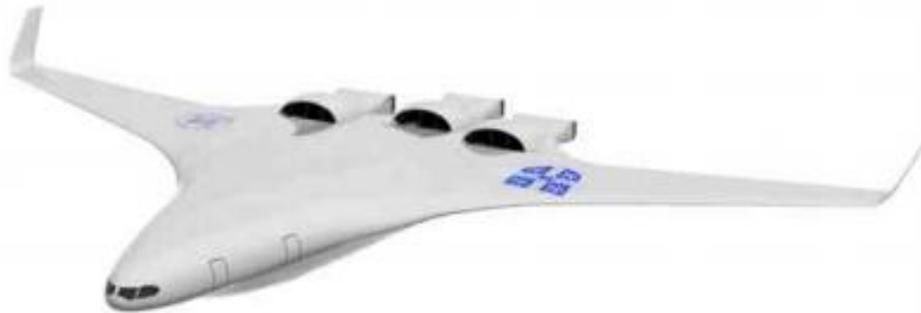
10.4.3.2 AVIONES COMERCIALES QUE ESTÁN EN PROCESO DE DISEÑO SIN ESTABILIZADOR VERTICAL

Actualmente hay 2 proyectos de aviones comerciales sin estabilizador vertical que se están desarrollando, uno es por medio de la nasa tratándose del avión X-48B Blended Wing Body y el otro es el avión comercial llamado Silent Aircraft Initiative de la Universidad de Cambridge MIT institute.

Silent Aircraft Initiative

Se trata de un diseño conceptual y preliminar de un avión sin estabilizador vertical comercial silencioso, desarrollado por la universidad de Cambridge MIT institute con apoyo de of Rolls-Royce, Boeing and Marshall Aerospace.

Figura 88. Silent Aircraft Initiative



Fuente: Cambridge-MIT Instituto, 2006, tomado de la página web <http://silentaircraft.org/>

X-48B Blended Wing Body

Se trata de un avión UAV experimental a escala desarrollado por la nasa en compañía de Boeing comercial donde se hacen estudios aerodinámicos en túneles de viento y en vuelo real para identificar que implica diseñar y construir un avión de fuselaje integrado, este tipo de avión también se diseñó sin estabilizadores verticales como se ve en la figura. 89.

Figura 89. X-48B Blended Wing Body



Fuente: Imagen tomada de la página web

http://www.nasa.gov/sites/default/files/thumbnails/image/x-48b_during_test_flight_at_edwards_afb.jpg

10.4.4 IMPLICACIÓN DEL ESTABILIZADOR VERTICAL EN EL AVIÓN.

Hay varios aviones que no desempeñan un movimiento en su eje vertical, por medio de la acción del timón de dirección; se considera que el diseño de un estabilizador vertical puede ser suplido por el movimiento del eje longitudinal del avión por medio de la acción de los alerones y el movimiento del eje transversal accionado por medio del estabilizador horizontal, otras razones que se considera la no necesidad de un estabilizador vertical es por el peso estructural implicado en el avión, y que ese ahorro de peso implica maximizar ganancias tanto del ente

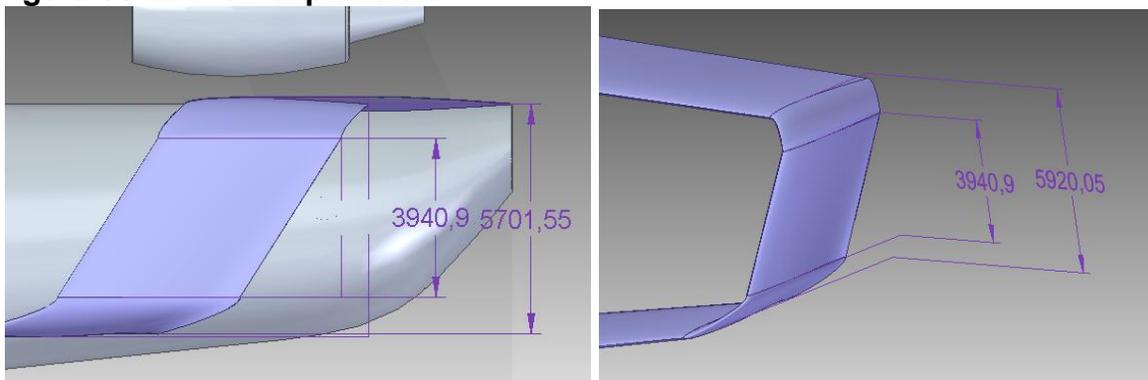
fabricador como de los clientes; estas son las primeras consideraciones a tener en cuenta con base a los aviones que no tienen estabilizado vertical y con mayor razón tratándose de un proceso de estudio de diseño de aviones comerciales como el “X-48B” y el “Silent Aircraft Initiative”.

Con base a lo consultado en esta sección se considera que el avión no tendrá estabilizador vertical.

10.5 PUNTA DEL PLANO ALAR

Por tratarse de un avión tipo box-wing, estas puntas en los planos alares permiten cerrar por completo toda la sección del plano alar; con base al diseño del primer plano alar y el diseño del estabilizador horizontal se establecen las medidas como se puede ver en la figura.90.

Figura 90. Punta del plano alar



Fuente: Autor

Donde:

3940.9 mm = 3.9409 m; equivale al ancho de la distancia del primer plano alar a la distancia del estabilizador horizontal es la distancia que permite unir los dos planos alares.

5701.55 mm = 5.70155 m; equivale a la altura del plano alar box-wing, esta distancia es determinada por medio de la distancia vertical del primer plano alar a la distancia del estabilizador horizontal.

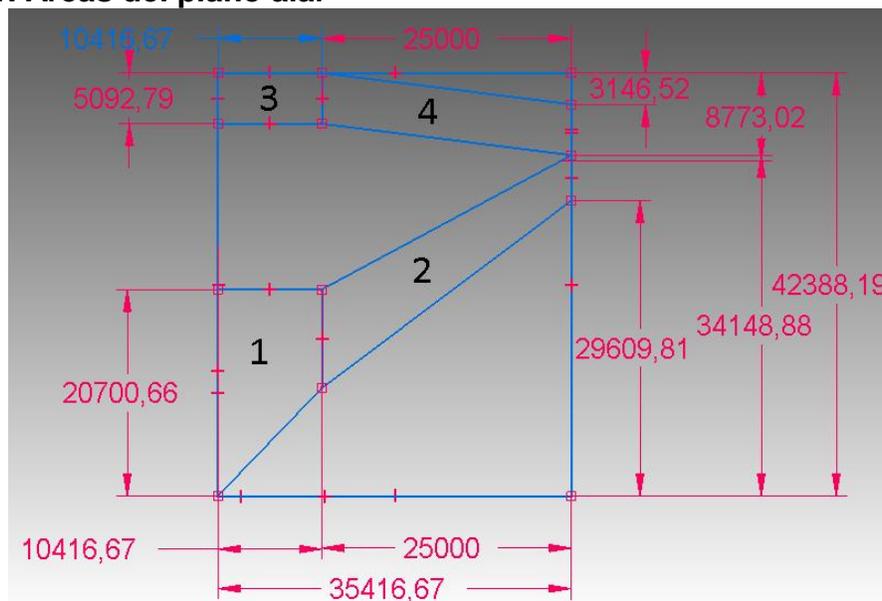
Estas distancias se determinaron de acorde a la configuración tanto del primer plano alar y el estabilizador o segundo plano alar.

10.6 CENTRO DE GRAVEDAD PARA UN AVION TIPO BOX-WING

Para calcular el centro de gravedad, primero hay que calcular el centro geométrico del plano alar:

Para calcular el centro geométrico hay que hallar las áreas como se muestra en la figura 82.⁶⁵

Figura 91. Áreas del plano alar



Fuente: Autor

⁶⁵ D. Schiktanz y D. Sholz, box-wing fundamentals – an aircraft desing perspective, 2009. p. 602 y p. 603

Donde:

20700.66 mm = 20.7 m; equivale a la cuerda de raíz del plano alar

10416.67 mm = 10.42 m; equivale al ancho de la primera sección alar tanto del plano alar como del estabilizador horizontal.

25000 mm = 25.0 m; equivale al ancho de la segunda sección alar tanto del plano alar como del estabilizador horizontal.

35416.67 mm = 35.42 m; equivale al ancho total del wing-box (eje x)

26909.81 mm = 26.91 m; equivale distancia en el eje y

34148.88 mm = 34.15 m; equivale distancia en el eje y

42388.19 mm = 42.39 m; equivale a la distancia total del wing-box (eje y)

8773.02 mm = 8.77 m; equivale distancia en el eje y

3146.52 mm = 3.15 m; equivale distancia en el eje y

5092.79 mm = 5.09 m; equivale a la cuerda promedio del estabilizador horizontal.

Para hallar el ÁREA 1 se hizo el área de un rectángulo y se restó el área del triángulo:

$$\text{Área cuadrado} = L * L \quad [100]$$

$$\text{Área cuadrado} = 20.7 \text{ m} * 10.42 \text{ m} = 56318.14 \text{ m}$$

$$\text{Área triangulo} = \frac{b * h}{2} \quad [101]$$

$$\text{Área triangulo} = \frac{10.42 \text{ m} * 11.39 \text{ mm}}{2} = 215631.94 \text{ m}$$

$$\text{AREA 1} = 56318.14 \text{ m} - 215631.94 \text{ m} = 159313.80 \text{ m}$$

El ÁREA 2 se hizo con base al área de un trapecio

$$\text{Área trapecio} = \frac{B+b}{2} * h$$

$$\text{ÁREA 2} = \frac{9.89 \text{ m} + 5.09 \text{ m}}{2} * 29.748 \text{ m}$$

$$\text{ÁREA 2} = 214580.838 \text{ m}$$

El ÁREA 3 se hizo con base al área de un rectángulo

$$\text{AREA 3} = 5.093 \text{ m} * 10.42 \text{ m} = 53049.91 \text{ m}$$

El AREA 4 también se hizo con base al área de un rectángulo

$$\text{AREA 4} = 25.2 \text{ m} * 5.09 \text{ m} = 128324.25 \text{ m}$$

Después de hallar las áreas se calcula el centroide del plano alar tanto en el eje "X" como en el eje "Y".

Xcentroide

=

$$\frac{(159313.80 \text{ m} * 4.6 \text{ m}) + (214580.838 \text{ m} * 215631.94 \text{ m}) + (53049.91 \text{ m} * 5.21 \text{ m}) + (128324.25 \text{ m} * 5.21 \text{ m})}{159313.80 \text{ m} + 214580.838 \text{ m} + 53049.91 \text{ m} + 128324.25 \text{ m}}$$

$$\text{Xcentroide} = \frac{6262647931.35}{555268.80}$$

$$\text{Xcentroide} = 11.28 \text{ m}$$

Ycentroide=

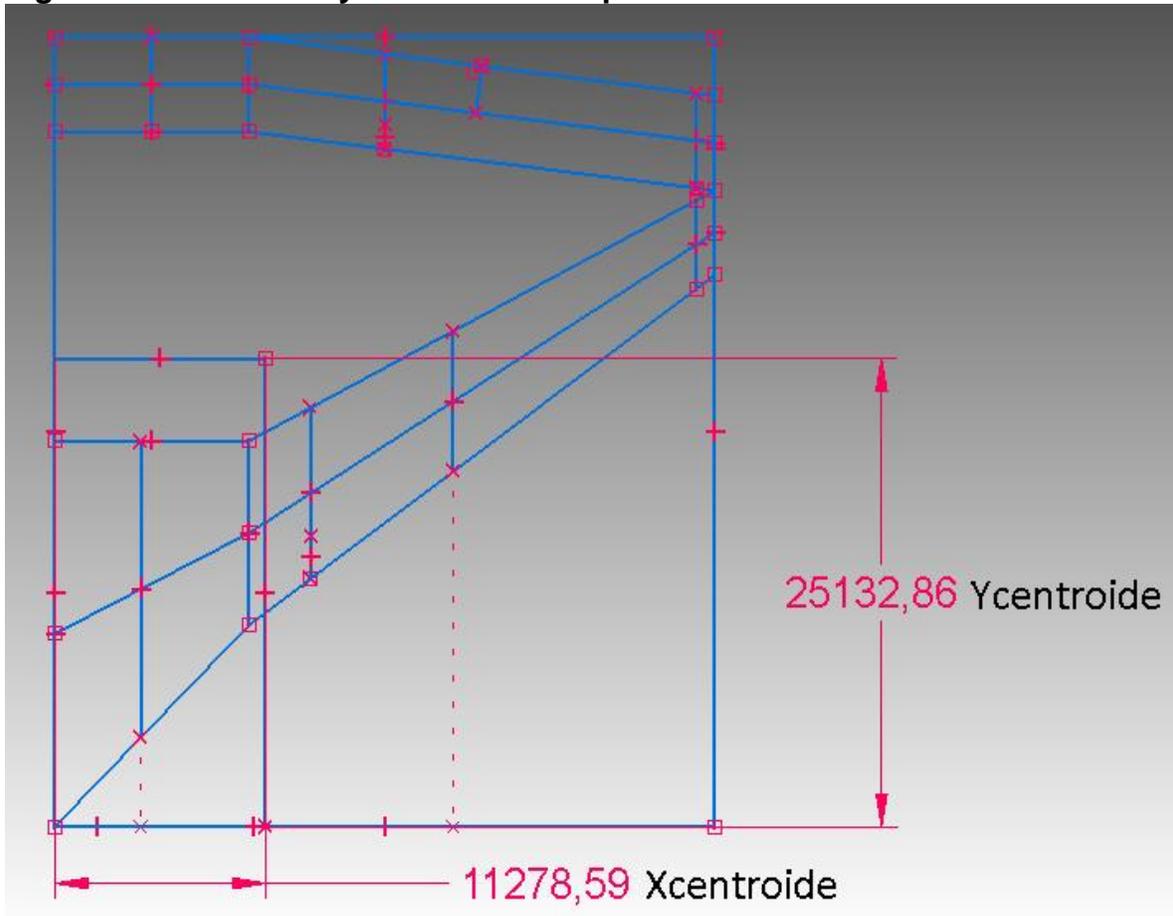
$$\frac{(159313.80 \text{ m} * 12.73 \text{ m}) + (214580.838 \text{ m} * 22.82 \text{ m}) + (53049.91 \text{ m} * 39.84 \text{ m}) + (128324.25 \text{ m} * 38.31 \text{ m})}{159313.80 \text{ m} + 214580.838 \text{ m} + 53049.91 \text{ m} + 128324.25 \text{ m}}$$

$$Y_{\text{centroide}} = \frac{13955492934.34}{555268.80}$$

$$Y_{\text{centroide}} = 25.13 \text{ m}$$

Esto valores de $X_{\text{centroide}}$ y $Y_{\text{centroide}}$ se muestra en la siguiente figura:

Figura 92. $X_{\text{centroide}}$ y $Y_{\text{centroide}}$ del plano alar



Fuente: Autor

Donde:

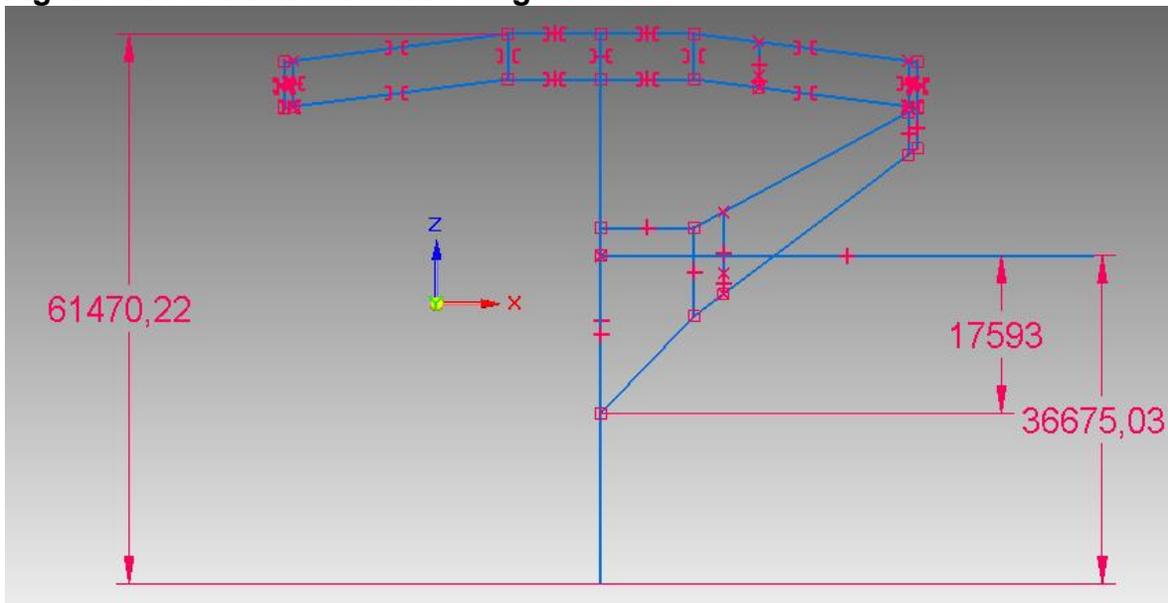
$$25132.86 \text{ mm} = 11.28 \text{ m}$$

$$11278.59 \text{ mm} = 25.13 \text{ m}$$

El centro de gravedad esta establecido del 25 al 30% de la cuerda media aerodinamica.

para el avion se estableció la cuerda media aerodinamica al 30% de la cuerda del plano alar box-wing, con una distancia de 17593 mm = 17.593 m de la cuerda del perfil alar, como se muestra en la siguiente imagen para que sea posible ubicar de la forma mas adecuada el tren de aterrizaje (ver fase de diseño del tren de aterrizaje seccion 10.8).

Figura 93. Posición del centro de gravedad



Fuente: Autor

Donde:

61470.22 mm = 61.47 m; equivale a la longitud del avión

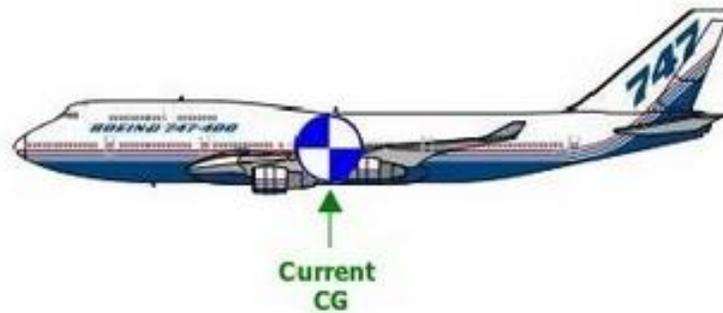
36675.03 mm = 36.67 m; equivale a la distancia del avión hasta el centro de gravedad

17593 mm = 17.593 m; equivale a la cuerda media aerodinamica al 30% de la cuerda del plano alar box-wing

10.6.1 CENTRO DE GRAVEDAD EN OTROS AVIONES

En muchos aviones comerciales la distancia de la nariz del avión hasta el centro de gravedad por lo general equivale aproximadamente al 50 % porque la posición de los motores está en el plano alar como se muestra Imagen N.95,

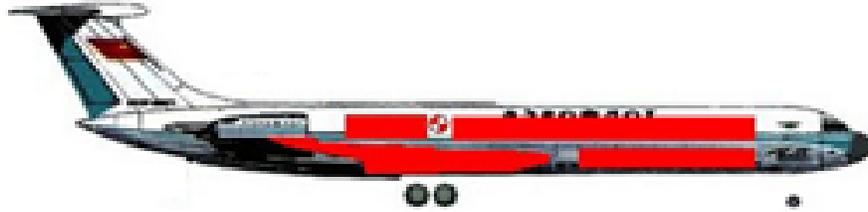
Figura 94. Centro de gravedad del Boeing 747



Fuente: Imagen tomada de Civil Air Patrol USAF AUXILIARY (Cuatro Fuerzas Básicas)

Pero en otros aviones esta distancia es aproximadamente el 60 % de la distancia total del avión con la razón de que la posición de sus motores está en la parte trasera del fuselaje Imagen N.96

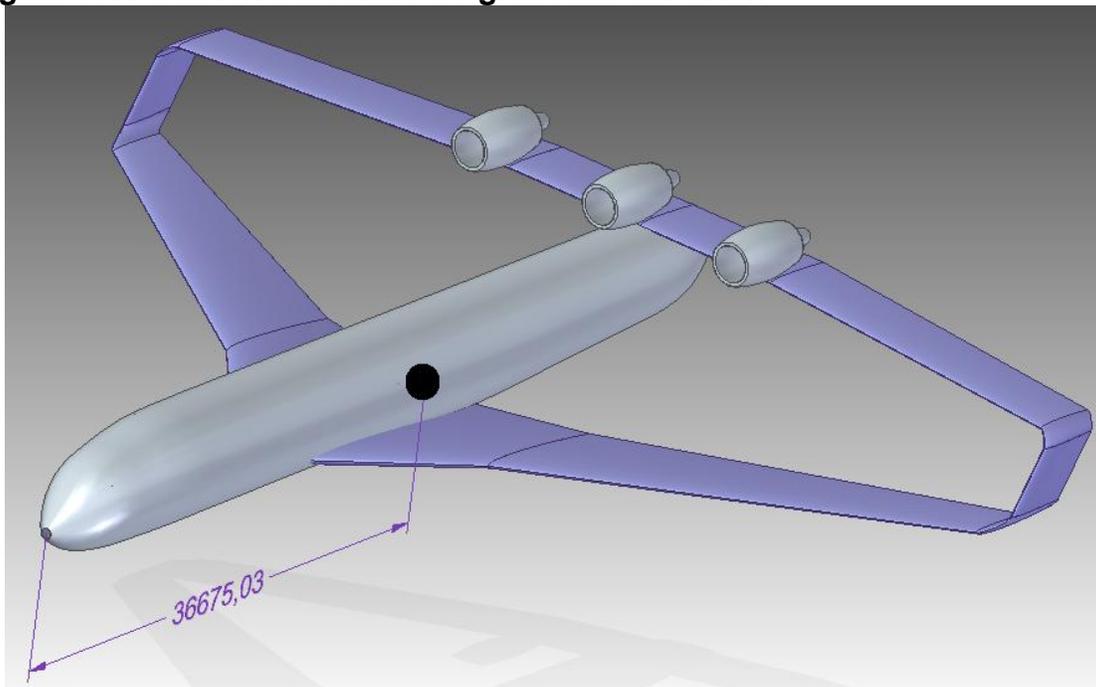
Figura 95. Centro de gravedad del avión Ilyushin IL-62-M



Fuente: Imagen tomada de la página web www.vc10.net/history/comp_il62.html

Para el diseño del avión por tratarse de diseño tipo box-wing y también por la relación de peso motor vs peso avión (ver sección 10.7 posición de los motores), teniendo de referencia el avión Ilyushin IL-62-M (Figura 77), se establece que el centro de gravedad está aproximadamente a un 59.66 % = 60 % de la longitud total del fuselaje, con una distancia de 36675.03 mm = 36.67503 m.

Figura 96. Posición del centro de gravedad del avión



Fuente: Autor

36675.03 mm = 36.67 m; equivale a la distancia del avión hasta el centro de gravedad

10.7 POSICIÓN DEL LOS MOTORES

Se estableció que la posición de los tres motores este en el empenaje, por tres razones las cuales considero que son fundamentales:

La primera razón es porque en los aviones del a380 han tenido incidentes de falla estructural en el plano alar como se ve en la figura 88 donde se considera que es debido al peso de los motores, si los motores del a380 como lo son (GP7270, GP7277, Trent 970, Trent 972/B, Trent 977/B,) tienen un peso en promedio de (6.271 kg cada uno)y generan esa falla estructural entonces sería cierto que el peso de los motores del avión que tienen un peso mayor que supera los 8000 kg cada uno y pueden también generar falla estructural en el plano alar.

Figura 97. Grietas en las alas de los a380

GRIETAS EN LAS ALAS DE LOS A380

Se encontraron grietas finas en una serie de soportes "no críticos" dentro de las alas de dos aviones A380 durante la rutina de inspección de dos años, tras fallas similares que se presentaron en cinco aviones a principios de enero según Airbus.



Fuente: Imagen tomada de la página web

www.eleconomista.com.mx/infografias/2012/01/20/grietas-alas-a380

La segunda razón es porque los gases que genera el motor a alta temperatura afecta el empenaje, esto lo evidencie cuando hice mis practicas universitaria con un avión Y-12 de la empresa de Satena; esto sucedería con mayor razón en un motor como el General Electric G90 de mayor potencia, puede afectar el empenaje debilitando el material y así la duración o ciclo de vida de sus componentes como se puede Imagen N.98.

Figura 98. Estabilizador horizontal afectado por gases de los motores



Fuente: Imagen tomada de la página web

<http://www.infodefensa.com/latam/2014/04/08/noticia-estatal-colombiana-satena-recibe-primeros-aviones-harvin.html>

10.7.1 RELACIÓN DE PESO DE MOTORES VS PESO VACÍO DEL AVIÓN

La tercera razón es porque se evidencio que en muchos aviones que tiene los motores en el empenaje o en el fuselaje, la relación de peso de motores vs peso vacío del avión, es una relación de peso considerablemente muy alta.

Esto se sustenta en una recolección de datos de varios aviones representados en la siguiente tabla:

Tabla 41. Relación de peso vs año de operación

Avión jet	Peso al vacío (lb)	Peso máximo al despegue (lb)	motor	Peso en seco del motor (lb)	Número de motores	Peso total de los motores (lb)	Relación de peso
Ilyushin IL-62-M	146390	363760	D-30KU-154	5081	4	20324	0,138835
Boeing 727-200	100000	209500	JT8D-200	4740	3	14220	0,1422
Mc Douglas MD-90-55	91900	172500	V2528-D5	5476	2	10952	0,119173
The Bombardier Learjet 55	12858	21500	TFE731-2	734	2	1468	0,11417
diseño del avión	625247	1500000	GE90-115B	18260	3	54780	0,087613

Fuente: Autor

La relación de peso de motores vs peso vacío del avión más alta es del avión Boeing 727-200 con una relación de peso de 0.14.

Para la relación de peso de motores vs peso vacío del avión baja es el avión Bombardier BD-700 con una relación de peso 0.114, de la base de datos es el avión más reciente; para el diseño del avión esta relación de peso es mucho más baja hasta obtener una relación de 0.087.

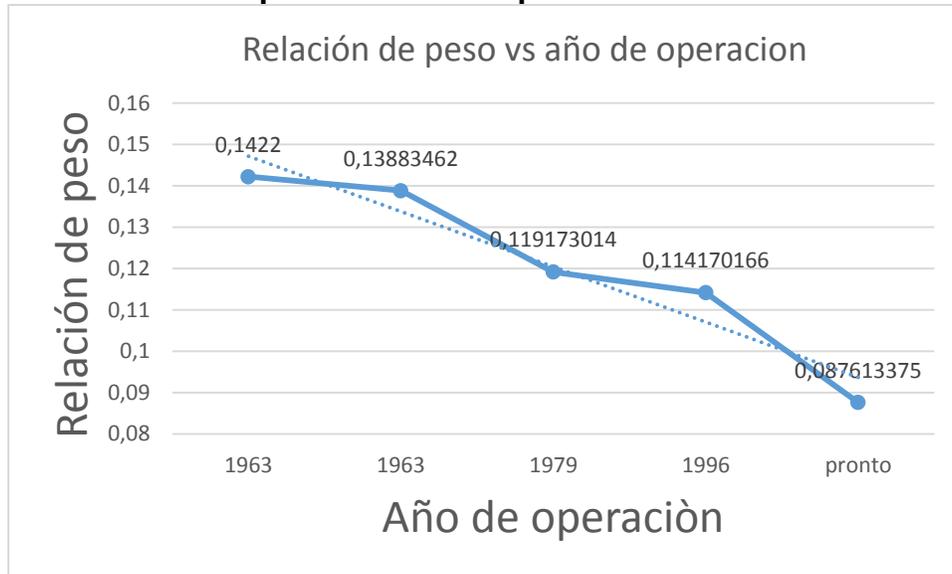
Esto quiere decir que hay un gran avance tecnológico en la construcción de motores, como es mostrado en la siguiente tabla con una gráfica que tiene una tendencia realmente significativa haciéndolos cada vez más potentes y menos pesados (en caso del motor G90-115 ver sitio web G90-115)

Tabla 42. Relación de peso vs año de operación

Avión jet	Peso al vacío (lb)	año de operación	Motor	Peso en seco del motor (lb)	Relación de peso
Boeing 727-200	146390	1963	JT8D-200	4740	0,1422
Ilyushin IL-62-M	100000	1963	D-30KU-154	5081	0,13883462
The Bombardier Learjet 55	91900	1979	TFE731-2	5476	0,119173014
Bombardier BD-700	12858	1996	BR725-50	734	0,114170166
diseño del avión	625247	pronto	GE90-115B	18260	0,087613375

Fuente: Autor

Gráfica 27. Relación de peso vs año de operación



Fuente: Autor

En la gráfica se muestra como hay una tendencia realmente significativa de como varia en los aviones la relación de peso de los motores vs peso vacío del avión, se pretende que para el diseño del avión esta relación sea de 0.87, facilitando con mayor razón que la posición de estos motores estén posesionados en el empenaje del avión.

La posición de los motores se ha diseñado como estos serían posesionados con su respectivo soporte (conocida también como pylon); Este diseño de la posición de los tres motores General Electric G90 no permite que los gases expulsados por los motores no interfieran con el empenaje, ni tampoco este afecte la estructura del plano alar.

Estas tres razones expuestas favorecería mucho al cliente (aerolíneas) porque reduciría costos considerable de mantenimiento tanto en la estructura del plano alar como del empenaje.

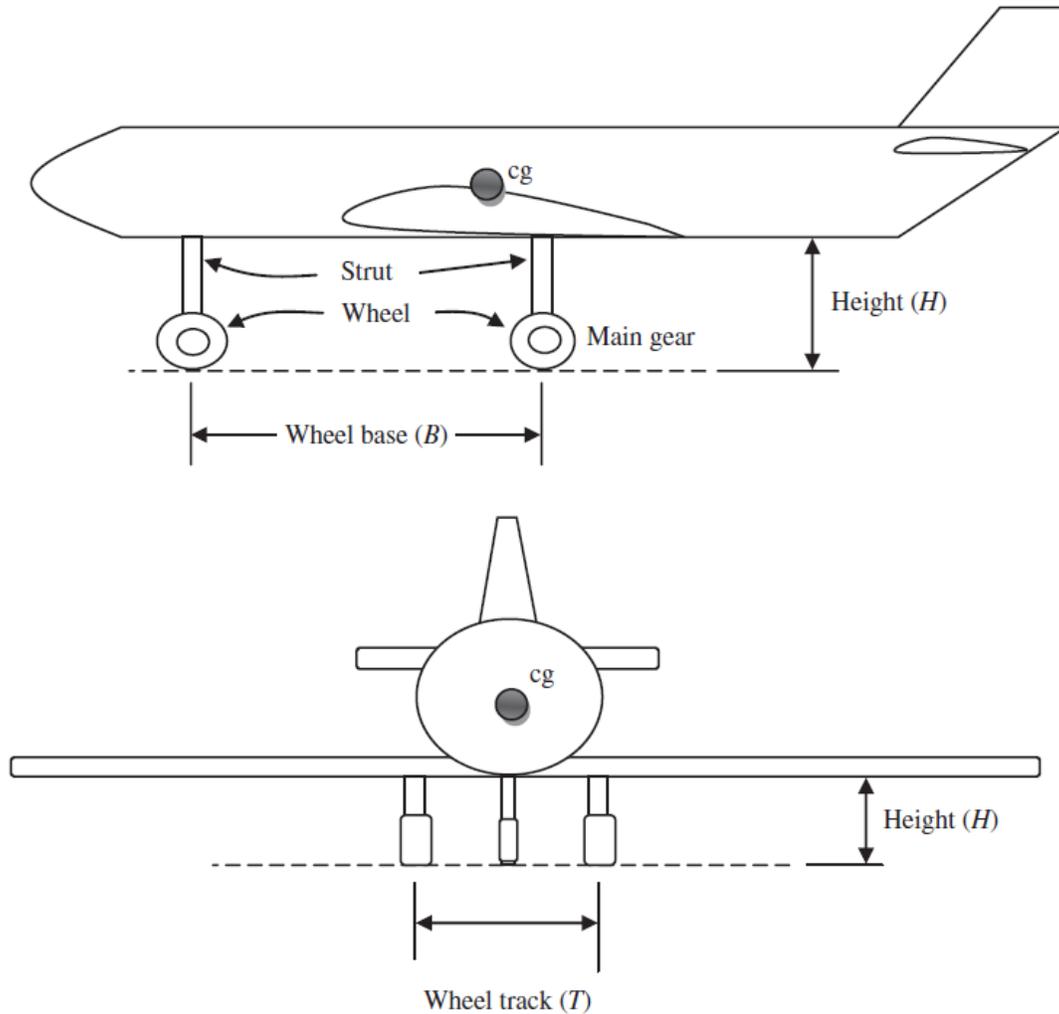
10.8 DISEÑO DEL TREN DE ATERRIZAJE

10.8.1 INTRODUCCIÓN

el tren de aterrizaje es uno de los 5 sistemas de gran importancia que conforman el avión y necesita ser diseñado; el objetivo principal del tren de aterrizaje es soportar todo el peso del avión mientras opera en tierra, permitiendo estar en el hangar, también que el avión desempeñe el rodaje en pista, el despegue y el aterrizaje, de hecho hay varios tipos de tren de aterrizaje según el tipo de avión los cuales fueron estudiados en la sección (9.7 CONFIGURACIÓN DEL TREN DE ATERRIZAJE) de diseño conceptual, en este proceso de diseño no se trata sobre el proceso de diseño estructural pero sí determinar y establecer aquellos parámetros previos que permita que el tren de aterrizaje sea el adecuado para el avión.

A continuación se establecerá los parámetros primarios a tener en cuenta al diseñar un tren de aterrizaje teniendo en cuenta la figura. 99.

Figura 99. Parámetros primarios del tren de aterrizaje



Fuente: Imagen tomada de Sadraey, Mohammad H. *aircraft design a systems engineering approach*. india : wiley, 2013.

La distancia que hay ente el centro de gravedad al eje central de la rueda, es un requisito de gran importancia para el proceso de diseño del tren de aterrizaje, este dato se emplea durante el diseño por medio de cálculos.

También, se analizara la distancia que hay entre ruedas del tren principal ubicada en el fuselaje y otros parámetros característicos que determinaran cómo será el diseño del tren de aterrizaje.

El tren de aterrizaje se divide en dos secciones, el tren principal que será de 24 ruedas y el tren de nariz que será de 4 ruedas:

El tren de nariz es aquel tren que solo soporta una carga del peso máximo al despegue del 10 al 20% de la carga, razón por la cual este tren de nariz cuenta solo con cuatro ruedas; el tren principal es el más importante y complejo de estudiar y analizar porque este tren soporta del 80 al 90% de todo el peso máximo al despegue, razón por la cual cuenta con 24 ruedas siendo estas de mayor dimensión y por supuesto de mayor carga.

En general, el peso del tren de aterrizaje es de aproximadamente 3-5% de la aeronave del peso máximo de despegue de la aeronave.⁶⁶

10.8.2 ANÁLISIS FUNCIONAL Y REQUISITOS DE DISEÑO

En términos de procedimiento de diseño, el tren de aterrizaje es el último componente importante del avión a diseñar, para que esto sea posible se necesita de todos los requisitos de diseño, en otras palabras componentes primarios como plano alar, fuselaje, empenaje y planta motriz, pero para que esto sea posible se necesitó de hacer un estudio de requerimiento y de eficiencia visto en la sección (9. FASE DE DISEÑO CONCEPTUAL) que determinaron las bases para el inicio de diseño estos componentes primarios para el diseño del tren de aterrizaje, el centro de gravedad es el dato principal y el más importante para el diseño del tren de aterrizaje.

Las funciones principales del tren de aterrizaje son los siguientes:

1. mantener estable la aeronave en tierra, también durante la carga, descarga y taxeo.

⁶⁶ Sadraey, Mohammad H. *aircraft design a systems engineering approach*. india : wiley, 2013. p. 480

2. permitir que el avión se mueva libremente y pueda maniobrar durante el rodaje;
3. proporcionar una distancia de seguridad entre otros componentes de aviones, como el ala y el fuselaje mientras el avión está en tierra para evitar daños por el contacto con el suelo;
4. absorber impactos del contacto de las ruedas con el suelo durante las operaciones de aterrizaje;
5. facilitar el despegue permitiendo la rotación al despegue con la aceleración necesaria y con un coeficiente de fricción más bajo.

El tren de aterrizaje es un componente principal y crucial para el despegue y el aterrizaje, pero este tren extendido aumenta la resistencia inducida del avión afectando las operaciones de vuelo. Por esta razón, el tren de aterrizaje es retráctil, donde permite reducir la resistencia al avance de la aeronave mejorando el rendimiento del avión.

10.8.3 TIPO DE TREN DE ATERRIZAJE

El tipo de tren de aterrizaje del avión a diseñar es tipo múltiple, a medida que la aeronave sea más pesada, el número de ruedas es mayor. Una configuración del tren de aterrizaje con múltiples ruedas de más de cuatro también mejora el despegue y el aterrizaje con mayor seguridad. Cuando son múltiples ruedas se emplean en tándem, están unidos a un componente estructural referido como un "bogey".

Una aeronave con el tren de aterrizaje multi-bogey es muy estable en el suelo y también durante el rodaje. Entre diversas disposiciones del tren de aterrizaje, un multi-bogey es el más caro y el más complejo de fabricar. Cuando el peso de la aeronave está más allá de 200 000 libras, se utilizan varios bogies cada uno con cuatro a seis ruedas. Aviones de transporte grandes como el Boeing B-747 (figura

10), Airbus A-380 (figura 11), y antonov (figura 12), utilizan el tren de aterrizaje de varios bogie. El Boeing B-747 (Figura 9.4 (e)) está equipado con cuatro bogies de cuatro ruedas en el tren principal y una unidad de doble rueda en la nariz.⁶⁷

10.8.4 DISEÑO DEL TREN DE ATERRIZAJE

Para este diseño primero hay que hacer un análisis de cuantas ruedas debe tener el avión; la medida del neumático está directamente relacionada con el peso máximo de despegue del avión que permite identificar cual es la carga que debe soportar cada rueda.

Para que sea posible determinar la carga de la rueda, hay que determinar la carga que soportara el bogie de tren de nariz, las ruedas del tren principal, donde estas ruedas se dividen, en bogies para el fuselaje y otro en los planos alares, para este avión de gran capacidad de carga.

10.8.5 DISTRIBUCIÓN, CÁLULO Y PORCENTAJE DE CARGA EN EL TREN DE ATERRIZAJE

El tren de aterrizaje principal tiene una carga total aproximadamente de 80 a 90%, por lo que el tren delantero lleva alrededor de 10-20%.⁶⁸

Una vez obtenido el resultado de la carga que soporta el tren de nariz y el tren principal, se concluye que la carga que soporta del tren principal equivaldrá al 87.5% del peso máximo al despegue del avión, y que el 12.5% equivale al tren de nariz lo que permite que la distribución de carga sea más asequible para

⁶⁷ Sadraey, Mohammad H. *aircraft design a systems engineering approach*. india : wiley, 2013. p. 489

⁶⁸ Sadraey, Mohammad H. *aircraft design a systems engineering approach*. india : wiley, 2013. p. 488

determinar cuál será la carga de cada rueda tanto para el tren principal como para el tren de nariz.

10.8.6 DISTRIBUCIÓN DE CARGA

Para establecer cuáles serán las distancias del tren de aterrizaje de nariz y el principal al centro de gravedad donde será distribuida la carga, estas medidas se establecerán con base a la distancia de la nariz del avión al centro de gravedad y con base a los porcentajes de carga descrita anteriormente:

Distancia de la nariz del avión al centro de gravedad es igual a 36.67503 m equivalente a un 59.66 % de la longitud del avión.

Para la distancia del tren principal al centro de gravedad se multiplicara el 12.5% de esa distancia:

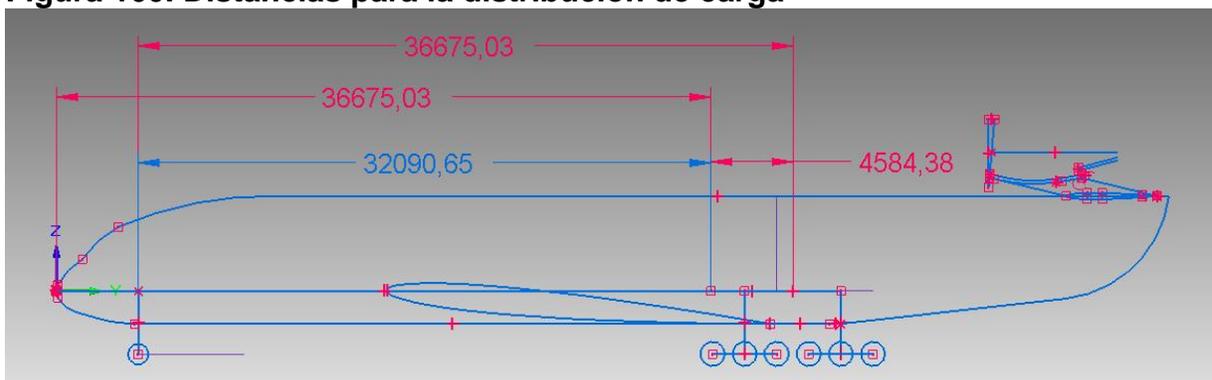
$$36.67503 \text{ m} * 12.5\% = 4.58438 \text{ m}$$

Para la distancia del tren principal al centro de gravedad se restara el 12.5% de esa distancia

$$36.67503 \text{ m} - 4.58438 \text{ m} = 32.09065 \text{ m}$$

Estas distancias son representadas en la (figura.91)

Figura 100. Distancias para la distribución de carga



Fuente: Autor

Donde:

36675.03 mm = 36.67 m; equivale a la distancia del avión hasta el centro de gravedad

36675.03 mm = 36.67 m; equivale a la distancia del tren de aterrizaje de nariz al tren de aterrizaje principal.

32090.65 mm = 32.09 m; equivale al 12.5% de la distancia del centro de gravedad

4584.38 mm = 4.58 m; equivale al 87.5% de la distancia del centro de gravedad

10.8.6.1 CARGA DEL TREN DE NARIZ

Para el caso de las ruedas del tren de nariz, se toman en cuenta las cargas estáticas. La carga total en el tren de nariz se calcula considerando que el avión está carreando a baja velocidad sin la aplicación de los frenos, según las siguientes ecuaciones⁶⁹:

$$Fn = \frac{Bm}{B} W \quad [102]$$

$$Fn = \frac{4.58438 \text{ m}}{36.67503 \text{ m}} 680388,6 \text{ kg}$$

$$Fn = 85048.60 \text{ kg}$$

También la carga total en el tren de nariz se puede realizar con base a la ecuación **[103]**

⁶⁹ José Fernando Viscomi, tren de aterrizaje 1a ed. - Buenos Aires: Ministerio de Educación, Ciencia y Tecnología de la Nación. Instituto Nacional de Educación Tecnológica, 2006. p.30

$$Fn = \frac{Im \cdot W}{lm + ln} \text{ [104]}$$

$$Fn = \frac{4.58438 \text{ m} * 680388.6 \text{ kg}}{4.58438 \text{ m} + 32.09065 \text{ m}}$$

$$Fn = 85048.60 \text{ kg}$$

10.8.6.2 CARGA DEL TREN PRINCIPAL

Para el caso de las ruedas del tren principal, se toman en cuenta las cargas estáticas. La carga total en el tren principal se calcula considerando que el avión está carreteando a baja velocidad sin la aplicación de los frenos, según las siguientes ecuaciones⁷⁰:

$$Fm = \frac{Bn}{B} W \text{ [105]}$$

$$Fm = \frac{32.09065 \text{ m}}{36.67503 \text{ m}} 680388,6 \text{ kg}$$

$$Fm = 595340 \text{ kg}$$

También la carga total en el tren principal se puede realizar con base a la ecuación [106]

$$Fm = \frac{ln \cdot W}{ln + lm} \text{ [107]}$$

$$Fm = \frac{32.09065 \text{ m} * 680388,6 \text{ kg}}{32.09065 \text{ m} + 4.58438 \text{ m}}$$

$$Fm = 595340 \text{ kg}$$

⁷⁰ José Fernando Viscomi, tren de aterrizaje 1a ed. - Buenos Aires: Ministerio de Educación, Ciencia y Tecnología de la Nación. Instituto Nacional de Educación Tecnológica, 2006. p.30

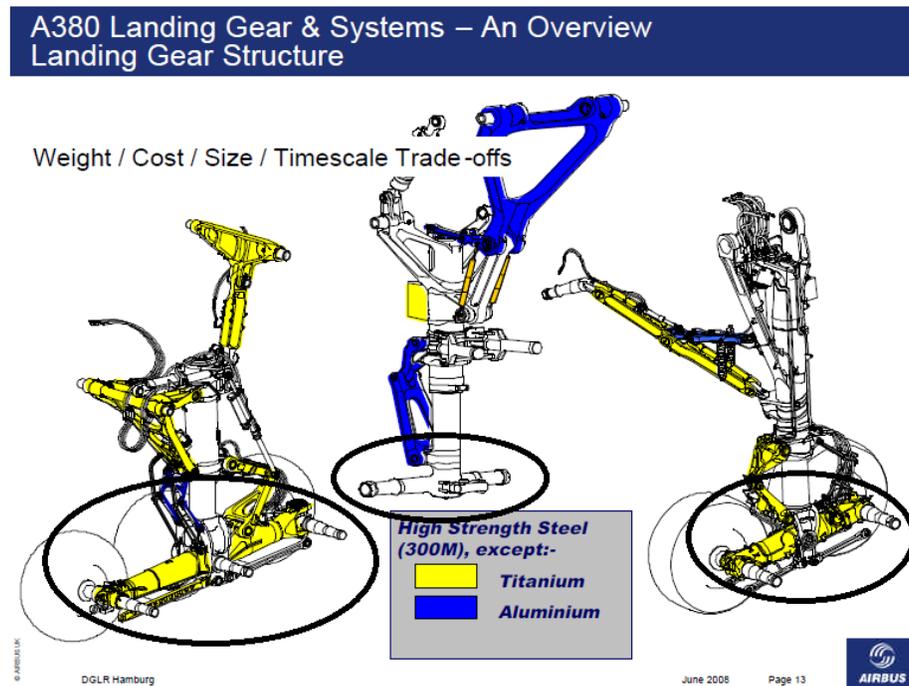
10.8.7 NÚMERO DE BOGIES Y RUEDAS DEL AVIÓN

Para determinar el número de ruedas del avión, hay que determinar cuántos bogies tendrá el avión.

10.8.7.1 NÚMERO DE BOGIES DEL AVIÓN

El bogie del avión es el soporte estructural muy complejo que permite sostener y dar movilidad a las ruedas del tren de aterrizaje, como se muestra en la siguiente figura (encerradas en unos círculos):

Figura 101. Bogies de avión Airbus 380



Fuente: Imagen tomada de Andy Hebborn, Head of Landing Gear Systems

Con base al cálculo de cargas del tren de aterrizaje (10.8.6 DISTRIBUCIÓN DE CARGA). El avión tendrá 6 bogíes, dos que pertenecen al tren de nariz, y cuatro que pertenece al tren principal; donde 2 bogíes que pertenecen al fuselaje y 2 que pertenecen al plano alar:

Como hay una carga de 578330.4 kg que soporta el tren principal; esta carga es demasiado alta para 2 bogie de múltiples ruedas, esta carga se dividirá para 4 bogies de 6 ruedas de manera regular y a la misma distancia del centro de gravedad de la siguiente manera:

$$\frac{595340 \text{ kg}}{4 \text{ bogies}} = 148834.8692 \text{ kg por bogie}$$

También hay una carga que soporta el tren de nariz de 102075.28 kg; como esta carga es demasiado alta para un bogie de 2 ruedas, esta carga se dividirá para 2 bogie de 2 ruedas cada uno a la misma distancia desde el tren de nariz al centro de gravedad:

$$\frac{85048.60 \text{ kg}}{2 \text{ bogies}} = 42524.3 \text{ kg por bogie}$$

10.8.7.2 NÚMERO DE RUEDAS DEL AVIÓN

Para asegurarse que las cargas estimadas no excedan las condiciones estáticas y de frenado, se toma un factor de seguridad del 7 % en el cálculo de las cargas aplicadas. Además, para evitar costosos rediseños, ya que el peso del avión varía durante el proceso de diseño, y para compensar futuros aumentos de peso debido

a las posibilidades de aumentar el tamaño del avión, las cargas calculadas se incrementan, aún, en otro 25 % antes de la selección del neumático⁷¹.

Se estableció que para el diseño del tren principal hay una carga de 144582.6 kg para cada bogie y para el diseño del tren principal una carga de 51037.64 para cada bogie. A esta carga se le agregara el factor de seguridad equivalente del 7% más el 25% que equivale a posibles aumentos de peso, sea con el avance del diseño del avión o posibles modificaciones futuras en aumento de tamaño del avión llevándolo a una versión mejorada.

Se calculara la carga del bogie del tren principal incluyendo el factor de seguridad y posibles aumentos de peso:

$$\begin{aligned} &148834.8692 \text{ kg por bogie} + 7\% + 25\% \\ &148834.8692 \text{ kg por bogie} + (10418.44084 \text{ kg} + 37208.7173 \text{ kg}) \\ &= 196462.0273 \text{ kg por cada bogie} \end{aligned}$$

Se calculara la carga del bogie del tren de nariz incluyendo el factor de seguridad y posibles aumentos de peso:

$$\begin{aligned} &42524.3 \text{ kg por bogie} + (7\% + 25\%) \\ &34019.43 \text{ kg por bogie} * (2976.701 \text{ kg} + 10631.075 \text{ kg}) \\ &= 47627.206 \text{ kg por cada bogie} \end{aligned}$$

Para determinar el número de ruedas que tendrá el avión hay que saber cuál es el límite de carga que tendrá cada rueda y por medio de esa carga la presión,

⁷¹ José Fernando Viscomi, tren de aterrizaje 1a ed. - Buenos Aires: Ministerio de Educación, Ciencia y Tecnología de la Nación. Instituto Nacional de Educación Tecnológica, 2006. p.31

dimensiones de diámetro exterior, diámetro interior, ancho de la rueda, dimensiones del rin etc como se especifica en la (Imagen N.102).

Carga de la rueda del tren de nariz.

Una vez calculada la carga que soportara cada bogie del tren de nariz, esta carga de 47627.206 kg que hay en cada bogie se divide por dos ruedas para finalmente determinar la carga de la rueda:

$$\frac{47627.206 \text{ kg}}{2} = 23813.603 \text{ kg} = 52500 \text{ lb}$$

La rueda a seleccionar según la tabla con el valor más aproximado es con una carga de 53800 lb como esta resaltado en azul:

Tabla 43. Dimensiones para la rueda del tren de nariz (subrayado en azul)

TIRE DESCRIPTIONS					APPLICATION RATING		
M	SIZE	D	PLY RATING	SPEED INDEX (mph)	MAX. LOADING (lbs)	INFLATION PRESSURE (UNLOADED) (psi)	APPROX. BOTTOMING LOAD (lbs)
B46	x 16.0	- 23.5	30	276	53,800	260	161,400
46	x 16		20		29,900	145	89,700
46	x 16		22		32,500	155	97,500
46	x 16		24		35,700	170	107,100
46	x 16		26		38,300	185	114,900
46	x 16		28	225	41,800	210	125,400
46	x 16		30	210	44,800	225	134,400
46	x 16		30	225	44,800	225	134,400
46	x 16		32	225	48,000	245	144,000
B46	x 16.0	23.5	30	276	53,800	260	161,400
H46	x 18.0	- 20	26	225	41,500	170	124,500
H46	x 18.0	- 20	28	225	44,200	180	132,600
H46	x 18.0	- 20	32	225	51,100	205	153,300
H46	x 18.0	- 20	32	235	51,100	205	153,300
H46	x 18.0	- 20	34	235	55,300	220	165,900

Fuente: Tabla tomada de Aircraft tire Engineering Data (Michelin Aircraft Tire)

Carga de la rueda del tren de principal.

Una vez que se calculó la carga que soportara cada bogie del tren principal, esta carga de 47627.206 kg que hay en cada bogie se divide en 6 para finalmente determinar la carga de la rueda:

$$\frac{196462.0273 \text{ kg}}{6} = 32743.67 \text{ kg} = 72187.43 \text{ lb}$$

La rueda a seleccionar según la tabla con el valor más aproximado es con una carga de 72000 lb como esta resaltado en azul:

Tabla 44. Dimensiones para la rueda del tren principal (subrayado en azul)

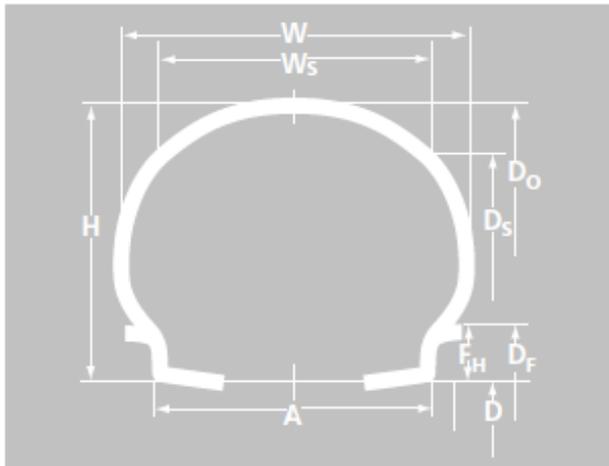
TIRE DESCRIPTIONS					APPLICATION RATING		
M	SIZE	D	PLY RATING	SPEED INDEX (mph)	MAX. LOADING (lbs)	INFLATION PRESSURE (UNLOADED) (psi)	APPROX. BOTTOMING LOAD (lbs)
52	x 20.5	- 20	34		57,800	185	173,400
52	x 20.5	- 20	36	225	62,500	200	187,500
52	x 20.5	- 20	38		65,300	210	195,900
52	x 20.5	- 23	26		55,000	165	165,000
52	x 20.5	- 23	28	235	59,500	180	178,500
52	x 20.5	- 23	30	235	63,700	195	191,100
54	x 21.0	- 23	32		61,300	202	183,900
54	x 21.0	- 23	36		68,500	223	205,500
H54	x 21.0	- 24	34	235	68,100	200	204,300
H54	x 21.0	- 24	36	235	72,200	212	216,600
56	x 16		24	174 kt	45,000	178	135,000
56	x 16		32	250	60,000	250	180,000
56	x 16		38	250	76,000	315	228,000
56	x 20.0	- 20	24	210	38,500	110	115,500

Fuente: Tabla tomada de Aircraft tire Engineering Data (Michelin Aircraft Tire)

10.8.8 DIMENSIONES DE LAS RUEDAS

Una vez que se ha determinado la rueda según su carga, también la empresa Michelin aircraft tire sustenta por medio de tablas (tabla. 44 y tabla. 45), las medidas correspondientes por medio de la (figura 102) según la carga de la rueda:

Figura 102. Descripción de dimensiones de la rueda (rueda presurizada)



- * D_o : Outside Diameter
- ** D_c : Maximum Grown Overall Diameter
- * W : Cross Section Width
- ** W_c : Maximum Grown Section Width
- * D_s : Shoulder Diameter
- ** D_{sc} : Maximum Grown Shoulder Diameter
- * W_s : Shoulder Width
- ** W_{sc} : Maximum Grown Shoulder Width
- * H : Section Height
- * H_s : Shoulder Height
- * A : Width between Rim Flanges
- * D : Specified Rim Diameter
- * F_h : Rim Flange Height
- * D_f : Rim Flange Diameter

- * Dimensions of new, unused inflated tire (after 24 hours)
- ** Dimensions of new, grown inflated tire (after 50 TSO take-off cycles).

Fuente: Imagen tomada de Aircraft tire Engineering Data (Michelin Aircraft Tire)

Todos estos datos representados en la (figura 102) están establecidos en las Tablas de la empresa Michelin aircraft tire que es la encargada de fabricar estas ruedas con las suficientes características técnicas requeridas según el tipo de avión a diseñar:

Tabla 45. Tabla de dimensiones para la rueda de 72200 lb de carga (datos resaltados en azul)

INFLATED TIRE DIMENSIONS (inches)						ASPECT RATIO	STATIC LOADED RADIUS (inches)		RIM DESCRIPTION (inches)					QUALIFICATION STANDARD
D _o MAX.	D _o MIN.	W MAX.	W MIN.	D _s MAX.	W _s MAX.		AT RATED LOAD	AT BOTTOMING LOAD	A Width Between Flanges	D Specified Rim Diameter	F _H Flange Height	G Min. Ledge Width	D _f Outer Flange Diameter	
52.00	51.00	20.50	19.60	46.25	18.05	0.79	21.3	14.3	16.25	20.0	1.875	4.20	23.75	
52.00	51.00	20.50	19.60	46.80	18.05	0.71	21.3	15.9	13.00	23.0	1.875	3.25	26.75	TSO-C62
52.00	51.00	20.50	19.60	46.80	18.05	0.71	21.3	15.9	13.00	23.0	1.875	3.25	26.75	
52.00	51.00	20.50	19.60	46.80	18.05	0.71	21.3	15.9	13.00	23.0	1.500	3.25	26.00	TSO-C62
54.00	53.00	21.00	20.10	50.90	18.90	0.74	22.5		16.25	23.0	1.500	3.80	26.00	
54.00	53.00	21.00	20.10	50.90	18.90	0.74	2.5		16.25	23.0	2.000	4.20	27.00	TSO-C62
54.00	53.00	21.00	20.10	51.00	18.90	0.72	22.2		13.00	24.0	2.000	4.25	28.00	
54.00	53.00	21.00	20.10	51.00	18.90	0.72	22.2		13.00	24.0	1.800	4.25	27.60	TSO-C62
55.90	54.80	16.20	15.50	50.85	14.26	0.88	24.1	18.7	12.75	28.0	2.250	3.88	32.50	
55.90	54.80	16.20	15.50	50.85	14.26	0.88	24.1	18.7	12.75	28.0	2.250	4.60	32.50	MIL-T-5041
55.90	54.80	16.20	15.50	50.85	14.26	0.88	24.1	18.7	12.75	28.0	2.250	4.60	32.50	MIL-T-5041
56.00	54.80	20.00	19.10	49.50	17.60	0.91	22.7	15.2	15.50	20.0	1.800	3.40	23.60	TSO-C62

Fuente: Tabla tomada de Aircraft tire Engineering Data (Michelin Aircraft Tire)

Tabla 46. Tabla de dimensiones para la rueda de 53800 lb de carga (datos resaltados en azul)

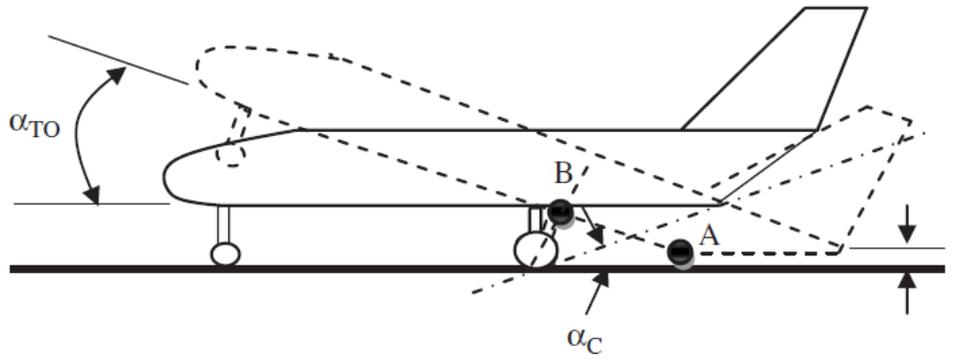
INFLATED TIRE DIMENSIONS (inches)						ASPECT RATIO	STATIC LOADED RADIUS (inches)		RIM DESCRIPTION (inches)					QUALIFICATION STANDARD
D _o MAX.	D _o MIN.	W MAX.	W MIN.	D _s MAX.	W _s MAX.		AT RATED LOAD	AT BOTTOMING LOAD	A Width Between Flanges	D Specified Rim Diameter	F _H Flange Height	G Min. Ledge Width	D _f Outer Flange Diameter	
43.50	42.55	16.00	15.20	41.25	14.40	0.70	18.2		10.50	21.0	1.600	3.31	24.20	TSO-C62
43.55	42.30	13.50	12.80	39.45	11.80	0.87	18.4	13.7	11.00	20.0	1.875	3.15	23.75	MIL-T-5041
43.25	42.30	16.00	15.05	38.20	13.70	0.80	17.9	12.5	13.25	18.0	1.625	3.00	21.25	MIL-T-5041
43.25	42.30	16.00	15.05	38.20	13.70	0.80	17.9	12.5	13.25	18.0	1.625	3.25	21.25	
43.25	42.30	16.00	15.05	38.20	13.70	0.80	17.9	12.5	13.25	18.0	1.625	3.40	21.25	TSO-C62
43.25	42.30	16.00	15.05	38.20	13.70	0.80	17.9	12.5	13.25	18.0	1.625	3.40	21.25	TSO-C62
43.25	42.30	16.00	15.05	38.20	13.70	0.80	17.9	12.5	13.25	18.0	1.625	3.55	21.25	TSO-C62
44.50	43.50	16.00	15.20	40.70	14.10	0.74	18.4	13.4	10.50	21.0	1.250		23.50	MIL-T-5041
44.50	43.50	16.50	15.70	39.70	14.50	0.81	18.4	13.0	13.25	18.0	1.250	3.55	20.50	TSO-C62
44.50	43.50	16.50	15.70	39.70	14.50	0.81	18.4	13.0	13.25	18.0	1.250	3.73	20.50	
44.50	43.50	16.50	15.70	40.10	14.55	0.75	18.3	14.2	10.50	20.0	1.625	3.25	23.25	TSO-C62
44.50	43.50	16.50	15.70	40.10	14.55	0.75	18.3	14.2	10.50	20.0	1.500	3.45	23.00	
44.50	43.50	16.50	15.70	40.10	14.55	0.75	18.3	14.2	10.50	20.0	1.500	3.50	23.00	TSO-C62
44.50	43.50	16.50	15.70	42.20	14.80	0.71	18.5	14.0	10.50	21.0	1.600	3.30	24.20	TSO-C62
44.50	43.50	16.50	15.70	42.20	14.80	0.71	18.5		10.50	21.0	1.600	3.30	24.20	
44.50	43.50	16.50	15.70	42.20	14.80	0.71	18.5		10.50	21.0	1.600	3.40	24.20	TSO-C62
45.00	44.00	17.00	16.20	40.50	15.00	0.74	18.5	14.2	11.00	20.0	1.600	3.25	23.20	TSO-C62
46.00	45.10	16.00	15.20	42.20	14.10	0.71	19.4	14.7	10.50	23.5	1.250		26.00	MIL-T-5041
46.00	45.10	16.00	15.20	42.20	14.10	0.71	19.4	14.7	10.50	23.5	1.250		26.00	MIL-T-5041
45.25	44.30	16.00	15.05	40.70	14.10	0.80	19.0	13.6	13.25	20.0	1.625	2.85	23.25	TSO-C62
45.25	44.30	16.00	15.05	40.70	14.10	0.80	19.0	13.6	13.25	20.0	1.625	2.94	23.25	
45.25	44.30	16.00	15.05	40.70	14.10	0.80	19.0	13.6	13.25	20.0	1.625	3.00	23.25	TSO-C62

Fuente: Tabla tomada de Aircraft tire Engineering Data (Michelin Aircraft Tire)

10.8.9 ALTURA DEL TREN DE ATERRIZAJE

Para determinar la altura del tren de aterrizaje hay que determinar la distancia de rotación al despegue, la distancia B-A mostrado en la figura. 103

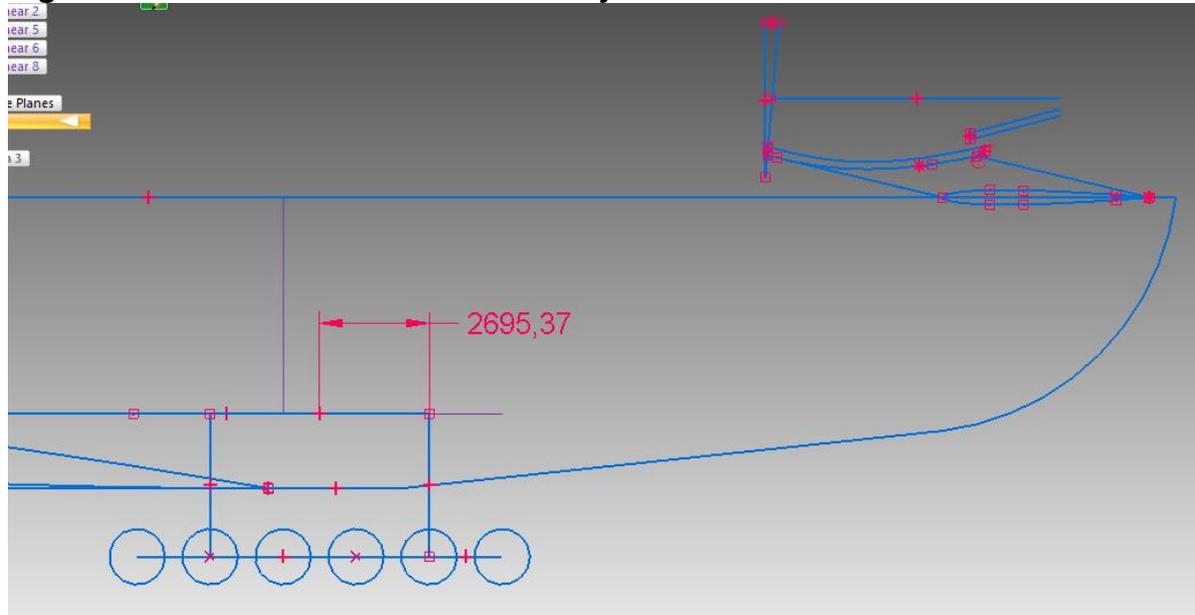
Figura 103. Altura del tren de aterrizaje



Fuente: imagen tomada de Sadraey, Mohammad H. *aircraft design a systems engineering approach*. india : wiley, 2013.

El diseño del avión esta distancia de b-a es determinada por el diseño del fuselaje en la (sección10.3 diseño preliminar del fuselaje) con un valor de 2695,37 mm = 2.6937 m como lo es mostrado en la figura 104:

Figura 104. La distancia B-A del fuselaje



Fuente: Autor

Donde:

2695.37 mm = 2.69 m; equivale a la distancia B-A.

La distancia entre el fuselaje y las ruedas se determinara por medio de la siguiente tabla:

Tabla 47. Tabla recomendada para altura del tren al despegue

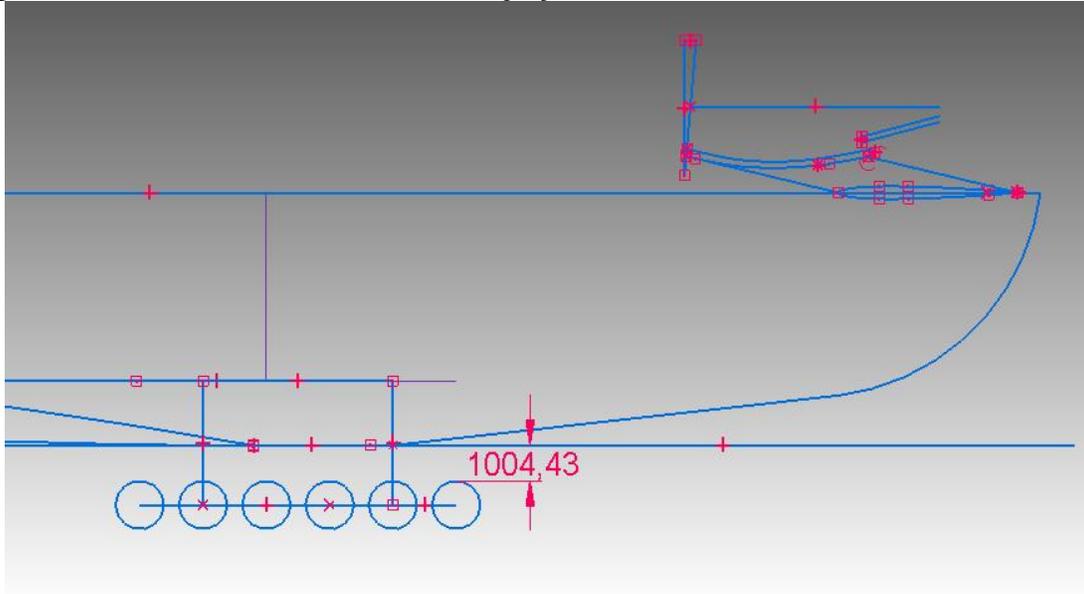
No.	componentes del avion	espacio (m)	observaciones
1	fuselaje	0,2-1,2	
2	parte trasera del fuselaje	0,2-0,5	durante la rotacion al despegue
3	plano alar	0,2-0,15	incluyendo espacio ente falps
4	motor tubofan/turbojet	0,5-1,5	espacio de entrada
5	piston o tuboprop	0,2-1	espacio de punta
6	piston o tuboprop hidroavion	1,0-2,0	espacio de punta
7	tanke decombustible, tubo pitot, antena	0,2-0,6	

Fuente: Traducido de Mohammad H. Sadraey, AIRCRAFT DESIGN A Systems Engineering Approach

La distancia entre el fuselaje y las ruedas tendrá un valor de 1000 mm = 1 m para turbo fan/turbojet engine (figura. 98) porque está en ese intervalo, para determinar

este valor de manera exacta hay que hacer un diseño detallado del tren de aterrizaje analizando cómo será el mecanismo de retracción.

Figura 105. Distancia entre el fuselaje y las ruedas del avión



Fuente: Autor

Donde:

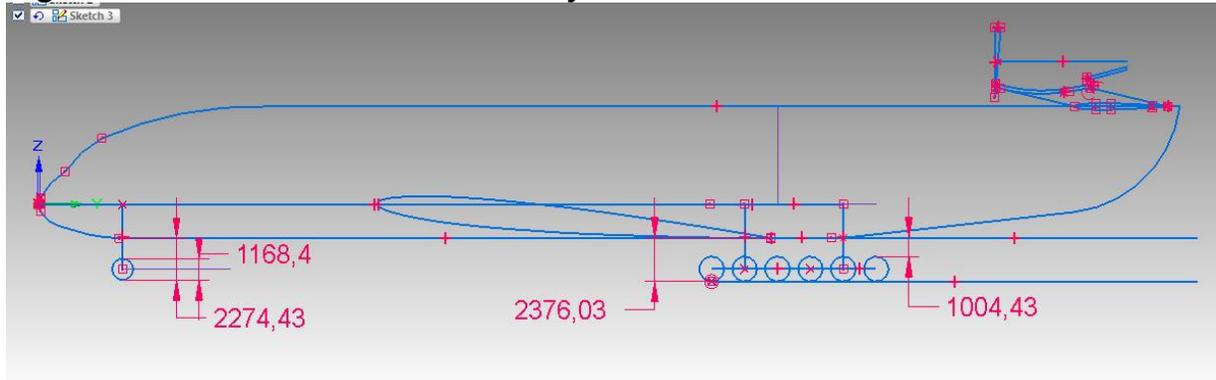
1004.43 mm = 1 m; equivale a la distancia entre el fuselaje y las ruedas del avión.

Para determinar la altura del tren de aterrizaje hay que agregar la distancia entre el fuselaje y las ruedas más la distancia del diámetro de las ruedas ya determinado por medio de las tablas de (Michelin aircraft tire) con un valor de 1.3716 metros, entonces el valor de la altura del tren de aterrizaje es de 2.3716 metros como es mostrado en la figura 106.

Para el tren delantero el diámetro de la rueda también fue determinada determinado por medio de las tablas de (Michelin aircraft tire tabla n.39) con un

valor de 1.1684 metros entonces el valor de la altura del tren de aterrizaje es de 2376.03 mm = 2.37603 m como es mostrado en la figura 99.

Figura 106. Altura del tren de aterrizaje del avión



Fuente: Autor

Donde:

1004.43 mm = 1 m; equivale a la distancia entre el fuselaje y las ruedas del avión.

2376.03 mm = 2.37603 m; equivale a la altura total del tren principal de aterrizaje.

2274.43 mm = 2.27443 m; equivale a la altura total del tren de nariz de aterrizaje.

1168.4 mm = 1.168 m; equivale al diámetro de la rueda delantera del tren de nariz

10.8.10 ÁNGULO AL DESPEGUE

Para determinar cuál será el Angulo al despegue que permite que el avión al despegar no golpee el suelo, se determinara por la siguiente formula:

$$\alpha_c = \tan^{-1} \frac{H_f}{AB} \quad [108]$$

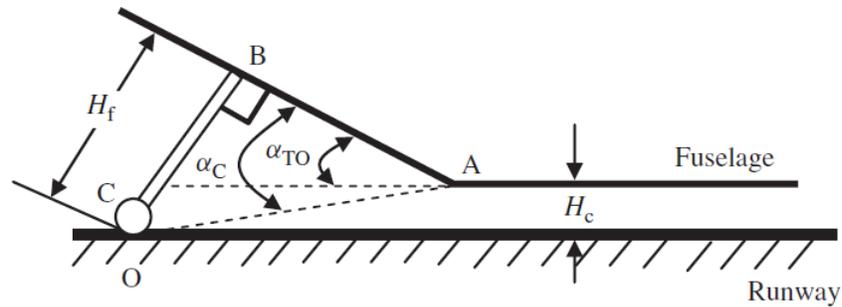
Donde:

α_c = Angulo al despegue

H_f = Distancia de B a C

AB = Distancia de A a B

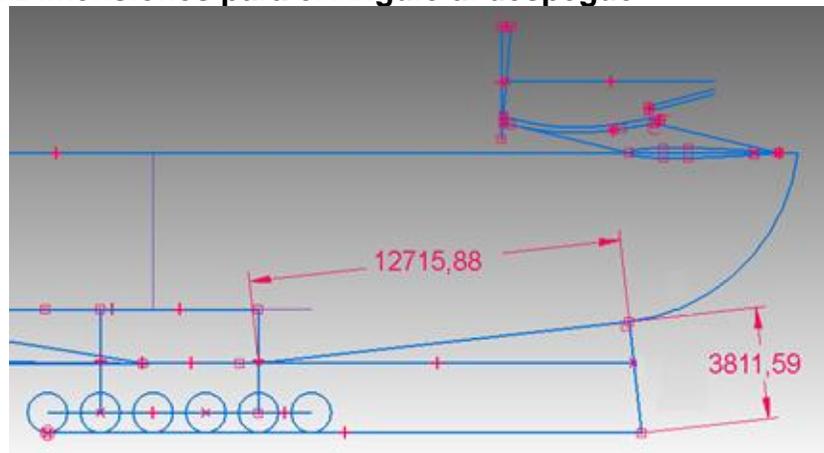
Figura 107. Ángulo al despegue



Fuente: imagen tomada de Sadraey, Mohammad H. *aircraft design a systems engineering approach*. india : wiley, 2013.

los valores de distancia ab y bc, ya fueron establecidos en la fase de diseño preliminar del fuselaje (SECCIÓN 10.3 DISEÑO PRELIMINAR DEL FUSELAJE) como se ve en imagen N.108

Figura 108. Dimensiones para el Ángulo al despegue



Fuente: autor

Donde:

Tramo AB= 12715.88 mm = 12.71588 m

Tramo BC= 3811.59 mm = 3.81159 m

El valor de Angulo al despegue es igual a:

$$\alpha_c = \tan^{-1} \frac{3.81159}{12.71588} \quad [109]$$

$$\alpha_c = \tan^{-1}(0.286)$$

$$\alpha_c = 15.96^\circ$$

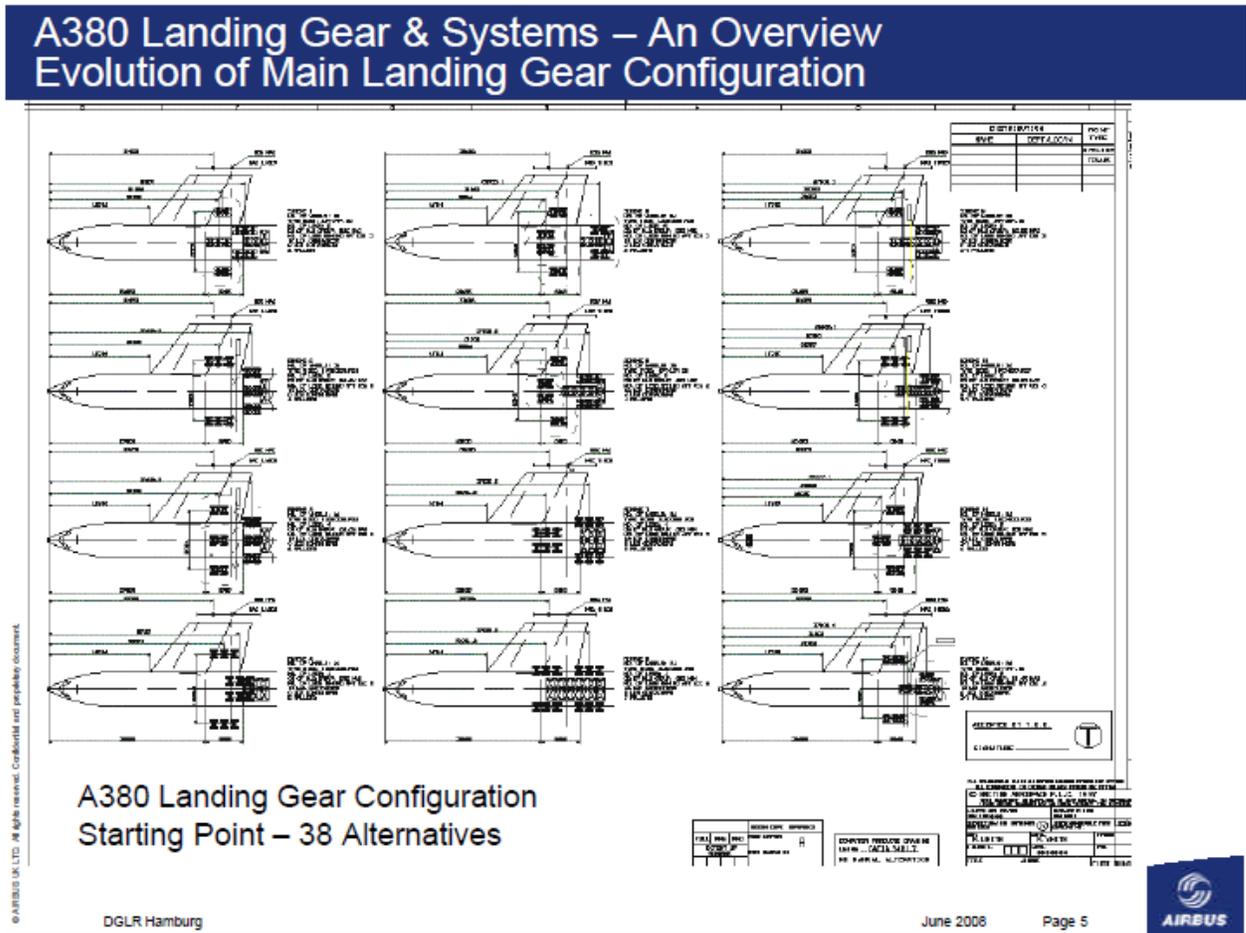
10.8.11 UBICACIÓN DE LOS BOGIES

Cuando se ha seleccionado la configuración del tren de aterrizaje, también se decide el accesorio del tren de aterrizaje. Hay dos opciones principales para fijar de tren de aterrizaje, son el fuselaje y el plano alar. La unión entre el tren de aterrizaje y el avión va a influir varios requisitos de diseño, como el peso, el despegue y el rendimiento de aterrizaje, el costo y la estabilidad del terreno.

La posición del centro de gravedad y la distribución de la carga del peso máximo al despegue de un avión implica un diseño y estudio de mayor profundidad, donde incluye un análisis estructural que esta fuera del alcance de este proyecto de grado. Pero con base al avance de diseño, estudio preliminar de la distracción de carga, diseño del tren de aterrizaje también se estudió como es la configuración de tren de aterrizaje del Airbus 380, Boeing 747 y el avión Antonov 225.

El avión Airbus a380 hizo estudios sobre la ubicación del tren de aterrizaje, una vez determinado el centro de gravedad, hubieron diferentes propuestas de la ubicación del tren de aterrizaje como lo es mostrado en la siguiente figura:

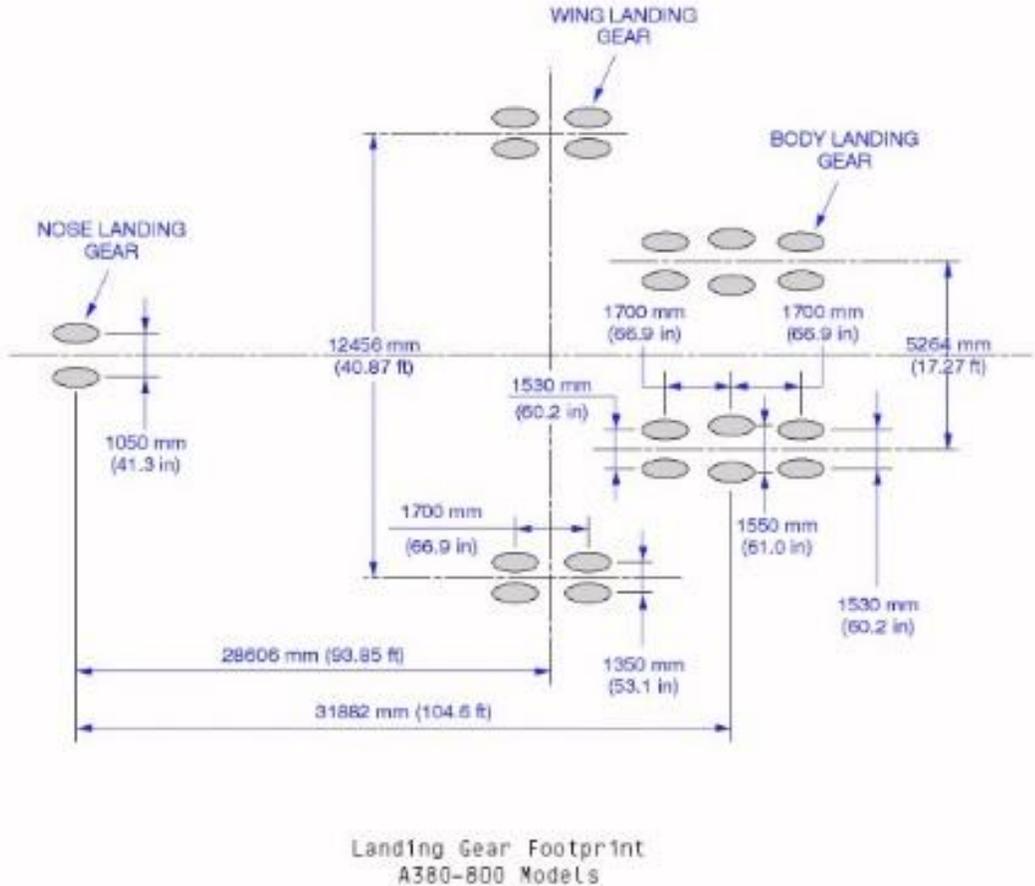
Figura 109. Diferentes configuraciones de trenes de aterrizaje del avion airbus 380



Fuente: Andy Hebborn, Head of Landing Gear Systems

También se analizó las respectivas medidas y distancias de las ruedas del avión Airbus 380 (figura. 103), que sirvieron de referencia para la distribución de medidas y distancias de las ruedas.

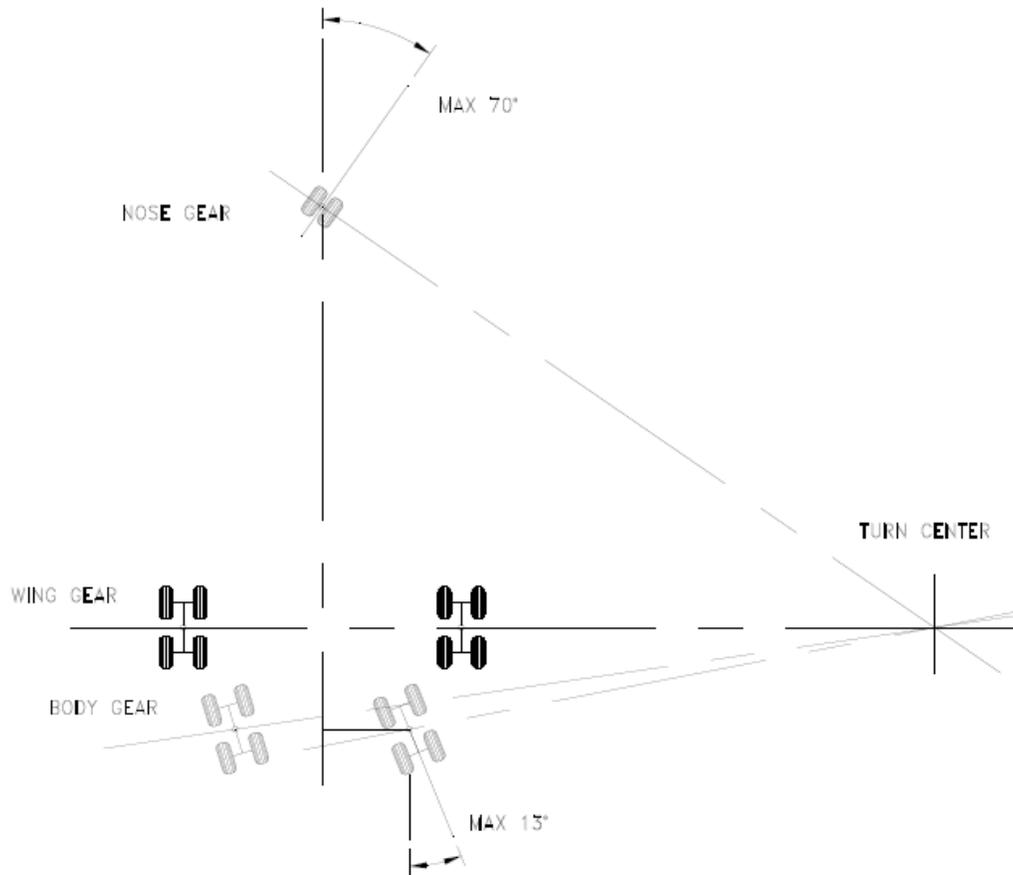
Figura 110. Medidas y distancias de las ruedas del avión Airbus 380



Fuente: Imagen tomada de <http://a380flightdeck.tumblr.com/post/78534878367/landing-gear-footprint-airbus-a380-800-models>

También se tuvo de referencia como son los bogies del avión Boeing 747 mostrados en la siguiente figura:

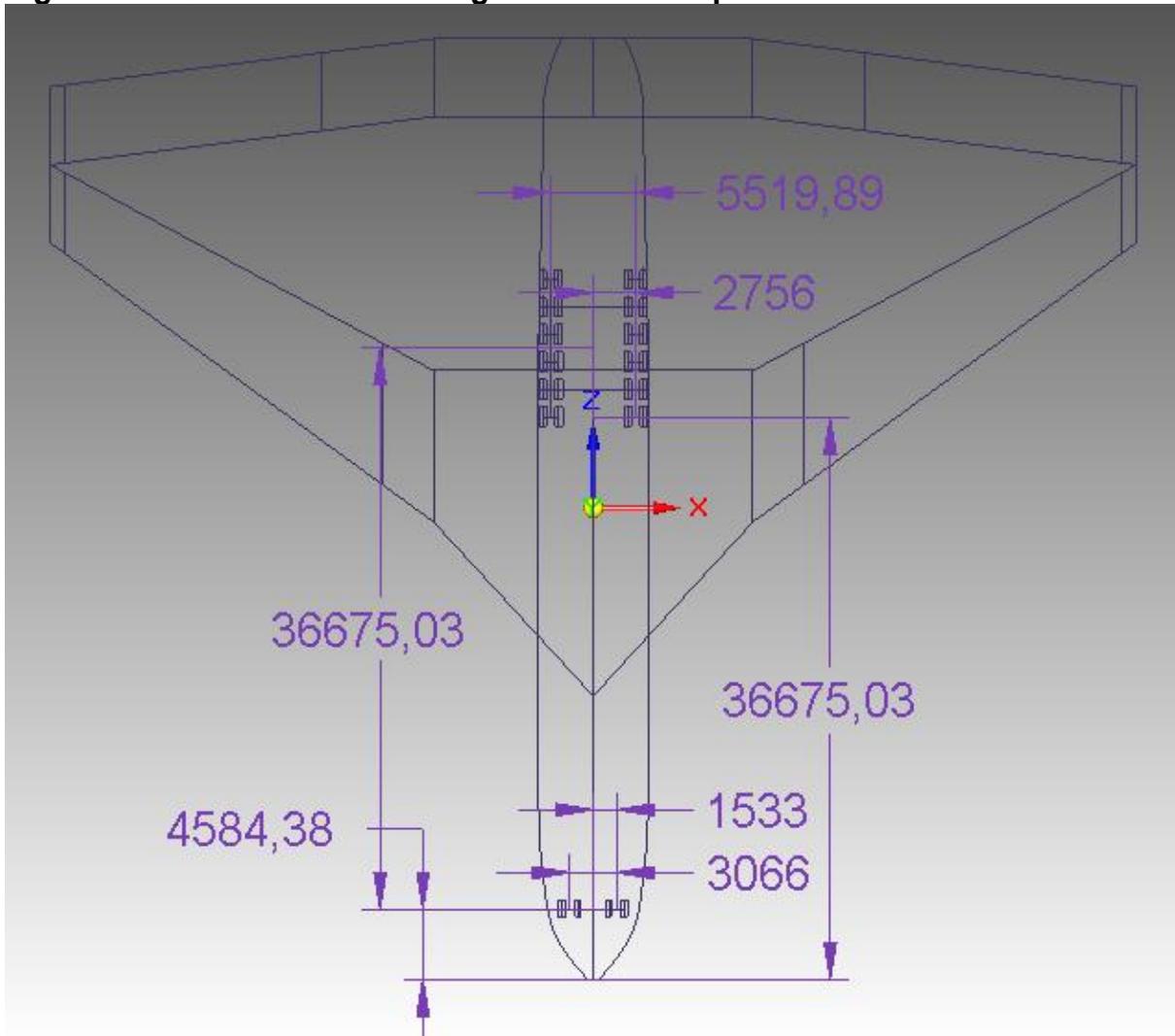
Figura 111. Diagrama de bogies del avión Boeing 747



fuentes: Imagen tomada de Boeing Commercial Airplanes, Airport Planning, Airplane Characteristics

La ubicación de los bogies serán instalados en la sección del fuselaje similar al avión antonov 225 (Imagen N.13) porque al instalar 2 de estos bogies de 6 ruedas en el plano alar, interfiere con el centro de gravedad del avión, y la instalación debe ser al 12.5% de la distancia que hay entre trenes de aterrizaje como lo fue establecido en la sección (10.8.5 DISTRIBUCIÓN, CÁLCULO Y PORCENTAJE DE CARGA EN EL TREN DE ATERRIZAJE); se mostrara en la siguiente imagen la ubicación de los bogies con sus respectivas medidas.

Figura 112. Ubicación de los bogies con sus respectivas medidas del avión



Fuente: Autor

Donde:

5519.89 mm = 5.51989 m; equivale al ancho del tren de aterrizaje principal.

2756 mm = 2.756 m; equivale a la mitad del ancho del tren de aterrizaje principal.

36675.03 mm = 36.67503 m; longitud del avión al centro de gravedad.

4584.38 mm = 4.58438 m; distancia del fusejaje al tren de nariz.

1533 mm = 1.533 m; equivale a la mitad del ancho del tren de aterrizaje de nariz.

3066mm= 3.066 m; equivale al ancho del tren de aterrizaje de nariz.

11. ANÁLISIS Y RESULTADOS

11.1 AVIONES SIMILARES EN PROSESO DE DISEÑO

Para dar por terminada la fase de diseño preliminar se sustentara de manera detallada, aquellos resultados que permitieron describir cómo fue posible el diseño del avión:

Pero primero se analizara las dimensiones de un avión similar como el proyecto VELA (Very Efficient Large Aircraft).

Figura 113. Avión VELA 2



Fuente: Prof. Dr.-Ing. Dieter Scholz, MSME, *A Student Project of a Blended Wing Body*

Se están determinando en la actualidad de manera experimental aviones con características similares y que están en proceso de diseño preliminar, como Proyecto VELA (Very Efficient Large Aircraft) de la empresa BMW, se trata de un avión experimental que transportara alrededor de 1000 pasajeros las características de este avión se expone en la siguiente tabla;

Tabla 48. Características del avión VELA 2

CARACTERISTICAS	VELA 2
L/D	17
duración del vuelo	22,8
coeficiente de sustentación	0,25
relación de empuje sobre peso	0,28
carga alar	260
área alar	1923
empuje	344 KN * 4
peso combustible	278200
peso máximo al despegue	691200

Fuente: Prof. Dr.-Ing. Dieter Scholz, MSME, *A Student Project of a Blended Wing Body*

11.2 ANALISIS DE DISEÑO Y COMPARACION CON EL AVIÒN VELA

Se analizó los resultados mostrados del avión VELA y se comparó con los resultados del diseño del avión representados en la siguiente tabla:

Table comparative del avión VELA 2 y el diseño del avión

CARACTERISTICA	VELA 2	diseño del avión	unidad
L/D	17	16	
duración del vuelo	22,8	22,067	horas
coeficiente de sustentación	0,25	0,62	
relación de empuje sobre peso	0,28	0,23	
carga alar	260	582,27	kg/m ²
área alar	1923	1168,51	m ²
empuje	344 KN * 4	512 * 3	KN
peso combustible	278200	290159	kg
peso máximo al despegue	691200	680389	kg

Fuente: Autor

Como se puede ver en la tabla hay datos similares como el peso de combustible, el peso máximo al despegue el empuje total de los motores y la relación de empuje sobre peso, eso es debido a que estos aviones cumplen con el objetivo de transportar aproximadamente 1000 pasajeros, pero la diferencia radica en el tipo de avión con una carga alar de 260 kg/m² con respecto al diseño del avión esta carga aumenta con un valor de 582,27 kg/m², esto es debido a que el diseño del avión VELA se trata de un avión de fuselaje integrado como se ve en la imagen, de igual manera el área alar del avión VELA con un valor de 1923 m² es mucho mayor que el diseño del avión con un valor de 1168,51 m² y el coeficiente de sustentación del VELA con un valor de 0.25 es mucho más bajo que el diseño del avión con un valor de 0.62.

Se especificara el resultado del diseño del avión mostrando las especificaciones en una hoja de datos y la respectiva imagen del diseño del avión.

11.3 HOJA DE ESPECIFICACIONES TÉCNICAS DEL AVIÓN

Se mostrara una hoja de especificaciones técnicas de datos conocida como (data sheet) que describirá de manera general las características del avión:

Tabla 49. Hoja de especificaciones técnicas del avión

# PERSONAS	cantidad	unidad
pilotos	2	
tripulación	20-30	
pasajeros	1000	
MOTOR		
modelo motor	GE-90	
potencia del motor	512 * 3	KN
VELOCIDADES		
velocidad máxima	309.4555	m/s
velocidad perdida	60	m/s
velocidad crucero	287,04	m/s
ALTURA		
techo de servicio	13716	m
RANGOS		
rango	14921216	m
rango máximo	17459352	m

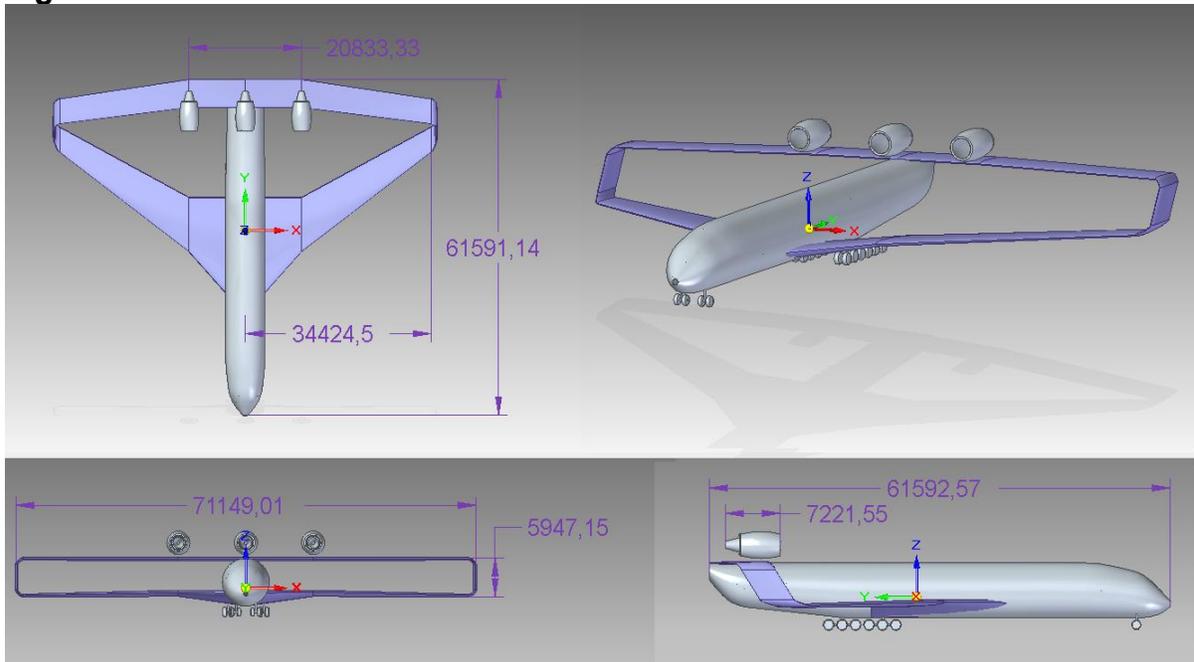
duración de vuelo	22.07	horas
PESOS		
peso máximo al despegue	680389,36	kg
peso vacío	283607.61	kg
carga útil	396781.8	kg
DIMENSIONES		
envergadura alar	7,1	m
área alar	805	m ²
largo	61,6	m
alto	12,5	m

Fuente: Autor

11.4 RESULTADOS

Se sustentara cómo será el avión una vez cumplida las fases de diseño conceptual y preliminar; está representada en la siguiente imagen en vista superior, isométrica, frontal y lateral respectivamente con sus dimensiones.

Figura 114. Vistas del diseño del avión.



Fuente: Autor

Donde:

34424.5 mm = 34.42 m; equivale a la envergadura del medio plano alar.

61591.14 mm = 61.6 m; equivale a la longitud del fuselaje.

20833.33 mm = 20.83 m; equivale a la distancia entre motores.

71149.01 mm = 71.15 m; equivale a la envergadura alar.

5947.15 mm = 5.95 m; equivale a la altura del plano alar box-wing.

61592.57 mm = 61.6 m; equivale a la longitud del fuselaje.

7221.55 mm = 7.22 m; equivale a la longitud del motor.

12. CONCLUSIONES

En la fase de diseño de performance, en esta fase de diseño es de vital importancia determinar el peso máximo al despegue del avión, y para eso se toman de referencia en muchos casos más de 50 aviones con características similares, pero en este caso solo la clasificación de pesos se estableció que se tuviera de referencia solo el avión Airbus 380 calculando sus pesos al 117%, con la razón que es el único más reciente que tiene estos pesos de manera similar al avión que se diseñó de manera conceptual y preliminar, en esta fase de diseño también se tuvo de referencia el avión Antonov 225 al diseñar el tren de aterrizaje; al determinar las dimensiones estas fueron analizadas en la fase de diseño conceptual teniendo de referencia las dimensiones del avión Boeing 747-400, Airbus 380, Antonov 225, Galaxy C-5, Boeing 777 y Antonov 124, pero con base al diseño de mayor profundidad (diseño preliminar) estas dimensiones fueron determinadas con mayor exactitud, también se tuvieron de referencia otros aviones como el Airbus 310, Boeing 777 al determinar las dimensiones de los asientos; otro concepto que permitió determinar el diseño de performance del avión son las fracciones de peso, estos datos fueron extraídos con base a un ejercicio que describe el libro desing aircraft para un avión de más de 700 pasajeros, y por medio de estas fracciones de pesos y el peso máximo al despegue del avión permitió que los resultados obtenidos estuvieran dentro de los parámetros que describen de manera detallada como sería el comportamiento del avión tanto en vuelo como en tierra.

El diseño del plano alar se dio con base al resultado del coeficiente de sustentación y la superficie alar; después de estudiar los perfiles del avión del Airbus 380 se estableció que hay otros perfiles alares similares que más se ajustan a los requerimientos de diseño del avión permitiendo que con base al coeficiente de sustentación el α se aproximara mucho más a cero.

Otro punto característico fue determinar el centro de gravedad del avión; como el diseño del plano alar es de tipo box-wing se tomó de referencia las áreas que conforman el plano alar, se determinó el centroide total y se calculó esta distancia de 25 al 30% de la cuerda del perfil alar; Esta forma de calcular el centro de gravedad del avión tipo box-wing fue la indicada; permitió que la distancia del avión al centro de gravedad estuviera en el rango indicado (del 25 al 30% de la cuerda promedio alar) en comparación de otros aviones que tienen la posición de los motores en la parte de atrás.

El diseño del fuselaje se dio por medio del número de pasajeros y las dimensiones de los asientos y por medio de ecuaciones se determinó cómo será el tamaño del fuselaje, permitiendo que el diseño del plano alar sea el indicado para el fuselaje una vez que se determinó el box-wing.

El diseño del tren de aterrizaje; fue de vital importancia haber calculado el centro de gravedad de un avión tipo box-wing para distribuir la carga del avión en el tren principal y en el tren de nariz; como la carga del tren secundario fue mayor de 50000 lb, no basto con diseñar un bogie de dos ruedas, si no que fue de dos bogies de 2 ruedas cada uno para que el tren de nariz cumpliera con distribuir la carga; como no fue posible ubicar el tren de aterrizaje principal en el plano alar debido a la posición del centro de gravedad, se estableció que esta ubicación fuera en el fuselaje y también cumpliera con distribuir la carga teniendo en cuenta el factor de seguridad y consideraciones de aumento de peso del avión cuando este posiblemente sea modificado.

13. RECOMENDACIONES

Con el fin de completar el desarrollo de diseño del avión y a futuro una entidad o empresa que esté interesada en la construcción del avión, se sugieren las siguientes recomendaciones que se pueden aplicar por medio de futuros proyectos de grado.

Se piensa que puede haber desarrollos de proyectos de grados donde es necesario y de vital importancia hacer un estudio de mayor profundidad que permita el diseño por completo del avión lo cual se recomienda:

- Diseño y construcción del avión a escala con el fin de hacer pruebas aerodinámica.
- Diseño estructural, lo que permite identificar zonas de mayor esfuerzo, por medio de programación o simulación enmallando el modelo del avión.
- El diseño detallado del plano alar donde se haga un estudio detallado de la selección del perfil alar de la clasificación correcta del avión en régimen subsónico de alta velocidad, permitiendo finalmente la visualización detallada de cada componente con sus respectivas medidas permitiendo la maniobrabilidad, albergue de combustible etc.
- El diseño detallado del fuselaje que también permitirá la visualización de cada componente aeronáutico que permita el albergue de pasajeros y carga.
- El diseño detallado del empenaje con el fin que permita la visualización de todo componente aeronáutico con el fin de darle maniobrabilidad al avión.
- El diseño detallado del tren de aterrizaje permitiendo la visualización de cada componente, con sus respectivas medidas donde el avión pueda hacer despegues, aterrizajes, carreteo en tierra etc.
- El diseño detallado de las superficies de control permitiendo la visualización de cada componente que permitirán al avión hacer las diferentes maniobras en tierra y en vuelo.

BIBLIOGRAFIA

1. BOEING. DC-10/KC-10 TRANSPORT/TANKER. *Historical Snapshot*. [Online] 1995. <http://www.boeing.com/history/products/dc-10.page>.
2. 5wy5w. w45yw. w45yw4y. [Online] w54, 25.
3. Sadraey, Mohammad H. *aircraft design a systems engineering approach*. india : wiley, 2013.
4. Lloyd R, Jenkinson, Simpkin, Paul and Rhodes, Darren. *Civil Jet Aircraft Design*. london : arnold, 1999.
5. flightsim aviation zone. [Online] 2002-2015. [Cited: 12 5, 2014.] <http://www.flightsimaviation.com/>.
6. Boeing. DC-10/KC-10 TRANSPORT/TANKER. [Online] 199-2015. [Cited: 05 01, 2014.] <http://www.boeing.com/history/products/dc-10.page>.
7. martin, lockheed. L-1011: Luxury Among the Clouds. [Online] 2015. [Cited: 05 01, 2014.] <http://www.lockheedmartin.com/us/100years/stories/l-1011.html>.
8. Boeing. KOREAN AIR 747-8I. [Online] Korean Airlines, 2015 1995. [Cited: 05 01, 2014.] <http://www.boeing.com/commercial/747/?>.
9. Airbus. A380 The best solution for 21st century growth. [Online] Airbus, 2014. [Cited: 05 15, 2014.] <http://www.airbus.com/aircraftfamilies/passengeraircraft/a380family/>.
10. antonov. AN-225 Mriya / Super Heavy Transport. [Online] antonov, 2014. [Cited: 06 01, 2014.] <http://www.antonov.com/aircraft/transport-aircraft/an-225-mriya>.
11. turismo, Asociacion colombiana de agencia de viajes y. COMPORTAMIENTO DE LAS AGENCIAS DE VIAJES Y DEL TURISMO EN COLOMBIA Y EL MUNDO. [Online] 2011. [Cited: 02 15, 2015.] <http://www.anato.org/index.php/investigaciones>.
12. Creech, Gray. Public Affairs NASA Dryden Flight Research Center . [Online] NASA, 04 24, 2009. [Cited: 08 06, 2015.] http://www.nasa.gov/centers/dryden/Features/global_observer_wing_tests.html.
13. German Aerospace Center. Transport Aircraft Braunschweig . [Online] Institute of Aerodynamics and Flow Technology, 2014. [Cited: 09 12, 2015.]

file:///G:/proyecto%20de%20grado/20/DLR%20-%20Institut%20f%C3%BCr%20Aerodynamik%20und%20Str%C3%B6mungstechnik%20-%20The%20V.

14. Daniel Guerra. THE WING OF THE WBE. [Online] 2015. [Cited: 02 15, 2015.] [http://www.airliners.net/photo/Oneworld-\(British-Airways\)/Boeing-747-436/2599782/&sid=cefec5f058b7c8a0c1c66f711ab36ef7](http://www.airliners.net/photo/Oneworld-(British-Airways)/Boeing-747-436/2599782/&sid=cefec5f058b7c8a0c1c66f711ab36ef7).

15. —. THE WING OF THE WBE. [Online] 2015. [Cited: 02 15, 2015.] <http://www.airliners.net/photo/Emirates/Airbus-A380-861/2599934/&sid=1bab85fdc51b278fbfa44b23ec7d6e47>.

16. —. THE WING OF THE WBE. [Online] 2015. [Cited: 02 20, 2015.] <http://www.airliners.net/photo/Antonov-Design-Bureau/Antonov-An-225-Mriya/2214957/&sid=008a891ca18f2d2d61e4756858c5ea4b>.

17. AIRBUS. *Flight Deck and Systems Briefing for Pilots A 380-800* . s.l. : Issue 02, March 2006 .

18. DutchOps. Airbus A380 General Information. [Online] 2012. [Cited: 04 02, 2014.] http://www.dutchops.com/AC_Data/Airbus/Airbus_A380/Airbus_A380.htm.

19. interempresas. Renishaw Ibérica, S.A.U. . [Online] 2014. [Cited: 10 15, 2014.] <http://www.interempresas.net/MetalMecanica/Articulos/141906-Renishaw-patrocina-una-conferencia-internacional-sobre-fabricacion-aditiva-en-Reino-Unido.html>.

20. izaro. Tecnologías / Metal, CVD Diamante para herramientas de aeronáutica. [Online] 03 05, 2010. [Cited: 08 02, 2014.] <http://www.izaro.com/contenidos/ver.php?id=es&se=3&su=32&co=1291965200>.

21. AIRLINES, AIR FRANCE VIRTUAL. *Airbus A380-800 Aircraft Operations Manual*. s.l. : First Edition , March 1, 2010.

22. general electric aviation. The GE90 Engine. [Online] 2015. [Cited: 04 06, 2015.] <http://www.geaviation.com/commercial/engines/ge90/>.

23. Airbus. *AIRCRAFT CHARACTERISTICS AIRPORT AND MAINTENANCE PLANNING*. Francia : Blagnac Cedex, 30 de marzo de 2005.

24. Aerospace, Lundgren. The A340 Cabin Sinking The A340 And A350 . [Online] 11 14, 2005. [Cited: 09 17, 2014.] http://www.airliners.net/aviation-forums/general_aviation/print.main?id=2496042.

25. Airbus. A320 Family The best keeps getting better. [Online] 2015. [Cited: 06 13, 2015.]
<http://www.airbus.com/aircraftfamilies/passengeraircraft/a320family/a318/cabin-layout/>.
26. IP.Board. American tier V Bomber/Fighter suggestions. [Online] Community Forum Software , 07 03, 2015. [Cited: 09 16, 2015.]
<https://forum.warthunder.com/index.php?/topic/251911-american-tier-v-bomberfighter-suggestions/>.
27. Institute, Cambridge-MIT. The 'Silent' Aircraft Initiative. [Online] 2006 . [Cited: 09 23, 2015.] <http://silentaircraft.org/>.
28. Headquarters, Civil Air Patrol National. cuatro fuerzas basicas. [Online] 2009. [Cited: 06 08, 2015.] http://www.gocivilairpatrol.com/cuatro_fuerzas_basicas.html.
29. Vickers-Armstrongs. vc10. [Online] 1995. [Cited: 08 09, 2015.] www.vc10.net/history/comp_il62.html.
30. economista, el. Grietas del a380. [Online] 1988-2015. [Cited: 08 09, 2015.] www.eleconomista.com.mx/infografias/2012/01/20/grietas-alas-a380.
31. infodefensa. la estatal colombiana Satena recibe dos aviones Harbin Y-12. [Online] 04 08, 2014. [Cited: 09 06, 2015.]
<http://www.infodefensa.com/latam/2014/04/08/noticia-estatal-colombiana-satena-recibe-primeros-aviones-harbin.html>.
32. Hebborn, Andy. *A380 Landing Gear and Systems*. Hamburg : s.n., Junio de 2008.
33. V., Airbus 380 flight deck. Airbus a380. [Online] [Cited: 10 16, 2015.]
<http://a380flightdeck.tumblr.com/post/78534878367/landing-gear-footprint-airbus-a380-800-models>.
34. Boeing. *Airplane Characteristics for*. 2012.
35. Muñoz, Miguel Angel. PRINCIPIOS BÁSICOS SUPERFICIES DE MANDO Y CONTROL. [Online] [Cited: 09 25, 2015.]
<http://www.manualvuelo.com/PBV/PBV15.html>.
36. K., Johnson Paul. Mean Aerodynamic Chord. [Online] 2003. [Cited: 03 21, 2014.]
http://www.airfieldmodels.com/information_source/math_and_science_of_model_aircraft/formulas/mean_aerodynamic_chord.htm.

37. Scholz, Prof. Dr.-Ing. Dieter. *MSME, A Student Project of a Blended Wing Body, VELA (Very Efficient Large Aircraft), BMW*. hamburg : s.n., 2007.
38. Viscomi, José Fernando. *tren de aterrizaje Ministerio de Educación, Ciencia y Tecnología de la Nación*. Buenos Aires : 1ra ed, Instituto Nacional de Educación Tecnológica,, 2006.
39. Sajeel A, Akhtar and Lleixà Màrmol, Isaac. *tesis de grado, Estudio aerodinámico y estructural del ala del A380 y de su modificación, . catalunya* : s.n., 23 de Julio de 2010.
40. Roskam, J. *Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Control* . s.l. : DAR Corporation., 2007 .
41. Institute, Cambridge MIT. The 'Silent' Aircraft Initiative. [Online] 2006. [Cited: 09 23, 2015.] <http://silentaircraft.org/>.
42. Regulations, Federal Aviation. *Federal Aviation Regulations Part 25, Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes, Federal A Part 25, Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes, Federal Aviation Administration, Department of Transportation*. Washington. : s.n., 2011.
43. Roncero, Sergio Esteban. *Estabilidad y Control Preliminar*. sevilla : s.n., 2014.
44. Terrassa", escuela tecnica superior de ingenieros "industria aeronautica. *Diseño del Ala*.
45. Ramin Sedaghati, Elsayed M. *WING–BOX STRUCTURAL DESIGN*. Concordia University : s.n., 2006. CRIAQ 4.1-TASK 6.
46. Chris Conrad, Matt Eluk, Liz Craig. *Northrop YB-49*.
47. Roncero, Sergio Esteban. *MASTER DE CALIDAD EN LA INDUSTRIA*. Universidad de Sevilla : s.n., 09-07-2009.
48. RODRÍGUEZ, MARIO ALBERTO MÉNDEZ. *proyecto de grado "DISEÑO PRELIMINAR DE UNA AERONAVE EXPERIMENTAL PARA GRAN ALTURA"*. BOGOTÁ D.C. : s.n., 2009.
49. Sergio Esteban Roncero, Francisco Gavilán Jiménez. *Aeronaves y Vehículos Espaciales*. Universidad de Sevilla : s.n., 2009-2010.
50. universidad pontificia bolivariana. *Parámetros Aerodinamicos Caracteristicos para Perfiles y Alas*.

51. S. Norman, Currey. *Aircraft Landing Gear Desing: Principles and Practices*. wASHINGTON D.C : AIAA Education Series, 1988. ISBN 0930403-41-X.
52. Good Gear Airacraf tire. *Aircraft Tire Care & Maintenance*. U.S.A. : s.n., 02/2015.
53. Roncero, Sergio Esteban. *Estabilidad y Control Preliminar*. Universidad Sevilla : s.n., 2014.
54. Walt Blake, the Performance Training Group, Flight Operations Engineering, Boeing Commercial Airplanes. *JET TRANSPORT PERFORMANCE METHODS*. 2009. D6-1420.
55. Cruz, Francisco Javier González. *Diseño Aeronautico*. bogota : s.n., 02 de agosto de 2009.
56. D., Anderson John. *Introduction To Flight*. Maryland : Tercera edicion, 1989, 1985, 1978.
57. Raymer, Daniel P. *Aircraft Desing A Conceptual Approach Fourth Edition*. Instituto Americano Aeronautics and Astronomic : s.n.
58. Jenkinson, Lloyd R and Marchman III, James F. *Aircraft Desing Projects*. India : s.n., 2003.
59. Roscam, Jan. *Preliminary Sizing of Airplanes*. ottawa kansas : s.n., 1985.
60. D, Schiktanz and D, Scholz. *box wing fundamentals- an aircraft desing perspective*. Germani : s.n., 2011.
61. Airfoil Tools. Polars for NACA SC (2)-0610 AIRFOIL (Sc20610-il). [En línea] 2015. [Citado el: 19 de 08 de 2015.]
<http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=sc20610-il>
- 6.2 Airfoil Tools. Polars for NACA SC (2)-0606 AIRFOIL (Sc20606-il). [En línea] 2015. [Citado el: 20 de 08 de 2015.]
<http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=sc20606-il>
63. Airfoil Tools. Polars for NASA SC(2)-0706 AIRFOIL (sc20706-il). [En línea] 2015. [Citado el: 22 de 08 de 2015.]
<http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=sc20706-il>

64. Airfoil Tools. Polars for NASA 0012-il AIRFOIL (N0012-il). [En línea] 2015.
[Citado el: 05 de 09 de 2015.]
<http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=n0012-il>