

DISEÑO DE UNA AERONAVE ULTRALIVIANA

MÓNICA FLOREZ ARAGÓN

JOSÉ MANUEL SARACINO BOTERO

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE OCCIDENTE

FACULTAD DE INGENIERÍA

PROGRAMA DE INGENIERÍA MECÁNICA

SANTIAGO DE CALI

2004

DISEÑO DE UNA AERONAVE ULTRALIVIANA

MÓNICA FLOREZ ARAGÓN

JOSÉ MANUEL SARACINO BOTERO

Trabajo de grado para optar al título de Ingeniero Mecánico

Director

Ing. OSCAR CAMPO SALAZAR

Ingeniero Mecánico

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE OCCIDENTE

FACULTAD DE INGENIERÍA

PROGRAMA DE INGENIERÍA MECÁNICA

SANTIAGO DE CALI

2004

Nota de Aceptación

Trabajo aprobado por el Comité de Grado en Cumplimiento de los requisitos, exigidos por la Universidad Autónoma de Occidente para optar el Título de Ingeniero Mecánico.

Ing. OSCAR CAMPO SALAZAR
Director Proyecto
Ingeniero Mecánico MSc.

Ing. PETER THOMPSON
Ing. Aeronáutico PhD.
Jurado

Ing. MIGUEL ANGEL HIDALGO SALAZAR
Ing. Mecánico
Jurado

Santiago de Cali, 11 de febrero de 2004

Dedico este triunfo primero que todo a Dios, ese ser sublime y maravilloso que al cerrar mis ojos e imaginarlo me llena de una luz infinita que guía mis pasos e ilumina mi vida entera, porque por Él, veo realizados todos mis sueños y triunfos.

A mis padres, hermanos y sobrina, personas tan importantes en este proyecto, porque me han dado su apoyo incondicional, en ellos he encontrado una voz de aliento, un consejo a tiempo y respaldo.

A mi hija ese ser frágil y tierno, parte de mí, que con solo verla siento un regocijo en el corazón, es mi aliciente diario, es el reflejo vivo de Dios, convirtiéndose en la más grande inspiración de mi vida, trabajo y de mis estudios, porque gracias a este sentimiento me da un infinito deseo de superación, de salir adelante y ser cada día mejor.

A mis profesores por su amistad y compromiso, por ayudarme en los momentos más difíciles e importantes de mi carrera. Y a mi amada Universidad por contribuir en mi realización profesional.

A mi compañero de tesis, José Manuel, a ti por tú dedicación y compromiso durante estos años para sacar este maravilloso proyecto adelante.

Mónica Flórez Aragón

A mi amada esposa Andrea por tantas noches robadas.

José Manuel Saracino Botero

AGRADECIMIENTOS

A Dios por todas las bendiciones que me ha dado en la vida y la fortaleza para afrontar los momentos difíciles.

Andreita, por ser mi amiga, consejera, esposa, por poder contar contigo en todo momento y ante todo mi gran amor. Valerio y Marcelo los tesoros que llenan las habitaciones de nuestro hogar.

Mamá, gracias por enseñarme de tu sabiduría y dedicación en la siembra de tus hijos.

Juan y Loncho mis grandes amigos.

Papá y Nino gracias por haber dejado tanta felicidad en mí.

Iván y Clemen por contar con ustedes siempre.

Mónica por acompañarme y creer en este proyecto con tanta dedicación.

A los Ingenieros Peter Thomson y Héctor Jaramillo, por su invaluable interés en nuestro proyecto.

Paola, angélica, Melo, David, Nicole, Irene, Jhon, Liliana, Blanca Lucía, Carlos Sánchez, Carlos Cote, Jimmy Costa, gracias y los quiero mucho.

A mi Universidad y profesores por haberme permitido disfrutar tanto estos años de estudio, sigan sembrando en el conocimiento, pero sobre todo sigan siendo tan humanos. Gracias Carlos Aponte, Hugo Cenen Hoyos, Sonia Gómez, Adolfo León Gómez, Jaime Sánchez, David Ramírez, Journey Jaramillo, Emerson Escobar, Miguel Ángel Hidalgo, Oscar Campo, Jorge Rengifo y Giovanni González.

A todo el personal de laboratorios de mecánica por su disposición, paciencia y amistad.

Berta y Stella que hubiera sido sin ustedes, gracias por todo.

A mis compañeros de FAC, Servicio Aéreo, Helicol, Avianca- Sam, gracias por permitirme compartir la inmensidad del cielo.

*Hugo y Germán, lo que empezó como charla en vuelo termino siendo este proyecto.
A todos los que no están aquí y han tocado mi vida, gracias.*

José Manuel Saracino

*“ Solo tan lejos como queremos podemos ir,
solo tanto como soñamos podemos ser ”.*

CONTENIDO

	Pág.
INTRODUCCIÓN	1
1. OBJETIVOS	9
1.1 OBJETIVO GENERAL	9
1.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS	9
2. PARTES DEL AVION	10
2.1 FUSELAJE	11
2.2 ALAS	11
2.2.1 Geometría del perfil	11
2.2.2 Características y geometría	13
2.2.2.1 Ala de referencia	13
2.2.2.2 Envergadura (b)	14
2.2.2.3 Cuerda media aerodinámica (MAC)	14
2.2.2.4 Alargamiento (A)	15
2.2.2.5 Razón de estrechamiento (λ)	16
2.2.2.6 Flecha (Λ)	16
2.2.2.7 Torsión	17

2.2.2.8 Incidencia	18
2.2.2.9 Dihedro (δ)	19
2.2.3 Forma en planta del ala	19
2.2.4 Posición	20
2.2.5 Tipos de extremos	23
2.3 ESTABILIZADORES O COLA	24
2.3.1 Funciones	24
2.3.2 Tipos de colas	27
2.4 MOTORES	27
2.4.1 Motores alternativos	28
2.4.2 Motores de reacción	28
2.5. HELICIES	32
2.6. TREN DE ATERRIZAJE	34
2.7 SUPERFICIES DE CONTROL	34
3. AERODINAMICA	38
3.1 DEFINICION DE AERODINAMICA	38
3.2 CONCEPTO DE FLUIDO	38
3.2.1 Propiedades fundamentales de los fluidos	38
3.2.1.1 Temperatura	38
3.2.1.2 Presión	39
3.2.1.3 Densidad	39

3.2.1.4	Peso específico	40
3.2.1.5	Viscosidad	40
3.3	DESCRIPCION DEL FLUJO ALREDEDOR DE UN CUERPO EN MOVIMIENTO	42
3.4	ANALISIS DIMENSIONAL	45
3.4.1	Aplicación del análisis dimensional	46
3.5	FUERZAS AERODINAMICAS	51
3.6	RESISTENCIA AERODINAMICA	55
3.7	SUSTENTACION	57
3.8	ALAS	59
3.8.1	Circulación	59
3.8.2	Superposición de flujos	61
3.8.3	Teorema de Kutta-Zhukovski	63
3.8.4	Teoremas de Helmholtz	63
3.8.5	Teoría de la sustentación del ala	64
3.8.6	Distribución elíptica de la sustentación	68
3.8.7	Alas elípticas de envergadura infinita	68
3.8.8	Alas elípticas de envergadura finita	69
3.8.9	Curvas características de los perfiles	71
3.8.10	Pendiente de la curva del coeficiente de sustentación	72
3.8.11	Dispositivos hipersustentadores ó Flaps	73

3.9 RESISTENCIAS AL AVANCE	77
3.9.1 Resistencia Parásita	80
3.9.1.1 Coeficiente de fricción superficial (C_f)	81
3.9.1.2 Factores de forma (FF)	83
3.9.1.3 Factores de interferencia (Q)	84
3.9.1.4 Resistencias misceláneas	84
3.9.1.4.1 Resistencia por inclinación posterior del fuselaje	85
3.9.1.4.2 Tren de aterrizaje	86
3.9.1.4.3 Flaps	86
3.9.1.4.4 Cabina	87
3.9.1.4.5 Protuberancias	87
3.9.1.5 Resistencias del motor	88
3.9.1.6 Determinación del área bañada por el aire	89
4. PRINCIPIOS DE DISEÑO DE AVIONES	92
4.1 FASES DEL DISEÑO DE AVIONES	92
4.1.1 Exploración inicial	94
4.1.2 Diseño conceptual	95
4.1.3 Diseño preliminar	95
4.1.4 Diseño detallado	96
4.2 DIMENSIONAMIENTO A PARTIR DE UN ESTUDIO PRELIMINAR CONCEPTUAL	96
4.2.1 Requerimientos del diseño	97

4.2.2 Composición del peso al despegue	97
4.2.2.1 Estimación de la fracción de peso vacío (W_e/W_o)	98
4.2.2.2 Relación Empuje-Peso (T/W)	99
4.2.2.3 Estimación de la fracción de combustible (W_f/W_o)	99
4.2.3 Tipos de misión	100
4.2.3.1 Fracciones de peso de los segmentos de la misión	101
4.2.4 Calculo del peso bruto al despegue	107
4.2.4.2 Carga Alar (W/S)	109
4.2.5 Dimensionamiento de los requerimientos de la velocidad de perdida	114
4.2.6 Dimensionamiento de los requerimientos de distancia de despegue	116
4.2.7 Dimensionamiento de los requerimientos de la distancia de aterrizaje	117
4.2.8 Aterrizaje (Landing)	118
4.2.9 Dimensionamiento de los requerimientos del ascenso	118
4.2.10 Método para encontrar la resistencia polar a bajas velocidades	120
4.2.11 Dimensionamiento de los requerimientos de la velocidad de crucero	121
4.2.12 Dimensionamiento de los requerimientos de tiempo de ascenso	121
5. SISTEMA DE PROPULSIÓN	122
5.1 SELECCIÓN DEL SISTEMA DE PROPULSIÓN	122
5.2 INTREGRACIÓN DE LA HELICE AL MOTOR	123
5.2.1 Desempeño de la hélice	125
5.2.2 Localización de la hélice	129

5.3 INTEGRACIÓN DEL SISTEMA DE PROPULSIÓN	130
5.4 MÉTODO DE PREDICCIÓN DE POTENCIA INSTALADA /EXTRAÍDA	130
5.4.1 Requerimientos de extracción de potencia	131
5.4.1.2 Requerimientos de extracción de potencia mecánica	131
5.5 DIMENSIONAMIENTO E INTEGRACIÓN DE LA ENTRADA DE AIRE AL MOTOR	132
5.6 DIMENSIONAMIENTO E INTEGRACION DEL EXHOSTO	133
5.7 CONSIDERACIONES DE MANTENIBILIDAD Y ACCESO	134
5.8 CONSIERACIONES DE SEGURIDAD	134
5.8.1 Seguridad e instalación	134
5.8.2 Operaciones seguras en tierra	135
5.9 CONSIDERACIONES ESTRUCTURALES DEL MOTOR	135
6. DIMENSIONAMIENTO DE LA GEOMETRIA DEL AVION	136
6.1 FUSELAJE	136
6.2 ALA	137
6.2.1 Verificación de los coeficientes de sustentación y dimensionamiento de los flaps	138
6.2.2 Calculo de la superficie hipersustentadora	139
6.2.3 Superficies de control	141
6.3 TANQUES DE COMBUSTIBLE	142
6.4 COLA	143
6.5 ANALISIS DE PESOS Y BALANCE	151

6.6 UBICACIÓN Y DIMENSIONAMIENTO DEL TREN DE ATERRIZAJE	155
6.6.1 Función de los componentes del tren de aterrizaje	156
6.6.2 Cargas longitudinales y laterales	157
6.6.3 Calculo de la máxima carga estática por strut	157
6.6.4 Llantas	158
6.6.5 Dimensionamiento de tren de resorte de hoja	159
7. ESTABILIDAD	162
7.1 Estabilidad	162
7.1.1 Estabilidad estática y control longitudinal	163
7.1.1.1 Ecuaciones del momento de cabeceo	163
7.1.1.2 Estabilidad estática	166
7.1.1.2.1 Centro aerodinámico (X_{ac})	167
7.1.1.2.2 Coeficientes de sustentación en ala y cola	167
7.1.1.2.3 Momento de cabeceo del ala (C_{mw}) e incremento debido a la deflexión del flap (C_{mwdf})	168
7.1.1.2.4 Downwash y Upwash (ϵ , ϵ_u)	169
7.1.1.2.5 Momento de cabeceo del fuselaje ($C_{m fus}$)	172
7.1.1.2.6 Efectos del empuje del motor	172
8. CARGAS SOBRE EL ALA	176
8.1 CONSIDERACIONES GENERALES	176
8.2 CARGAS DE MANIOBRA	176

8.3 CARGAS DE RACHA	180
8.4 FUERZAS DE INERCIA	182
8.5 DATOS AERODINAMICOS REQUERIDOS PARA EL ANALISIS ESTRUCTURAL	185
8.5.1 Distribución de la sustentación y la resistencia a lo largo de la envergadura	186
8.6 BALANCEO DEL AVION	189
8.7 DIAGRAMA VELOCIDAD FACTOR DE CARGA (V-n)	193
8.8 FUERZAS CORTANTES Y MOMENTOS DE FLEXION PRODUCIDOS SOBRE EL ALA	197
8.9 FLEXIÓN EN VIGAS	197
8.9.1 Flexión en vigas simétricas y asimétricas	198
8.9.2 Esfuerzos cortantes en vigas	202
8.9.2.1. Secciones abiertas de pared delgada y sección transversal constante	202
8.9.2.2 Fórmula generalizada del cortante	202
8.10 CARGAS DE DISEÑO Y FACTOR DE SEGURIDAD	207
8.11 ANÁLISIS ESTRUCTURAL POR ELEMENTOS FINITOS	208
9. CALCULOS DEL ANDREA 1	211
10. CONCLUSIONES	252
BIBLIOGRAFÍA	285

LISTA DE FIGURAS

	Pág
Fig 2.1 Partes del avión	10
Fig 2.2 Geometría y nomenclatura del perfil	12
Fig 2.3 Geometría del ala	14
Fig 2.4 Cuerda media aerodinámica	15
Fig 2.5 Flecha del ala	17
Fig 2.6 Torsión geométrica	18
Fig 2.7 Dihedro	19
Fig 2.8 Forma del ala en planta	20
Fig 2.9 Ala alta	21
Fig 2.10 Ala media	22
Fig 2.11 Ala baja	23
Fig 2.12 Tipos de extremos	24
Fig 2.13 Cola	25
Fig 2.14 Tipos de colas	27
Fig 2.15 Tipos de motores a reacción	29
Fig 2.16 Sección de una hélice	32
Fig. 2.17a Velocidad resultante del aire	33
Fig. 2.17b Ángulos característicos	33

Fig. 2.18 Localización de la hélice	34
Fig. 2.19 Superficies de control y desplazamientos angulares	36
Fig. 2.20 Spoilers y Flaps	37
Fig. 2.21 Desplazamientos angulares	37
Fig 3.1 Viscosidad	41
Fig 3.2 Flujo de aire para un sistema fijo en tierra	44
Fig 3.3 Flujo de aire para un sistema fijo al avión	45
Fig 3.4 Fuerzas normal y tangencial sobre un perfil	47
Fig 3.5 Fuerza y momento resultante sobre un cuerpo	48
Fig 3.6 Componentes de la fuerza resultante	52
Fig 3.7 Momentos aerodinámicos y ejes de referencia	53
Fig 3.8 Capa límite	56
Fig 3.9 Distribución típica de presiones sobre un perfil	58
Fig 3.10 Circulación	60
Fig 3.11 Circulación en trayectoria cerrada	60
Fig 3.12 Superposición de flujos	62
Fig 3.13 Flujo compuesto	62
Fig 3.14 Remolinos vinculado y marginales	65
Fig 3.15 Composición de la velocidad resultante	67
Fig 3.16 Coeficientes de sustentación y resistencia en el ala infinita	69

Fig 3.17	Coeficientes de sustentación y resistencia en el ala finita	70
Fig 3.18	Curva característica de C_L y C_M en función de α	72
Fig 3.19	Curva característica de C_D y C_M	72
Fig 3.20	Tipos de flaps	74
Fig 3.21	Efectos de los flaps	75
Fig 3.22	Parámetro de efectividad a_δ	77
Fig 3.23	Curva polar de resistencia	79
Fig 3.24	Inclinación posterior del fuselaje	85
Fig 3.25	Estimación del área bañada	90
Fig 3.26	Estimación rápida del área bañada del fuselaje	90
Fig 3.27	Determinación exacta del área rallada	91

LISTA DE TABLAS

	Pág
Tabla 3.1 Coeficientes de fricción superficial equivalente	80
Tabla 3.2 Valores de rugosidad superficial	82
Tabla 3.3 Resistencia de los componentes del tren	86
Tabla 4.1 Niveles de diseño	94
Tabla 4.2 Fracciones de peso en vacío Vs. Peso Bruto de diseño al despegue	99
Tabla 4.3 Consumo específico de combustible	105
Tabla 4.4 Consumo específico de combustible equivalente	106
Tabla 4.5 Calculo de las fracciones de combustible	109
Tabla 4.6 Valores típicos para el coeficiente máximo de sustentación	116
Tabla 5.1 Relación entre potencia máxima, diámetro de la hélice y número de palas para Homebuilt y aviones de un solo motor certificados con la FAR 23	130
Tabla 5.2 Resumen de requerimientos de extracción de potencia	132
Tabla 6.1 Longitud del fuselaje	136
Tabla 6.2 Contribución aproximada en la sustentación por los flaps	139
Tabla 6.3 Coeficiente de sustentación flaps	140
Tabla 6.4 Densidades de combustibles	143
Tabla 6.5 Coeficientes de volumen de los estabilizadores	146
Tabla 6.6 Brazos de momento	146
Tabla 6.7 Dimensiones de la llanta	158

Tabla 6.8 Factores de carga del tren 159

Tabla 8.1 Categorías de cargas 176

GLOSARIO

ACTUACIÓN: Cualidades de un avión que pueden ser expresadas como cantidades, por ejemplo, la velocidad.

ALCANCE: Distancia que puede viajar un avión bajo ciertas condiciones con los tanques llenos.

ALAS: Las alas, superficies sustentadoras o planos, son los componentes que de forma adecuada están destinados a producir la sustentación aerodinámica de un avión, por su movimiento con relación al aire.

ALARGAMIENTO (A). El Alargamiento o Aspect ratio es una relación de fineza del ala y es útil para la determinación de las características aerodinámicas y peso estructural.

ANGULO DE ATAQUE (α): Es el ángulo formado por la cuerda y la dirección del viento relativo.

AVIÓNICA: Son todos aquellos componentes electrónicos del avión en los que se incluyen radio, instrumentos de vuelo, ayudas de navegación, computadores de control de vuelo, radar y otros sensores del avión tales como detectores infrarrojos.

BARRENA: Movimiento del avión en espiral descendente alrededor de su eje longitudinal.

BORDE DE ATAQUE: Es la parte delantera del perfil por donde éste recibe el viento.

BORDE DE SALIDA: Es la punta o borde trasero del perfil por donde el viento se aleja de éste.

CABECEO (M, EN INGLÉS PITCHING MOMENT): Momento alrededor de un eje transversal, perpendicular a la dirección del movimiento y a la de la sustentación, tomado como positivo cuando tiende a levantar la parte delantera del avión.

CARGA ALAR (W/S). La carga alar es el peso del avión dividido por el área de referencia del ala.

CUERDA (C): Está definida como la línea recta que une los bordes de ataque y salida.

CUERDA MEDIA AERODINÁMICA (MAC). Es el promedio ponderado de todas las cuerdas de las secciones del ala.

DERRAPE (N, EN INGLÉS YAWING MOMENT): Momento alrededor de un eje coincidente con la dirección de la sustentación, tomado como positivo cuando tiende a

hacer girar el cuerpo de izquierda a derecha (para un observador situado en el cuerpo mirando en la dirección del movimiento).

DIHEDRO (δ). El ángulo dihedral del ala es el formado por ésta con un plano horizontal, cuando es visto el avión de frente. El ángulo dihedral afecta las características de estabilidad lateral del avión.

DISPOSITIVOS HIPERSUSTENTADORES Ó FLAPS. Los flaps son superficies móviles que se instalan generalmente en el borde de salida del ala. Estas superficies están articuladas o pivotadas en el ala y se emplean para aumentar la sustentación cuando la velocidad del avión es pequeña, en las fases de despegue y aterrizaje.

ELÉCTRICOS: Un sistema eléctrico suministra la potencia eléctrica a los elementos de la aviónica así como también a los elementos hidráulicos, aire acondicionado, luces y otros subsistemas. El sistema eléctrico se compone de baterías, generadores, transformadores, controles eléctricos, switches y cables.

ENVERGADURA (b). Es la longitud transversal máxima de un ala entre sus extremos, de un lado a otro del avión

ESPESOR (t): Es la separación máxima, perpendicular a la cuerda, entre las superficies superior e inferior

FLECHA (Λ). Es el ángulo que forma la línea del 25% de la cuerda y una perpendicular al eje longitudinal del avión. (Sweep angle).

FUSELAJE: Es el cuerpo longitudinal y alargado en el sentido del movimiento del avión, que sirve para alojar los pasajeros, la carga y los mecanismos necesarios para controlar el avión.

INCIDENCIA. El ángulo de incidencia del ala es ángulo de inclinación de ésta con respecto al fuselaje.

MANIOBRABILIDAD: Es la cualidad en un avión que determina la velocidad a la cual su dirección de vuelo y posición pueden ser cambiadas.

LÍNEA DE CURVATURA MEDIA: Es la línea equidistante a las superficies superior e inferior.

RAZÓN DE ESTRECHAMIENTO (λ). La Razón de estrechamiento o Taper ratio es la relación entre la cuerda del ala en el extremo y la cuerda en la raíz sobre la línea central.

TECHO DE CRUCERO: Máxima altitud a la cual es posible mantener la mínima velocidad de crucero sin exceder la máxima potencia de salida con mezcla pobre.

TRAYECTORIA DE VUELO: Trayectoria del centro de gravedad de un avión con respecto a la tierra.

VELOCIDAD ASCENSIONAL: Velocidad a la cual un avión asciende en relación a la superficie de la tierra.

VELOCIDAD RELATIVA DEL AIRE: Velocidad del centro de gravedad de un avión con respecto al aire.

VELOCIDAD DE CRUCERO: Velocidad a la cual el vuelo normal horizontal es mantenido para una gran parte del trayecto.

RESUMEN

La Industria aeronáutica es en el mundo una de las empresas con mayor avance y desarrollo tecnológico, no sólo en el área de diseño de aviones en sí, sino también en el campo de los materiales, sistemas electrónicos, procesos de manufactura y sistemas de simulación por computador entre otros; pues existe un trabajo interdisciplinario para lograr los aviones modernos de hoy en día.

En nuestro país, la aviación llegó a principios de siglo y ha sido desde entonces una empresa que ha florecido hasta nuestros días, habiendo en la actualidad mas de un centenar de estas. A pesar de esto, ha sido muy poco el desarrollo que ha tenido la industria aeronáutica y ejemplo de esto son empresas como Aviones de Colombia y AeroLeaver, únicas pioneras en el diseño y construcción de aeronaves.

El presente proyecto “Diseño de una aeronave ultraliviana” es el primero en su género que se desarrolla como tesis de grado en la Universidad Autónoma, además es considerado por el autor como la base para abrir una línea de investigación en áreas como aerodinámica, diseño de aviones, estructuras de aviación, etc en la universidad.

El procedimiento empleado para el desarrollo del trabajo consistirá en seguir paso a paso los parámetros establecidos por el diseño conceptual, que es en la actualidad el marco de referencia de la mayoría de las empresas constructoras de aviones.

Adicionalmente el diseño del ultraliviano será siguiendo los parámetros de diseño de un avión convencional y se cumplirá las rígidas normas para estos.

INTRODUCCION

Desde los días del mítico Dedalo de la antigua Grecia, el hombre ha deseado volar como las aves. Durante siglos algunos creyeron que si conseguían imitar a las aves y el movimiento de sus alas serian capaces de volar. En la edad media en Europa numerosos experimentadores imprudentes se ataron alas al cuerpo y se lanzaron al aire desde torres y acantilados para caer directamente al suelo a veces con resultados fatales. Mas tarde Leonardo Da Vinci realizó intensos estudios para descubrir los secretos del vuelo tratando de imitar a las aves pero sabia que la fuerza humana no era suficiente para agitar las alas así que diseño el “ornitóptero” o maquinas para realizar el movimiento parecido al de las aves. Leonardo nunca intento construir esta maquina pero sus ideas constituyen uno de los primeros intentos científicos de inventar una maquina voladora.

No fueron unas alas las primeras en elevar a un hombre sobre el cielo sino un globo lleno de aire caliente, pues alguien había pensado que un globo con un gas más liviano que el aire volaría como un barco sobre el agua, el problema estaba en encontrar ese gas. En 1783 los hermanos Montgolfier construyeron un enorme globo de papel y lo llenaron con aire caliente, pues este es menos denso que el aire frío, elevándose sobre Paris. A los quince días sé realizo en esta misma ciudad la demostración de Jacques

Charles y M. Robert con un globo de seda reforzado con caucho pero utilizando hidrógeno que era mucho mas práctico.

Durante algún tiempo pareció que el futuro del vuelo residía en los globos y aeronaves más ligeras que el aire. Pero el ingeniero británico George C Cayley era de otra opinión. Estaba convencido de que las alas también podían llevar al hombre por el aire. Su fuente de inspiración fue un juguete: la cometa. Ingeniosos experimentos realizados con cometas enseñaron a Cayley tanto sobre como las alas se elevan por el aire que pudo construir una versión a escala humana, el primer auténtico planeador de la historia. Otros siguieron probando suerte con los planeadores pero nadie tenía idea clara de cómo controlar su aeroplano en el aire. En la década de 1890 un joven alemán llamado Otto Lilenthal construyó una serie de pequeños y frágiles planeadores y consiguió realizar vuelos controlados siendo considerado el primer aviador del mundo.

En un planeador era posible volar pero no por mucho tiempo. Para recorrer volando una distancia considerable se necesitaba un motor. En 1845, dos ingleses Willian Henson y Jhon Stringfellow, habían construido una maqueta de aeroplano impulsada por un motor de vapor (el único disponible para su época), que pesaba muy poco. No se sabe si este modelo realmente despegó del suelo, pero demostró que la idea de una maquina voladora accionada por un motor había dejado de ser un sueño.

A lo largo de los siguientes 50 años, muchos ingenieros imaginativos trataron de hacer volar aeronaves con motores de vapor, tanto en maquetas como en aeronaves reales. Pero estos motores de vapor resultaron ser de muy poca potencia o ser demasiado pesados y para que el vuelo con motor fuera una realidad se necesitó la invención de potentes y compactos motores de gasolina.

En el verano de 1901 en Carolina del Norte los hermanos Wright estaban tratando de volar su segundo planeador basándose en los estudios aerodinámicos del pionero alemán Otto Lilienthal (1848-1896) y de Samuel Pierpont Langley (1834-1906) sin obtener resultados satisfactorios. Así que empezaron a dudar de los datos que habían obtenido para sus diseños anteriores. En el otoño de 1901 diseñaron y construyeron un túnel de viento donde probaron más de 200 perfiles aerodinámicos, basados en sus experiencias tenían nueva información a la mano y diseñaron un nuevo planeador en la primavera de 1902 completando casi mil horas de vuelo durante el verano y el otoño de ese año. Vuelven a Kitty Hawk, Carolina del Norte para continuar sus esfuerzos para volar con motor, voló 40 metros luego se posó en el suelo sin contratiempos. Se había llevado a cabo el primer vuelo continuado y controlado en un aeroplano impulsado por motor. La noticia de la hazaña de los hermanos Wright fue recibida con incredulidad en Europa, pero su éxito no fue casualidad. Cuando los hermanos Wright llevaron su aeroplano a Francia estaba muy claro que iban muy por delante de los pioneros de la aviación en Europa. Pero la aviación realizaba grandes progresos en todas partes del

mundo a una velocidad asombrosa. Los vuelos ininterrumpidos eran cosa normal. En 1909, Louis Bleriot cruzo en uno de sus pequeños y elegantes aeroplanos los 41 km que separan Francia de Inglaterra sobre el canal de la mancha.

A los veinte años que siguieron a la celebración de la primera exhibición aérea internacional que tuvo lugar en agosto de 1909 en Reims (Francia), la aviación progreso a un ritmo asombroso. Para 1929 los primitivos aviones de madera eran objetos del pasado y nuevos aviones con fuselajes de metal y alas aerodinámicamente eficientes surcaban el cielo a velocidades que antes no podía soñarse.

El nacimiento del motor a reacción a finales de la década de 1930 significó una revolución en la aviación. En esa época algunos aviones dotados con motores a pistón de elevada potencia volaban a velocidades mayores a los 700 km/hora, pero a costa de quemar gran cantidad de combustible. Los motores a reacción alcanzan estas velocidades con tanta facilidad que a comienzos de los años sesenta hasta los enormes aviones de pasajeros de las líneas regulares conseguían mayores velocidades y algunos reactores militares alcanzaban 2500 Km/ hora mas del doble de la velocidad del sonido.

Desde los primeros días de los vuelos con motor, los entusiastas soñaron con pequeños aviones que fueran los suficientemente económicos y prácticos como para

poder ser utilizados por la gente corriente. En 1973 el australiano John Dickenson Rogallo, pionero de las alas delta, empezó a experimentar con una de estas alas y un motor de sierra de cadena que accionaba una hélice propulsora detrás del piloto. Su invento no era muy seguro, pero funcionó: había nacido el ultraliviano. Desde entonces la forma en que el motor está instalado se ha hecho mucho más práctica y segura. Se ha perfeccionado la estructura para que pueda soportar más carga. En la actualidad los ultralivianos vuelan por todo el mundo, algunos conservan alas flexibles, otros han evolucionado hasta convertirse en aviones más pequeños con planos fijos y superficies de control.

Nuestro país nunca ha estado al margen de la evolución aeronáutica pues nuestra Fuerza Aérea da sus primeros inicios mediante la Ley 15 del 7 de septiembre de 1916 por el cual se dispone del envío al exterior de dos comisiones de estudio de doce oficiales del ejército para aprender los nuevos procedimientos de guerra, los sistemas de armamento y de táctica, la aviación militar, administración del ejército, defensa de puertos con submarinos y minas.

El Congreso mediante la Ley 126 del 31 de diciembre de 1919, por la cual se crea la ESCUELA MILITAR y se dictan medidas de aviación, introduce en el ejército la Aviación como quinta arma.

El curso numero 1 de pilotos colombianos comenzó el 15 de febrero de 1921 en Flandes, Tolima donde estuvo ubicada la primera Escuela Militar de Aviación en Colombia. Para darle una estructura propia a la Fuerza Aérea Colombiana varias misiones aéreas fueron contratadas por el gobierno nacional entre 1920 y 1936.

Misión Francesa	1921-1922.
Misión Suiza	1924-1928.
Misión Francesa	1929-1931.
Misión alemana	1933-1934.
Misión Cubana	1934-1935.
Misión Estadounidense	1935-1936.

Cabe anotar que en nuestro país también fue fundada la segunda aerolínea más antigua del mundo: Sociedad Colombo Alemana de transportes Aéreos (SCADTA, hoy en día AVIANCA), que fue vital durante el desarrollo de la guerra Colombo-Peruana (1932-1934) pues la incipiente Fuerza Aérea Colombiana no disponía de pistas de aterrizaje en las selvas del sur y la única forma de llegar era utilizando aviones anfibios. El decreto 2172 (10 de diciembre de 1920) ordenó la primera reorganización de la aviación militar colombiana y también le dio poder para diseñar y ejecutar todos los mecanismos de control necesarios sobre la aviación comercial, incluidos aeropuertos y los sistemas de navegación de la época.

Posteriormente el decreto 1530 (4 de septiembre de 1931) dispuso que la aviación civil y comercial pasara al Ministerio de industrias , pero le siguió confiando a la aviación militar la facultad de reglamentar, asegurar, organizar y establecer un riguroso control sobre ella. Así mismo, la encargo de su movilización, de su navegación y sobre todo dispuso que en caso de turbación del orden publico nacional, todas las aeronaves civiles quedaran a ordenes del Ministerio de guerra con todo su personal y material.

Cuando se presento el conflicto y ante las circunstancias que rodeaban ese momento nuestra aviación militar, además de la gran movilización patriótica, el gobierno nacional utilizó este recurso mientras se conseguían los aviones militares adecuados a la situación; SCADTA la única empresa comercial que poseía aparatos sobre flotadores, ideales y precisos para operar en los ríos del sur en apoyo del destacamento del AMAZONAS se involucro en el caso. El objetivo inicial fue el de establecer un puente aéreo entre el centro del país y las apartadas regiones del Putumayo y el Amazonas, prestando servicios de reconocimiento y de transporte aéreo de personal, equipo militar, enfermos, heridos y correo.

Aunque nuestro país fue pionero en el área operacional aérea, no se incentivo la investigación y la experimentación dando como resultado una inexistente industria aeronáutica para las necesidades de un país con condiciones topográficas extremas.

La Industria aeronáutica es en el mundo una de las empresas con mayor avance y desarrollo tecnológico, no sólo en el área de diseño de aviones en sí, sino también en el campo de los materiales, sistemas electrónicos, procesos de manufactura y sistemas de simulación por computador entre otros; pues existe un trabajo interdisciplinario para lograr los aviones modernos de hoy en día.

El presente proyecto es el primero en su género que se desarrolla como tesis de grado en la Universidad Autónoma, además es considerado por los autores como la base para despertar el interés por parte de la comunidad estudiantil con el fin de finalizar este proyecto de investigación en áreas como aerodinámica, diseño de aviones, estructuras de aviación, etc., en la universidad.

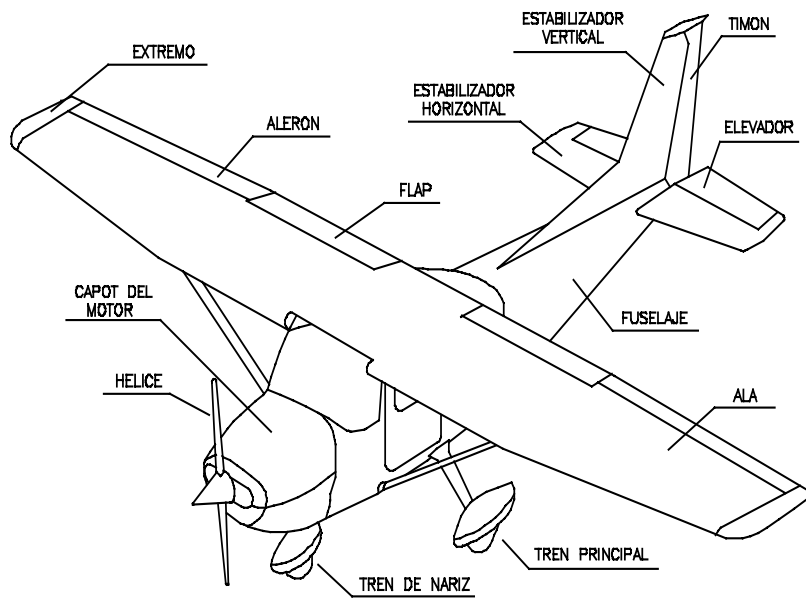
La metodología a utilizar está descrita detalladamente en el capítulo 3, Software a utilizar será:

- AAA versión 2.3 (Advance Aircraft Analysis)
- Cobalto (Modelador CAD)
- Algor (Método de Elementos Finitos).

Adicionalmente el diseño del ultraliviano será siguiendo los parámetros de diseño de un avión convencional (Homebuilt – FAR 23) debido a que en nuestro país es limitada la reglamentación sobre construcción de aeronaves.

2. PARTES DEL AVION

Fig 2.1 Partes del avión



En este primer capítulo se dan a conocer las partes que componen un avión, explicándose de manera muy precisa qué es cada una de éstas y su función como parte de un todo.

En la Fig 2.1 se observan las principales partes de las que está constituido en general cualquier avión.

2.1 FUSELAJE

Es el cuerpo longitudinal y alargado en el sentido del movimiento del avión, que sirve para alojar los pasajeros, la carga y los mecanismos necesarios para controlar el avión. Algunas veces el motor se ubica en la parte delantera o en el extremo posterior de éste. En cierta forma, el fuselaje es la parte principal del avión si se tiene en cuenta que el resto de los componentes se unen a él.

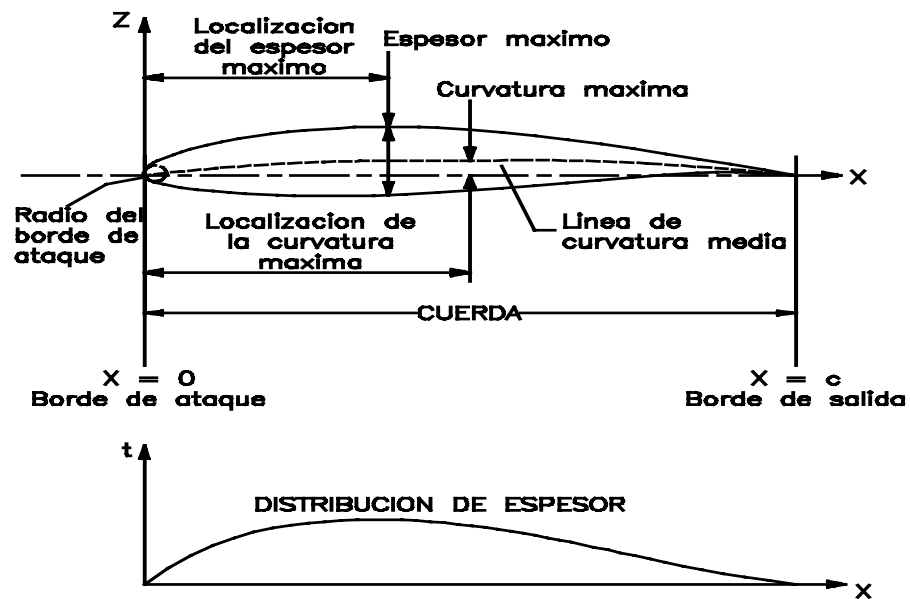
2.2 ALAS

Las alas, superficies sustentadoras o planos, son los componentes que de forma adecuada están destinados a producir la sustentación aerodinámica de un avión, por su movimiento con relación al aire. Con frecuencia se les denomina como superficies o planos, debido a que sus dimensiones de longitud y ancho son normalmente mucho mayores que la altura. Recibe el nombre de célula sustentadora el conjunto de las superficies sustentadoras de un avión con sus sistemas sujeción y arriostramiento.

2.2.1 Geometría del perfil. Se llama perfil de un ala a la sección transversal de ésta en la dirección del movimiento. La sustentación generada por un ala depende en su

mayor parte de la geometría del perfil. Los parámetros geométricos que tienen un efecto importante sobre las características aerodinámicas de un perfil son:

Fig 2.2 Geometría y nomenclatura del perfil



- **Borde de ataque:** Es la parte delantera del perfil por donde éste recibe el viento. El borde de ataque de los perfiles usados en aplicaciones subsónicas es redondeado, con un radio del orden del 1% de la longitud de la cuerda y es tangente a la superficies superior e inferior.

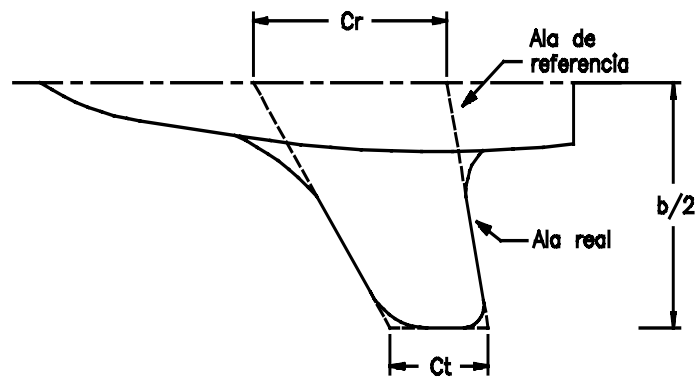
- **Borde de salida:** Es la punta o borde trasero del perfil por donde el viento se aleja de éste.
- **Cuerda (c):** Está definida como la línea recta que une los bordes de ataque y salida.
- **Línea de curvatura media:** Es la línea equidistante a las superficies superior e inferior.
- **Angulo de ataque (α):** Es el ángulo formado por la cuerda y la dirección del viento relativo.
- **Espesor (t):** Es la separación máxima, perpendicular a la cuerda, entre las superficies superior e inferior. La relación (t/c) entre el espesor máximo y la cuerda se denomina espesor relativo del perfil.
- **Distribución de espesor:** Es la distancia desde las superficies superior a la inferior, medidas perpendicularmente a la línea de curvatura media, como una función de la distancia desde el borde de ataque.

2.2.2 Características y geometría.

2.2.2.1 Ala de referencia. El ala de referencia es la geometría básica del ala usada en los cálculos iniciales de diseño:

Esta área de referencia es ficticia y se extiende hasta la línea central del avión, incluyendo también la parte del ala que se extiende dentro del fuselaje. Para el ala de referencia, el perfil de la raíz es el que se encuentra en la línea central del avión y no el que está en la unión real del ala al fuselaje.

Fig 2.3 Geometría del ala



- S = AREA DEL ALA DE REFERENCIA
- c = CUERDA
- b = ENVERGADURA
- C_r = CUERDA EN LA RAIZ = $2 S / [b(1 + \lambda)]$
- C_t = CUERDA EN EL EXTREMO = λC_r
- A = ALARGAMIENTO = b^2 / S
- t/c = MAXIMO ESPESOR DEL PERFIL/CUERDA
- λ = RAZON DE ADELGAZAMIENTO = C_t / C_r

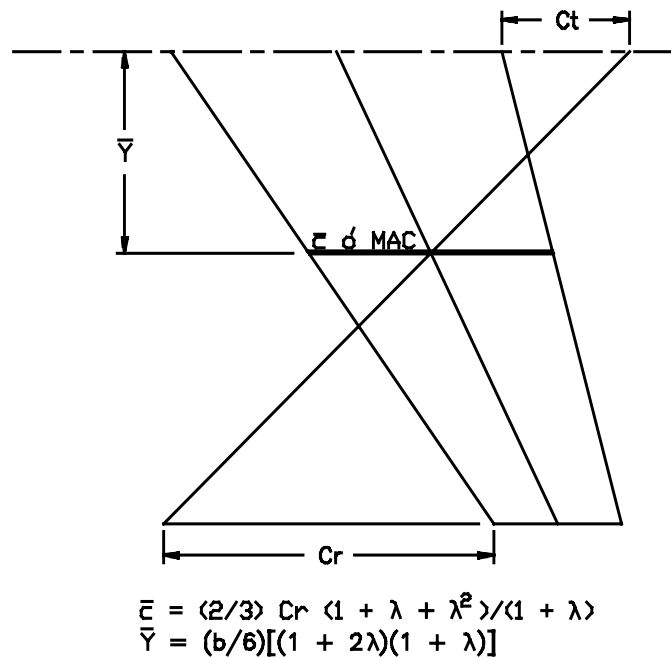
2.2.2.2 Envergadura (b). Es la longitud transversal máxima de un ala entre sus extremos, de un lado a otro del avión (Fig 2.3).

2.2.2.3 Cuerda media aerodinámica (MAC). Es el promedio ponderado de todas las cuerdas de las secciones del ala. Su longitud está dada por:

$$\bar{c} = \frac{l}{s} \int_{-b/2}^{b/2} c^2 dy \quad (2.1)$$

Gráficamente puede hallarse como se ve en la Fig 2.4

Fig 2.4 Cuerda media aerodinámica



2.2.2.4 Alargamiento (A). El Alargamiento o Aspect ratio es una relación de fineza del ala y es útil para la determinación de las características aerodinámicas y peso estructural.

Está definido como:

$$A = \frac{b^2}{S} \quad (2.2)$$

2.2.2.5 Razón de estrechamiento (λ). La Razón de estrechamiento o Taper ratio es la relación entre la cuerda del ala en el extremo y la cuerda en la raíz sobre la línea central.

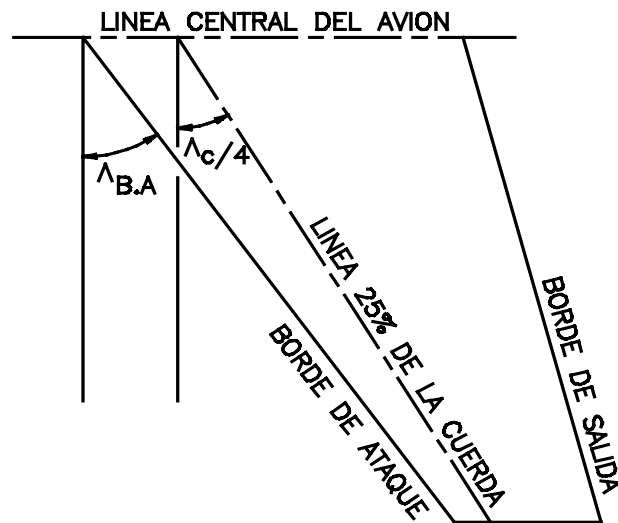
$$\lambda = \frac{c_t}{c_r} \quad (2.3)$$

El Taper ratio afecta la forma en que se distribuye la sustentación y el peso estructural del ala. Un ala rectangular tiene un taper de 1 mientras un ala terminada en punta tiene un taper de 0.

2.2.2.6 Flecha (Λ). Es el ángulo que forma la línea del 25% de la cuerda y una perpendicular al eje longitudinal del avión (Fig 2.5). (Sweep angle).

Si el ala no tuviese taper, este ángulo sería el mismo que forma el borde de ataque del ala, y la perpendicular al eje longitudinal. Teóricamente no hay diferencia entre flechar un ala hacia adelante o hacia atrás. Por lo general las alas han sido flechadas hacia atrás debido a problemas estructurales asociados con la flecha hacia adelante, pero pueden ser evitados usando materiales compuestos.

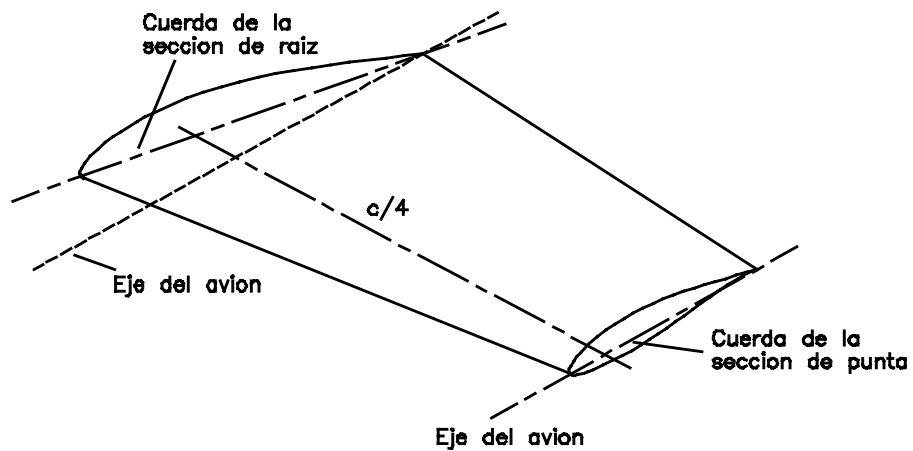
Fig 2.5 Flecha del ala



2.2.2.7 Torsión. La Torsión o Twist puede ser geométrica o aerodinámica:

La torsión geométrica (Fig 2.6) consiste en que los ángulos de ataque de cada uno de los perfiles que componen el ala sean diferentes, dando a la sección de punta un ángulo de ataque menor que en la raíz. Esta torsión (giro relativo de las cuerdas), se suele hacer gradualmente desde la raíz a la punta del ala.

Fig 2.6 Torsión geométrica



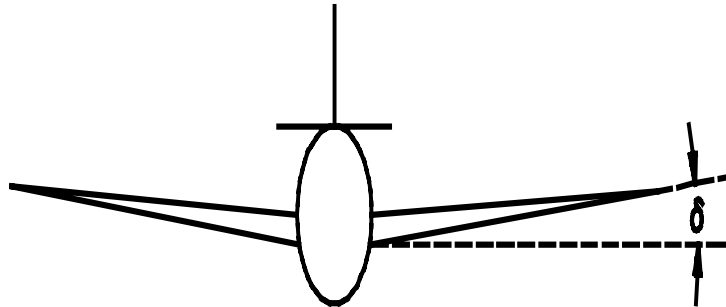
La torsión aerodinámica se logra colocando perfiles diferentes a lo largo del ala. El efecto logrado es el mismo que se consigue con la torsión geométrica. Una forma de lograr la torsión aerodinámica, es aumentando las curvaturas de los perfiles, progresivamente desde la raíz a la punta.

2.2.2.8 Incidencia. El ángulo de incidencia del ala es ángulo de inclinación de ésta con respecto al fuselaje.

Si el ala no tiene torsión, la incidencia es simplemente el ángulo entre el eje del fuselaje y la cuerda del perfil del ala. Si el ala tiene torsión, la incidencia está definida con respecto a alguna localización arbitrariamente elegida a lo largo de la envergadura del ala, que por lo general es la raíz de ésta.

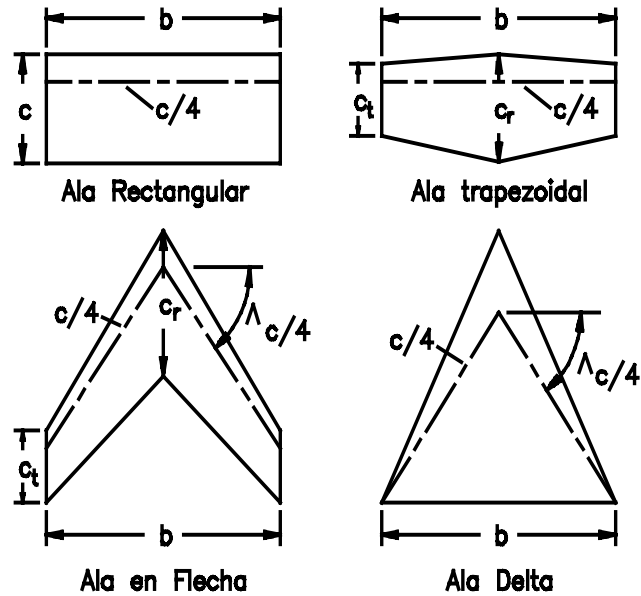
2.2.2.9 Dihedro (δ). El ángulo dihedral del ala es el formado por ésta con un plano horizontal, cuando es visto el avión de frente. El ángulo dihedral afecta las características de estabilidad lateral del avión (Fig 2.7).

Fig 2.7 Dihedro



2.2.3 Forma en planta del ala. La forma en planta del ala, es la forma de ésta cuando se le observa desde una vista superior. En la Fig 2.8 se observan los tipos generales de alas.

Fig 2.8 Forma del ala en planta



Es de notar que el ala tiende a agudizarse en planta a medida que aumenta la velocidad de vuelo.

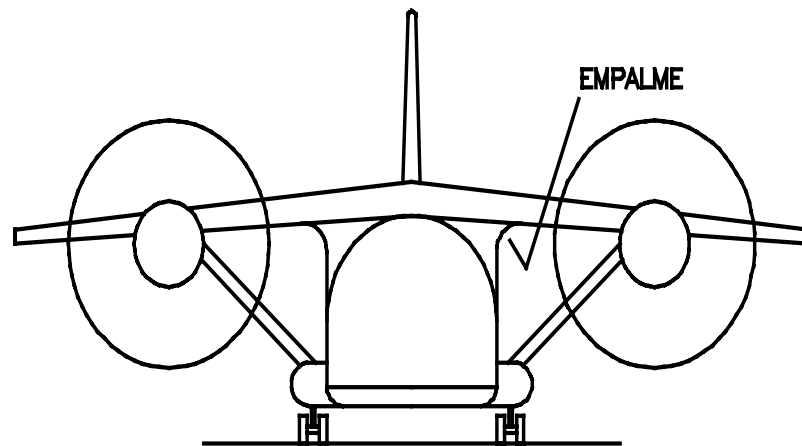
2.2.4 Posición. La localización vertical del ala con respecto al fuselaje está generalmente dada por el medio en el cual operará el avión.

Por lo general los transportes comerciales de alta velocidad son diseñados con ala baja, pero los aviones de transporte militar diseñados para misiones similares son todos de ala alta.

El mayor beneficio de un ala alta es que permite colocar el fuselaje más cerca al suelo (Fig 2.9), además de dar suficiente espacio libre con respecto al terreno a las turbinas o hélices sin necesidad de tener una excesiva longitud del tren de aterrizaje.

Una desventaja del ala alta es que en aviones pequeños, ésta puede bloquear la visibilidad hacia arriba del piloto, especialmente cuando se está dando un giro o cuando el avión está ascendiendo. Debido a esto, muchos aviones ligeros tienen paneles transparentes en el techo de la cabina con el fin de mejorar la visibilidad. Otra desventaja es que para retraer el tren, es necesario colocar superficies redondeadas (carenadas) externas en el fuselaje, los cuales contribuyen a aumentar la resistencia.

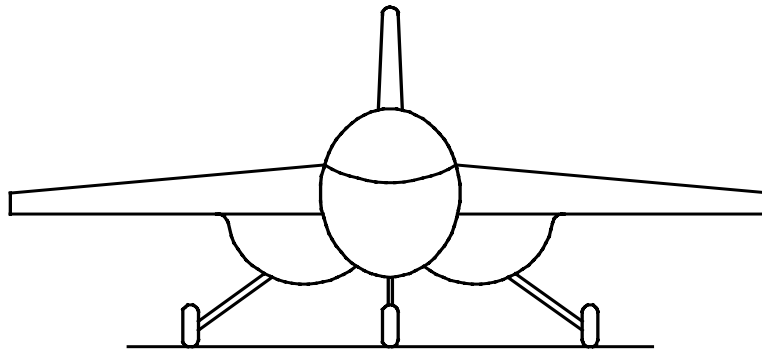
Fig 2.9 Ala alta



El ala media ofrece algunos de los beneficios de espacio libre con respecto al suelo del ala alta. Muchos aviones de combate tienen ala media para permitir que sean cargados bajo el ala las bombas y misiles.

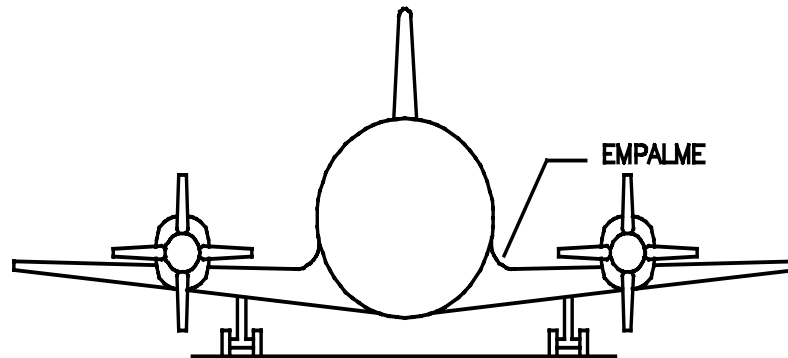
Este tipo de arreglo presenta algunos problemas estructurales debido a que la viga del ala debe pasar en medio del fuselaje. Por esto no es usado en aviones de carga o pasajeros ya que el ala atravesaría el compartimiento de pasajeros o de carga (Fig 2.10).

Fig 2.10 Ala media



La mayor ventaja del arreglo de ala baja está en la retracción del tren de aterrizaje. Con un ala baja, el pivote con respecto al cual es retraído el tren puede ser unido directamente a la viga del ala, que siendo ya bastante resistente, no necesitará mucho reforzamiento extra para absorber las cargas del tren. Cuando éste está retraído puede ser guardado dentro de la misma ala o en la unión ala-fuselaje, con lo que no se hace necesario el carenado externo usado en aviones de ala alta (Fig 2.11).

Fig 2.11 Ala baja



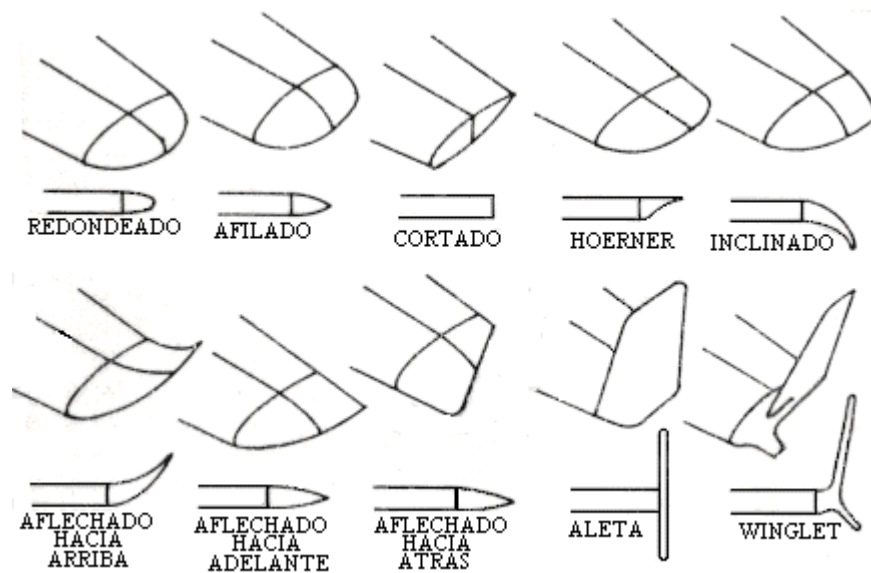
Su desventaja es que para proporcionar una adecuada distancia del motor o la hélice con respecto al piso, el tren de aterrizaje debe diseñarse con una mayor longitud, lo que lo hace más pesado.

2.2.5 Tipos de extremos. La forma del extremo del ala tiene dos efectos sobre el desempeño aerodinámico subsónico.

Su forma afecta levemente el área bañada del avión, la cual es el área de la superficie en contacto con el aire y puede visualizarse como el área de las partes del avión que quedarían mojadas si este se sumergiera en agua.

Un efecto más importante es la influencia que tiene sobre el espaciamiento lateral de los vórtices o remolinos en el extremo. Este es determinado principalmente por la facilidad con la cual el aire a alta presión de la parte inferior del ala puede escapar alrededor del extremo hasta la parte superior del ala. Los diferentes tipos de extremos se observan en la Fig 2.12.

Fig 2.12 Tipos de extremos

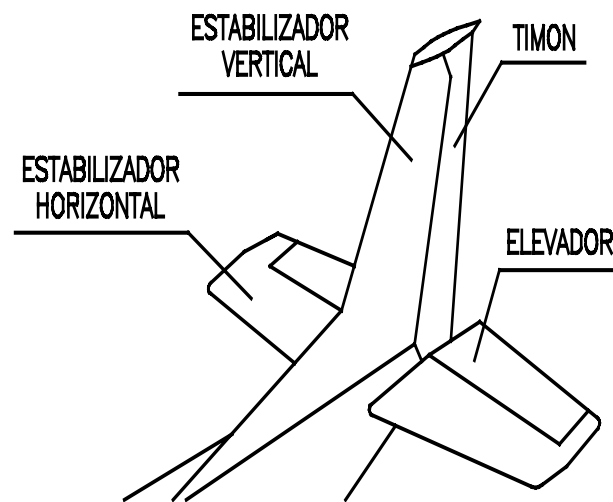


2.3 ESTABILIZADORES O COLA

2.3.1 Funciones. El conjunto de cola, llamado también empenaje, es la parte posterior de la estructura del avión y consiste en dos grandes superficies: El estabilizador o plano vertical y el estabilizador o plano horizontal (Fig 2.13).

La parte posterior del estabilizador vertical lleva un juego de articulaciones o bisagras a las que se une una superficie móvil denominada timón de dirección. De igual modo, al estabilizador horizontal se unen unas superficies móviles llamadas timones de profundidad o elevadores.

Fig 2.13 Cola



En general, las colas son pequeñas alas diseñadas para soportar una pequeña fracción de sustentación.

La cola suministra equilibrio, estabilidad y control. El equilibrio se refiere a la generación de una fuerza de sustentación que, actuando a lo largo de un brazo de palanca alrededor del centro de gravedad, balancea algún otro momento producido por el avión.

Para el horizontal, el equilibrio se refiere al balanceo del momento de cabeceo producido por el ala. Como el momento de cabeceo varía bajo diferentes condiciones de vuelo, la incidencia del horizontal es ajustable en un rango de tres grados por encima y por debajo.

Para el vertical, la generación de una fuerza equilibrante no se requiere normalmente, por que el avión es usualmente simétrico y no se crea ningún momento desbalanceador.

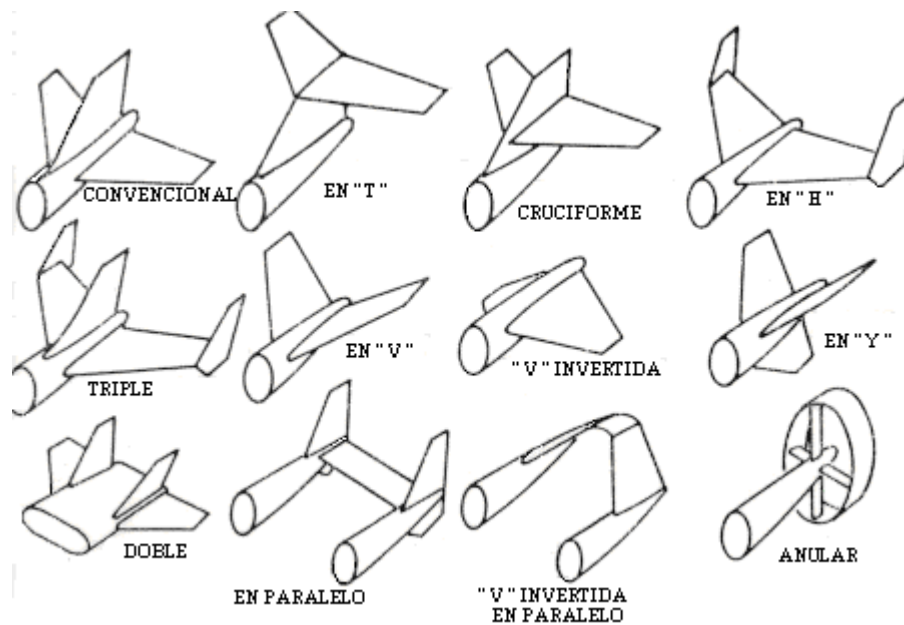
El vertical de un avión multimotor debe ser capaz de suministrar una fuerza de equilibrio suficiente en el evento de una falla en un motor.

Las colas son un elemento clave de estabilidad, actuando de manera semejante a las aletas de un flecha, esto es, dirigen la flecha en una dirección establecida y no al azar como ocurriría si esta no tuviera las aletas.

Otra de las funciones importantes de la cola es el control. La cola debe ser dimensionada para proporcionar un control adecuado en todas las condiciones críticas tales como: caída en picada, baja velocidad de vuelo, vuelo a velocidad superior a la del sonido, vuelo sin motor y recuperación de una barrena.

2.3.2 Tipos de colas. La Fig 2.14 muestra diferentes formas de colas. La selección de un tipo específico de cola se hace de acuerdo con las condiciones aerodinámicas y de estabilidad del avión.

Fig 2.14 Tipos de colas



2.4 MOTORES

Los aviones necesitan un grupo motopropulsor, salvo los veleros. Los veleros son aviones que emplean las corrientes ascendentes de la atmósfera para conseguir un vuelo sostenido, una vez que se remolcan a cierta altura.

La función de los motores es la de proporcionar el empuje necesario para conseguir el vuelo prolongado.

2.4.1 Motores alternativos. Los motores alternativos normalmente usados en aviación funcionan según el ciclo Otto de 4 tiempos.

La energía transformada aparece en el eje del motor en forma de un movimiento de giro. Así, se puede acoplar a este una hélice que proporcione una fuerza de empuje que desplace al avión.

Los motores alternativos se clasifican así:

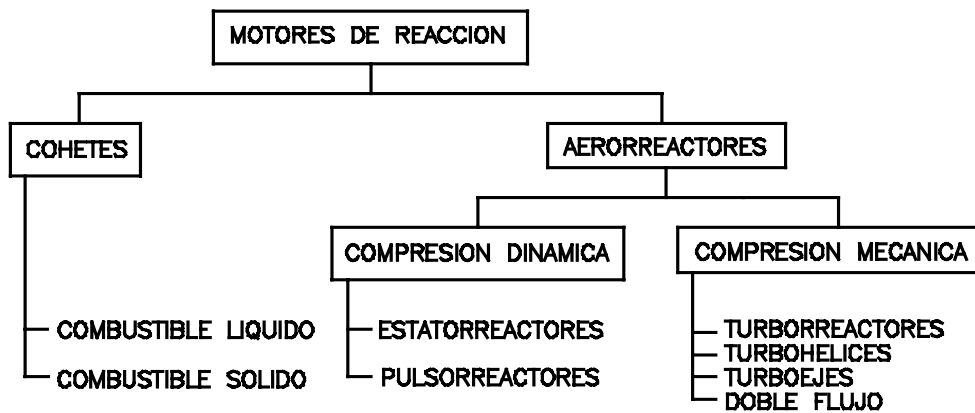
- Motores en línea, que tienen 4 o 6 cilindros en posición recta o invertida.
- Motores horizontales y opuestos, que consisten en 4,6 y 8 cilindros situados en un plano horizontal y opuestos. Esta disposición permite disminuir la longitud del motor proporcionando una unidad compacta y de menor vibración que la de un motor en línea. Además al presentar un perfil mas estrecho se disminuye la resistencia aerodinámica.
- Motores radiales, que están constituidos por un conjunto de cilindros que se sitúan en forma de estrella, en sentido radial y alrededor del cigüeñal.

2.4.2 Motores de reacción. En estos motores se quema continuamente una determinada cantidad de combustible, de tal modo que la energía que produce la combustión no se destina a un eje, sino que se aprovecha para impulsar y descargar en la atmósfera a gran velocidad los gases que pasan por el motor. A la acción de descarga de

los gases a gran velocidad corresponde una reacción igual y opuesta, que es precisamente la fuerza de empuje del motor que se aplica al avión.

La clasificación de los motores de reacción se puede ver en la Fig 2.15.

Fig 2.15 Tipos de motores a reacción



Los motores aerorreactores se caracterizan porque consumen oxígeno del aire de la atmósfera para realizar la combustión.

Si este aire se comprime por medio de un compresor se conocen como aerorreactores de compresión mecánica, pero si es comprimido por efecto de la velocidad del avión se llaman aerorreactores de compresión dinámica.

En un turborreactor las partes básicas son: un conducto de entrada de aire, un compresor, una cámara de combustión, una turbina y una tobera de salida.

La forma en que funciona es la siguiente: el aire es admitido por medio de un conducto ubicado en el ala o en el fuselaje y es llevado al compresor donde se comprime a elevadas presiones para posteriormente repartirse en dos partes. Una de estas se mezcla con el combustible pulverizado y se quema a unos 2200°C . La otra parte se emplea para enfriar las cámaras de combustión. Posteriormente los gases pasan a la turbina la cual genera el trabajo necesario para mover el compresor y otros accesorios. Los gases entonces pasan al exterior a través de la tobera de salida donde se expanden y producen el empuje del avión.

En el motor turbohélice la mayor parte de la energía calorífica producto de la combustión, se usa para mover el eje del rodete de la turbina al que se acopla una hélice. Una diferencia básica entre el turborreactor y el turbohélice es que en este último se emplean más rodetes de turbina.

Para velocidades comprendidas entre los 800 y 1200 km/h se ha visto la necesidad de utilizar un motor intermedio entre el turboreactor y el turbohélice. Esto se consigue aumentando el flujo total de aire comprimido y reduciendo la velocidad neta del chorro de gases. El aire adicional no pasa a través de la cámara de combustión sino que circula alrededor de la carcasa del motor impulsado por medio de un ventilador. A este motor se le denomina turbofan o turboreactor de doble flujo.

Un estatorreactor es un conducto de forma apropiada, equipado con quemadores. El conducto tiene un difusor a la entrada en el cual penetra aire a presión atmosférica y se comprime, luego pasa a una cámara de combustión en la que se quema el combustible haciendo que los gases se expandan aumentando así su velocidad, para posteriormente ser descargados por una tobera de escape a una velocidad casi el doble que la del avión.

Un pulsorreactor es un sistema de propulsión por pulsaciones o encendido intermitente. Aunque la propulsión no es constante son tan rápidas las pulsaciones que pareciera que si lo es.

De forma similar a los aerorreactores, el motor cohete produce empuje al eyectar una masa de gases calientes, a gran velocidad, por una tobera. La diferencia principal con los aerorreactores es que mientras estos últimos sólo llevan el combustible, el motor cohete lleva tanto el combustible como el oxidante para la combustión.

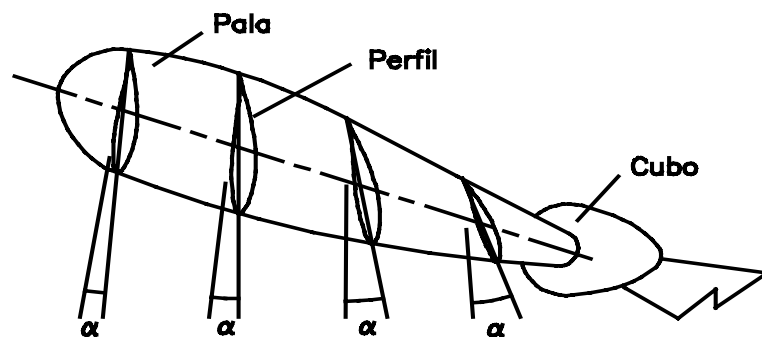
Los motores cohete se clasifican según el tipo de combustible que emplean en: combustibles líquido y sólidos.

2.5 HELICES

La hélice de un avión es el mecanismo que convierte la energía de rotación del motor en una fuerza longitudinal de empuje. La hélice básica cuenta solamente con dos elementos: El buje y dos o mas palas cuya raíz se acopla y retiene en el buje.

La pala está formada por secciones llamadas secciones de pala que en realidad son secciones de perfiles de alas muy pequeñas (Fig 2.16).

Fig 2.16 Sección de una hélice

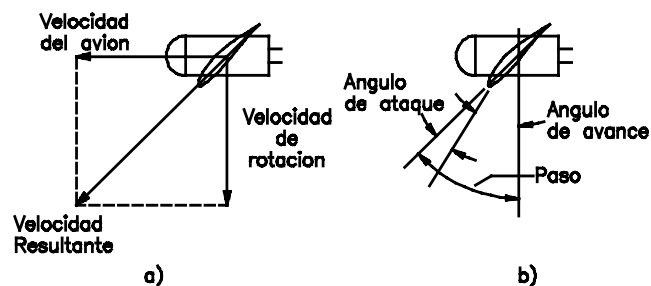


La velocidad del flujo de aire que pasa por la pala es la suma vectorial de la velocidad del avión y la velocidad de rotación de la hélice (Fig 2.17a).

El ángulo que forma la velocidad resultante y el plano donde gira la hélice se llama ángulo de avance.

Las distintas secciones de la pala se sitúan con un cierto ángulo respecto a la velocidad resultante (ángulo de ataque) con el fin de obtener una fuerza aerodinámica adecuada. Puesto que la sección de pala ya tiene un cierto ángulo de avance, el ángulo total de la sección respecto al plano de rotación es la suma del ángulo de avance y del ángulo de ataque. Este ángulo total se conoce como paso de la hélice (Fig 2.17b).

Fig 2.17 **a) Velocidad resultante del aire**
b) Ángulos característicos

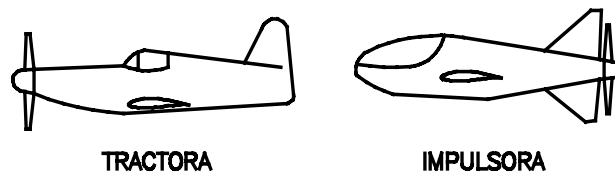


La clasificación fundamental de las hélices se hace con relación al ángulo de pala así:

- Hélices de paso fijo
- Hélices de paso variable
- Hélices de paso reversible

La hélice puede estar localizada en la parte delantera del avión (hélice tractora) o en la parte posterior (hélice impulsora) como se ve en la Fig 2.18.

Fig 2.18 Localización de la hélice



2.6 TREN DE ATERRIZAJE

El tren de aterrizaje es el subconjunto estructural del avión que soporta su peso cuando está en contacto con la pista. Puede ser fijo o retráctil.

El tren retráctil cuenta con mecanismos que pueden retraer y recoger el tren una vez efectuado el despegue y alojar todo el conjunto en compartimientos preparados en el interior de la estructura del avión, con lo que se evita la resistencia aerodinámica de éste.

El tren de aterrizaje fijo se emplea cuando la velocidad prevista del avión no es muy alta. Es una solución económica y de fácil mantenimiento.

2.7 SUPERFICIES DE CONTROL

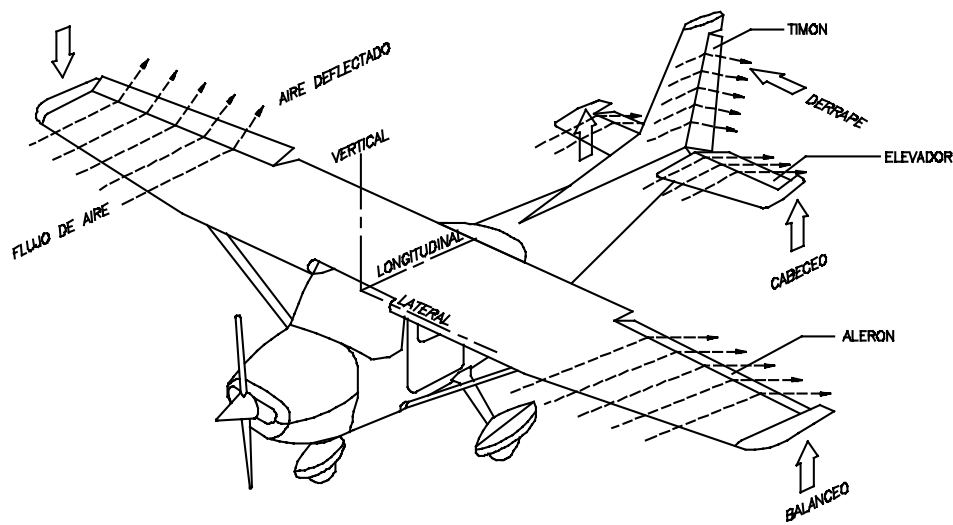
Las superficies de control del avión son las superficies aerodinámicas que se emplean para controlar la aeronave. Estas superficies móviles, al exponerse al viento, proporcionan fuerzas que sirven para controlar la aeronave. Entre las superficies de control se encuentran las siguientes:

- **Alerones:** Son superficies móviles colocadas en el borde de salida del ala que se deflecan en forma diferencial, es decir, en direcciones opuestas, haciendo que suba un ala y baje la otra. Este efecto produce un desplazamiento angular con respecto al eje longitudinal del avión conocido como balanceo (Fig 2.19)
- **Elevadores o Timones de profundidad:** Son superficies móviles que se articulan al estabilizador horizontal. Estos se deflecan en la misma dirección, produciendo

un desplazamiento angular con respecto al eje lateral del avión conocido como Cabeceo (Fig 2.19).

- **Timón de dirección:** Es una superficie móvil que se articula al estabilizador vertical. Al deflectarse produce un desplazamiento angular con respecto al vertical del avión conocido como Derrape (Fig 2.19).

Fig 2.19 Superficies de control y desplazamientos angulares

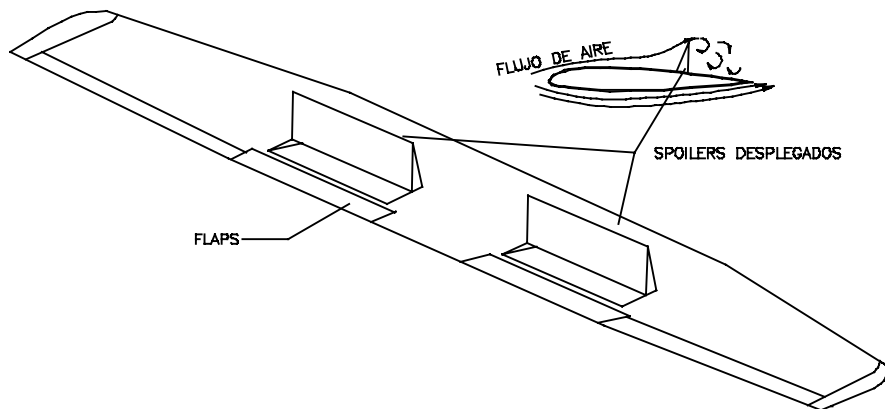


- **Spoilers:** Los spoilers son placas localizadas en la parte superior de ala, típicamente atrás del punto de máximo espesor. Los spoilers son deflectados hacia

arriba dentro del flujo de aire con lo que se reduce la sustentación del ala durante el aterrizaje. Desplegando el spoiler sobre una sola ala se produce un gran momento de balanceo que contribuye al producido por los alerones (Fig 2.20)

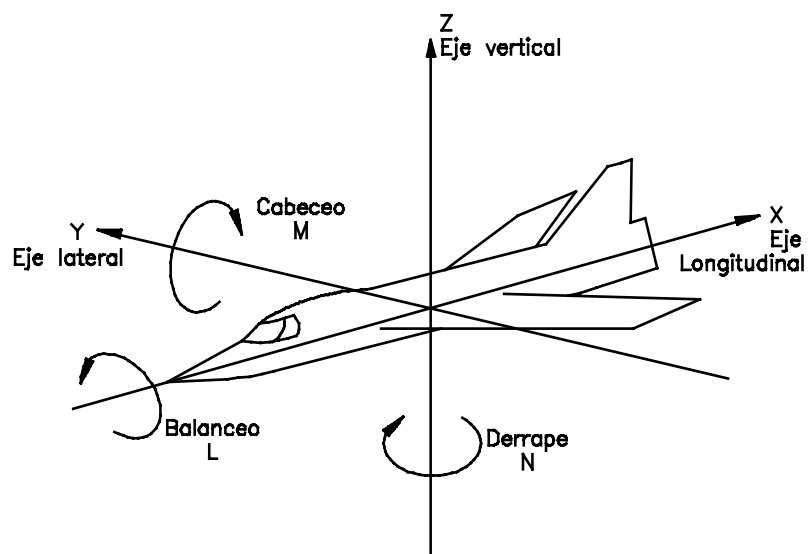
- **Flaps:** Los flaps son superficies móviles que se instalan en el borde de salida del ala. Estas superficies están articuladas o pivotadas en el ala y se emplean para aumentar la sustentación cuando la velocidad del avión es pequeña como en las fases de despegue y aterrizaje (Fig 2.20)

Fig 2.20 Spoilers y Flaps



Los desplazamientos angulares producidos sobre el avión por las superficies de control se observan en la Fig 2.21.

Fig 2.21 Desplazamientos angulares



3. AERODINAMICA

3.1 DEFINICION DE AERODINAMICA

Es la rama de la mecánica de los fluidos que estudia las leyes que regulan los movimientos de los gases, especialmente del aire y las fuerzas o reacciones que se desarrollan entre la atmósfera y los cuerpos que se hallan en su interior cuando existe un movimiento relativo entre dichos cuerpos y el gas.

3.2 CONCEPTO DE FLUIDO

Desde el punto de vista de la mecánica de medio continuo la materia se encuentra en dos estados: sólido o fluido. La distinción entre estos se encuentra en la forma como responde a la aplicación de un esfuerzo tangencial o cortante. Un sólido resiste un esfuerzo cortante mediante una deformación, un fluido no puede hacerlo. Un fluido es una sustancia que se deforma continuamente bajo la acción de fuerzas cortantes.

3.2.1 Propiedades fundamentales de los fluidos.

3.2.1.1 Temperatura. Las moléculas de los gases se encuentran continuamente en movimiento, el cual se caracteriza por la amplitud, que es la distancia libre recorrida por

una molécula antes de chocar con otra o con las paredes del recipiente que lo contiene. A causa de este movimiento, las moléculas tienen una energía cinética cuya manifestación es la temperatura.

3.2.1.2 Presión. A causa del movimiento aleatorio debido a su energía interna, las moléculas individuales chocarán contra la superficie que contenga al fluido. Estas colisiones ocurren aunque la superficie esté en reposo relativo con respecto al fluido.

Conforme a la segunda ley de Newton, se ejerce una fuerza sobre la superficie igual a la variación del momento de las moléculas que rebotan. La presión es la magnitud de esta fuerza por unidad de área de superficie.

3.2.1.3 Densidad. La densidad de un fluido en un punto en el espacio es la masa de fluido contenida en un incremento de volumen alrededor del punto. El incremento de volumen debe ser grande comparado con las dimensiones moleculares, pero muy pequeño con respecto a las dimensiones del medio cuyo campo de flujo se analiza. Así, la densidad se define como:

$$\rho = \lim_{\delta_V \rightarrow 0} \frac{\delta (masa)}{\delta (volumen)} \quad (3.1)$$

3.2.1.4 Peso específico. Es el peso por unidad de volumen de un fluido. **El peso específico** relativo de un cuerpo es la relación existente entre el peso de un volumen de dicho cuerpo y el de un volumen igual de otro que se toma como tipo de comparación.

El peso específico será pues, igual al producto de la densidad por la aceleración de la gravedad¹.

Se llama **volumen específico** al volumen que ocupa la unidad de peso, siendo por lo tanto, el valor inverso del peso específico.

3.2.1.5 Viscosidad. Es la resistencia que presentan los fluidos en movimiento a que unas capas de los mismos se deslicen sobre otras, cuando llevan velocidades diferentes.

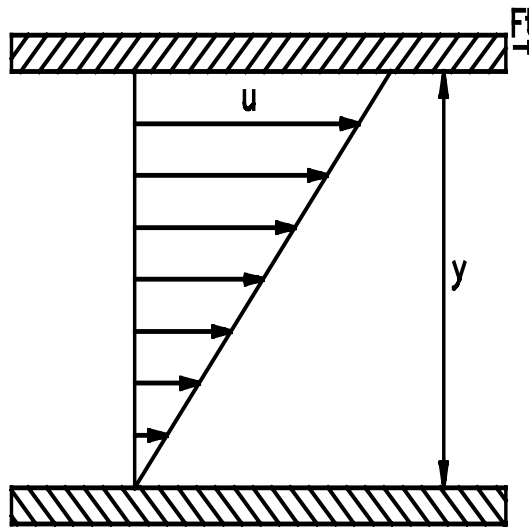
La ley que rige el fenómeno de la viscosidad fue dada por Newton, y según dicha ley, la fuerza tangencial por unidad de área de la capa (esfuerzo cortante), es proporcional al gradiente de la velocidad y de dirección opuesta al movimiento relativo (Fig 3.1).

La constante de proporcionalidad es el coeficiente de viscosidad o simplemente la viscosidad del fluido, la cual se designa por el símbolo μ . Por lo tanto el esfuerzo cortante está definido como:

¹En el Sistema inglés el valor de la aceleración de la gravedad es 32.174 ft/s^2 , equivalente a 9.80665 m/s^2 en Sistema métrico e internacional.

$$\tau = \mu \frac{\partial u}{\partial y} \quad (3.2)$$

Fig 3.1 Viscosidad



Un parámetro que aparece con bastante frecuencia en muchas de las ecuaciones de la mecánica de fluidos es la **viscosidad cinemática** la cual está definida por:

$$\nu = \frac{\mu}{\rho} \quad (3.3)$$

Como las fuerzas de la viscosidad son proporcionales a μ y ρ y las fuerzas de inercia son proporcionales a ρ , el coeficiente de viscosidad cinemática mide, en cierta forma, la importancia relativa de las fuerzas viscosas y de inercia.

3.3 DESCRIPCION DEL FLUJO ALREDEDOR DE UN CUERPO EN MOVIMIENTO

Para predecir con precisión las fuerzas aerodinámicas y momentos que actúan sobre un vehículo en vuelo, es necesario describir el campo de flujo alrededor del cuerpo. El campo de flujo resultante depende de la geometría del vehículo, su orientación con respecto al flujo sin perturbar, la altura y velocidad a la cual el vehículo está volando.

Las leyes fundamentales de la física usadas para describir el movimiento de un fluido en un problema general son:

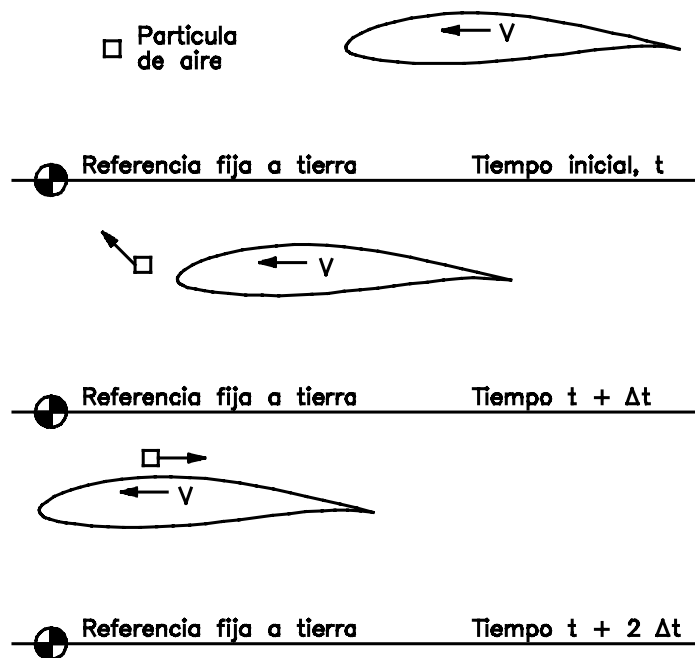
1. Conservación de la masa (ecuación de continuidad).
2. Conservación del momentum lineal (segunda ley de Newton).
3. Conservación de la energía (primera ley de la termodinámica).

Para calcular las fuerzas aerodinámicas que actúan sobre un aeroplano, es necesario resolver las ecuaciones que gobiernan el campo de flujo alrededor de este. Estas ecuaciones se pueden resolver desde el punto de vista de un observador en un punto fijo

que mira alejarse el cuerpo o desde el punto de vista de un observador que se mueve con el objeto y que mira el fluido que se mueve alrededor de él.

Para un observador en tierra, el avión está volando a través de una masa de aire esencialmente en reposo. Las partículas de fluido cercanas se aceleran y desaceleran por acción del avión y la reacción de las partículas resulta en una fuerza sobre el avión.

Fig. 3.2 Flujo de aire para un sistema fijo en tierra

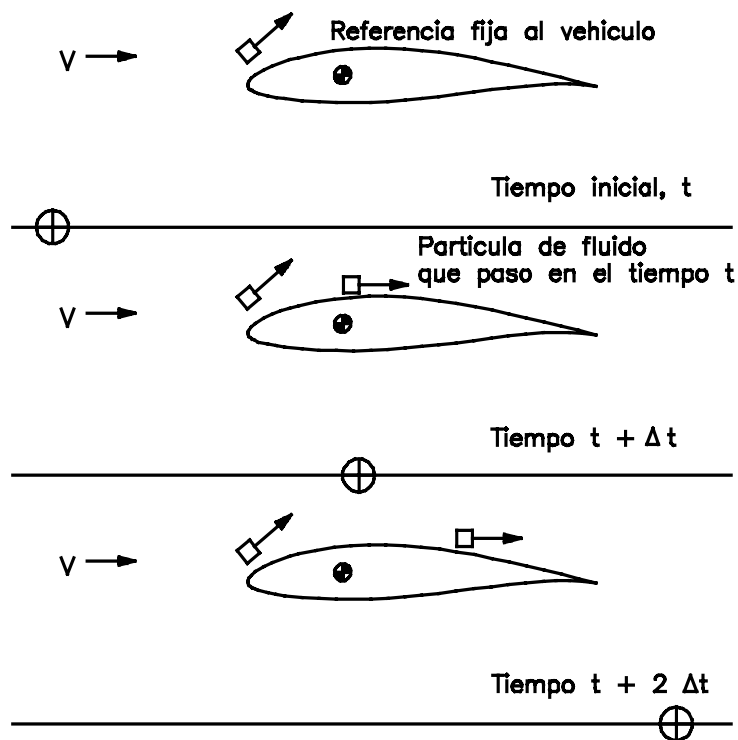


El movimiento de una partícula típica de aire se muestra en la Fig 3.2.

Desde el punto de vista del piloto, el aire envuelve al avión y se mueve como respuesta a la geometría del mismo. Si el avión se mueve a velocidad y altitud constante, los términos de las ecuaciones del campo de flujo que contengan derivadas con respecto al tiempo son cero en ese sistema de coordenadas.

Por esta razón, como se muestra en la Fig 3.3, la velocidad y las propiedades de flujo de las partículas de aire que pasan por una posición específica relativa al vehículo son independientes del tiempo.

Fig 3.3 Flujo de aire para un sistema fijo al avión



3.4 ANALISIS DIMENSIONAL

Todas las cantidades físicas pueden definirse en función de ciertas dimensiones fundamentales: Longitud, Masa, Tiempo y Calor. Se emplean como símbolos de estas dimensiones fundamentales las letras L, M, T y q.

De estas dimensiones fundamentales se derivan otras, utilizando las relaciones que proporcionan la mecánica, la física y la geometría.

Algunos ejemplos de estas cantidades podrían ser:

Superficie.....	$S = L^2$
Velocidad.....	$V = LT^{-1}$
Fuerza.....	$F = MLT^{-2}$
Presión.....	$P = L^{-1}MT^{-2}$
Viscosidad.....	$\mu = ML^{-1}T^{-1}$
Densidad.....	$\rho = ML^{-3}$

3.4.1 Aplicación del análisis dimensional. Un cuerpo sumergido en un fluido y con una velocidad relativa V respecto a él, está sometido en cada elemento de su superficie a dos clases de fuerzas (Fig 3.4):

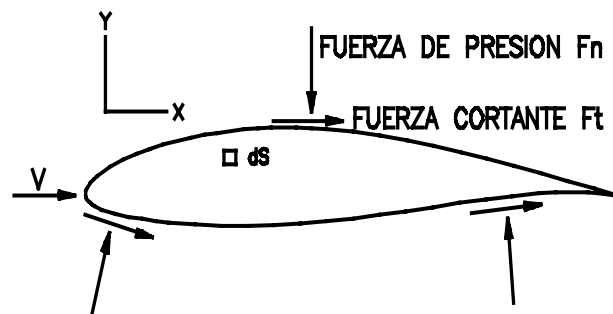
Una fuerza tangencial o de corte (F_t) debida a la viscosidad:

$$dF_t = \mu \frac{dV}{dy} ds \quad (3.4)$$

Una fuerza normal (F_n) debida a la presión P igual a:

$$dF_n = p ds \quad (3.5)$$

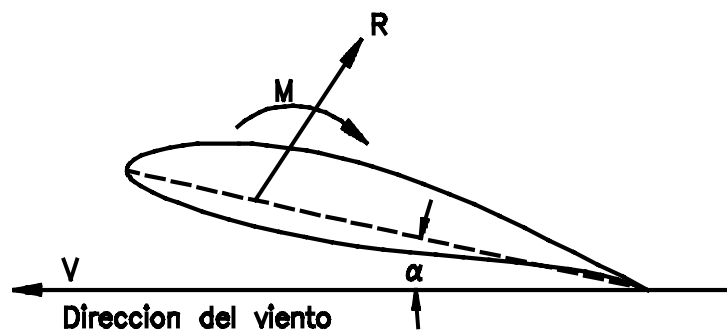
Fig 3.4 Fuerzas normal y tangencial sobre un perfil



La resultante de la adición vectorial de las fuerzas elementales tangenciales da lugar a lo que se llama fricción superficial. La adición vectorial de las fuerzas elementales normales da lugar a la presión resultante.

De otra parte, para el estudio del movimiento relativo del cuerpo, es necesario efectuar una reducción de las fuerzas aerodinámicas elementales. Esta reducción se hace con relación al centro de gravedad del cuerpo, dando origen a una fuerza resultante general R y a un momento resultante M (Fig 3.5).

Fig 3.5 Fuerza y momento resultante sobre un cuerpo



Para la obtención de esta fuerza y momento resultante se hace necesario el uso de dos parámetros adimensionales como son el Número de Reynolds y el Número de Mach.

El Número de Reynolds es una relación entre las fuerzas debidas a la densidad y las fuerzas debidas a la viscosidad. Para un número de Reynolds dado esta relación es constante. Así:

$$\frac{F_{\rho}}{F_{\mu}} = \frac{\rho V^2 L^2}{\mu V L} = \frac{\rho V L}{\mu} = Re \quad (3.6)$$

Para las alas se toma como L la longitud de la cuerda media. Para cuerpos fuselados podrá ser la longitud total del cuerpo o la raíz cúbica de su volumen. Una de las más importantes aplicaciones del número de Reynolds es que permite, deducir de los resultados en el túnel de viento con modelos reducidos, los resultados que podrán obtenerse con un avión o elemento de avión de tamaño real. Esto sucede siempre y cuando los números de Reynolds respectivos sean iguales².

El número de Mach expresa la relación entre la velocidad local del fluido y la velocidad del sonido, en el mismo punto.

Así se tiene que:

$$M = \frac{V}{V_s} \quad (3.7)$$

²Para esto, dada la diferencia de tamaño entre los modelos y los elementos del avión que se estudia, y por lo tanto, de la longitud característica L, será necesario variar la velocidad o la densidad del aire del túnel.

La resultante de las fuerzas R y de los momentos M, se pueden obtener haciendo uso del análisis dimensional así:

La fuerza R se puede suponer como una función del ángulo de ataque α , la velocidad del cuerpo V, la densidad del fluido ρ , la longitud del cuerpo L, la velocidad del sonido V_s y la viscosidad μ .

$$R = f(\alpha, V, \rho, L, V_s, \mu)$$

En una forma general se puede escribir la función f de la siguiente manera:

$$R = \sum K V^a \rho^b L^c V_s^d \mu^e$$

Ya que la suma de los exponentes del lado izquierdo de la igualdad deben ser iguales a los exponentes del lado derecho de esta, se tiene pues que:

$$MLT^{-2} = L^a T^{-a} * M^b L^{-3b} * L^c * L^d T^{-d} * M^e L^{-e} T^e = \\ M^{b+e} L^{a-3b+c+d-e} T^{-a-d-e}$$

igualando exponentes:

$$1 = b + e$$

$$1 = a - 3b + c + d - e$$

$$-2 = -a - d - e$$

Resolviendo las ecuaciones en función de d y e:

$$a = 2 - d - e$$

$$b = 1 - e$$

$$c = 2 - e$$

Reemplazando en la ecuación original se tiene:

$$R = \sum K V^{2-d-e} \rho^{1-e} L^{2-e} V_s^d \mu^e = \sum K V^2 \rho L^2 \left(\frac{V_s}{V}\right)^d \left(\frac{\mu}{\rho V L}\right)^e$$

Ya que S (superficie) = L^2 y los dos últimos términos corresponden a los inversos del número de Mach y Reynolds respectivamente entonces la expresión queda:

$$R = \sum K \rho V^2 S \left(\frac{1}{M}\right)^d \left(\frac{1}{R}\right)^e$$

Los términos que involucran K, los números de Mach y de Reynolds, se pueden agrupar en un sólo coeficiente así:

$$\sum K \left(\frac{1}{M^d}\right) \left(\frac{1}{R^e}\right) = \frac{C_R}{2}$$

Luego la resultante general R quedará escrita de la siguiente forma:

$$R = C_R \frac{\rho}{2} V^2 S \tag{3.8}$$

y como momento es igual a fuerza por distancia, se tiene entonces que el momento general M es:

$$M = C_M \frac{\rho}{2} V^2 S L \quad (3.9)$$

Donde C_M , es el coeficiente adimensional de momentos y se obtiene de la misma forma que C_R .

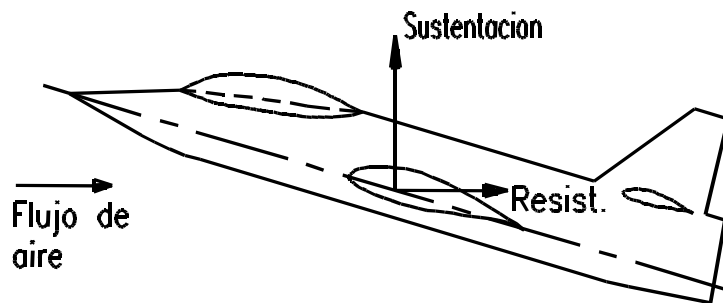
3.5 FUERZAS AERODINAMICAS

La fuerza resultante R se puede suponer integrada por dos componentes, que son las que normalmente se emplean en aerodinámica (Fig 3.6):

D= Fuerza en la dirección del movimiento, que recibe los nombres de resistencia al avance o arrastre (en inglés Drag).

L= Fuerza perpendicular a la dirección del movimiento, generalmente vertical, tomada como positiva en el sentido de abajo hacia arriba, que recibe el nombre de sustentación (en inglés Lift).

Fig 3.6 Componentes de la fuerza resultante



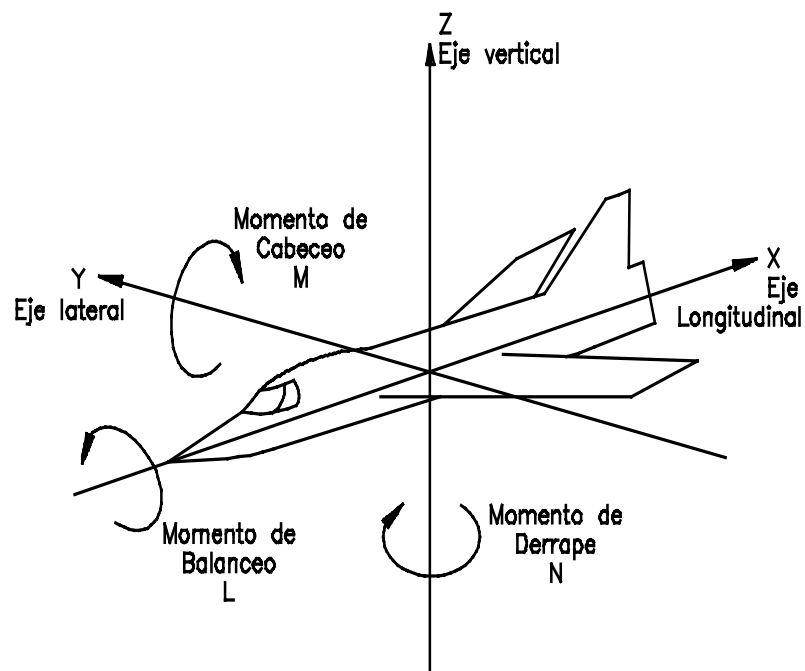
Por otra parte se pueden considerar tres momentos (Fig 3.7):

Balanceo (L, en inglés Rolling Moment): Momento alrededor de un eje coincidente con la dirección del movimiento, tomado como positivo cuando tiende a hacer girar al cuerpo en el sentido de las agujas del reloj (para un observador situado en el cuerpo mirando en la dirección del movimiento).

Cabeceo (M, en inglés Pitching Moment): Momento alrededor de un eje transversal, perpendicular a la dirección del movimiento y a la de la sustentación, tomado como positivo cuando tiende a levantar la parte delantera del avión.

Derrape (N, en inglés Yawing Moment): Momento alrededor de un eje coincidente con la dirección de la sustentación, tomado como positivo cuando tiende a hacer girar el cuerpo de izquierda a derecha (para un observador situado en el cuerpo mirando en la dirección del movimiento).

Fig 3.7 Momentos aerodinámicos y ejes de referencia



En el cálculo de la resistencia al avance (D) y la sustentación (L) se emplean fórmulas semejantes a la indicada para la resultante general (Ec. 2.8), aunque los coeficientes serán distintos para cada componente. Se tiene entonces:

$$D = C_D \frac{\rho}{2} V^2 S \quad (3.10)$$

Donde C_D y C_L , son los coeficientes adimensionales de resistencia.

$$L = C_L \frac{\rho}{2} V^2 S \quad (3.11)$$

De forma análoga, las ecuaciones que definen los momentos en los tres ejes se pueden escribir de manera similar a la Ec. 3.9, teniendo en cuenta que los coeficientes serán distintos para cada uno, que el brazo de momento para el balanceo y derrape corresponde a la envergadura del ala (b) y que el brazo para el cabeceo es la cuerda del ala (c).

$$L = C_L \frac{\rho}{2} V^2 S b \quad (3.12)$$

$$M = C_M \frac{\rho}{2} V^2 S c \quad (3.13)$$

$$N = C_N \frac{\rho}{2} V^2 S b \quad (3.14)$$

3.6 RESISTENCIA AERODINAMICA

La resistencia al avance ó arrastre de un cuerpo en el interior de un fluido real, se divide en dos partes: arrastre de fricción y arrastre de presión.

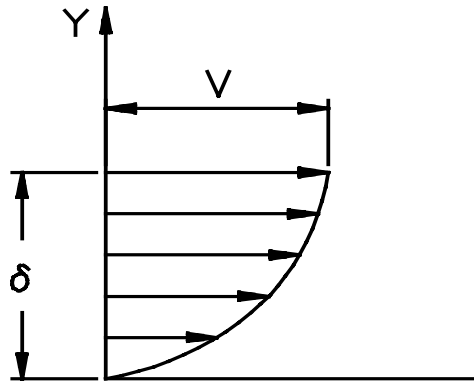
El primero depende directamente de la viscosidad del fluido.

Cuando un cuerpo está sumergido en un fluido real en movimiento relativo con respecto a éste, las moléculas que están en contacto directo con el cuerpo se adhieren a él, por lo que su velocidad con respecto al cuerpo es nula.

Por la fricción debida a la viscosidad del fluido, estas moléculas ejercen una acción de frenado sobre las moléculas que se encuentran en contacto inmediato con ellas, por lo que estas se deslizarán sobre las primeras con una velocidad relativa que será tanto menor cuanto mayor sea la viscosidad del fluido. En las sucesivas líneas de corriente³ la velocidad aumentará hasta que al llegar a cierta distancia δ la velocidad local será prácticamente la del fluido sin perturbar (Fig 3.8).

³Con frecuencia es necesario definir líneas dentro del flujo que representen su velocidad y dirección. Se llaman líneas de corriente a las construidas de modo que siempre son tangentes a los vectores de la velocidad local del fluido en movimiento.

Fig 3.8 Capa límite



La delgada película de fluido de espesor δ , se llama Capa Límite y la variación de la energía que en ella tiene lugar se traducirá en una resistencia al avance, llamada fricción superficial.

El segundo depende indirectamente de la viscosidad, ya que al chocar el cuerpo con la corriente del fluido, desvía las líneas de corriente y hace variar la velocidad y la presión estática, dando lugar a la formación de una estela detrás del cuerpo en la que por efecto de la viscosidad del fluido, se engendran movimientos turbulentos o torbellinos.

3.7 SUSTENTACION

Siempre que una corriente de aire sufre una deflexión, independientemente de la naturaleza de la causa que la produce, ha actuado una fuerza exterior sobre el aire para cambiar la dirección de la corriente y como consecuencia se produce una reacción del aire igual y de sentido contrario a dicha fuerza sobre el objeto, cuerpo o superficie.

Un perfil de ala genera sustentación debido a que el movimiento del avión hace variar la velocidad relativa del aire.

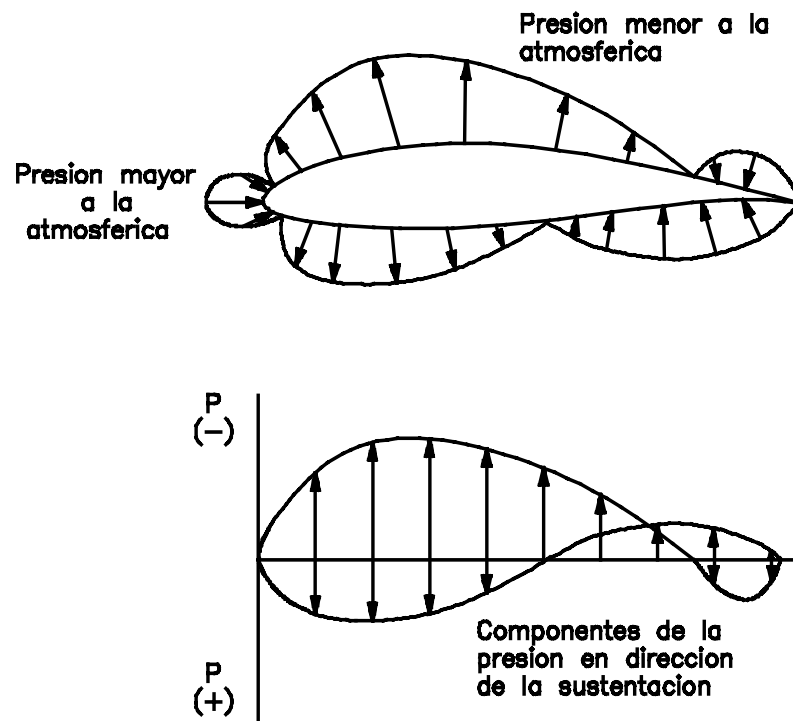
En algunos lugares el aire aumenta su velocidad por encima de la velocidad del flujo libre y en otros este es detenido.

De acuerdo con la ecuación de Bernoulli, la presión total (estática más dinámica) a lo largo de una línea de corriente subsónica permanece constante.

Si la velocidad local del aire aumenta, la presión dinámica aumenta, haciendo que la presión estática disminuya. De forma similar, una reducción en la velocidad local del aire lleva a un incremento en la presión estática.

Así, la sustentación es creada por que se fuerza al aire que viaja sobre la parte superior del ala a viajar más rápido que el aire que viaja bajo ésta. La diferencia de velocidades resultante crea una diferencia de presiones entre las superficies superior e inferior del ala, lo cual produce la sustentación que soporta el avión. Una distribución típica de presiones sobre un perfil de ala se puede observar en la Fig 3.9.

Fig 3.9 Distribución típica de presiones sobre un perfil



3.8 ALAS

Fig 3.10 Circulación

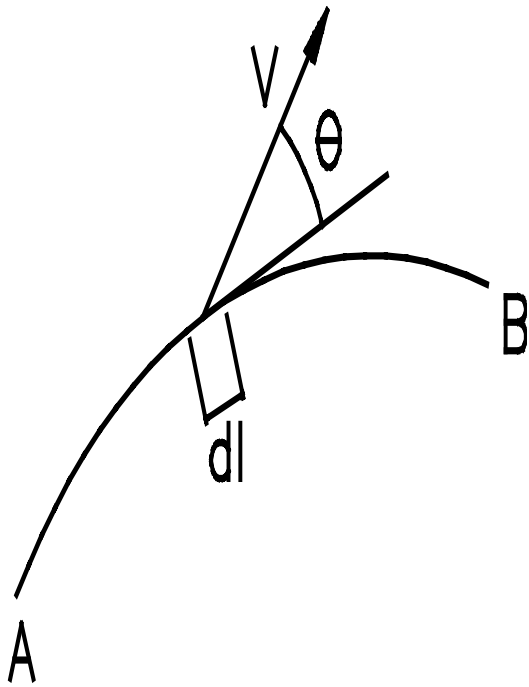
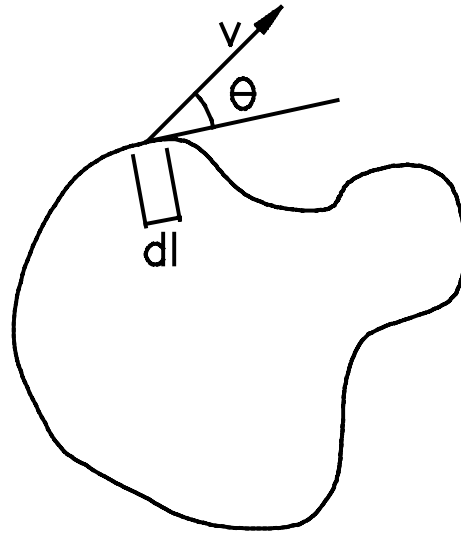


Fig 3.11 Circulación en trayectoria cerrada



3.8.1 Circulación. Es el producto de la proyección de la velocidad en cada punto de la trayectoria del fluido, por el camino o trayectoria descrito por un punto dentro del fluido (Fig 3.10). Se denomina circulación de la velocidad a la siguiente expresión:

$$\Gamma = \int_{AB} V \cos \theta \, dl \quad (3.15)$$

Si la trayectoria es un camino cerrado (Fig 3.11) la circulación estará dada por:

$$\Gamma = \oint V \cos \theta \, dl \quad (3.16)$$

Un caso especial es aquél en el que la velocidad V es constante y tangente a la trayectoria, así $\cos \theta = 1$ y

$$\Gamma = V \oint dl = V * L \quad (3.17)$$

Si la trayectoria fuera una circunferencia $L=2\pi r$, entonces:

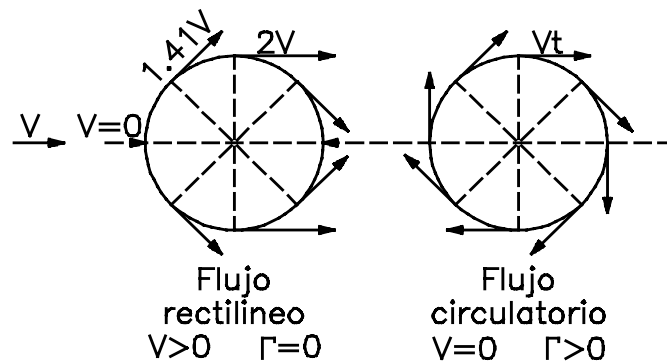
$$\Gamma = V 2\pi r \quad (3.18)$$

3.8.2 Superposición de flujos. El principio de la superposición de flujos establece que un flujo complejo (o movimiento de un fluido) se puede descomponer por la superposición o adición de varios flujos sencillos.

Cuando se efectúa la superposición de flujos sencillos, los vectores que definen las velocidades de los flujos componentes se deberán sumar vectorialmente en cada punto, obteniéndose el flujo compuesto resultante.

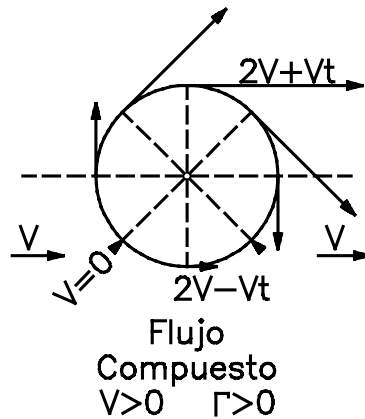
Un ejemplo de esto, es la composición de dos flujos alrededor de un cilindro de base circular. El primero rectilíneo y uniforme con velocidad V y otro circulatorio con líneas de corriente circulares (remolino ó vórtice) lo cual se muestra en la Fig 3.12.

Fig 3.12 Superposición de flujos



La composición de los flujos, da como resultado que el flujo compuesto tenga una velocidad V y una circulación Γ (Fig 3.13).

Fig 3.13 Flujo compuesto



Se puede observar que sobre la semicircunferencia superior los vectores de las velocidades correspondientes a los flujos componentes se encuentran en la misma dirección y se suman. En la semicircunferencia inferior los vectores son de sentido contrario y se restan. Por lo tanto, las velocidades en el semicilindro superior son mayores que las del semicilindro inferior.

Por el teorema de Bernoulli se tiene que, cuando la velocidad aumenta, la presión disminuye y viceversa. Como sobre el semicilindro superior la velocidad es mayor entonces la presión disminuye. De forma contraria sobre el semicilindro inferior la presión es mayor. Esta diferencia de presiones produce una componente vertical hacia arriba, es decir, una sustentación.

3.8.3 Teorema de Kutta-Zhukovski. Este teorema establece que: la sustentación (L) por unidad de envergadura (b) es igual al producto de la circulación Γ del remolino, por la velocidad del flujo uniforme en el infinito y por la densidad del aire . Esto es:

$$\frac{L}{b} = \rho V \Gamma \quad (3.19)$$

3.8.4 Teoremas de Helmholtz.

1. La circulación alrededor de un remolino es constante a lo largo de su longitud.
2. Un remolino no puede terminar en un fluido. Se extiende hasta el infinito, o termina en la superficie que limita el fluido o se cierra sobre sí mismo.
3. Ninguna partícula de fluido puede tener rotación si ésta originalmente no rotaba. O equivalentemente, en ausencia de fuerzas externas rotacionales, un fluido que está inicialmente irrotacional permanece irrotacional.

En general se concluye que los remolinos se mantienen a través del tiempo. Únicamente a través de la acción de la viscosidad ellos pueden decaer o desaparecer.

3.8.5 Teoría de la sustentación del ala. Cuando el ala se mueve horizontalmente en el aire, con un cierto ángulo de ataque, tiende a dejar un vacío detrás de ella, al tiempo que produce una compresión sobre el aire que encuentra en su camino. Debido a esto, es

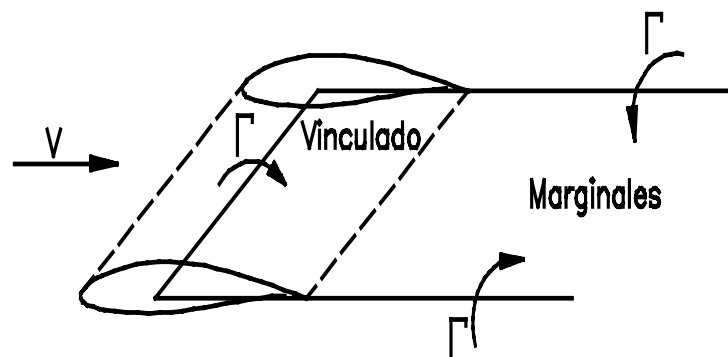
creada una depresión sobre la superficie superior del ala y una sobre presión en la superficie inferior. El flujo de aire que circula por encima del ala es atraído por la depresión, con lo que aumenta su velocidad relativa, en cambio el que pasa por debajo es frenado y empujado hacia abajo por lo cual esta diferencia de velocidades se puede representar con un remolino o vórtice de eje horizontal y paralelo a la envergadura. Se puede ver así que se forma un flujo circulatorio que compuesto con el flujo uniforme y rectilíneo, debido a la traslación del ala, producirá una sustentación.

Según el teorema de Kutta-Zhukovski, el ala puede substituirse por un remolino de circulación Γ sin que la sustentación se altere. Este remolino se llama **remolino ligado o vinculado**⁴.

De acuerdo con los teoremas de Helmholtz, un remolino al llegar al extremo del ala, en donde la sustentación se anula, no puede desaparecer, por lo que deberá prolongarse con existencia propia a través del fluido. Estos remolinos se denominan **remolinos libres o marginales** (Fig 3.14).

⁴Así lo denominó Prandtl, para indicar que este remolino no existe por sí mismo dentro del fluido, sino que depende o está ligado a la existencia del ala.

Fig 3.14 Remolinos vinculados y marginales



Teóricamente, la intensidad de los remolinos marginales debe ser la misma que la del remolino vinculado o ligado.

De otra parte, en un ala de envergadura limitada el aire comprimido por la superficie interior trata de escapar lateralmente, contorneando los costados del ala para ocupar la zona de depresiones que existe sobre la superficie exterior, lo cual da lugar a la formación

de otros dos remolinos marginales que se suman a los anteriores por ser del mismo sentido sus circulaciones.

La velocidad del aire por delante del borde de ataque del ala, es disminuida por el efecto de los remolinos marginales ya que la velocidad tangencial de estos es descendente; en cambio en el borde de fuga la velocidad tangencial de los remolinos marginales se suma a la velocidad del remolino ligado o vinculado.

Como resultado, la velocidad por delante del ala es menor que por detrás lo que produce, mayor presión por delante y por lo tanto un empuje hacia atrás, o sea, una resistencia al avance llamada **Resistencia Inducida**.

La velocidad descendente producida por los remolinos marginales se denomina **Velocidad Inducida o Downwash** y se designa como w .

En una ala de envergadura finita la velocidad inducida será diferente para cada sección y se puede demostrar que la velocidad inducida límite o final será el doble de la local del ala:

$$w' = 2w$$

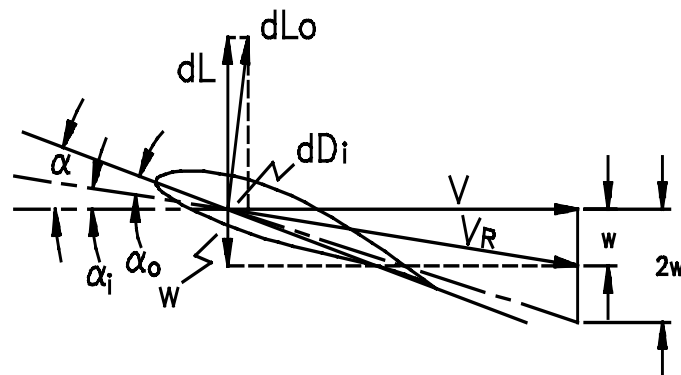
Si se considera un perfil con ángulo de ataque α , y se suma vectorialmente la velocidad del viento V (horizontal) con la velocidad inducida w (vertical), la velocidad resultante V_R tendrá cierta inclinación hacia abajo como se ve en la Fig 3.15.

Aunque la dirección del viento originalmente es horizontal, el viento que recibe el perfil tendrá la dirección V_R . Así, el ángulo de ataque efectivo será:

$$a_o = a - a_i$$

siendo a_i el ángulo de ataque inducido formado por la velocidad resultante V_R y la velocidad del viento V .

Fig 3.15 Composición de la velocidad resultante



Como se observa en la Fig 3.15, la sustentación dL_o puede descomponerse en dos fuerzas: una dL perpendicular a la dirección del viento y otra dD_i en la dirección de éste.

Esta fuerza dD_i es debida a la acción de los remolinos marginales y se conoce como **resistencia inducida**.

3.8.6 Distribución elíptica de la sustentación. Prandtl encontró que la resistencia inducida es mínima cuando la circulación pasa por un perfil elíptico y por lo tanto la sustentación varía según una ley elíptica. Esto ocurre cuando la forma en planta del ala también es elíptica. De esto se llega a las siguientes expresiones:

$$\alpha_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi A} \quad (3.20)$$

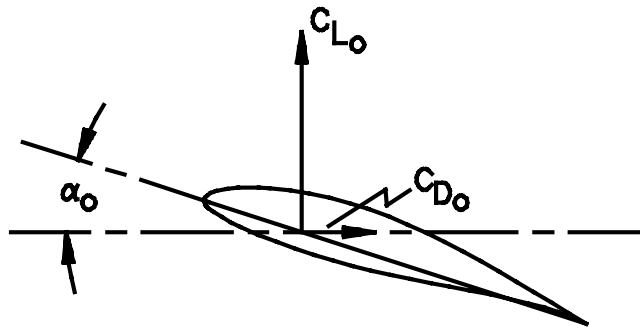
3.8.7 Alas elípticas de envergadura infinita. En un ala infinitamente larga, la sustentación y la resistencia son constantes a todo lo largo de ésta ya que no se producen velocidades inducidas debidas a los remolinos libres que se forman en las alas de envergadura limitada. Así, los coeficientes de sustentación C_{L0} y resistencia C_{D0} son respectivamente perpendicular y paralelo a la dirección del viento V (Fig 3.16) y el ángulo de ataque α_0 es el formado por la cuerda y la dirección del viento.

Así, la sustentación y la resistencia estarán dadas por:

$$L_0 = C_{L0} \frac{\rho}{2} V^2 S \quad (3.22)$$

$$D_0 = C_{D0} \frac{1}{2} \rho V^2 S \quad (3.23)$$

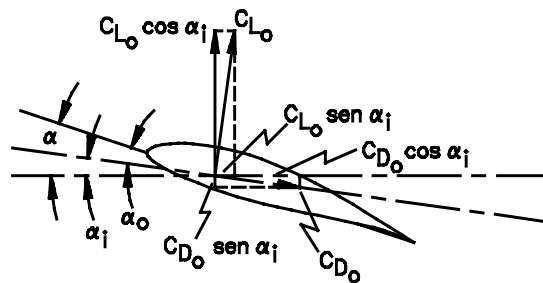
Fig 3.16 Coeficientes de sustentación y resistencia en el ala infinita



3.8.8 Alas elípticas de envergadura finita. En el ala finita el ángulo de ataque real α_0 es distinto del ángulo α formado por la cuerda del ala y la dirección del viento, es por esto que el ala recibe el viento con la dirección de la velocidad resultante V_R .

Así, los coeficientes C_{L0} y C_{D0} deben ser respectivamente perpendicular y paralelo a la dirección de V_R (Fig 3.17).

Fig 3.17 Coeficientes de sustentación y resistencia en el ala finita



De la figura puede verse que los valores de C_L y C_D con respecto a la velocidad del viento V son:

$$C_L = C_{L0} \cos \alpha_i - C_{D0} \sin \alpha_i \tag{3.24}$$

$$C_D = C_{L0} \sin \alpha_i + C_{D0} \cos \alpha_i$$

Como α_i es pequeño se puede asumir que $\cos \alpha_i = 1$ y $\sin \alpha_i = \alpha_i$.

Por lo tanto las anteriores ecuaciones quedarían así:

$$C_L = C_{L0}$$

$$C_D = C_L \alpha_i + C_{D0}$$

Reemplazando la Eq 3.21 en la última expresión se llega a:

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi A} \quad (3.25)$$

Además, como $\alpha = \alpha_0 + \alpha_i$ y reemplazando la Eq 3.19 en ésta expresión se tiene:

$$\alpha = \alpha_0 + \frac{C_L}{\pi A} \quad (3.26)$$

3.8.9 Curvas características de los perfiles. Los valores de C_L y C_D son determinados experimentalmente en túneles de viento para los diferentes ángulos de ataque del perfil.

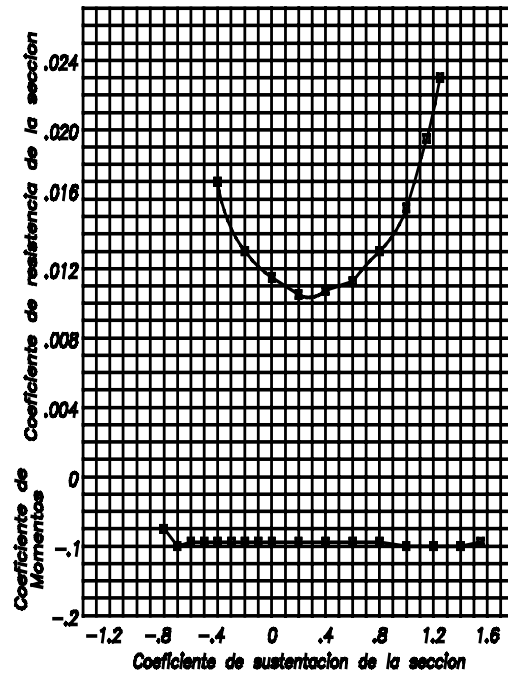
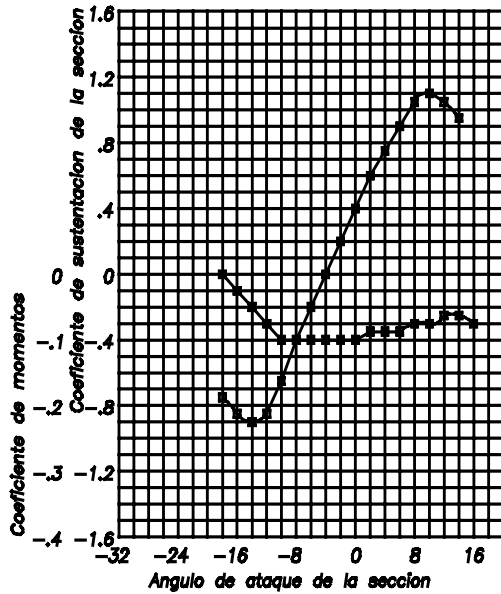
Para poderlos manejar fácilmente, los resultados obtenidos se representan en forma gráfica utilizando diferentes sistemas.

El más usado de estos sistemas es el desarrollado por la N.A.C.A (*National Advisory Committee for Aeronautics*). Este sistema se caracteriza por usar gráficos dobles.

En el primero de ellos hay dos tipos de curvas, que dan los valores del coeficiente de sustentación y del coeficiente de momentos (con respecto al 25% de la cuerda) en función del ángulo de ataque (Fig 3.18).

En el segundo vienen dados los valores del coeficiente de resistencia al avance y del coeficiente de momentos (con respecto al centro aerodinámico) en función del coeficiente de sustentación (Fig 3.19).

Fig 3.18 Curva característica de C_L y C_M en función de α **Fig 3.19** Curva característica de C_D y C_M en función de C_L



3.8.10 Pendiente de la curva del coeficiente de sustentación. Como se observa en la Fig 3.18, la variación del coeficiente de sustentación con el ángulo de ataque es aproximadamente lineal para la mayor parte de los ángulos de ataque utilizados.

Representando esta variación por una curva, la pendiente a de la misma será de la forma:

$$a = \frac{dC_L}{d\alpha} \tag{3.27}$$

Ya que como las curvas del coeficiente de sustentación están dadas para un alargamiento infinito, es necesario hacer una corrección a ésta para obtener los valores del coeficiente de sustentación cuando el alargamiento es finito así:

$$a = \frac{a_0}{1 + \frac{a_0}{\pi A}} \tag{3.28}$$

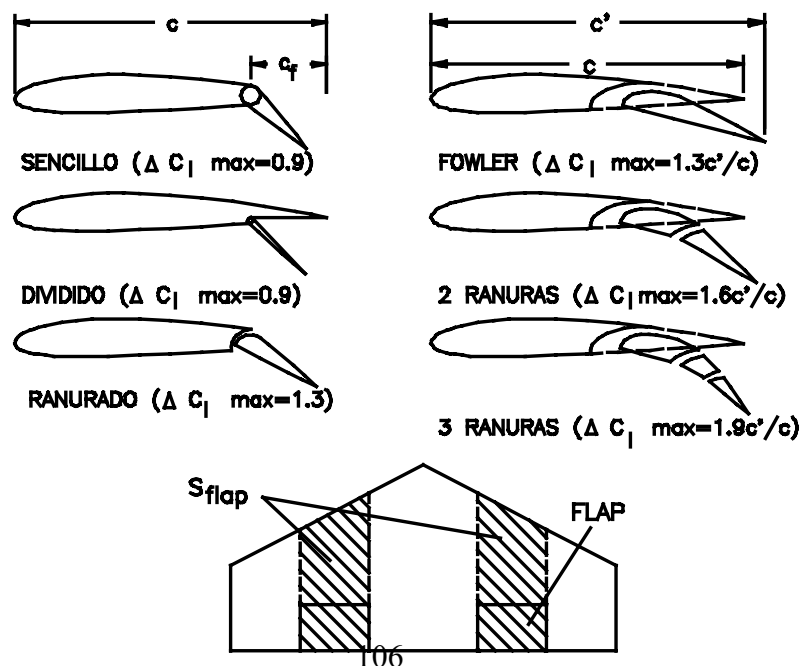
Donde:

- a_0 = Pendiente de la curva del coeficiente de sustentación para un ala de alargamiento infinito.
- a = Pendiente de la curva del coeficiente de sustentación para un ala de alargamiento finito.

3.8.11 Dispositivos hipersustentadores ó Flaps. Los flaps son superficies móviles que se instalan generalmente en el borde de salida del ala. Estas superficies están articuladas o pivotadas en el ala y se emplean para aumentar la sustentación cuando la velocidad del avión es pequeña, en las fases de despegue y aterrizaje.

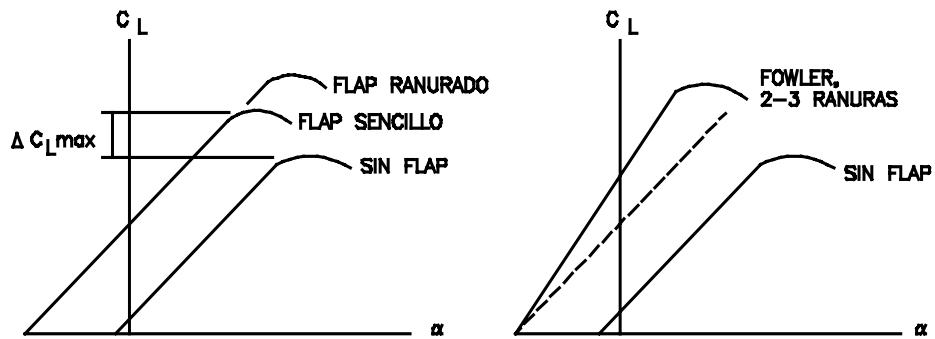
Los flaps sencillos (plain flap), flaps divididos (split flap) y los flaps ranurados (slotted flap) no aumentan la cuerda de la sección del ala mientras que los flap Fowler (fowler flap) y los flap con doble y triple ranura (double-triple slotted flap) se deslizan hacia atrás cuando son deflectados (Fig 3.20) con lo que se incrementa el área del ala y su curvatura.

Fig 3.20 Tipos de flaps



Los efectos de los flaps sobre la curva del coeficiente de sustentación se observan en la Fig 3.21

Fig. 3.21 Efectos de los flaps



Como un estimado inicial del incremento en la sustentación máxima y el cambio en el ángulo para cero sustentación se pueden utilizar las siguientes ecuaciones:

$$\Delta C_{L \max} = \Delta C_{l \max} \left(\frac{S_{flap}}{S_{ref}} \right) \cos \Delta_{H.L.}$$

$$\Delta \alpha_{0L} = (\Delta \alpha_{0L})_{\text{perfil}} \left(\frac{S_{\text{flap}}}{S_{\text{ref}}} \right) \cos \Delta_{H.L} \quad (3.29)$$

Donde:

- $\Delta C_{l \text{ máx}}$ y S_{flap} se pueden ver en la Fig 3.20
- $\cos \Delta_{H.L}$ = Coseno del ángulo formado por la línea de giro del flap y una línea perpendicular a la línea central del avión (Fig 3.20).

Un método alternativo para hallar el incremento en la sustentación debido a los flaps, se resume a través de la siguiente ecuación:

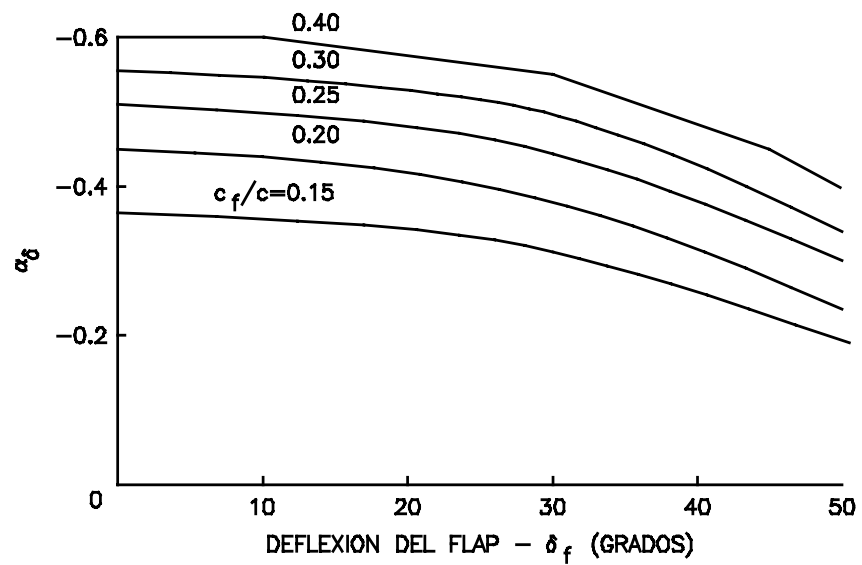
$$C_L = \frac{c'}{c} C_{L\alpha} \left(\frac{\alpha - \alpha_{0L}}{57.3} + \frac{0.960 \alpha_\delta \delta_f K_b}{57.3} \right) \quad (3.30)$$

Donde:

- $\Delta C_L = c'/c C_{L\alpha} (0.960 a_d d_f K_b/57.3)$.
- K_b = Envergadura flap/Envergadura ala
- α_δ = Parámetro de efectividad tomado de la Fig 3.22
- δ_f = Deflexión del flap en grados
- $C_{L\alpha}$ = Pendiente de la curva del coeficiente de sustentación [1/rad]
- $c'/c = 1 + (0.007 a_f)$ para flap fowler y 1 para ranurados

NASA Contractor Report : A design study for a simple-to-fly, constant attitude light aircraft / Stemana, Frederick et al. North Carolina State University. No. 2208 (March 1973). Washington: NASA - Scientific and Technical Information Division, 1973. 322 p. Monthly.

Fig 3.22 Parámetro de efectividad a_δ



3.9 RESISTENCIAS AL AVANCE

Las resistencias al avance de un avión completo se pueden descomponer en dos partes: la primera de ellas es conocida como **Resistencia parásita o Resistencia de cero sustentación (C_{D0})** la que se produce por efecto de la fricción superficial y por la separación debida a la presión; y otra producida por la generación de sustentación llamada **Resistencia inducida (C_{Di})**.

Las resistencias al avance parásitas se pueden clasificar también en dos grupos:

- Las de los elementos cuya resistencia al avance se puede considerar independiente del ángulo de ataque. En este grupo se pueden incluir los planos verticales de cola, los motores de enfriamiento por aire y los trenes de aterrizaje (si no se pueden ocultar).

- Las de los elementos cuya resistencia al avance depende del ángulo de ataque. En este se incluyen los fuselajes (en especial los de sección cuadrada o rectangular), los flotadores, los planos horizontales de cola y el ala.

Así, la fórmula que determina el coeficiente de resistencia total (Parásita mas Inducida) es de la forma:

$$C_D = C_{D0} + C_{D_i} = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi A} \quad (3.31)$$

Cabe anotar que la Ec. 3.31 es de la misma forma que la Ec. 3.25 sólo que en ésta última el término C_{D0} se refiere únicamente a la resistencia parásita del ala, mientras que en la Ec. 3.31 C_{D0} es la resistencia parásita de todas las partes del avión.

El término de resistencia inducida en la Ec. 3.31 ($C_L^2/\pi A$) es para un ala elíptica como se dijo anteriormente.

Para una ala cuya forma en planta no es elíptica, la resistencia inducida debe ser corregida por un factor "e" llamado factor de eficiencia de Oswald.

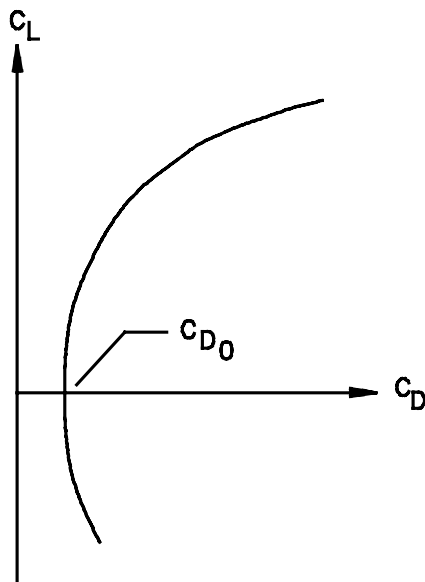
Luego la Ec. 3.31 quedará de la forma:

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi A e} \quad (3.32)$$

$$e = 1.78 (1 - 0.045 A^{0.68}) - 0.64 \quad (3.33)$$

Al graficar la Ec. 3.33, se obtiene la curva polar de resistencia para el avión completo y como se observa (Fig 3.23) tiene una forma parabólica.

Fig 3.23 Curva polar de resistencia



3.9.1 Resistencia Parásita. Como un estimado inicial, ésta resistencia se puede calcular de la siguiente manera:

$$C_{D0} = C_{fe} \frac{S_{wet}}{S_{ref}} \quad (3.34)$$

Donde:

- C_{fe} es el coeficiente de fricción superficial equivalente, que puede ser tomado de la Tabla 3.1.
- S_{wet} es el área bañada por el aire.
- S_{ref} es el área del ala de referencia.

Tabla 3.1 Coeficientes de fricción superficial equivalente

TIPO DE AVION	C_{fe}
- Bombarderos y Transportes civiles	0.0030
- Transportes militares	0.0035
- Avión caza	0.0035
- Avión caza naval	0.0040
- Avión supersónico	0.0025
- Avión liviano-1 motor	0.0055
- Avión liviano-2 motores	0.0045
- Hidroavión de hélice	0.0065
- Hidroavión jet	0.0040

Para un cálculo más exacto se recurre al **método de construcción de componentes** el cual estima la resistencia parásita de cada uno de los componentes del avión usando un coeficiente de resistencia de fricción superficial (C_f) y un factor de forma (FF) que estima

la resistencia de presión debido a la separación viscosa. Los efectos de interferencia son estimados por medio de un factor "Q". La componente total de la resistencia es el producto de C_f , FF, Q y el área bañada S_{wet} .

Las resistencias misceláneas (C_{Dmisc}) tales como las producidas por flaps, tren de aterrizaje sin retraer, cabina e inclinación posterior del fuselaje son adicionadas al total junto con las resistencias producidas por las protuberancias (C_{Dp}) y las producidas por el motor (C_{Deng}). La siguiente ecuación determina la resistencia parásita, donde el subíndice "c" indica que el valor es tomado para cada componente del avión.

$$C_{D0} = \frac{\sum C_{fc} FF_c Q_c S_{wet c}}{S_{ref}} + C_{Dmisc} + C_{Dp} + C_{Deng} \quad (3.35)$$

3.9.1.1 Coeficiente de fricción superficial (C_f). Este factor depende primordialmente del número de Reynolds, el número de Mach y la rugosidad de la superficie.

Si el flujo es laminar, éste coeficiente estará dado por:

$$C_f = \frac{1.328}{\sqrt{R}} \quad (3.36)$$

Para flujo turbulento, el cual en la mayoría de los casos cubre la totalidad del avión, el coeficiente de fricción superficial estará determinado por:

$$C_f = \frac{0.455}{(\text{Log}_{10} R)^{2.58} (1 + 0.144 M^2)^{0.65}} \quad (3.37)$$

Si la superficie es relativamente rugosa, el coeficiente de fricción puede ser mayor que el indicado por la ecuación anterior. Este es estimado usando el número de Reynolds "Cut-off" el cual se determina con la siguiente ecuación:

$$R_{cutoff} = 38.21(l/k)^{1.053} \quad (3.38)$$

Donde l es la longitud característica en pies y k es un valor de rugosidad superficial, que se puede tomar de la Tabla 3.2.

Tabla 3.2 Valores de rugosidad superficial (k)

TIPO DE SUPERFICIE	k (ft)
- Pintura de camuflaje sobre aluminio	3.33x10 ⁻⁵
- Pintura lisa	2.08x10 ⁻⁵
- Lámina sin pulir	1.33x10 ⁻⁵
- Lámina pulida	0.50x10 ⁻⁵
- Compuestos moldeados lisos	0.17x10 ⁻⁵

El menor del número de Reynolds real y el Cut-off debe ser usado en la Eq 3.38.

3.9.1.2 Factores de forma (FF). Con las siguientes ecuaciones se obtienen los factores de forma para la estimación de la resistencia en régimen subsónico.

Ala y Cola:

$$FF = \left[1 + \frac{0.6}{(x/c)_m} \left(\frac{t}{c} \right) + 100 \left(\frac{t}{c} \right)^4 \right] \left[1.34 M^{0.18} (\cos \Lambda_m)^{0.28} \right] \quad (3.39)$$

donde:

- $(x/c)_m$ es la localización sobre la cuerda del punto de máximo espesor del perfil. Para un perfil de baja velocidad es alrededor de 0.3 de la cuerda y para uno de alta velocidad es de 0.5.
- (t/c) es la relación del espesor máximo a la cuerda.
- Λ_m se refiere a la flecha de la línea de máximo espesor.

Fuselaje y Cabina:

$$FF = \left(1 + \frac{60}{f^3} + \frac{f}{400} \right) \quad (3.40)$$

Góndolas de los motores:

$$FF = 1 + \left(\frac{0.35}{f} \right) \quad (3.41)$$

donde:

$$f = \frac{l}{d} = \frac{l}{\sqrt{(4/\pi) A_{\max}}} \quad (3.42)$$

3.9.1.3 Factores de interferencia (Q). La resistencia parásita se incrementa debido a la interferencia mutua entre los componentes del avión.

Los valores del factor Q para diferentes partes pueden tomarse como:

- Ala alta, media o ala baja bien empalmada: Q = 1

- Ala baja sin empalmes: Q = 1.1-1.4

- Fuselaje: Q = 1

- Superficies de cola: Q = 1.03 para colas en V

Q = 1.08 para colas en H

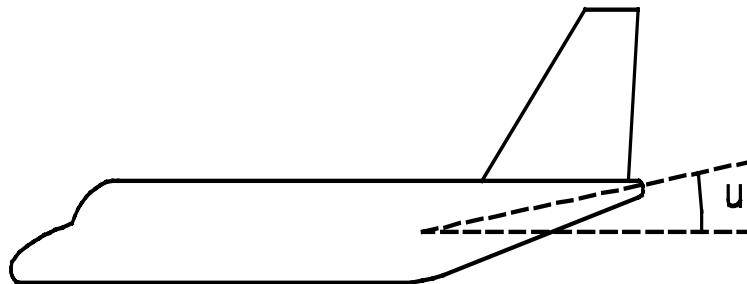
Q = 1.04-1.05 para colas convencionales

3.9.1.4 Resistencias misceláneas. Las resistencias misceláneas pueden ser determinadas separadamente para cada una de las partes, usando generalmente ecuaciones empíricas.

Estos valores de resistencia son normalmente presentados en forma de Resistencia, dividida por la Presión dinámica (D/q). Como D/q tiene unidades de pies cuadrados, debe dividirse por el área de referencia del ala (en pies cuadrados) para obtener el coeficiente de resistencia parásita miscelánea.

3.9.1.4.1 Resistencia por inclinación posterior del fuselaje. La mayoría de los aviones de transporte y carga tienen una pronunciada inclinación de la parte posterior del fuselaje (Fig 3.24).

Fig 3.24 Inclinación posterior del fuselaje



Esta resistencia extra es una función de la forma de la sección transversal del fuselaje y del ángulo de ataque, pero puede aproximarse usando la siguiente ecuación:

$$D / q_{incl.} = 3.83 u^{2.5} A_{max} \quad (3.43)$$

Donde:

u = Angulo de inclinación del fuselaje con respecto a la línea central, en radianes.

A_{max} = Área máxima de la sección transversal del fuselaje.

3.9.1.4.2 Tren de aterrizaje. La resistencia total del tren se puede estimar como la suma de las resistencias de las ruedas, patas y otros componentes del tren usando los datos de la Tabla 3.3. Estos valores multiplicados por el área del componente indicado da el valor D/q , el cual se deberá dividir por el área de referencia del ala para obtener las resistencias parásitas. Para tener en cuenta la interferencia mutua se sugiere multiplicar la suma de las resistencias componentes por 1,2.

Tabla 3.3 Resistencia de los componentes del tren

PARTE	(D/q)/A.fron t
- Llanta y rin	0.25
- Segunda rueda en tándem	0.15 0.18
- Llanta y rin aerodinámicos	0.05 1.40
- Pata aerodinámica	1.0-1.4
- Pata de resorte plano	
- Accesorios irregulares	

3.9.1.4.3 Flaps. Los flaps afectan tanto las resistencias parásitas como las inducidas.

El efecto sobre la resistencia inducida, se debe al cambio en la distribución de la sustentación, pero es relativamente pequeño y puede ser ignorado.

La contribución de los flaps a las resistencias parásitas es causado por la separación del flujo de aire sobre estos, y se puede estimar usando la siguiente ecuación:

$$\Delta C_{D0, flap} = 0.0023 \frac{\text{envergadura flap}}{\text{envergadura ala}} \delta_{flap} \quad (3.44)$$

donde:

δ_{flap} es la deflexión del flap en grados.

3.9.1.4.4 Cabina. Para aviones de transporte y ligeros, se recomienda un D/q adicional de 0.07-0.15 veces el área frontal del parabrisas.

Cuando la cabina es abierta, se tiene un D/q de 0.5 veces el área frontal del parabrisas.

3.9.1.4.5 Protuberancias. Las protuberancias incluyen antenas, luces y defectos de manufactura tales como remaches salientes o rugosidades superficiales.

Normalmente estas resistencias se estiman como un porcentaje del total de las resistencias parásitas como sigue:

- Aviones de hélice: 5-10%
- Aviones de combate: 10-15%

Si se tiene cuidado durante el diseño y la manufactura, estos incrementos de resistencia se pueden reducir casi a cero.

3.9.1.5 Resistencias del motor. En un motor se presentan dos tipos de resistencias:

Una resistencia de enfriamiento que representa la pérdida de momento del aire cuando pasa sobre el motor para enfriarlo. Esta resistencia es altamente dependiente del diseño de la entrada, baffles y salida del aire.

Unas resistencias misceláneas que incluyen la resistencia del enfriador de aceite, tubos de escape y otras partes.

Las anteriores resistencias pueden ser calculadas con las ecuaciones que siguen:

$$(D/q)_{misc} = (2 \times 10^{-4}) bhp \quad (3.46)$$

$$(D/q)_{enf} = (4.9 \times 10^{-7}) \frac{bhp \times T^2}{\sigma V} \quad (3.45)$$

donde:

T= Temperatura del aire en grados Rankine.

V= Velocidad en ft/s.

3.9.1.6 Determinación del área bañada por el aire. El área bañada es el área de la superficie en contacto con el aire y puede visualizarse como el área de las partes del avión que quedarían mojadas si este se sumergiera en agua.

Las áreas bañadas del ala y la cola se pueden aproximar a partir del área vista en planta (Fig 3.25).

Esta puede estimarse multiplicando el área real vista en planta (S_{exp}) por un factor basado en la relación de espesor de la cola o el ala así:

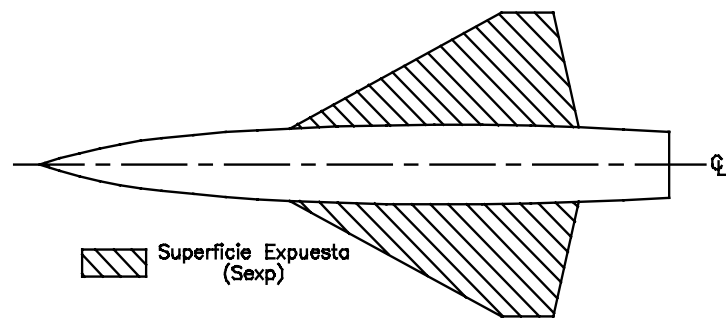
Si $t/c < 0.05$

$$S_{wet} = 2.003 S_{exp} \quad (3.47)$$

Si $t/c > 0.05$

$$S_{wet} = S_{exp} [1.977 + 0.52 (t / c)] \quad (3.48)$$

Fig 3.25 Estimación del área bañada

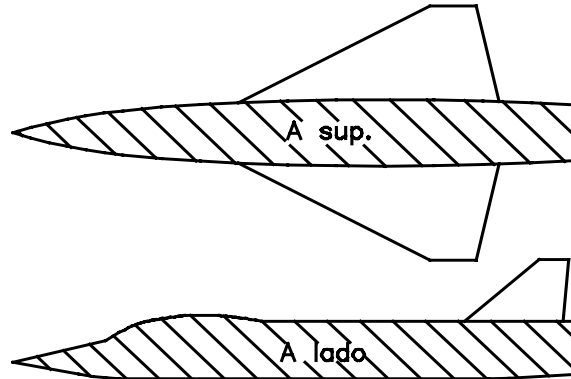


El área rallada del fuselaje se puede calcular inicialmente usando únicamente las vistas lateral y superior del avión con el método mostrado en la Fig 3.26.

Fig 3.26 Estimación rápida del área bañada del fuselaje

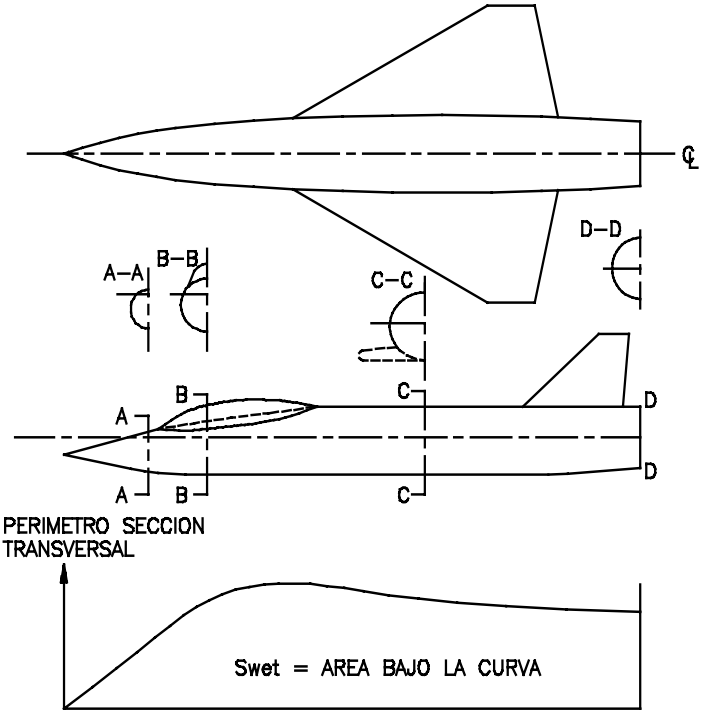
$$S_{wet} = K (A_{sup.} + A_{lado})/2$$

K = π PARA SECCION TRANSVERSAL ELIPTICA
K = 4 PARA SECCION TRANSVERSAL CUADRADA
TIPICAMENTE USAR K = 3.4



Una mejor aproximación del área rallada del fuselaje se puede obtener por integración gráfica usando un número de secciones transversales del fuselaje. Si los perímetros de las secciones transversales son medidos y graficados contra su localización longitudinal, entonces el área bajo la curva resultante da el área rallada (Fig. 3.27).

Fig 3.27 Determinación exacta del área rallada



4. PRINCIPIOS DE DISEÑO DE AVIONES

El diseño de aviones es una área separada dentro de la ingeniería aeronáutica y se diferencia de otras mucho más analíticas como la aerodinámica, propulsión, estructuras, etc.

Aunque un diseñador debe dominar estas y muchas otras especialidades, su función principal es crear la descripción geométrica del avión que se va a construir.

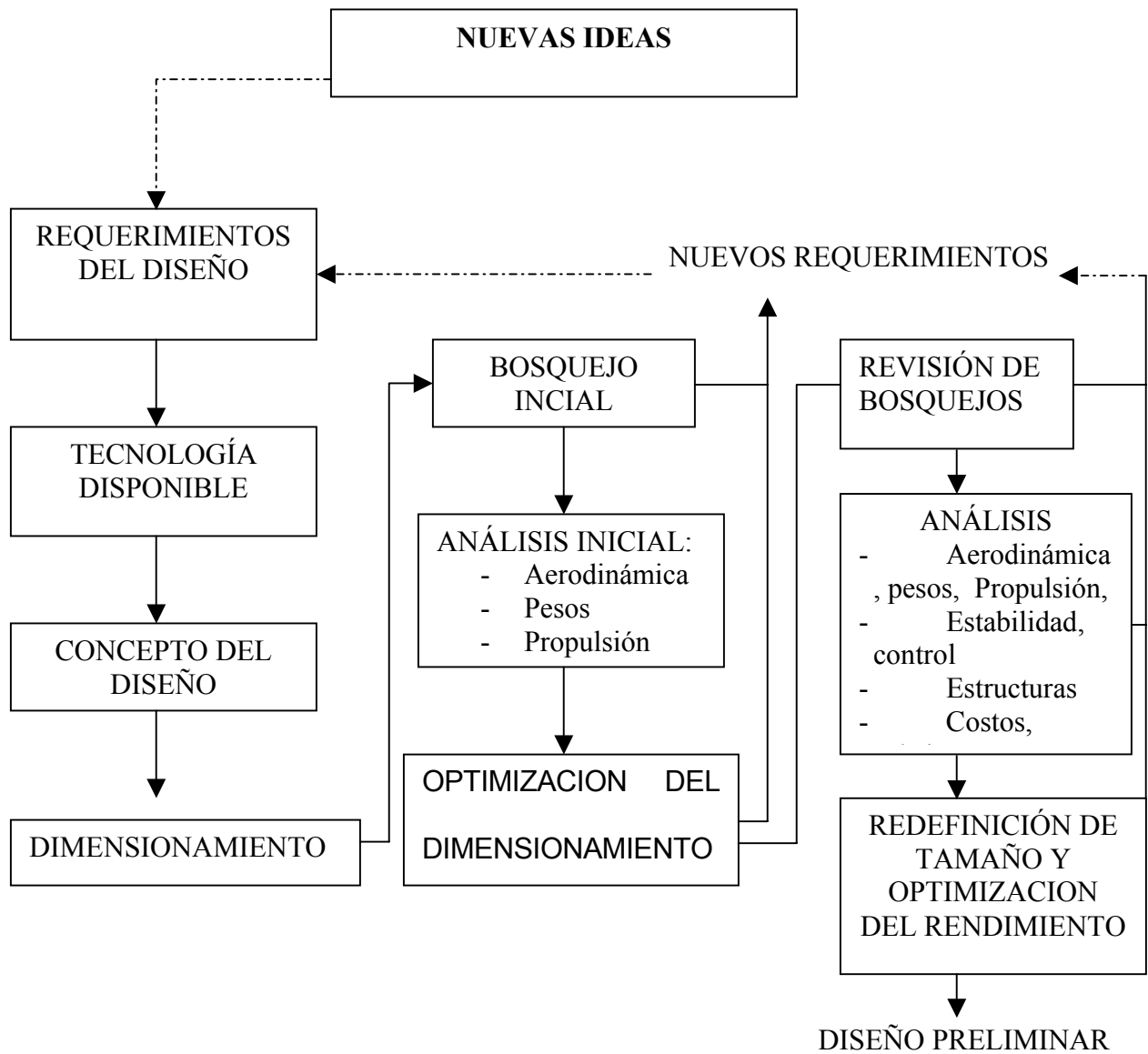
Es por lo anterior que el diseñador es una persona clave dentro de la industria aeronáutica, ya que si la configuración elegida es la adecuada, los especialistas en cada área no deberán realizar mayores cambios, ahorrando así tiempo y esfuerzos que a su vez se traducen en dinero.

4.1 FASES DEL DISEÑO DE AVIONES

El proceso de diseño es un procedimiento iterativo consistente de una definición del problema, seguida por un análisis y finalmente una evaluación. Esto es: 1) **Diseño conceptual**: En esta parte se contesta el arreglo de configuración, tamaño, peso. Muchos diseños alternativos, su estudio y evolución. 2) **Diseño preliminar**: Cuando no hay más cambios significativos al diseño inicia esta segunda etapa, y 3) **Diseño detallado**: Se inicia cuando las piezas a fabricar se diseñan en detalle. Este ciclo se repite hasta que el

producto definido satisfaga unos requerimientos iniciales de la mejor forma posible. La Fig 4.1 ilustra un diagrama de flujo que puede ser usado como guía en el proceso de diseño.

Fig 4.1 Proceso de diseño



Dentro de la industria aeroespacial se ha vuelto una práctica común aplicar estos procedimientos a las diferentes fases del ciclo de vida de un producto. La Tabla 4.1 ilustra esas fases y además divide el proceso en diferentes niveles de diseño.

Las primeras fases examinan muchos conceptos a partir de algunas configuraciones existentes. Las fases posteriores refinan el diseño de la configuración seleccionada. El diseño para manufactura y el soporte del producto completan el ciclo de diseño.

Tabla 4.1 Niveles de diseños

FASE	ACTIVIDAD	NIVEL DE DISEÑO
Exploración del concepto	Exploración inicial	I. Investigación continuada
Demostración/ Validación	Diseño conceptual	II. Formulación de conceptos
Desarrollo a escala real	Diseño preliminar	III. Selección de la configuración
Producción	Diseño detallado	IV. Refinamiento de la configuración
Verificación	Ingeniería	V. Configuración
Operacional	Ingeniería	VI. Diseño detallado /Desarrollo
	Ingeniería	VII. Manufactura del producto
	Ingeniería	VIII. Verificación del producto
	Ingeniería	IX. Soporte del producto
	Ingeniería	X. Mejoramiento del producto

4.1.1 Exploración inicial. Esta exploración inicial estudia los problemas relacionados con la tecnología y metodología requeridas para el desarrollo del diseño y manufactura del avión.

Durante esta etapa se involucran actividades como el diseño asistido por computador, la tecnología de grupos, verificación experimental y otros avances tecnológicos.

4.1.2 Diseño conceptual. El diseño conceptual responde a las cuestiones básicas como configuración, dimensionamiento, peso y desempeño.

La formulación de conceptos es aquella fase donde la configuración viable, las tecnologías utilizadas, los datos preliminares (aerodinámica, propulsión, pesos, etc) y el dimensionamiento inicial se establecen.

El propósito de la formulación de conceptos es la de establecer las exigencias que deberá satisfacer el avión para cumplir unos requisitos de diseño.

Durante la selección de la configuración son escogidos los conceptos que satisfacen de la mejor forma las exigencias del cliente o la necesidad a suplir.

El diseño conceptual es un proceso muy fluido. Nuevas ideas y problemas surgen cuando es investigado un diseño en detalle.

Cada nuevo diseño es dimensionado y analizado; este debe ser redibujado para encontrar el nuevo peso en bruto, peso del combustible, tamaño del ala, tamaño del motor y otros cambios.

4.1.3 Diseño preliminar. El diseño preliminar se puede decir que comienza cuando se han efectuado los cambios más importantes. El objetivo del refinamiento de la configuración es el de optimizar la configuración seleccionada aplicando métodos analíticos más avanzados.

Una actividad clave durante esta etapa de diseño es el "Lofting". El lofting es el modelamiento matemático de la superficie exterior del avión con suficiente precisión para garantizar un apropiado ajuste entre sus partes.

El último objetivo durante el diseño preliminar es el de verificar las características de la configuración seleccionada.

4.1.4 Diseño detallado. La fase del diseño detallado se inicia cuando las piezas reales son diseñadas para su fabricación. Por ejemplo durante el diseño conceptual y preliminar

el ala es diseñada y analizada como un todo. Durante el diseño detallado, el ala es dividida en partes individuales, cada una de las cuales será diseñada y analizada.

4.2 DIMENSIONAMIENTO A PARTIR DE UN ESTUDIO PRELIMINAR CONCEPTUAL

Hay muchos niveles en el proceso de diseño. El nivel más simple de estos se basa sólo en datos históricos de aparatos ya existentes. Los requerimientos reales de diseño deben ser evaluados comparándolos con un número de diseños probables, cada uno de los cuales debe ser diseñado, analizado, dimensionado, optimizado y rediseñado un cierto número de veces.

Las técnicas incluyen todas las formas de análisis por computador.

Entre estos dos extremos de diseño y análisis se encuentran los métodos usados para muchas actividades del diseño conceptual.

4.2.1. Requerimientos del diseño: Debido a la poca normatividad existente para el diseño de ultralivianos se ha decidido utilizar los requerimientos iniciales y reglamentación de la construcción de un Homebuilt ya que para este tipo de avión se cuenta con las normas FAR-23 que regulan su diseño, construcción y operación.

4.2.2 Composición del peso al despegue. "El peso bruto de diseño al despegue (W_0)" es el peso total del avión cuando este comienza la misión para la cual fue diseñado. Este peso puede descomponerse en: el peso de la tripulación (W_c), el peso de la carga útil o pasajeros (W_p), el peso del combustible (W_f) y el peso vacío (W_e).

El peso vacío incluye los pesos de la estructura, motores, tren de aterrizaje, equipos y todo lo que no sea considerado como parte de la tripulación, carga útil o combustible.

En forma de ecuación la composición del peso al despegue está dada por:

$$W_0 = W_p + W_c + W_f + W_e \quad (4.1)$$

Los pesos de la tripulación y de la carga útil son conocidos ya que están dados en los requerimientos de diseño. Así, los únicos pesos desconocidos son los del combustible y el peso vacío. Sin embargo, ambos dependen del peso total del avión, haciendo necesario un proceso de iteración para dimensionar el avión.

Como ambos dependen del peso total del avión, se realizará ahora un proceso iterativo que será usado para el dimensionamiento del avión. Con el objeto de simplificar los cálculos, los pesos del combustible y vacío pueden ser expresados como una fracción del peso total al despegue. Entonces la Ecuación será:

$$W_0 = W_p + W_c + \left(\frac{W_f}{W_0}\right)W_0 + \left(\frac{W_e}{W_0}\right)W_0$$

$$W_c + W_p = W_0 - W_0\left(\frac{W_f}{W_0}\right) - W_0\left(\frac{W_e}{W_0}\right)$$

Luego:

$$W_0 = \frac{W_p + W_c}{1 - \left(\frac{W_f}{W_0}\right) - \left(\frac{W_e}{W_0}\right)} \quad (4.2)$$

Así, W_0 puede determinarse si encontramos (W_f/W_0) y (W_e/W_0) . Estos se describen como sigue.

4.2.2.1 Estimación de la fracción de peso vacío (W_e/W_0). La fracción de peso vacío se halla estadísticamente de tablas, varía de 0.3 hasta 0.7 además disminuye con el incremento del peso total del avión y otra forma sería analíticamente.

Tabla 4.2 Fracciones de peso vacío Vs. Peso bruto de diseño al despegue (W_0)

$W_e/W_0 = A W_0^C K_{vs}$	A	C
Homebuilt – metal/wood	1.19	-0.09
Homebuilt – composite	1.15	-0.09
General Aviation-Single engine	2.36	-0.18

$$W_e/W_0 = A W_0^C K_{vs}$$

4.2.2.2 Relación Empuje-Peso (T/W). Esta relación afecta directamente el desempeño del avión. Un avión con una alta relación T/W puede acelerar y ascender más rápido y alcanzar una alta velocidad. T/W no es constante ya que el peso del avión varía durante el vuelo en la medida que el combustible es quemado. Así mismo, el empuje se ve afectado con la altura y la velocidad. La relación T/W generalmente es referida a nivel del mar, peso bruto de diseño al despegue y acelerador al máximo.

4.2.2.3 Estimación de la fracción de combustible (W_f/W_o): Sólo una parte del combustible se usará en la misión.

La otra parte del combustible incluye:

- “Combustible de reserva” 10% del combustible total.
- “Combustible que queda en el sistema” es el combustible que la bomba o bombas no pueden sacar de los tanques.

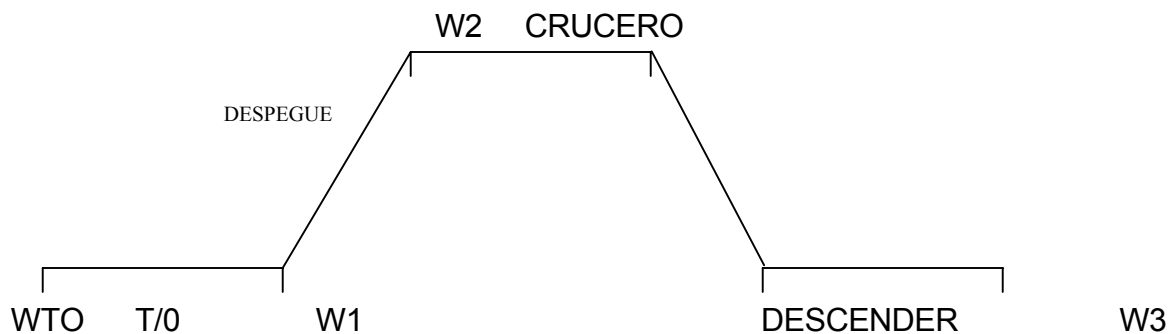
El requerimiento de la cantidad de combustible para la misión depende de esta al ser volada, la aerodinámica del avión y el consumo del combustible del motor.

El peso del avión durante la misión incide sobre la resistencia, razón por la cual el combustible usado es una función del peso del avión.

4.2.3 Tipo de misión. Crucero simple. Tiempo asumido por los diseñadores en el diseño a 10.000 pies, se adiciona:

FAA: Condiciones de día- VFR(Reglas de vuelo visual)

Además, se adiciona el perfil de la misión, los requerimientos se establecen de acuerdo a parámetros de rendimiento como: distancia de despegue, regímenes de ascenso, distancia de aterrizaje, etc.



El avión quema combustible en cada segmento y pierde peso, el peso del avión al final de cada "misión" dividido entre el peso inicial de la misión es: "Misión Segment Weight Fraction". Entonces el estimativo básico para el combustible requerido para un dimensionamiento inicial se hará por valores promedios.

Por simplicidad se asume que el crucero finaliza con el inicio del descenso y la distancia recorrida durante el descenso es parte del crucero.

La misión de Crucero simple es usada por la mayoría de diseños de aviación general y transporte. El avión es dimensionado para proporcionar un determinado alcance.

Por seguridad debe tenerse en cuenta una carga de combustible extra en caso que el aeropuerto esté cerrado, así un tiempo de espera de 20 a 30 minutos debe ser adicionado.

4.2.3.1 Fracciones de peso de los segmentos de la misión. Para el análisis, los diferentes segmentos o brazos de la misión, son numerados, iniciando en 0 para representar el inicio de la misión. El brazo número 1 es usualmente el calentamiento del motor y despegue. El resto de los segmentos se numeran secuencialmente. Por ejemplo, en la misión de crucero simple los segmentos se pueden numerar así: 1) Calentamiento y despegue, 2) Ascenso, 3) Crucero, 4) Tiempo de espera y 5) Aterrizaje.

De forma similar el peso del avión en cada parte de la misión puede ser numerado. Así, W_0 es el peso al inicio (peso bruto al despegue), W_1 es el peso al final del primer segmento de la misión, el cual es el calentamiento y despegue. W_2 es el peso del avión al finalizar el ascenso. W_3 es el peso al finalizar el crucero y W_4 después del tiempo de espera. Finalmente, W_5 es el peso al final del segmento de aterrizaje, el cual es también el peso final.

Durante cada segmento de la misión, el avión pierde peso porque quema combustible. El peso del avión, al finalizar un segmento de la misión, dividido por su peso al comenzarla es llamado "Fracción de peso del segmento de la misión". Esta será la base para estimar la fracción de combustible requerida.

Para algún segmento "i" de la misión, la fracción de peso de dicho segmento se puede expresar como W_i / W_{i-1} . Si estas fracciones de peso pueden ser evaluadas para todos los segmentos de la misión, estas pueden multiplicarse para encontrar la relación del peso del avión al final de la misión, W_x (asumiendo x segmentos) dividido por el peso inicial. Así:

$$\frac{W_1}{W_0} * \frac{W_2}{W_1} * \frac{W_3}{W_2} * \dots * \frac{W_{x-1}}{W_{x-2}} * \frac{W_x}{W_{x-1}} = \frac{W_x}{W_0}$$

Esta relación, W_x / W_0 , se puede usar para calcular la fracción total de combustible requerido.

Suponiendo que durante la misión no se producen caídas de carga útil⁵, entonces la pérdida de peso durante el vuelo se deberá únicamente al consumo de combustible. Luego, la fracción de combustible de toda la misión será igual a $1 - W_x / W_0$. Si se asume

⁵El término "caídas de carga útil" se refiere a la pérdida de peso experimentada por el avión por una razón diferente a quemar combustible, como por ejemplo cuando un avión de combate deja caer una parte de su armamento.

un 10% disponible para reserva y combustible atrapado, la fracción total de combustible será:

$$\frac{W_f}{W_0} = 1.06 \left(1 - \frac{W_x}{W_0} \right) \quad (4.3)$$

a. Arranque del motor, carreteo y despegue: Esta fracción de peso puede ser tomada de datos históricos. Un valor razonable es:

$$W_1/W_0 = \text{Desde } 0.97 \text{ Hasta } 0.99$$

b. Ascenso y aceleración: La fracción de peso para un avión ascendiendo y acelerando hasta la altitud de crucero a un número de Mach M, es aproximadamente:

$$\text{Supersónico: } \frac{W_i}{W_{i-1}} = 0.991 - 0.007 M - 0.01 M^2 \quad (4.4)$$

$$\text{Subsónico: } \frac{W_i}{W_{i-1}} = 1.0065 - 0.0325 M^2 \quad (4.5)$$

Con fines de dimensionamiento inicial, una buena aproximación es 0.985.

c. Crucero: Para el dimensionamiento inicial, el descenso es considerado como parte del crucero, es decir, el crucero termina con el descenso.

La fracción de peso del segmento en crucero se puede calcular usando la siguiente ecuación:

$$\frac{W_i}{W_{i-1}} = \exp^{\frac{-RC}{V(L/D)}} \quad (4.6)$$

Donde:

R = Rango o alcance

C = Consumo específico de combustible

V = Velocidad

L/D = Relación sustentación-resistencia (Lift/Drag)

- **Consumo específico de combustible (SFC ó C):** El consumo específico de combustible es la razón del consumo de combustible dividida por el empuje resultante.

Para aviones de turbina el SFC está dado usualmente en Lb. de combustible por hora por lb. de empuje [(Lb/hr)/lb.].

El SFC para aviones de hélice está normalmente dado como C_{bhp} , que equivale a las libras de combustible por hora para producir un Hp en el eje de la hélice [(Lb/hr)/Hp].

Como en la EC. 4.6 el término C debe estar expresado en unidades de [1/hr.], debe entonces ser calculado el C equivalente de un motor acoplado a una hélice como si este

fuera una turbina.

El empuje en un motor acoplado a una hélice, se hace a través de esta, la hélice tiene una eficiencia η_p que está dada por la siguiente ecuación:

$$\eta_p = \frac{T V}{550 Hp} \quad (4.7)$$

Con: V [ft/s] ; T [lb.]

Como: $C = (Lb_{comb}/hr)/Lb_{emp}$ y despejando de la EC. 3.7 el empuje T se llega a que:

$$C = C_{bhp} \frac{V}{550 \eta_p} \quad (4.8)$$

Esta ecuación da la equivalencia del SFC de un motor de hélice como si fuese una turbina.

Las Tablas 4.3 y 4.4 suministran valores típicos de SFC, C_{bhp} y η_p para diferentes tipos de motores.

Tabla 4.3 Consumo específico de combustible (C)

TIPO DE MOTOR	CRUCERO	ESPERA
- Turboreactor	0.9	0.8
- Turbofan de baja derivación	0.8	0.7
- Turbofan de alta derivación	0.5	0.4

Tabla 4.4 Consumo específico de combustible equivalente (C_{bhp})

HELICE: $C = C_{bhp} V/(550 \eta_p)$	CRUCERO C_{bhp} / η_p	ESPERA C_{bhp} / η_p
- Motor de pistón-Hélice paso fijo	0.4/0.8	0.5/0.7
- Motor de pistón-Hélice paso variable	0.4/0.8	0.5/0.8
- Turbohélice	0.5/0.8	0.6/0.8

Para un avión con hélice, la fracción de peso del segmento en crucero se puede hallar reemplazando la EC. 4.8 en la 4.6 así:

$$\frac{W_i}{W_{i-1}} = \exp^{\frac{-R C_{bhp}}{550 \eta_p (L/D)}} \quad (4.9)$$

- **Relación L/D (sustentación/resistencia):** Durante el vuelo en crucero, la sustentación debe ser igual al peso, de modo que L/D se puede expresar como el inverso de la resistencia dividida por el peso:

$$\frac{L}{D} = \frac{1}{\frac{q C_{D0}}{W/S} + \frac{W/S}{q \pi A e}} \quad (4.10)$$

Donde W/S es la carga alar en crucero, la cual se determina utilizando las fracciones de peso ya determinadas de la siguiente manera:

$$(W/S)_{\text{crucero}} = (W_0 / S) * W_1 / W_0 * W_2 / W_1 \quad (4.11)$$

d. Tiempo de espera: La fracción de peso para este segmento puede calcularse usando la siguiente ecuación:

$$\frac{W_i}{W_{i-1}} = \exp\left(\frac{-E C}{(L/D)}\right)$$

Donde:

E = Tiempo de espera

Reemplazando C para un avión de hélice se llega a que:

$$\frac{W_i}{W_{i-1}} = \exp\left(\frac{-E V C_{bhp}}{550 \eta_p (L/D)}\right) \quad (4.12)$$

El término L/D se calcula usando la EC. 4.10 pero teniendo en cuenta que W/S es la carga alar durante el tiempo de espera. De igual forma W/S se determina usando las fracciones de peso ya encontradas:

$$(W/S)_{\text{espera}} = (W_0/S) * W_1/W_0 * W_2/W_1 * W_3/W_2$$

e. Aterrizaje: Se usa una aproximación histórica:

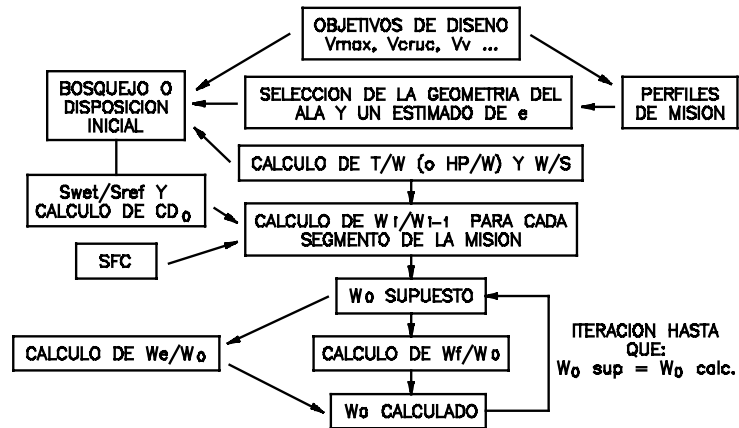
$$W_i/W_{i-1} = 0.992 - 0.997$$

4.2.4 Calculo del peso bruto al despegue. Conocidos el peso de los ocupantes, la carga y usando la fracción de combustible encontrada con la EC. 4.3 y la ecuación estadística del peso en vacío tomada de la Tabla 4.2, el peso bruto al despegue puede encontrarse iterando la EC. 4.2. Ya que la fracción W_e / W_0 es una función de W_0 , la iteración debe comenzar suponiendo un valor para W_0 , que se obtiene multiplicando el Power loading (W/Hp) y la potencia conocida del motor. Este valor inicial del peso se conoce como W_0 as-drawn.

Calculando luego la fracción W_e / W_0 y reemplazando entonces estos valores en la EC. 4.2 se encontrará un valor para W_0 . Si este resultado no es igual al valor supuesto, un nuevo valor entre los dos debe ser usado en la siguiente iteración. Este procedimiento se repite hasta que el valor de W_0 supuesto sea igual al W_0 calculado por la EC. 4.2.

La Fig 4.2 resume el proceso de dimensionamiento.

Fig 4.2 Proceso de dimensionamiento



4.2.4.1 Carga alar (W/S). La carga alar es el peso del avión dividido por el área de referencia del ala. Como con la relación T/W, el término carga alar normalmente se refiere al despegue, pero también puede referirse en otras condiciones de vuelo.

La carga alar afecta la velocidad de pérdida, la velocidad de ascenso y las distancias de despegue y aterrizaje, determina el coeficiente de sustentación y afecta la resistencia. Además tiene un gran efecto sobre el peso total del avión al despegue.

La Tabla 4.5 proporciona valores representativos de la carga alar para diferentes tipos de aviones.

Tabla 4.5 Valores comunes de la carga alar

TIPO DE AVION	W_0/S [lb/ft²]
- Planeador	6
- Aviación general-Un motor	17
- Aviación general-Dos motores	26
- Turbohélice	40
- Entrenador jet	50
- Caza jet	70
- Transporte/bombardero/ jet	120

Existen diferentes métodos para determinar la carga alar:

- **Velocidad de pérdida:** El comportamiento del coeficiente de sustentación en función del ángulo de ataque es lineal para la mayoría de los ángulos utilizados. Sin embargo, después de un cierto valor del ángulo de ataque el coeficiente de sustentación comienza a disminuir con lo que se produce una pérdida de sustentación en el ala. La velocidad a la cual ocurre esta pérdida de sustentación se llama velocidad de pérdida. La velocidad de pérdida de un avión está directamente determinada por la carga alar y el máximo coeficiente de sustentación.

Durante el vuelo horizontal la sustentación debe igualar al peso y volando a la velocidad de pérdida, el avión se encuentra con el máximo coeficiente de sustentación así:

$$W = L = 1/2 \rho V_{perdida}^2 SC_{Lmax} \quad (4.13)$$

Resolviendo la anterior ecuación para la carga alar requerida y así lograr una velocidad de pérdida dada con cierto coeficiente de sustentación máximo se tiene:

$$W/S = 1/2 \rho V_{perdida}^2 C_{Lmax} \quad (4.14)$$

- **Distancia de despegue:** Existen diferentes valores que se refieren como distancia de despegue.

La rodadura en tierra es la distancia real recorrida antes que las ruedas dejen el suelo. La velocidad para un despegue normal es 1.1 veces la velocidad de pérdida.

La distancia de despegue para salvar un obstáculo es la distancia requerida desde el momento de soltar los frenos hasta alcanzar una altitud especificada. Usualmente es de 50 ft para aviones militares ,aviones deportivos y de 35 ft para aviones comerciales.

La velocidad en la cual la distancia para parar después que un motor ha fallado es exactamente igual a la distancia para continuar el despegue con los restantes motores se conoce como velocidad de decisión.

La longitud de pista compensada es la longitud requerida para despegar y salvar un obstáculo cuando uno de los motores falla exactamente en la velocidad de decisión.

Estas distancias y velocidades se encuentran definidas en las normas FAR (Federal Aviation Regulations).

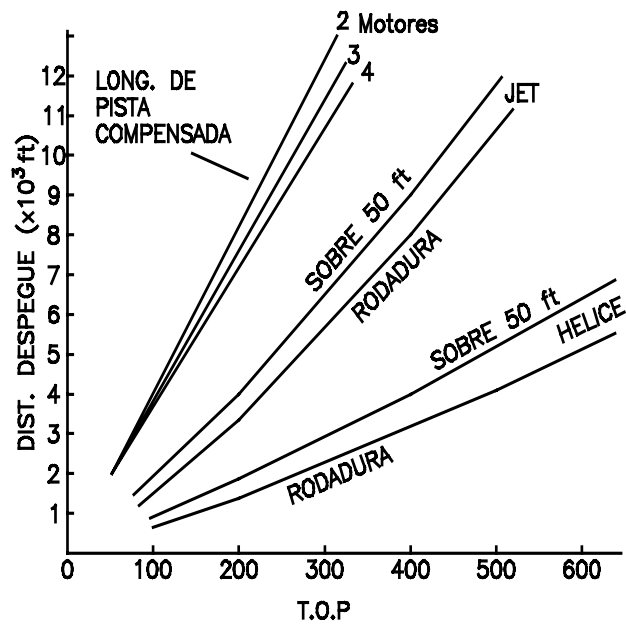
La carga alar requerida para cumplir con un requerimiento dado de despegue se puede determinar con las siguientes expresiones:

$$\text{Hélice: } W/S = (T.O.P) C_{L \text{ Despegue}} (Hp/W) \quad (4.15)$$

$$\text{Jet: } W/S = (T.O.P) C_{L \text{ Despegue}} (T/W) \quad (4.16)$$

El parámetro T.O.P puede encontrarse en la Fig 3.4.

Fig 4.3 Estimación de la distancia de aterrizaje



- **Carga alar para crucero:** Para maximizar el alcance durante el vuelo en crucero, la carga alar debe ser seleccionada para suministrar un elevado L/D (sustentación/resistencia).

Para un avión de hélice, este debe volar de forma tal que:

$$q S C_{D0} = q S \frac{C_L^2}{\pi A e} \quad (4.17)$$

Durante el crucero, la sustentación es igual al peso, así el coeficiente de sustentación es igual a la carga alar dividida por la presión dinámica. Sustituyendo en la anterior ecuación se puede hallar la carga alar para maximizar L/D en una condición de vuelo dada. Este resultado es la carga alar para alcance máximo en un avión de hélice así:

$$W/S = q \sqrt{\pi A e C_{D0}} \quad (4.18)$$

En un avión jet el alcance máximo se logra cuando la resistencia parásita es 3 veces la resistencia inducida, por lo tanto la carga alar para alcance máximo es:

$$W/S = q \sqrt{\pi A e C_{D0}/3} \quad (4.19)$$

Una vez la carga alar haya sido calculada por los métodos anteriores, el menor valor de esta debe ser seleccionado para garantizar que el ala sea suficientemente grande para satisfacer todas las condiciones de vuelo.

De acuerdo a lo anteriormente expuesto los resultados obtenidos serían:

En adición a los requerimientos de autonomía, rango de vuelo y velocidad de crucero los aviones son usualmente diseñados para cumplir ciertos objetivos de rendimiento como son:

- a) Velocidad de pérdida (Stall speed).
- b) Longitud de pista para el despegue (Take off field length).
- c) Longitud de pista para el aterrizaje (Landing field length).
- d) Velocidad de cruceros (Cruise speed).
- e) Régimen de ascenso (Climb rate).
- f) Tiempo de ascenso a alguna altitud específica (Time to climb to some altitude).

Los parámetros de diseño que tienen mayor impacto en las categorías de rendimiento desde a) hasta f) son los siguientes:

- Superficie alar (wing area) S
- Potencia para el despegue (Take off power) P_{TO}
- Coeficiente de sustentación máximo para:
 - Flaps Up (C_{LMAX})
 - Take off (C_{LMAXTO}) → Despegue
 - Landing (C_{LMAXLA}) → Aterrizaje

Lo que se busca es la combinación de la carga alar más alta y la potencia más baja en la cual todos los requerimientos de rendimiento se cumplan para el avión, lo cual incide en forma directa en un menor peso.

4.2.5 Dimensionamiento de los requerimientos de la velocidad de pérdida: Para los aviones los requerimientos de una misión demandan una velocidad de pérdida no mayor a un valor mínimo, en este caso la especificación de la misión incluye este requisito.

La FAR 23 certifica a los aviones monomotores los cuales no deben tener velocidades de pérdida mayor a 61 nudos al W_{TO} (peso de despegue). Este requerimiento de la velocidad de pérdida puede ser logrado con Flaps arriba o Flaps abajo, es opción del diseñador.

La velocidad de pérdida con aceleradores cortados (power off) es determinada por:

$$V_S = \sqrt{\frac{2(W/S)}{\rho * C_{Lmax}}} \quad (4.20)$$

Ahora se determina la velocidad de pérdida, dependiendo de la altitud a la cual se desea calcular, se halla W/S para un valor dado de C_{Lmax} .

C_{Lmax} es influenciado por:

- El diseño del plano y el perfil
- Tipo y tamaño de flaps
- Localización del centro de gravedad

Tabla No.4.6 Valores típicos para el coeficiente máximo de sustentación

Tipo de avión	CL_{MAX}	CL_{MAXTO}	CL_{MAXL}
Homebuilt	1.2 – 1.8	1.2 – 1.8	1.2 – 2.0
Monomotores de hélice	1.3 – 1.9	1.3 – 1.9	1.6 – 2.3
Bimotores de hélice	1.2 – 1.8	1.4 – 2.0	1.6 – 2.5
Agrícolas	1.3 – 1.9	1.3 – 1.9	1.3 – 1.9

4.2.6. Dimensionamiento de los Requerimientos de distancia de despegue (T/O

Distance): Esta distancia está determinada por:

1. T/O WEIGHT (W_{TO})
2. T/O SPEED (V_{TO}) (Lift off speed: Velocidad de rotación)
3. Weight to power ratio (W/P) $_{TO}$ dependiendo de las características correspondientes.
4. Coeficiente de resistencia aerodinámica, C_{DG}
 Coeficiente de fricción contra el suelo: $\mu_g \rightarrow$ Se asume la superficie concreto o asfalto.
5. Técnicas de vuelo.

Los requerimientos de despegue son normalmente dados en términos de longitud de pista combinados con una capacidad mínima de ascenso, los cuales difieren ampliamente dependiendo del tipo de avión en consideración

$$\frac{S_{TOG} \alpha (W/S)_{TO} (W/P)_{TO}}{\sigma * C_{LMAXTO}} = TOP_{23} \quad (4.21)$$

TOP₂₃ = T/O parámetros por FAR₂₃ (lbs²/ft²hp)

$$TOP_{23} = \frac{\left(\frac{W}{S}\right)_{TO} \left(\frac{W}{P}\right)_{TO}}{CL_{MAX} TO}$$

Ground Roll : Distancia que recorre el avión desde que inicia su movimiento hasta que despega.

Over Soft: Distancia desde que el avión inicia su movimiento hasta tener 50 ft sobre el campo.

$$\frac{\left(\frac{W}{S}\right)_{TO} \left(\frac{W}{P}\right)_{TO}}{CL_{MAX} TO} \quad (4.22)$$

Por tablas el valor típico que rige este tipo de aviones es aproximadamente de 13 lb/hp.

4.2.7 Dimensionamiento de los requerimientos de la distancia de aterrizaje (Sizing to Landing Distance): La distancia de aterrizaje de los aviones es determinada por cinco factores:

1. Peso de aterrizaje (Landing Weight, W_L).
2. Velocidad de aproximación (Approach speed, V_A)
3. Método de desaceleración (frenos, reversibles, paracaídas, sistemas de arresto, barreras).
4. Propiedades de vuelo del avión
5. Técnica de vuelo.

Los requerimientos de la distancia de aterrizaje son casi siempre calculados al peso del aterrizaje (W_L) de un avión.

4.2.8 Aterrizaje (Landing): Se asume a nivel del mar y atmósfera estándar, se calcula una aproximación a la carga alar en configuración de aterrizaje.

$$V_S = \left(\frac{2 \left(\frac{W}{S} \right)}{\rho * CL_{MAX}} \right)^{1/2} \Rightarrow V_S = \sqrt{\frac{2 \left(\frac{W}{S} \right)}{\rho * CL_{MAX}}} \quad (4.23)$$

$$\frac{V_S^2 * \rho * CL_{MAX}}{2} = \left(\frac{W}{S} \right)$$

4.2.9 Dimensionamiento de los requerimientos del ascenso (Sizing to Climb):

Todos los aviones deben cumplir ciertos regímenes de ascenso o gradientes de ascenso. Para dimensionar los requerimientos del ascenso de un avión es necesario estimar la resistencia polar (Drag polar) del avión

Según la FAR 23 los requerimientos de ascenso están dados en dos condiciones de vuelo:

- Despegue
- Sobrepaso

Esos requerimientos deben lograrse con la potencia disponible menos las pérdidas por instalaciones y accesorios. Para aviones con motores recíprocos la potencia del motor debe estar para el 80% de la humedad y por debajo de la temperatura estándar ($T_s = 15\text{ °C}$).

Según la FAR 23.65 los requerimientos en el despegue pueden resumirse de la siguiente forma:

FAR 23.65 (Todos los motores operando): todos los aviones deben tener un mínimo régimen de ascenso a nivel del mar de 300 ft/min y un ángulo de ascenso constante por lo menos de 1:12 para aviones que aterrizan en tierra y de 1:15 para aviones anfibios en la siguiente configuración:

1. No exceder la potencia máxima continua en los motores
2. Tren retractado (En caso de tenerlo)
3. Flaps en la posición del despegue
4. Cowl Flaps requeridos para la refrigeración del motor (FAR 23.1041-1047).

Este diseño no aplicaría para la regulación en caso de motor inoperativo pues es un monomotor.

4.2.10 Método para encontrar la resistencia polar (Drag polar) a bajas velocidades:

El coeficiente de resistencia polar de un avión puede ser descrito como:

$$C_D = C_{D0} + C_L^2/\pi A e$$

C_{D0} = (zero lift-drag coefficient) y puede ser expresado como $\rightarrow C_{D0} = f/S$

f = área parásita ; S = área del plano

Es posible relacionar el equivalente al área parásita (f) con el área húmeda (Wetted area) S_{wet} .

Ahora por medio de la siguiente ecuación se reemplaza:

$$\log_{10} f = a + b \log_{10} S_{wet}$$

a y b → Coeficiente equivalente al coeficiente de fricción de la piel del avión. Este es determinado por la suavidad y linealidad del diseño del avión.

El método para estimar la resistencia reduce la posibilidad de predecir un valor realístico del S_{wett} , así que una buena aproximación es por medio de la gráfica con relación al peso del despegue (WTO_0).

4.2.11 Dimensionamiento de los requerimientos de la velocidad de crucero (Cruise Speed Sizing): La potencia requerida para volar a cierta velocidad y altitud está dada por:

Preq: $T.V = C_D q S_v$.

I_p : Índice de potencia

$$I_p = \sqrt[3]{\frac{(W / s)}{\sigma * (W / P)}} \quad (4.24)$$

4.2.12 Dimensionamiento de requerimientos de tiempo de ascenso (Time to Climb Sizing): Se asume una relación entre el régimen de ascenso y la altitud a alcanzar, esta dependencia lineal está dada por el motor, las características del avión como velocidad de ascenso.

Para esto se define el techo absoluto (h_{abs}) que es la altitud máxima a la cual llegaría un avión dependiendo su tipo.

Para aviones con motor de pistón-hélice: (h_{abs}) = 12.000 y 18.000 ft de altitud.

En el techo absoluto del avión debe presentar un requerimiento mínimo de régimen de ascenso de 0 ft/min.

Techo de servicio: Altitud a la cual cierto tipo de avión alcanza un régimen de ascenso máximo.

5. SISTEMA DE PROPULSIÓN

El desarrollo del sistema de propulsión es necesario para conocer los sistemas actuales y los requerimientos de instalación por parte del motor a todos los sistemas que son soportados por éste.

Un motor de pistón pierde potencia por efecto de la altura, debido a que la densidad del aire va disminuyendo. Por lo tanto debe hacerse una corrección a la potencia del motor si éste va a operar a una altura distinta a la del nivel del mar. La siguiente ecuación permite hallar la potencia de un motor a cualquier altura conociendo su potencia a nivel del mar.

$$bhp = bhp_{s.l} \left(\frac{\rho}{\rho_0} - \frac{1 - \rho/\rho_0}{7.55} \right) \quad (5.1)$$

5.1 SELECCIÓN DEL SISTEMA DE PROPULSIÓN

Todos los motores de aviación operan comprimiendo aire exterior, mezclándolo con combustible, y extrayendo energía resultante de los gases calientes a alta presión. En un motor de pistón estos pasos son hechos intermitentemente por los cilindros en forma recíproca, en las turbinas estos pasos son realizados en forma continua. Los motores de pistón fueron la primera forma de sistemas de propulsión en los aviones, la continua

evolución de los motores de pistón produciendo mejor relación potencia- peso, menor consumo de combustible, menor resistencia, mayor empuje, y gran confiabilidad fue uno de los impulsores en los avances de la aviación. Hoy en día los motores de pistón son utilizados en aviones livianos y de agricultura.

Los motores de pistón tienen dos ventajas: son baratos y tienen un muy bajo consumo de combustible pero son pesados, producen alto ruido y vibración, razón por la cual la hélice produce menor empuje al incrementar la velocidad.

5.2 INTEGRACIÓN DE LA HÉLICE AL MOTOR

Los detalles de diseño de la hélice, como la forma de la pala y sus ángulos no son requeridos en esta integración ya que son dados por los fabricantes, pero el diámetro de la hélice, las dimensiones del motor y los requerimientos de entrada de aire y gases de salida (exhosto) deben ser determinados.

Entre mayor sea el diámetro de la hélice más eficiente será ésta. La limitación de la longitud de la hélice es debida a la velocidad de la punta (Tip Speed), la cual debe ser mantenida debajo de la velocidad del sonido. La punta de la hélice mantiene un patrón helicoidal a través del aire. La velocidad de la punta de la hélice es la suma de vectores de la velocidad rotacional:

$$(V_{tip})_{static} = \pi n d$$

y la velocidad del avión hacia delante:

$$V_{(tip)Helicoidal} = \sqrt{V^2_{(tip)} + V^2}$$

(5.2)

Donde: n = Régimen rotacional de la hélice

D = Diámetro

A nivel del mar la velocidad de punta helicoidal de una hélice metálica no debe exceder 950 ft/seg (290 m/s), una hélice de madera la cual debe ser más gruesa debe mantenerse por debajo de 850 ft/seg (260 m/s). Si la limitación es concerniente a ruido el límite superior para hélices de metal o madera debe ser de 700 ft/seg (213 m/s) durante el despegue. Así:

$(V_{tip})_{static} = \pi n d \rightarrow$ De aquí se despeja “d” para hallar el diámetro teniendo en cuenta una velocidad en la punta de la hélice.

Otra forma de determinar el diámetro de la hélice es en función de la potencia del motor así:

Dos palas: $d = 1.83 \sqrt[4]{Hp}$ Ft

$$\text{Tres palas: } d=1.5\sqrt[4]{Hp} \quad F_t \quad (5.3)$$

Los diámetros obtenidos de las anteriores ecuaciones deben ser comparados con los máximos diámetros obtenidos por consideraciones de velocidad tangencial y el menor de estos dos valores debe ser usado.

Al incrementar la velocidad del avión el ángulo de ataque de las palas de la hélice de paso fijo decrecerá, esto limita el empuje obtenido a altas velocidades. Si el ángulo de paso es incrementado, las palas tenderán a la pérdida a bajas velocidades lo cual reduce el empuje a bajas velocidades. Las hélices de paso fijo son llamadas “hélices de crucero” ó “hélices de ascenso”, dependiendo del tipo de vuelo que el diseñador desee enfatizar.

Una hélice de paso variable puede ser utilizada para incrementar el empuje a través de los diferentes rangos de velocidad. Una hélice de velocidad constante es automáticamente controlada en su paso para mantener el motor a sus óptimas rpm. La mayoría de las hélices tienen un “spinner” o cono en forma de ojiva. La parte interior de la hélice contribuye muy poco con el empuje, el spinner empuja el aire hacia fuera donde la hélice es más eficiente. Idealmente el spinner debe cubrir la hélice cerca el 25 % de su radio, aunque en realidad no son tan largos.

5.2.1 Desempeño de la hélice. Una hélice es un perfil que rota y genera empuje así como el ala genera sustentación.

Ya que las velocidades tangenciales de las secciones transversales de la hélice se incrementan con la distancia desde el cubo, los perfiles deben ser colocados reduciendo progresivamente los ángulos de paso desde la raíz hasta la punta. El ángulo de paso de una hélice se refiere normalmente al ángulo de la pala al 75% del radio. Así como para un ala, las propiedades de una hélice son expresadas en forma de coeficientes:

- **Razón de avance (J):** Este parámetro está relacionado con la distancia que el avión se mueve con una vuelta de la hélice. Está definido como:

$$J = V / n d \quad (5.4)$$

- **Coefficientes de potencia (C_p) y empuje (C_T):** Son medidas adimensionales de la potencia y el empuje que son expresadas como:

$$C_p = \frac{550 \text{ bhp}}{\rho n^3 d^5} \quad (5.5)$$

$$C_T = \frac{T}{\rho n^2 d^4} \quad (5.6)$$

- **Eficiencia de la hélice:** Depende de factores como: factor de actividad, perfil, distribución del ángulo, número de palas, número MACH en la punta de la hélice, y está dada por:

$$\eta_p = \frac{T V}{550 \text{ bhp}} = J \frac{C_T}{C_p} \quad (5.7)$$

- **Empuje:** Está dado por:

$$T = \frac{550 \text{ bhp } \eta_p}{V} = \frac{C_T}{C_p} \frac{550 \text{ bhp}}{n d} \quad (5.8)$$

Donde:

T = Empuje [Lb]

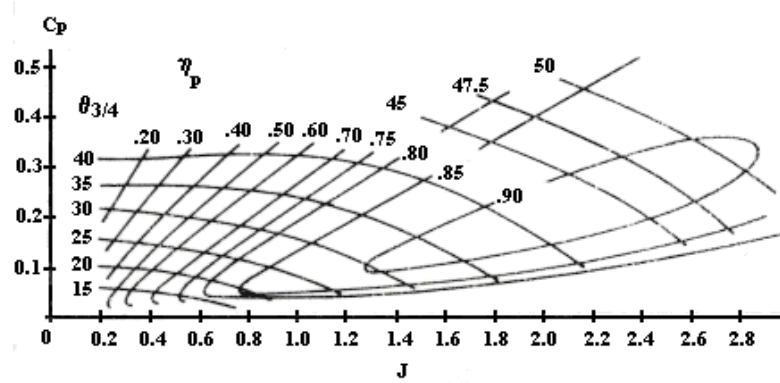
V = Velocidad [ft/s]

bhp = Potencia al freno del motor

n = Velocidad de rotación [rev/s]

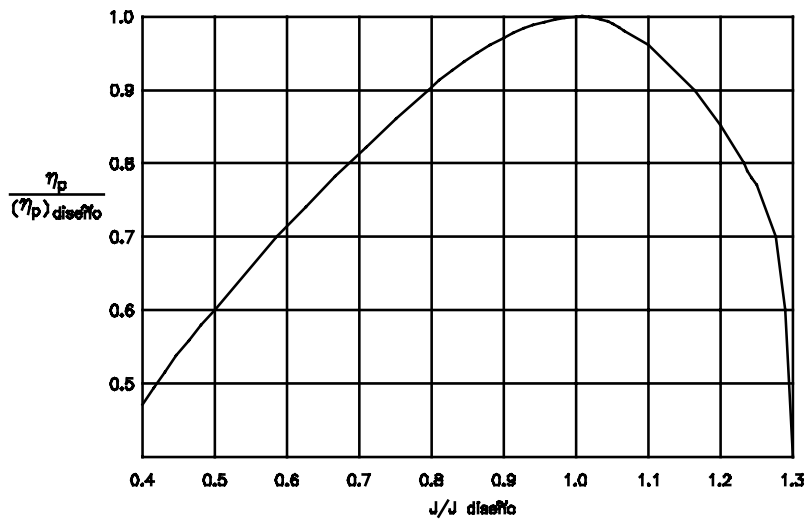
d = Diámetro de la hélice [ft]

Fig 5.1 Curva típica de eficiencia para una hélice



La Fig 5.1 proporciona valores típicos de J , C_p y η_p para una hélice de tres palas operando a la velocidad de diseño seleccionada previamente.

Fig 5.2 Corrección de la eficiencia



Se hace necesario corregir la eficiencia calculada con la Fig 5.1 por las siguientes razones:

- Si se utiliza una hélice de paso fijo, el ángulo del alabe no puede ser variado en vuelo para mantener constantes las revoluciones del motor. Ya que las rpm y por lo tanto la potencia varían con la velocidad, la eficiencia y el empuje se reducen a una velocidad diferente a la de diseño. Debido a esto es necesario hacer una corrección a la eficiencia usando la Fig 5.2.

- Las partes del avión que se encuentran dentro de la corriente producida por la hélice (propwash), sufren un aumento en su resistencia debido a la alta velocidad y turbulencia causada por esta.

Una forma de tener en cuenta este efecto, es ajustando la eficiencia de la hélice por medio de la siguiente ecuación:

$$(\eta_p)_{efectiva} = \eta_p \left[1 - \frac{1.558}{d^2} \frac{\rho}{\rho_0} \sum (C_{f_e} S_{wet})_{afectada} \right] \quad (5.9)$$

Donde el subíndice "afectada" se refiere a las partes del avión que quedan dentro de la corriente de la hélice y C_{f_e} es aproximadamente 0.004.

5.2.2. Localización de la hélice. Una instalación tipo tractor es aquella en la que la hélice está en frente del punto de sujeción, y una instalaciones tipo pusher es aquella en que la hélice está detrás del punto de sujeción. Este diseño será tipo Pusher.

La localización tipo pusher ha sido usada en un importante número de reciente diseños debido a muchas ventajas, las más importantes: puede reducir la resistencia por fricción sobre la piel del avión porque permite al avión volar en aire sin perturbación. El fuselaje puede permitir una reducción del área húmeda del avión por ser más corto. Reduce el ruido de la cabina ya que el exhosto está lejos de la cabina. Se incrementa la visibilidad

desde la cabina y se reducen los peligros por fuego, humo y CO₂. Tienden a la estabilización estática longitudinal y estática direccional.

La configuración tipo pusher también sufre ciertas desventajas como: la eficiencia de la hélice se ve reducida ya que es forzada a trabajar con flujo turbulento el cual es generado por el fuselaje y los planos. Con el peso del motor en la parte posterior la cola necesita ser más grande. Se necesita un tren de aterrizaje más grande debido a la localización en la parte trasera de la hélice para evitar un golpe de esta en el momento del despegue. La hélice debe estar al menos 9 pulgadas (23 cm) de área libre en todas las altitudes.

Se debe mantener un área libre entre la punta de la hélice y el fuselaje de 20 a 40 pulgadas aproximadamente, dependiendo de la potencia de carga de la pala y de la velocidad de punta de la hélice. Está área libre es necesaria para evitar la fatiga acústica de la estructura y evitar altos niveles de ruido en la cabina.

5.3 INTEGRACIÓN DEL SISTEMA DE PROPULSIÓN

De acuerdo a la potencia del motor se halla el diámetro de la hélice, mediante la ecuación:

$$Dp = \sqrt{\frac{4P \max}{\pi n_p P_{bl}}}$$

Tabla No. 5.1. Relación entre potencia máxima, diámetro de la hélice y Número de palas para Homebuilt y aviones de un solo motor certificados con la FAR 23

TIPO DE AVIÓN	PASO DE LA HÉLICE	POTENCIA MÁXIMA (HP)	DP (ft)	NÚMERO DE PALAS (np)	CARGA DE POTENCIA POR PALA (HP*Ft ²)
Jurca MJ-5	Fijo	115	6.1	2	2.0
Piel CP-80	Fijo	90	5.0	2	2.3
KR-1	Dos posiciones	90	4.4	2	3
Cessna 152 (FAR 23)	Fijo	108	5.8	2	2

5.4 MÉTODO DE PREDICCIÓN DE POTENCIA INSTALADA/ EXTRAÍDA

De acuerdo a la selección del motor los datos de este han sido especificados por el constructor (también llamados datos desinstalados) para un rango de diferentes altitudes y ajustes de potencia son basados en condiciones ideales y normalmente no incluyen los siguientes efectos:

- Efecto de sistema de inducción de aire
- Efecto de extracción de potencia del motor (necesario para suplir servicios esenciales del avión)
- Efecto de la salida de gases

5.4.1. Requerimientos de extracción de potencia. Para operar un avión en cualquier fase de su misión cierta cantidad de potencia eléctrica, mecánica, y neumática es requerida, estos requerimientos de potencia son normalmente dados por el motor. Por esta razón estos son referidos como requerimientos de extracción de potencia y difieren de un avión al otro y de una fase de vuelo a otra.

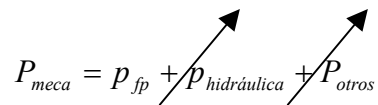
En este tipo de avión (pistón) los siguientes requerimientos de extracción de potencia se presentan:

$$P_{extr} = P_{el} + P_{mec}$$

P_{el} : Extracción de potencia eléctrica en caballos (HP)

P_{mec} : : Extracción de potencia mecánica en caballos (HP)

5.4.1.1. Requerimientos de extracción de potencia mecánica. Depende del sistema para el que es requerido la operación del avión, por ejemplo: bombas de combustible, bombas hidráulicas, ventiladores, sistema de aire acondicionado.

$$P_{meca} = P_{fp} + P_{hidráulica} + P_{otros}$$


La potencia hidráulica y la potencia (otras) serán cero ya que no se utilizara sistema hidráulico, ni otros a excepción de los básicos.

P_{fp} → Potencia mecánica requerida para mover las bombas de combustible

$$P_{fp} = 0.00014 (C_p) (SHP)/n_{fp}$$

C_p = Consumo específico de combustible del motor

N_{fp} = 0.65 Eficiencia de la bomba de combustible

SHP = Caballos de potencia al eje

Tabla No.5.2 Resumen de requerimientos de extracción de potencia

TIPO DE EXTRACCIÓN DE POTENCIA	ELECTRICA SHP Pel	MECÁNICA SHP Pmec	NEUMÁTICA Slugs/seg
Motores de pistón (Monomotores y ultralivianos)	1-2	1-2	0
Entrenadores militares	2-4	2-4	0
Bimotores	4-6	5-10	0
Multimotores de transporte	20-40	30-50	0

5.5 DIMENSIONAMIENTO E INTEGRACIÓN DE LA ENTRADA DE AIRE AL MOTOR

La entrada de aire para motores de pistón son del tipo plenum. La mayoría de las instalaciones tipo plenum no sellan completamente el aire: el aire de refrigeración debe ser dirigido hacia los componentes del motor que necesitan refrigeración para su óptima operación, después de cumplir su función de refrigeración el aire es dirigido hacia fuera del motor, preferiblemente haciendo que la resistencia no se incremente.

El motor seleccionado es refrigerado por líquido/ aire. Para determinar el área de entrada de aire al motor, A_c (área de captura) debe ser encontrada primero de acuerdo

a los requerimientos de flujo. El aire de entrada a los motores de pistón se requiere para:

1. Combustión

m_{comb} = Es el flujo másico requerido para la combustión y puede ser estimado de:

$$m_{comb} = 0.000062 (\text{SHP})_{Reqd} ;$$

Donde:

$$(\text{SHP})_{req} = P_{regd}/\eta_p$$

P_{regd} : Caballos requeridos para la condición de vuelo a ser analizada

η_p : Eficiencia de la hélice

Se asume que la eficiencia del motor en convertir energía química del combustible en caballos de potencia es del 30%.

La relación combustible aire usada es un valor requerido estequiométrico.

2. Refrigeración

Esta magnitud depende del tipo de motor. Para aviones refrigerados por aire (es más restrictivo que los refrigerados por líquido, razón por la cual se utilizara).

Las pérdidas de presión en la parte interna del motor tienen un efecto de deterioro en la potencia instalada del motor, para entradas de aire tipo plenum las pérdidas deben ser menores al 2% . Para el propósito de diseño preliminar es aceptable un valor de 0.98.

5.6 DIMENSIONAMIENTO E INTEGRACIÓN DEL EXHOSTO

Las instalaciones antiguas del exhosto simplemente “arrojaban” los gases al aire de una manera ineficiente y causaban una resistencia adicional. Se debe tratar de diseñar la menor cantidad de resistencia posible, aunque esta no se puede lograr a expensas de incrementar el costo y la complejidad. El tamaño del exhosto es normalmente definido por el constructor del motor.

5.7 CONSIDERACIONES DE MANTENIBILIDAD Y ACCESO

Debido a que los motores de aviación necesitan frecuentemente servicios, inspecciones y reemplazo de componentes, la accesibilidad a la instalación del motor es un requisito en todos los aviones.

El uso de compuertas grandes es recomendado las cuales deben ser soportadas en la posición abierta bajo condiciones prevalentes de viento. Debe ser fácil el reemplazo de un motor.

5.8 CONSIDERACIONES DE SEGURIDAD

5.8.1 Seguridad e instalación. Todos los motores y otros equipos que generan calor deben ser aislados del resto del avión por el uso de paredes de fuego u otro tipo de

elemento. Este requerimiento es de gran importancia en aislar el motor de los tanques de combustible. Las instalaciones de paredes de fuego en aviones livianos deben ser hechas en acero inoxidable y/o Titanio pero nunca de asbestos. La integridad estructural del motor y la hélice es históricamente menor que la estructura primaria del avión: la frecuencia de ocurrencia de desintegración de tipos de falla de desintegración es de una a dos veces la posibilidad de una falla estructural.

Mientras se decide el tipo de instalación del motor las siguientes fallas deben ser consideradas: Falla de la pala de una hélice.

Debido a la alta energía cinética asociada con esta no es aceptable colocar tripulación, pasajeros, o sistemas cruciales de vuelo o estructura primaria en estos.

5.8.2 Operaciones seguras en tierra. Las hélices crean un riesgo potencial a la gente que necesita trabajar o estar en las proximidades de los aviones mientras estén en tierra. No es posible diseñar para la protección de hélices operando pero recordar el peligro potencial puede servir para evitar este tipo de accidentes.

5.9 CONSIDERACIONES ESTRUCTURALES DEL MOTOR

La siguiente consideración estructural cumplen un importante rol en la integración del sistema de propulsión a la estructura:

Transmisión de potencia a la estructura: Para transmitir fuerzas de empuje dentro de la estructura es necesario tener cierto número “puntos duros” donde el motor está físicamente sujetado a la estructura. El número de estos “puntos duros” dependen del motor a usar.

6. DIMENSIONAMIENTO DE LA GEOMETRIA DEL AVION.

6.1 FUSELAJE

Existen muchos métodos para estimar inicialmente la dimensión requerida del fuselaje. Para ciertos tipos de aviones, la dimensión de este está determinada estrictamente por las condiciones reales de uso. Por ejemplo, un avión de pasajeros utiliza la mayoría de su longitud para el compartimiento de los mismos. Una vez se conoce el número de pasajeros y el de sillas transversalmente, la longitud y diámetro del fuselaje son determinados.

Como un estimado inicial de la longitud del fuselaje se pueden utilizar las ecuaciones estadísticas de la Tabla 6.1.

Tabla 6.1 Longitud del fuselaje

LONGITUD = a W₀^c	a:pies – (m)	c
- Planeador-Sin motor	0.86 (0.383)	0.48
- Planeador-Con motor	0.71 (0.316)	0.48
- Homebuilt	3.68 (1.35)	0.23
- Aviación general-Un motor	4.37 (1.6)	0.23
- Aviación general-Dos motores	0.86 (0.366)	0.42
- Avión agrícola	4.04 (1.48)	0.23
- Turbohélice	0.37 (0.169)	0.51
- Caza jet	0.93 (0.389)	0.39
- Carga / bombardero militar	0.23 (0.104)	0.50
- Transporte jet	0.67 (0.287)	0.43

La relación de fineza del fuselaje es la relación entre su longitud y su diámetro máximo. Si la sección transversal no es circular, debe calcularse un diámetro equivalente del área de la sección transversal.

Para un volumen interno fijo, la resistencia a velocidad subsónica se minimiza con una relación de fineza aproximadamente de 3; mientras que a velocidades supersónicas, esta se minimiza con una relación de 14.

6.2 ALA.

La dimensión real del ala se determina simplemente dividiendo el peso bruto al despegue por la carga alar al despegue:

$$S_w = \frac{W_0}{W_0/S} \quad (6.1)$$

Se debe tener en cuenta que esta es el área de referencia del ala teórica, e incluye, el área que se extiende hasta la línea central del avión. La configuración estructural del ala será: plano alto y tipo cantiliver, lo que ofrecerá una resistencia de interferencia mediana, estabilidad lateral y visibilidad preferida.

El radio de espesor tiene un efecto directo sobre la resistencia, máxima sustentación, características de la pérdida y peso estructural. La resistencia se incrementa con el incremento del espesor debido al incremento de la separación del flujo. Este espesor también afecta el peso estructural del plano; ecuaciones estadísticas del peso del plano muestran que el peso estructural del plano varía inversamente con el cuadrado de la raíz del espesor. El plano es típicamente cerca del 15% del peso total vacío, aumentando este radio se incrementará el peso vacío cerca de un 6%.

Taper radio (λ): Es el radio en la punta de la cuerda y la raíz de la cuerda. Aviones con flecha (*low Wing sweep angle*) tienen un taper radio de 0.4 –0.5. El taper radio afecta la distribución de la sustentación a través de la envergadura del plano de acuerdo a la teoría de planos de Prandtl (ocurre cuando la sustentación es distribuida en planos de forma elíptica).

6.2.1 Verificación de los coeficientes de sustentación y dimensionamiento de los

flaps: El propósito es encontrar el tipo y tamaño de los flaps necesarios para lograr los requerimientos de configuración en condición de:

Clean
Take off
Landing

C_{lmax}
 C_{lmaxTO}
 C_{lmaxL}

Verificando que la plataforma del plano puede producir un valor de CL_{MAXW} , el cual es consistente con el valor requerido para el avión en condición limpia que es el CL_{MAX} .

Una forma de verificar que el perfil en la raíz y en la punta cumplen los requerimientos de valor máximo del coeficiente de sustentación es compararlos con los números de Reynolds que se generan en estos puntos en relación al radio de espesor (t/c).

6.2.2. Cálculo de la superficie hipersustentadora: Se debe calcular los valores de incremento del coeficiente máximo de sustentación que se necesitarán para ser producidos por los flaps:

$$T/O = \Delta CL_{MAXTO} = 1.05 (CL_{MAXTO} - CL_{MAX})$$

$$Landing = \Delta CL_{MAXL} = 1.05 (CL_{MAXL} - CL_{MAX})$$

El factor 1.05 se toma en cuenta debido a las penalidades de trim que se incurre en el uso de los flaps:

Tabla No. 6.2. Contribución aproximada en la sustentación por los flaps

High –lift device	ΔCL_{MAX}
Flaps	
Plain and split	0.9
Slotted	1.3
Fowler	1.3 c'/c
Double slotted	1.6 c'/c
Triple slotted	1.9 c'/c

Para hallar el requerimiento a incrementar en la sección del máximo coeficiente de sustentación con flaps abajo.

$$\Delta CL_{MAX} = (\Delta CL_{MAX})^* (S/S_{wf}) / (K_{\Lambda})$$

(S/S_{wf})= Es el flap size parameter

(K_Λ) = Swept correction factor

$$K_{\Lambda} = (1 - 0.08 \cos^2 \Lambda C/4)^* \cos^{3/4} \Lambda C/4$$

Se toman tres valores tentativos de S/S_{wf} que serán 0.3; 0.6 y 0.8, y se halla K_Λ.

Obteniéndose la siguiente tabla:

Tabla No. 6.3. Coeficiente sustentación flaps

	Landing flaps			T/O flaps		
S _{wf} /S	0.30	0.60	0.80	0.30	0.60	0.80
Δ CL _{MAX}	0.90	0.45	0.33	0.57	0.28	0.21

Se calcula el valor requerido para el incremento del coeficiente de sustentación de la sección (ΔCL) para el cual los flaps deben incrementar esta, relacionando este valor con el tipo de flaps a usar, ángulo de deflexión y cuerda media.

Se puede observar el incremento del coeficiente de sustentación debido a la acción de los flaps. En esta parte del diseño es aceptable utilizar un valor conservativo de $\Delta C_L = (1/K) * (\Delta C_{Lmax})$

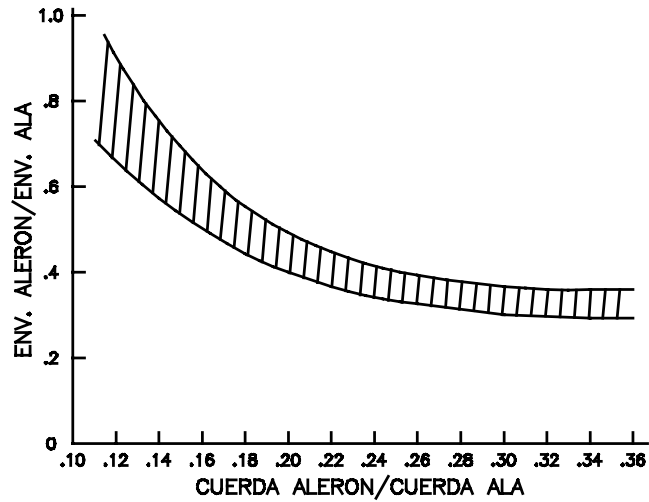
Donde K es el factor $(\Delta C_{Lmax}) / \Delta C_L$.

La magnitud del incremento del coeficiente de sustentación depende de:

1. El tipo de flaps a usar
2. El ángulo de deflexión

6.2.3 Superficies de control. Las superficies primarias de control como se explicó en la sección 1.7 son los alerones (balanceo), el elevador (cabeceo) y el timón (derrape).

Fig 6.1. Dimensionamiento del alerón



El tamaño final de estas superficies se basa en análisis dinámico de la efectividad del control.

Los alerones se extienden típicamente desde cerca del 50 hasta el 90% de la envergadura del ala.

Los flaps ocupan la parte de la envergadura cercana al fuselaje. Si se requiere un alto coeficiente de sustentación, la envergadura de los flaps debe ser lo más larga posible.

Los elevadores y timones generalmente están localizados al lado del fuselaje y se extienden hasta el extremo de la cola o hasta cerca del 90% de su envergadura.

Las superficies de control son usualmente estrechadas en la cuerda en la misma relación que el ala o la superficie de cola, tal que la superficie de control mantiene un porcentaje de la cuerda constante.

Los alerones y flaps tienen alrededor del 15 al 25% de la cuerda del ala. Los timones y elevadores tienen típicamente del 25 al 50% de la cuerda de la cola.

6.3 TANQUES DE COMBUSTIBLE

Hay tres tipos de tanques de combustible:

- El primero de ellos consiste de un contenedor de combustible fabricado separadamente y montado al avión por medio de correas. Estos se usan en pequeños aviones y aviones caseros. Usualmente tienen la forma del borde de ataque del perfil del ala o son puestos en el fuselaje directamente atrás del motor.
- El segundo tipo es conocido como “tanques de vejiga ó bladder” que son bolsas de caucho colocadas en cavidades en la estructura. Se usan bastante ya que son autosellantes.
- El último tipo son los tanques integrales que son cavidades dentro de la estructura que son selladas para formar un tanque de combustible.

Las densidades para varios tipos de combustibles se encuentran en la Tabla 5.5.

Tabla 6.4 Densidades de combustibles [lb/gal]

COMBUSTIBLE	0°F	100°F
- Gasolina de aviación	6.1	5.7
- JP-4	6.7	6.4
- JP-5	7.2	6.8

El volumen requerido de los tanques de combustible está basado en el combustible total calculado durante el dimensionamiento de la misión y está dado por:

$$V_{wf} = 0.54 * \left(\frac{S^2}{b} \right) * \left(\frac{t}{c} \right) * \left(\frac{(1 + \lambda w \tau w^{1/2} + \lambda w^2 \tau w)}{(1 + \lambda w)^2} \right)$$

$$\tau w = \left(\frac{t/c}{(t/c)^r} \right)$$

(6.2)

6.4 COLA.

La efectividad de la cola en generar un momento con respecto al centro de gravedad, es proporcional a la fuerza producida y al brazo de ésta.

El propósito principal de la cola es contrarrestar los momentos producidos por el ala. Así, es de esperar que su tamaño esté relacionado en alguna forma con el tamaño del ala.

La fuerza debida a la sustentación de la cola es proporcional al área de ésta, luego la efectividad de la cola es proporcional a su área multiplicada por el brazo de la fuerza. Este producto tiene unidades de volumen, lo cual conduce al “coeficiente de volumen de la cola” que es el método de estimación inicial para dimensionarla.

Para volver este parámetro adimensional se requiere dividirlo por alguna cantidad con unidades de volumen. En el estabilizador vertical, los momentos de derrape del ala que deben ser contrarrestados, están más directamente relacionados con la envergadura del ala. Esto lleva a definir “el coeficiente de volumen del estabilizador vertical” que está definido por:

$$C_{vt} = \frac{L_{vt} S_{vt}}{b_w S_w} \quad (6.3)$$

Para el estabilizador horizontal, el momento de cabeceo a ser contrarrestado se relaciona con la cuerda media del ala.

Al igual que antes, se define ahora “el coeficiente de volumen del estabilizador horizontal” que está dado por:

$$C_{ht} = \frac{L_{ht} S_{ht}}{c_w S_w} \quad (6.4)$$

En las ecuaciones anteriores el subíndice w indica que el parámetro en cuestión se refiere al ala y los términos L_{vt} y L_{ht} son los brazos de momento de los estabilizadores vertical y horizontal respectivamente, se miden desde el 25% de la cuerda media del ala hasta el 25% de la cuerda media del estabilizador horizontal o vertical, como se ve en la Fig. 6.2.

Los valores típicos de los coeficientes de volumen para los estabilizadores se suministran en la Tabla 6.5.

Fig 6.2 Dimensionamiento de la cola

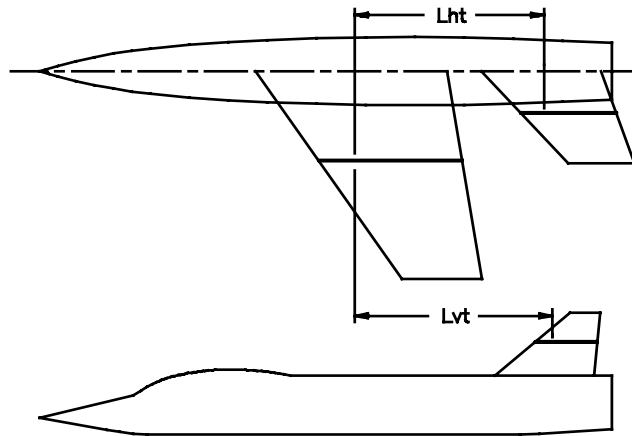


Tabla 6.5 Coeficientes de volumen de los estabilizadores

TIPO DE AVION	HORIZONTAL C_{ht}	VERTICAL C_{vt}
- Planeador	0.50	0.02
- Aviación general-Un motor	0.70	0.04
- Aviación general-Dos motores	0.80	0.07
- Avión agrícola	0.50	0.04
- Turbohélice	0.90	0.08
- Entrenador jet	0.70	0.06
- Caza jet	0.40	0.07
- Carga / bombardero militar	1.00	0.08
- Transporte jet	1.00	0.09

Tabla 6.6. Brazos de momento

CARACTERISTICA DEL AVION	% DE LA LONG. DEL FUSELAJE
- Avión con hélice en el frente	60%
- Avión con motores en las alas	50-55%
- Avión con los motores montados atrás	45-50%
- Planeadores	65%

Estimación del peso en vacío. Ya que se tienen unos estimados iniciales de las dimensiones, estos pueden ser usados para calcular los pesos aproximados de cada una de las partes del avión, que sumadas entre sí dan el peso en vacío de este.

El peso en vacío es descompuesto en tres “Grupos de peso”: Estructuras, Propulsión y Equipos .

- Grupo de estructuras:

- Ala
- Estabilizador horizontal y vertical
- Fuselaje
- Tren principal y de nariz
- Montaje del motor
- Entrada de aire del motor

- Grupo de propulsión
 - Motor(es)
 - Sistema de escape
 - Enfriamiento del motor
 - Controles del motor
 - Arranque
 - Sistemas de combustible y tanques

- Grupo de equipos
 - Controles de vuelo
 - Instrumentos, hidráulicos
 - Eléctricos
 - Aviónica
 - Silletería
 - Aire acondicionado.

A cada uno de estos grupos se aplican ecuaciones estadísticas basadas en métodos sofisticados de análisis de regresión⁶.

Para el caso de la aviación general las ecuaciones estadísticas usadas son las siguientes:

$$W_w = 0.036 S_w^{0.758} W_{fw}^{0.0035} \left(\frac{A}{\cos^2 \Lambda} \right)^{0.6} q^{0.006} \lambda^{0.04} \quad (6.5)$$

$$\left(\frac{100t/c}{\cos \Lambda} \right)^{-0.3} (N_z W_0)^{0.49}$$

⁶Estas ecuaciones son desarrolladas por cada empresa en particular de acuerdo a su experiencia y métodos de diseño. Así, en los libros de diseño de aviones es común encontrar ecuaciones diferentes para los mismos grupos de peso.

$$W_{ht} = 0.016(N_z W_0)^{0.414} q^{0.168} S_{ht}^{0.896} \left(\frac{100(t/c)_{ht}}{\cos \Lambda_{ht}} \right)^{-0.12} \quad (6.6)$$

$$* \left(\frac{A_{ht}}{\cos^2 \Lambda_{ht}} \right)^{0.043} \lambda_{ht}^{-0.02}$$

$$W_{vt} = 0.073 \left(1 + 0.2 \frac{H_t}{H_v} \right) (N_z W_0)^{0.376} q^{0.122} S_{vt}^{0.873} \quad (6.7)$$

$$* \left(\frac{100(t/c)_{vt}}{\cos \Lambda_{vt}} \right)^{-0.49} * \left(\frac{A_{vt}}{\cos^2 \Lambda_{vt}} \right)^{0.357} \lambda_{vt}^{0.039}$$

$$W_{fus} = 0.052 S_f^{1.086} (N_z W_0)^{0.177} L_t^{-0.051} (L/D)^{-0.072} \quad (6.8)$$

$$* q^{0.241} + W_{pres}$$

$$W_{tren p/pal} = 0.095 (N_l W_l)^{0.768} (L_m / 12)^{0.409} \quad (6.9)$$

$$W_{tren nariz} = 0.125 (N_l W_l)^{0.566} (L_n / 12)^{0.845} \quad (6.10)$$

$$W_{motor instalado} = 2.575 W_{en}^{0.922} N_{en} \quad (6.11)$$

$$W_{sist. combust.} = 2.49 V_t^{0.726} \left(\frac{I}{I + V_i / V_t} \right)^{0.363} \quad (6.12)$$

$$* N_t^{0.242} N_{en}^{0.157}$$

$$W_{\text{controldevelo}} = 0.053 L^{1.536} b_w^{0.371} (N_z W_0 \times 10^{-4})^{0.8} \quad (6.13)$$

$$W_{\text{hidráulicos}} = 0.001 W_0 \quad (6.14)$$

$$W_{\text{electricos}} = 12.57 (W_{\text{sist.combust}} + W_{\text{avionica}})^{0.51} \quad (6.15)$$

$$W_{\text{avionica}} = 2.117 W_{\text{uav}}^{0.933} \quad (6.16)$$

$$W_{\text{silletteria}} = 0.0582 W_0 - 65 \quad (6.17)$$

Donde:

- W_w , W_{ht} y W_{vt} = Pesos del ala, estabilizador horizontal y vertical [Lb].
- S_w , S_{ht} y S_{vt} = Areas del ala, estabilizador horizontal y vertical [ft²].
- $-\Lambda$, Λ_{ht} y Λ_{vt} = Flecha al 25% del MAC del ala, estabilizador horizontal y vertical.
- $-\lambda$, λ_{ht} y λ_{vt} = Estrechamiento del ala, estabilizador horizontal y vertical.
- W_{fw} = Peso del combustible en el ala [Lb].
- q = Presión dinámica a la velocidad de crucero [Lb/ft²]
- N_z = Ultimo factor de carga = 1.5 x factor de carga límite.
- W_0 = Peso bruto de diseño [Lb].

- $(t/c)_w$, $(t/c)_{ht}$ y $(t/c)_{vt}$ = Relación espesor-cuerda del ala, estabilizador horizontal y vertical.
- A , A_{ht} y A_{vt} = Alargamiento del ala, estabilizador horizontal y vertical.
- $H_t/H_v = 0$ para cola convencional; 1 para cola en "T".
- S_f = Area bañada del fuselaje [ft²].
- L_t = Distancia desde el 25% del MAC del ala al 25% del MAC del estabilizador [ft].
- W_{pres} = Aumento de peso debido a la presurización [lb].
- N_l = Ultimo factor de carga al aterrizaje = $N_{tren} \times 1.5$.
- W_l = Peso bruto de diseño al aterrizaje [lb].
- L_m y L_n = Longitud del tren trasero y del tren de nariz [pulgadas].
- W_{en} = Peso de cada motor [lb].
- N_{en} = Número de motores.
- V_t = Volumen total de combustible [gal].
- V_i = Volumen de los tanques integrales [gal].
- N_t = Número de tanques de combustible.
- L = Longitud estructural del fuselaje [ft].
- b_w = Envergadura del ala [ft].
- W_{uav} = Peso de la avionica sin instalar [lb.].

Estas ecuaciones estadísticas están basadas en datos de aviones existentes y funcionan bien para aviones "normales". Sin embargo, el uso de configuraciones nuevas y el uso de

materiales diferentes al aluminio harán imprecisas las anteriores ecuaciones, por lo que deben ser ajustadas por medio de un Factor de Corrección. Estos factores de corrección son determinados dividiendo el peso real de los componentes sobre el peso calculado por las fórmulas estadísticas. El peso real de los componentes puede tomarse de datos de aviones similares.

6.5 ANALISIS DE PESO Y BALANCE

El propósito de este análisis es determinar si el centro de gravedad del diseño del avión propuesto está en la ubicación correcta para los diferentes escenarios de carga.

Determinamos las fracciones de los componentes de peso típicos y sus posibles ubicaciones en estaciones del fuselaje (coordinadas en el eje X), y como Wing button lines (coordinadas en el eje Y). Al ser este avión de configuración simétrica es suficiente con una vista lateral para determinar la ubicación de los componentes con relación a las estaciones del fuselaje.

La localización del centro de gravedad debe ser calculada para todos los escenarios de carga posible, estos escenarios dependen de la extensión de la misión del diseño del avión; combinaciones típicas de carga son:

1. Peso vacío
2. Peso vacío + tripulación

3. Peso vacío + tripulación + combustible

4. Peso vacío + tripulación + combustible + carga = Peso del despegue

La combinación de estas cuatro posibilidades de carga dan como resultado seis posibles escenarios de carga:

1 2 3 4

1 3 2 4

1 4 2 3

1 2 4 3

1 3 4 2

1 4 3 2

Con base a las tablas anteriores se construirá un diagrama de peso-CG para el diseño. Es importante identificar en el diagrama la secuencia de carga como también los pesos críticos que son WE y el WTO. La localización del centro de gravedad en el diagrama está definida en términos de estaciones de fuselaje (F.S).

Es importante identificar la localización del tren de aterrizaje principal para evitar problemas de “tip over” .

Se busca determinar la ubicación del centro de gravedad en la parte más delantera y en la parte más trasera.

Para juzgar la factibilidad de la distribución del centro de gravedad propuesto el siguiente principio debe ser tenido en cuenta:

- En lo posible el arreglo ideal del centro de gravedad es uno para el cual el OWE-CG, el combustible – CG y la carga CG estén en la misma localización vertical. Este arreglo es una idealización pero debe tratarse de ubicar lo más cercano posible.

Fig. 6.3 DEFINICIÓN DEL CENTRO DE GRAVEDAD Y COORDENADAS RESPECTO AL F.S.

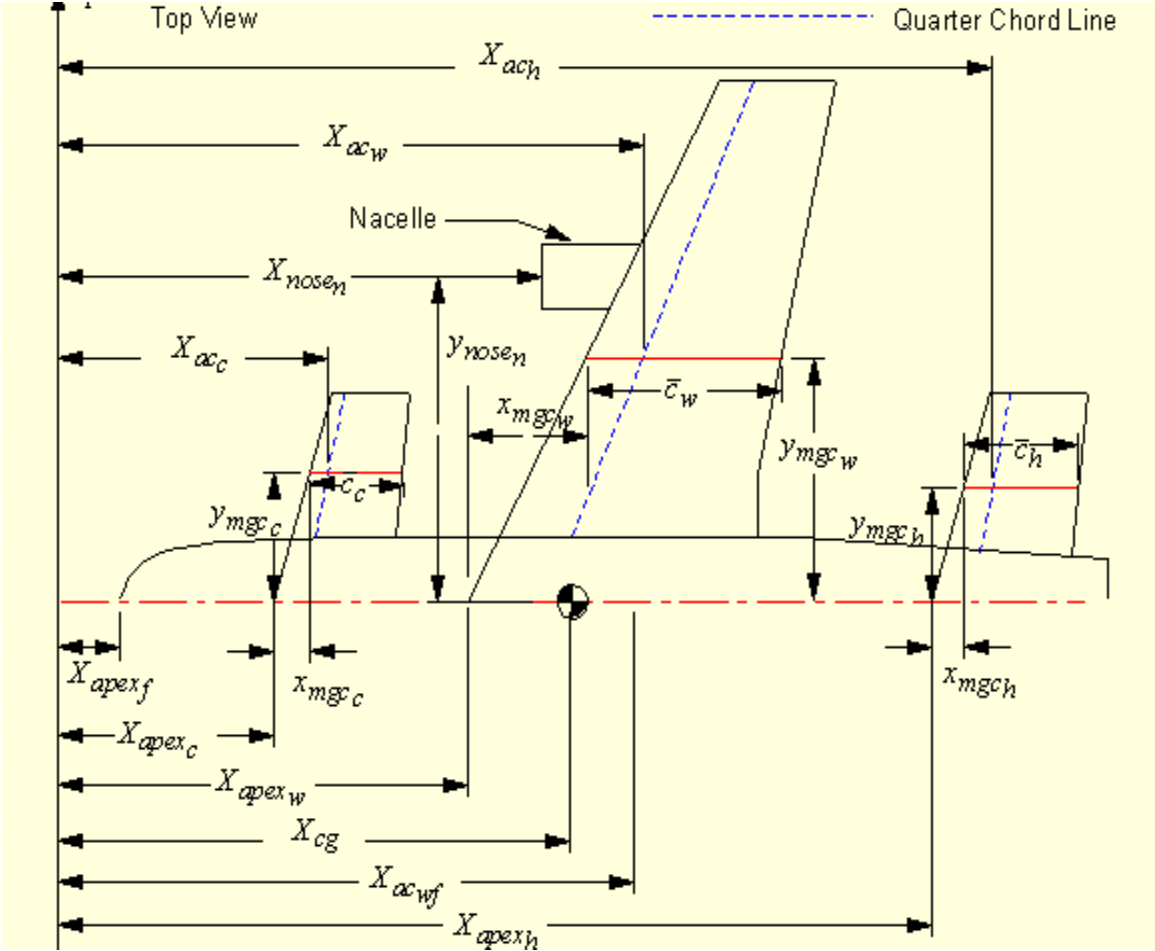
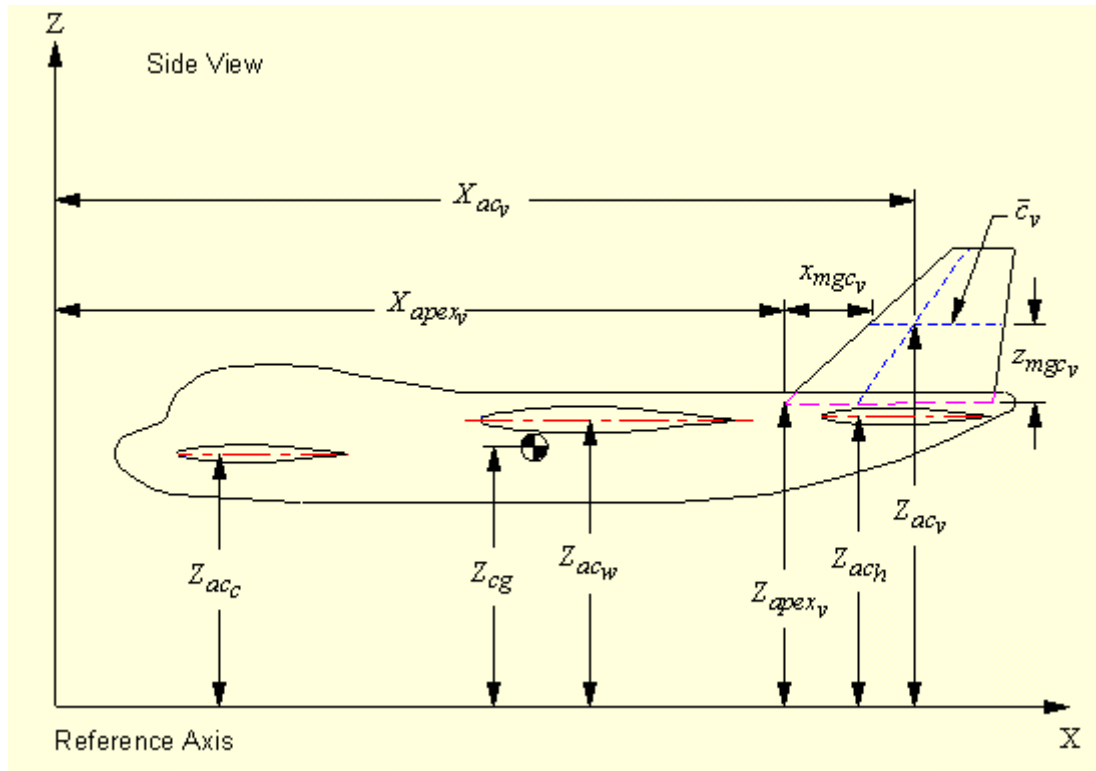


Fig. 6.4 DEFINICIÓN DEL CENTRO DE GRAVEDAD Y COORDENADAS



6.6. UBICACIÓN Y DIMENSIONAMIENTO DEL TREN DE ATERRIZAJE.

Como regla general si la velocidad de crucero del avión es inferior a 150 nudos se utilizará un tren de aterrizaje fijo. Para este caso se seleccionará un tren de aterrizaje convencional (triciclo). Una vez determinado el rango del centro de gravedad se puede continuar con los cálculos del tren de aterrizaje.

6.6.1 Función de los componentes del tren de aterrizaje: Existen cinco razones para incorporar tren de aterrizaje en los aviones:

- Absorber los impactos en el aterrizaje y taxeo.
- Dar habilidad para manejo en superficie (taxeo, carrera de despegue, carrera de aterrizaje).
- Ofrecer capacidad de frenado.
- Protección contra la superficie.

Los trenes de aterrizaje son capaces de absorber las cargas de aterrizaje y taxeo y transmitir parte de estas cargas hacia la estructura. Tres tipos de carga deben ser consideradas para el diseño del tren de aterrizaje:

Cargas verticales: Estas son causadas por impactos en el aterrizaje y taxeo sobre superficies rugosas. La magnitud de las cargas verticales sobre el tren de aterrizaje dependen del régimen del aterrizaje (también llamadas sink speeds) y se definen de acuerdo al tipo de operación:

FAR 23: $W_T = 4.4 (W/S)_L^{1/4}$, pero no menos que siete y no más de 10 fps (FAR 23.725)

Con excepción de los aviones de entrenamiento y los de los portaviones estas sink speeds son muy pocas veces experimentadas, pues son altamente conservativas. Un aterrizaje a 4 fps es considerado (aterrizaje duro)“hard landing”.

Para absorber el impacto en el aterrizaje con estos valores de sink speeds los trenes contienen dos elementos principales: llantas y amortiguadores.

Los amortiguadores pueden ser diseñados como elementos separados o pueden ser integrados dentro de una sola hoja.

6.6.2 Cargas longitudinales y laterales: Los elementos del tren de aterrizaje los cuales resisten este tipo de carga son llamados drag-brace y side-brace respectivamente. En un diseño de tren de aterrizaje sencillo como el que se utilizará en este caso ambas capacidades están incluidas, el cual es referenciado normalmente como hoja de resorte “spring-leaf”.

6.6.3 Cálculo de la máxima carga estática por strut: Para trenes de triciclo la carga máxima estática para la rueda de nariz es:

$$P_n = (W_{to} l_m)/(l_m + l_n)$$

Existen criterios geométricos que deben ser considerados en la decisión de la disposición del tren principal, para este caso aplicaría únicamente:

Tip-over Criterio: Para trenes de disposición en triciclo el tren principal debe estar ubicado en la parte posterior del c.g, un ángulo de 15° es usualmente la relación entre el c.g. y el tren principal.

6.6.4 Llantas. Las llantas son dimensionadas de forma tal que sean capaces de soportar el peso del avión, no sólo cuando este se encuentra en tierra sino también durante el aterrizaje.

Típicamente las llantas traseras soportan cerca del 90% del peso total del avión y la llanta de nariz cerca del 10%, pero experimenta altas cargas dinámicas durante el aterrizaje.

Como una primera aproximación la dimensión de las llantas puede calcularse usando los datos estadísticos de la Tabla 6.10.

Tabla 6.7 Dimensiones de la llanta

DIAMETRO [in] = A W_w^B ANCHO [in] = C W_w^D (W_w = peso sobre la rueda[lb])				
TIPO DE AVION	A	B	C	D
- Aviación general	1.51	0.349	0.715	0.312
- Aviones ejecutivos	2.69	0.251	1.170	0.216
- Transportes	1.63	0.315	0.1043	0.480
- Caza jet/Entrenador	1.59	0.302	0.0980	0.467

La dimensión de la rueda de nariz puede ser asumida entre el 60-100% de la dimensión de las ruedas traseras. Una vez hallado el tamaño aproximado de las ruedas, se debe seleccionar el tamaño exacto por medio de catálogos de los fabricantes.

La fuerza normal actuando sobre la rueda de nariz no debe ser menor a 0.08 W_{to} para poder lograr adecuado control en tierra.

Las ruedas seleccionadas se computan de acuerdo a los radios de P_n/W_{to} (para la rueda de nariz) y NsP_m/W_{to} (para las ruedas del tren principal).

6.6.5. Dimensionamiento de tren de resorte de hoja. El resorte y la llanta desaceleran el avión desde la velocidad vertical de aterrizaje hasta una velocidad vertical cero. La

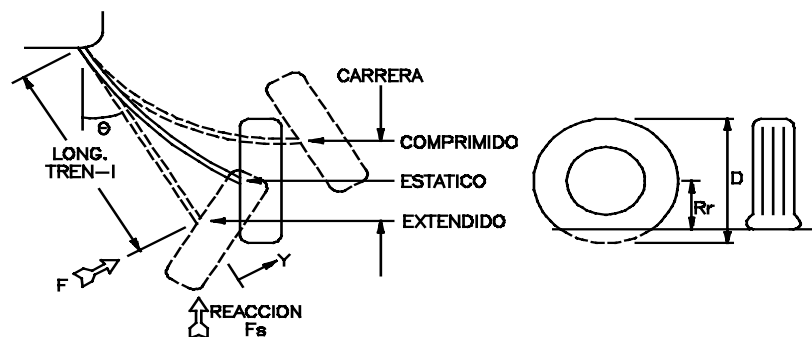
rapidez de desaceleración vertical se llama “factor de carga del tren” (N_{tren}). La Tabla 6.8 proporciona valores normales de N_{tren} .

Tabla 6.8. Factores de carga del tren

TIPO DE AVION	N_{tren}
- Bombarderos	2.0-3.0
- Aviones comerciales	2.7-3.0
- Aviación general	3.0
- Cazas fuerza aérea	3.0-4.0
- Cazas navales	5.0-6.0

La Fig 6.5. ilustra la geometría de la deflexión para un tren de este tipo.

Fig 6.5 Tren de resorte de hoja



La carrera total vertical que recorre el tren está dada por la siguiente ecuación:

$$S = \frac{V_{vertical}^2}{2 g \eta N_{tren}} - \frac{\eta_T}{\eta} S_T \quad (6.18)$$

Donde:

S = Carrera total (llanta más amortiguador)

$V_{vertical}$ = Velocidad vertical del avión al aterrizar (Normalmente 10 ft/s)

η y η_T = Eficiencia del amortiguador y de la rueda (0.5 y 0.65 respectivamente)

S_T = Carrera de la llanta = $d_T/2 - R_r$

La carga sobre el brazo del tren en la posición totalmente deflectado es igual a la fuerza requerida para producir el factor de carga del tren, N_{tren} .

Asumiendo que hay dos brazos, la componente de reacción F_s y la componente perpendicular al brazo son (Fig 6.5):

$$F_s = W N_{tren} / 2 \quad (6.19)$$

$$F = F_s (\text{Sen } \theta) \quad (6.20)$$

La deflexión “y” perpendicular al brazo es:

$$y = S / \text{Sen } \theta \quad (6.21)$$

El brazo del tren se comporta como una viga en voladizo, y si es de sección constante la deflexión” y” se determina así:

$$y = \frac{F l^3}{3 E I} \quad (6.22)$$

Por lo tanto, la carrera de este tipo de tren es:

$$S = F_s (\text{sen}^2 \theta) \frac{l^3}{3 E I} \quad (6.23)$$

7. ESTABILIDAD

7.1 ESTABILIDAD

El concepto básico de estabilidad es simplemente que un avión estable, cuando es perturbado, tiende a retornar por sí mismo a su estado original.

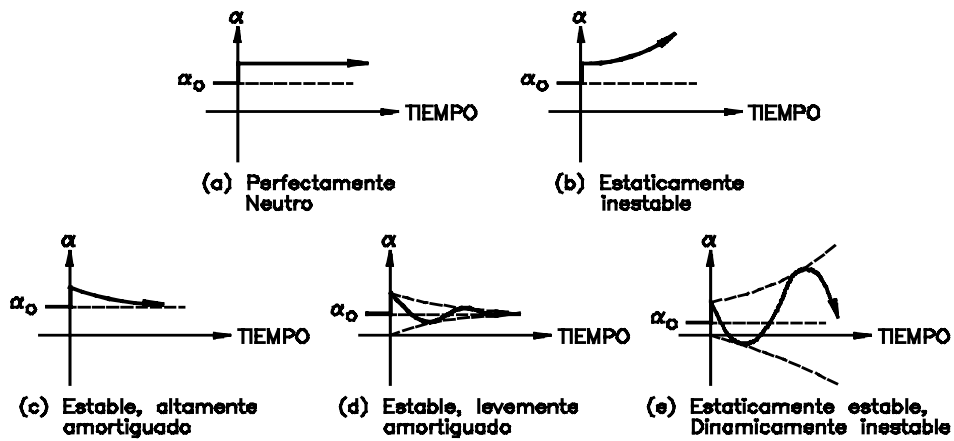
La estabilidad estática está presente si las fuerzas creadas por el estado perturbado (tal como un aumento en el momento de cabeceo debido a un incremento en el ángulo de ataque) empujan en la dirección correcta para retornar al avión a su estado original.

Si éstas fuerzas restauradoras son muy fuertes, el avión excederá el estado original y oscilará cada vez con más amplitud hasta quedar completamente fuera de control. Así, aunque la estabilidad estática está presente, el avión no tiene estabilidad dinámica.

La estabilidad dinámica está presente si los movimientos dinámicos del avión eventualmente lo regresan a su estado original. La manera en la cual el avión regresa a su estado original depende de las fuerzas restauradoras, la distribución de masa y las fuerzas de amortiguamiento.

La Fig 7.1 muestra los anteriores conceptos de estabilidad para un avión perturbado en cabeceo.

Fig 7.1 Estabilidad estática y dinámica

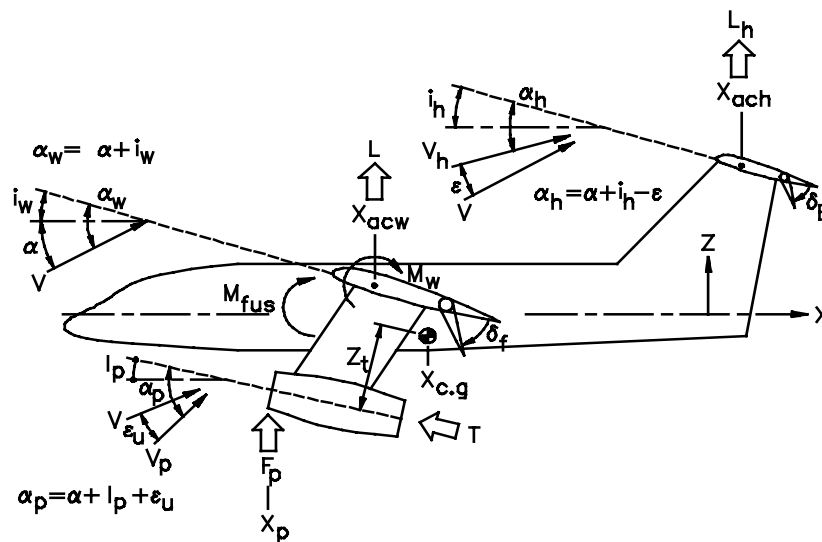


Como el avión es simétrico respecto a la línea central, los cambios moderados en el ángulo de ataque tienen poca o ninguna influencia sobre el derrape o el balanceo. Esto permite que el análisis de estabilidad y control sea dividido en Longitudinal (cabeceo) y Lateral-Direccional (balanceo y derrape).

7.1.1 Estabilidad estática y control longitudinal.

7.1.1.1 Ecuaciones del momento de cabeceo. Las contribuciones del ala, cola, fuselaje y motor al momento de cabeceo del avión se muestran en la Fig 7.2.

Fig 7.2 Momentos longitudinales



La contribución del ala incluye la sustentación y momento a través de su centro aerodinámico, así como el aumento en el momento de cabeceo debido a la deflexión del flap.

Las resistencias del ala y cola producen algún momento de cabeceo pero por lo pequeño se puede despreciar. Sin embargo, el largo brazo de momento del estabilizador horizontal multiplicado por su sustentación produce un gran momento que es usado para equilibrar y controlar el avión.

El fuselaje y las góndolas de los motores producen momentos de cabeceo difíciles de estimar sin datos del túnel de viento.

El motor produce tres contribuciones al momento. La primera es el empuje multiplicado por su distancia vertical hasta el centro de gravedad. La segunda es una fuerza vertical F_p producida en el disco de la hélice debido al giro de la corriente de aire. Por último el "Propwash" o corriente producida por la hélice que influencia el ángulo de ataque efectivo del estabilizador y posiblemente del ala.

La suma de todos los momentos con respecto al centro de gravedad es:

$$M_{cg} = L (X_{cg} - X_{acw}) + M_w + M_{w\delta_f} \delta_f + M_{fus} - L_h (X_{ach} - X_{cg}) - T_{Zt} + F_p (X_{cg} - X_p) \quad (7.1)$$

La cual en forma de coeficientes (dividiendo todo por qS_wC) se vuelve:

$$C_{m_{cg}} = C_L \left(\frac{X_{cg} - X_{acw}}{C} \right) + C_{mw} + C_{m_{w\delta}} \delta_f + C_{mfus} - \frac{q_h S_h}{q S_w} C_{Lh} \left(\frac{X_{ach} - X_{cg}}{c} \right) \quad (7.2)$$

Para simplificar la ecuación anterior, puede definirse el término $\eta_h = q_h/q$ que es la relación entre la presión dinámica en el estabilizador y la presión dinámica del flujo libre. Normalmente $\eta_h = 0.9$.

Además, las longitudes pueden ser expresadas como una fracción de la cuerda media del ala (C). Así, $X_{cg} = \bar{X}_{cg}/C$.

Por lo tanto la Eq 7.2 queda :

$$C_{mcg} = C_L (\bar{X}_{cg} - \bar{X}_{acw}) + C_{mw} + C_{m_{w\delta}} \delta_f + C_{mfus} - \eta_h \frac{S_h}{S_w} C_{Lh} (\bar{X}_{ahc} - \bar{X}_{cg}) - \frac{T}{q S_w} \bar{Z}_{iz} + \frac{F_p}{q S_w} (\bar{X}_{cg} - \bar{X}_p) \quad (7.3)$$

7.1.1.2 Estabilidad estática. Para que exista estabilidad estática, algún cambio en el ángulo de ataque debe generar momentos que se opongan al cambio. Debido a esto, la derivada del momento de cabeceo con respecto al ángulo de ataque ($dC_m/da = C_{ma}$) debe ser negativa, así:

$$C_{m\alpha} = C_{L\alpha}(\bar{X}_{cg} - \bar{X}_{acw}) + C_{m\alpha fus} - \eta_h \frac{S_h}{S_w} C_{L\alpha h} \frac{\partial \alpha_h}{\partial \alpha} (\bar{X}_{ach} - \bar{X}_{cg}) + \frac{F_{p\alpha}}{qS_w} \frac{\partial \alpha_p}{\partial \alpha} (\bar{X}_{cg} - \bar{X}_p)$$

(7.4)

La magnitud de la anterior derivada cambia con la localización del centro de gravedad.

Sin embargo, existe una localización del centro de gravedad en la que no hay cambio en el momento de cabeceo con la variación del ángulo de ataque. Este "punto neutro (X_{np})" representa estabilidad neutra y es la localización más trasera del centro de gravedad antes que el avión se vuelva inestable.

Solucionando la Eq 7.4 para el punto neutro ($C_{ma}=0$) se tiene:

$$\bar{X}_{np} = \frac{C_{L\alpha} \bar{X}_{acw} - C_{m\alpha fus} + \eta_h \frac{S_h}{S_w} C_{L\alpha h} \frac{\partial \alpha_h}{\partial \alpha} \bar{X}_{ach} + \frac{F_{p\alpha}}{qS_w} \frac{\partial \alpha_p}{\partial \alpha} \bar{X}_p}{C_{L\alpha} + \eta_h \frac{S_h}{S_w} C_{L\alpha h} \frac{\partial \alpha_h}{\partial \alpha} + \frac{F_{p\alpha}}{qS_w}}$$

(7.5)

Así, se puede expresar la derivada del momento de cabeceo en términos de la distancia, en porcentaje de C, desde el punto neutro hasta el centro de gravedad como sigue:

$$C_{m\alpha} = - C_{L\alpha} (\bar{X}_{np} - \bar{X}_{cg})$$

(7.6)

Si el centro de gravedad está delante del punto neutro (margen estático positivo) la derivada del momento de cabeceo es negativo y el avión es estable. Típicamente el margen estático es de 5-10%.

7.1.1.2.1 Centro aerodinámico (X_{ac}). A velocidades subsónicas, el centro aerodinámico del ala está localizado al $25\% \pm 1\%$ del MAC.

7.1.1.2.2 Coeficientes de sustentación en ala y cola. Los coeficientes de sustentación para ala y cola se obtienen simplemente multiplicando las pendientes de las curvas de sustentación (C_{L_a} , $C_{L_{ah}}$) por el ángulo de ataque del ala o la cola según sea el caso.

Están definidas por:

$$C_L = C_{L_\alpha} (\alpha + i_w - \alpha_{0L}) \quad (7.7)$$

$$C_{L_h} = C_{L_{ah}} (\alpha + i_h - \varepsilon - \alpha_{0L_h}) \quad (7.8)$$

Donde:

- C_L , C_{L_h} = Coeficientes de sustentación del ala y del estabilizador horizontal.
- α_{0L} , α_{0L_h} = Angulo de ataque para cero sustentación del ala y estabilizador horizontal.
- i_w , i_h = Incidencia del ala y del estabilizador horizontal.
- ε = Downwash.

7.1.1.2.3 Momento de cabeceo del ala (C_{mw}) e incremento debido a la deflexión del flap (C_{mwf}). El momento de cabeceo del ala está dado por:

$$C_{mw} = C_{m0\text{ perfil}} \left(\frac{A \cos^2 \Lambda}{A + 2 \cos \Lambda} \right) \quad (7.9)$$

El incremento en el momento de cabeceo debido a la deflexión del flap se puede aproximar como:

$$C_{mwf} = 0.34 (\Delta C_L) \text{ Flap una ranura} \quad (7.10)$$

$$C_{mwf} = 0.43 (\Delta C_L) \text{ Flap fowler} \quad (7.11)$$

Donde ΔC_L puede hallarse con los métodos del capítulo cuatro.

7.1.1.2.4 Downwash y Upwash (velocidad inducida) (ϵ , ϵ_u). Delante del ala el aire es empujado hacia arriba por las presiones alrededor del ala. Este "upwash" empuja hacia arriba la parte delantera del fuselaje y gira el flujo antes del alcanzar el ala (Fig 7.3).

Atrás del ala, el flujo tiene una dirección al llegar a la cola que es aproximadamente la mitad del ángulo de ataque del ala. Este ángulo se conoce como "ángulo de Downwash"

(Fig 7.3) y reduce el ángulo de ataque del estabilizador además de empujar hacia abajo el fuselaje contribuyendo al momento de cabeceo.

Fig 7.3 Upwash y Downwash



Las derivadas de ϵ_u con respecto al ángulo de ataque se determinan de las Fig 7.4 y 7.5.

El ángulo de ataque resultante, considerando el efecto del Upwash o del Downwash, es determinado adicionando un Upwash o restando un Downwash del ángulo de ataque del flujo libre. Así, las derivadas del ángulo de ataque son:

$$\text{Upwash: } \frac{\partial \alpha_u}{\partial \alpha} = 1 + \frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \quad (7.12)$$

$$\text{Downwash: } \frac{\partial \alpha_h}{\partial \alpha} = 1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \quad (7.13)$$

Con lo que el ángulo de ataque del estabilizador queda:

$$\alpha_h = (\alpha + i_w) \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) + (i_h - i_w) \quad (7.14)$$

Fig 7.4 Estimación del upwash

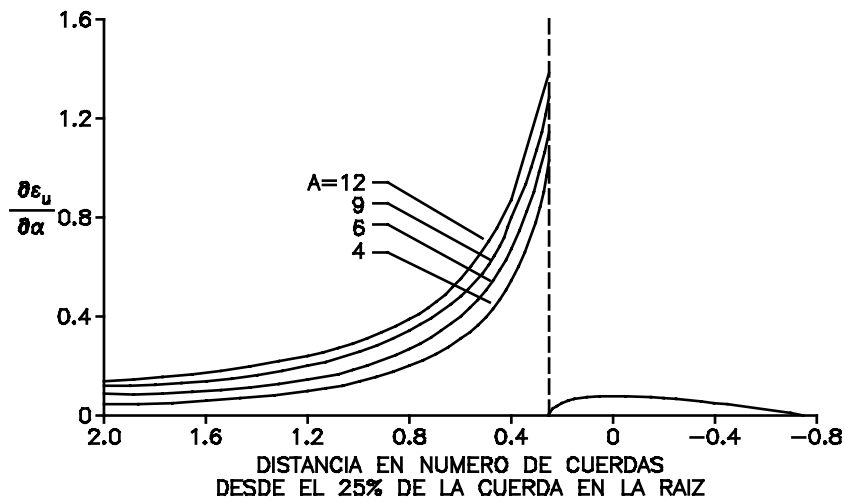
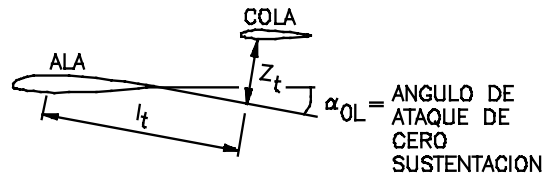
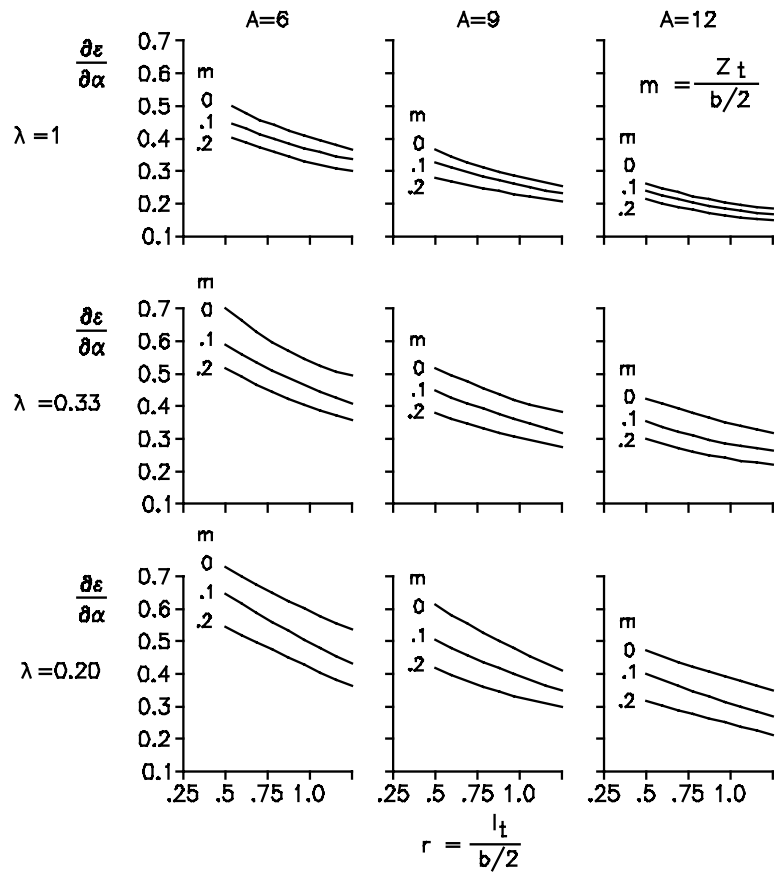


Fig 7.5 Estimación del Downwash



7.1.1.2.5 Momento de cabeceo del fuselaje ($C_{m \alpha fus}$). Puede ser aproximado por la ecuación:

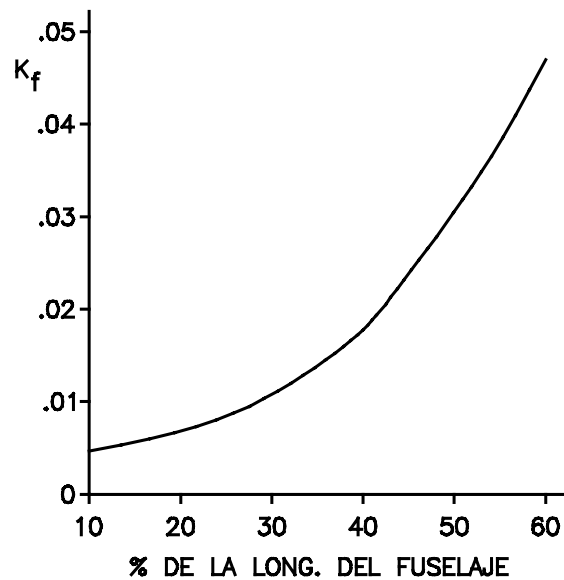
$$C_{m \alpha fus} = \frac{K_f W_f^2 L_f}{c S_w} \quad [1 / \text{grado}] \quad (7.15)$$

Donde:

- K_f = Factor determinado de la Fig 7.6

- W_f, L_f = Máximo espesor y longitud del fuselaje.

Fig 7.6 Factor K_f



7.1.1.2.6 Efectos del empuje del motor. La contribución de la fuerza normal F_p al momento de cabeceo, es producida por el cambio en el momentum, causado por el giro de la corriente de aire.

El término F_{pa} en las Eqs 7.5 y 7.6 puede determinarse de la siguiente forma:

$$F_{p\alpha} = q N_B A_p \frac{\partial C_{Nblade}}{\partial \alpha} f(T) \quad (7.16)$$

Donde:

- N_B = Número de palas por hélice

- A_p = Area de un disco de hélice

- $\partial C_{Npala} / \partial a$ = Fuerza normal ejercida por una pala cuando la hélice opera a cero empuje

(Fig 7.7)

- $f(T)$ = Ajuste para un empuje diferente a cero (Fig 7.8)

Fig 7.7 Coeficiente de fuerza normal

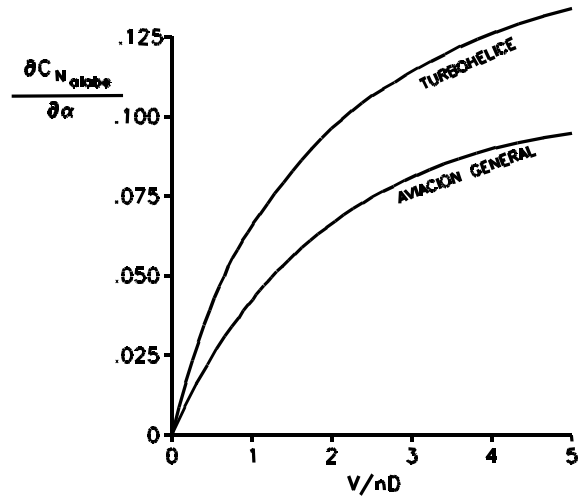
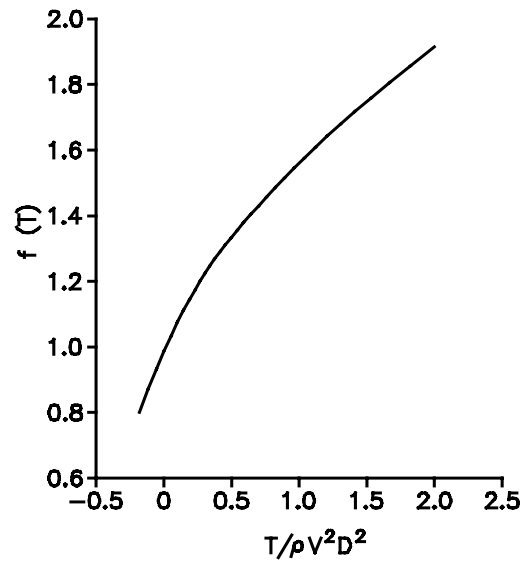


Fig 7.8 Factor de corrección del coeficiente de fuerza normal



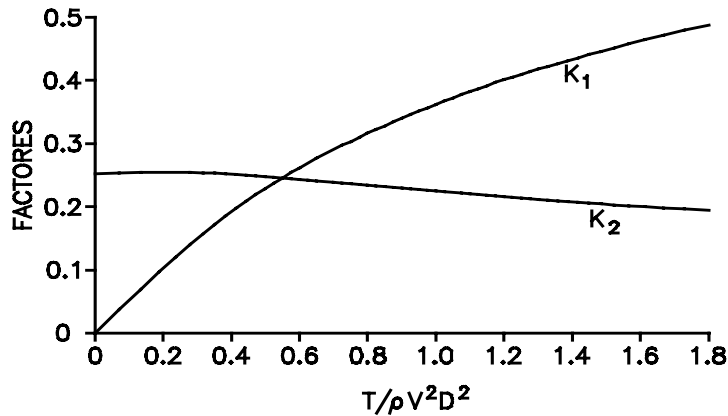
El Propwash afecta el Downwash visto por el estabilizador horizontal. La siguiente ecuación estima el efecto del Downwash de la hélice que debe sumarse al del ala (ε).

$$\frac{\partial \varepsilon_p}{\partial \alpha} = K_1 + K_2 N_B \frac{\partial C_{Nblade}}{\partial \alpha} \left(\frac{\partial \alpha_p}{\partial \alpha} \right) \quad (7.17)$$

Donde:

- K_1 y K_2 = Constantes tomadas de la Fig 7.9.

Fig 7.9 Factores K_1 y K_2 del downwash de la hélice



8. CARGAS SOBRE EL ALA

8.1 CONSIDERACIONES GENERALES

Los aviones están sujetos a una amplia variedad de condiciones de carga en vuelo. La Tabla 8.1 muestra las diferentes categorías de carga a las que está sujeta un avión.

Tabla 8.1 Categorías de cargas

CARGAS DEL AIRE	FUERZAS DE INERCIA	OTRAS
- De maniobra - De racha - Deflexión de alerones, timón etc.	- Aceleración - Rotación - Dinámicas - Vibración	- Torque y empuje del motor - Despegue - Aterrizaje - Presurización

Debido a la gran variedad de cargas a las que está sujeto un avión, es necesario seleccionar unas pocas condiciones de carga, de forma que una de estas sea la más crítica para todos los miembros estructurales de este.

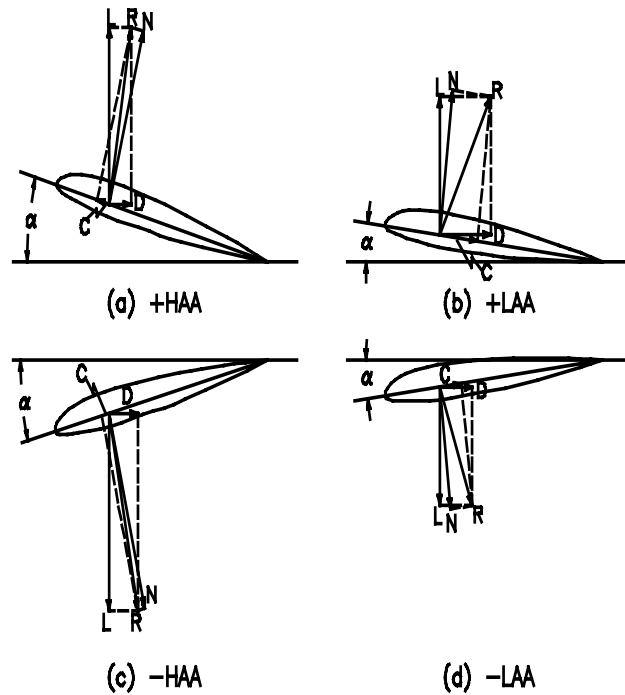
En los numerales siguientes se analizarán las condiciones de carga más importantes para el cálculo estructural.

8.2 CARGAS DE MANIOBRA

Existen cuatro condiciones básicas que probablemente producirán los mayores esfuerzos en alguna parte del avión para alguna condición de vuelo. Estas condiciones se conocen usualmente como: Alto ángulo de ataque positivo (+H.A.A), bajo ángulo de ataque positivo (+L.A.A), alto ángulo de ataque negativo (-H.A.A) y bajo ángulo de ataque negativo (-L.A.A). Estas condiciones representan maniobras en vuelo simétrico, es decir, no hay movimiento normal al plano de simetría del avión.

La condición de +H.A.A corresponde a la menor velocidad con la cual el máximo factor de carga se puede alcanzar sin que el ala entre en pérdida. Las fuerzas de sustentación y resistencia son perpendicular y paralela, respectivamente, al viento relativo (Fig 8.1a).

Fig 8.1. Condiciones básicas de vuelo



Si la resultante R de estas fuerzas se descompone ahora sobre la cuerda del ala, se observa que esta tiene una componente C que va hacia adelante produciendo esfuerzos de compresión en el borde de ataque mientras que la componente normal N produce esfuerzos de compresión sobre el lado superior del ala. Así, esta condición será crítica para esfuerzos de compresión en la región superior delantera de la sección transversal del ala y para esfuerzos de tensión en la región inferior trasera de ésta.

En la condición +L.A.A la fuerza a lo largo de la cuerda C es la mayor fuerza obtenible actuando hacia la parte trasera del ala para alguna posición de vuelo (Fig 8.1b). Los momentos de flexión en esta condición producen los máximos esfuerzos de compresión sobre la parte superior del larguero trasero y los máximos esfuerzos de tensión sobre la parte inferior del larguero delantero.

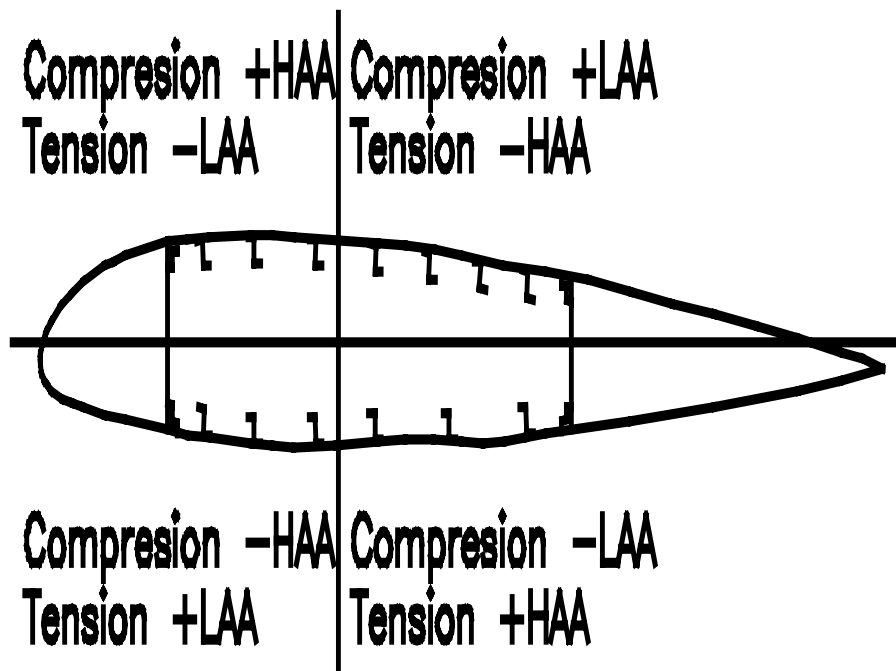
La condición -H.A.A (Fig 8.1c) ocurre en maniobras de vuelo intencional, donde las cargas del aire sobre el ala están bajando o cuando el avión es atraído súbitamente hacia abajo.

Los momentos de flexión en esta condición producen los mayores esfuerzos de compresión en la región inferior delantera del ala y los mayores esfuerzos de tensión en la región superior trasera de ésta.

En la condición -L.A.A (Fig 8.1d) los esfuerzos de compresión serán máximos en la región inferior trasera del ala y los de tensión tendrán un valor máximo en la región superior delantera.

La sollicitación de esfuerzos para las anteriores condiciones son graficadas en la Fig 8.2.

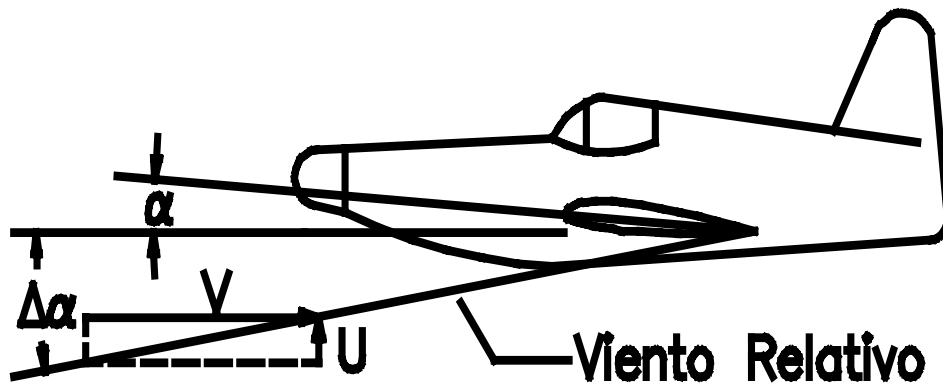
Fig 8.2 Sollicitación de esfuerzos



8.3 CARGAS DE RACHA

Cuando un avión vuela a nivel en aire calmado, el ángulo de ataque α es medido entre la cuerda y la dirección relativa del viento. Si el avión encuentra repentinamente una corriente de aire ascendente ó descendente, la cual tiene una velocidad vertical U , el ángulo de ataque es incrementado en un valor $\Delta\alpha$ Fig 8.3.

Fig 8.3 Incremento en el ángulo de ataque debido a la racha



Si este ángulo es pequeño, se puede considerar igual a su tangente, esto es:

$$\Delta\alpha = \tan^{-1} \frac{U}{V} \cong \frac{U}{V} \quad (8.1)$$

Donde V es la velocidad del avión.

El cambio en la sustentación, resultante del cambio en el ángulo de ataque debe ser:

$$\begin{aligned}\Delta L &= \frac{1}{2} \rho V^2 S (C_{L_\alpha} \Delta \alpha) \\ &= \frac{1}{2} \rho V S C_{L_\alpha} U\end{aligned}\tag{8.2}$$

El incremento en el factor de carga Δn debe ser por lo tanto:

$$\Delta n = \frac{\Delta L}{W} = \frac{\rho U V C_{L_\alpha}}{2 W/S}\tag{8.3}$$

La Eq 8.3 asume que cuando el avión encuentra la racha, esta afecta al avión completo y de manera instantánea, lo cual no es cierto. En realidad, la racha tiene un incremento en su intensidad de forma cosenoidal, lo que permite al avión más tiempo para reaccionar a ésta.

Para tener en cuenta este efecto, se aplica un factor K a la velocidad vertical de la racha, quedando definida la velocidad vertical así:

$$U = K U_{de}\tag{8.4}$$

Donde:

$$K = \frac{0.88 \mu}{5.3 + \mu} \quad (8.5)$$

$$\mu = \frac{2 W/S}{\rho g \bar{c} C_{L\alpha}} \quad (8.6)$$

U_{de} es la velocidad vertical de la racha, la cual ha sido medida experimentalmente encontrándose que su valor normal es de 30 ft/sg.

De todo lo anterior, se llega a que el factor de carga total para un avión volando a nivel ($n=1$) y que encuentra una racha, es:

$$n = 1 \pm \frac{\rho K U_{de} V C_{L\alpha}}{2W/S} \quad (8.7)$$

8.4 FUERZAS DE INERCIA

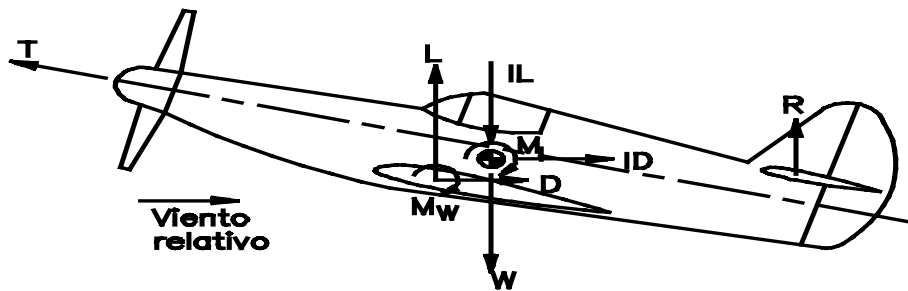
Cuando un avión está volando a nivel, con velocidad constante, la suma vectorial de todas las fuerzas es igual a cero, es decir, la resistencia es igual al empuje del motor y el peso igual a la sustentación.

En muchas condiciones de vuelo y aterrizaje, el avión está sujeto a aceleraciones traslacionales y rotacionales. Si la velocidad del avión o el empuje del motor varían, o si la dirección de la velocidad es cambiada debido a la manipulación de las superficies de control, el avión experimentará traslación y cada elemento de masa del avión estará sujeto a una fuerza igual a su masa multiplicada por su aceleración. En tales casos la suma vectorial de las fuerzas sobre el avión no es igual a cero, pero son iguales a la sumatoria de las masas de los elementos multiplicadas por la aceleración y la resultante de este sistema de fuerzas será una fuerza actuando a través del centro de gravedad del avión.

Si estas fuerzas de aceleración se consideran actuando en la dirección opuesta, el avión puede ser considerado en un estado de equilibrio estático. Estas fuerzas se conocen como fuerzas de inercia.

La Fig 8.4 ilustra en general las fuerzas sobre el avión en una condición de vuelo con aceleración.

Fig 8.4 Fuerzas de inercia



- T=Empuje
- L=Sustentación
- D=Resistencia
- P=Resistencia parasita del avión sin ala
- Mw=Momento aerodinámico del ala
- W=Peso del avión
- IL= Fuerza de inercia perpendicular a la dirección de vuelo
- ID=Fuerza de inercia paralela a la dirección de vuelo
- Mi=Par resistente de inercia
- R=Fuerza en la cola perpendicular a la dirección de vuelo

8.5 DATOS AERODINAMICOS REQUERIDOS PARA EL ANALISIS ESTRUCTURAL

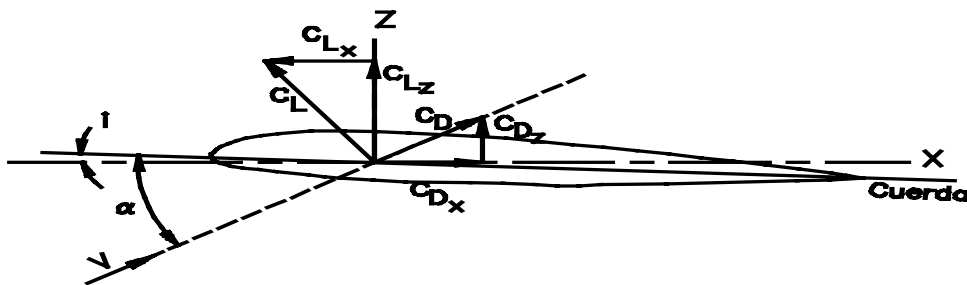
Los datos aerodinámicos requeridos para el análisis estructural son la sustentación, resistencia y momento de cabeceo para el avión completo habiendo removido el estabilizador horizontal.

Para facilitar el cálculo de las cargas que actúan sobre el ala, la sustentación y la resistencia son descompuestas sobre ejes que son paralelos y perpendiculares a la línea de empuje (Fig 8.5), con lo que se llega a:

$$C_z = C_L \cos(\alpha - i) + C_D \operatorname{sen}(\alpha - i) \quad (8.8)$$

$$C_x = C_D \cos(\alpha - i) - C_L \operatorname{sen}(\alpha - i) \quad (8.9)$$

Fig 8.5 Descomposición de la sustentación y la resistencia



El momento de cabeceo es obtenido a partir de datos experimentales en el túnel de viento.

8.5.1 Distribución de la sustentación y la resistencia a lo largo de la envergadura.

Desafortunadamente, la distribución de la sustentación y la resistencia a lo largo de la envergadura no es constante.

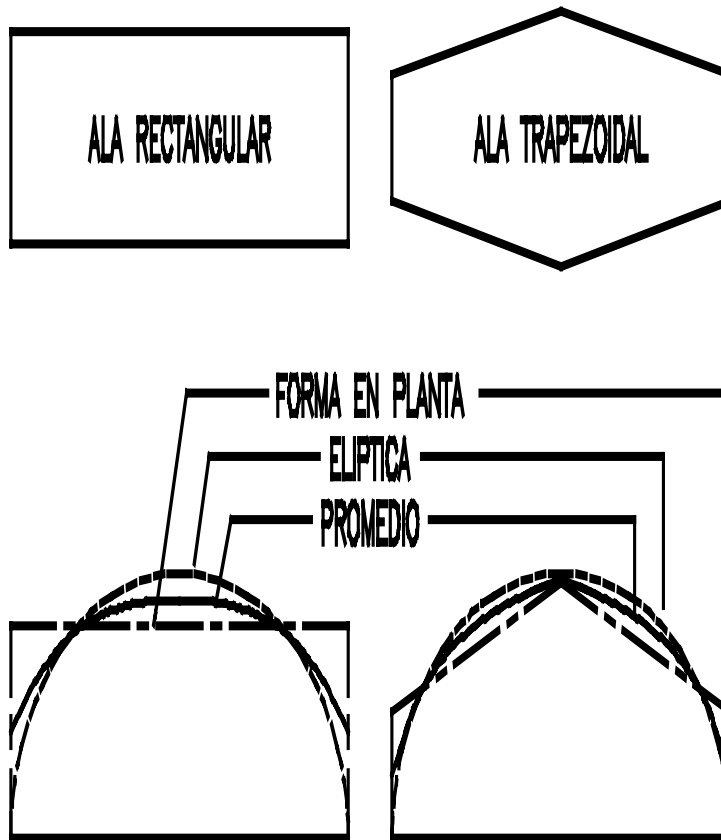
Para alas con forma en planta elíptica, la distribución de la sustentación a lo largo de la envergadura también tendrá forma elíptica.

Para alas no elípticas y sin torsión, existe un método aproximado para hallar la distribución de la sustentación por unidad de envergadura, conocido como el método de Schrenk. Este método dice que la sustentación en un punto sobre la envergadura del ala tiene un valor igual al producto del coeficiente de sustentación por el promedio de la cuerda del ala no elíptica con una cuerda de un ala elíptica que tiene la misma área y envergadura que las del ala en consideración:

$$\frac{L}{b} = q \left[\frac{1}{2} (c_{\text{trapezoidal}} + c_{\text{eliptica}}) \right] C_L \quad (8.10)$$

Haciendo esto sobre todos los puntos de la envergadura se obtiene la distribución de la sustentación (Fig 8.6).

Fig 8.6 Método de Schrenk



Es costumbre hallar la distribución unitaria de la sustentación ($C_L=1$ en la Eq 8.10). Así, la distribución de la sustentación para un C_L diferente de 1 se halla multiplicando el valor deseado de C_L por la correspondiente distribución unitaria.

Para un ala trapezoidal el valor de la cuerda en cualquier punto de la envergadura está dado por:

Para un ala elíptica es:

$$c_{Trapezoidal}(y) = c_{raiz} \left[1 - \frac{2y}{b} (1 - \lambda) \right] \quad (8.11)$$

$$c_{Eliptica}(y) = \frac{4S}{\pi b} \sqrt{1 - \left(\frac{2y}{b}\right)^2} \quad (8.12)$$

Donde S es el área del ala trapezoidal.

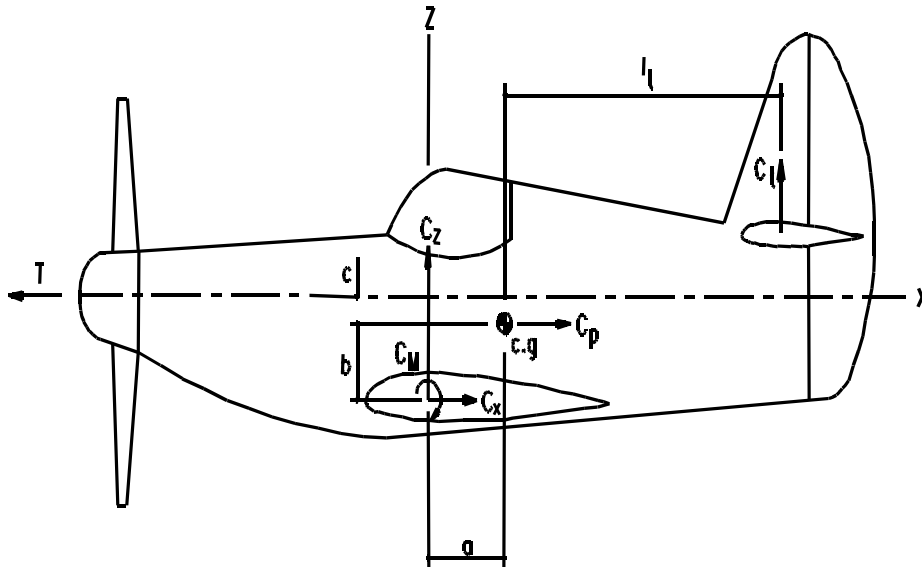
En cuanto a la distribución de la resistencia a lo largo de la envergadura, el coeficiente de resistencia C_D puede suponerse con un valor constante de 0.95 entre el 0% y el 80% de la envergadura y con un valor constante de 1.2 entre el 80% y el 100% de la envergadura. Estos valores corresponden a una distribución unitaria de la resistencia. Así, como en el caso de la sustentación, la distribución de la resistencia para un C_D diferente de 1 se halla multiplicando el valor deseado de C_D por los valores antes mencionados.

8.6 BALANCEO DEL AVION

Para balancear los momentos producidos por el ala, debe existir una fuerza que contrarreste este efecto. Esta fuerza es proporcionada por el estabilizador horizontal.

Para determinar la magnitud del coeficiente de sustentación que debe suministrar el estabilizador horizontal, debe entonces hacerse un equilibrio de fuerzas con respecto a algún punto del avión, que normalmente es el centro de gravedad (Fig. 8.7).

Fig 8.7 Equilibrio del avión



$$\sum M_{c.g.} = C_z a - C_x b + C_M MAC - T c - C_l l_t = 0$$

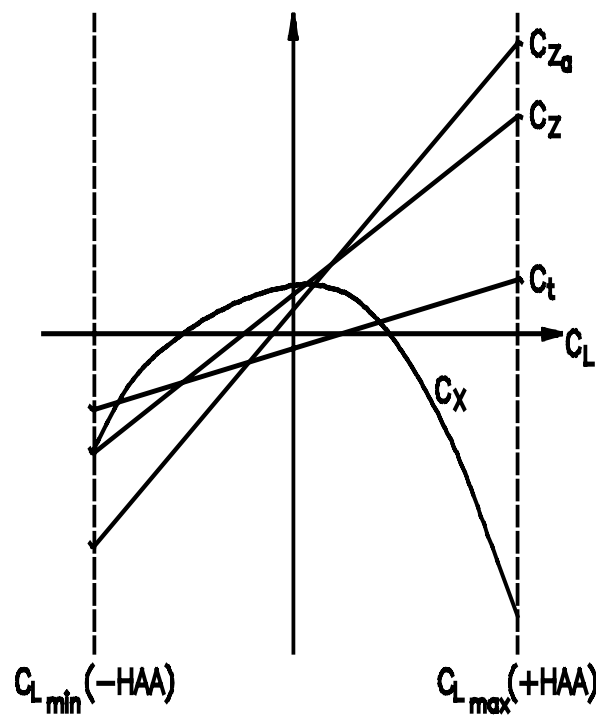
$$C_l = \frac{C_z a - C_x b + C_M MAC - T c}{l_t}$$

Así, la fuerza de sustentación total que actúa sobre el avión es igual a la suma de la fuerza aerodinámica de sustentación del avión sin cola junto con la fuerza de balanceo proporcionada por la cola. En forma de ecuación esto es:

$$C_{Za} = C_Z + C_t \quad (8.13)$$

Los coeficientes aerodinámicos C_Z , C_x , C_t , C_{Za} se pueden graficar en función del coeficiente de sustentación del perfil del ala C_L (Fig 8.8).

Fig 8.8 Coeficientes aerodinámicos vs C_L



Si en el análisis de cargas se considera más de una posición del centro de gravedad, entonces es necesario recalcular las curvas de C_t y C_{Za} .

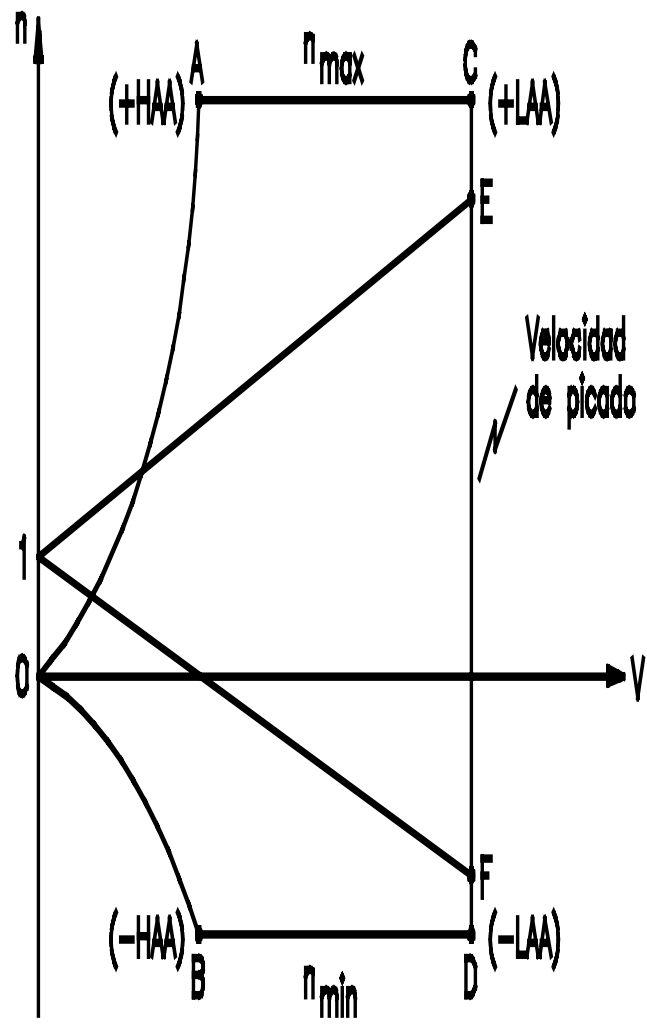
Cabe anotar que las curvas C_{Za} y C_Z en la Fig 8.8 encuentran un valor máximo correspondiente al coeficiente de sustentación máximo del perfil, que a su vez corresponde al máximo ángulo de ataque sin que el perfil entre en pérdida.

Así, este punto corresponde a la condición de alto ángulo de ataque positivo (+H.A.A) descrita en la sección 8.2. De forma similar, el valor mínimo del coeficiente de sustentación corresponde a la condición de alto ángulo de ataque negativo (-H.A.A).

8.7 DIAGRAMA VELOCIDAD-FACTOR DE CARGA (V-n)

Las diferentes condiciones de carga para un avión, son usualmente representadas sobre una gráfica del factor de carga n contra la velocidad indicada del aire Fig 8.9.

Fig 8.9 Diagrama V-n



La velocidad indicada del aire está definida como la velocidad que debería ser indicada por un indicador perfecto de velocidad del aire, esto es, uno que indicaría la velocidad del aire verdadera a nivel del mar bajo condiciones atmosféricas estándar.

La relación entre la velocidad real del aire V_a y la velocidad indicada V_i está dada por:

$$V_i = \sqrt{\frac{\rho}{\rho_0}} V_a \quad (8.14)$$

Por lo tanto, el diagrama V-n es el mismo para todas las altitudes.

Recordando que el factor de carga n está definido como:

$$n = \frac{C_L \rho V^2}{2 W / S} \quad (8.15)$$

Donde C_L puede ser reemplazado por el coeficiente de sustentación total en la dirección Z (C_{Za}).

La línea OA de la Fig 8.9 representa el máximo factor de carga que puede lograr el avión cuando está volando a una velocidad V y con el máximo valor del coeficiente $C_{Za(max)}$, así:

$$n_{OA} = \frac{C_{Za - max} \rho V^2}{2 W / S} \quad (8.16)$$

De forma similar la línea OB de la Fig 8.9 estará representada por:

$$n_{OB} = \frac{C_{Za - \min} \rho V^2}{2 W / S} \quad (8.17)$$

Las líneas AC y BD representan los límites máximos del factor de carga para los cuales se va a diseñar el avión y que están determinados en las especificaciones de diseño.

La línea CD representa la "velocidad de picado" permisible para el avión. Este valor está usualmente especificado como 1.2 a 1.5 veces la velocidad indicada máxima del avión.

Las líneas 1F y 1H corresponden al factor de carga producido por una racha, el cual está determinado por la Eq 8.7.

8.8 FUERZAS CORTANTES Y MOMENTOS DE FLEXION PRODUCIDOS SOBRE EL ALA

El ala de un avión se comporta como una viga en cantiléver que está sujeta a cargas distribuidas debidas a la sustentación, la resistencia, su peso y el de todos los demás componentes que puedan estar unidos al ala como por ejemplo combustible, motores, tren de aterrizaje, etc.

Ya que estas distribuciones no se pueden representar por una ecuación simple, no se emplean los métodos convencionales para hallar los diagramas de cortante y momentos flectores. En lugar de esto, es usado un método tabular que consiste en aproximar la distribución de la carga entre dos estaciones del ala a una distribución trapezoidal.

8.9 FLEXION EN VIGAS

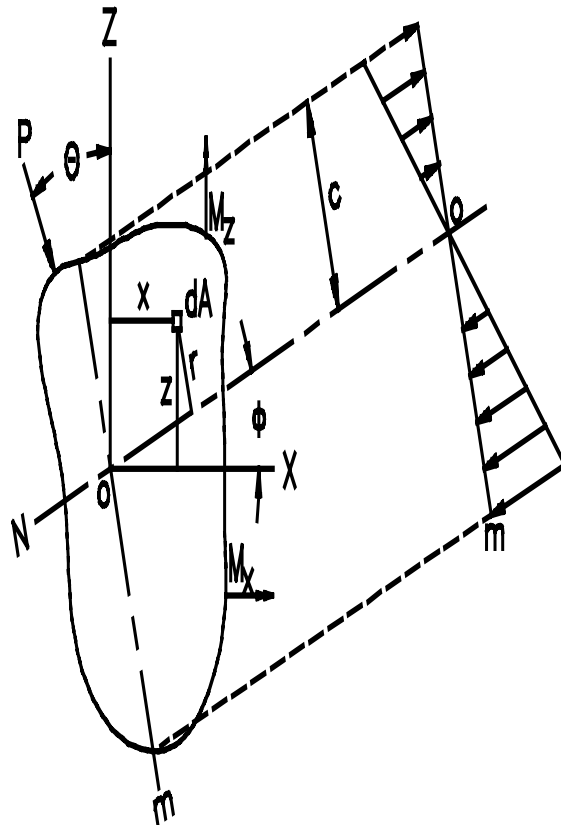
Una viga es un miembro estructural sometido a cargas que actúan transversalmente al eje longitudinal de esta. Estas cargas originan acciones internas o resultantes de esfuerzo en forma de esfuerzos cortantes y momentos flexionantes.

Cuando una viga está sometida a flexión pura, es decir, la flexión es producida por pares iguales y opuestos en los extremos de ésta, no se producen esfuerzos cortantes.

8.9.1 Flexión en vigas simétricas y asimétricas. Considérese una viga de sección transversal cualquiera, cuyos ejes X y Z tienen su origen en el centroide de la sección pero no son ejes principales. Sobre ésta actúan momentos flexionantes M_x y M_z produciendo flexión en los planos YZ y XY (Fig 8.10).

Como resultado de las deformaciones por flexión, las secciones transversales de la viga giran una con respecto a otra alrededor de ejes perpendiculares al plano XY, así las fibras longitudinales de la parte superior se acortan mientras las del lado inferior se alargan.

Fig 8.10 Flexión y distribución de esfuerzos sobre una viga



En algún sitio entre las superficies superior e inferior habrá una superficie en la que las fibras longitudinales permanecen de la misma longitud. Esta superficie se conoce como superficie neutra. Cuando se intersecta la superficie neutra con un plano normal, se forma un eje denominado eje neutro de la sección transversal, el cual forma un ángulo ϕ con los ejes X y Z (Fig 8.10).

Asumiendo que las deformaciones de las fibras longitudinales y por lo tanto sus esfuerzos en algún punto de la sección transversal, son proporcionales a su distancia desde el eje neutro, se tiene entonces que el esfuerzo sobre un elemento de área dA a una distancia r del eje neutro será:

$$\sigma = K r \quad (8.18)$$

Donde K es una constante a ser determinada.

Como la posición del eje neutro se desconoce, la distancia r se puede expresar en términos de coordenadas rectangulares con respecto a los ejes X y Z así:

$$r = - X \sin \phi + Z \cos \phi$$

y reemplazando en la ecuación se tiene:

$$\sigma = - KX \sin \phi + KZ \cos \phi$$

ó

$$\sigma = K_1 X + K_2 Z \quad (8.19)$$

Los momentos de flexión externos M_x y M_z deben ser iguales a los momentos de las fuerzas internas que actúan en la sección transversal, esto es:

$$\begin{aligned} M_x &= -\int \sigma Z dA = -K_1 \int Z^2 dA - K_2 \int XZ dA \\ &= -K_1 I_x - K_2 I_{xz} \end{aligned} \quad (8.20)$$

De forma similar para M_y :

$$M_y = -K_1 I_{xz} - K_2 I_z \quad (8.21)$$

Resolviendo simultáneamente las ecuaciones y se llega a:

$$K_1 = \frac{M_x I_{xz} - M_z I_x}{I_x I_z - I_{xz}^2} \quad (8.22)$$

$$K_2 = \frac{M_z I_{xz} - M_x I_z}{I_x I_z - I_{xz}^2} \quad (8.23)$$

Reemplazando las ecuaciones se obtiene el valor del esfuerzo normal:

$$\sigma = \frac{M_x I_{xz} - M_z I_x}{I_x I_z - I_{xz}^2} X + \frac{M_z I_{xz} - M_x I_z}{I_x I_z - I_{xz}^2} Z \quad (8.24)$$

Un caso especial es aquél en el que los ejes X y Z son principales, en cuyo caso $I_{xz} = 0$ y la ecuación se reduce a:

$$\sigma = -\frac{M_z}{I_z} X - \frac{M_x}{I_x} Z \quad (8.25)$$

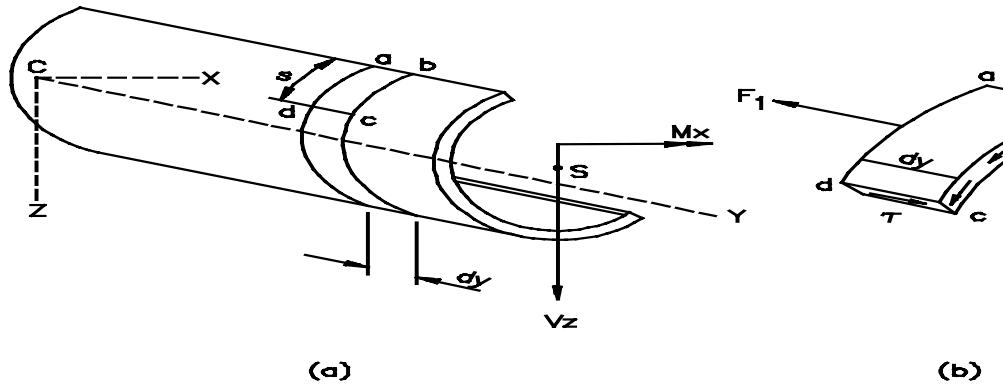
8.9.2 Esfuerzos cortantes en vigas Habiendo establecido la forma de hallar los esfuerzos producidos sobre una viga sometida a flexión, se procede ahora a determinar los esfuerzos de corte en vigas de sección abierta y cerrada, empleándose para ello dos métodos de cálculo.

8.9.2.1 Secciones abiertas de pared delgada y sección transversal constante. Este tipo de vigas tiene dos características especiales: a) La sección transversal tiene un espesor de pared pequeño comparado con su altura o ancho y b) La sección transversal es abierta como en el caso de una viga en "I" o en "C".

8.9.2.2 Formula generalizada del cortante. Sobre la sección mostrada en la Fig 8.11 en donde los ejes X y Z son ejes centroidales pero no principales, actúa un momento flexionante M_x y una fuerza cortante V_z .

Se supone que la fuerza se aplica en un punto tal que no se produce torsión en la viga. A este punto se conoce como centro de cortante(S).

Fig. 8.11 Viga de sección abierta



Los esfuerzos producidos por el momento M_x están dados por la ecuación en donde $M_z=0$, reduciendo la ecuación a la siguiente expresión:

$$\sigma_y = M_x \frac{I_{xz} X - I_z Z}{I_x I_z - I_{xz}^2} \quad (8.26)$$

Al hacer un corte abcd en la viga, puede observarse el sistema de fuerzas internas resultante de la aplicación del momento M_x (Fig 8.11b).

Estas fuerzas axiales F_1 y F_2 se determinan de la siguiente manera:

$$F_1 = \int_0^S \sigma_y dA = \frac{M_x(a-d)}{I_x I_z - I_{xz}^2} \int_0^S (I_{xz} X - I_z Z) dA$$

$$F_2 = \int_0^S \sigma_y dA = \frac{M_{x(b-c)}}{I_x I_z - I_{xz}^2} \int_0^S (I_{xz} X - I_z Z) dA \quad (8.27)$$

Como el momento flexionante en la cara a-d es mayor que en la cara b-c, la fuerza F_1 es mayor que la F_2 , por lo que deben actuar esfuerzos de corte τ a lo largo de la cara c-d para equilibrar el elemento. Sumando las fuerzas en la dirección Y para el elemento abcd (Fig 8.11b) se obtiene:

$$\tau t dy = F_1 - F_2$$

$$\tau = \frac{M_{x(a-d)} - M_{x(b-c)}}{dy} \frac{I}{t(I_x I_z - I_{xz}^2)} \int_0^S (I_{xz} X - I_z Z) dA \quad (8.28)$$

La cantidad $(M_{x(a-d)} - M_{x(b-c)})/dy$ es la razón de cambio del momento flexionante y es igual a la fuerza cortante en la dirección Z. Así, la anterior expresión queda:

$$\tau = \frac{V_z}{t(I_x I_z - I_{xz}^2)} [I_{xz} \int_0^S X dA - I_z \int_0^S Z dA] \quad (8.29)$$

Por lo general en aviación no se trabaja con el esfuerzo cortante sino con el flujo de cortante "q" que es igual al producto del esfuerzo cortante y el espesor en ese punto. Por esto de aquí en adelante y para hacer uniforme el tratamiento de todos los casos a tratar, se trabajará con éste y con la forma de determinarlo.

Luego la ecuación se transforma en:

$$q_1 = \frac{V_z}{I_x I_z - I_{xz}^2} [I_{xz} \int_0^S X dA - I_z \int_0^S Z dA] \quad (8.30)$$

De forma similar para un cortante V_x :

$$q_2 = \frac{V_x}{I_x I_z - I_{xz}^2} [I_{xz} \int_0^S X dA - I_z \int_0^S Z dA] \quad (8.31)$$

El flujo cortante total q_T será:

$$q_T = q_1 + q_2 = \frac{V_z I_{xz} - V_x I_x}{I_z I_x - I_{xz}^2} \int_0^S X dA - \frac{V_z I_z - V_x I_{xz}}{I_x I_z - I_{xz}^2} \int_0^S Z dA \quad (8.32)$$

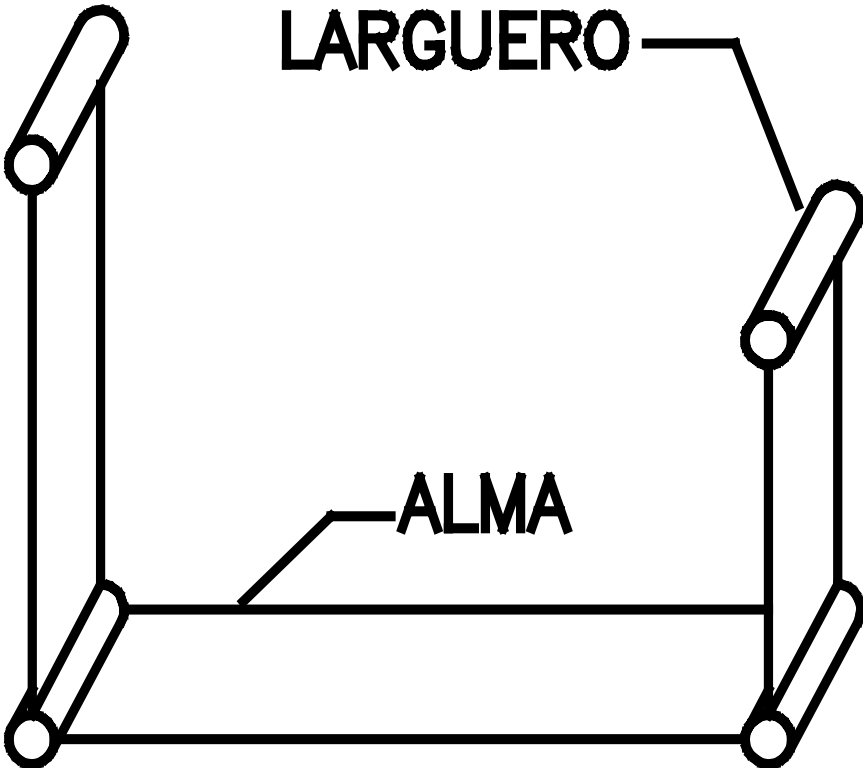
Si la sección tiene un eje de simetría, entonces este es un eje principal por lo que el producto de inercia I_{xz} se hace cero, reduciéndose la ecuación anterior a:

$$q = - \left(\frac{V_x}{I_z} \int_0^S X dA + \frac{V_z}{I_x} \int_0^S Z dA \right) \quad (8.33)$$

Donde $\int X dA$ y $\int Z dA$ son los primeros momentos del área con respecto a los ejes X y Z respectivamente.

Considérese un tipo especial de viga compuesta de largueros unidos entre si por láminas o almas (Fig 8.12). Este tipo de viga es el que se emplea en una estructura típica de avión.

Fig. 8.12 Viga compuesta de largueros y alma



En este tipo de vigas el alma absorbe muy pocos esfuerzos normales (de tracción o compresión) al ser sometidas a flexión, siendo los largueros los que soportan estos esfuerzos.

Por lo anterior si se hace despreciable el efecto del alma, los términos $\int Z dA$ y $\int X dA$ se hacen constantes y por lo tanto q es constante entre largueros.

Luego la Eq 8.33 queda:

$$q = -\left(\frac{V_x}{I_z} \sum X A + \frac{V_z}{I_x} \sum Z A\right) \quad (8.34)$$

Donde A es el área transversal del larguero.

8.10 CARGAS DE DISEÑO Y FACTOR DE SEGURIDAD

La estructura del avión bajo las cargas aplicadas no debe sufrir una deformación permanente, esto es, los esfuerzos en los miembros producidos por las cargas aplicadas no deben superar la resistencia a la fluencia del material. Así, las cargas de diseño deben ser iguales a las cargas aplicadas multiplicadas por un factor de seguridad n , que usualmente es de 1.5 (este factor es relativamente bajo debido al manejo de los pesos estructurales, pero se incrementa el margen de seguridad del diseño con la utilización del diagrama V-n donde se combinan para determinar los factores de carga críticos en cada uno de los posibles escenarios de vuelo).

$$\text{Carga de diseño} = \text{Carga aplicada} \times 1.5$$

Luego, la estructura debe soportar las cargas de diseño sin sobrepasar la resistencia última del material.

Es costumbre en el análisis estructural, dar el margen de seguridad de la resistencia de un miembro de la estructura con respecto a la carga de diseño para el miembro, así:

$$M.S = \frac{\text{Resistencia última del miembro}}{\text{Carga de diseño para el miembro}} - 1 \quad (8.35)$$

8.11 ANALISIS ESTUCTURAL POR ELEMENTOS FINITOS

Los métodos de análisis estructural anteriormente descrito con el uso de handbooks y nomogramas, han sido usados por muchos años. Hoy en día todas las compañías aeroespaciales realizan sus análisis estructurales por medio de programas de elementos finitos.

El método de elementos finitos (FEM) se basa en el concepto de “partir” la estructura del avión o pieza en numerosos pequeños “elementos”.

Las ecuaciones que describen el comportamiento estructural de estos elementos finitos son preparadas utilizando varias aproximaciones de terminado, constantes y formas de deflexiones para los elementos.

Las ecuaciones de los elementos son concatenadas utilizando el álgebra matricial, así que la estructura completa responde a una condición de carga externa dada.

Los elementos finitos más comunes son del tipo: Beam, triangular Plate, Rectangular Plate, Solid Tetrahedro, Solid Ring.

Las estructura aeroespaciales deben ser modeladas como una conexión de una o más formas de estos elementos finitos. La selección de cada tipo de elemento y dimensiones a usar depende del juicio y la experiencia del ingeniero. Desafortunadamente, la selección del tipo de elemento puede influenciar el resultado.

Como regla general, el tamaño de los elementos se debe reducir en cualquier sitio que se espera que habrá concentración de esfuerzos, como ejemplo están las vecindades de los ángulos (esquinas).

El tipo de elemento más común es el triángulo que permita a una complicada estructura partirla en numerosos elementos conectados en los nodos (punto donde 2 o más elementos finitos se conectan) donde las deflexiones son idénticas.

Las ecuaciones son preparadas en forma de matriz describiendo como cada elemento responde a las cargas en su nodo. Las matrices de deformación son combinadas usando direcciones apropiadas en término de cósenos para tener en cuenta la geometría 3D, y la matriz combinada es invertida para hallar las deflexiones para cada carga.

Para análisis dinámicos, se desarrollan en términos de masa y amortiguamiento para utilizar los métodos matriciales, incrementando el número de entradas requeridas para el análisis.

El programa estándar FEM para la industria aeroespacial es el NASTRAN (NASA STRUCTURAL ANÁLISIS) desarrollado por la NASA.

NASTRAN maneja virtualmente todos los escenarios posibles. La comprensión de cualquier programas FEM depende de las bases iniciales en la parte de estructuras.

Los requerimiento de diseño son:

- Aeronave para dos ocupantes.

- Peso máximo de operación de 750 Kg. (1654 lb. o menos).
- Capacidad mínima de combustible de acuerdo a FAA: La misión de crucero simple es usada por muchos diseñadores de aviación general incluyendo Homebuilts. El dimensionamiento del avión se da de acuerdo al rango requerido de crucero más un 10% de combustible en caso de contingencia.
- Velocidad de despegue máxima (sin flaps) de 40 Nudos (CAS). Los requerimientos de despegue son dados en términos de longitud de pista, estos requerimientos difieren ampliamente del tipo de avión en consideración (FAR-23 o FAR-25). Los requerimientos de longitud de pista para ultralivianos y homebuilt no se adhieren a estas regulaciones sino que son dados por las necesidades del diseñador.
- Velocidad de crucero de 85 Nudos (CAS)
- Tecnología disponible: muy poca sobre industria aeronáutica en nuestro país en general.
- Para el diseño se requiere de software CAD y FEA

Composición del peso al despegue.

Wc: (1 piloto) 174 Libras

Wp: (1 pasajero (174 lb. más 52 libras de carga) 226 libras

Wf: ¿? }
 We: ¿? } Ambos dependen del tipo de misión diseñada para el avión.

Fracción de peso vacío (W_e/W_0).

$$W_e/W_0 = A w_0^c K_{vs}$$

Homebulit – Metal - Wood:

$$A = 1.19; \quad A \text{ (métrico)} = 1.11; \quad c = -0.09$$

“c” es negativa porque indica que las fracciones del peso en vacío disminuye con el incremento del peso total del avión.

K_{vs} = Variable sweep constante (1.00)

W_0 = 1654 Libras. Definido como peso máximo de despegue.

$$W_e/W_0 = A w_0^c K_{vs}$$

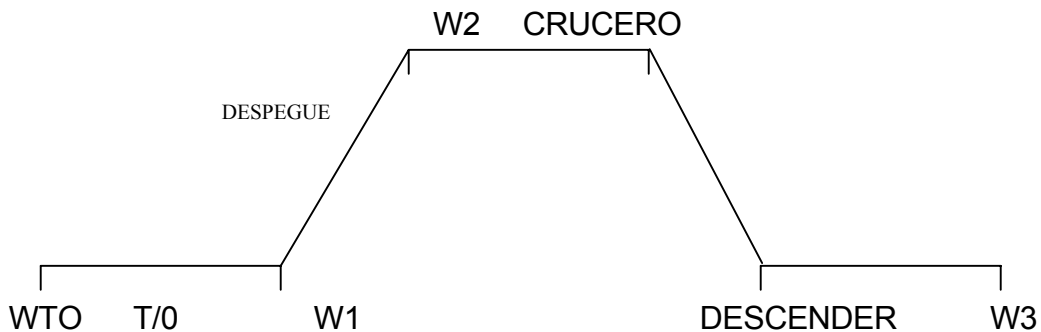
$$W_e/W_0 = (1.19) (W_0)^{-0.09} (1.00) \rightarrow W_e/W_0 = (1.19) (1654)^{-0.09} (1.00)$$

$$W_e/W_0 = 0.61 ; \text{ Por tabla: } W_e/W_0 = 0.63$$

Fracción de combustible (W_f/W_0):

“ORIGEN – DESTINO” → 400 Millas (Crucero simple)

Crucero simple



Misión Segment	(Wi/Wi-1)	
Warmup and T/O	0.970 →	0.9980
CLIMB	0.985 →	0.9948
LANDING	0.995 →	0.9950

Fracción de peso arranque del motor, carreteo y despegue: Un valor razonable es:

$$W_1/W_0 = \text{Desde } 0.97 \text{ Hasta } 0.99$$

Para el diseño las fracciones de combustible han sido calculadas de acuerdo al gráfico de tipo de misión, como sigue:

Warm-up Calentamiento)	Op Segment Fuel Fraction		0.998
Taxi (Táxeo)	Op Segment Fuel Fraction		0.998
Take off (Despegue)	Op Segment Fuel Fraction		0.998
Climb (ascenso)	Op Segment Altitude	10000	
	Ft		
	Op Segment Rate Of Climb	800	
	ft/min		
	Op Segment Lift To Drag	8	
	Op Segment Prop SFC	0.65	
	Op Segment Prop Effic	0.7	
	Op Segment Speed (nudos)	70	
	Op Segment Endurance (min)	12.5	
		Op Segment Fuel Fraction	
Cruise (Crucero)	Op Segment Range (millas)	400	
	Op Segment Prop Effic	0.7	
	Op Segment Prop SFC	0.65	
	Op Segment Lift To Drag	8	
	Op Segment Fuel Fraction		0.867207212640
			908
Descenso	Op Segment Fuel Fraction		0.995
Land and taxi (aterrizaje y taxeo)	Op Segment Fuel Fraction		0.995

Fracción de combustible en las líneas	Op Trapped Fuel Oil Fraction	0.5
Fracción de combustible de reserva	Op Fuel Reserve Fraction	10
Fracción de combustible total de la misión	Op Mission Fuel Fraction	0.84856591254

Take off weight (Estimativo de Pesos calculado)

Op Estimated Take off Weight	1600 lbs	
Op Payload Weight	400 lbs	
Op Trapped Fuel Oil Fraction	0.5	
Op Fuel Reserve Fraction	10 %	
Op Mission Fuel Fraction	0.84856591254	
Op Fuel Weight	223.81152033 lbs	
Op Mission Fuel Weight	246.19267237	lbs
Op Max Fuel Weight	246.19267237	lbs
Op Reserve Fuel Weight	22.381152033	lbs
Op Trapped Fuel Weight	7.3897338468	lbs
Op Empty Weight	824.36436314	lbs
Op Take off Weight	1472	lbs

	Mission Profile	Op Segment Begin Weight (Libras)	Op Segment Fuel Used Weight	Op Segment Begin Fuel Weight (Libras)
1	Warm-up	1477.9	3.0	246.2
2	Taxi	1475.0	2.9	243.2
3	Take-off	1472.0	2.9	240.3
4	Climb	1469.1	8.3	237.3
5	Cruise	1460.7	194.0	229.0
6	Descent	1266.8	6.3	35.0
7	Land/Taxi	1260.4	6.3	28.7

Op segment begin Weight → Peso del avión al iniciar el segmento (Libras)

Op Segment Fuel Used Weight → Peso del combustible consumido por el motor en el segmento (libras).

Op Segment Begin Fuel Weight → Peso del combustible al iniciar el segmento (libras).

La velocidad de pérdida:

$$V_S = \sqrt{\frac{2(W/S)}{\rho * C_{Lmax}}}$$

Vs = 40 nudos

Requerimiento: Nivel del mar con el peso máximo de despegue (W_{TO})

Vs FLAPS DOWN = 40 nudos → C_{Lmax} (Landing) = 1.8

Vs FLAPS UP = 50 nudos → C_{Lmax} (limpio) = 1.6

$$(W/S)_{Flaps_Down} = \sqrt{\frac{\rho * C_{LMAX} * V_S^2}{2}}$$

$$(W/S)_{Flaps_Down} = \frac{1}{2} * 0.00237 \text{ Slugs} / \text{ft}^3 * (40 * 1.689 \text{ ft} / \text{seg})^2 * 1.8$$

$W/S_{Flaps Down} = 9.73 \text{ (Lb/ft}^2)$ → $W/S = 9.8$

$$(W/S)_{Flaps_Up} = \frac{1}{2} * 0.00237 \text{ Slugs} / \text{ft}^3 * (50 * 1.689 \text{ ft} / \text{seg})^2 * 1.6$$

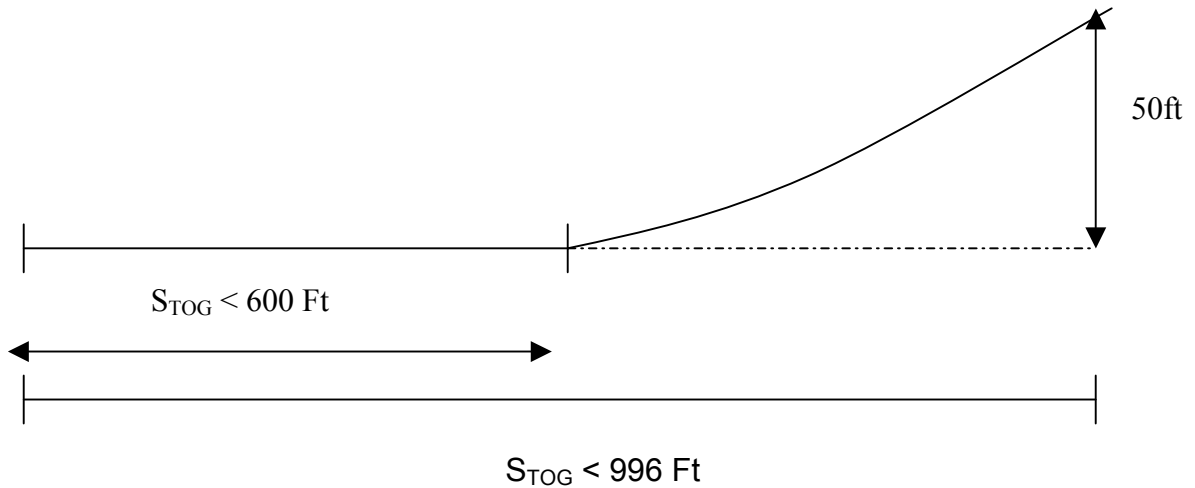
$W/S_{Flaps Up} = 13.5 \text{ (Lb/ft}^2)$

Para cumplir ambos requerimientos la carga alar aproximada al despegue debe ser menor a 9.8 lb/ft².

$$\frac{W}{S} \leq 9.8 \text{ lb} / \text{ft}^2$$

Requerimientos de distancia de despegue (T/O Distance):

Requisitos de dimensionamiento según FAR 23:



$$\frac{S_{TOG} \alpha (W/S)_{TO} (W/P)_{TO}}{\sigma * C_{LMAXTO}} = TOP_{23}$$

$$C_{LTO} = C_{LMAXTO} / 1.21 \rightarrow C_{LMAXTO} = 1.8 * 1.21 = 2.178 \cong 2.2$$

$$TOP_{23} = \frac{\left(\frac{W}{S}\right)_{TO} \left(\frac{W}{P}\right)_{TO}}{C_{LMAXTO}}$$

$$STOG: 4.9 TOP_{23} + (0.009 TOP_{23})^2$$

$$STO = 8.134 TOP_{23} + (0.0149 TOP_{23})^2 \rightarrow TOP_{23} = 103 \text{ hp/ft}^2$$

$$STO \rightarrow 1.66 STOG$$

Ground Roll : STOG < 600 ft (182 M)

Over Soft: STO < 800 ft (243 M)

STOG < 600 ft (182 M) y STO < 800 ft (243 M)

STO = 1.66 STOG

STO < 1.66 (600 Ft)

STO < 996 Ft

$S_{TO} = 8.134 \text{ TOP } 23 + (0.0149 \text{ TOP } 23)^2$

$(0.0149 \text{ TOP } 23)^2 + 8.134 \text{ TOP } 23 - 800 = 0$ Polinomio de Segundo grado.

TOP 23 = 85.08 Lbs ²/ft² → 86

Como las condiciones geográficas en Colombia son andinas se supondrá despegues de elevaciones promedio de 5.000 Ft.

σ = Radio de densidad (relación entre la densidad del aire a altitud de despegue sobre la densidad del aire a nivel del mar).

A = 5.000 Ft ; $\sigma = 0.8616$ Slugs/ft³

$$\frac{\left(\frac{W}{S}\right)_{TO} \left(\frac{W}{P}\right)_{TO}}{CL_{MAX} TO} \langle (86 \text{ lb}^2 / \text{ft}^2 \text{ hp} * 0.8616) \rangle$$

$$\frac{\left(\frac{W}{S}\right)_{TO} \left(\frac{W}{P}\right)_{TO}}{C_{L_{MAX}} TO} \langle (74.09 \text{lb}^2 / \text{ft}^2 \text{hp}) \rangle$$

$$\frac{9.2 \text{lbs} / \text{ft}^2 * \left(\frac{W}{P}\right)_{TO}}{2.2} \langle (74.09 \text{lb}^2 / \text{ft}^2 \text{hp}) \rangle$$

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{TO} = \frac{74.09 * (1.8)}{9.2} = 14.5 \text{LB} / \text{HP}$$

$$(W/P)_{TO} = 14.5 \text{ lb/hp}$$

Por tablas el valor típico que rige este tipo de aviones es aproximadamente de 13 lb/hp.

Dividiendo el peso (W_{TO}) de despegue del avión sobre Weight to power ratio $(W/P)_{TO}$ obtendríamos la potencia mínima del motor para cumplir los requisitos anteriormente expuestos.

$$\frac{1472 \text{lb}(W_{to})}{14.5 \text{lb} / \text{hp}} = 101 \text{hp}$$

Según lo anterior el motor escogido tendrá un valor mínimo de 101 hp.

Requerimientos de la distancia de aterrizaje (Sizing to Landing Distance):

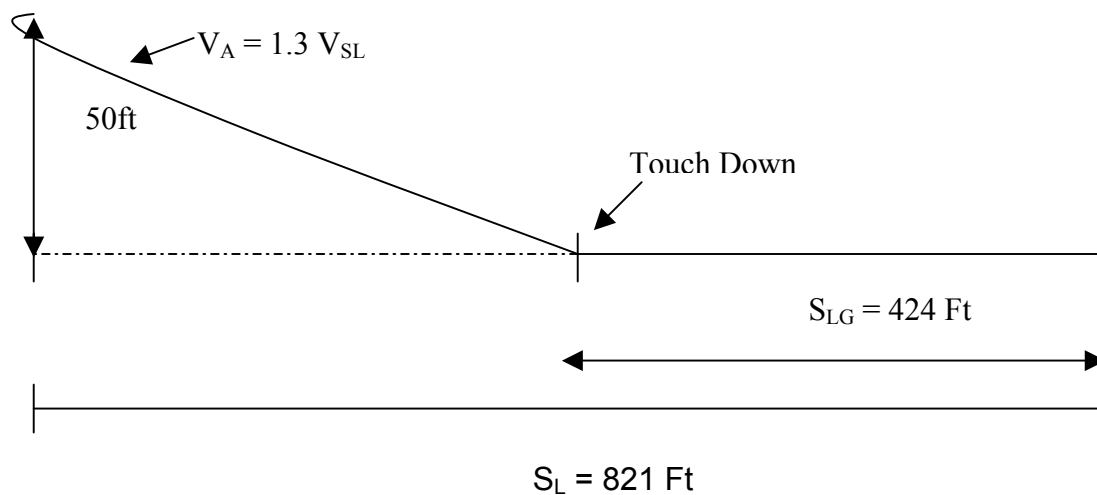
A continuación se relaciona el peso de aterrizaje con respecto al peso del despegue:

Weight Ratio $W1/WTO$

MIN	PROMEDIO	MAX
0.96	1.0	1.0

Se asumirá: $W1/WTO = 1.0$

Requisitos de distancia de aterrizaje según FAR 23:



$V_A = 1.3 V_{SL}$ (V_{SL} es la velocidad de pérdida en configuración de aterrizaje: tren abajo, flaps en posición de aterrizaje y potencia reducida).

$$V_A = (1.3 * 40 \text{ Nudos}) \rightarrow V_A = 52 \text{ Nudos}$$

$$S_{LG} = 0.625 (V_{SL})^2 \rightarrow S_{LG} = 424 \rightarrow 130 \text{ MTS}$$

Entonces: $SL = 1.938 \text{ SLG} \rightarrow SL = 821 \text{ FT} = 250 \text{ MTS}$

Aterrizaje (Landing):

SLG = 424 Ft

$(VSL)^2 = 424/0.265 \rightarrow 1600$

VSL = 40 Nudos = 67.5 Ft/seg

Entonces:

$$V_S = \left(\frac{2 \left(\frac{W}{S} \right)}{\rho * CL_{MAX}} \right)^{1/2} \Rightarrow V_S = \sqrt{\frac{2 \left(\frac{W}{S} \right)}{\rho * CL_{MAX}}}$$

$$\frac{V_S^2 * \rho * CL_{MAX}}{2} = \left(\frac{W}{S} \right)$$

$$\left(\frac{W}{S} \right)_L = \left(\frac{(67.5 \text{ Ft / Seg}^2 * 0.002378)}{2} \right) CL_{MAX} \Rightarrow \left(\frac{W}{S} \right)_L = 5.41 CL_{MAXL}$$

WI = 1 WTO

La carga alar requerida será:

$$\left(\frac{W}{S} \right)_L = 5.41 CL_{MAXL}$$

CL MAX_L	1.8
(W/S)L	9.7 lb/Ft ²

Valores típico de CLMAX_L Vs. Weight power to ratio (W/P)

Resistencia polar (Drag polar) a bajas velocidades:

$$CDO = f/S$$

f = área parásita ; S = área del plano

Es posible relacionar el equivalente al área parásita (f) con el área húmeda (Wetted area) S_{wet}.

Wetted area (S_{wet}): 650 ft²

Área parásita (f) = 6 ft² → Cf = 0.080 Coeficiente de fricción de la piel

WTO Vs. Wetted área ft²: 1500 lbs → 400 ft² (Wetted area)

Resistencia polar (Drag Polar) en configuración limpia.

W_{TO} = 1472 lbs ; Swet = 400 ft²

$$\text{Log}_{10} \text{Swet} = c + d \text{log}_{10} W_{TO}$$

c y d, son los coeficientes de regresión de línea para el peso de despegue Vs. Wetted area.

Para Homebuilts: c: 1.2362 y d: 0.4319

$$\text{Log}_{10} \text{Swet} = 1.2362 + 0.4319 \log_{10} 1472$$

$$\text{Log}_{10} \text{Swet} = 1.691392 \rightarrow \text{Swet} = 2.60 \text{ Ft}^2$$

$$C_f = 0.0080$$

$$\text{Log}_{10} f = a + b \log_{10} \text{Swet}$$

a y b \rightarrow Coeficiente de correlación de área parásita Vs. Wetted área.

Coeficiente de fricción		a	b
Equivalente a C_f	0.0090	-2.0458	1.000

Coeficientes de correlación de área parásita Vs. Meted área

C_f : Coeficiente de fricción en la piel

Para $C_f = 0.0080 \rightarrow a: -2.0969$ y $b: 1.0$

$$\text{Log}_{10} f = -2.0969 + 1 * \log_{10} (2.60 \text{ Ft}^2)$$

$$\text{Log}_{10} f = -1.681926 \rightarrow f = 3.14 \text{ ft}^2$$

Valor típico de W/S será: 11 Lb/Ft² y se ha obtenido: 9.2 Lb/Ft² .

WTO	W/S_{TO}	S	SWET	F	CDO
1472 libras	9.2 lb/ft ²	160 ft ²	2.60 ft ²	3.14	0.0170

S: Superficie alar

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

Se Asume: A = 7 , e = 0.85 coeficiente de Oswald (Factor de eficiencia)

$$CD = CDO + CL^2/\pi Ae$$

La resistencia polar en configuración limpia es:

$$CD = 0.0170 + CL^2/\pi 7(0.85)$$

$$CD = 0.0170 + 0.0535 C_L^2$$

Requerimientos de la velocidad de crucero (Cruise Speed Sizing):

La velocidad de crucero se asigna en 85 Nudos a 10.000 ft al 85% de potencia y Tow.

La potencia es:

$$P_{req} T.V. = C_D q S v$$

$$I_p = \text{Indice de potencia (Power Index)} \rightarrow I_p = 0.75$$

$$10.000 \text{ Ft } \sigma = 0.7386 \text{ slugs/ ft}^3$$

$$Ip = \sqrt[3]{\frac{(W / s)}{\sigma * (W / P)}}$$

$$W/S = 0.75^3 * 0.7386 W/P$$

$$W/S = 0.3115 W/P$$

W/P (lb/hp)	W/S (lb/ft ²)
5	0.8
10	1.6
15	2.4
20	3.2

Requerimientos de tiempo de ascenso (Time to Climb Sizing):

Techo de servicio: En el caso de monomotores será de 100 ft/min.

Régimen de ascenso (Rate of Climb, Rc)

Tiempo en ascenso para alcanzar 10.000ft desde el nivel del mar será de 12.5 min.

$$Rc = \frac{dh}{dt} = \frac{10000 ft}{12.5 min} = 800 ft / min$$

Habs (techo absoluto).

Tiempo en ascenso para alcanzar 18.000ft desde el nivel del mar será de 35 min.

Habs= 18.000 ft → 18.000ft/35 min = Rco = 500 ft/min

$$Rco = \frac{\frac{habs}{td}}{\ln\left(1 - \frac{h}{habs}\right)} \Rightarrow \frac{18000/35 \text{ min}}{\ln\left(1 - \frac{10000}{18000}\right)} \Rightarrow Rco = 634 \text{ ft / min}$$

El parámetro del régimen de ascenso será:

$$Rc = 33.000 * Rcp$$

$$Rcp = 800/33000 \rightarrow Rcp = 0.024$$

$$C_{DO} = f/S = 0.017$$

Se asume varios valores para el Aspect ratio (A):

Para A = 7:

$$\frac{C_L^{3/2}}{C_D} = \frac{1.345(Ae)^{3/4}}{C_{DO}^{1/4}} \Rightarrow \frac{C_L^{3/2}}{C_D} = 14.19$$

Para A= 8:

$$\frac{C_L^{3/2}}{C_D} = \frac{1.345(Ae)^{3/4}}{C_{DO}^{1/4}} \Rightarrow \frac{C_L^{3/2}}{C_D} = 15.6$$

Para A = 9:

$$\frac{C_L^{3/2}}{C_D} = \frac{1.345(Ae)^{3/4}}{C_{DO}^{1/4}} \Rightarrow \frac{C_L^{3/2}}{C_D} = 17.1$$

De acuerdo al parámetro Rcp obtenido anteriormente se tiene:

$$R_{cp} = \left(\frac{\eta_p}{(W/P)} \right) - \left(\frac{(W/S)^{1/2}}{19 \left(\frac{CL^{3/2}}{CD} \right) \sigma^{1/2}} \right)$$

Para A=7:

$$0.024 = \frac{0.8}{(W/P)} - \frac{(W/S)^{1/2}}{270}$$

Para A=8:

$$0.024 = \frac{0.8}{(W/P)} - \frac{(W/S)^{1/2}}{296}$$

Para A=9:

$$0.024 = \frac{0.8}{(W/P)} - \frac{(W/S)^{1/2}}{325}$$

Tabulando:

(W/S) _{TO} LBS/FT ²	Rcp	A = 7		A = 8	
		(W/S) ^{1/2} /270	(W/P) _{TO} lbs/hp	(W/S) ^{1/2} /296	(W/P) _{TO} lbs/hp
5	0.024	0.008	25.0	0.0075	25.3
7.5	0.024	0.010	23.5	0.0092	24.0
10	0.024	0.011	22.8	0.010	23.5
12.5	0.024	0.013	21.6	0.012	22.2
15	0.024	0.014	21.0	0.013	21.6

Motor: Según lo hallado se necesitará un motor mínimo de 101 HP. Por lo tanto se seleccionara el motor ROTAX 912 ULS D.C.D.I. Este motor tiene un sistema de reducción integrado de 1: 2.43 (para la hélice).

Hélice: $(V_{tip})_{static} = \pi n d \rightarrow$ De aquí se despeja “d” para hallar el diámetro teniendo en cuenta una velocidad en la punta de la hélice de:

$$(V_{tip})_{static} = 950 \text{ ft/seg}$$

$$n = 2387 / 60 \rightarrow 39.78 \text{ rev/seg}$$

$$d = 950 \text{ (ft/seg)} / \pi * 39.78 \text{ (rev/seg)} = 7.60 \text{ ft}$$

Potencia y empuje

Op Flight Alt	0 ft
Op Flight Speed	5 KTS
Op Eta Inlet Incomp	1
Op Total Power Extract	2 HP
Op Avail SHP	100 HP
Op Prop Effic	0.7
Op Gearbox Efficiency	1
Op Prop Diam	5.7 ft
Op Reduction Gear Ratio	2.43
Op Eng	5800 rpm
Op Avail Instal Shaft Power	98 HP
Op Avail Instal Power	68.6 HP
Op Prop Advance Ratio	0.04
Op Prop Power Coeff	0.059868106262
Op Prop Thrust Coeff	1.1260179821

INTEGRACIÓN DEL SISTEMA DE PROPULSIÓN

De acuerdo a los cálculos anteriormente realizados se obtuvo un motor $P_{TO} = 100 \text{ HP}$. De acuerdo a la potencia del motor se halló el diámetro de la hélice:

$$Dp = \sqrt{\frac{4P_{\max}}{\pi n_p P_{bl}}} ; \text{ donde } Dp = \sqrt{\frac{4(100\text{HP})}{\pi * 2 * 2(\text{hp} / \text{ft}^2)}} = 5.7 \text{ ft}$$

Con este diámetro se tiene una $(V_{tip})_{static} = 712 \text{ ft/seg}$ lo que garantiza que la punta de la hélice no alcanzará la velocidad del sonido.

Requerimientos de extracción de potencia eléctrica. Asumiendo $P_{el} = 1 \text{ HP}$.

Extracción de potencia Eléctrica

Op Elec Power Req	700 Watts
Op Elec Genrat Effic	0.95 HP
Op Elec Power Extract	0.98736842105 HP

Potencia mecánica requerida:

$$P_{fp} = 0.00014 (C_p) (\text{SHP})/n_{fp}$$

$$P_{fp} = 0.00014 (0.065) (95 \text{ HP})/0.65 \rightarrow P_{fp} = 0.0133 \text{ HP}$$

$$\mathbf{P_{mec} = 0.0133 \text{ HP}}$$

Extracción de potencia mecánica

Op Avail SHP	100	
Op Eng Prop SFC	0.75	
Op Fuel Pump Effic	0.65	
Op Hydr Pump Effic	0.75	
Op Other Power Req	0	
Op Mech Power Extract	1	
Op Fuel Pump Power Req	0.02	
Op Hydr Pump Power Req		0

Pext = Potencia extraída

$$P_{ext} = P_{el} + P_{mec} \rightarrow P_{ext} = 2 \text{ SHP}$$

Extracción de potencia total

Op Mech Power Extract	1 HP
Op Elec Power Extract	0.98736842105 HP
Op Total Power Extract	2 HP

Dimensionamiento e integración de la entrada de aire al motor:

$$(SHP)_{req} = P_{regd}/\eta_p$$

$$(SHP)_{req} = 100 \text{ HP}/0.70 \text{ (Take-off)}$$

$$(SHP)_{req} = 142.85 \text{ HP}$$

$$m_{comb} = 0.000062 (142.85 \text{ HP}) \rightarrow 0.008804 \text{ slugs/seg}$$

El flujo másico requerido para refrigeración puede ser calculado así:

$$M_{refr} = 0.00056 (SHP)_{Regd} ;$$

$$M_{refr} = 0.00056 (142.85) = 0.0795 \text{ slugs/seg}$$

El flujo másico requerido puede ser estimado como:

$$m_a = m_{\text{comb}} + m_{\text{refrigeración}} \quad (\text{slugs/seg});$$

$$m_a = 0.0088 + 0.0795 \quad (\text{slugs/seg}) \rightarrow m_a = 0.0883 \text{ slugs/seg}$$

Conocido el flujo másico total (m_a) el tamaño de entrada de aire requerida puede ser

$$\text{estimado de } A_c = m_a / \rho \mu_1$$

$$\rho_{\text{aire}} \Rightarrow 0.001 \cdot 927 \text{ slug/ft}^3 \rightarrow 7000 \text{ ft} \quad (\text{Ríonegro})$$

$$\mu_1 = \text{Velocidad crítica en tierra para entrada de aire} \quad (5 \text{ nudos} \rightarrow 8.43 \text{ ft/seg})$$

$$A_c = \frac{0.0883 \text{ slug / seg}}{0.001927 \frac{\text{slug}}{\text{ft}^3} * 8.43 \frac{\text{ft}}{\text{seg}}} = 5.43 \text{ ft}^2$$

$$A_c = 5.43 \text{ ft}^2 \rightarrow 0.60 \text{ m}^2$$

Entrada del aire al motor

Op Flight Alt	0 ft
Op Flight Speed	5 KTS
Op Flight Power Req	100 HP
Op Prop Effic	0.7
Op Flight	0.0075588367482 Mach
Op Air Density	0.0023768816469 slug/ft ³
Op Flight SHP Req	142.85714286 HP
Op Eng Mass Flow Rate Combustion	0.0088571428571 Slug/seg
Op Eng Mass Flow Rate Cooling	0.08 Slug/seg
Op Eng Mass Flow Rate Inlet	0.088857142857 Slug/seg
Op Eng Inlet Area	4.43 ft ²

Dimensionamiento e integración del exhosto:

El tamaño del exhosto es normalmente definido por el constructor del motor.

$$D_{exh} = 0.038 \text{ (SPTO)} \rightarrow 3.8 \text{ pulg} * 2.54 \text{ cm/1 pulg} \rightarrow d_{exh} = 9.65 \text{ cm}$$

Si este diámetro es demasiado grande es mejor ramificarlos en dos o más tubos de escape, evitando que su salida sea perpendicular a la dirección de vuelo del avión.

Diámetro del Exhosto

Op Take offs	100 HP
Op Exhaust Stack Diam	3.8 pulgadas

Geometría del avión:

Una vez el peso bruto al despegue ha sido evaluado, el fuselaje, ala, cola y superficies de control pueden ser dimensionados, se recordaran los siguientes valores anteriormente obtenidos:

Carga Alar	W/S = 9.2 Lb/ft ²
Op Take off Weight	WTO = 1472 Lbs
Op Empty Weight	WE = 824 Lbs
Op Payload Weight	WPL = 400 Lbs
Op Mission Fuel Weight	WF = 244 lbs
Wing Area	S = 160 ft ²
Wing Aspect Ratio	A = 7
Take off power	PTO = 100 HP

Coeficientes de sustentación:

Clean	$C_{lmax} = 1.6$
Take off	$C_{lmaxTO} = 1.75$
Landing	$C_{lmaxL} = 1.8$

Ala:

Se selecciona el ángulo de barrido del cuarto del plano ($\Delta C/4 = 0^\circ$) y el radio de espesor $t/c = 0.15$.

Tipo de perfil a usar: El escogido es el NACA 2412 por cumplir con los coeficientes de sustentación anteriormente especificados.

Taper radio (λ): $\lambda = 0.45$

Dimensionamiento de los flaps:

Clean	$C_{lmax} = 1.6$
Take off	$C_{lmaxTO} = 1.75$
Landing	$C_{lmaxL} = 1.80$

Se asume un valor conservativo de: $CL_{MAXW} = 1.05$ a $1.1 CL_{MAX}$

$$CL_{MAXW} = 1.1 * 1.6 \rightarrow CL_{MAXW} = 1.8$$

El factor de 1.05 a 1.1 tiene en cuenta “la carga de la cola hacia abajo” producido por el plano.

$$\text{Envergadura: } b = (A.S)^{1/2} \rightarrow b = 33.46 \text{ ft}$$

$$\text{Cuerda de la raíz del plano: } C_{root} = 4.78 \text{ ft}$$

$$\text{Cuerda de la punta del plano: } C_{tip} = 4.78 \text{ ft}$$

Cálculo de la superficie hipersustentadora:

$$T/O = \Delta CL_{MAXTO} = 1.05 (1.75 - 1.6) = 0.16$$

$$\text{Landing} = \Delta CL_{MAXL} = 1.05 (1.8 - 1.6) = 0.25$$

Coeficiente de sustentación con flaps abajo.

$$K_{\Lambda} = (1 - 0.08 \cos^2 \Lambda C/4) * \cos^{3/4} \Lambda C/4$$

$$K_{\Lambda} = (1 - 0.08 \cos^2 0^\circ) * \cos^{3/4} 0^\circ \rightarrow K_{\Lambda} = 0.92$$

Geometría de los flaps:

$$\Delta CL = C_l \delta F * \delta F K'$$

$\delta F \rightarrow$ ángulo de deflexión

$$C_l \delta F = 4.5 \text{ Hallando el espesor del plano que es } t/c = 0.15.$$

$$\text{La cuerda del flap} \rightarrow C_f = 1.47 \text{ ft}$$

$C_f/c = 0.3 \rightarrow$ Relación entre la cuerda del flap (C_f) y la cuerda del perfil .

$$K' = 0.62$$

Despegue (Take -off):

$\delta FL = 10^\circ$ en despegue máximo y $K' = 1.0$ 1 radian $\rightarrow 57.35^\circ$

$$\Delta CL = C_l \delta f_L * \delta f_L K' \rightarrow 4.5/\text{rad} * 10\text{rad}/57.3 * 1.0 = 0.78$$

$\Delta CL = (1/K) \Delta C_{lmax}$ Despejando tenemos:

$$\Delta C_{lmax10} = K * \Delta CL \rightarrow 0.48$$

Landing (aterrizaje):

$\delta FL = 30^\circ$ en aterrizaje máximo

1 radian $\rightarrow 57.35^\circ$

$$\Delta CL = C_l \delta f_L * \delta f_L K' \rightarrow 4.5/\text{rad} * 30\text{rad}/57.3 * 0.62 = 1.46$$

$\delta FL = 20^\circ$ en aterrizaje

$$\Delta CL = C_l \delta f_L * \delta f_L K' \rightarrow 4.5/\text{rad} * 20\text{rad}/57.3 * 0.62 = 1.29$$

$\Delta CL = (1/K) \Delta C_{lmax}$ Despejando tenemos:

$$\Delta C_{lmax20} = K * \Delta CL \rightarrow 0.80$$

$$\Delta C_{lmax30} = K * \Delta CL \rightarrow 0.90$$

Superficies de control:

$Swf/S = 0.8$ Ahora se proceder a convertir en medidas de geometría.

En este caso se asumirá una extensión del 50% de la envergadura y se definirán valores tentativos a n_i y n_o para definir la longitud de los flaps, los cuales serán:

$$n_i = 10\% \rightarrow 1.6 \text{ ft}$$

$$n_o = 450\% \rightarrow 7.5 \text{ ft}$$

Obteniéndose una longitud de flaps de 5.9 ft.

Para la envergadura de los alerones se obtendrá:

Aileron Span (in/out)	Aileron chord (in/out)
0.55/0.90	0.29
9.2 ft / 15 ft	

Envergadura de los alerones

Tanques de combustible. Está dado por:

$$V_{wf} = 0.54 * \left(\frac{S^2}{b} \right) * \left(\frac{t}{c} \right) * \left(\frac{(1 + \lambda w \tau w^{1/2} + \lambda w^2 \tau w)}{(1 + \lambda w)^2} \right)$$

$$\tau w = \left(\frac{t/c}{(t/c)^r} \right)$$

(6.2)

$$\left. \begin{array}{l} (t/c)_r = 0.15 \\ \tau_w = 1 \\ (t/c)_t = 0.15 \end{array} \right\}$$

$$\lambda_w = 0.45;$$

$$S = 160 \text{ ft}^2;$$

$$b = 33.46 \text{ ft}$$

$$V_{wf} = 48.7 \text{ ft}^3$$

Dimensionamiento de la cola:

Tipo de empenaje: Convencional

Sh y Sv se debe hallar.

$$\bar{V}_h = X_n S_n / S_c$$

$$\bar{V}_v = X_v S_v / S_b$$

Hallado por promedios:

Tipo de avión	Vh	Se/Sh	Vv	Sr/S ^v
Cessna 207	0.61	0.45	0.046	0.44
Cardinal R6	0.59	1.00	0.038	0.37
Skylane R6	0.60	0.41	0.047	0.37
	0.60	0.62	0.043	0.39

Coefficientes de volumen

Tipos de empenaje

$$C = 3.62 \text{ ft}$$

$$S = 160 \text{ ft}^2$$

$$X_v = 14.16 \text{ ft}$$

$$X_h = 12.00 \text{ ft}$$

$$b = 33.46 \text{ ft}^2$$

$$\lambda = 0.45$$

$$C_{root} = 4.78$$

$$\bar{S}_h = V_h \bar{S}_c / X_h$$

$$\bar{S}_h = 0.60 * 3.62 * 160 \text{ ft}^2 / 12 \text{ ft} \rightarrow S_h = 28.96 \text{ ft}^2 \approx 30 \text{ ft}^2$$

$$S_v = \bar{V}_v S_b / X_v$$

$$S_v = 0.043 * 160 \text{ ft}^2 * 33.46 \text{ ft} / 14.16 \text{ ft} \rightarrow S_v = 16.2 \text{ ft}^2 \rightarrow S_v = 8 \text{ ft}^2$$

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

$$C = 3.62 \text{ ft}^2$$

Aspect ratio:

Taper ratio:

$$A_h = 3 \quad A_v = 1.4$$

$$\lambda_h = 0.6 \quad \lambda_v = 0.6$$

Ángulo de barrido:

Radio de espesor:

$$\Delta c / \Delta v = 45^\circ$$

$$t/c = 0.15$$

$$\Delta c / \Delta h = 0^\circ$$

Ángulo diedro:

Perfil a usar:

$$\hat{\gamma}_h = 0^\circ \quad \hat{\gamma}_v = 90^\circ$$

Horizontal y vertical: Naca 0012

Ángulo incidencia:

$$ih = 0^\circ \quad iv = 0^\circ$$

Cola vertical:

$$bv = \sqrt{Av * Sv} = \sqrt{1.4 * 8.1ft^2} = 3.36ft$$

$$bv1 = 3.36ft \quad ; \quad bv2 = 3.36ft$$

Cuerda media vertical:

$$Croot = \frac{2S}{b(1+\lambda)} \Rightarrow Cv = \frac{2(8.1ft^2)}{3.36ft(1+0.6)} = 3.01ft$$

$$Ctip = Croot * \lambda \Rightarrow 0.6 * 3 = 1.8ft$$

$$\overline{Cv} = \frac{2}{3} Croot \left(\frac{1+\lambda+\lambda^2}{1+\lambda} \right) = \frac{2}{3} (3.01ft) \left(\frac{1+0.6+0.6^2}{1+0.6} \right) = 2.45ft$$

Cola horizontal:

$$bh = \sqrt{Ah * Sh} = \sqrt{3.0 * 30.0t^2} = 9.48ft$$

Cuerda media horizontal:

$$Chroot = \frac{2 * S}{b(1+\lambda)} \Rightarrow \frac{2 * 30ft^2}{9.48ft(1+0.6)} = 3.95ft$$

Comprobación del dimensionamiento de la cola por el método explicado inicialmente en este capítulo (Raymer):

$$A = 1472 \text{ Lb} / 9.2 \text{ Lb/ft}^2 \rightarrow 160 \text{ft}^2$$

$$L = 20 \text{ ft}$$

$$C_{vt} = 0.04$$

$$\bar{C} = 3.62 \text{ ft}$$

$$b_w = 33.46 \text{ ft}^2$$

$$S_w = 160 \text{ ft}^2$$

$$L_{bt} = 14.16 \text{ (45 al 50\%)}$$

$$S_v = \frac{C_{vt} * b_w * S_w}{L_{bt}} = 15.1 \text{ft}^2$$

$$C_{HT} = 0.60$$

$$C = 3.62 \text{ ft}$$

$$S_w = 160 \text{ ft}^2$$

$$L_{HT} = 12 \text{ ft}$$

$$S_h = \frac{C_{HT} * C_w * S_w}{L_{HT}} = 28.96 \text{ft}^2$$

Estimación del peso en vacío. El peso real de los componentes puede tomarse de datos de aviones similares. Obteniendo los siguientes resultados:

Airplane Name

1	Saffire		
2	Cessna 150		
3	Cessna 172		
Op Ratio W Power plant W Gross		Op Ratio W Gross Wto W Ratio	
1.000		0.405	
1.000		0.406	
1.000		0.352	
W structure W Gross		Op Ratio W Fixed Equip W Gross	
0.201		0.068	
0.178		0.068	
0.157		0.072	
Op Ratio W Empty W Gross		Op Ratio W Wing W Gross	
0.675		0.156	
0.631		0.144	
0.565		0.103	
Op Ratio W Empen W Gross		Op Ratio W Fus W Gross	
0.053		0.119	
0.024		0.154	
0.026		0.160	
Op Ratio W Nacelle W Gross		Op Ratio W Gear W Gross	
0.015		0.062	
0.015		0.069	
0.012		0.050	

Obteniendo estos datos promedios:

Op Ratio W Gross Wto	1
Op Ratio W Structure W Gross	0.3877
Op Ratio W Power plant W Gross	0.17876666667
Op Ratio W Fixed Equip W Gross	0.069366666667
Op Ratio W Empty W Gross	0.6235
Op Ratio W Wing W Gross	0.1344
Op Ratio W Empen W Gross	0.0344
Op Ratio W Fus W Gross	0.144
Op Ratio W Nacelle W Gross	0.013966666667
Op Ratio W Gear W Gross	0.060233333333

Obteniendo los siguientes pesos:

Op Take off Weight	1472	Op Empty Weight	824.36436314
Op Ratio W Gross Wto	1	Op Gross Weight	1472

Component	Op Ratio W	Component W	Gross
Fuselage	0.144		
Wing	0.134		
Empennage	0.034		
Landing Gear	0.060		
Nacelle	0.014		
Structure	0.388		
Power Plant	0.179		
Fixed Equipment	0.069		
Empty Weight	0.624		
212.0	Op Component	-25.1	Op Component
197.8	Weight Est	-23.4	Weight Adjust
50.6		-6.0	
88.7		-10.5	
20.6		-2.4	
569.7		-67.4	
263.1		-31.1	
102.1		-12.1	
934.9		-110.6	
186.9	Op Component Weight		
174.4			
44.6			
78.2			
18.1			
502.3			
232.0			
90.0			
824.4			

Estaciones del fuselaje.

Op Take off Weight	1468.2
Op Empty Weight	824.2
Op RatioW Gross Wto	1.0
Op Gross Weight	1468.2

Component	Op Ratio W	Op Component	Component	Op
Component	Component W Gross	Weight Est	Weight Adjust	Weight

Fuselage	0.144	211.4	-1.1	210.3
Wing	0.134	197.3	-1.0	196.3
Empennage	0.034	50.5	-0.3	50.2
Landing Gear	0.060	88.4	-0.5	88.0
Nacelle	0.014	20.5	-0.1	20.4
=====	=====	=====	=====	=====
Structure	0.388	568.2	-3.0	565.2
Powerplant	0.108	158.6	-0.8	157.7
Fixed Equipment	0.069	101.8	-0.5	101.3
=====	=====	=====	=====	=====
Empty Weight	0.624	828.6	-4.4	824.2
=====	=====	=====	=====	=====

La siguiente tabla muestra cada uno de los componentes de peso con su respectiva localización de acuerdo al centro de gravedad para cada uno de los componentes.

Component	Weight Lb	Xcg (in)	Ycg (in)	Zcg (in)
Fuselage Group	210.3	81.1	0.00	30.0
Wing Group	196.3	94.0	0.00	60.0
Empennage Group	50.2	240.0	0.00	90.0
Landing Gear Group	88.0	110.0	0.00	20.0
Nacelle Group	20.4	128.0	0.00	65.0
Powerplant Group	157.7	145.0	0.00	60.0
Fixed Equipment Group	101.3	1.00	0.00	20.0

Componentes de peso y localización

Obteniendo los siguientes parámetros:

W structure	565.2 Lb	XcgE	100.5 (in)	ZcgS	45.5 (in)
WE	824.2 Lb	YcgS	0.0 (in)	ZcgE	45.1 (in)
XcgStructure	105.9 (in)	YcgE	0.0 (in)		

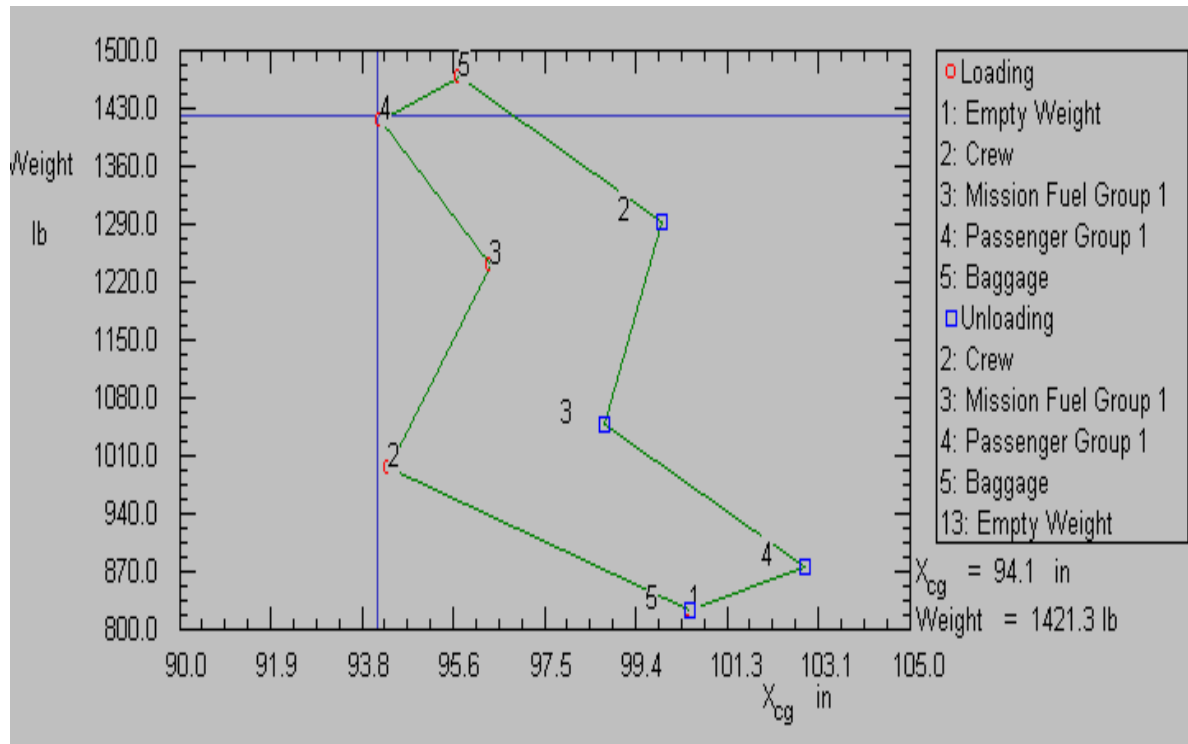
El rango del centro de gravedad para Homebuilt está en 5 pulgadas de F.S., para un Single Engine propeller está entre 7-18 pulgadas F.S.

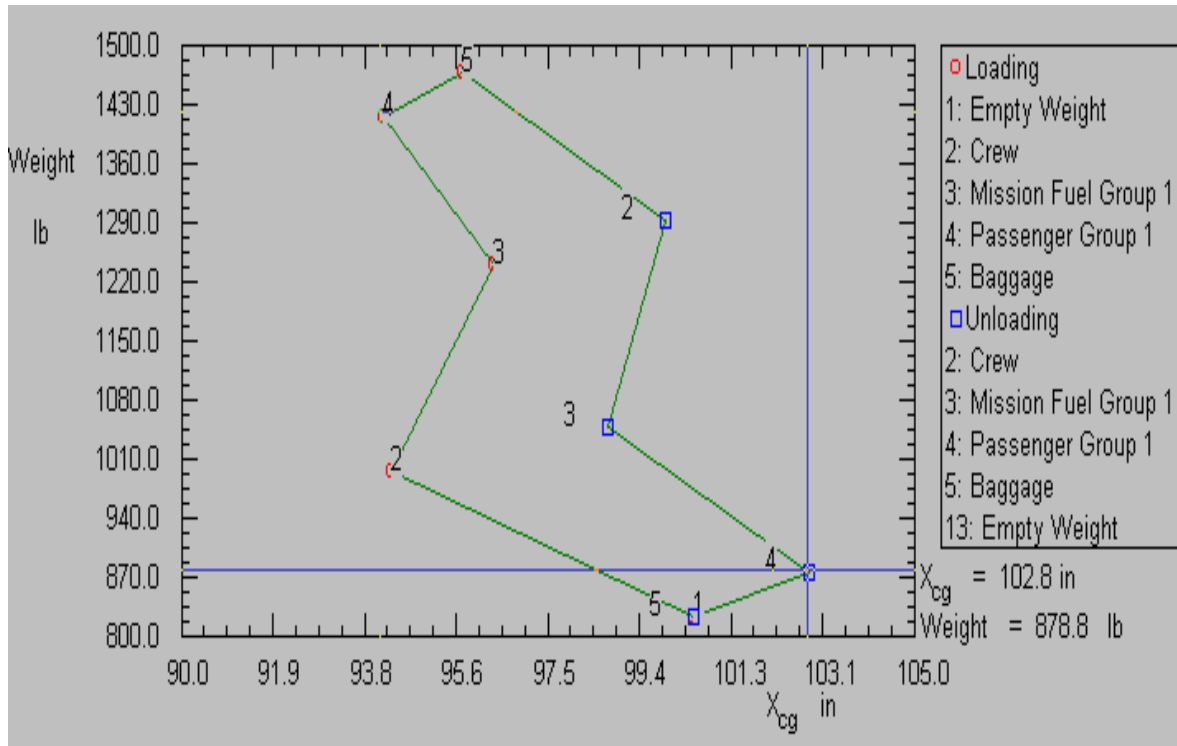
La distribución de cada uno de los componentes inherentes al centro de gravedad es la siguiente:

Empty Weight 824.2 lb Ycg Empty Weight 0.0 in
 Xcg Empty Weight 100.5 in Zcg Empty Weight 45.1 in

Component	Weight Lb	Xcg (in)	Ycg (in)	Zcg (n)
Crew	174.0	40.0	0.0	22.0
Trapped Fuel and Oil	0.5	0.0	0.0	0.0
Mission Fuel Group	244.0	85.0	0.0	55.0
Passenger Group 1	174.0	60.0	0.0	35.0
Baggage	52.0	120.0	0.0	20.0

Current Weight	1468.70 Lb	Ycg	0.00 (in)
Xcg	86.64 in	Zcg	41.88 (in)





El rango calculado sería:

$$102.8 \text{ in} - 94.1 \text{ in}; \quad X_{cg} = 8.7 \text{ pulgadas}$$

Cargas verticales:

Para este caso se obtiene el siguiente resultado, cumpliendo con la FAR 23.725:

$$W_T = 4.4 (W/S)_L^{1/4} \rightarrow 4.4 (9.7 \text{ lb/ft}^2)^{1/4} \rightarrow 7.76 \text{ fps}$$

Carga estática por strut: Para trenes de triciclo la carga máxima estática para la rueda de nariz es:

$$P_n = (W_{to} l_m)/(l_m + l_n)$$

$$P_n = (1472 * 14.2) / 62 \rightarrow P_n = 337.13 \text{ lb.}$$

Para el tren principal:

$$P_m = (W_{to} l_n) / n_s (l_m + l_n)$$

$$P_m = (1472 * 46.1) / 2 * 62 \rightarrow P_m = 547 \text{ lb. cada uno de los struts del tren.}$$

l_n = Distancia en F.S. de la ubicación del tren de nariz hasta el c.g. en la parte más delantera de su recorrido.

Most Fwd c.g. = 94.1 F.S.

Tren de nariz: 48 F.S.

$$l_n = \text{Most Fwd c.g.} - \text{Tren de nariz} \rightarrow 94.1 - 48 \rightarrow 46.1 \text{ in}$$

l_m = Distancia en F.S. de la ubicación del tren principal hasta el c.g. en la posición W_{to} del cg.

W_{to} cg. = 95.8 F.S.

Tren principal: 110 F.S. (formando un ángulo de 14°)

$$l_n = W_{to} \text{ c.g.} - \text{tren principal} \rightarrow 110 - 95.8 \rightarrow 14.2 \text{ in}$$

$n_s = 2$ (Número de struts)

Llantas: Para el tren de nariz:

$$\frac{P_n}{W_{to}} = \frac{337Lb}{1472Lb} = 0.22$$

Para el tren principal:

$$\frac{\eta_s * P_m}{W_{to}} = \frac{1094Lb}{1472Lb} = 0.74$$

De acuerdo a estos resultados se obtienen por catalogo las siguientes dimensiones de ruedas para el tren principal y el tren de nariz:

Tipo	Wto Lb	Dt*Bt in*in	Tren principal NsP _m /W _{to}	Psi	Dt*Bt	Tren de nariz P _n /W _{to}	Psi
Homebuilt	1200	12*5	0.78	45	12*5	0.22	45

Cálculos del tren:

$$u = \int \frac{M^2 dx}{EI} \Rightarrow u = \int \frac{(Px)^2}{EI} dx \Rightarrow u = \frac{P^2 L^3}{3EI}$$

M = P X ; W = Py/2; donde M=Momento; W= Peso

$$Y = \frac{PL^3}{3EI}$$

$$Py/2 = 1472$$

Como $S = y = (2 \cdot 1.472) / P \rightarrow y = 5.38$ pulg. (deflexión)
 Se dice que:

$$U_{ab} = \frac{PL^3}{3EI}$$

$$I = \frac{PL^3}{3EU_{ab}} \Rightarrow \frac{PL^3}{3EY} \Rightarrow \frac{PL^3}{3E\left(\frac{2U}{P}\right)} \Rightarrow I = \frac{P^2L^3}{6EU}$$

Reemplazando los valores tenemos:

$$I = \frac{(547)^2(40)^3}{6(30 \cdot 10^6)(1472)} = 7.72 \cdot 10^{-2} \text{ pul}^4$$

Hallando el esfuerzo tenemos:

$$\sigma = \frac{MC}{I} = \frac{M}{S} \leq \sigma_{adm}$$

Para cumplir con los requisitos de diseño del tren de aterrizaje se seleccionará el Acero 1020 ASTM-A36. Cabe anotar que estos cálculos cumplen la parte preliminar propuesta, pero no es el indicado ya que faltaría la parte de diseño detallado del tren de aterrizaje, además en la actualidad se consiguen los trenes de aterrizajes de acuerdo a los requerimientos del cliente.

$$\sigma_{adm} = \frac{S_y}{f_s} \Rightarrow \frac{36.000}{2} \Rightarrow 18.000; \text{ donde } f_s \text{ es el factor de seguridad.}$$

$$\frac{PL}{\sigma_{adm}} \leq S$$

$$S \geq \frac{(547)(40)}{18.000} \Rightarrow S \geq 1.21 \text{ pulg}^3 \cong 19.82 \text{ cm}^3$$

Cálculos de estabilidad:

$$\bar{C} = 3.62 \text{ ft (43.44 in)}$$

La ubicación del centro de gravedad de la parte trasera está a: 102.8 in

$$\text{---} \quad X_{cg} = \frac{102.8}{43.44} \Rightarrow X_{cg} = 2.3664$$

Planos (Wing): Centro aerodinámico ubicado a: 96 in

$$\text{---} \quad X_{acw} = \frac{96.0}{43.44} \Rightarrow X_{acw} = 2.20$$

$$CL_{\alpha} \rightarrow 4.85$$

Fuselage:

$$C_{m\alpha FUS} = 0.12 \text{ rad}$$

Cola (Tail): Centro aerodinámico ubicado a: 240 in

$$\text{---} \quad X_{ach} = \frac{240.0}{43.44} \Rightarrow X_{ach} = 5.52$$

$$CL_{\alpha h} \rightarrow 3.77 \text{ rad}$$

Downwash (Velocidad inducida):

$$\frac{\partial \alpha h}{\partial \alpha} = 1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}$$

$$r = \frac{It}{b/2} \Rightarrow r = \frac{144in}{(401.52/2)} \Rightarrow r = 0.72$$

$$m = \frac{Zt}{b/2} \Rightarrow m = \frac{0}{(401.52/2)} \Rightarrow m = 0$$

$$\frac{d \epsilon}{d \alpha} = 0.25$$

$$\frac{\partial \alpha h}{\partial \alpha} = 1 - 0.25 \Rightarrow \frac{\partial \alpha h}{\partial \alpha} = 0.75$$

Como:

$$\eta h = \frac{q_o h}{q_o} = 0.9$$

Power off neutral point: (Punto neutral)

$$\bar{X}_{np} = \frac{(4.85)(2.2) - (0.12) + (0.9) \left(\frac{27 ft^2}{160 ft^2} \right) (3.77)(5.52)(0.75)}{(4.85) + (0.9) \left(\frac{27}{160} \right) (3.77)(0.75)} = 2.44$$

Punto neutral: $X_{np} = 2.44 * 43.44 \rightarrow 106.31$ in

$$\bar{C} = 43.44$$

Static margin: (Margen estático)

$$\text{Static margin} = \frac{106.31 - 102.8}{43.44} = 8.08\% \text{ Estable}$$

$$Cm\alpha = -CL\alpha (\bar{X}_{np} - \bar{X}_{cg})$$

$$Cm\alpha = -4.85 (2.44 - 2.36) \rightarrow Cm\alpha = -0.388$$

$$cm\alpha = -4.85 \left(\frac{106.31 - 102.8}{43.44} \right) \Rightarrow cm\alpha = -0.39 (\text{Estable})$$

Stick-free:

$$\bar{X}_{np} = 2.44$$

$$\bar{X}_{np} = 2.44 * 43.44 \rightarrow X_{np} = 105.99$$

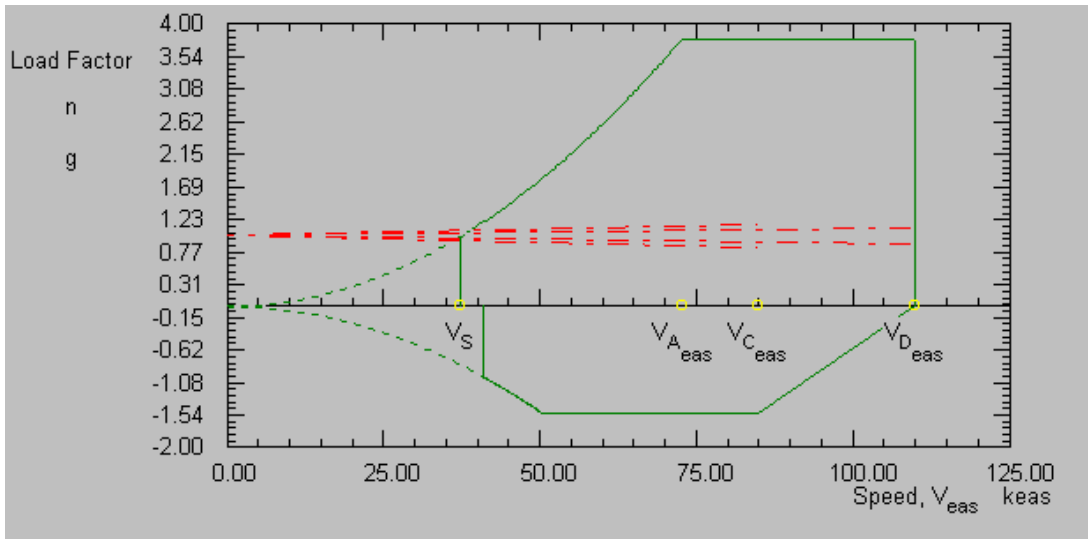
$$\text{Static margin} = \frac{105.99 - 102.8}{43.44} = 7.3434 * 10^{-2}$$

$$cm\alpha = -4.85 \left(\frac{105.99 - 102.8}{43.44} \right) \Rightarrow cm\alpha = -0.356 (\text{Estable})$$

Cargas en el ala:

Diagrama V-n

Para este caso los valores obtenidos son graficados dando como resultado:



Altitude	7000 ft	$C_{D@C_{Lmax}}$	1.1000	$C_{L\alpha}$	0.2077 rad ⁻¹
W_{gross}	1468.2 lb	$C_{Lmax(-)}$	-1.180	$V_{C_{eas}}$	85.00 keas
S_w	159.94 ft ²	$C_{D@C_{Lmax(-)}}$	-1.1000	$V_{H_{eas}}$	85.00 keas
$C_{Lmax_{clean}}$	1.600	\bar{c}_w	4.78 ft	$V_{D_{eas}}$	110.00 keas

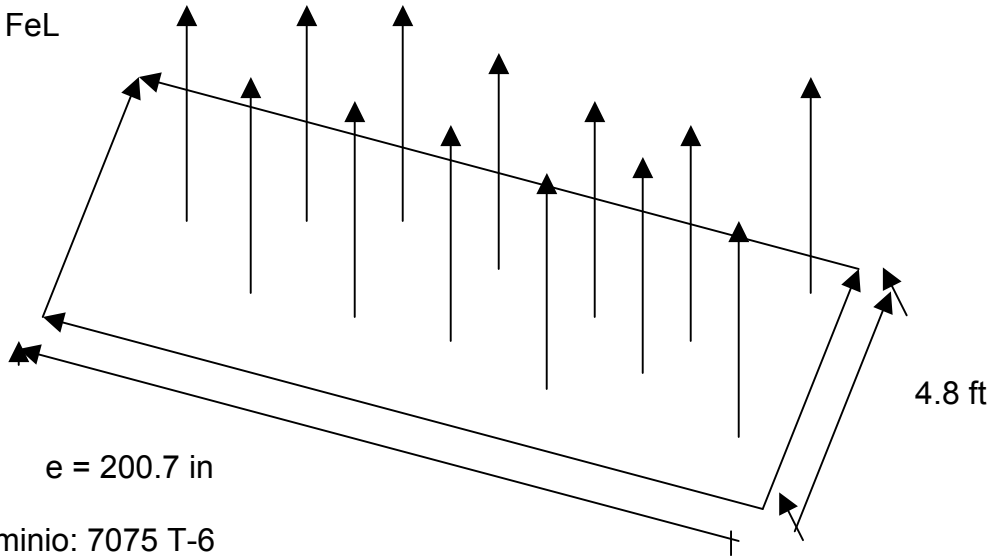
Output Parameters

$C_{N_{max}}$	1.942	V_S	37.34 keas	$V_{D_{eas_{min}}}$	107.10 keas
n_{limit}	3.80 g	$V_{S(-)}$	40.97 keas	$(\partial n / \partial V)_{V_C}$	0.0020 keas
$n_{limit(-)}$	-1.52 g	$V_{A_{eas}}$	72.79 keas	$(\partial n / \partial V)_{V_D}$	0.0010 keas
$C_{N_{max(-)}}$	-1.613	$V_{C_{eas_{min}}}$	76.50 keas		

Cálculos estructurales de los planos:

$$P = 9.2 \text{ lb/ft}^2 * 3.8 * 1.5 \rightarrow 52.44 \text{ lb/ft}^2$$

$$P = FeL$$

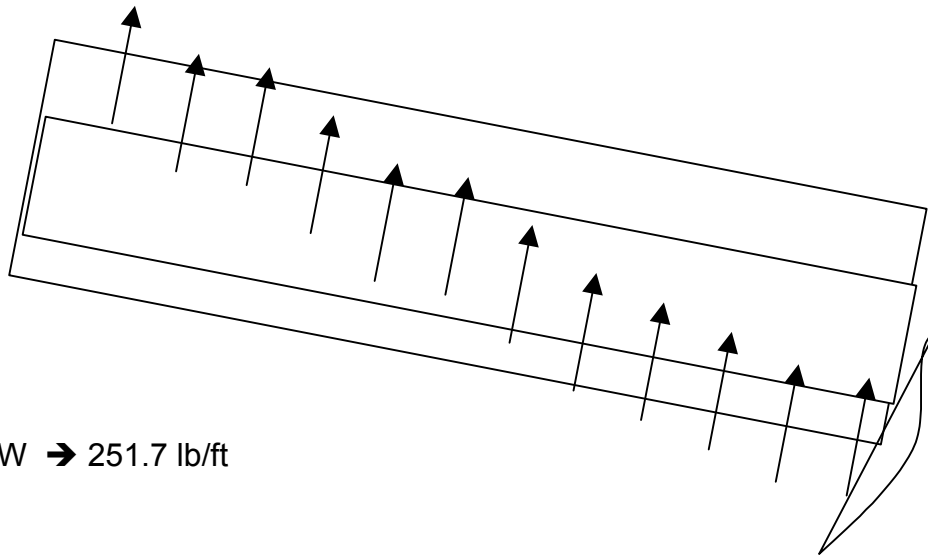


Aluminio: 7075 T-6

$$S_y = 73.000 \text{ psi} \rightarrow 10.512.000 \text{ Lb/ft}^2$$

Estos cálculos están fuera del alcance de este trabajo son una aproximación al análisis estructural, específicamente a las alas. Este análisis se hizo teniendo en cuenta las condiciones más críticas del diagrama de V-n que se encuentra al máximo ángulo de ataque y velocidad próxima de pérdida. La sustentación se comporta como una carga uniformemente distribuida pues la plataforma es rectangular y la ubicación de esta estaría a 1.2 ft del borde de ataque del perfil.

$$w = 44.16 \text{ lb/ft} \rightarrow 3.68 \text{ lb/in}$$



$$PL = W \rightarrow 251.7 \text{ lb/ft}$$

$$M_{\text{máx}} = \frac{(251.7)(16.73)^2}{2} \Rightarrow M_{\text{máx}} = 35.225 \text{ lb} \cdot \text{ft}$$

$$M_{\text{máx}} = 422.694 \text{ lb} \cdot \text{pulg}$$

$$\sigma = \frac{M}{S} \leq S_y$$

$$S \geq \frac{M}{S_y} = \frac{422.694}{47.000} \Rightarrow S = 9 \text{ pulg}^3$$

$$S = \frac{4.77^3}{12} = 9; \text{ despejando } b \text{ tenemos:}$$

$$b = \frac{9 \cdot 12}{4.77^3} \Rightarrow b = 0.99 \cong 1 \text{ pulg}$$

10. CONCLUSIONES

Con respecto a la parte de diseño se puede concluir lo siguiente:

- El proceso para el diseño de aviones se puede iniciar partiendo de unos requerimientos iniciales, de datos históricos de aparatos existentes, de unas características especiales dadas por el cliente o unas condiciones geográficas específicas. Esto es, el proceso de diseño se puede iniciar con cualquiera de los anteriores preceptos, pero todos ellos deben conducir a un diseño final óptimo que satisfaga las restricciones que se le impongan de la mejor forma posible.
- El diseño conceptual es una de las fases más importantes, ya que si los requerimientos impuestos y las suposiciones hechas durante ésta fase del diseño no fueron correctas, los resultados obtenidos tendrán un efecto negativo en el diseño final. Por ejemplo, los requerimientos de diseño para un avión que va a operar en Colombia son muy diferentes a los de un avión que va a operar en Europa, ya que en Colombia debe trabajar en terrenos elevados, con altas temperaturas (altas desviaciones de la atmósfera estándar) y poder despegar y aterrizar en sitios escarpados y de difícil acceso, mientras que en Europa las condiciones topográficas son menos severas. Por lo tanto el avión diseñado con los requerimientos europeos operará con ciertas restricciones en Colombia.

- El proceso de diseño utilizado a lo largo del trabajo es sólo uno de los muchos existentes. Cada empresa fabricante de aviones ha desarrollado su propio proceso de diseño de acuerdo a sus necesidades. Es por esto que en Colombia se deberá adoptar un proceso de diseño acorde con la tecnología, medios existentes y necesidades del mercado nacional. Ya que no existe una industria aeronáutica establecida, inicialmente se propone un método que se base en datos de aviones utilizados en el país para posteriormente ser adaptados a las condiciones enunciadas en la conclusión anterior.
- El proceso que realiza el diseñador es muy importante, ya que da las pautas a los diferentes equipos de ingenieros para realizar sus trabajos en diferentes áreas en forma de proyectos.

Con respecto a la parte de cálculo estructural se concluye:

- Todos los procedimientos utilizados se basan en los métodos convencionales de la resistencia de materiales, pero aplicados muy específicamente al cálculo de estructuras de aviación (alas para este caso). Los cálculos convencionales obtenidos se pueden verificar por medio de métodos gráficos de fácil manejo e interpretación, como lo son los elementos finitos. Para la correcta comprensión de estos resultados se necesita de los conocimientos de los métodos convencionales de la resistencia.

- Los procedimientos descritos no tienen en cuenta el efecto de la fatiga del material de la estructura ni las vibraciones producidas en la misma. Se recomienda para posteriores trabajos tener en cuenta estos efectos.
- El aluminio es el material más comúnmente usado en las estructuras de aviación. Sin embargo, la tendencia actual en la industria aeronáutica es el empleo de materiales compuestos por su alta resistencia y bajo peso, por lo que se sugiere para futuros trabajos el orientar el cálculo estructural para este tipo de materiales.

Con respecto a la aplicación de los elementos finitos se concluye:

- Los resultados obtenidos se ajustan de manera aceptable a los dados por la teoría, por lo que se concluye que este método debe ser tenido en cuenta en el cálculo de cualquier estructura de aviación.
- La facilidad del método de los elementos finitos se logra al modelar con gran exactitud los diferentes tipos de estructuras, incluso algunas tan complejas como es la de un avión. Para modelarla correctamente debe conocerse muy bien el comportamiento de los diferentes tipos de carga a soportar como el tipo de estructura a ser simulada.
- El método de los elementos finitos para poder aplicarse requiere de ciertos datos, por ejemplo, espesores de lámina, áreas transversales etc, los cuales no pueden ser determinados hasta que no se conozcan los esfuerzos a los que está

sometida la estructura. Es por ésta razón, que de una u otra forma la estructura debe haber sido previamente calculada por medio de los procedimientos teóricos, para así poder determinar valores aproximados de los datos a ser empleados en el modelamiento por elementos finitos.

Con respecto al modelo CAD se concluye:

- El modelo se desarrolló únicamente en los niveles del diseño conceptual y preliminar. Por razones de índole económico así como también de tiempo, no se pudo llevar el estudio a la parte del diseño detallado o hacia la construcción de un prototipo.
- El avión obtenido a partir del diseño detallado puede ser tomado como definitivo, ya que se tuvieron en cuenta las restricciones más importantes para este tipo de aeronave (velocidad máxima , velocidad de ascenso, distancia de despegue). Así los resultados obtenidos se pueden utilizar en las siguientes etapas del diseño.
- Las cargas aplicadas a la estructura del ala fueron calculadas para la condición +HAA. Esta condición es la más crítica para la mayoría de los miembros de la estructura del ala. Aunque es poco probable que el ala esté sometida a condiciones más críticas, sería aconsejable sin embargo calcular las cargas para las demás condiciones.

- El ala de cualquier avión está sometida a elevados momentos de flexión y torsión, especialmente en las estaciones cercanas al fuselaje.
- De las fuerzas aplicadas sobre el ala, la sustentación es la de mayor valor. Como va en sentido del eje Z, produce un momento de flexión con respecto al eje X de un valor muy elevado, siendo este el que produce los mayores esfuerzos sobre el ala.
- Los miembros estructurales del ala están sometidos a esfuerzos de compresión, tracción, corte y a combinaciones de estos.
- Los esfuerzos de flexión como los de corte disminuyen a medida que la estación se aleja del fuselaje, por lo que se requiere una menor cantidad de material para soportar estos esfuerzos. Este efecto se consigue disminuyendo el espesor de la lámina del revestimiento y la sección transversal de los largueros entre estaciones. Ya que la fabricación de largueros de sección transversal variable es complicada, se acostumbra dejarlos de sección transversal constante y actuando hasta cierta longitud de la envergadura del ala.
- Existen sitios en la lámina de recubrimiento donde los esfuerzos aplicados son pequeños comparados con los admisibles, debido a que tienen un espesor mayor del necesario. Sin embargo, no se utilizan espesores diferentes entre largueros porque esto haría el proceso de fabricación muy complicado además de ser antieconómico.

BIBLIOGRAFÍA

ABBOTT, IRA & VON DOENHOFF, A. Theory of wing sections. New York : McGraw Hill, 1949. 120-154 p.

ANDERSON, JHON D, JR. Fundamentals of aerodynamics. New York : McGraw Hill, 2001. 94-322 p.

ASHLEY, HOLT. Engineering Analysis of Flight Vehicles. Editorial Dover Publications, Inc. New York : 1974. 77-194 p.

BERTIN, JOHN & SMITH, MICHAEL. Aerodynamics for engineers. 2 ed. USA : Prentice Hall International, 1989. 140-322 p.

BERTOLINI, GARI. WIEBE ERIC M. Fundamental off graphics communication. 3 ed. USA : McGraw Hill. 822-876 p.

BRUHN, E. F. Analysis and design of airplanes structures. 4 ed. Cincinnati : Tri State Offset Co, 1944. 11-97 p.

HIBBELER, R. C. Mecánica de materiales. 3 ed. México : Prentice Hall International, 1998. 432-626 p.

MEGSON, T. H. G. Aircraft structures. 2 ed. London : British library, 1993. 254-269 p.

Normas Técnicas Colombianas NTC-1960. Bogotá : Icontec. 1960.

PEERY, DAVID J. Aircraft Structures. 5 ed. New York : Mc Graw Hill Company, 1950. 94-170 p.

RAYMER, DANIEL P. Aircraft design: A conceptual approach Third edition. Washington : American Institute of Aeronautics and Astronautics-AIAA. Education series, 1999. 15-970 p.

ROSKAM, JAN. Airplane Design. Part. I. Analysis and research Corporation. Lawrence Kansas, 1997. 400 p.

ROSKAM, JAN. Airplane Design. Part. II. Analysis and research Corporation. Lawrence Kansas, 1997. 422 p.

ROSKAM, JAN. Airplane Design. Part. III. Analysis and research Corporation. Lawrence Kansas, 1997. 370 p.

ROSKAM, JAN. Airplane Design. Part. IV. Analysis and research Corporation. Lawrence Kansas, 1997. 540 p.

ROSKAM, JAN. Airplane Design. Part. V. Analysis and research Corporation.
Lawrence Kansas, 1997. 380 p.

ROSKAM, JAN. Airplane Design. Part. VI. Analysis and research Corporation.
Lawrence Kansas, 1997. 420 p.

SECKEL, EDWARD. Stability and control of airplanes and helicopters. 5 ed. New York :
Academic press Inc, 1964. p. 9-59.

TIMOSHENKO, STEPHEN P. Mecánica de materiales. 2 ed. México : Grupo editorial
Iberoamérica, 1986. 320-490 p.

U.S. DEPARTMENT OF TRANSPORTATION REGULATIONS. Federal Aviation
Regulations. Newcastle, Wa : Aviation supplies and academics, Inc.