



UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA DE MEXICO

**FACULTAD DE ESTUDIOS SUPERIORES
ARAGÓN**

**“DISEÑO PRELIMINAR DE UN AVIÓN
ULTRALIGERO”**

T E S I S

QUE PARA OBTENER EL TITULO DE

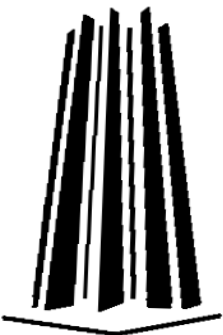
**INGENIERO MECÁNICO – ELECTRICISTA
ÁREA: MECÁNICA**

P R E S E N T A

JORGE ROBERTO DELGADO CID

ASESOR:

ING. FRANCISCO RAUL ORTIZ GONZALEZ





Universidad Nacional
Autónoma de México

Dirección General de Bibliotecas de la UNAM

Biblioteca Central



UNAM – Dirección General de Bibliotecas
Tesis Digitales
Restricciones de uso

DERECHOS RESERVADOS ©
PROHIBIDA SU REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL

Todo el material contenido en esta tesis esta protegido por la Ley Federal del Derecho de Autor (LFDA) de los Estados Unidos Mexicanos (México).

El uso de imágenes, fragmentos de videos, y demás material que sea objeto de protección de los derechos de autor, será exclusivamente para fines educativos e informativos y deberá citar la fuente donde la obtuvo mencionando el autor o autores. Cualquier uso distinto como el lucro, reproducción, edición o modificación, será perseguido y sancionado por el respectivo titular de los Derechos de Autor.

SAN JUAN DE ARAGÓN, ESTADO DE MÉXICO, JUNIO DE 2005

AGRADECIMIENTOS

Al León de la tribu de Juda, Luz de Belén, gracias por tu infinito amor, paciencia y misericordia, por darme la vida y las fuerzas para llegar al final de este camino, cuyos frutos me esforzare por entregarlos a ti. Gracias Jesús de Nazaret llamado el "CRISTO".

A la UNAM por el espacio y el tiempo, que este fenómeno social, uno de los pocos y majestuosos ejemplos de la distribución de la riqueza en México, me ha brindado para lograr alcanzar esta cima.

A los grandes héroes de mi existencia, quienes en todo momento han estado a mi lado gracias por su infinita paciencia, amor, apoyo y ejemplo, los cuales me han servido de motor para alcanzar mis objetivos. "Gracias Papá y Mamá"

Mujer virtuosa, ¿quién la hallará?. Porque su estima sobrepasa largamente a la de las piedras preciosas. Aídee muchas gracias por estar a mi lado siempre, juntos hemos alcanzado nuestros objetivos, este es uno mas y aun nos falta mucho que recorrer gracias amor.

Keila hija de promesa, hoy eres muy pequeña pero según el significado de tu nombre crecerás en fortaleza, y entonces cuando aprendas a descifrar estos símbolos sabrás que la ternura y amor que tu inspiras, me impulsan a luchar siempre. Recuerda que te amo hija.

Ingeniero Francisco Raúl, en verdad le agradezco la infinita paciencia que me ha tenido, sin su apoyo este trabajo no hubiese sido posible, gracias maestro.

Prefacio	i
Introducción	ii
Glosario de términos	iv
1 <u>Antecedentes históricos de la aviación</u>	2
1.1 La mitología griega	2
1.2 El Renacimiento	2
1.2.1 Leonardo Da Vinci (1452-1519)	3
1.2.2 Ala articulada	3
1.2.3 Buque volador	3
1.2.3.1 Dispositivo para generar el aleteo	4
1.2.4 Planeador maniobrabable	5
1.2.5 Maquina voladora de ascenso vertical	6
1.2.5.1 Estructura de las alas de la maquina voladora de ascenso vertical	7
1.2.6 Inclínómetro	7
1.2.7 Dispositivo para abatir las alas con sistema principal de tornillo.	8
1.2.8 Estructura del ala de inclinación ajustable	9
1.2.9 Hoja-Resorte para el dispositivo volador	9
1.2.10 La idea de Leonardo “El tornillo aéreo”	10
1.3 Otto Lilienthal	10
1.4 Los hermanos Wriyth	12
1.5 La aviación militar	13
1.6 La aviación comercial	17
1.7 La industria aeronáutica en México	19
1.8 Cronología de la aviación	20
2 <u>Disciplinas que intervienen en el diseño aeronáutico</u>	26
2.1 La mecánica de los fluidos y la aeronáutica	26
2.1.1 La ecuación de Bernoulli	26
2.1.2 Balance de fuerzas a lo largo de líneas de corriente	27
2.1.3 Balance de fuerzas en dirección normal a las líneas de corriente	29
2.1.4 Grupos adimensionales	30
2.1.5 Similitud de flujos y estudio de modelos	31
2.1.6 Flujos externos	33
2.1.7 Separación	36
2.1.8 Perfil aerodinámico	38
2.1.9 Sustentación	40
2.1.10 Formas aerodinámicas	47
2.1.11 Sustentación y arrastre en perfiles de ala	48
2.2 La mecánica de los materiales	49
2.2.1 Elementos teóricos a considerar	50
2.2.2 Esfuerzo	53
2.2.3 Esfuerzo normal	54

2.2.4	Deformación unitaria normal	56
2.2.5	Esfuerzo normal promedio en una barra cargada axialmente	56
2.2.6	Distribución del esfuerzo normal promedio	57
2.2.7	Esfuerzo normal bajo carga axial	58
2.2.8	Esfuerzo cortante en conexiones	59
2.3	Conceptos de resistencia de materiales	60
2.3.1	Barra cargada axialmente	60
2.3.2	Distribución de las fuerzas resistentes	61
2.3.3	Tensión normal	61
2.3.4	Deformación normal	61
2.3.5	Curva tensión-deformación	62
2.3.6	Materiales dúctiles y frágiles	62
2.3.7	Ley de Hooke	63
2.3.8	Módulo de elasticidad	63
2.3.9	Propiedades mecánicas de los materiales	63
2.3.10	Coefficiente de dilatación lineal	65
2.3.11	Relación de Poisson	65
2.3.12	Forma general de la ley de Hooke	65
2.3.13	Clasificación de los materiales	66
2.4	Cargas de diseño, esfuerzos admisibles y factores de seguridad	66
<hr/>		
3	Los materiales en la aeronáutica	68
<hr/>		
3.1	Ciencia e Ingeniería de los Materiales	68
3.2	Polímeros	69
3.2.1	Características mecánicas y termomecánicas de los polímeros	71
3.2.2	Polímeros termoplásticos y termoestables	72
3.3	Materiales compuestos	74
3.3.1	Materiales compuestos reforzados con fibras	75
3.3.2	Materiales compuestos con fibras continuas y alineadas	75
3.3.3	Materiales compuestos con fibras discontinuas y alineadas	75
3.3.4	Materiales compuestos con fibras discontinuas y alineadas al azar	75
3.3.5	Fase fibrosa	76
3.3.6	Fase matriz	78
3.3.7	Materiales compuestos reforzados con fibra de vidrio	79
3.3.8	Otros materiales compuestos de matriz plástica reforzada con fibra	79
3.3.9	Materiales compuestos matriz metálica-fibra	80
3.3.10	Materiales compuestos híbridos	80
3.3.11	Materiales compuestos laminares	81
3.3.12	Paneles sándwich	82
3.4	Aleaciones de aluminio	83

4	<u>Fase de diseño preliminar de un avión ultraligero</u>	86
4.1	Peso del avión (definiciones)	86
4.2	Categoría de aeronaves FAR 23	89
4.3	Diseño preliminar	90
4.3.1	Objetivo del diseño	90
4.3.2	Especificaciones preliminares	91
4.4	Diseño del ala	92
4.4.1	Terminología	92
4.4.2	Componentes estructurales de un ala	94
4.5	Perfil aerodinámico	98
4.5.1	Perfil NACA de cuatro cifras	98
4.5.2	Selección del perfil aerodinámico	98
4.5.3	Forma del perfil aerodinámico	99
4.6	Dimensionado del ala	104
4.6.1	Superficie alar	104
4.6.2	Envergadura	105
4.6.3	Cuerda	106
4.6.4	Cuerda media aerodinámica	106
4.6.5	Torcimiento	106
4.6.6	Factores de carga	107
4.6.7	Factor de carga alar	108
4.6.8	Factor de seguridad	109
4.6.9	Fuerzas de aceleración	110
4.6.10	Cargas en el ala	110
4.7	Balance del ultraligero	123
4.8	Cabina	131
4.9	Estructura longitudinal de un avión	135
4.10	Tensores	136
4.11	Superficies de mando y control	138
4.12	Planta de potencia	140
4.12.1	Motores de pistón	141
4.12.2	Sistema propulsor (hélice)	142
4.13	Tren de aterrizaje	150
4.13.1	Tren de rodadura	151
4.13.2	Frenos	152
	 Conclusiones	 155
	Bibliografía	157
	Mesografía	159
	Apéndice A	160

El presente estudio tiene como intención el establecer la interrelación entre la Ingeniería Mecánica y la Ingeniería en Aeronáutica, por medio de la vinculación de los principios básicos de la mecánica de los fluidos aplicados al desarrollo de diseño preliminar de una aeronave ultraligera, a continuación se hace una descripción de la información contenida dentro del trabajo:

En el capítulo 1, Antecedentes históricos de la aviación se proporciona una breve historia del desarrollo de la aviación mundial, desde la narrativa griega hasta la presentación del Airbus A380.

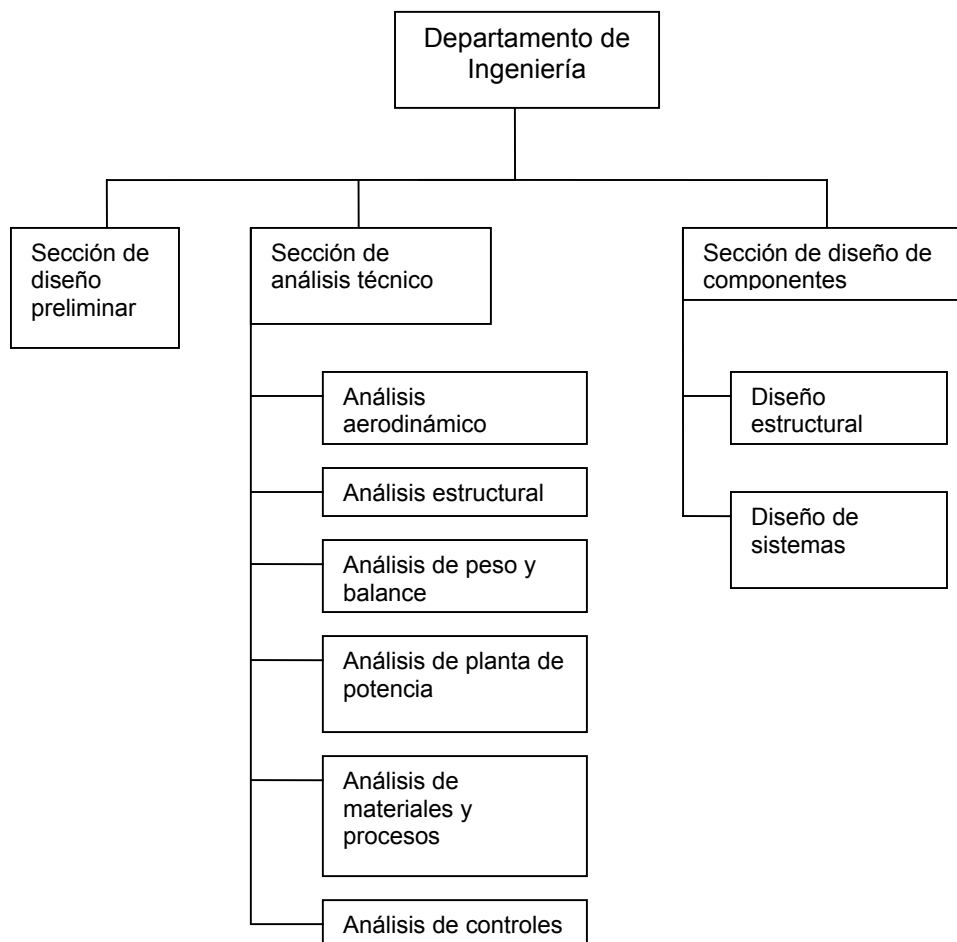
En este segundo capítulo, Disciplinas que intervienen en el diseño aeronáutico se hace una presentación de todas aquellas disciplinas que son comunes tanto para la ingeniería mecánica como para la ingeniería aeronáutica, mostrando la interrelación de éstas.

El tercer capítulo, Ciencia de los materiales en la aeronáutica se muestra los materiales que comúnmente se aplican en la construcción de las aeronaves, los polímeros, los materiales compuestos y las aleaciones de aluminio.

En el capítulo 4, Fase de diseño preliminar de un avión ultraligero se plasma los cálculos realizados para la construcción del diseño, contiene además la terminología empleada en el diseño aeronáutico y en la aeronáutica misma, concluyendo este capítulo con los planos del diseño.

El diseño de una aeronave es una disciplina separada de las disciplinas analíticas de la aerodinámica, del análisis de estructuras, diseño de controles y sistemas de propulsión. Para el diseño de las aeronaves los proyectistas comúnmente realizan estudios comparativos que abarcan lo referente a los distintos ejemplares más comunes de algún tipo de avión y toman de estos estudios datos concernientes al peso, envergadura, potencia, autonomía y otras generalidades.

Por otra parte las empresas aeronáuticas se componen de varios departamentos y secciones, las cuales abarcan áreas definidas como puede verse en el siguiente diagrama



En el presente trabajo se establece el diseño preliminar de un avión ultraligero diseño que no está basado en estudios comparativos, sino más bien es por medio de las herramientas que proporciona la aerodinámica - la cual tiene su fundamento en la mecánica de los fluidos- que se logra establecer las dimensiones físicas del aparato, la aerodinámica implanta los conceptos y teorías que permiten, por ejemplo seleccionar un determinado perfil alar, dimensionar las alas y otras partes de un avión así como lograr determinar las cargas posibles y restricciones de vuelo debidas a la configuración del avión. Gracias a estudios ergonómicos se crea el diseño de las partes del aparato con las que el piloto estará en contacto. La estática por otra parte proporciona los elementos necesarios para realizar cálculos estructurales que permitan seleccionar los materiales adecuados que se propondrán

para el diseño planteado, de igual forma los avances en materia de tecnología de materiales proporcionan hoy en día numerosos catálogos con listas de materiales incluyendo en éstas, las características físicas y estructurales más comunes. Debido a que el desarrollo completo de una aeronave involucra diversas fases no es posible tratar todas estas etapas de diseño y análisis en el presente trabajo como es un análisis dinámico estructural, de fatiga, de fractura, materiales compuestos de vibraciones mecánicas etc. Este trabajo se delimita al diseño preliminar de un avión ultraligero basado en las leyes de la aerodinámica, estática y tecnología de los materiales, así como en las normas técnicas* internacionales concernientes a este tipo de aeronaves.

* Las normas técnicas a que se hace referencia durante el desarrollo de este trabajo se encuentran contenidas en un CD-R incluido al final de la obra.

W	=	Peso en kilogramos y/o kilogramos fuerza
L	=	Fuerza de sustentación
N.A.C.A	=	Nacional Advisory Comité of Aeronautics
ρ	=	Densidad
V	=	Volumen
g	=	Gravedad
Re	=	Número de Reynolds
μ	=	Viscosidad
C_p	=	Coeficiente de presión
C_L	=	Coeficiente de sustentación
C_D	=	Coeficiente de arrastre
σ	=	Esfuerzo
CDG	=	Centro de gravedad
CMA	=	Cuerda media aerodinámica
C_p	=	Es la cuerda del perfil en la raíz
C_r	=	Es la cuerda del perfil en la punta
λ	=	Conicidad
d	=	Flecha máxima
e	=	Espesor del perfil
$C_{L\max}$	=	Coeficiente de sustentación máximo
$C_{D\min}$	=	Coeficiente de arrastre mínimo
N	=	Newton
V_{\min}	=	Velocidad mínima
V_s	=	Velocidad de pérdida
V_c	=	Velocidad crucero
V_{\max}	=	Velocidad máxima
V_{NE}	=	Velocidad no exceder
q	=	Presión dinámica
A	=	Área
Pa	=	Pascales
ar	=	Proporción dimensional efectiva
b	=	Envergadura
c	=	Cuerda
η	=	Factor de carga alar
WA	=	El área de contacto con el aire (Wetted Área)
C_f	=	Coeficiente de fricción de piel, normalmente 0.003 y dependiente de Re
LAMAC	=	Light Aircraft Manufactures Association of Canada
P	=	Presión (fuerza por unidad de área)
V	=	Volumen
kg	=	Kilogramo (masa)
kgf	=	Kilogramo fuerza
r.p.m.	=	revoluciones por minuto



Volar - dominar el espacio aéreo - es uno de los más antiguos sueños de la Humanidad...

1.1 La mitología griega

El anhelo de volar se ha observado siempre a través del paso de la Historia, en las leyendas y dibujos de todos los pueblos del mundo; este problema se expone siempre bajo las más diversas formas en las tentativas llevadas a cabo en muchas culturas, un ejemplo mitológico que encuadra perfectamente este deseo haciendo referencia así mismo a la tecnología, es el contenido en la historia de Icaro y Dédalo, que a continuación se describe:

El poeta romano Ovidio escribió que Dédalo fue un prestigioso arquitecto, inventor y escultor muy respetado en su ciudad natal Atenas. Pero como humano que era no estaba libre de pecado. Tenía celos de su sobrino y aprendiz, Talus, un joven prometedor destinado a ser su sucesor. En un momento de ofuscación intentó matarlo tirándolo desde lo alto de la ciudadela sagrada de Minerva. Pero la diosa Palas transformó al muchacho en pájaro "cubriéndolo de plumas mientras caía". Por este acto Dédalo fue exiliado a Creta para servir al Rey Minos. Allí tuvo más tarde un hijo (Icaro), con la bella Náucrate esclava y amante del rey Minos quién encargó a Dédalo la construcción del famoso laberinto donde habría de recluirse el Minotauro un temible monstruo antropófago protegido por el rey. Dédalo hizo un buen trabajo, pero aparentemente no supo guardar el secreto. Al revelar el misterio del laberinto a Ariadna (hija del rey) dio pie a la muerte del Minotauro a manos de Teseo (amante de Ariadna). Situación que enfado a Minos, tanto que confino a Dédalo y a Icaro en el propio laberinto como castigo.

Para escapar del Laberinto y de Creta, Dédalo diseñó sendos pares de alas hechas con plumas de ave y cera, para él y para su hijo. Antes de volar hacia la libertad advirtió a Icaro que no debía volar demasiado bajo, a riesgo de que sus alas tocasen el agua y se mojasen, ni tampoco demasiado alto, pues el Sol podría derretir la cera. Pero el joven Icaro, abrumado por su recién descubierta capacidad de volar, olvidó las advertencias de su padre y voló demasiado alto. La cera de sus alas se fundió y provocó su caída al mar y su muerte.

Hay muchas formas de ver esta historia mitológica y otras tantas de interpretar su mensaje. Pero una situación que llama la atención es la clara asociación entre conocimiento, poder y castigo en esta historia. Dédalo intenta alcanzar la libertad a base de elevarse más allá de su condición humana. Usa sus conocimientos para adquirir más poder sobre su limitada naturaleza. De forma metafórica su tecnología pretende igualar su poder con el de la diosa Palas. Pero sólo los dioses poseen el poder para convertir humanos en pájaros. Dédalo, y con él la humanidad, es humillado y castigado con la muerte de su propio hijo por atreverse a intentar salirse de su humilde condición humana. Icaro representa el joven impulsivo e inexperto, demasiado arriesgado y sordo a la sabiduría de su padre. Hace un uso temerario del poder que le da su padre y paga con su vida el fallo de la burda tecnología humana

1.2 El Renacimiento

El Renacimiento fue una época de la historia de Europa que se caracterizó por la resurrección de las artes y las letras grecorromanas, el despertar literario de las lenguas vernáculas, los grandes descubrimientos geográficos y la adopción de métodos experimentales y críticos en la ciencia. Se inicia en Italia a principios del siglo XIV y se adopta en el resto del continente entre los siglos XV y XVI.

1.2.1 Leonardo Da Vinci (1452-1519)

El genio universal de Leonardo da Vinci fue el primero que estableció sus investigaciones sobre una base científica, sus numerosos dibujos, combinaron la precisión y la observación con un intenso poder imaginativo, reflejaron la amplitud de sus intereses, que abarcaron la biología, fisiología, hidráulica y aeronáutica. Inventó el primer tanque blindado y previó la invención del aeroplano y del submarino, dentro del campo de la aeronáutica sus diseños muestran como a partir de la observación de la naturaleza, pueden desarrollarse numerosas creaciones. Desafortunadamente vivió demasiado rápido, y generalmente el “vivir y obrar demasiado pronto” o “pasar inadvertido” puede originar un funesto destino. Sin embargo, siempre hubo hombres que con sus incansables estudios y experimentos quisieron descifrar el enigma eterno del vuelo.

1.2.2 Ala articulada

Da Vinci diseñó este dispositivo, lo dotó con mecanismos de torsión y tracción en la parte exterior del ala, y se empeñó en reproducir la estructura del ala de un pájaro. El propósito de este dispositivo fue garantizar el movimiento automático de regreso del ala al doblarse. Puso un cuidado muy especial en el estudio de los resortes y las articulaciones que conectan las diversas secciones del ala.

El diseño está fechado en 1496 D.C., contiene el estudio para los detalles sobre las articulaciones y resortes para ser empleado en su construcción. El dibujo del ala está en pluma y lápiz y sostiene la inscripción de las cartas n-r-m-o-f, que se reproduce en los epígrafes. La acotación siguiente se hizo en la parte baja del dibujo del ala, a lo largo del margen Leonardo escribió el comentario "Tolli n'iscambio di molla, fila di ferro sottile e temperate; le quali fila sieno di medesima grossezza e lunghezza infra le legature e arai le molli d'equal potenza e resistentiam se le fila in ciascun sieno di pari numero".



“En lo que concierne al mecanismo de resorte, debe endurecerse el cable durante su fabricación y si las secciones de cable entre las articulaciones son del mismo espesor y longitud y si cada resorte tiene el mismo número de vueltas y la misma sección los resortes así obtenidos serán igualmente fuertes y resistentes”.

1.2.3 Buque volador

El pequeño buque volador estaba equipado con un sistema para abatir las alas y otro para ser controlado. Esta es una de las máquinas voladoras más imaginativas concebidas por Da Vinci. Los asientos de los tripulantes se ubicaban dentro de un cascarón, el cual formaba la embarcación, alojaba también todos los mecanismos (tornillería, tuerca tornillo y manivelas) que controlaban las alas. Un detalle particularmente interesante es el amplio plano en el área de la cola, muy probablemente era un sistema para ajustar la posición de vuelo y de aquí en adelante la dirección del buque.

Los dos dibujos sobre este diseño carecen de notas y fueron fechados entre 1486 y 1490. Ellos son de interés particular porque, por primera vez, se destaca en ambos el amplio plano de la cola que provee estabilidad de aterrizaje y vuelo, y la forma del fuselaje. Las alas eran

operadas por medio de un tornillo y un sistema de tornillos, específicamente diseñado para reducir tensión y ser colocado sobre el volante de maniobras, operado por dos hombres que formaban la tripulación del buque.

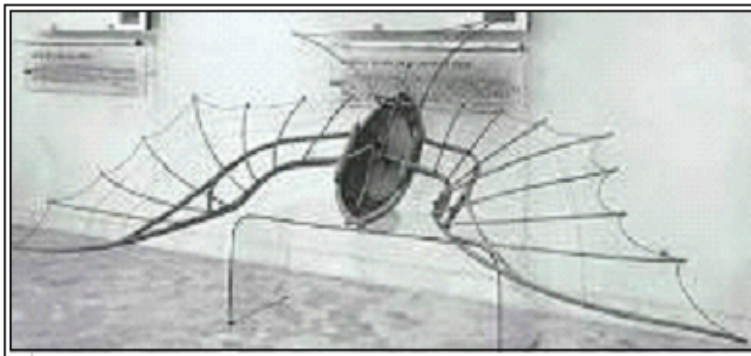
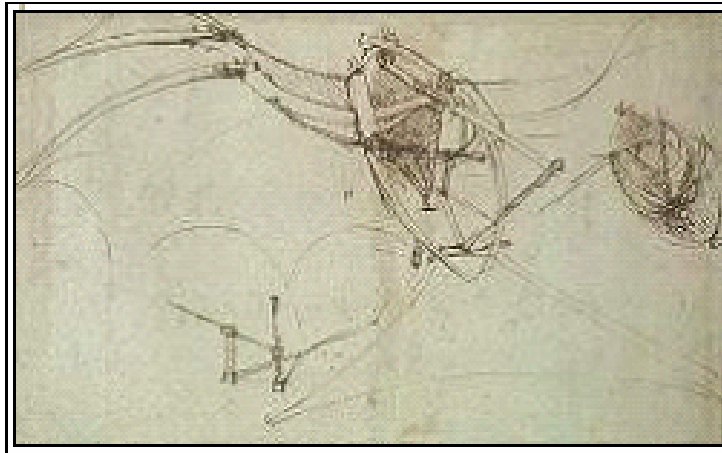


figura 1.2 El Buque volador, sacado del Il Códice Atlántico di Leonardo da Vinci De la bliblioteca Ambrosiana de Milano, Editor Milano Hoepli 1894-1904. El dibujo original se guarda en el Biblioteca Ambrosiana en Milán

1.2.3.1 Dispositivo para generar el aleteo

Leonardo creyó que al probar el mecanismo, la persona podría impulsar desde abajo el ala haciendo fuerza por medio de un sistema de palancas a lo largo del ala. Si se hacía lo suficientemente rápido, el ala conectada empujaría el aire y levantaría la cabina, más el peso del hombre. A fin de obtener este resultado, Leonardo calculó que el tamaño del ala debería ser de 12 metros de largo cada una, consiguientemente, las dos podrían levantar al hombre y su aparato volador en el aire y mantenerlo en vuelo.

En este dibujo, fechado entre 1483 y 1486, Leonardo describe como medir la elevación específica de un ala. En el primero hace uso de un par de escalas -visibles en la parte superior del dibujo-usa además la herramienta diseñada para probar si una carcasa que pesa 200 lbs (68 Kg.) puede levantarse. En su nota, Leonardo acentúa la importancia de velocidad en la parte inferior durante el movimiento del ala. Él, finalmente presenta un ejemplo interesante de

como un hombre sumergido en el agua puede elevarse a sí mismo al empujar sus brazos hacia abajo rápidamente, en vez de moverlos lentamente. En otra nota contenida en el Códice Atlanticus, folio 825 r, después de haber averiguado que el trecho de ala de un pato, expresado en yardas, es el valor de la raíz del cuadrado del peso del animal, Leonardo calculó que, el trecho de ala requerido para levantar a un hombre y su aparato volador, con un peso total de 400 lbs (136 kgs.), debe estar alrededor de un valor de 12 metros.

1.2.4 Planeador maniobrable

Al experimentar las dificultades que involucra realizar el sueño del hombre de volar con máquinas, Leonardo comenzó a estudiar el vuelo por deslizamiento. En el planeador diseñado por él, la posición del operario se concibe de tal manera, que el movimiento de la parte inferior de su cuerpo, le permite equilibrar adecuadamente el planeador. Las alas, una imitación de las del murciélago y de pájaros grandes, se fijan en la sección media (más cercana a la persona) y otra parte móvil en su sección exterior. Con el fin de ser dobladas por el operador por medio de un cable de control maniobrado mediante manijas. Leonardo había desarrollado ésta solución después de haber estudiado la estructura de alas de pájaros y haber observado que la parte interior de sus alas se movía más lentamente que la parte exterior y que, por lo tanto, la función de esta parte era para mantener el estímulo de retorno.

El diseño contiene dibujos de alas articuladas, opera por medio de cinturones sujetos a las piernas y cuerpo del operario. Leonardo modernizó la estructura del ala a su forma más simple con alas unidas directamente al cuerpo del operario.

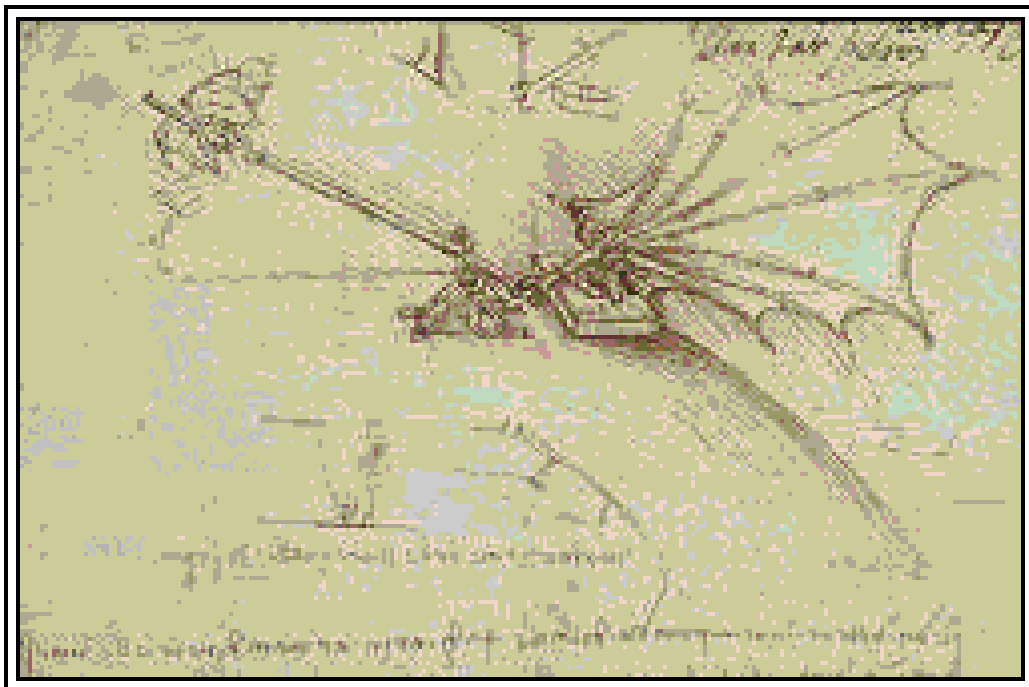


figura 3.1 Manuscrito B folio 88

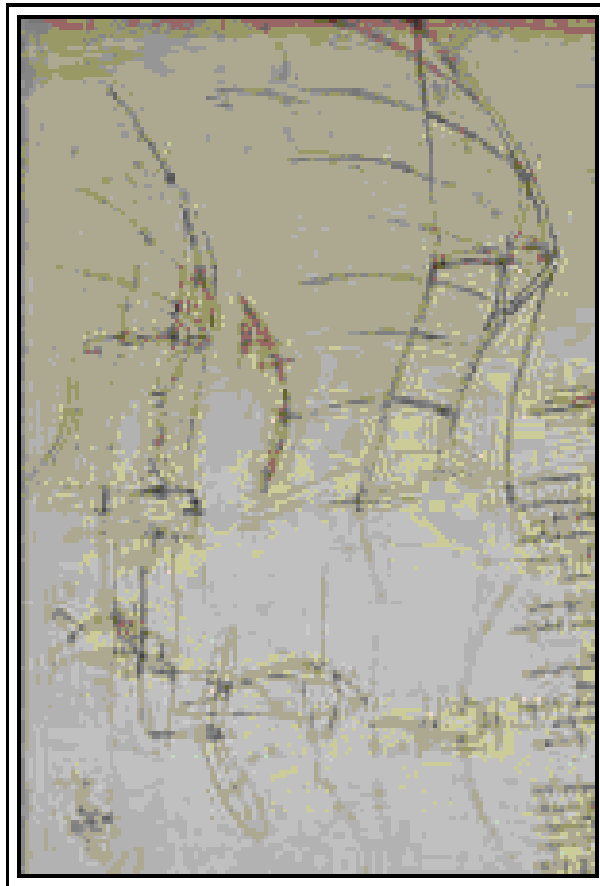


figura 1.4 Ala articulada

1.2.5 Máquina voladora de ascenso vertical

Este diseño pertenece a la primera serie de máquinas, ideadas por Leonardo para el vuelo mecánico. La tracción en estas máquinas es a través de una estructura de alas, que trabajan muy rápido debido a la acción combinada de fortaleza humana y mecanismos dirigidos. La máquina voladora, que permanece en una posición vertical, opera a través de dos estribos, que energizan la estructura del ala por medio de un sistema de polea y soga.

Este diseño fechado entre 1496 y 1499, contiene estudios para el vuelo mecánico. Se caracteriza en particular por un dispositivo para abatir las alas, operado por los pies del operador, que manejan alternativamente dos sogas enrolladas sobre los bordes de dos de poleas, atadas a la estructura de las alas. En ese entonces Leonardo estaba convencido de que la postura más cómoda y conveniente para volar sus máquinas era la posición vertical (debido a la distribución de los elementos en sus diseños).

1.2.5.1 Estructura de las alas de la máquina voladora de ascenso vertical

El estudio del diseño de esta máquina, muestra un momento de suma importancia en el trabajo de Leonardo, al intentar crear una máquina capaz de hacer volar a un ser humano. Este dibujo muestra una ala semejante a la del murciélago elaborada con un marco de caña y madera cubierto con la tela estirada sobre éste. El ala además del armazón y cobertura, posee un eje principal de caña.

El diseño, fechado entre 1486 y 1490, contiene un dibujo a pluma, y algunos trazos a lápiz, de un ala mecánica cubierta de paño y que operaba mediante una manivela con una soga enrollada. En un estudio anterior, sin embargo Da Vinci vió la necesidad de abandonar sus investigaciones en diferentes tipos de alas, para enfocar su atención en el ala de cubierta uniforme.

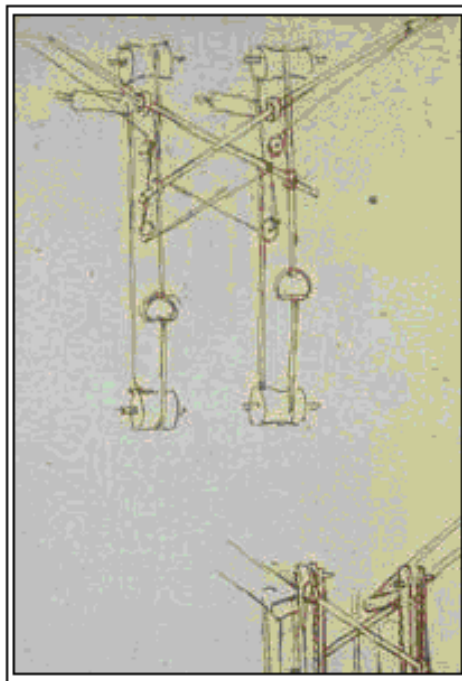


figura 1.5 Máquina voladora de ascenso vertical

1.2.6 Inclinómetro

Este instrumento diseñado por Leonardo fue ideado para controlar la posición de las máquinas en el aire y facilitar su manejo. Para la máquina es imprescindible alcanzar la posición horizontal para mantener un vuelo seguro, en éste instrumento se colocaba una pequeña esfera dentro de una base situada dentro de una campana de cristal, la esfera debía mantenerse estable dentro de la campana la cual servía para prevenir que el viento afectara la posición de la esfera.



figura 1.6 Inclinómetro instrumento diseñado por Leonardo para controlar la posición de las máquinas en el aire.

1.2.7 Dispositivo para abatir las alas con sistema principal de tornillo

En Milán, Leonardo se enfocó principalmente en el vuelo mecánico, generando mediante éste concepto diversos diseños, cuya operación estaba basada en la combinación de complejos mecanismos operados por la fuerza y destreza humana. El siguiente diseño cuya función primordial era abatir las alas para generar el vuelo, comprendía un sistema de tornillo sinfín operado mediante dos estribos por medio del cual se movían las alas de arriba hacia abajo dichos estribos eran operados por el piloto y centraban la generación de energía en los músculos del muslo del hombre. Este dibujo, fue fechado en 1486 (figura 7.1).

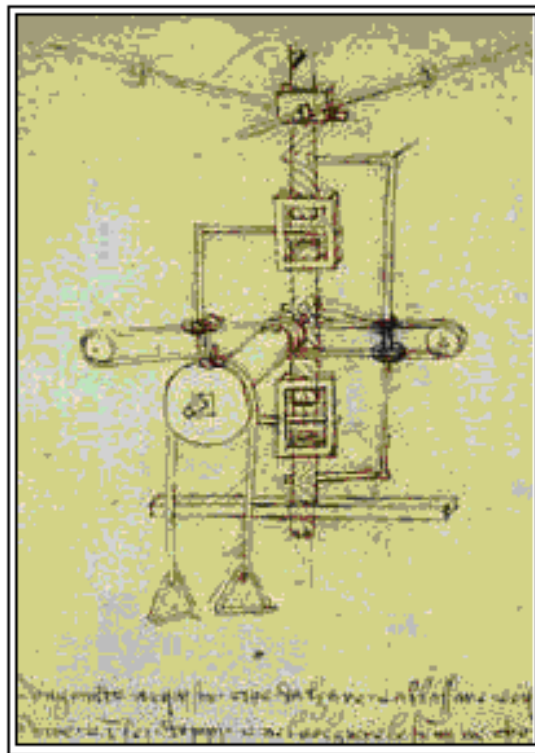


figura 1.7 Sistema de tornillo sinfín para abatir las alas.

1.2.8 Estructura del ala de inclinación ajustable

También Da Vinci, trató en repetidas ocasiones de reproducir el mecanismo de las articulaciones del ala de un pájaro en las diversas fases de vuelo. El dibujo mostrado probablemente fue elaborado durante la estancia de Leonardo en Milán, esta acompañado por una descripción detallada de la posición de los brazos y las piernas del aviador y de los movimientos sincronizados que requeriría el ala formada por un sistema de cordones y diversas articulaciones. El ala se diseñó para empujar el aire al avanzar, y para tomar la posición dorsal durante el vuelo. El diseño, fue fechado en 1496, comprende el dibujo de un mecanismo para levantar y maniobrar el ala del aparato volador.



figura 10.1 Ala de inclinación ajustable.

1.2.9 Hoja-Resorte para el dispositivo volador

Esta máquina voladora se diseñó para ser impulsada por el efecto mecánico producido por un sistema de muelles, conectados a las alas. Este modelo es muy interesante, ya que testifica que Leonardo trataba de adaptar un muelle de mecanismo terrestre a sus dispositivos voladores. El cambio de la fuerza humana por la potencia que brinda un muelle muestra que Da Vinci comprendía que la fortaleza humana en forma aislada no sería capaz de hacer volar una máquina.

El diseño, fechado en 1496, comprende dibujos sobre temas diferentes, uno de ellos enfocado en el vuelo y retratando un aparato volador con muelles de máquina. Hay unos epígrafes, incluyendo una advertencia particularmente curiosa, en la que Leonardo relata sus temores a ser espiado durante sus trabajos, que habían despertado una amplia gama de intereses, por lo que sus estudios sobre el vuelo se interrumpieron desde 1490 a 1496, periodo en que diseño esta máquina conocida como "El Aeroplano de Leonardo".

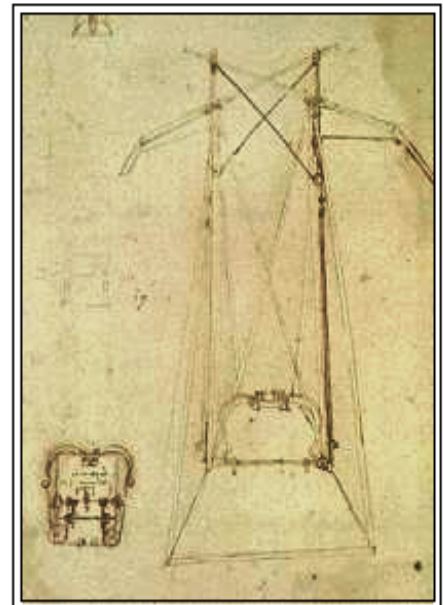


figura 1.9 Sistema de muelles para abatir las alas.

1.2.10 La idea de Leonardo " El tornillo aéreo"

El dibujo del tornillo aéreo se hizo durante el primer período de Leonardo en Milán y puede fecharse entre 1483 y 1486. Pertenece a la primera serie de máquinas diseñadas para el vuelo mecánico. El tornillo aéreo difiere de las otras máquinas ya que en éste se plantea el estudio de la hélice. En la nota que acompaña el dibujo, Leonardo, sugiere a manera de ejemplo, que se puede tomar una varilla amplia y delgada con un trozo de papel adherido en forma de tornillo y rotarla en el aire (esto probará que rotando la varilla con el brazo esta puede volar). En la misma nota, Leonardo propone hacer un modelo de papel y lanzarlo por medio de un resorte de espiral alrededor la base del tornillo.

Este es uno de los dibujos de Leonardo mejor conocido. Algunos expertos lo han identificado como el precursor del helicóptero. El dibujo es único y esta acompañando por notas de Leonardo, es el esbozo de un mecanismo aéreo con un diámetro de 5 metros, hecho de caña cable y lienzo, operado presumiblemente, por cuatro hombres quienes ubicados sobre el andén central y ejerciendo presión sobre las barras colocadas frente a ellos, deberían hacer girar el eje. Una máquina así diseñada probablemente nunca habría volado; la idea permanece, ya que si una fuerza la impulsa adecuadamente, la máquina podría haber generado un flujo de aire que la separara del terreno.

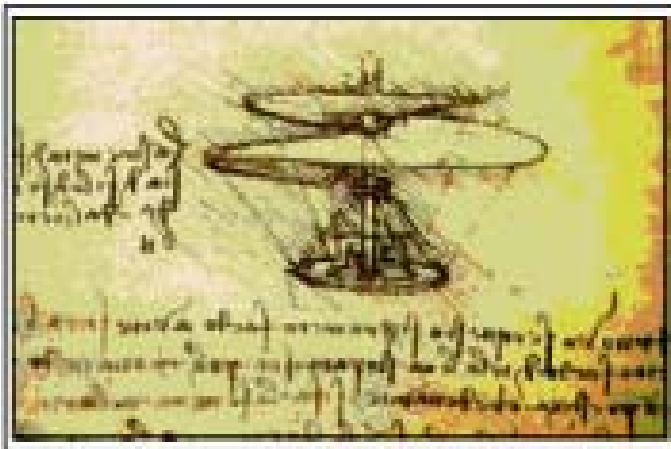


figura 1.10 El tornillo aéreo "Trovo, se questo strumento un vite sara` ben fatto, cioe` fatto di tela lina, stopata i suoi pori con amido, e svoltata con prestezza, che detta vite si fa la femmina nell'aria e montera` en el contralto". "Yo creo que este dispositivo de tornillo si se fabrica bien, es decir, si se elabora con un paño liso, y los poros son sellados con almidón, y ademas si el dispositivo se mueve en forma inversa, el tornillo comprometerá su engranaje provocando el paso de un flujo de aire induciendo el ascenso de la máquina"

1.3 Otto Lilienthal

Los vuelos en globo habían tenido éxito en París había optimismo sobre la navegación aérea; pero todavía no se había llegado al avión. Todos los ensayos intentados en el siglo XIX, en los países de Europa y América, no habían llegado al éxito definitivo, con la excepción de un americano que merece los honores de ser citado, John Montgomery, el cual puede decirse que voló ya en 1884. Por sorprendente que parezca la noticia, hay que creerla ante los detalles con que nos ha llegado su descripción. Octavio Chanute en su obra *Progress in flying machines* (Progresos del avión) habla de un vuelo realizado con pleno éxito en un día del año 1884, cerca de Oakland en las primeras horas de la mañana y en el que se recorrió un trayecto de más de 200 metros; en nuevos ensayos, el planeador se rompió porque el hermano menor de Montgomery retuvo demasiado tiempo la cuerda que servía para el envuelo. Sin embargo aunque estos vuelos de Montgomery tuviesen éxito, no influyeron en el progreso de la aviación. Estaba reservado al alemán Otto Lilienthal pasar a la historia de la aviación como el primer

hombre que consiguió volar. Estudios científicos y observaciones exactas de la Naturaleza le permitieron encontrar las leyes de las cuales resultó su primer vuelo planeado, que fue producto de diez años de estudio y de construcciones de modelos y de aparatos de alas batientes. Por lo cual es llamado Otto Lilienthal “padre del vuelo humano”, pues él fue el primero que experimentó sistemáticamente los fundamentos del vuelo y que, después de sus estudios, hizo ensayos prácticos y vuelos reales, fiel a su lema: “Una idea carece de valor; ¿hacer un avión, tiene alguno?; un vuelo es lo que vale por todo”.



figura 1.11 Vuelo planeado de Lilienthal, ejecutado el día 29 de Junio de 1895, Lichterfelde.

No solamente reflexionó sobre sus ideas, no solamente construyó su planeador también voló. Después de pacientes observaciones, cálculos y construcciones, consiguió realizar vuelos con su planeador, compuesto simplemente de un par de alas de mimbre recubiertas de lienzo; primero en los alrededores de Berlín; más tarde, lanzándose desde una colina artificial: el planeador carecía de órganos de mando, el cual se realizaba solamente con los movimientos del cuerpo (figura 1.11).

Pasaron años; cada vez eran mayores los saltos de Otto Lilienthal, que, al fin, los realizó en las laderas de la colina de Rhinower: siempre intentaba llegar a conseguir el manantial de energía que faltaba al hombre para poder volar libremente, por nuevos estudios y nuevos perfeccionamientos de su aparato. Sin embargo, llegó el 9 de agosto de 1896... : del montón de restos del planeador derribado se sacaba a un hombre agonizante, cuyas últimas palabras fueron ¡ Hacen falta víctimas !. Su muerte es para los alemanes una línea de conducta: Lilienthal es el comienzo del desarrollo de un gran ideal; sus últimas palabras enseñan el duro camino que hay que seguir para conquistar.

1.4 Los Hermanos Wrigth

Cuando eran pequeños los Wrigth (Wilbur y Orville) jugaban con un juguete, regalo de su padre, éste tenía una hélice que se cargaba con unas ligas trenzadas, y que se elevaba hasta que la hélice dejaba de dar vueltas, sembrando en ellos la curiosidad por volar.

Enterados de los vuelos de Otto Lilienthal con sus alas planeadoras, comenzaron a imitarle creando artefactos parecidos. Contactaron con el Smithsonian Institute que les proporcionó información sobre los trabajos de Langley, de Lilienthal y Moulliard. En 1899 se decidieron a probar su primer planeador, que era un biplano de 5 metros de envergadura. Para esta prueba y las siguientes, aconsejados por el Servicio Nacional de Metereología, se trasladaron a Kitty Hawk, lugar donde los vientos eran más constantes, viviendo en una tienda de campaña, ya que no había casas en aquel lugar, investigaron, diseñaron, probaron y volaron sus modelos.

En 1901 los hermanos Writh empezaron probando distintos perfiles de alas, que adaptaban a sus bicicletas. Construyeron un túnel de viento para hacer pruebas con maquetas que iban modificando según su comportamiento en el túnel, éste incorporaba una balanza mediante la cual medían las distintas sustentaciones. El segundo planeador era de 6.7 m, lo probaron en Kill Devil Hill donde había alturas distintas para lanzarse como Lilienthal. En un año hicieron más de 1,000 planeos, siendo el más largo de 190 m. Aprendieron a virar por medio de la torsión de un plano mediante cables. Octave Chanute, educador norteamericano estaba constantemente informado de sus avances y finalmente se presentó en el terreno para observar sus logros. Este les aconsejó que acoplaran un motor a su planeador, después de ver los avances. Fueron introduciendo la forma aerodinámica de las alas y un timón de dirección que se accionaba simultáneamente con la torsión del ala.

Los hermanos Wright empezaron con tres planeadores de madera de pino (Flyer I), Fresno (Flyer II) y muselina (Flyer III). El segundo modelo tuvo muchos problemas en los virajes. Sin embargo, el Flyer III, resultó un aparato que planeaba muy bien, con unas buenas características de vuelo (dentro de lo que cabe), al cual decidieron acoplarle un motor. Este aparato era guiado mediante la torsión de las puntas de las alas y el timón de dirección, (que es la base del vuelo guiado que conocemos hoy en día). El lunes 14 de diciembre de 1903 Wilbur hace una prueba de vuelo y el aparato por exceso de mando de profundidad, se encabrita y cae, habiendo recorrido 31 m. El 17 de diciembre de 1903 realizaron su vuelo en el Flyer III, en una playa de Carolina del Norte, cerca de Kity Hawk, Orville preparó una cámara fotográfica sobre un trípode en una posición fija, y apuntando al lugar en el que el aparato teóricamente se iría al aire, siendo un espectador el encargado de apretar el disparador de la cámara para así inmortalizar el momento; su mecánico Charles Taylor construyó un motor de 12 CV, con un peso de 110 Kg, el Flyer tenía una envergadura de 12.35 m y dos hélices de perfil aerodinámico, contra rotatorias para compensar el par motor. El 17 de diciembre de 1903 Orville pilotea el aparato tendido boca abajo vuela 40 m de distancia a una altura de 3 m haciendo subidas y bajadas por un exceso de mando de profundidad.

En 1905 lo intentaron de nuevo con el Flyer III de 12 m de envergadura, con motor de 20 CV, con nuevas hélices y con asiento para el piloto; consiguen un vuelo de 38 minutos recorriendo 39 km. Tras el éxito ofrecen el Flyer por 1 millón de francos. Los franceses ya no están tan interesados en la compra, después de haber llegado a sus oídos rumores del fracaso de la demostración de mayo del año anterior. Fue tal el éxito que les animaron a establecer una escuela de pilotaje, y decidieron montarla en Pau, siendo sus primeros alumnos el Conde Lambert, el Capitán Lucas Girardville y Tissandier.

La noticia corrió como pólvora en E.U.A, y cuando volvieron de Europa recibieron el homenaje de Dayton. En febrero de 1908 el ejército les compra por \$ 25.000 US un modelo biplaza con doble mando y con un motor de 35 CV, que alcanzaba los 65 km/h.

Wall Street se fija en ellos y un grupo de financieros se unieron a los Wright para formar en 1909 la Wright Company. Vendieron muchos aparatos, se fabricaban cuatro al mes. Se pusieron de moda toda clase de festivales aéreos y exhibiciones, y los Wright montaron otra escuela en Montgomery. Recibieron la medalla de la ciudad de Dayton, la medalla del Estado de Ohio y la medalla del congreso de los E.U.A. En definitiva, estos dos hermanos, tras muchos años de investigaciones, éxitos y fracasos, consiguieron hacer que el hombre se elevara en una máquina por el aire, encendiendo la chispa de una mecha que aún hoy en nuestros días, no se ha extinguido y que ha llevado al hombre incluso al espacio exterior a bordo de naves piloteadas y al vuelo supersónico



figura. 1.12 Flight III de los hermanos Wright en la costa de Carolina del Norte.
17 de diciembre de 1903

1.5 La aviación Militar

Desgraciadamente por irónico que parezca, gracias a los grandes eventos bélicos la tecnología a avanzado a pasos de gigante, la primera y segunda guerras mundiales fueron el marco dentro del cual la ciencia y la tecnología prosperaron de forma espectacular áreas como la medicina, comunicaciones, transportes, arquitectura, ciencia de los materiales deben en gran medida su crecimiento a la guerra, como ejemplo, hoy en día es normal observar a algún individuo comunicándose vía teléfono celular y dicho instrumento de comunicación tiene su origen en la necesidad que los mandos militares tenían para comunicarse con sus tropas ya durante la segunda guerra mundial los soldados portaban enormes equipos de comunicación a sus espaldas. De la misma forma la aviación en general debe sus más importantes avances al brutal deseo humano de devastar a sus semejantes y poseer sus recursos.

Durante la Primera Guerra Mundial (1914 – 1918), los primeros aviones de guerra que emprendieron el vuelo fueron biplazas para poder llevar a un piloto y a un vigía (para comprobar dónde caían las bombas de artillería). La RAF (Royal Air Force) británica fabricó el BE2 y el FE2, que más tarde se llamarían modelos de “empuje”, porque el motor estaba detrás de los asientos, haciendo funcionar una hélice orientada hacia atrás. En el lado alemán alzaron el vuelo los primeros Rumplers y Aviatiks. Se hizo necesario evitar que los aviones enemigos pudieran observar las actividades de la retaguardia; por eso se crearon los primeros aviones de combate. Durante un breve periodo, al principio de la guerra, los aviones que volaban a gran altura eran de hecho invulnerables a los ataques desde tierra y los aviadores de ambos bandos se saludaban con el compañerismo de los pioneros. Esta situación cambió pronto, al empezar la guerra de trincheras y al dotar a algunos aviones con las primeras ametralladoras. Al instalarse estas armas en los aviones comenzaron los duelos aéreos. La aparición en 1915 del Fokker E-2 alemán inauguró la era del combate aéreo. El Fokker disponía de una ametralladora sincronizada con la hélice para que los disparos pasaran entre las aspas. La lucha por el control del espacio aéreo sobre las trincheras fomentó rápidos avances técnicos. Las empresas privadas empezaron a construir aviones. Nombres como Nieuport, Sopwith y Fokker se hicieron famosos y las cualidades relativas de sus diferentes modelos se probaron en los combates.

El liderazgo tecnológico saltaba de un bando al otro con la construcción de aviones dotados de un mejor armamento o capaces de volar más alto o con mayor rapidez. En 1918 los cielos se veían surcados por soberbios aviones de combate como el Fokker D.VII alemán, el Spad VII francés y los británicos S.E.5 y Sopwith Camel, capaces de volar a 200 kilómetros por hora a 6,100 metros de altitud. Los pilotos que volaban en estos aviones se convirtieron en los soldados más famosos de la contienda. A lo largo de la guerra el reconocimiento y la localización de la artillería fueron las labores más arriesgadas. Algunos bombarderos ligeros empezaron a atacar a las tropas en tierra, aunque su parte en el total de explosivos que llovieron sobre el norte de Francia fue pequeña comparada con la utilizada por los cañones de artillería. Eran bombas pequeñas, rellenas como máximo con 112 kilogramos de explosivos. Y aún así pocos aviones podían cargar más de dos.



figura 1.13 El Nieuport XVII, utilizado por el Escuadron del RFC en Bailleul (Francia) en 1917.

Entre 1939 y 1945, la aviación militar experimentó una serie de avances que permitieron a la tecnología progresar, pasando de aparatos poco evolucionados como los utilizados en la Primera Guerra Mundial a aeronaves mucho más sofisticadas, con motores y armamentos más poderosos, hasta dar lugar ya al final de la guerra, a aviones con motor a reacción y con motor cohete. La era moderna de la aviación se puso así en marcha ya que gracias a estos avances tecnológicos, la aviación comercial y civil logró como consecuencia, desarrollarse ampliamente y dar origen a los aviones que actualmente conocemos.

Alemania, Japón e Italia, grupo conocido como los países del eje, desarrollaron grandes avances tecnológicos en materia de aviación, sin embargo hay que destacar el papel que desempeñó la Alemania Nazi en la guerra, debido a que esta potencia logró crear una impresionante serie de aparatos altamente evolucionados.

La Alemania Nazi planificó cuidadosamente cualquier eventualidad y tuvo más de un tipo de avión para cada misión de combate, así como nuevos diseños preparados para convertirse en la siguiente generación. Un caza que tuvo un comienzo desalentador fue el Messerschmitt ME 109, que realizó su primer vuelo en mayo de 1935, y fue el único caza entre 1937 y 1942. La producción ascendió año tras año hasta el colapso final en 1945, cuando el último de ellos terminó de construirse, el total de aparatos fabricados excedía con creces las 30,000 unidades.



El Messerschmitt Me 163 Komet fue el primer avión interceptor en el mundo propulsado por motor cohete. Fue el único modelo operativo que constituido en escuadrilla entró en combate contra las fortalezas volantes que atacaban a Alemania. Se eligió un motor cohete Walters HWK 509-A2 con dos cámaras de combustión, una principal y de despegue de 1,700 kg de empuje y la otra de sólo 300 kg para el vuelo de crucero. Usaba doble combustible, peróxido de hidrógeno (T-stoff) e hidracina/metanol (C'-stoff).



Este avión tenía un fuselaje muy corto de apenas 5.69 m y una gran envergadura con alas en delta de 9.30 m. Su principal característica exterior fue que la cola carecía de planos horizontales.

Fue sin duda un avión futurista que volaba a 960 km/h, ascendía a 5,000 m por minuto, con un techo de servicio de 16,500 metros. El proyecto databa de 1920 cuando Lippisch comenzó a desarrollar el primer avión cohete impulsado por los motores de Hellmuth Walters. El armamento consistía en dos cañones MK 108 de 30 mm, montados en el nacimiento de las alas. Puede parecer insuficiente, pero este interceptor basaba sus posibilidades de éxito en su escaso tamaño, altísima velocidad y el poder de los cañones de 30 mm. Como se mencionó este avión, usaba dos tipos de combustible propulsor que reaccionaban entre sí violentamente lo cual resolvía el problema de ignición, pero aumentaba el riesgo de accidentes.

El Me 163 no tenía tren de aterrizaje, despegaba mediante un "trolley" o carrito arrojadizo que era soltado al momento del despegue. El aterrizaje se hacía en un par de esquís que se extendían al momento del aterrizaje. Una rueda trasera estabilizaba el aparato en tierra. El impacto del aterrizaje era tan violento que muchas veces ocasionaba la explosión de los combustibles residuales que se mezclaban accidentalmente. Entró en servicio en mayo de 1944, surcaba los cielos de Alemania, interceptando los B-17 con bastante éxito. Estuvieron en actividad 370 aviones que no sufrieron bajas por causa del enemigo, sino debido a los innumerables accidentes. Era necesario rediseñar un nuevo avión para resolver las innumerables fallas del Me 163. Eso llevó al desarrollo de la nueva versión el Me 263 que llegó demasiado tarde.

La aportación mas importante de los E.U.A., a la aeronáutica fueron los grandes bombarderos de los cuales el mas importante fue el Bombardero Estratégico B-17. Cuando la Boeing concursó para desarrollar un bombardero cuatrimotor con suficiente capacidad de bombas y radio de acción capaz de ser utilizado en Europa o en el Pacífico seguramente que no esperaban que el B-17 sería el mejor bombardero de toda la guerra. Es obvio que luego vendrían el B-29 y el B-50 que lo reemplazarían haciendo que el B-17 resultara obsoleto a finales de la guerra, pero sin duda que ningún otro avión de bombardeo fue construido en tal cantidad y voló tantas misiones arrojando un gran tonelaje de bombas y actuando en los diferentes teatros de guerra como lo hizo este cuatrimotor denominado Fortaleza Volante.



figura 1.16 Boeig B-29

En la actualidad los grandes avances en informática han permitido el desarrollo de aviones sumamente sofisticados un ejemplo el F117A BLACKJET, esta aeronave conocida también como el "avión invisible" utiliza nuevas tecnologías avanzadas para resultar prácticamente invisible al radar. Es un caza que asecha sin que el enemigo se de cuenta que esta encima de él. Este ejemplar realizó su primer vuelo en 1981, entro en servicio en 1983, permaneciendo secreto hasta su presentación pública en abril de 1990. Su diseño es muy diferente a una avión caza común, presenta tuberías de escape muy pequeñas en forma de paneles que permiten mezclar lo mas rápidamente posible los gases de escape incandescentes, con aire frío disminuyendo así la localización de los radares. Aunque es mas grande que el F-15, refleja menos energía que un pájaro. Su armamento esta compuesto por bombas de caída libre con punta láser (CBU-27 de 900 Kg) y misiles Maverick. Esta construido con aluminio y materiales compuestos, revestido de material absorbente de ondas de radar (RAM) sobre su superficie.



1.6 La aviación comercial

En Europa el avión fue usado para transporte de pasajeros en el año 1919, mientras que en Estados Unidos de América los primeros vuelos de la aviación comercial se dedicaron principalmente al correo. Los vuelos de pasajeros aumentaron en rutas como la de Londres a París, se introdujeron en los E.U.A. a partir de 1927 y crecieron más deprisa gracias a la aparición de aviones seguros y confortables como el Douglas DC-3. Este avión iba propulsado por dos motores de hélice y podía transportar 21 pasajeros a una velocidad de crucero de 300 km/h. Todavía se puede ver volando por los cielos de muchos países. Poco después aparecieron los aviones cuatrimotores que podían volar aún más deprisa, subir más alto y llegar más lejos. El siguiente paso se dio en 1950, con el Vickers Viscount británico primer avión impulsado por hélice movida por turbina a gas.

Los aviones para cubrir un servicio se eligen en función de dos factores: el volumen de tráfico y la distancia entre los aeropuertos a los que sirve. La distancia entre aeropuertos se conoce como recorrido y hay un elevado número de aviones que pueden operar entre 400 y 11,000 kilómetros.

Los reactores comerciales de pasajeros se usaron al principio para recorridos de larga distancia. El avión británico De Havilland Comet inició su servicio en 1952, y el Boeing 707 en 1958. A finales de la década de 1950 apareció el Douglas DC-8 y los Convair 880 y 990.

Estos aviones desarrollaban una velocidad de crucero aproximada de 900 km/h y transportaban más de 100 pasajeros.

Pueden mencionarse numerosos modelos de aeronaves comerciales el Caravelle de origen Francés, el Boeing 747 etc... pero tal vez uno de los más impresionantes aviones comerciales del siglo XX fue el Concorde, en 1962 los gobiernos del Reino Unido y Francia firmaron un acuerdo para desarrollar y construir el proyecto del avión supersónico Concorde. El primer vuelo de prueba se hizo en 1971 y el certificado de aeronavegabilidad se firmó en 1975. El primer vuelo comercial del avión francés fue desde París a Río de Janeiro, con escala en Dakar y del inglés desde Londres a Bahrain. En sus inicios el proyecto SST fue criticado por ser antieconómico y muy ruidoso. A pesar de las objeciones, el servicio a los Estados Unidos comenzó el 24 de mayo de 1976, con vuelos simultáneos desde Londres y París al aeropuerto internacional Dulles cerca de la ciudad de Washington y a Nueva York (22 de noviembre de 1977). Excepto en los países de la antigua URSS, los vuelos SST deben realizarse a velocidades subsónicas cuando pasan por zonas habitadas.

Las pérdidas de explotación del Concorde superaron los 500 millones de libras y dejó de fabricarse en 1979. Los aviones franceses extendieron sus servicios desde París a Caracas (Venezuela) y a Dakar (Senegal). A pesar del fracaso comercial del Concorde, los fabricantes y operadores están interesados en una posible segunda generación de aviones supersónicos

El siglo XXI marca un nuevo avance en la aviación comercial con la aparición del El Airbus A380 presentado en Francia. Transportará alrededor de 500 personas distribuidas en dos pisos. Con un costo de más de 200 millones de dólares, el avión surcará los cielos sudamericanos hasta el año 2011. Este es el avión de pasajeros más grande del mundo, el Airbus A380, fue presentado al mundo en la ciudad de Toulouse (suroeste de Francia) ante los principales líderes europeos.

Gigantesco, técnicamente revolucionario, ecológicamente correcto y lujoso, el A380 significará el fin del reinado del B747 del estadounidense Boeing, que tiene capacidad para 416 pasajeros las medidas del A380 son impresionantes: tiene una envergadura de casi 80 metros (de punta a punta de las alas), una altura de 24 metros y una longitud de 74 metros.

Los nuevos materiales compuestos utilizados en el A380 han limitado el peso del aparato permitiendo una autonomía de 15.000 kilómetros y reduciendo en un 15 por ciento los costos por asiento respecto a los del B747, de forma que el gasto de combustible será de 2,9 litros por pasajero cada 100 kilómetros, en México es posible que este portentoso aparato haga su aparición a finales del año 2006.



1.7 La industria aeronáutica en México

Se considera al Ingeniero Guillermo Villasana (oriundo del estado de Hidalgo, Mèx.) como el principal impulsor de la aviación mexicana, intentó su primer vuelo el 11 de abril de 1910 en el velódromo de Pachuca, sin éxito en la prueba. Es el 8 de enero de 1910, en los llanos de Balbuena donde Alberto Braniff lleva a cabo el primer vuelo tripulado en México.

Otros pioneros del vuelo fueron los hermanos Aldasoro, que entre 1909 y 1911, realizaban vuelos de planeadores en la colonia Roma, de la Ciudad de México. Pero es Manuel Lebrija el verdadero introductor de la aviación en México, realizando su primer vuelo en el "Blériot" traído a México por Ernesto Pugibet el 14 de mayo de 1910, este primer vuelo recorrió una distancia de 500 m, a una altura de 20 m.

A fines de 1911 nace la industria mexicana de la aviación cuando el Ingeniero Villasana asociado con el piloto ruso Santiago Poveregsky, establecen el primer taller de construcción de aviones completos, cuyo primer modelo llevo el nombre de "El Latino Americano", este taller se encontraba ubicado en la Plaza de las Vizcaínas. El 30 de diciembre de ese mismo año Martín Medina sobrevuela por primera vez, la ciudad de México, un año después Lebrija Lora vuela exitosamente a 1,000 metros sobre el nivel de la ciudad de México.

El General José González Salas, ministro de Guerra y Marina del Gabinete del Presidente Madero, propone por primera vez la construcción de 5 aeronaves para crear la aviación militar mexicana, sin embargo, los sucesos de la decena trágica interrumpen dicha construcción.

Con el fallecimiento del Presidente Madero y con la toma del poder por Venustiano Carranza se inicia la utilización de la aviación como arma de combate, auxiliando al ejercito constitucionalista en misiones de reconocimiento, ametrallamiento y bombardeo, siendo el primero de estos ataques el bombardeo a los cañoneros Morelos y Guerrero el 14 de Abril de 1914, en el puerto de Topolobampo, por un avión Curtis Pushier tripulado por el general Gustavo Salinas Camiño. Para el año de 1915, el día 5 de febrero, se crea formalmente en el edificio de faros del puerto de Veracruz, la Fuerza Aérea Constitucionalista a cargo del Mayor Alberto Salinas Carranza. Ese mismo año se inauguran los talleres de construcción aeronáutica y la Escuela Militar de Aviación.

Juan Guillermo Villasana en sociedad con Francisco Santarini, construye los primeros aviones íntegramente mexicanos. El ingeniero Villasana fabricó las primeras hélices de origen nacional llamadas "Anáhuac", cuyo primer modelo se fabricó en la Escuela Nacional de Artes y Oficios el día 7 de octubre de 1915; colocada en un biplano Humton, logró que el capitán Leonardo Boney estableciera el primer record de altura en América Latina elevándose a 19,750 pies sobre el nivel del mar.

El 6 de julio de 1917 el piloto Horacio Ruiz inaugura el servicio postal aéreo mexicano, y es en ese mismo año cuando se concluye la fabricación del monoplano parasol serie "H" con motor "Aztatl" y hélice "Anahuac", construido totalmente en México en los talleres de Construcciones Aeronáuticas.

El 23 de Abril de 1917 Guillermo Villasana obtiene el titulo de Ingeniero de Aviación en la American Aviation Shool en Bufalo, N.Y. a su retorno a México recibe el nombramiento de jefe de vuelos de la Escuela Militar de Aviación.

En 1920 se construye el primer avión diseñado y calculado en México por ingenieros mexicanos en los talleres Nacionales de Aviación, pero se debió primordialmente al Ingeniero Ángel Lascurain y a un grupo de ingenieros entre los cuales se encontraban Mariano Domínguez, Leopoldo Arenchiga, Eduardo Díaz Escobar y Garduño. En ese mismo año el Ingeniero Lascurain, diseña el avión conocido como número 75 con motor Salmson, efectuándose con este el primer vuelo México-Veracruz el 20 de diciembre de dicho año..

El 20 de agosto de 1920 se constituye la Compañía Mexicana de Aviación, iniciando sus operaciones con tres aviones "Lincon Estándar", equipados con motores curtis de 90 caballos, realizando el primer envío de correo aéreo en un vuelo de la compañía Mexicana de Aviación el día 15 de Abril de 1928, con ruta México-Tuxpan-Tampico con un avión del tipo "Fairchild" consecutivamente el 15 de octubre se inaugura la ruta Tejeria-Villermosa-Cd. Del carmen y Mérida, posteriormente en los talleres Nacionales de Aviación de México se construyeron los Avro-Anahuac, primer tipo de avión construido en serie dentro de nuestro país.

1.8 Cronología de la aviación

En el siguiente apartado se establecen las fechas mas importantes para la aviación mundial mostrando de esta forma, la evolución tecnológica de las aeronaves empleadas por el hombre se enuncia también eventos memorables de la aviación de gran significado histórico.

08/08/1709 Bartolomeu de Gusmau realiza una exhibición con el primer globo de aire caliente del mundo.

25/04/1783 Vuela por primera vez el globo Montgolfier de aire caliente, capaz de elevar a un hombre

19/09/1783 Un globo Montgolfier transporta una oveja, un pato y un gallo en el aire, los primeros animales terrestres que realizan un vuelo.

15/10/1783 Por primera vez, un hombre realiza un vuelo en un globo cautivo Montgolfier de aire caliente

21/11/1783 Primer vuelo libre de un hombre a bordo de un globo Montgolfier de aire caliente

01/12/1783 Primer vuelo libre de un hombre a bordo de un globo de hidrógeno

07/01/1785 Primer cruce del Canal de la Mancha en globo

26/06/1794 Se emplea por primera vez un globo de observación, constituyendo la primera utilización de una aeronave con fines bélicos.

22/10/1797 Primer descenso práctico en paracaídas desde un globo, realizado por el francés A. J. Garnerin

24/09/1852 Vuela por primera vez en el mundo una aeronave motorizada y tripulada

09/08/1884 El dirigible *La France* realiza el primer vuelo en el mundo de una aeronave motorizada, tripulada y controlada

09/10/1890 El Eole, monoplano de Clément Ader con alas similares a las de un murciélago, realiza un breve salto

02/07/1900 La primera aeronave rígida del conde von Zeppelin realiza su vuelo inaugural

19/10/1901 Alberto Santos-Dumont vuela con su dirigible número 6 alrededor de la Torre Eiffel, en París

17/12/1903 Los hermanos Wright realizan el primer vuelo sostenido, controlado y motorizado de un aeroplano tripulado

12/11/1906 Alberto Santos-Dumont realiza un vuelo sostenido y motorizado con un aeroplano tripulado en Europa

13/11/1907 El helicóptero de Paul Cornu realiza el primer vuelo en el mundo con un avión tripulado de alas rotativas.

25/07/1909 Primer vuelo en aeroplano a través del Canal de la Mancha, realizado por Louis Blériot en su monoplano Tipo XI.

22/08/1909 En Reims, Francia, se celebra el Primer Encuentro Internacional de Aviación del Mundo.

08/03/1910 La francesa Mme. la Baronne de Laroche se convierte en la primer mujer del mundo que obtiene el título de piloto.

10/03/1910 El francés Emil Aubrun realiza los primeros vuelos nocturnos en aeroplano.

28/03/1910 Despega desde el agua el primer hidroavión motorizado que alcanza el éxito, construido y pilotado por Henri Fabre.

27/08/1910 Primer transmisión de mensajes por radio entre un aeroplano y una estación en tierra, realizado en América por James McCurdy

14/11/1910 El biplano Curtiss, pilotado por Eugene Ely, se convierte en el primer avión que despega desde un barco.

18/01/1911 Eugene Ely, volando un biplano Curtiss, registra el primer aterrizaje de un aeroplano a bordo de un barco

18/02/1911 En India, el piloto francés Henri Pequet realiza el primer vuelo postal del mundo de carácter oficial.

22/10/1911 Por primera vez se utiliza un aeroplano en la guerra. El capitán italiano Piazza realiza un reconocimiento de las posiciones turcas a bordo de un monoplano Blériot

12/11/1912 Un Curtiss A-1 Hydroaeroplane, pilotado por el teniente Ellyson, es lanzado desde una catapulta de aire comprimido.

13/05/1913 En San Petersburgo, Rusia, vuela por primera vez un aeroplano (cuatrimotor), el biplano Bolshoi, diseñado por Igor Sikorsky.

23/09/1913 En un monoplano Morane-Saulnier, Roland Garros realiza el primer vuelo a través del mar Mediterráneo

01/01/1914 Fecha de inauguración del primer servicio programado en aeroplano del mundo, el servicio San Petersburgo-Tampa, establecido por la Benoist Company en Florida, Estados Unidos

30/08/1914 Las bombas arrojadas sobre París son las primeras que se arrojan desde un aeroplano sobre una ciudad capital.

12/12/1915 Vuela por primera vez el Junkers J.1, el primer monoplano cantilever del mundo construido íntegramente en metal.

31/05/1916 Un hidroavión naval inglés opera con la flota inglesa en la batalla de Jutlandia, siendo la primera vez que se utiliza un aeroplano en una batalla naval importante

12/09/1916 Se prueba en América el biplano Hewitt-Sperry, en realidad fue la primera bomba voladora del mundo dirigida por radio

20/05/1917 Es hundido el primer submarino alemán como consecuencia directa de la acción de un avión.

02/08/1917 Un Sopwith Pup, pilotado por el jefe de escuadrilla E. H. Dunning, realiza el primer apontaje de un aeroplano sobre un barco navegando

11/03/1918 Comienza el primer servicio postal, internacional, regular y programado del mundo, entre Viena y Kiev

08/05/1919 al 31/05/1919 Primer cruce aéreo del Atlántico Norte, realizado por el teniente A. C. Read, de la marina de los Estados Unidos, volando un hidroavión Navy/Curtiss NC-4.

14/06/1919 al 15/06/1919 Primer cruce aéreo sin escalas del Atlántico Norte, realizado por el capitán John Alcock y el teniente Arthur Whitten Brown en un bombardero Vickers Vimy

25/08/1919 La Aircraft Transport & Travel establece el servicio Londres-París, el primer servicio de líneas aéreas del mundo comercial, internacional, diario y programado

27/06/1923 Primer reaprovisionamiento de combustible en vuelo de un aeroplano que se realiza con éxito

06/04/1924 al 28/10/1924 Dos hidroplanos Douglas DWC, volados por pilotos del Servicio Aéreo del ejército de los Estados Unidos, completan con éxito el primer vuelo alrededor del mundo

22/01/1926 Los españoles Ramón Franco, Ruíz de Alda, Durán y Rada cruzan el Atlántico Sur en un hidro Dornier Wal *Plus Ultra*.

16/03/1926 El norteamericano R. H. Goddard lanza el primer cohete del mundo con propulsante fluido.

09/05/1926 Primer vuelo de un aeroplano sobre el Polo Norte, el Fokker F.VIIA/3m Josephine Ford, pilotado por Floyd Bennett.

20/05/1927 al 21/05/1927 Primer cruce en solitario sin escalas del Atlántico Norte, desde Nueva York a París, lo realiza Charles Lindberg en el monoplano Ryan *Spirit of St Louis*.

14/10/1927 al 15/10/1927 Primer cruce en aeroplano sin escalas del Atlántico Sur, desde Saint Louis, Senegal, a Port Natal, Brasil; lo realizan el capitán D. Costes y el teniente J. Le Brix, en el Breguet XIX Nungesser-Coli

20/05/1927 al 21/05/1927 Primer cruce en solitario sin escalas del Atlántico Norte, desde Nueva York a París, lo realiza Charles Lindberg en el monoplano Ryan *Spirit of St Louis*

31/05/1928 al 09/06/1928 Primer vuelo a través del Océano Pacífico, desde San Francisco a Brisbane; lo realizan el capitán C. Kingsford Smith y C. T. P. Ulm, en el Fokker F.VIIIB/3m *Southern Cross*

11/06/1928 En Alemania realiza su vuelo inaugural el primer avión del mundo propulsado a chorro.

08/10/1928 Por primera vez se proyecta una película a bordo de un avión en vuelo

08/08/1929 Primer vuelo en aeronave alrededor del mundo; lo realiza la aeronave alemana Graf Zeppelin

28/11/1929 al 29/11/1929 Primer vuelo en aeroplano sobre el Polo Sur, lo realiza Bernt Balchen pilotando el Ford Trimotor *Floyd Bennett*

15/05/1930 Un avión de la Boeing Air Transport transporta a la primera azafata de líneas aéreas, Ellen Church

06/11/1931 Vuela por primera vez el Hawker Hurricane, el primer monoplano de caza británico con cabina cerrada, tren de aterrizaje retráctil y armado con ocho ametralladoras

20/05/1932 al 21/05/1932 Amelia Earhart se convierte en la primera mujer que realiza un cruce en solitario del Atlántico Norte.

15/07/1933 al 22/07/1933 Volando el Lockheed Vega *Winnie Mae*, el piloto norteamericano Wiley Post realiza el primer vuelo solitario alrededor del mundo.

31/12/1933 Vuela por primera vez el Polikarpov I-16 soviético, el primer monoplano de caza con cabina cerrada y tren de aterrizaje retráctil que entró a prestar servicio en una unidad operativa.

03/1936 Vuela por primera vez el Spitfire

26/06/1936 Realiza su primer vuelo el helicóptero de rotores gemelos Focke-Wulf Fw61, el primer avión motorizado de alas giratorias que alcanzó el éxito absoluto

12/04/1937 Frank Whittle hace funcionar con éxito el primer motor para aviones con turbina a gas del mundo

27/08/1939 Realiza su primer vuelo el Heinkel He 178. El primer avión del mundo que voló propulsado exclusivamente por un motor de turbina de gas

05/04/1941 Vuela por primera vez el Heinkel He 280, el primer avión del mundo diseñado específicamente como avión de caza a turborreacción.

03/10/1942 Es lanzado brillantemente el primer proyectil balístico alemán, el V-2

12/07/1944 Entra en servicio el Gloster Meteor Mk.1, primer caza a reacción británico

03/10/1944 Entra en servicio el Messerschmitt Me 262, el primer avión de caza alemán a reacción

03/12/1945 El Havilland Vampire se convierte en el primer caza a reacción que opera desde la cubierta de un portaaviones

24/07/1946 Primera utilización experimental tripulada de un asiento eyectable

14/10/1947 El avión experimental Bell XS-1, se convierte en el primer avión del mundo que supera la velocidad del sonido, tripulado por Charles Yeager.

02/05/1952 El Havilland Comet 1 se convierte en el primer avión de línea a turborreacción del mundo que realiza un servicio de pasajeros regular.

18/05/1953 Volando un North American F-86 Sabre, la piloto norteamericana Jacqueline Cochrane se convierte en la primera mujer del mundo que vuela a la velocidad del sonido.

15/07/1954 Realiza su vuelo inaugural el Boeing 707, el primer avión comercial a turborreacción de los Estados Unidos.

04/10/1957 La URSS coloca en órbita terrestre el *Sputnik 1*, el primer satélite construido por el hombre

12/04/1961 La nave espacial soviética *Vostok 1* es lanzada en órbita terrestre, transportando al cosmonauta Yuri Gagarin, el primer hombre que viajó por el espacio

16/06/1963 La cosmonauta soviética Valentina Tereschkova, se convierte en la primera mujer en viajar al espacio

03/02/1966 La nave espacial *Luna 9* transmite las primeras imágenes del paisaje lunar

03/10/1967 El North American X-15 A-2 vuela a una velocidad de 7,279 km/h.

31/12/1968 Realiza su primer vuelo el prototipo soviético Tupolev Tu-144, el primer avión de transporte comercial supersónico que voló.

09/02/1969 Vuelo inaugural del Boeing 747.

02/03/1969 Realiza su primer vuelo el Concorde.

01/04/1969 Entra en servicio operacional el Hawker Siddeley Harrier, el primer avión del mundo de apoyo cercano V/STOL.

21/07/1969 El Astronauta norteamericano Neil Armstrong se convierte en el primer hombre que camina sobre la superficie lunar.

1970 Primer vuelo de un Boeing 747, primer avión comercial de fuselaje ancho.

1975 Primer vuelo de un avión supersónico comercial de origen soviético (TU-144).

1975 Aparición del supersónico comercial de pasajeros Concorde.

1990 Aparición pública del F117- Blackjet, primer avión de combate indetectable por los radares.

2.1. La mecánica de los fluidos en la aeronáutica

La aeronáutica es una disciplina en la que convergen diversos conceptos y teorías algunos de los cuales tienen su origen en otras ciencias como lo es la mecánica de los fluidos; de esta ciencia se desprenden conocimientos que han sido aplicados posteriormente a la aeronáutica, la sustentación y la resistencia al arrastre, son ejemplos de elementos teóricos que permiten explicar los efectos que experimenta un objeto sólido que se mueve a través del aire. El teorema de Bernoulli es una de los fundamentos que explican el movimiento de los fluidos y por ende los efectos de dicho movimiento sobre los cuerpos, los grupos adimensionales, el número de Reynolds, los flujos externos y el estudio de modelos, son conocimientos utilizados ampliamente en la aeronáutica, estos y otros elementos de la mecánica de los fluidos son planteados y explicados en este capítulo.

2.1.1 La ecuación de Bernoulli

Una de las leyes fundamentales que rigen el movimiento de los fluidos es el teorema de Bernoulli que relaciona un aumento en la velocidad de flujo con una disminución de la presión y viceversa. El teorema de Bernoulli explica, por ejemplo, la fuerza de sustentación que actúa sobre el ala de un avión en vuelo. Un ala —o plano aerodinámico— está diseñada de forma que el aire fluya más rápidamente sobre la superficie superior que sobre la inferior, lo que provoca una disminución de presión en la superficie de arriba con respecto a la de abajo. Esta diferencia de presiones proporciona la fuerza de sustentación que mantiene el avión en vuelo.

La ecuación de Bernoulli se obtiene aplicando la segunda ley de Newton a lo largo de una línea de corriente. Establece que

$$p_1 + \frac{1}{2} \rho V_1^2 + \rho g z_1 = p_2 + \frac{1}{2} \rho V_2^2 + \rho g z_2 = \text{constante} \quad (2.1)$$

donde z_1 y z_2 son elevaciones en los puntos 1 y 2 sobre algún plano horizontal de referencia, y

1. Los puntos 1 y 2 se encuentran sobre la misma línea de corriente.
2. El fluido tiene densidad constante.
3. El flujo es permanente.
4. El flujo es no viscoso.

La suposición de que el fluido tiene densidad constante significa que el cambio esperado en la densidad dentro del campo de flujo es pequeño; el concepto de que el flujo es permanente excluye los flujos transitorios y turbulentos. La aseveración de que el flujo es no viscoso establece que el número de Reynolds es grande y la fricción viscosa es despreciable. La ecuación de Bernoulli es muy usada por su sencillez, debido a que proporciona una visión de las fluctuaciones de la presión, velocidad y altura de una partícula de fluido.

2.1.2 Balance de fuerzas a lo largo de líneas de corriente

Si se considera una partícula de fluido moviéndose en un fluido de régimen permanente bidimensional en el plano y-z con densidad constante (figura 2.1). La dirección z se mide verticalmente hacia arriba desde un plano de referencia horizontal, de modo que se incrementa en sentido opuesto a la gravedad, y la dirección x es perpendicular a la página. La dirección s es a lo largo de la línea de corriente y la dirección n es normal a ésta. Dado que el flujo es permanente, la partícula seguirá una línea de corriente y su velocidad, en cualquier punto de la línea de corriente es V. Si la fricción se ignora, las fuerzas que actúan en la dirección s incluyen:

1. La componente del peso aplicada en la dirección s. El peso de la partícula de fluido es $\rho g dndsdx$, y su componente en la dirección s es $-\rho g \text{ sen } \beta dndsdx$. Puesto que $\beta = \partial z / \partial s$, esta componente de la fuerza es

$$W = -\rho g \frac{\partial z}{\partial s} dndsdx$$

2. La fuerza debida a la presión aplicada en la componente s es

$$P = \left[p - \frac{\partial p}{\partial s} \frac{ds}{2} \right] dndx - \left[p + \frac{\partial p}{\partial s} \frac{ds}{2} \right] dndx$$

$$= -\frac{\partial p}{\partial s} dndsdx$$

Por lo tanto, la fuerza resultante por unidad de volumen es

$$F_R = -\frac{\partial p}{\partial s} - \rho g \frac{\partial z}{\partial s} \tag{2.2}$$

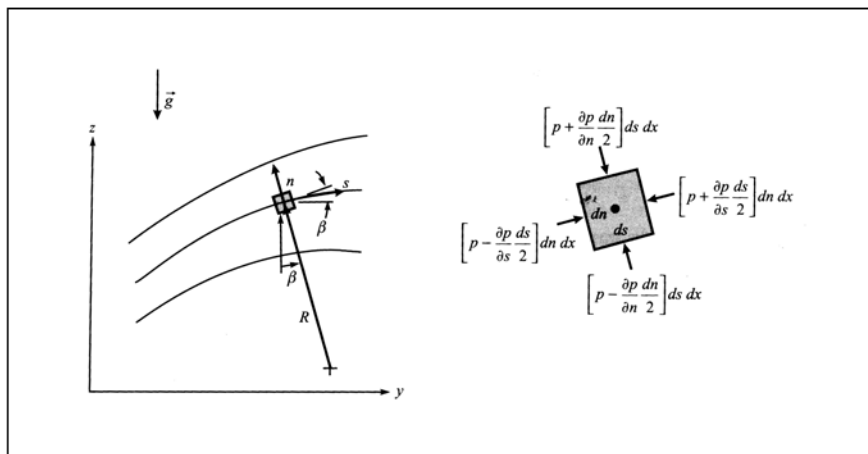


figura 2.1 Partícula de fluido que se mueve a lo largo De una línea de corriente

Esta fuerza acelerará la partícula de fluido conforme se mueva a lo largo de la línea de corriente. En una distancia corta, ds , la velocidad de cambio desde V hasta $V + \frac{\partial V}{\partial s} ds$,

De modo que la rapidez de cambio de cantidad de movimiento de la partícula de fluido por unidad de volumen es igual a

$$\rho \left[\frac{V + \frac{\partial V}{\partial s} ds - V}{dt} \right] = \rho V \frac{\partial V}{\partial s}$$

ya que $V = ds / dt$. De la ecuación 2.2 se obtiene:

$$\rho V \frac{\partial V}{\partial s} = - \frac{\partial p}{\partial s} - \rho g \frac{\partial z}{\partial s} \tag{2.3}$$

Esta es la ecuación de Euler unidimensional a lo largo de una línea de corriente. Al multiplicarla por ds , resulta:

$$\frac{\partial p}{\partial s} ds + \rho V \frac{\partial V}{\partial s} ds + \rho g \frac{\partial z}{\partial s} ds = 0$$

Así, como s es la coordenada a lo largo de la línea de corriente:

$$\frac{\partial p}{\partial s} ds = dp = \text{cambio de presión a lo largo de una línea de corriente}$$

$$\frac{\partial V}{\partial s} ds = dV = \text{cambio de velocidad a lo largo de la línea de corriente}$$

$$\frac{\partial z}{\partial s} ds = dz = \text{cambio de elevación a lo largo de la línea de corriente}$$

por lo tanto

$$\frac{dp}{\rho} + Vdv + gdz = 0 \tag{2.4}$$

Esta ecuación se puede aplicar a fluidos con densidad variable, dado que no se ha aplicado ninguna restricción a la densidad de la partícula de fluido. Cuando la densidad es constante, esta ecuación se integra a lo largo de la línea de corriente obteniéndose:

$$\frac{p}{\rho} + \frac{1}{2} V^2 + gz = \text{constante}$$

Esta es la ecuación de Bernoulli para flujos permanentes con densidad constante, sin fricción a lo largo de una línea de corriente.

La ecuación de Bernoulli tiene su origen en la segunda ley de Newton a lo largo de una línea de corriente, ésta es una forma de la ecuación de cantidad de movimiento. La ecuación de Bernoulli tiene las dimensiones de energía, o trabajo, por unidad de masa. El término $\frac{1}{2}V^2$ es la energía cinética por unidad de masa, gz es la energía potencial por unidad de masa y p/ρ , es el trabajo por unidad de masa de fluido incompresible contra la variación de la presión en la línea de corriente. Para un flujo permanente de densidad constante, sin fricción, la ecuación de Bernoulli indica que la suma del trabajo de la presión, la energía cinética y la energía potencial permanecen constantes a lo largo de la línea de corriente.

2.1.3 Balance de fuerzas en dirección normal a las líneas de corriente

A partir del balance de fuerzas en dirección normal a las líneas de corriente es posible obtener otro resultado útil para un flujo no viscoso, permanente y densidad constante. Para el flujo sin fricción de la figura 2.1, las fuerzas que actúan en dirección normal n incluyen:

1. La componente del peso $\rho g \, dndsdx$ aplicada en la dirección n , esto es $\rho g \cos \beta \, dndsdx$. Ya que $\cos \beta = \partial z / \partial n$, esta componente es

$$W = \rho g \frac{\partial z}{\partial n} dndsdx$$

2. La fuerza debida a la presión que actúa en la dirección n es

$$P = \left[p - \frac{\partial p}{\partial n} \frac{dn}{2} \right] dsdx - \left[p + \frac{\partial p}{\partial n} \frac{dn}{2} \right] dsdx$$

$$P = -\frac{\partial p}{\partial n} dndsdx$$

La fuerza resultante por unidad de volumen

$$F_R = -\frac{\partial p}{\partial n} - \rho g \frac{\partial z}{\partial n} \quad (2.5)$$

Esta fuerza acelerará la partícula de fluido en dirección normal a la línea de corriente. La aceleración centrípeta está dada por $-V^2/R$, donde R es el radio local de la curvatura (figura 2.1), de manera que la rapidez de cambio de cantidad de movimiento de la partícula de fluido en la dirección n , por unidad de volumen, es igual a

$$-\rho \frac{V^2}{R}$$

Según la ecuación 2.5 se tiene

$$-\frac{\partial p}{\partial n} - \rho g \frac{\partial z}{\partial n} = -\rho \frac{V^2}{R}$$

$$\frac{\partial p}{\partial n} + \rho g \frac{\partial z}{\partial n} = \rho \frac{V^2}{R}$$

Esta última es la ecuación de cantidad de movimiento para flujo permanente de densidad constante, sin fricción, a través de las líneas de corriente, que se conoce como ecuación de Euler.

2.1.4 Grupos adimensionales

Las fuerzas que influyen en el movimiento de los fluidos son las debidas a la inercia y a su relación con la viscosidad, presión, gravedad, tensión superficial y compresibilidad de la asociación de dos de estas fuerzas y la inercia resulta un grupo adimensional. Definiendo a la inercia como la relación $\rho V^2 L^2$ y expresando cada una de las fuerzas enunciadas de la siguiente forma:

$$\text{Fuerza viscosa} = \tau A \propto \mu \frac{du}{dy} A \propto \mu \frac{V}{L} L^2 \propto \mu V L$$

$$\text{Fuerza de la presión} = (\Delta p) A \propto (\Delta p) L^2$$

$$\text{Fuerza de gravedad} = m g \propto g \rho L^3$$

$$\text{Fuerza de la tensión superficial} = \sigma L$$

$$\text{Fuerza de compresibilidad} = E_v A \propto E_v L^2$$

Se tiene que la razón entre la fuerza de inercia y cada una de las fuerzas mencionadas llevará a la formación de cinco grupos adimensionales fundamentales en la mecánica de fluidos y de gran utilidad en el diseño del fuselaje de los aviones, el principal de estos grupos es el número de Reynolds definido por la relación de la inercia y la fuerza viscosa es útil para distinguir entre dos regímenes de flujo ya sea laminar o turbulento, en la capa límite o alrededor de objetos sumergidos, su expresión matemática es:

$$\text{Re} = \frac{ul\rho}{\mu} \quad (2.6)$$

Donde u es la velocidad característica, l es la longitud característica, ρ es la densidad de la masa y μ la viscosidad.

En aerodinámica comúnmente se presentan los datos de la presión en forma adimensional, utilizando la razón entre las fuerzas de presión y de inercia, conocida como número de Euler y cuya expresión es

$$Eu = \frac{\Delta p}{\frac{1}{2} \rho V^2} \quad (2.7)$$

donde Δp es la presión local menos la presión de corriente libre, y ρ y V son propiedades del flujo de corriente libre, este número es comúnmente conocido como coeficiente de presión C_p .

2.1.5 Similitud de flujos y estudio de modelos

Una prueba de modelos a escala debe de producir datos que puedan cuantificarse, para obtener las fuerzas, momentos y cargas dinámicas que existan en el prototipo a escala natural. El requerimiento más importante es que el modelo y el prototipo sean geoméricamente similares. La similitud geométrica requiere que el modelo y el prototipo sean de la misma forma y que las dimensiones correspondientes se relacionen con las dimensiones lineales por medio de un factor de escala constante. En segundo lugar se requiere que los flujos del modelo y del prototipo sean similares, esto se cumple cuando las velocidades en puntos correspondientes están en la misma dirección y se relacionan en magnitud mediante un factor de escala constante, de modo que dos flujos que son cinemáticamente similares tienen patrones de líneas de corriente que se relacionan por medio de un factor de escala constante. Puesto que las fronteras forman las líneas de corriente límite, los flujos que son cinemáticamente similares deben ser geoméricamente similares.

En cuanto a la similitud cinemática se establece el siguiente fundamento:

En principio, la similitud cinemática requerirá que un túnel de viento de sección transversal infinita se utilice para obtener datos correspondientes al arrastre sobre un objeto, con el propósito de modelar correctamente el funcionamiento en un campo de flujo infinito.

Se observa que la similitud cinemática requiere que los regímenes de flujo sean los mismos en el modelo y en el prototipo. Los flujos son dinámicamente similares cuando estos tienen distribuciones de fuerzas paralelas y se relacionan en magnitud por medio de un factor de escala constante. El criterio de similitud dinámica es más estricto ya que establece lo siguiente: Dos flujos deben tener tanto similitud geométrica como cinemática para ser dinámicamente similares.

Por tanto al establecer las condiciones requeridas para la similitud dinámica completa es necesario considerar todas las fuerzas que son importantes en la situación del flujo. De tal forma que los efectos de las fuerzas viscosas, de presión, de arrastre etc. Deben ser tomadas en cuenta. Se hace inevitable establecer las condiciones de prueba de forma que todas las fuerza importantes se relacionen mediante el mismo factor de escala entre los flujos del modelo y del prototipo, cuando existe la similitud dinámica, los datos medidos en un flujo de modelo pueden relacionarse cuantitativamente con las

condiciones en el flujo del prototipo El teorema Pi de Buckingham puede utilizarse para obtener los grupos adimensionales gobernantes para un fenómeno de flujo, para alcanzar la similitud entre flujos geoméricamente similares, debe duplicarse por lo menos uno de esos grupos.

El teorema de Buckingham describe la relación funcional

$$\frac{F}{\rho V^2 D^2} = f_1\left(\frac{\rho V D}{\mu}\right) \quad (2.8)$$

Se ha establecido que los parámetros adimensionales son razones entre fuerzas, luego entonces, al considerar un flujo de modelo y un flujo de prototipo al rededor de un cuerpo donde los flujos son geoméricamente similares, los flujos serán dinámicamente similares entre si estableciéndose la siguiente igualdad

$$\left(\frac{\rho V D}{\mu}\right)_{\text{modelo}} = \left(\frac{\rho V D}{\mu}\right)_{\text{prototipo}} \quad (2.9)$$

Además si

$$\text{Re}_{\text{modelo}} = \text{Re}_{\text{prototipo}}$$

entonces

$$\left(\frac{F}{\rho V^2 D^2}\right)_{\text{modelo}} = \left(\frac{F}{\rho V^2 D^2}\right)_{\text{prototipo}} \quad (2.5)$$

Los resultados determinados por el estudio de modelos pueden utilizarse para predecir el arrastre sobre un prototipo a escala natural.

La fuerza real sobre el objeto debida al fluido no es la misma en ambos casos, pero su valor adimensional si los es. Las dos pruebas pueden realizarse empleando diferentes fluidos, siempre que los números de Reynolds sean iguales. Por conveniencia experimental, los datos prueba pueden medirse en un túnel de viento en aire y los resultados utilizarse para predecir el arrastre en agua.

2.1.6 Flujos externos

El estudio de los flujos externos es importante en la aeronáutica ya que es necesario analizar el flujo del aire alrededor de los diversos componentes de una aeronave. De hecho, gran parte de lo que se sabe acerca de los flujos externos se ha obtenido de estudios motivados por problemas de aerodinámica. Sin embargo, existe un interés

considerable en los flujos externos por su comportamiento en otras áreas de estudio tales como, el flujo de fluidos alrededor de aspas de turbinas, automóviles, edificios, estadios deportivos, chimeneas, goteo por rociado, contrafuertes de puentes, tuberías submarinas, sedimentos fluviales y glóbulos rojos, sugiere una gran variedad de fenómenos que sólo puede entenderse desde la perspectiva de los flujos externos. Es difícil determinar el campo de flujo externo a un cuerpo y la distribución de presión en la superficie de un cuerpo, incluso para la geometría más simple. Para analizar este tema se considera los flujos con número de Reynolds bajo ($Re < 5$) y con número de Reynolds alto ($Re > 1,000$); los primeros, llamados flujos progresivos o flujos de Stokes, pocas veces ocurren en aplicaciones de ingeniería (algunas excepciones serían el flujo alrededor de gotitas rociadas y glóbulos rojos, la lubricación en espacios pequeños y el flujo en medios porosos).

Los flujos con número de Reynolds alto se pueden subdividir en tres categorías principales:

- (1) flujos sumergidos no compresibles en los que intervienen objetos tales como automóviles, helicópteros, submarinos, aviones de baja velocidad, edificios y aspas de turbina.
- (2) Flujos de líquidos en los que interviene una superficie libre, como los que experimenta un barco o el contrafuerte de un puente.
- (3) Flujos compresibles en los que intervienen objetos que viajan a gran velocidad ($V > 100 \text{ m/s}$) como aviones, proyectiles y balas.

En el presente trabajo, se tendrá especial atención en la primera categoría de flujos. En el flujo influye significativamente la presencia de un límite o frontera, o de otro objeto, como se observa en la figura 2.2 parte (d), el objeto delgado debe quedar por lo menos a cinco longitudes del cuerpo por debajo de la superficie libre para que se haga caso omiso de los efectos de dicha superficie.

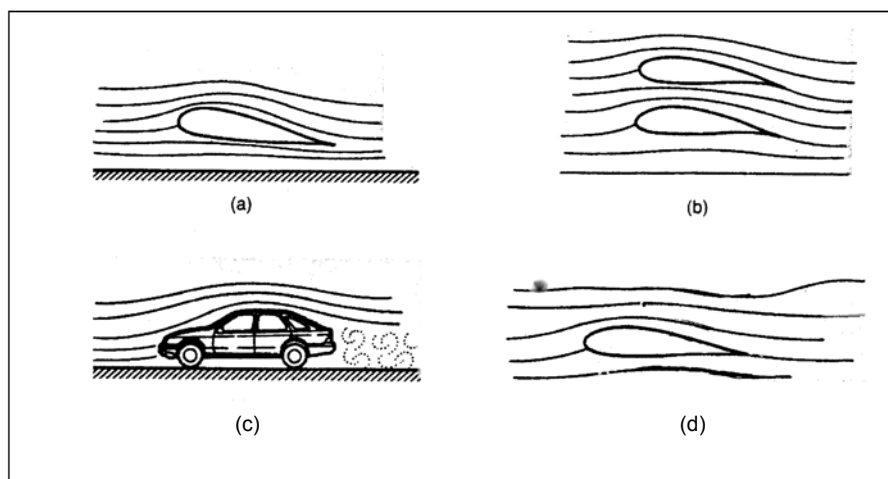


figura 2.2 Ejemplo de flujos sumergidos:
a) Cerca de una frontera sólida, b) Flujo entre dos alabes, c) flujo alrededor de un automóvil, d) alrededor de una superficie libre

Los flujos sumergidos incompresibles con alto número de Reynolds se dividen en dos categorías: flujos alrededor de cuerpos romos (cuerpos con perfil cilíndrico sin contorno aerodinámico) y flujos alrededor de objetos aerodinámicos. La capa límite o frontera cerca del punto de estancamiento es una capa límite laminar que, si el número de Reynolds es lo bastante grande, sufre una transición corriente abajo a una capa límite turbulenta. El flujo puede separarse del cuerpo y formar una región de separación, una región con flujo recirculante, en el caso del objeto rómo, o bien abandonar el cuerpo aerodinámico en el borde posterior (puede haber una región separada pequeña ahí). La estela, que se caracteriza por un defecto de velocidad, es una región (de difusión) creciente que está detrás del cuerpo.

Los límites de la estela, la región separada y la capa límite turbulenta dependen mucho del tiempo; en la figura 2.3, la posición promediada temporalmente de la estela se indica con líneas interrumpidas. Los esfuerzos cortantes causados por la viscosidad se concentran en la delgada capa límite, la región separada y la estela; fuera de estas regiones el flujo se aproxima con un flujo no viscoso. En la figura 2.3 puede suponerse que la región separada no intercambia masa con la corriente libre porque la masa no cruza líneas de corriente. Sin embargo, la línea de corriente de separación ocurre instantáneamente, observándose que esto depende mucho del tiempo, y es este carácter inestable el que le permite intercambiar masa lentamente con la corriente libre.

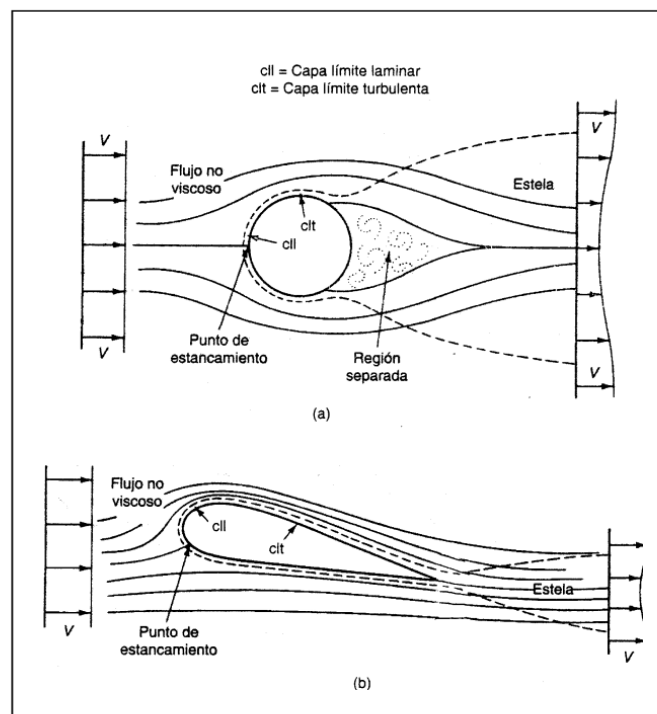


figura 2.3 Flujo alrededor de un cuerpo rómo y uno aerodinámico

La región separada tiende a cerrarse, la estela se sigue difundiendo hacia el flujo principal y finalmente desaparece cuando su área se vuelve excesivamente grande (el fluido recupera la velocidad de la corriente libre). Las líneas de corriente promediadas en el

tiempo no entran en una región separada, pero sí entran en las estelas. La región separada siempre se sumerge dentro de la estela.

Respecto de los flujos externos, es de interés primordial el arrastre, la fuerza que el flujo ejerce sobre el cuerpo en la dirección del flujo. La sustentación, que actúa normal a la dirección del flujo (se expondrá el caso de los perfiles de ala que se presentará en un apartado posterior de este capítulo). Se establecerá el arrastre como C_D y la sustentación C_L como un coeficiente de arrastre y un coeficiente de sustentación adimensionales, definidos como:

$$C_D = \frac{F_A}{\frac{1}{2}\rho V^2 A} \quad C_L = \frac{F_s}{\frac{1}{2}\rho V^2 A} \quad (2.9)$$

Donde A por lo regular es el área proyectada (sobre un plano normal a la dirección del flujo) en los perfiles de ala el área se basa en la cuerda (figura 2.4).

El flujo alrededor de un cuerpo aerodinámico, donde la región separada es insignificante o inexistente, proporciona elementos para estudiar con detalle las capas límite laminar y turbulenta. Una capa límite que se desarrolla en una superficie aerodinámica plana, como un perfil de ala suele ser lo bastante delgada como para poder despreocuparse de la curvatura de la superficie y tratar el problema como una capa límite que se desarrolla en una placa plana con un gradiente de presión distinto de cero.

Es necesario analizar el flujo sobre una placa plana con gradiente de presión cero, una vez que entendido ese concepto, se logrará entender la influencia de un gradiente de presión. Si se determina el flujo en la capa límite de un cuerpo aerodinámico se puede calcular el arrastre, ya que éste es un resultado del esfuerzo cortante y la fuerza de presión que actúan sobre la superficie del cuerpo.

2.1.7 Separación

Ocurre separación cuando el flujo de corriente principal abandona el cuerpo y produce una región de flujo separada, como se muestra en la figura 2.4. Cuando hay separación en un cuerpo aerodinámico cerca de la parte delantera de un perfil de ala, tal y como sucede cuando es suficientemente grande el ángulo de ataque (el ángulo que el flujo incidente forma con la cuerda una línea que conecta el borde posterior con la nariz) la situación de flujo se conoce como pérdida de sustentación, la cual se muestra en la figura 2.4. La pérdida de sustentación no es nada deseable en las aeronaves en condiciones de crucero y favorece la aparición de ineficiencias cuando ocurre en las aspas de una turbina. Por otro lado, la pérdida se aprovecha para lograr el alto arrastre requerido para aterrizar un avión, o en ciertas maniobras de aviones de exhibición. En el caso de los cuerpos romos, la separación es inevitable cuando el número de Reynolds es alto, y es preciso entender su efecto.

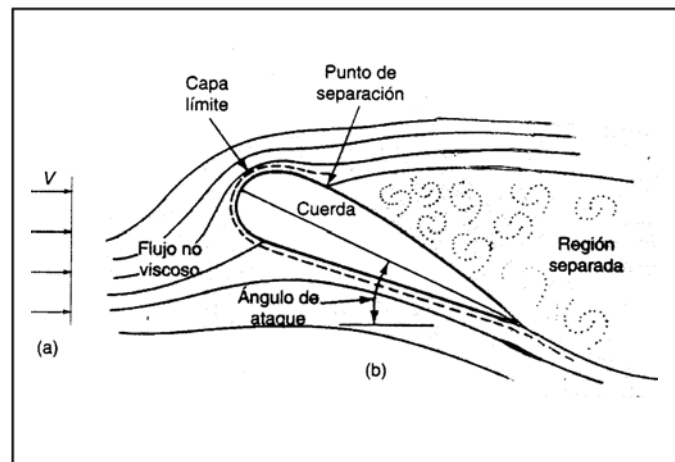


figura. 2.4 Cuerpo aerodinámico en pérdida

La posición del punto de separación depende en primer término de la geometría del cuerpo: si el cuerpo tiene un cambio brusco de geometría, como en la figura 2.5, habrá separación en el cambio brusco, o cerca éste, pero también ocurrirá corriente arriba en la superficie plana, como se muestra. Además, habrá unión en algún punto, como puede observarse.

Considerando el flujo en la superficie libre justo antes del escalón de la figura 2.5. En la figura 2.6 se amplifica la región cerca del punto de separación delantero la coordenada y es normal a la pared y la coordenada x se mide a lo largo de la pared. Corriente abajo del punto de separación la componente x de la velocidad cerca de la pared tiene la dirección x negativa, de modo que en la pared $\partial u/\partial y$ debe ser negativo. Corriente arriba del punto de separación la componente x de la velocidad cerca de la pared tiene la dirección x positiva, lo que obliga a que $\partial u/\partial y$ en la pared sea positivo. Por tanto, se concluye que el punto de separación se define como el punto en el que:

$$\left(\frac{\partial u}{\partial y}\right)_{pared} = 0 \quad (2.10)$$

La separación en la superficie plana ocurre cuando el flujo se está aproximando a una región de estancamiento donde la velocidad es baja y la presión es alta. A medida que el flujo se acerca a dicha región la presión aumenta, es decir, $\partial u/\partial y > 0$; el gradiente de presión es positivo. Puesto que la separación suele ser indeseable, un gradiente de presión positivo es un gradiente de presión adverso, y uno negativo un gradiente de presión favorable. En general, el efecto de un gradiente de presión adverso es una disminución de las velocidades en la dirección de la corriente; si un gradiente de presión adverso actúa sobre una superficie a lo largo de una distancia suficiente, podría haber separación. Además de la influencia de la geometría y el gradiente de presión, algunos otros parámetros afectan la separación.

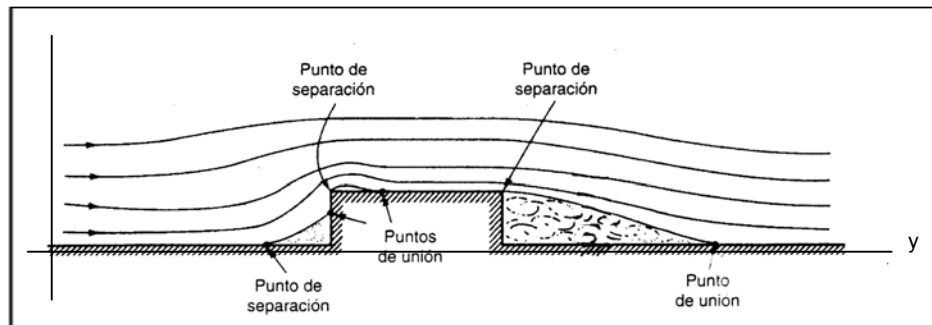


figura 2.5 Separación causada por cambios bruscos de geometría

Estos incluyen el número de Reynolds como parámetro importante, mientras que la aspereza de la pared, el nivel de fluctuación de corriente libre (intensidad de las perturbaciones que existen lejos de la frontera) y la temperatura de la pared tendrá una influencia menor pero a veces significativa, es decir, si un fluido pasa por un cuerpo que esta sostenido rígidamente, el nivel de vibración del sistema de soporte también influirá en el fenómeno de separación. Teniendo como ejemplo el flujo alrededor de una esfera; si el número de Reynolds es lo bastante bajo no habrá separación, para cuando el número de Reynolds aumenta hasta un valor específico ocurre separación en un área pequeña en la parte de atrás, esta área crecerá más y más a medida que el número de Reynolds aumente hasta que al alcanzar un valor suficientemente alto dejará de notarse un aumento adicional en el área de separación. La capa límite antes de la separación seguirá siendo laminar. Acontece un fenómeno interesante en la capa límite antes de que la separación se vuelva turbulenta, hay un desplazamiento repentino del punto de separación hacia la parte de atrás de la esfera, lo que causa una reducción sustancial en el área de separación y por tanto, en el arrastre.

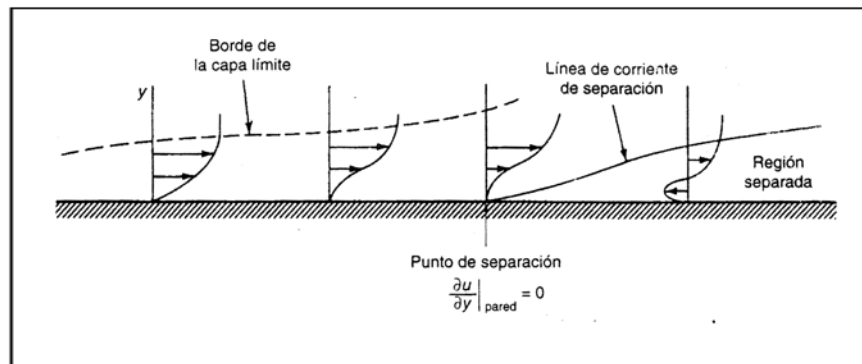


figura 2.6 Separación de flujo de una superficie plana a causa de un gradiente de presión adverso.

Este fenómeno se explica comparando el perfil de velocidad de una capa límite laminar con el de una capa límite turbulenta. Al igual que en un flujo en una tubería, el perfil turbulento tiene un gradiente mucho mayor cerca de la pared (mucho más grande que el esfuerzo cortante de pared) y por ello el momentum del fluido cerca de la pared es consideradamente mayor en la capa límite turbulenta. Para una geometría dada se requiere una distancia más grande con el fin de reducir a cero la velocidad cerca de la pared y esto hace que el punto de separación se mueva hacia atrás.

2.1.8 Perfil aerodinámico

La extensión de la región de flujo separado detrás de muchos de los objetos puede reducirse o eliminarse dándole perfil aerodinámico o fuselado a la forma del cuerpo. **El objetivo del perfil aerodinámico es reducir el gradiente de presión adverso que ocurre detrás del punto de máximo espesor sobre el cuerpo.** Ésto retarda la separación de la capa límite y por ello reduce el arrastre de presión. Sin embargo, la adición de una sección de la cola fuselada aumenta el área de la superficie del cuerpo esto provoca el incremento del arrastre de fricción superficial. La forma óptima del perfil aerodinámico es consecuentemente aquélla que produce el arrastre total mínimo.

El gradiente de presión alrededor de una forma de "lágrima" (un cilindro con perfil aerodinámico) es menos severo que el que se encuentra en torno a un cilindro de sección circular. El intercambio entre el arrastre de fricción y el de presión para este caso se ilustra mediante los resultados presentados en la figura 2.7, de acuerdo con la figura, el coeficiente de arrastre mínimo es 0.02 (número de Reynolds) que ocurre cuando el espesor para la relación de cuerda es 0.1. Este valor es aproximadamente 20 por ciento del coeficiente de arrastre mínimo para un cilindro circular del mismo espesor. En consecuencia podría emplearse un tirante con perfil aerodinámico de cerca de 5 veces el espesor de un tirante cilíndrico, sin afectar el arrastre aerodinámico.

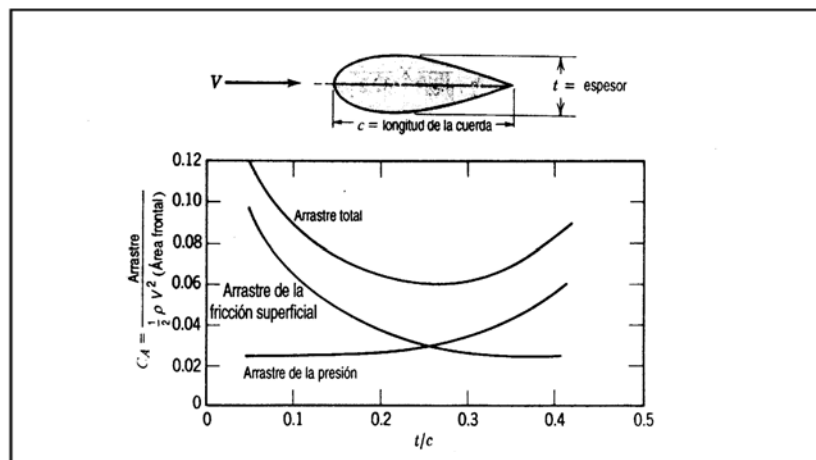


figura. 2.7 Coeficiente de arrastre sobre un tirante con perfil aerodinámico como una función de la razón de espesores.

El espesor máximo (y por consiguiente la presión mínima) para las formas mostradas en la figura 2.7 se localiza aproximadamente al 25 por ciento de la distancia de la cuerda desde el borde delantero. La mayor parte del arrastre sobre estas formas se debe a la fricción superficial en las capas límite turbulentas en las secciones cónicas posteriores. El interés por los perfiles aerodinámicos de bajo arrastre se incrementó durante la década de los años 30's del siglo XX.

El National Advisory Committee for Aeronautics (N.A.C.A) de los Estados Unidos (desde 1958 se transforma en N.A.S.A, Agencia Nacional para la Aeronáutica y el espacio)

desarrolló varias series de perfiles aerodinámicos de "flujo laminar" para los cuales la transición se ha retrasado hasta 60 o 65 por ciento de la longitud de cuerda a popa desde la punta del perfil.

En la figura 2.8 se presentan la distribución de presión y los datos de arrastre para dos perfiles aerodinámicos simétricos de envergadura infinita y 15 por ciento de espesor a un ángulo de ataque cero. La transición sobre el perfil aerodinámico convencional (NACA 0.015) toma lugar donde el gradiente de presión se vuelve adverso, en $x/c = 0.13$, cerca del punto de espesor máximo. Por ello, la mayor parte de la superficie del perfil se cubre con una capa límite turbulenta. El punto de espesor máximo se ha movido hacia la parte mas amplia de el perfil aerodinámico (NACA 662-015) diseñado para flujo laminar. La capa límite se mantiene en el régimen laminar mediante el gradiente de presión favorable para $x/c = 0.63$. De tal modo, el grueso del flujo laminar $C_A \approx 0.0035$ para esta sección, con base en el área del ala de avión, el coeficiente de arrastre basado en el área frontal es cerca del 40 por ciento del correspondiente a las formas mostradas en la figura 2.8.

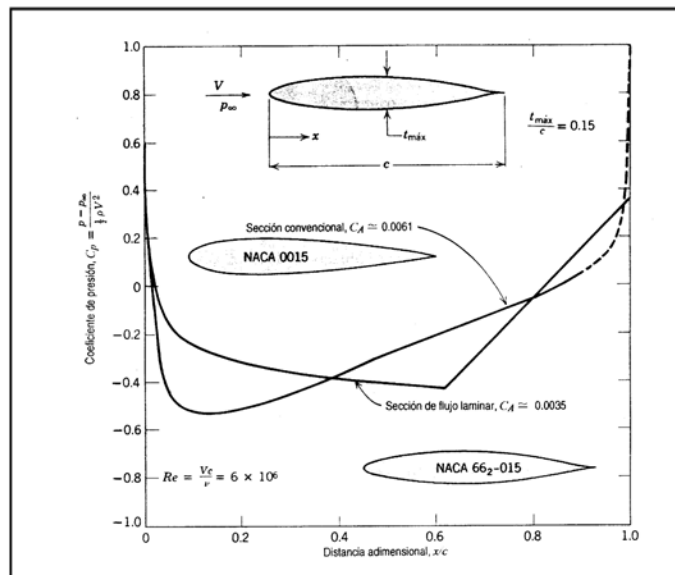


figura. 2.8 Distribuciones de presión teóricas a ángulo de ataque cero para dos secciones simétricas de perfil aerodinámico con relación de espesor del 15%

Las pruebas en túneles de viento especiales han mostrado que el flujo laminar puede mantenerse hasta números de Reynolds de longitud muy altos cerca de 30 millones por medio de formas apropiadas del perfil. En virtud de que tienen características de arrastre favorables, los perfiles aerodinámicos de flujo laminar se emplean en el diseño de las más modernas aeronaves subsónicas. Los avances recientes han posibilitado el desarrollo de formas de bajo arrastre incluso mejores que las formas de la serie NACA 60. Los experimentos han conducido al desarrollo de una distribución de presión que previene la separación en tanto se mantiene la capa límite turbulenta en una condición que produce una fricción superficial despreciable. Los métodos mejorados para calcular las formas del cuerpo que producen una distribución de presión deseada, llevan al desarrollo de formas casi óptimas para tirantes gruesos con bajo arrastre.

La reducción del arrastre aerodinámico también es importante para aplicaciones de vehículos de carretera. El interés en la economía de combustibles ha brindado un importante incentivo al equilibrio del comportamiento aerodinámico eficiente con el diseño atractivo de los automóviles. La reducción del arrastre también se ha vuelto importante para los autobuses y los camiones. Las consideraciones prácticas limitan la longitud total de vehículos de carretera. Las colas totalmente aerodinámicas son imprácticas al menos para los autos de registro de velocidad terrestre. En consecuencia, no es posible alcanzar resultados comparables a los de las formas óptimas de perfil aerodinámico. Sin embargo, es posible optimizar tanto los contornos frontales como traseros dentro de las restricciones dadas en la longitud total.

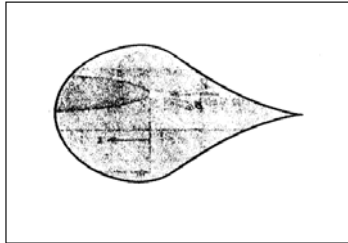


figura 2.9 Forma casi óptima para un tirante de arrastre.

2.1.9 Sustentación

La sustentación es la componente de la fuerza aerodinámica resultante, perpendicular al movimiento del fluido. Como se estableció en el apartado de flujos externos el coeficiente de sustentación se representa por medio de la expresión

$$C_L = \frac{F_s}{\frac{1}{2} \rho V^2 A_p} \quad (2.11)$$

Los coeficientes de arrastre y sustentación para un perfil aerodinámico son funciones tanto del número de Reynolds como del ángulo de ataque, éste es el ángulo entre la cuerda del perfil aerodinámico y el vector de velocidad de la corriente libre. La *cuerda* de un perfil aerodinámico es la línea recta que une la línea del espesor medio entre el borde delantero del perfil aerodinámico y el borde posterior. Cuando el perfil aerodinámico tiene una sección simétrica, tanto la *línea media* como la línea de la cuerda son rectas, y coinciden. Se dice que un perfil aerodinámico con línea media curva tendrá *alabeo*.

El área en ángulos rectos al flujo cambia con el ángulo de ataque. En consecuencia, el área de ala de avión A_a (la máxima área proyectada del ala), se emplea para definir los coeficientes de sustentación y arrastre para un perfil aerodinámico. Los datos de los coeficientes de sustentación y arrastre para perfiles de flujo convencional y laminar se grafican en la figura 2.10 para determinado número de Reynolds, con base en la longitud de la cuerda. Las formas de las secciones en la figura 2.8 se designan de la manera siguiente:

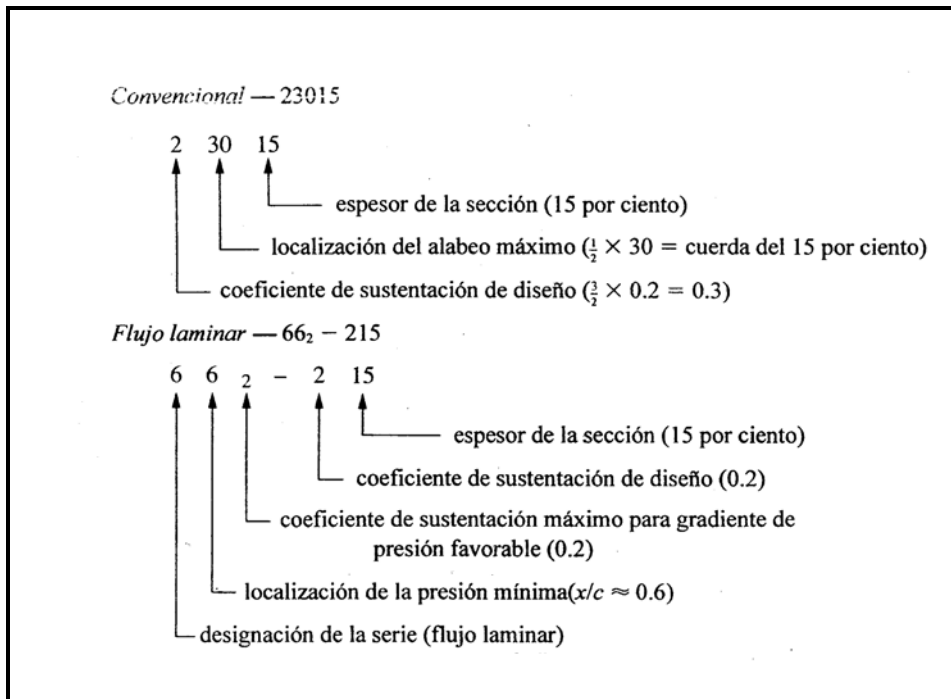


figura 2.10 coeficientes de sustentación y arrastre para perfiles de flujo convencional

Ambas secciones se alabean para producir sustentación a un ángulo de ataque cero.

Cuando se incrementa el ángulo de ataque, los coeficientes de sustentación aumentan continuamente hasta que se alcanza un máximo. Aumentos adicionales en el ángulo de ataque producen una disminución repentina en el C_L . Se afirma que el perfil aerodinámico a perdido sustentación cuando C_L se reduce de ese modo. La pérdida de sustentación del perfil aerodinámico se genera cuando la separación del flujo ocurre sobre una mayor porción de la superficie superior del perfil. Cuando aumenta el ángulo de ataque el punto de estancamiento retrocede a lo largo de la superficie inferior del perfil. El flujo sobre la superficie superior debe acelerarse rápidamente en ese caso para rodear la nariz del perfil aerodinámico. La presión mínima se vuelve menor y su ubicación se mueve hacia delante sobre la superficie superior. Aparece un severo gradiente de presión adverso siguiendo al punto de presión mínima; por último el gradiente de presión adverso ocasiona que el flujo se separe por completo de la superficie superior y que haya pérdida de sustentación del perfil aerodinámico

El movimiento del punto de presión mínima y la acentuación del gradiente de presión adverso son responsables del súbito aumento del C_D (coeficiente de arrastre) en la sección del flujo laminar, el cual es aparente en la figura 7.2. Este súbito aumento se debe a la temprana transición del flujo de la capa límite laminar a turbulenta sobre la superficie superior. Los aviones con secciones de flujo laminar se diseñan para volar a la velocidad de crucero en la región de arrastre bajo.

En virtud de que las secciones de flujo laminar tienen bordes delanteros muy afilados, pierden sustentación a ángulos menores de ataque que las secciones convencionales. El coeficiente de sustentación máximo posible C_{LMAX} siempre es menor en secciones de flujo laminar.

Las gráficas de C_L contra C_D (llamadas diagramas polares de sustentación-arrastre) se emplean a menudo para presentar datos de perfiles aerodinámicos. En la figura 2.14 se presenta una gráfica polar para las dos secciones mencionadas. La relación sustentación/arrastre C_L/C_D se muestra en el coeficiente de sustentación de diseño para ambas secciones. **Para un avión de masa determinada a velocidad fija, la potencia requerida para vuelo horizontal es inversamente proporcional a la relación sustentación/arrastre.**

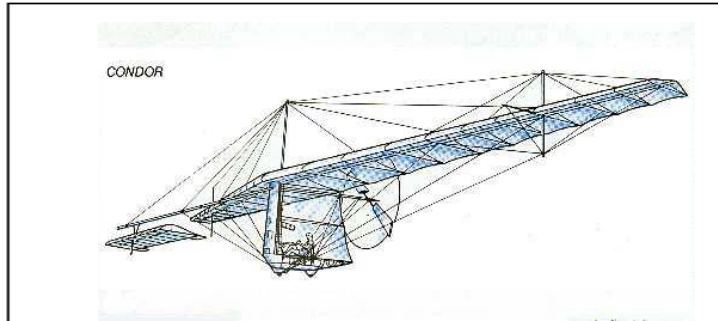


figura 2.11 Gossamer Cóndor

Las mejoras recientes en la modelación y en las capacidades de cómputo han hecho posible diseñar secciones de perfil aerodinámico que generan un nivel alto de sustentación mientras mantienen uno bajo de arrastre. Los códigos de cálculo de capa límite son utilizados con métodos inversos en el cálculo del flujo potencial para generar las distribuciones de presión y las formas de cuerpo resultantes que retrasan la transición a la posición más posterior posible. La capa límite turbulenta que sigue a la transición se mantiene en un estado de incipiente separación con fricción superficial de casi cero mediante la forma apropiada de la distribución de presión. Estos perfiles aerodinámicos diseñados por computadora se han empleado en carros de carreras para desarrollar una sustentación negativa muy alta (fuerza hacia abajo) y así, mejorar la estabilidad a elevada velocidad y el desempeño en las curvas. Se emplearon secciones aerodinámicas especialmente diseñadas para operar a bajos números de Reynolds en las alas y en la hélice del "Gossamer Condor" accionado manualmente y ganador del premio Kremer figura 2.11.

Los datos presentados han sido para secciones, pedazos de perfiles aerodinámicos de envergadura infinita los efectos de los extremos sobre las alas de tramo infinito reducen la sustentación y aumentan el arrastre. Las relaciones de sustentación/arrastre que pueden conseguirse en la práctica son menores que las obtenidas de pruebas de laboratorio para secciones de perfiles aerodinámicos. Los efectos de envergadura finita pueden correlacionarse empleando la proporción dimensional (ar), definida como:

$$ar = \frac{b^2}{A_p} \quad (2.11)$$

Donde A_p es el área del ala del avión y b es la envergadura del ala. Para un avión rectangular de envergadura b y cuerda c ,

$$ar = \frac{b^2}{A_p} = \frac{b^2}{bc} = \frac{b}{c} \quad (2.12)$$

La máxima razón de sustentación arrastre $L/D = C_L/C_D$ para una sección moderna de bajo arrastre puede ser tan alta como 400 para una dimensión proporcional infinita. Un planeador de alto desempeño podría tener aproximadamente una relación dimensional efectiva de $ar \approx 40$, un avión ligero típico ($ar \approx 12$) podría tener $S/A \approx 20$ aproximadamente. Dos ejemplos de formas bastante pobres son los cuerpos de sustentación empleados para reingresar a la atmósfera superior, los esquís de agua, que son perfiles hidrodinámicos de baja proporción dimensional.

La naturaleza ha sido consiente de los efectos de la proporción dimensional en el desempeño aerodinámico. Los pájaros planeadores, como el albatros o el cóndor de California tiene alas delgadas de larga envergadura. Las aves que deben maniobrar rápidamente para cazar los búhos por ejemplo tienen alas de envergadura relativamente cortas pero de gran área lo cual brinda una baja carga del ala (relación del peso y área del ala) y por ello de alta maniobrabilidad. Un ala de envergadura finita lleva con ella un sistema de vórtices de estela, siempre que genera sustentación. Los vórtices de estela resultan del flujo de fuga alrededor de las puntas del ala, desde la alta presión abajo hasta la baja presión arriba del ala. Estos vórtices pueden ser muy intensos y persistentes, y pueden presentar peligro 5 o 10 millas detrás de un avión grande. Se han medido velocidades del aire mayores que 200 mph en vórtices de estela en aviones grandes y pesados.

Es posible aumentar la proporción dimensional efectiva para de una proporción dimensional geométrica determinada agregando una placa en el extremo o un ala pequeña en la punta del ala. Una placa en el extremo puede ser una simple placa unida a la punta, perpendicular a la envergadura del ala, como el alerón montado en la parte posterior de un auto de carreras. Una placa en el extremo funciona bloqueando el flujo que tiende a migrar de la región de alta presión debajo de la punta del avión a la región de baja presión arriba de la punta cuando el ala esta produciendo sustentación cuando se añade la placa plana, se reduce la intensidad del vórtice de la estela y el arrastre inducido.

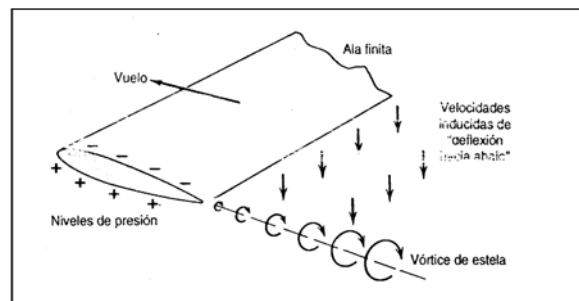


figura 2.12 Representación esquemática del sistema del vórtice de estela de un ala finita

Las alas pequeñas son cortas, con contornos aerodinámicos que se ponen perpendiculares a la punta del avión. Como una placa en el extremo, el ala pequeña reduce la intensidad del sistema del vórtice de estela y el arrastre inducido. El ala pequeña también produce una pequeña componente de fuerza en la dirección de vuelo, que tiene el efecto de reducir aún más el arrastre total del avión. El contorno y el ángulo de ataque del ala pequeña se ajustan para brindar resultados óptimos basados en las pruebas del túnel de viento.

Las velocidades de deflexión hacia abajo inducidas sobre un ala de sustentación reducen el ángulo efectivo de ataque, disminuyendo a su vez la sustentación (con un ángulo de ataque geométrico fijo, el ala “ve” un flujo aproximadamente en la media de las direcciones de flujo aguas arriba y aguas abajo). Para mantener la misma fuerza de sustentación, el ángulo geométrico de ataque debe aumentarse. Esto provoca que el arrastre aumente en comparación con el caso de la proporción dimensional infinita.

La teoría existente y los experimentos realizados han mostrado que las velocidades de deflexión hacia abajo reducen el ángulo efectivo de ataque en proporción al coeficiente de sustentación. Comparado con una sección de perfil aerodinámico el ángulo geométrico de ataque de un ala (α) debe incrementarse en:

$$\Delta\alpha \approx \frac{C_L}{\pi ar} \quad (2.13)$$

Para alcanzar el coeficiente de sustentación de la sección. Esto provoca un aumento en el coeficiente de arrastre para el ala dado por:

$$\Delta C_A \approx C_L \Delta\alpha \approx \frac{C_L^2}{\pi ar} \quad (2.14)$$

Este aumento en el arrastre debido a la sustentación se denomina arrastre inducido.

La proporción dimensional efectiva incluye el efecto de la forma del avión. Para la mayor parte de las formas del ala de avión la proporción dimensional efectiva está dentro del 15 por ciento de la proporción dimensional efectiva, el arrastre de un ala de envergadura finita se convierte en:

$$C_D = C_{D,\infty} + C_{D,i} = C_{D,\infty} + \frac{C_L^2}{\pi ar} \quad (2.15)$$

donde $C_{D,\infty}$ es el coeficiente de arrastre de la sección en C_L , $C_{D,i}$ es el coeficiente de arrastre inducido en C_L y ar es la proporción dimensional efectiva del ala de envergadura finita.

El arrastre sobre perfiles aerodinámicos surge de las fuerzas viscosas y de presión. El arrastre viscoso cambia con el número de Reynolds, pero sólo ligeramente con el ángulo de ataque. Estas relaciones y cierta terminología utilizada comúnmente se muestran en la figura 2.13.

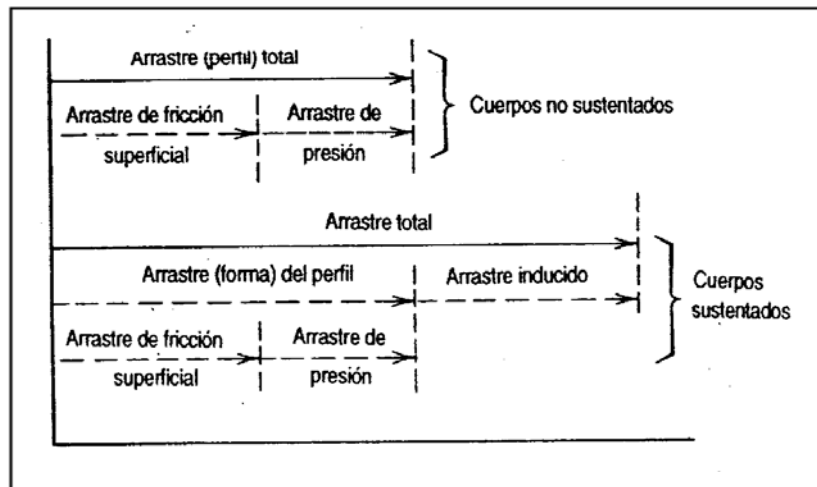


figura 2.13

Una aproximación útil a la gráfica polar de arrastre para un avión completo puede obtenerse agregando el arrastre inducido al arrastre de sustentación cero. El arrastre en cualquier coeficiente de sustentación se obtiene de

$$C_D = C_{D,0} + C_{D,i} = C_{D,0} + \frac{C_L^2}{\pi ar} \quad (2.16)$$

Donde $C_{L,0}$ es el coeficiente de arrastre a sustentación cero y ar es la proporción dimensional efectiva.

Los aviones pueden equiparse con perfiles aerodinámicos de bajo arrastre para conseguir un funcionamiento excelente en condiciones de crucero. Debido a que en los perfiles aerodinámicos delgados el coeficiente de sustentación es bajo, es necesario realizar un trabajo adicional para obtener velocidades de aterrizaje aceptablemente bajas.

En condiciones de vuelo de estado estable, la sustentación debe ser igual al peso de avión. Por tanto:

$$W = F_L = C_L \frac{1}{2} \rho V^2 A \quad (2.17)$$

La velocidad mínima de vuelo se obtiene cuando $C_L = C_{L \max}$ al resolver para V_{\min}

$$V_{\min} = \sqrt{\frac{2W}{\rho C_{L \max} A}} \quad (2.18)$$

De acuerdo a la ecuación la velocidad de aterrizaje mínima puede reducirse aumentando $C_{L \max}$ o el área del ala. Para lo cual se cuenta con dos técnicas básicas

para controlar estas variables a saber: secciones del ala de geometría variable (uso de alerones) y técnicas de control de la capa límite.

Los alerones son partes móviles del borde posterior de un ala que pueden extenderse durante el aterrizaje y el despegue para aumentar el área efectiva del ala. Los efectos en la sustentación y el arrastre de dos configuraciones típicas de alerones se muestran en la figura 2.14, como el caso del perfil aerodinámico NACA 23012. El coeficiente de sustentación máximo para esta sección se incrementa a 1.2 en condición limpia a 3.48 con alerones de doble hendidura. De acuerdo con la ecuación 2.18 la reducción correspondiente en la velocidad de aterrizaje sería del 34 por ciento.

La figura 2.14 muestra que el arrastre de la sección aumenta de manera sustancial mediante dispositivos de alta sustentación. De acuerdo a la figura 2.14, el arrastre de la sección $C_{L\max}$ ($C_D \approx 0.28$) con alerones de doble hendidura es aproximadamente

5 veces mayor que el arrastre de sección a $C_{L\max}$ ($C_D \approx 0.055$) para el perfil aerodinámico limpio. Debe agregarse el arrastre inducido debido a la sustentación al arrastre de la sección para obtener el arrastre total. Debido a que el arrastre inducido es

proporcional a C_L^2 de la ecuación $\Delta C_D \approx C_L \Delta \alpha \approx \frac{C_L^2}{\pi ar}$ el arrastre total aumenta

abruptamente a velocidades bajas del avión. A velocidades cercanas a la pérdida de sustentación del avión, el arrastre puede aumentarse lo suficiente para superar el empuje disponible de los motores.

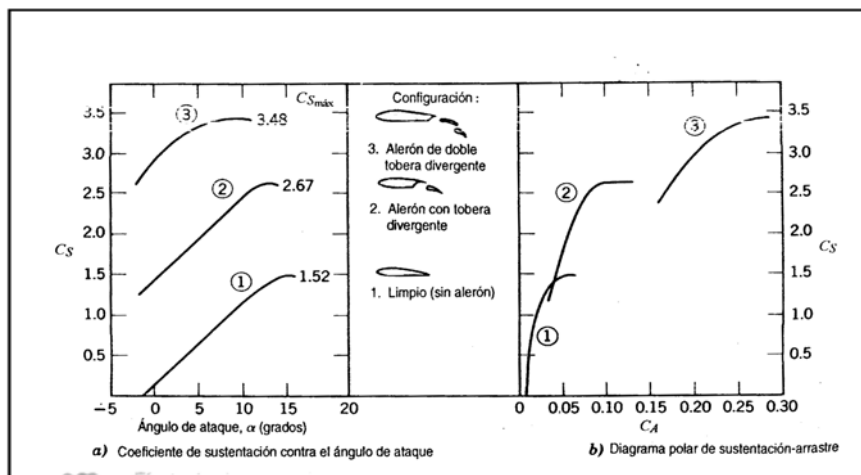


figura 2.14 Efecto de alerones sobre las características aerodinámicas de la sección del perfil aerodinámico

2.1.10 Formas aerodinámicas

Para que el flujo que circunda un objeto como permanezca unido a la superficie de dicho cuerpo como un cilindro o una esfera, deberá penetrar en regiones de presión cada vez más alta a medida que avance hacia el punto de estancamiento trasero. Si el número de Reynolds es lo bastante alto ($Re > 10$) el flujo de capa límite lento cerca de la superficie

no alcanza a llegar a la región de alta presión cerca del punto de estancamiento trasero, así que se separa del objeto.

Las formas aerodinámicas reducen la presión atrás del objeto, a fin de que el flujo lento cerca de la superficie pueda penetrar en una región de presión un poco más alta. Es posible que el fluido no alcance a llegar hasta el borde posterior del objeto aerodinámico, pero la región de separación se reducirá a un porcentaje pequeño de la región separada inicial del objeto romo. El ángulo incluido en el borde posterior no debe ser mayor de unos 20 grados, pues de lo contrario la región de separación será demasiado grande y se anulará el efecto del fuselado.

Cuando se fusela o se hace aerodinámico un cuerpo, su área superficial aumenta considerablemente. Esto elimina la mayor parte del arrastre por presión pero aumenta el arrastre por esfuerzos cortantes en la superficie. Para disminuir el arrastre, se debe minimizar la suma del arrastre por presión y el arrastre por cortantes. Por consiguiente, el cuerpo fuselado no puede ser tan largo que el arrastre por cortantes sea mayor que el arrastre por presión más el arrastre por cortantes para un cuerpo más corto.

Cabe señalar que otra ventaja del fuselado es que casi siempre se elimina el desprendimiento periódico de vórtices. Las vibraciones producidas por el desprendimiento de vórtices suelen ser indeseables, así el fuselado no solo reduce el arrastre sino que también elimina las vibraciones.

2.1.11 Sustentación y arrastre en perfiles de ala

Como se expuso con antelación, ocurre separación en un cuerpo romo como un cilindro, a causa del intenso gradiente de presión adverso que hay en la capa límite detrás del cuerpo. Un perfil de ala es un cuerpo fuselado (aerodinámico) diseñado para reducir el gradiente de presión adverso de modo que no haya separación, normalmente con un ángulo de ataque pequeño. Como se muestra en la figura 2.15. Si no hay separación, el arrastre se deberá primordialmente al esfuerzo cortante en la pared, que se debe a efectos viscosos en la capa límite.

En un perfil de ala la capa límite es muy delgada, por lo que se puede despreciar al calcular el campo de flujo (el patrón de líneas de corriente y la distribución de presión) alrededor del perfil. Al ser tan delgada la capa límite, su existencia casi no afecta la presión sobre la pared. Por tanto se puede aproximar la sustentación sobre un perfil de ala integrando la distribución de presión sobre la pared dada por la solución para flujo no viscoso.

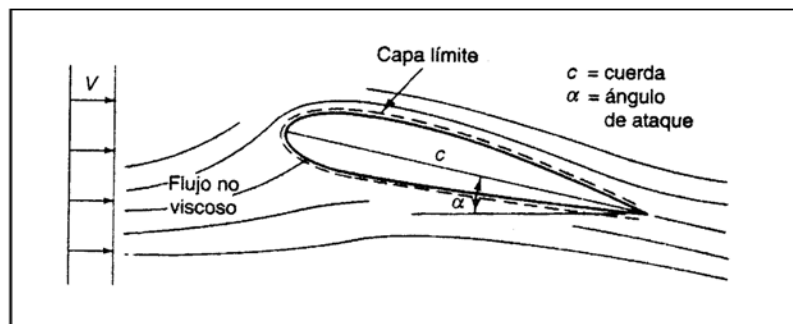


figura. 2.15 Flujo alrededor de un perfil de ala

Se puede predecir el arrastre sobre un perfil de ala despejando de las ecuaciones de la capa límite (ecuaciones de Navier-Stokes simplificadas) el esfuerzo cortante sobre la pared, y realizando la integración apropiada. Es preciso conocer el campo de flujo no viscoso para poder resolver las ecuaciones de la capa límite porque se necesitan el gradiente de presión en la pared y la velocidad de flujo no viscoso en la pared como datos para despejar el flujo de capa límite.

Para los perfiles de ala se utiliza un área proyectada, el área de plano, que es la cuerda “c” (figura 2.15) multiplicada por la longitud *L* del perfil de ala. Entonces, los coeficientes de arrastre y de sustentación como se había expuesto se definen así:

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2} \rho V^2 cL} \qquad C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2} \rho V^2 cL} \qquad (2.19)$$

En la figura 2.16 se dan los coeficientes de sustentación y arrastre para un perfil de ala representativo. En los perfiles de diseño especial el coeficiente de arrastre puede reducirse hasta 0.0035, pero el coeficiente de sustentación máximo baja cerca de 1.5. El coeficiente de sustentación de diseño (condiciones de crucero) es de alrededor de 0.3 que está cerca de la condición de coeficiente de arrastre mínimo. Esto corresponde a un ángulo de ataque de unos 2 grados, lejos de la condición de pérdida que se encuentra en los 16 grados geométricos.

Los perfiles de ala convencionales no son simétricos, por ello tienen un coeficiente de sustentación positivo con ángulo de ataque de cero. La sustentación es directamente proporcional al ángulo de ataque pero se aparta de la función de línea recta justo antes de entrar en pérdida. El coeficiente de arrastre, no tiene relación lineal con el ángulo de ataque, para despegar y aterrizar a velocidades relativamente bajas es necesario lograr coeficientes de sustentación significativamente más altos que el máximo de 1.7 de la figura 2.16

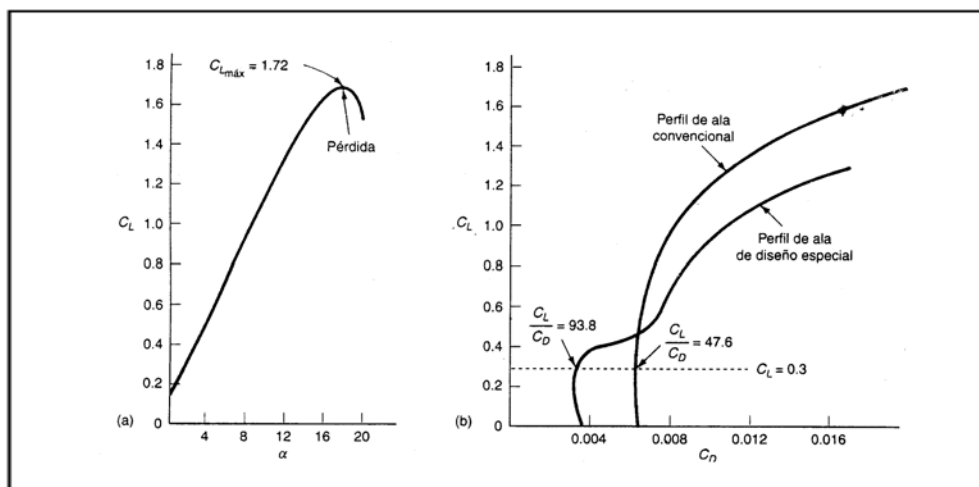


figura 2.16 Coeficientes de sustentación y arrastre para un perfil de área convencional con $Re = V_{c/v} \approx 9 \times 10^6$

Si se debe aceptar un coeficiente de sustentación relativamente bajo, es preciso agrandar el área $c \times L$ (*cuerda por longitud del ala*). Se separan alerones de una sección de cada perfil de ala, con lo que aumenta la cuerda, y también se aumenta el ángulo de ataque del alerón. Se utilizan ranuras para hacer pasar aire a alta presión desde la parte inferior hacia el flujo de capa límite, con momentum relativamente bajo, de la parte superior como se muestra en la figura 2.14, esto evita que haya separación en el alerón y mantiene una sustentación alta. El coeficiente de sustentación puede llegar a 2.5 con un alerón de una sola ranura y a 3.2 con un alerón de ranura doble. En algunos aviones modernos puede haber tres alerones en serie con tres ranuras, a fin de asegurar que la capa límite no se separe de la superficie de arriba del perfil de ala.

La sustentación total de un avión se obtiene principalmente con el perfil de ala. La longitud efectiva del perfil de ala al calcular la sustentación se toma como la distancia de punta a punta, la envergadura, ya que el fuselaje actúa para producir la sustentación en la sección media del perfil de ala. El cálculo del arrastre debe incluir el esfuerzo cortante que actúa sobre el perfil de ala, el fuselaje y la sección de la cola.

El coeficiente de arrastre es básicamente constante en los perfiles de ala cuando el número de Mach es de hasta 0.75. En ese punto ocurre una elevación repentina hasta que el número de Mach alcanza la unidad. Posteriormente, el coeficiente de arrastre disminuye lentamente. Los aviones vuelan a $M < 0.75$ o bien a $M > 1.5$, a fin de evitar los altos coeficientes de arrastre cerca de $M = 1$.

Resulta útil usar perfiles de ala inclinados hacia atrás porque es la componente de velocidad normal al borde de ataque del perfil de ala la que debe usarse para calcular el número de Mach. Las velocidades de crucero a $M = 0.8$ con alas inclinadas hacia atrás son comunes. Cabe señalar, que el consumo de combustible depende de la potencia requerida, y la potencia es la fuerza de arrastre multiplicada por la velocidad; por tanto, el consumo de combustible depende de la velocidad al cubo, suponiendo que todos los demás parámetros son constantes. Una velocidad más baja implica un ahorro de combustible a pesar de que los motores trabajan más tiempo para recorrer una distancia dada.

2.2 La mecánica de los materiales

La mecánica de los materiales es una rama de la mecánica que desarrolla las relaciones entre las cargas externas aplicadas a un cuerpo deformable y la intensidad de las fuerzas internas que actúan dentro del cuerpo, otros nombres para este campo de estudio son: resistencia de materiales y mecánica de los cuerpos deformables. Su objetivo principal es determinar los esfuerzos, deformaciones unitarias y desplazamientos en estructuras y sus componentes debido a las cargas que actúan sobre ellos.

Entender el comportamiento mecánico es esencial para el diseño seguro de todo tipo de estructuras, ya sean aviones, antenas, edificios, máquinas, motores, barcos. La estática y la dinámica tratan principalmente con las fuerzas y los movimientos de partículas y cuerpos rígidos, la mecánica de los materiales examina los esfuerzos y deformaciones unitarias dentro de los cuerpos reales, elementos de dimensiones finitas que se deforman bajo la acción de una carga.

2.2.1 Elementos teóricos a considerar

El objetivo del presente apartado no es indagar de forma exhaustiva el comportamiento mecánico de los materiales, es el establecer ciertos elementos teóricos que participan plenamente en el diseño de las estructuras de las aeronaves, estos elementos teóricos van desde definiciones simples hasta explicaciones que sin ser extensas buscan explicar algunos temas significativos de la mecánica de los materiales, en líneas posteriores se establecen definiciones de determinados temas pertenecientes a la mecánica de los materiales.

1º. Cargas externas. Un cuerpo puede estar sujeto a varios tipos diferentes de cargas externas, cualquiera de ellas podrá ser clasificada ya sea como una fuerza sobre una superficie o como una fuerza sobre la totalidad del cuerpo.

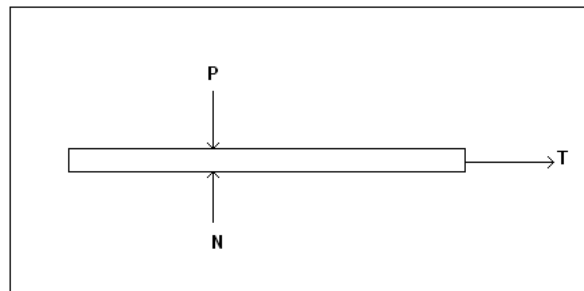


figura 2.17 Cargas externas en un cuerpo

2º. Fuerza sobre una superficie. Las fuerzas sobre una superficie son causadas por el contacto directo de un cuerpo sobre la superficie de otro. Estas fuerzas están distribuidas sobre un área de contacto entre los cuerpos. Si esta área es pequeña en comparación con el área de la superficie total del cuerpo, entonces la fuerza sobre la superficie puede ser idealizada como una sola fuerza concentrada aplicada en un punto del cuerpo. Si la carga sobre la superficie ésta aplicada a lo largo de un área angosta, la carga puede ser idealizada como una carga distribuida linealmente $W(s)$. Para este caso la carga se mide como si tuviera una intensidad de fuerza / longitud a lo largo del área y estaría representada gráficamente como una serie de flechas o vectores a lo largo de una línea.

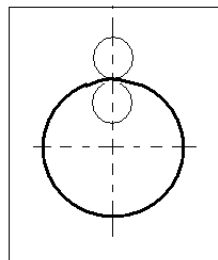


figura 2.18 Fuerza sobre una superficie
(transmisión mediante anillo elástico flexible)

3°. Reacciones en los soportes. Las fuerzas de superficie que se desarrollan en los soportes o puntos de apoyo entre cuerpos se llaman reacciones. Una manera posible de determinar un tipo de reacción en el soporte es imaginar al miembro conectado como si se trasladara o girara en una dirección determinada. Si el soporte impide la traslación en una dirección dada, entonces se desarrolla una fuerza sobre el miembro en esta dirección. Si impide la rotación, se ejerce sobre el miembro un momento o par.

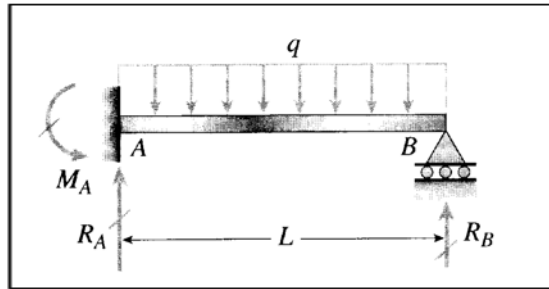


figura 2.19 Reacciones en los soportes de una viga

4°. Ecuaciones de equilibrio. El equilibrio de un cuerpo requiere de un balance de fuerzas para impedir que el cuerpo se traslade a lo largo de una trayectoria recta, de igual forma se requiere de un balance de momentos a fin de que el cuerpo no gire. Las condiciones anteriormente expuestas se expresan matemáticamente por las dos ecuaciones vectoriales.

$$\begin{cases} \Sigma F = 0 \\ \Sigma M_0 = 0 \end{cases} \quad (2.19)$$

Donde, ΣF representa la suma de todas las fuerzas que actúan sobre el cuerpo, y ΣM_0 es la sumatoria de los momentos de todas las fuerzas con respecto a cualquier punto O dentro o fuera del cuerpo. Para lo cual se debe establecer un sistema de coordenadas x, y, z con origen en el punto de origen O , donde los vectores de fuerza y de momento pueden ser resueltos en componentes a lo largo de los ejes de coordenadas y las dos ecuaciones anteriores pueden escribirse en forma escalar como seis ecuaciones:

$$\begin{cases} \Sigma F_x = 0 & \Sigma F_y = 0 & \Sigma F_z = 0 \\ \Sigma M_x = 0 & \Sigma M_y = 0 & \Sigma M_z = 0 \end{cases} \quad (2.20)$$

La carga sobre un cuerpo puede ser representada como un sistema de fuerzas coplanares. En este caso, las fuerzas están situadas en el plano $x-y$ para lo cual las condiciones de equilibrio del cuerpo pueden ser especificadas por tres ecuaciones escalares de equilibrio

$$\begin{cases} \Sigma F_x = 0 \\ \Sigma F_y = 0 \\ \Sigma M_o = 0 \end{cases} \quad (2.21)$$

En este caso, el punto **O** es el origen de las coordenadas, los momentos estarán dirigidos a lo largo de eje z, perpendicular al plano que contiene las fuerzas.

La aplicación satisfactoria de las ecuaciones de equilibrio requiere de una completa especificación de todas las fuerzas conocidas y desconocidas que actúan sobre el cuerpo. La mejor manera de explicar estas fuerzas consiste en trazar un diagrama de cuerpo libre.

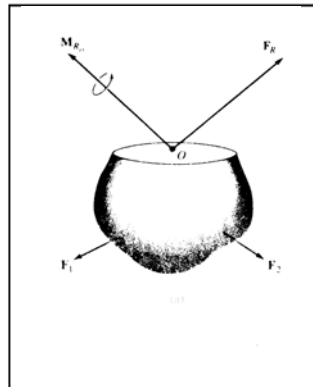


figura 2.20 Cargas actuando sobre un cuerpo

5°. Cargas internas. Una de las aplicaciones de la estática en el presente trabajo es el análisis de problemas relacionados con la mecánica de los materiales orientado a determinar la fuerza y el momento resultantes que actúan dentro de un cuerpo, y que son necesarios para mantener a un cuerpo unido cuando este se encuentra sujeto a cargas externas. Para obtener las cargas internas que actúan sobre una región dada en el interior de un cuerpo es necesario utilizar el método de secciones, el cual contempla realizar un corte imaginario a través de la región que va a ser analizada, las dos partes del cuerpo se separan y se traza un diagrama de cuerpo libre de una de las partes, en el caso de piezas largas y esbeltas, barras y vigas, la sección a ser considerada se toma perpendicular al eje longitudinal de la pieza, llamada sección transversal.

6°. Fuerza normal (Nz). Actúa perpendicularmente al área. Esta fuerza se desarrolla cuando las cargas externas tienden a empujar a los dos segmentos del cuerpo o a tirar de ellos.

7°. V es la fuerza cortante. Puede determinarse a partir de sus dos componentes usando la suma vectorial. La fuerza cortante se halla en el plano del área y se desarrolla cuando las cargas externas tienden a causar que los dos segmentos del cuerpo en análisis se deslicen uno sobre otro.

8°. T_z *Es el momento de torsión o par de torsión.* Se desarrolla cuando las cargas externas tienden a torcer un segmento del cuerpo con respecto de otro.

9°. M *es el momento flexionante.* Se determina apartir de la suma vectorial de dos componentes. El momento flexionante es causado por las cargas externas que tienden a doblar al cuerpo con respecto a un eje que esta en el plano del área.

2.2.2 Esfuerzo

La deformación de un cuerpo bajo la acción de una carga esta relacionada con la distribución de la fuerza interna. Respecto de ésta deformación se debe tener en consideración que los materiales son continuos, es decir, que constata de una distribución de materia continua y uniforme que no tiene huecos, en lugar de estar compuesta de un número finito de átomos. Además el material debe ser cohesivo, lo cual significa que todas las porciones de el están conectadas entre sí, en lugar de tener roturas, grietas, o separaciones.

Ahora considerando un área de tamaño infinitesimal ΔA la distribución de fuerza que actúa sobre esa área estará compuesta de un número infinito de fuerzas, cada una de ellas actuando en un punto específico del área, con forme esta reduce su tamaño acercándose a cero, así también los hace la fuerza ΔF y sus componentes, teniendo como consecuencia que el cociente de la fuerza entre el área tienda al infinito. **Este cociente se llama esfuerzo, y describe la intensidad de la fuerza interna sobre un plano específico que pasa por un punto.**

El esfuerzo normal es la intensidad de la fuerza, o fuerza por unidad de área, que actúa normal a ΔA se define como el esfuerzo normal, llamado σ (sigma). Cuya expresión matemática es:

$$\sigma = \lim_{\Delta A \rightarrow 0} \frac{\Delta F_n}{\Delta A} \quad (2.22)$$

Si la fuerza normal o esfuerzo “tira” del área elemental ΔA como se muestra en la figura 2.22, ésta se conocerá como un esfuerzo de tensión, mientras que si “empuja” sobre ΔA se le llamara esfuerzo de compresión.

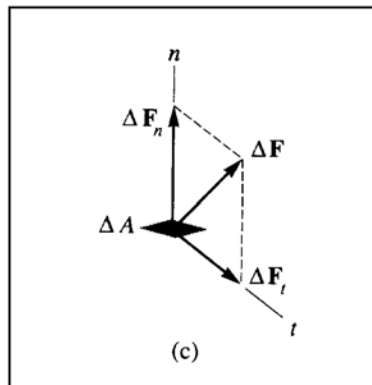


figura 2.21

2.2.3 Esfuerzo normal

Los conceptos fundamentales de la mecánica de los materiales son el esfuerzo y la deformación unitaria. Estos conceptos se observan claramente si se toma como ejemplo una barra prismática sometida a fuerzas axiales.



figura 2.22 Miembros estructurales sometidos a cargas axiales

La barra de arrastre de la figura 2.22 es un ejemplo de un miembro estructural sometido a tensión, del cual se puede aislar un segmento de ella como cuerpo libre (figura 2.23). Al analizar el diagrama de cuerpo libre se desprecia el peso de la barra y se considera que las únicas fuerzas activas son las fuerzas axiales P en los extremos. La longitud inicial de la barra se denota con la letra L y el incremento de la longitud con la letra δ (delta).

Los esfuerzos internos de la barra quedan expuestos haciendo un corte imaginario a través de la barra. Como esta sección se toma perpendicularmente al eje longitudinal de la barra, (sección transversal) aislando la parte izquierda de la sección transversal como cuerpo libre, se observa que en el fragmento restante de la derecha la acción de la fuerza distribuida en forma continua que actúa sobre la sección transversal.

La intensidad de la fuerza (la fuerza por área unitaria) es el esfuerzo denotado por la letra griega σ . La fuerza axial P que actúa en la sección transversal es la resultante de esfuerzos distribuidos en forma continua.

Si los esfuerzos están distribuidos uniformemente sobre la sección transversal del elemento su resultante es la intensidad σ multiplicada por el área A de la sección transversal del elemento, de lo que se obtiene la siguiente expresión para la magnitud de los esfuerzos.

$$\sigma = P/A \quad (2.23)$$

Esta ecuación da la intensidad del esfuerzo uniforme en una barra prismática cargada axialmente de sección transversal arbitraria. Como anteriormente se definió: cuando la barra es estirada por las fuerzas P , los esfuerzos son esfuerzos de tensión, si se interviene el sentido de las fuerzas ocasionando que la barra sea comprimida, se obtienen los esfuerzos de compresión. Debido a que los esfuerzos actúan en una dirección perpendicular a la superficie cortada (figura 2.23 b), se llaman esfuerzos normales. Así los esfuerzos normales pueden ser de tensión o de compresión, para este caso la convención de signos define los esfuerzos de tensión como positivos y los esfuerzos de compresión como negativos.

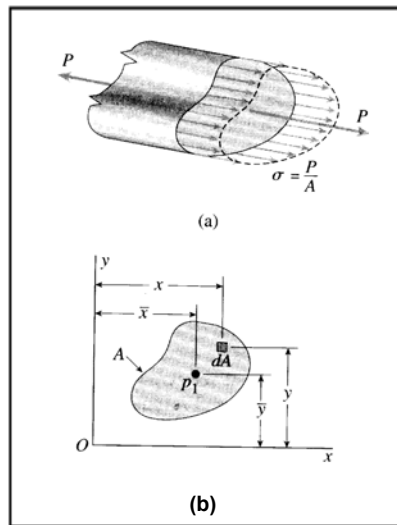


figura 2.23 Barra cargada axialmente

2.2.4 Deformación unitaria normal

El alargamiento δ es el resultado acumulativo del alargamiento de todos los elementos del material en todo el volumen de la barra, por lo que el alargamiento de un segmento de la barra es igual a su longitud dividida entre la longitud total y multiplicada por el alargamiento total. Por tanto, una unidad de longitud de la barra tendrá un alargamiento igual a $1/L$ veces. Esta cantidad se denomina alargamiento por unidad de longitud, o deformación unitaria, y se representa con la letra ε la cual se calcula mediante la expresión

$$\varepsilon = \frac{\delta}{L} \quad (2.23)$$

Si la barra está en tensión, la deformación unitaria se llama deformación unitaria a tensión, que representa un alargamiento o estiramiento del material. Si la barra está en compresión, la deformación unitaria es una deformación unitaria en compresión y la barra se acorta. En términos generales, la deformación unitaria a tensión se considera positiva y la deformación unitaria a compresión, negativa. La deformación unitaria ε se llama deformación unitaria normal porque ésta asociada con esfuerzos normales.

2.2.5 Esfuerzo normal promedio en una barra cargada axialmente

Los miembros estructurales o mecánicos largos y esbeltos, están sujetos a cargas axiales que usualmente están aplicadas en los extremos de la pieza. Para el análisis de estos elementos se desprecia el peso de la barra y se secciona como se muestra en la figura 2.24 entonces, para el equilibrio del segmento la fuerza interna resultante que actúa sobre la sección transversal debe ser de igual magnitud, de dirección opuesta y colineal con la fuerza que actúa en el extremo de la barra.

Antes de determinar la distribución del esfuerzo promedio que actúa sobre la sección transversal de una barra, es necesario plantear algunas hipótesis que sirvan de simplificación con respecto a la descripción del material y la aplicación específica de la carga. Así, el análisis dependerá de que la barra permanezca recta tanto antes como después de ser aplicada la carga, y también, la sección transversal deberá permanecer plana durante la deformación, esto es, durante el tiempo en que la barra cambia su volumen y formas. Si esto ocurre, entonces las líneas horizontales y verticales trazadas en forma de rejilla sobre la barra en la figura 2.23 deberán deformarse uniformemente cuando la barra esté sujeta a la carga. No se considerarán regiones de la barra cercanas a sus extremos, en donde la aplicación de cargas externas puede causar distorsiones locales. En vez de esto se considera sólo la distribución del esfuerzo en la sección media de la barra.

La deformación uniforme ocurre siempre y cuando P sea aplicada a lo largo del eje centroidal de la sección transversal. También, la deformación uniforme de la barra ocurrirá si se supone que el material es homogéneo e isotrópico. Un material homogéneo tiene las mismas propiedades físicas y mecánicas en todo su volumen, un material isotrópico tiene esas mismas propiedades en todas direcciones. Muchos materiales de ingeniería son aproximadamente homogéneos e isotrópicos. Los materiales anisotrópicos tienen propiedades diferentes en direcciones diferentes, si la anisotropía está en una dirección especificada a través del material, también se deformará uniformemente cuando se someta a una carga axial.

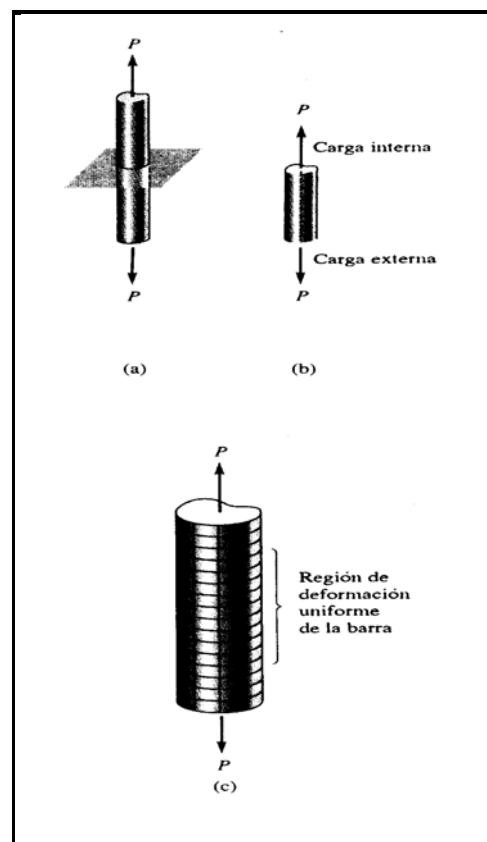


figura 2.24 Deformación en una barra cargada axialmente

2.2.6 Distribución del esfuerzo normal promedio

Si una barra esta sujeta a una deformación uniforme constante, puede suponerse que esta deformación es causada por esfuerzo normal constante, el cual está uniformemente distribuido en el área de la sección transversal de la barra figura 2.25. Puesto que cada área ΔA de la sección transversal está sujeta a una fuerza, entonces la suma de estas fuerzas que actúan sobre toda el área de la sección transversal debe ser equivalente a la fuerza interna resultante P en la sección. Si hacemos que $\Delta A \rightarrow dA$ y, por lo tanto que $\Delta F \rightarrow dF$ entonces, puesto que σ es constante tendremos que:

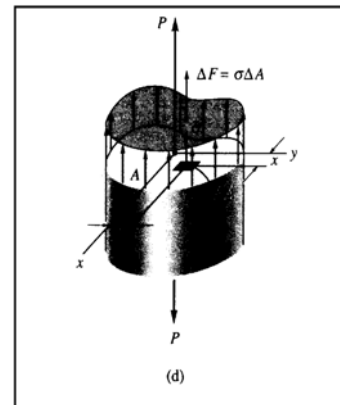


figura 2.25

$$F_{R_z} = \sum F_z \quad y \quad \int dF = \int_A \sigma dA$$

entonces $P = \sigma A$

Con lo que

$$\sigma = \frac{P}{A}$$

(2.24)

2.2.7 Esfuerzo normal bajo carga axial

En los términos cualitativos más simples, el esfuerzo es la intensidad de la fuerza. Un cuerpo debe ser capaz de soportar la intensidad de una fuerza interna; si no es así, el cuerpo puede romperse o deformarse excesivamente. La intensidad de una fuerza (esfuerzo) es la fuerza dividida entre el área sobre la cual se distribuye la fuerza. Así:

$$Esfuerzo = \frac{Fuerza}{\ddot{A}rea}$$

(2.25)

Las fuerzas mostradas en la figura 26.2 son colineales con el eje centroidal de la barra de argolla y producen una carga de tensión en la barra. Estas fuerzas se llaman fuerzas *axiales*. Cuando la barra de argolla se corta con un plano transversal, como el plano *a-a* de la figura 2.26, se puede dibujar un diagrama de cuerpo libre de la mitad inferior de la barra como se muestra en la figura 2.27. El equilibrio de esta parte de la barra se obtiene con una distribución de fuerza interna que se desarrolla en la sección transversal expuesta. Esta distribución de fuerza interna tiene una resultante F que es normal a la superficie expuesta, es igual a P en magnitud, y tiene una línea de acción que es colineal con la línea de acción P . Una intensidad promedio de la fuerza interna o esfuerzo normal promedio σ_{prom} en la sección transversal, puede calcularse como:

$$\sigma_{prom} = \frac{F}{A} \quad (2.26)$$

Donde F es la magnitud de la fuerza interna F y A es el área de la sección transversal de la barra; σ es el esfuerzo normal. Se emplea el signo positivo para denotar un esfuerzo normal de tensión (miembro a tensión) y el signo negativo para indicar un esfuerzo normal de compresión (miembro a compresión).

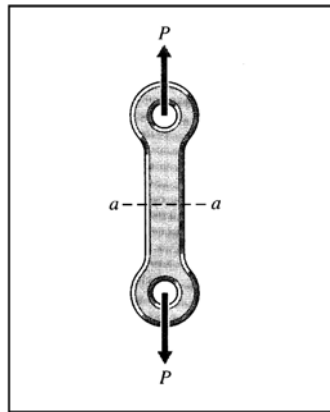


figura 2.26 Barra sometida a carga en tensión

Considerando una pequeña área ΔA en la sección transversal expuesta de la barra y sea que ΔF represente la magnitud de la resultante de las fuerzas internas transmitidas por ésta área pequeña (figura 2.27 b). La intensidad promedio de la fuerza interna que transmite el área ΔA se obtiene al dividir ΔF entre ΔA . Si se supone que las fuerzas internas transmitidas por la sección tiene una distribución continua, el área ΔA puede hacerse cada vez más pequeña y aproximarse y acercarse a un punto en el límite en la superficie expuesta. La fuerza ΔF correspondiente también se hace cada vez más pequeña. El esfuerzo sobre la sección transversal hacia el cual converge ΔA se establece como:

$$\sigma = \lim_{\Delta A \rightarrow 0} \frac{\Delta F}{\Delta A} \quad (2.27)$$

En general, el esfuerzo σ para un punto dado en una sección transversal de una barra sujeta a carga axial no será el mismo que el esfuerzo promedio calculado al dividir la fuerza F entre el área A de la sección transversal. Sin embargo para los miembros largos y esbeltos sujetos a carga axial como los que se encuentran en armaduras y estructuras similares, generalmente se supone que los esfuerzos normales tienen una distribución uniforme excepto en la vecindad de los puntos de aplicación de las cargas.

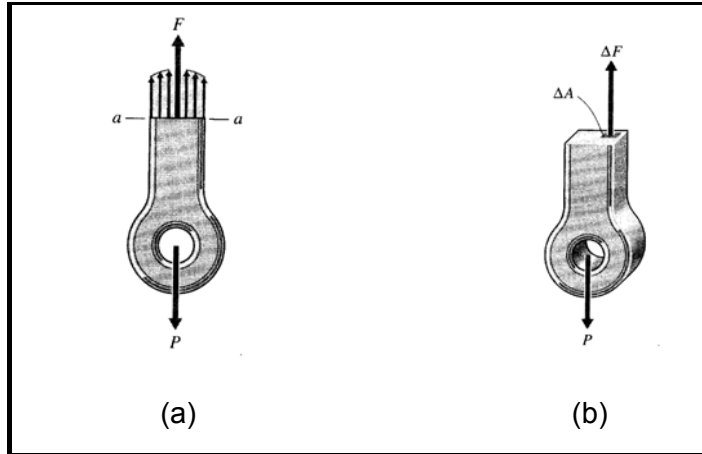


figura 2.27 Sección transversal de una barra sujeta a carga axial

2.2.8 Esfuerzo cortante en conexiones

Las cargas aplicadas a una estructura o máquina generalmente se transmiten a los miembros individuales a través de conexiones que emplean remaches, pernos, seguros clavos o soldadura. En todas estas conexiones, uno de los esfuerzos inducidos más significantes es el esfuerzo cortante. En la conexión de perno y seguro mostrada en la figura 2.28 se visualiza el concepto de esfuerzo cortante.

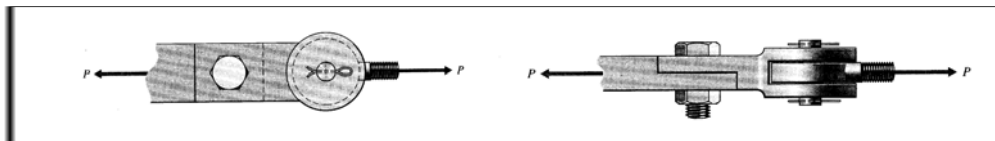


figura 2.28 conexión de perno y seguro

El método por el cual se transfieren cargas de un miembro de la conexión a otro es por medio de una distribución de fuerza cortante (interna) en una sección transversal del perno o seguro empleados para efectuar la conexión. En la figura 2.29 se muestra un diagrama de cuerpo libre del miembro izquierdo de la conexión de la figura 2.28 en este diagrama, se observa un corte transversal a través del perno, y la porción inferior del perno permanece en contacto con el miembro izquierdo. La distribución de fuerza cortante en la sección transversal del perno ha sido reemplazada por una fuerza cortante resultante V . Ya que se emplea solamente una sección transversal del perno para efectuar la transmisión de carga entre los miembros, se dice que el perno se encuentra a cortante simple; por lo tanto, el equilibrio requiere que la fuerza cortante resultante V sea igual a la carga aplicada.

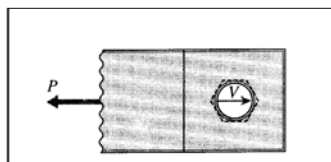


figura 2.29 Corte transversal a través del perno

En la figura 2.30 se muestra un diagrama de cuerpo libre para la barra de argolla roscada del extremo derecho de la conexión de la figura 2.28 en este diagrama se observan dos cortes transversales a través del perno, mientras que la parte media del perno permanece

en contacto con la barra de argolla. En este caso, se emplean dos secciones transversales del seguro para efectuar la transmisión de carga entre miembros de la conexión y se dice que el seguro se encuentra a cortante doble. Como resultado, el equilibrio requiere que la fuerza cortante V en cada sección transversal del seguro sea igual a la mitad de la carga aplicada.

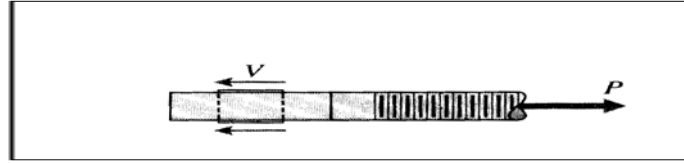


figura 2.30 Diagrama de cuerpo libre para la barra de argolla roscada

De la definición de esfuerzo dada por la relación 2.25 el esfuerzo cortante promedio (τ) para la sección transversal del perno del seguro puede calcularse como:

$$\tau_{prom} = \frac{V}{A} \quad (2.28)$$

Donde V es la magnitud de la fuerza cortante y A es el área transversal del perno o del seguro.

El esfuerzo en un punto en la sección transversal del perno o del seguro puede obtenerse usando el mismo tipo de proceso de límite que se usó para obtener la ecuación 2.27 para calcular el esfuerzo normal en un punto. Así,

$$\tau = \lim_{\Delta A \rightarrow 0} \frac{\Delta V}{\Delta A} \quad (2.29)$$

El esfuerzo cortante verdadero para cualquier punto en particular y el esfuerzo cortante máximo en una sección transversal son diferentes.

2.3 Conceptos de resistencia de materiales

De la misma forma en que inicio la sección anterior en el presente apartado se dedican algunos párrafos para definir aquellos conceptos que se han considerado fundamentales en el diseño de estructuras y de elementos estructurales, las barras cargadas axialmente son elementos estructurales fundamentales de diseño, la distribución de fuerzas y la Ley de Hooke son conceptos teóricos que deben ser contemplados al trabajar con la mecánica y resistencia de los materiales, por lo anterior las líneas siguientes buscan explicar de forma sencilla estos y algunos otros conceptos.

2.3.1 Barra cargada axialmente

Retomando el ejemplo del apartado 2.2.3, se indicó que para que haya equilibrio estático, las magnitudes de las fuerzas deben ser iguales. Si están dirigidas en sentido de alejarse de la barra, se dice que esta está sometida a tracción mientras que si actúan hacia la barra, existe un estado de compresión. En la figura 2.31b están representados los dos

casos. Bajo la acción de estas dos fuerzas aplicadas se originan otras fuerzas internas dentro de la barra, que pueden estudiarse imaginando un plano que la corte en un punto cualquiera y sea perpendicular a su eje longitudinal. En la figura 2.31a se designa este plano por a-a. El plano no deberá estar demasiado cerca de ninguno de los extremos de la barra. Al retirar la parte de barra situada a la derecha del plano, como en la figura 2.31b, deberá sustituirse por el efecto que ejerce sobre la parte izquierda. Por este procedimiento de considerar el corte por un plano, las fuerzas que eran internas originalmente se convierten en externas respecto a la parte de cuerpo que queda. Para que exista equilibrio en la parte de la izquierda, este efecto debe ser una fuerza horizontal de magnitud P , aunque esta fuerza que actúa normalmente a la sección a - a es, en realidad, la resultante de las fuerzas repartidas que actúan en dicha sección en sentido perpendicular a ella.

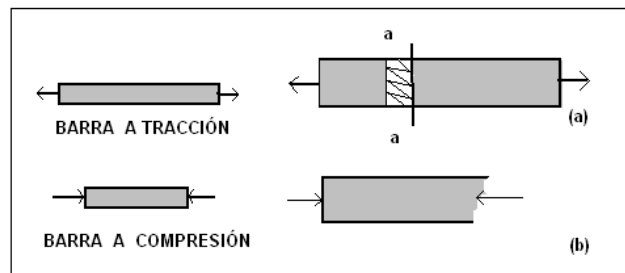


figura 2.31

2.3.2 Distribución de las fuerzas resistentes

La distribución de fuerzas no se da de forma uniforme en la barra, a consecuencia de la orientación caprichosa de los granos cristalinos de los que está compuesta. El valor exacto de la fuerza que actúa en cada elemento de la sección transversal es función de la naturaleza y la orientación de la estructura cristalina en ese punto, pero para el conjunto de la sección la hipótesis de una distribución uniforme da una exactitud aceptable desde el punto de vista de la ingeniería.

2.3.3 Tensión normal

La intensidad de la fuerza normal por unidad de superficie se llama tensión normal y se mide en unidades de fuerza por unidad de superficie, (kg/cm^2). En ocasiones se utiliza la expresión tensión total para expresar la fuerza resultante axial en kilogramos. Si las fuerzas aplicadas a los extremos de una barra son tales que ésta está sometida a tracción, se establecen tensiones de tracción en la misma; si está sometida a compresión tenemos tensiones de compresión. Es esencial que la línea de aplicación de las fuerzas pase por el centro de cada sección transversal de la barra.

2.3.4 Deformación normal (ε)

La deformación normal ε es el cociente de la relación existente entre el alargamiento total de un elemento ΔL y una longitud patrón L , resumiendo $\varepsilon = \Delta L / L$ de esta relación se observa que la deformación es el cociente y debido a que éste se expresa en centímetros sobre centímetros, se obtiene una expresión adimensional.

2.3.5 Curva Esfuerzo-deformación.

Cuando se aumenta gradualmente la carga axial por incrementos de carga en una probeta de ensayo, se mide el alargamiento de la longitud patrón para cada incremento, continuando de este modo hasta que se produce la rotura de la muestra. Conociendo el área original de la sección transversal de la probeta puede obtenerse la tensión normal, representada por σ para cada valor de la carga axial empleando la relación:

$$\sigma = \frac{P}{A} \quad (2.29)$$

Donde P representa la carga axial en kilogramos o libras y A el área primitiva de la sección transversal. Con varios pares de valores de la tensión normal σ y de la deformación normal ϵ se ha representado gráficamente los datos experimentales tomando estas cantidades como ordenadas y abscisas, respectivamente. De lo cual se obtiene un diagrama tensión-deformación del material para este tipo de carga. Este diagrama puede adoptar numerosas formas; en la figura 2.32 se representan varios gráficos típicos de materiales usados normalmente en ingeniería.

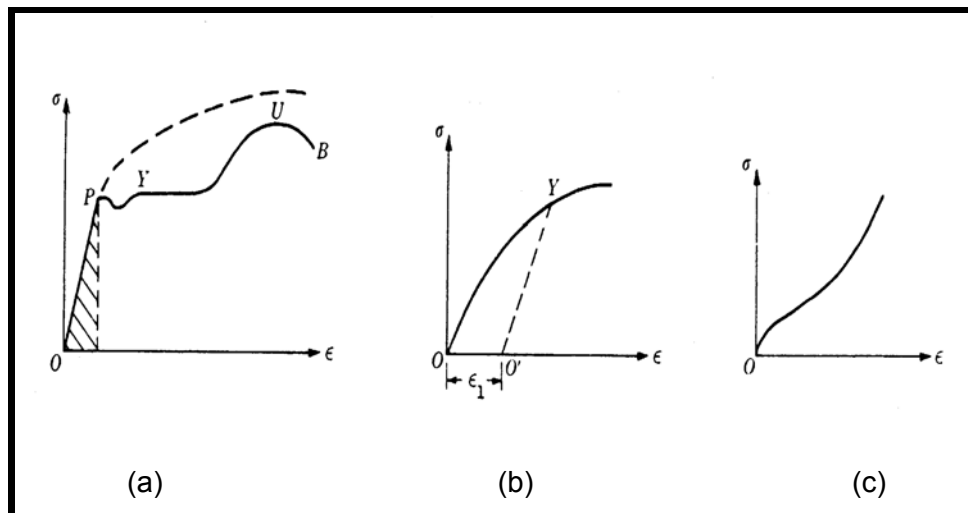


figura 2.32 Diagramas Esfuerzo-deformación

2.3.6 Materiales dúctiles y frágiles

Los materiales metálicos usados en la ingeniería se clasifican generalmente en dúctiles y frágiles. Un material dúctil es el que tiene un alargamiento a tracción relativamente grande hasta llegar al punto de rotura (por ejemplo, el acero estructural o el aluminio) mientras que un material frágil tiene una deformación relativamente pequeña hasta el mismo punto. Frecuentemente se toma como línea divisoria entre las dos clases de materiales un alargamiento arbitrario de 0.05 cm/cm, (la fundición y el hormigón son ejemplos de materiales frágiles).

2.3.7 Ley de Hooke

La relación lineal entre el alargamiento de un elemento y la fuerza axial que produce dicho fenómeno, fue observada por primera vez por Sir Robert Hooke en 1678 y fue nombrada ley de Hooke. Para describir esta zona inicial del comportamiento del material, se escribe:

$$\sigma = E\varepsilon \quad (2.30)$$

Donde E representa la pendiente de la parte recta (OP) de la curva tensión-deformación de la figura 2.32a.

2.3.8 Módulo de elasticidad

Inicialmente, la deformación es en esencia proporcional al esfuerzo y reversible, después de eliminar el esfuerzo la deformación desaparece. El módulo de elasticidad (módulo de Young) es la relación entre el esfuerzo σ y la deformación ε .

$$E = \sigma / \varepsilon \quad (2.31)$$

En los manuales aparecen tabulados los valores de E para diversos materiales usados en la ingeniería. Para muchos de los materiales usados en la ingeniería el módulo de elasticidad en compresión es casi igual al encontrado en tracción.

2.3.9 Propiedades mecánicas de los materiales

La curva tensión-deformación de la figura 2.32 se puede usar para determinar varias características de resistencia del material, como son::

1ª Límite de proporcionalidad

A la ordenada del punto P (figura 2.31b) se le conoce por límite de proporcionalidad, esto es, la máxima tensión que se puede producir durante un ensayo de tracción simple de modo que la tensión sea función lineal de la deformación. Para un material que tenga la curva tensión-deformación como la representada en la figura 2.31b no existe límite de proporcionalidad.

2ª Límite elástico

La ordenada de un punto que casi coincide con P se conoce por límite elástico, esto es, la tensión máxima que puede producirse durante un ensayo de tracción simple de modo que no haya deformación permanente o residual cuando se suprime totalmente la carga. Para muchos materiales son casi idénticos los valores numéricos del límite elástico y del límite de proporcionalidad, por lo que a veces se consideran sinónimos. En los casos en que es notoria la diferencia, el límite elástico es casi siempre mayor que el de proporcionalidad.

3ª Límite elástico aparente o de fluencia.

A la ordenada del punto Y en el que se produce un aumento de deformación sin aumento de tensión se le conoce por límite elástico aparente o límite de fluencia del material. Cuando la carga ha aumentado hasta el punto Y , se dice que se produce fluencia. Algunos materiales presentan en la curva tensión-deformación dos puntos en los que hay aumento de deformación sin que aumente la tensión. Se les conoce por límites de fluencia superior e inferior.

4ª Módulo de resiliencia

El trabajo realizado en un volumen unidad de material cuando se aumenta una fuerza de tracción simple gradualmente desde cero hasta un valor tal que se alcance el límite de proporcionalidad del material, se define como módulo de resiliencia. Puede calcularse por el área bajo la curva tensión-deformación desde el origen hasta el límite de proporcionalidad y se representa por la superficie rayada en la figura 2.32a. Así, pues la resiliencia de un material es su capacidad de absorber energía en la zona elástica.

5ª Módulo de tenacidad

El trabajo realizado en un volumen unidad de material cuando se aumenta una fuerza de tracción simple gradualmente desde cero hasta el valor que produce la rotura, se define como módulo de tenacidad. Puede calcularse por el área total bajo la curva tensión-deformación desde el origen hasta la rotura. La tenacidad de un material es su capacidad de absorber energía en la zona plástica del material.

6ª Estricción

La relación entre la disminución del área de la sección transversal respecto a la primitiva en la fractura, dividida por el área primitiva y multiplicada por 100 se llama estricción. Hay que observar que cuando actúan fuerzas de tracción en una barra disminuye el área de la sección transversal, pero generalmente se hacen los cálculos de las tensiones en función del área primitiva, como en el caso de la figura 2.32a las deformaciones se hacen cada vez mayores, se más interesante considerar los valores instantáneos del área de la sección transversal (que son decrecientes), con lo cual se obtiene la curva tensión-deformación verdadera, que tiene el aspecto de la línea de trazos de la figura 30.2 (a).

7ª Alargamiento de rotura

La relación entre el aumento de longitud (de la longitud patrón) después de la fractura y la longitud inicial, multiplicada por 100, es el alargamiento de rotura. Se considera que tanto la estricción como el alargamiento de rotura son medidas de la ductilidad del material.

8ª Tensión de trabajo

Frecuentemente, esta tensión se determina simplemente dividiendo la tensión en la fluencia o rotura por un número llamado coeficiente de seguridad

9ª Límite elástico convencional

La ordenada de la curva tensión-deformación para la cual el material tiene una deformación permanente predeterminada cuando se suprime la carga se llama límite elástico convencional del material. Se suele tomar como deformación permanente 0.002 a 0.003 cm por cm; pero estos valores son totalmente arbitrarios. En la figura 2.32b se ha representado una deformación permanente en el eje de deformaciones y se ha trazado la recta OY paralela a la tangente inicial a la curva. La ordenada de Y representa el límite elástico convencional del material, llamado a veces tensión de prueba.

2.3.10 Coeficiente de dilatación lineal

Se define como la variación por unidad de longitud de una barra recta sometida a un cambio de temperatura de un grado. El valor de este coeficiente es independiente de la unidad de longitud, pero depende de la escala de temperatura empleada. Las variaciones de temperatura en una estructura dan origen a tensiones internas del mismo modo que las cargas aplicadas.

2.3.11 Relación de Poisson

Cuando una barra está sometida a una carga de tracción simple P se produce en ella un aumento de longitud en la dirección de la carga, así como una disminución de las dimensiones laterales perpendiculares a ésta. La relación entre la deformación en la dirección lateral y la de la dirección axial se define como relación de Poisson. La representaremos por la letra griega ν . Para la mayoría de los metales está entre 0,25 y 0,35.

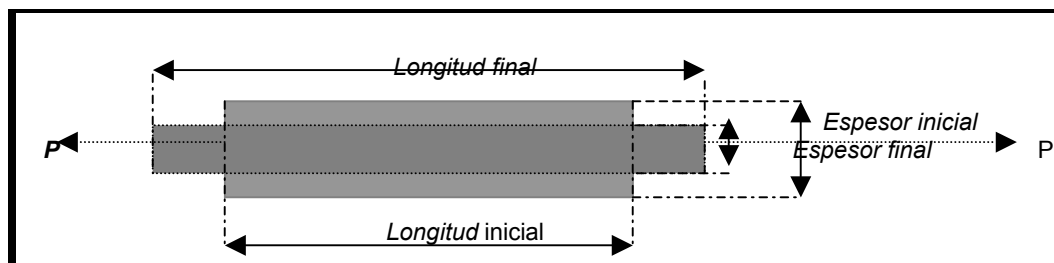


figura 2.33 La relación de Poisson es
La relación existente entre el aumento de longitud de una barra y el decremento de su área transversal, ante la acción de una carga axial P .

2.3.12 Forma general de la ley de Hook

Se ha dado la forma simple de la ley de Hooke para tracción axial cuando la carga está totalmente según una recta, esto es, es uniaxial. Se consideró solamente la deformación en la dirección de la carga y se dijo que era

$$\varepsilon = \frac{\sigma}{E} \quad (2.31)$$

En el caso más general, un elemento de material está sometido a tres tensiones normales perpendiculares entre sí acompañadas de tres deformaciones respectivamente. Superponiendo las componentes de la deformación originada por la contracción lateral debida al efecto de Poisson a las deformaciones directas, obtenemos el enunciado general de la ley de Hooke:

$$\begin{aligned}\epsilon_x &= \frac{1}{E} [\sigma_x - \mu(\sigma_y + \sigma_z)] \\ \epsilon_y &= \frac{1}{E} [\sigma_y - \mu(\sigma_x + \sigma_z)] \\ \epsilon_z &= \frac{1}{E} [\sigma_z - \mu(\sigma_x + \sigma_y)]\end{aligned}\quad (2.32)$$

2.3.13 Clasificación de los materiales

Existen diversas clasificaciones de los materiales, algunas de ellas basadas en la estructura atómica de los materiales, sin embargo es del interés de este apartado describir la clasificación de los materiales respecto de sus propiedades elásticas:

Material homogéneo, que tiene las mismas propiedades elásticas (E) en todos los puntos del cuerpo.

Material isótropo, que tiene las mismas propiedades elásticas en todas las direcciones en cada punto del cuerpo. No todos los materiales son isótropos. Si un material no tiene ninguna clase de simetría elástica se llama anisótropo o, a veces aeolotrópico. En lugar de tener dos constantes elásticas independientes (E , μ) como un material isótropo, esta sustancia tiene 21 constantes elásticas. Si el material tiene tres planos de simetría elástica perpendiculares entre sí dos a dos se dice que es ortotrópico, en este caso el número de constantes independientes es 9.

2.4 Cargas de diseño, esfuerzos admisibles y factor de seguridad

En el diseño de elementos mecánicos se debe seleccionar cuidadosamente el material y dimensiones de un miembro para que este realice la función especificada sin fallar. La falla se define como el estado o condición en la cual un miembro o estructura ya no funcionan como debe ser. En este punto varios tipos de falla ameritan un análisis. La falla elástica se presenta como resultado de una deformación elástica excesiva (un puente puede flexionarse elásticamente bajo el tráfico hasta un punto que puede producir incomodidad para los pasajeros de un vehículo). En forma similar, una parte de máquina de ajuste fino puede deformarse lo suficiente bajo la carga para impedir la operación apropiada de la máquina. Cuando una estructura está diseñada para evitar la falla elástica, la rigidez del material, indicada por el módulo de Young, es la propiedad significativa. La falla por fluencia se caracteriza por una deformación plástica excesiva. La resistencia de fluencia, el punto de fluencia y el límite de proporcionalidad se usan como índices de la resistencia con respecto a la falla por la fluencia de los miembros que están sujetos a cargas estáticas. La falla por flujo plástico se presenta como resultado de la deformación, plástica excesiva después de mucho tiempo bajo un esfuerzo constante. En máquinas o estructuras que están sujetos a esfuerzos altos, temperatura alta o a ambos, durante mucho tiempo, el flujo plástico es una consideración de diseño importante, y el límite de flujo es el índice de resistencia que se debe usar. El límite de flujo plástico normalmente disminuye con el aumento de temperatura. La falla por

fractura es una separación completa del material. La resistencia última del material es el índice de resistencia a la falla por fractura bajo cargas estáticas en la que no interviene el flujo plástico.

En el planteamiento de algún problema de diseño intervienen diversas variables tales como, la carga que a de soportar la máquina, las propiedades del material los esfuerzos reales a los que estará sometido el elemento, por lo anterior se acostumbra diseñar los elementos de forma tal que soporten la carga necesaria para producir la falla, la cual es mayor que la carga real estimada o usar un esfuerzo admisible (o de diseño) que esté por debajo del esfuerzo requerido para producir la falla.

El esfuerzo admisible se define como el esfuerzo máximo permitido en el cálculo de diseño. El factor de seguridad (FS) puede definirse como la relación entre una carga que produce la falla y la carga real estimada. El factor de seguridad también puede definirse como la relación de la resistencia de un material y el esfuerzo máximo calculado en el material. Este último factor de seguridad puede usarse para determinar un esfuerzo admisible dividiendo la resistencia de un material entre el factor de seguridad. La expresión matemática para esta relación se establece de la siguiente manera:

$$FS = \frac{\text{Carga de falla}}{\text{Carga calculada real}}$$

o

$$FS = \frac{\text{Esfuerzo de falla}}{\text{Esfuerzo calculado real}}$$

Por lo tanto

$$\text{Esfuerzo admisible} = \frac{\text{Esfuerzo de falla}}{FS}$$

Concluyendo el factor de seguridad es la relación entre la resistencia del material y el esfuerzo máximo calculado.

Son diversos los factores que influyen en la selección de los materiales estructurales de un aeronave entre ellos destacan, la resistencia y ligereza, estos son probablemente los más importantes, sin embargo otras propiedades pueden variar, pero algunas de las que tienen significados críticos son, dureza, tenacidad, resistencia a la corrosión, comportamiento ante el medio ambiente, facilidad de conformado y accesibilidad para la compra de materiales. En el grupo de materiales usados para la construcción de aviones se encuentra la madera, el acero, las aleaciones de aluminio, recientemente se incluyeron las aleaciones de titanio, y por último los compuestos reforzados con fibra. La primera generación de aviones fue construida principalmente con madera y acero, posteriormente se introdujo uno de los primeros materiales compuestos, el triplay, que proveía de mejores propiedades mecánicas a las estructuras de las aeronaves. En 1915 el avance tecnológico condujo a la construcción del Junkers en Alemania, este avión es considerado el primer avión construido íntegramente en metal, en este caso los materiales usados fueron el hierro y el acero, para 1917 el duraluminio inventado en 1909, reemplaza componentes estructurales de los nuevos Junkers, es interesante observar como la aplicación de los nuevos materiales en la construcción de las aeronaves conduce a la creación de nuevos diseños, mejores y más rápidos modelos, de este hecho se desprende el siguiente capítulo en el cual se despliega información concerniente a la área conocida como tecnología de los materiales.

3.1 Ciencia e Ingeniería de los Materiales

Es notable el aumento del uso de materiales compuestos avanzados en la fabricación de elementos estructurales en los últimos años. Así pues, los materiales tradicionales como el acero, la madera o el aluminio van cediendo ciertas aplicaciones a materiales compuestos avanzados, llamados composites, con lo que se consiguen mejores propiedades específicas. En particular, los materiales compuestos de matriz polimérica, como por ejemplo los polímeros reforzados con fibras de vidrio o con fibras de carbono, presentan unas excelentes relaciones rigidez/peso y resistencia/peso que los hace idóneos para determinados sectores.

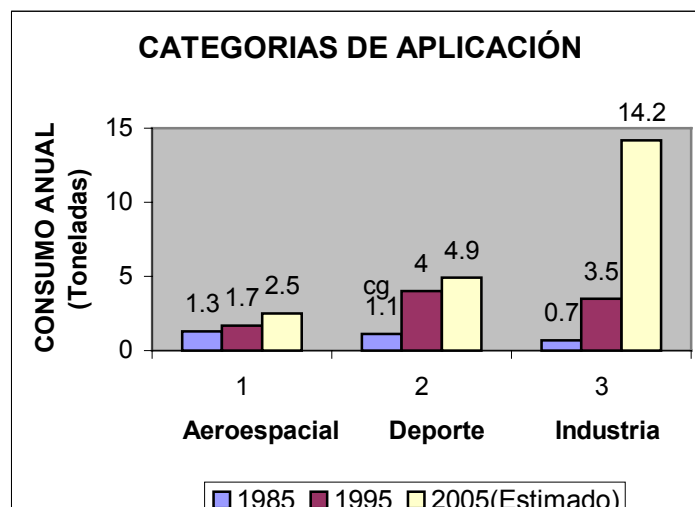


figura 3.1 Aplicación de los composites de fibra de carbono en el periodo 1985-2005 (Crecimiento en las últimas décadas en los diferentes sectores)

Estas nuevas soluciones inicialmente se aplicaron de forma exclusiva en tecnología de punta como la aeronáutica y la espacial. Así mismo, el avance tecnológico y la disminución de sus costos de producción han provocado que cada día su utilización se generalice más a todo tipo de productos. Los materiales compuestos han entrado con fuerza dentro de muchas aplicaciones como por ejemplo en la industria del automóvil, en la fabricación de pequeños barcos, como material base de conducciones y contenedores de fluidos, en los objetos deportivos, en la rehabilitación de edificios, etc.

Las características especiales que tiene el proceso de diseño estructural de piezas en materiales compuestos es un factor adicional que ha limitado su generalización. El diseño de un nuevo elemento de material compuesto no sólo pasa por idear la geometría del elemento, también requiere diseñar la configuración el propio material. Tradicionalmente se realizaba esta tarea con métodos basados en parte en datos empíricos dado que el conocimiento teórico del comportamiento de este tipo de materiales era reducido. Sin embargo, dado que las posibilidades de obtener composites distintos son prácticamente ilimitadas, la caracterización con ensayos sobre el propio material es muy costosa y difícilmente generalizable o extrapolable a otras configuraciones. Por lo tanto, esta dependencia de la experimentación frenó, en parte la extensión en el uso de los compuestos en aplicaciones más corrientes hasta que se ha ido estableciendo mejor su conocimiento teórico. El uso de modelos matemáticos para predecir su comportamiento y la simulación de estos mediante métodos numéricos parece ser el buen camino para lograr avanzar en este conocimiento y parece el paso necesario para conseguir herramientas de ayuda en este complicado proceso de diseño y optimización del material.

Sin embargo, se observa aún en la mayoría de investigaciones donde se intenta modelar los composites utilizando técnicas de simulación numérica que actualmente no es fácil asegurar la correcta correlación entre los análisis teóricos y los resultados experimentales. Más difícil es obtener una buena predicción del comportamiento mecánico cuando éste está sometido a niveles de tensión fuera de la zona lineal elástica o durante largos periodos de tiempo.

3.2 Polímeros

Una molécula es un grupo de átomos que tienen enlaces muy fuertes entre si y relativamente débiles con moléculas adyacentes. Los plásticos están formados por grandes moléculas que pueden contener desde miles hasta millones de átomos. Algunas de estas grandes moléculas son conocidas como macromoléculas o polímeros. En una micromolécula como la del alcohol etílico (C_2H_5OH), puede observarse que existen enlaces muy fuertes entre los átomos de carbono e hidrógeno debido a que los dos átomos comparten un par de electrones, cada átomo de la molécula del alcohol etílico tiene saturado su número máximo de enlaces, por lo que ningún átomo en la molécula desarrolla fuertes atracciones a moléculas adyacentes, teniendo poca atracción hacia otras moléculas; el alcohol etílico como el agua son líquidos a temperatura ambiente debido a que existe suficiente atracción a 20 grados para condensar las moléculas en una proximidad suficientemente cercana.

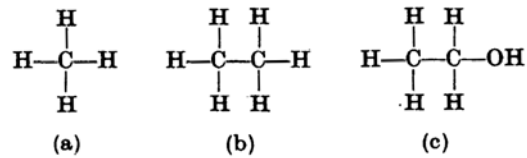


figura 3.2 Micromoléculas comunes (a) metano, CH_4 .(b) Etano, C_2H_6
alcohol etílico $\text{C}_2\text{H}_5\text{OH}$

Una molécula tiene una larga secuencia de fuertes enlaces covalentes en los que átomos adyacentes comparten electrones. Sin embargo, conforme una molécula aumenta de tamaño, los líquidos de los materiales se hacen más viscosos debido a las crecientes complicaciones de su estructura. Por ejemplo, aun cuando algunos plásticos retengan la estructura de líquidos, es decir no cristalizan, se vuelven suficientemente rígidos como resultado de su complicada molécula. Los pesos moleculares de los polímeros son en su mayoría superiores a los 1,000 gramos por molécula y pueden llegar a millones. El mero es la unidad fundamental de la estructura de los polímeros, siendo el grado de polimerización el número de meros unidos entre sí, verbigracia un polímero que conste de 350 meros unidos se dice que tiene un grado de polimerización de 350.

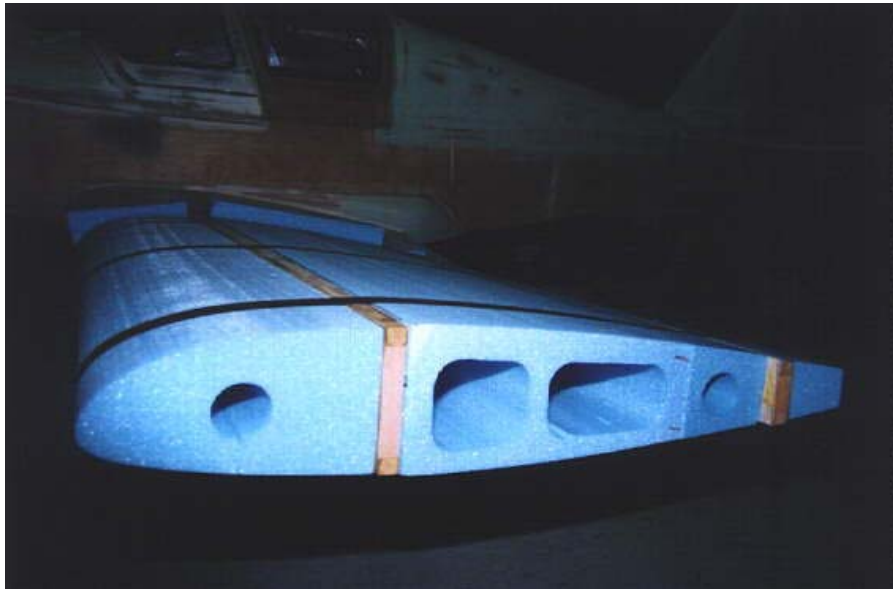


figura 3.3 Construcción de ala en polímero

3.2.1 Características mecánicas y termomecánicas de los polímeros

Las propiedades mecánicas de los polímeros se especifican con los mismos parámetros utilizados para los metales: módulo elástico, resistencia a la tracción, al impacto y a la fatiga. La mayoría de las características mecánicas de los polímeros son muy sensibles a la velocidad de deformación, a la temperatura y a la naturaleza química del medio.

Los materiales poliméricos presentan tres tipos diferentes de comportamiento esfuerzo-deformación (figura 3.5). Donde la curva A corresponde al comportamiento esfuerzo-deformación de un polímero frágil, es decir que se rompe cuando se deforma elásticamente; el comportamiento del material representado por la curva B es parecido al de los metales: después de la deformación elástica inicial el material, fluye y luego se deforma plásticamente, y el comportamiento de la curva C es totalmente elástico, es decir grandes deformaciones recuperables producidas por pequeños esfuerzos, la elasticidad, es una característica propia de las elastómeros.

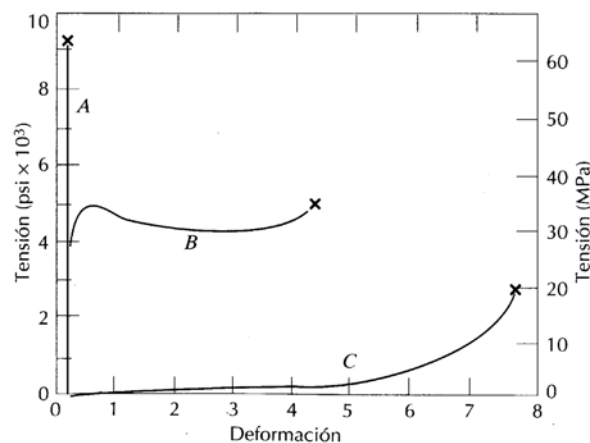


figura 3.4 Comportamiento esfuerzo-deformación de los polímeros
Frágil curva A, plástico curva B, elastómero curva C

Los polímeros son mecánicamente distintos a los metales, por ejemplo, el módulo elástico de los polímeros de alta elasticidad es del orden de 7 Mpa y el de los de baja elasticidad es de 4×10^3 Mpa. Mientras que en los metales los valores del módulo elástico son mayores y el intervalo de variación es menor; va de 48×10^3 a 410×10^3 Mpa. La resistencia máxima a la tracción de los polímeros es del orden de 100 Mpa, en tanto que el de algunas aleaciones metálicas es de 4100 Mpa. La elongación plástica de los metales raramente es superior al 100%, mientras que algunos polímeros de alta elasticidad pueden experimentar elongaciones del 1,000%. Las características mecánicas de los polímeros son mucho más sensibles a las variaciones de temperatura, en condiciones ambientales, que la de los metales. La influencia de la velocidad de deformación puede ser también importante en el comportamiento mecánico, la disminución de la velocidad de deformación tienen el mismo efecto que el aumento de la temperatura en el comportamiento esfuerzo-deformación, es decir, el material se comporta más blando y dúctil.

3.2.2 Polímeros termoplásticos y termoestables

Una de las formas que se han usado para clasificar a los polímeros es su respuesta mecánica frente a elevadas temperaturas, en esta clasificación existen dos subdivisiones: los polímeros termoplásticos y los polímeros termoestables. Los termoplásticos se ablandan al calentarse y endurecen al enfriarse, estos procesos son reversibles; estos materiales comúnmente se fabrican empleando calor y presión, a nivel molecular, a medida que la temperatura aumenta la fuerza de los enlaces secundarios se debilita, debido a el aumento de la movilidad molecular, lo que facilita el movimiento relativo de las cadenas adyacentes al aplicar un esfuerzo. La degradación irreversible se produce cuando la temperatura de un termoplástico fundido se eleva hasta el punto que las vibraciones moleculares son tan violentas que pueden romper los enlaces covalentes.

Los polímeros termoestables se endurecen al calentarse y no se ablandan al continuar calentando, al iniciar el tratamiento térmico del material se origina un entrecruzamiento covalente entre las cadenas moleculares contiguas. Estos enlaces dificultan los movimientos de vibración y de rotación de las cadenas a elevadas temperaturas. Los polímeros termoestables son más duros, más resistentes y más frágiles que los termoplásticos y tienen mejor estabilidad dimensional. La mayoría de los polímeros entrecruzados y reticulados, como el caucho vulcanizado, las epoxy, y las resinas fenolicas y de poliéster son termoestables.

Tabla 3.1 Marcas registradas, características y típicas aplicaciones de algunos materiales plásticos			
Tipo de material	Marcas registradas	Características de las principales aplicaciones	Aplicaciones típicas
Termoplásticos			
Acrilonitrilo-Butadieno estireno ABS	Marbon, Cicolac Lustran, Abson	Gran resistencia y tenacidad resistencia a la distorsión térmica, buenas propiedades eléctricas, inflamable y soluble en disolventes orgánicos	Recubrimiento de interiores de frigoríficos equipos de jardinería juguetes y dispositivos de seguridad en carreteras
Acrílicos Poli (metacrilato de metilo)	Lucite, Plexiglas	Extraordinaria transmisión de la luz y resistencia a la degradación ambiental propiedades mecánicas regulares	Lentes, ventanas de avión material para dibujar letreros exteriores
Fluorocarbonos (PTFE o TFE)	Teflón TFE Halon TFE	Químicamente inertes en la mayoría de los ambientes excelentes propiedades eléctricas, bajo coeficiente de fricción, se pueden utilizar hasta los 260° C, nula o despreciable fluencia a temperatura ambiente	Aislamientos anticorrosivos tuberías y válvulas químicamente resistentes, cojinetes recubrimientos antiadherentes, componentes eléctricos expuestos a altas temperaturas.
Nilones	Zyntel, Plaskon	Buena resistencia mecánica	Cojinetes, engranes levas

		y a la abrasión y tenacidad Bajo coeficiente de fricción absorbentes del agua y otros líquidos	Palancas y recubrimientos de alambre y cable
Policarbonatos	Merlon, Lexan	Dimensionalmente estables Baja absorción del agua Gran resistencia al impacto Transparencia Extraordinaria resistencia química	Cascos de seguridad Lentes, globos para alumbrado. Bases para películas Fotográficas
Poliétileno	Alathon, Petrothene Hi-fax	Químicamente resistentes y eléctricamente aislantes, blandos y de bajo coeficiente de fricción, baja resistencia mecánica y poca resistencia a la degradación ambiental.	Botellas flexibles juguetes, vasos, carcasas de pilas cubiteras, láminas para embalaje.
Polipropileno	Pro-fax, Tenite Moplen	Resistencia a la distorsión térmica, excelentes propiedades eléctricas y resistencia a la fatiga químicamente inerte relativamente barato, poca resistencia a la radiación ultravioleta.	Botellas esterilizables láminas para embalaje televisores y maletas
Poliestireno	Styron, Lustrex Rexolite	Excelentes propiedades eléctricas y claridad óptica buena estabilidad térmica y dimensional, relativamente económico	Tejados, electrodomésticos, carcasas de pilas, juguetes y paneles de alumbrado domésticos.
Vinilos	PVC, Pliovic, Saran Tygon	Materiales para aplicaciones generales y económicas ordinariamente rígidos pero con plastificantes se vuelven flexibles, a menudo copolimerizado, susceptible a la distorsión térmica.	Recubrimientos de suelos, tuberías, recubrimientos aislantes de hilos eléctricos, mangas de riego.
Poliéster (PET)	Mylar, Celanar Dacron	Una de las películas plásticas más blandas, excelente resistencia a la fatiga, a la torsión a la humedad, a los ácidos, a los aceites y a los disolventes.	Cintas magnetofónicas paños, encordado neumático
Polímeros termoestables			
Epoxis	Epon, Epi-rez Araldite	Excelente combinación de propiedades mecánicas y resistencia a la corrosión dimensionalmente estables	Enchufes, adhesivos, recubrimientos protectores, láminas reforzadas con alguna

		buena adherencia, relativamente baratos, buenas propiedades eléctricas.	fibra.
Fenólicos	Bakelie, Durez Resinox	Excelente estabilidad térmica hasta los $150^{\circ}C$ susceptible de formar materiales compuestos con muchas resinas, material de relleno.	Carcasas de motores, teléfonos, distribuidores de automóvil, accesorios eléctricos
Poliésteres	Selectron Laminac Paraplex	Excelentes propiedades eléctricas y barato, se puede utilizar a temperatura ambiente o elevada, se suele reforzar con fibras.	Cascos, barcos pequeños, paneles de automóvil, sillas ventiladores.
Siliconas	DC resins	Excelentes propiedades eléctricas, químicamente inerte, pero atacable por el vapor, resiste el calor relativamente barato	Láminas y cintas aislantes a elevadas temperaturas.

3.3 Materiales compuestos

La mayoría de las tecnologías modernas requiere materiales con una combinación inusual de propiedades, imposible de conseguir con los metales, las cerámicas y los polímeros convencionales. Esta necesidad es muy evidente en aplicaciones espaciales, subacuáticas y en los transportes. Por ejemplo, los ingenieros aeronáuticos solicitan, cada vez más, materiales de baja densidad que sean resistentes y rígidos, y también resistentes al impacto, a la abrasión y a la corrosión. Esta es una combinación de características bastante extraordinaria. Frecuentemente, los materiales más resistentes son relativamente densos; además, un incremento de la resistencia y de la rigidez se traduce generalmente en una disminución de la resistencia al impacto.

En términos generales, se considera que un material compuesto es un material multifase que conserva una proporción significativa de las propiedades de las fases constituyentes de manera que presente la mejor combinación posible. De acuerdo con este principio de acción combinada, las mejores propiedades se obtienen por la combinación razonada de dos o más materiales diferentes. Muchos materiales compuestos tienen propiedades excepcionales.

La mayor parte de los materiales compuestos están formados por dos fases; una, llamada matriz, es continua y rodea a la otra fase, denominada fase dispersa. Las propiedades de los compuestos son función de las propiedades de las fases constituyentes, de sus proporciones relativas y de la geometría de las fases dispersas es decir la forma, el tamaño, la distribución y la orientación de las partículas.

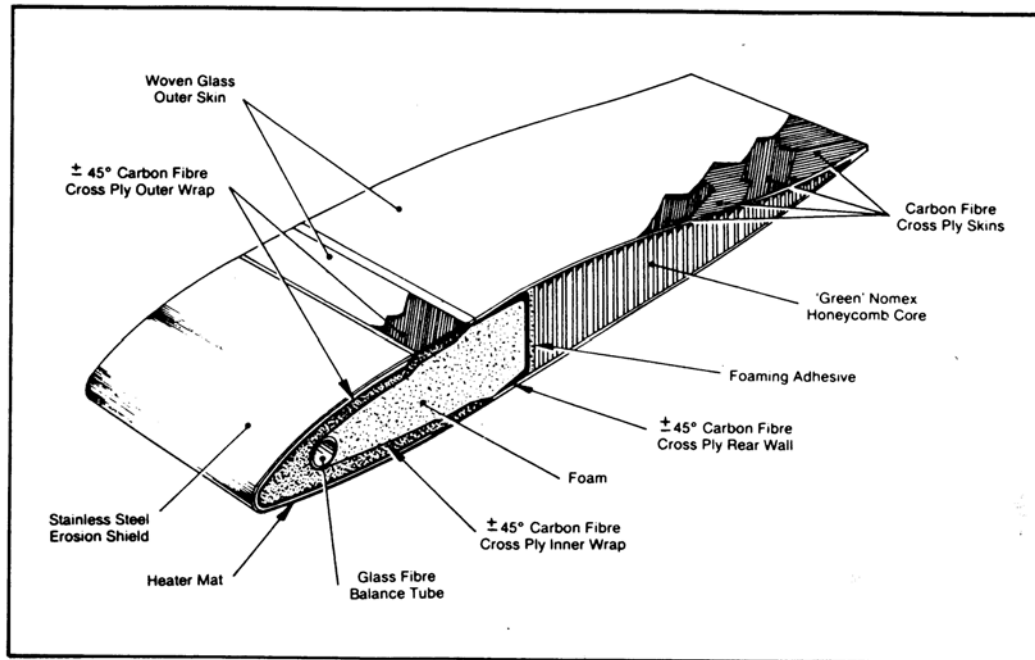


figura 3.5 Sección de la aspa del rotor principal de un helicóptero (materiales compuestos).

3.3.1 Materiales compuestos reforzados con fibras

Los materiales compuestos con reforzados con fibras se diseñan con la finalidad de conseguir elevada resistencia y rigidez a baja densidad.. Estas características se expresan mediante los parámetros resistencia específica y modulo específico, que corresponden respectivamente, a las relaciones entre la resistencia a la tracción y el peso específico entre el modulo de elasticidad y el peso específico. Utilizando materiales de baja densidad tanto para la matriz como para las fibras, se fabrican compuestos reforzados con fibras que tienen resistencias y módulos específicos excepcionalmente elevados. Los materiales compuestos reforzados con fibras se subclasifican por la longitud de la fibra. En el caso de las fibras cortas, éstas suelen ser demasiado cortas para conseguir un apreciable aumento de resistencia.

3.3.2 Materiales compuestos con fibras continuas y alineadas

Las propiedades de un compuesto con fibras alineadas tienen carácter altamente anisotrópico (depende de la dirección en que se mide) debe de considerarse la deformación de ese tipo de compuestos originada por un esfuerzo aplicado a lo largo de dirección de alineación, la dirección longitudinal, y suponer que la unión matriz-fibra es muy fuerte, de modo que la deformación de la matriz y de la fibra es la misma (situación de isodeformación).

3.3.3 Materiales compuestos con fibras discontinuas y alineadas

Aunque la eficacia del reforzamiento con fibras discontinuas es inferior a la originada por fibras continuas, los materiales compuestos reforzados con fibras discontinuas y alineadas tienen una importancia cada vez mayor. Las fibras de vidrio cortadas se utilizan mucho; al igual que las fibras discontinuas de carbono y de aramida. Estos compuestos con fibras cortas alcanzan módulos de elasticidad y de resistencia a la tracción de aproximadamente el 90% y el 50%, respectivamente de los materiales compuestos con fibras continuas.

3.3.4 Materiales compuestos con fibras discontinuas y orientadas al azar.

Cuando los materiales compuestos tienen fibras orientadas al azar, éstas suelen ser discontinuas y cortas. En estas circunstancias, el módulo elástico se expresa mediante una "regla de las mezclas" ..

$$E_c = KE_f V_f + E_m V_m \quad (3.19)$$

En esta expresión K es el parámetro de eficiencia de la fibra, que depende de V_f y de la relación E_f/E_m . Desde luego, esta magnitud es inferior a la unidad y ordinariamente del orden de 0,1 a 0,6. El módulo elástico de los materiales reforzados, tanto si las fibras están alineadas como si están orientadas al azar, aumenta al incrementarse la fracción de volumen de la fibra.

Los compuestos con fibras alineadas son anisotrópicos y la máxima resistencia (reforzamiento) se consigue a lo largo de la dirección de alineación (longitudinal). En la dirección transversal, el reforzamiento mediante fibras prácticamente no existe: la rotura suele ocurrir a esfuerzos de tracción relativamente bajos. Los esfuerzos aplicados en otras direcciones encuentran resistencias comprendidas entre estos extremos. En la Tabla 3.2 se indican las eficiencias del reforzamiento con fibras en varias situaciones; la eficiencia se toma arbitrariamente como la unidad en la dirección paralela a la alineación y cero en la dirección perpendicular.

Tabla 3.2 Eficiencia del reforzamiento de compuestos reforzados con fibra orientada en varias direcciones y esfuerzos aplicados en varias direcciones		
Orientación de la fibra	Dirección del esfuerzo	Eficiencia del reforzamiento
Todas la fibras paralelas	Paralela a la fibra	1
	Perpendicular a las fibras	0
Fibras orientadas al azar y uniformemente distribuidas en un plano específico	Cualquier dirección en el plano de las fibras	3/8
Fibras orientadas al azar y uniformemente distribuidas en el espacio de tres dimensiones.	Cualquier dirección	1/5

3.3.5 Fase fibrosa

Una importante característica de muchos materiales, especialmente los frágiles, es que la fibras con diámetros pequeños son mucho más resistentes que el material macizo. La probabilidad de la presencia de una imperfección superficial crítica que conduzca a la rotura disminuye cuando aumenta el volumen específico. Este fenómeno se utiliza con ventaja en los compuestos reforzados con fibra. El material utilizado como fibra de refuerzo debe tener alta resistencia a la tracción.

En función de sus diámetros y características, las fibras se agrupan en tres categorías diferentes: Whiskers, fibras y alambres. Los whiskers son monocristales muy delgados que tienen una relación longitud-diámetro muy grande. Como consecuencia de su pequeño diámetro, tienen alto grado de perfección cristalina y están prácticamente libres de defectos y por ello tienen resistencias excepcionalmente elevadas; son los materiales de mayor resistencia. A pesar de sus elevados valores de resistencia, se utilizan poco como reforzantes porque son muy caros. Además, la incorporación de whiskers a la matriz resulta difícil y a menudo impracticable. Los whiskers pueden ser de grafito, carburo de silicio nitruro de silicio y óxido de aluminio. En la Tabla 3.3 se dan algunas características mecánicas de estos materiales.

Los materiales clasificados como fibras son policristalinos o amorfos y tienen diámetros pequeños; los materiales fibrosos son generalmente polímeros o cerámicas (aramida, vidrio carbono, boro, óxido de aluminio y carburo de silicio). La Tabla 3.3 también indica algunos datos de varios materiales utilizados como fibras.

Los alambres tienen diámetros relativamente grandes; los materiales típicos son el acero, el molibdeno y el tungsteno. Los alambres se utilizan como refuerzos radicales de acero en los neumáticos de automóvil, filamentos internos de los recubrimientos de cohetes espaciales y paredes de mangueras de alta presión.

Tabla 3.3 Características de los materiales reforzados con fibras.					
Material	Peso específico	Resistencia a la tracción ($psi \times 10^3$) ($MPA \times 10^3$)	Resistencia específica ($psi \times 10^6$)	Modulo elástico ($psi \times 10^6$) ($MPA \times 10^3$)	Modulo específico ($psi \times 10^6$)
Whiskers					
Grafito	2.2	3(20)	1.36	100(690)	45.5
Carburo de silicio	3.2	3(20)	0.94	70(480)	22
Nitruro de silicio	3.2	2(14)	0.63	55(308)	17.2
Óxido de aluminio	3.9	2-4(14-28)	0.5-1.0	60-80(415-550)	15.4-20.5
Fibras					
Aramida(kevlar 49)	1.4	0.5(3.5)	0.36	19(124)	13.5
Vidrio E	2.5	0.5(3.5)	0.20	10.5(72)	4.2
Carbono	1.8	0.25-0.80 (1.5-5.5)	0.18-0.57	22-73(150-500)	15.7-52.1
Óxido de aluminio	3.2	0.3(2.1)	0.09	25(170)	7.8
Carburo de silicio	3.0	0.50(3.9)	0.17	62(425)	20.7
Alambres metálicos					
Acero alto en carbono	7.8	0.6 (4.1)	0.08	30 (210)	3.9
Molibdeno	10.2	0.2 (1.4)	0.02	52 (360)	5.1
Tugsteno	19.3	0.62 (4.3)	0.03	58 (400)	3.0

3.3.6 Fase matriz

La fase matriz de un material compuesto con fibras ejerce varias funciones. En primer lugar une las fibras y actúa como un medio que distribuye y transmite a las fibras los esfuerzos externos aplicados; sólo una pequeña fracción del esfuerzo aplicado es resistido por la matriz. Además, la matriz debe ser dúctil y, por otra parte, el módulo elástico de la fibra debe ser mucho mayor que el de la matriz. En segundo lugar, la matriz protege las fibras del deterioro superficial que puede resultar de la abrasión mecánica o de reacciones químicas con el medio ambiente. Estas interacciones introducen defectos superficiales capaces de originar grietas, que podrían producir fallos con esfuerzos de tracción relativamente bajos. Finalmente, la matriz separa las fibras y, en virtud de su relativa blandura y plasticidad impide la propagación de grietas de una fibra a otra, que originaría fallos catastróficos; en otras palabras, la matriz actúa como una barrera que evita la propagación de grietas. Aunque algunas fibras individuales se rompan, la rotura total del material compuesto no ocurrirá hasta que se hayan roto gran número de fibras adyacentes, que forman un agregado de tamaño crítico.

Es esencial que la adherencia de la unión entre fibra y matriz sea elevada para minimizar el arrancado de fibras. En efecto, la resistencia de la unión tiene gran importancia en el momento de seleccionar la combinación matriz-fibra. La resistencia a la tracción final del compuesto depende, en gran parte, de la magnitud de esta unión; una unión adecuada es esencial para optimizar la transmisión de esfuerzos desde la plástica matriz a las fuertes fibras.

Generalmente sólo se utilizan polímeros y metales como matriz, porque son materiales dúctiles. El aluminio y el cobre son los metales más utilizados para ser reforzados con fibras. Sin embargo, los polímeros se utilizan como material matriz en la mayoría de las aplicaciones de los materiales compuestos debido a sus propiedades y a la facilidad de fabricación. Casi todos los polímeros termoplásticos y termoestables se utilizan como matriz.



figura 3.6 Construcción de ala de madera

3.3.7 Materiales compuestos reforzados con fibra de vidrio

La fibra de vidrio es un material compuesto consistente en fibras continuas o discontinuas de vidrio embebidas en una matriz plástica; este compuesto se produce en gran cantidad. El vidrio se utiliza como material de refuerzo debido a las siguientes razones:

1. Es fácilmente hilable en fibras de alta resistencia.
2. Es fácilmente disponible y se puede aplicar económicamente para producir plástico reforzado con vidrio utilizando una gran variedad de técnicas de fabricación de materiales de compuestos.
3. Como fibra es relativamente fuerte y, cuando está embebido en una matriz plástica produce un compuesto con muy alta resistencia específica.
4. Cuando está unido a varios plásticos se obtienen materiales compuestos químicamente inertes muy útiles en una gran variedad de ambientes corrosivos.

Los defectos superficiales se generan por fricción o por abrasión de la superficie con otros materiales duros. Además, las superficies de vidrio expuestas a la atmósfera convencional incluso durante períodos cortos de tiempo, tienen generalmente una capa superficial debilitada

que interfiere en la unión con la matriz. Las fibras recién solidificadas se suelen recubrir durante el hilado con un material que protege la superficie del deterioro y facilita la unión entre la fibra y la matriz.

Gran número de diferentes materiales plásticos se utilizan como matriz de la fibra de vidrio pero el más común es el poliéster. Recientemente ha aparecido un compuesto formado por una matriz de nylon reforzada con fibra de vidrio; este material es extremadamente fuerte y altamente resistente al impacto.

Este grupo de materiales tiene algunas limitaciones. A pesar de tener elevada resistencia, no son muy rígidos y por este motivo no se aplican como miembros estructurales de, por ejemplo, aviones y puentes. La mayor parte de los materiales de fibra de vidrio tienen temperaturas de servicio inferiores a 200°C; a temperaturas superiores la mayoría de los polímeros empiezan a fluir y a deteriorarse. La temperatura de servicio puede llegar hasta los 300°C al utilizar fibras de sílice fundida de alta pureza y matriz de resinas de poliamida.

Las principales aplicaciones de la fibra de vidrio son: carrocerías de automóvil y de navíos tuberías de plástico, recipientes para almacén y suelos industriales. La industria del transporte utiliza cada vez más los plásticos reforzados con fibra de vidrio con la finalidad de disminuir el peso del vehículo y de ahorrar combustible. La industria del automóvil aparece como la destinataria de nuevas aplicaciones de la fibra de vidrio.

3.3.8 Otros materiales compuestos de matriz plástica reforzada con fibra

Los plásticos impregnados con otros materiales fibrosos (el carbono es el más común) también forman materiales compuestos. La Tabla 3.3 indica que el carbono en forma de fibra tiene un módulo específico mucho mayor que el vidrio. El carbono tiene también mayor resistencia a elevada temperatura y a ambientes corrosivos, pero es más caro y sólo se utiliza como fibra corta. La industria aeronáutica utiliza compuestos reforzados con carbono para fabricar los componentes estructurales de sus nuevos aviones con el fin de disminuir el peso. Los aviones construidos con fibras de carbono se espera que sean de un 20 a un 30% más ligeros que los construidos con láminas metálicas.

Varios plásticos impregnados con fibras de boro también se utilizan como materiales compuestos. Por ejemplo, las palas del rotor de algunos helicópteros se fabrican utilizando resina epoxi con fibras de boro.

Se ha empezado a seleccionar una nueva generación de fibras de aramida polimérica de alta resistencia para formar materiales compuestos utilizados como componentes estructurales de baja densidad. Las principales aplicaciones de estos compuestos radican en la producción de naves espaciales, aviones, barcos y equipos deportivos. La investigación se dirige hacia la posibilidad de utilizar carburo de silicio (SiC) y nitruro de silicio (Si₃N₄) para endurecer matrices plásticas.

Entre estos materiales técnicamente avanzados también se incluyen los compuestos carbono-carbono, formados por fibras de carbono embebidas en una matriz de resina carbonizada; este material se diseña principalmente para aplicaciones aeroespaciales de alta temperatura.

3.3.9 Materiales compuestos matriz metálica-fibra

La mayoría de los metales son dúctiles y se utilizan como matriz en los compuestos reforzados con fibras; sin embargo, en la práctica su aplicación suele ser limitada. Recientemente han aparecido en el ámbito industrial compuestos con matriz de aluminio, de cobre y de titanio reforzados con fibras de carbono, de carburo de silicio y de boro, y también con fibras metálicas. Las concentraciones de fibra suelen ser del orden del 20 al 50% en volumen. Probablemente el metal reforzado con fibras más utilizado sea el compuesto aluminio-boro. Las fibras continuas de boro se preparan depositando una capa delgada de boro sobre un hilo delgado de tungsteno ($10 \mu\text{m}$ de diámetro). Esta fibra se recubre con una delgada capa de carburo de silicio para impedir indeseables reacciones entre el boro y el aluminio.

Los compuestos de matriz metálica se utilizan a temperaturas de servicio mayores que las de los de matriz polimérica. Además, la resistencia específica y el módulo específico adquieren elevados valores debido a la densidad relativamente baja de la matriz metálica. Esta combinación de propiedades convierte a estos materiales en idóneos para aplicaciones espaciales y en nuevos motores.

La fluencia a elevada temperatura y las propiedades de rotura de algunas superaleaciones (aleaciones base Ni y Co) mejoran reforzándolas con fibras de metales refractarios tales como el tungsteno. De este modo se mantiene la excelente resistencia a la oxidación a elevada temperatura y también la resistencia al impacto. Este material se incorpora en la fabricación de turbinas para turborreactores.

3.3.10 Materiales compuestos híbridos

Un material compuesto reforzado con fibras relativamente nuevo es el denominado híbrido que se obtiene utilizando dos o más clases diferentes de fibras en una única matriz; los híbridos tienen una mejor combinación de propiedades que los compuestos que sólo contienen un tipo de fibra. Se utilizan una gran variedad de materiales, tanto para las fibras como para la matriz, pero la combinación más extendidas son las fibras de carbono y de vidrio embebidas en una matriz polimérica. Las fibras de carbono son fuertes y relativamente rígidas y originan reforzamiento con baja densidad; sin embargo son caras. Las fibras de vidrio son baratas pero no tienen la rigidez de las fibras de carbono. El compuesto híbrido vidrio-carbono es más fuerte, más tenaz, más resistente al impacto y más barato de fabricar que los plásticos comparables reforzados con carbono o solamente con vidrio.

Existen varios procedimientos para mezclar dos tipos diferentes de fibras, los cuales afectan en última instancia a las propiedades generales del compuesto. Por ejemplo, todas las fibras se pueden alinear y mezclar íntimamente o se pueden laminar en capas alternadas de los dos tipos de fibras. En prácticamente todos los híbridos las propiedades son anisotrópicas.

Si se aplica un esfuerzo de tracción a un compuesto híbrido, la rotura no es catastrófica (no suele ocurrir súbitamente). Las fibras de carbono son las primeras que se rompen y, a partir de ese instante, el esfuerzo se transfiere a las fibras de vidrio. Una vez rotas, las fibras de vidrio la fase matriz debe soportar el esfuerzo aplicado. El compuesto se rompe al fallar la fase matriz. Las principales aplicaciones de los compuestos híbridos son: componentes estructurales de baja densidad para transporte aéreo, marítimo y terrestre.

3.3.11 Materiales compuestos laminares

Un material compuesto laminar consta de láminas o paneles que tienen una dirección preferente con elevada resistencia, tal como ocurre en la madera y en los plásticos reforzados con fibras continuas y alineadas. Las capas se apilan y luego se pegan entre sí, de modo que la orientación de la dirección de elevada resistencia varía en cada una de las sucesivas capas (figura 3.10). Por ejemplo, en la madera contrachapada, las direcciones de elevada resistencia de las sucesivas capas forman ángulos rectos entre si. Las láminas también se pueden construir utilizando materiales plásticos para la matriz y algodón, papel o fibra de vidrio tejida como material de refuerzo. Así, un material compuesto laminar es relativamente resistente en varias direcciones del plano bidimensional; sin embargo, la resistencia en una dirección determinada es, desde luego, menor que la que resultaría del alineamiento de todas las fibras en esa dirección. Un ejemplo de una estructura laminar relativamente compleja es la de los esquís modernos.

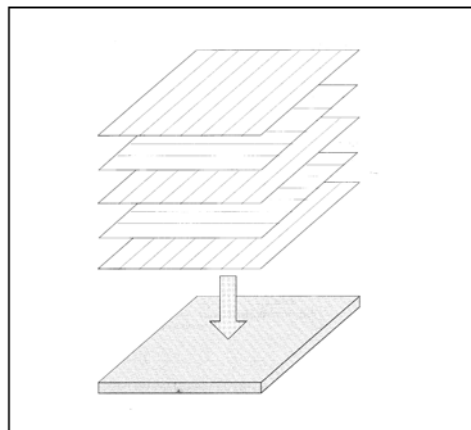


figura 3.7 Apilamiento de capas reforzadas en sucesivas orientaciones para construir un compuesto laminar

3.3.12 Paneles sandwich

Los paneles sandwich se consideran un tipo de materiales compuestos estructurales y consisten en dos láminas externas fuertes, o caras, separadas por una capa de material menos denso, o núcleo, que tiene baja rigidez y baja resistencia. Las caras resisten la mayor parte de las cargas en el plano, y también cualquier esfuerzo de flexión transversal. Los materiales de las caras suelen ser aleaciones de aluminio, plásticos reforzados con fibras de titanio, acero y madera contrachapada.

Estructuralmente, el núcleo tiene dos funciones. En primer lugar separa las caras y resiste la deformación perpendicular al plano de la cara. En segundo lugar, aporta cierto grado de resistencia a la cizalladura a lo largo de los planos perpendiculares a las caras. Como núcleo se utilizan varios tipos de materiales y estructuras, como por ejemplo polímeros espumosos, cauchos sintéticos, cementos inorgánicos y madera balsa.

Otro popular núcleo consiste en una estructura en panal: delgadas láminas dispuestas en forma de celdillas hexagonales trabadas con sus ejes perpendiculares a los planos de las caras. El material del panal puede ser similar al de las caras. La figura 3.6 muestra una sección de un panel sándwich con un núcleo en panal.

Se construyen paneles sándwich para gran cantidad de aplicaciones: techos, suelos y paredes de edificios, y, en aviación, para revestimientos de alas, fuselajes y planos estabilizadores de cola de aviones.

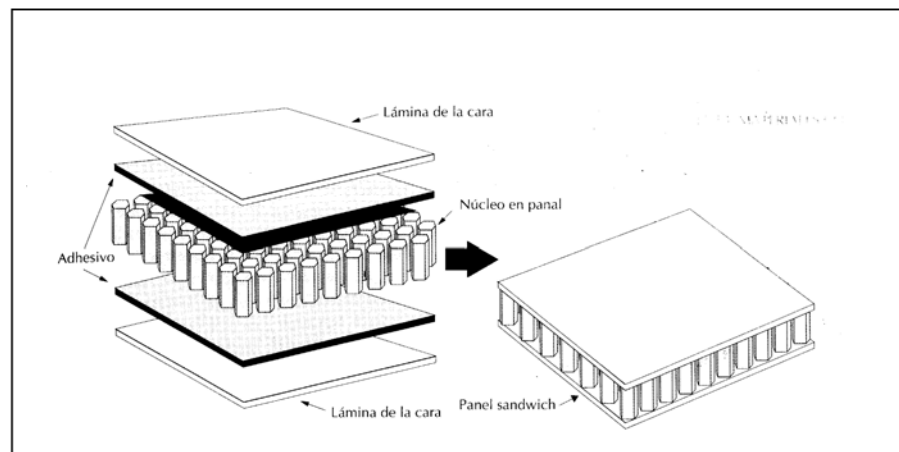


figura 3.8 Diagrama esquemático de la fabricación de un panel sándwich con un núcleo en panal

3.4 Aleaciones de aluminio

A partir de la década de los 70's (Del siglo XX) la construcción de partes estructurales de los aviones a ha dependido en gran parte de tres grupos de aleaciones de aluminio: (1) los duraluminios libres de níquel, (2) los derivados de las aleaciones con yodo, (3) el grupo aluminio-zinc-magnesio. Cada una de estas aleaciones, puede ser ampliamente usada en las estructuras de las aeronaves, en los recubrimientos y otros componentes sujetos a tensión, existiendo la posibilidad de que la aleación sea diseñada para trabajar bajo ciertos factores tales como, resistencia (ensayo de tensión máxima), ductibilidad, y facilidad de manufactura, resistencia a la corrosión, compatibilidad con los tratamientos superficiales, fatiga, libre de riesgo ante fracturas repentinas debido a las tensiones internas y resistencia a la fractura del material por propagación de microfisuras. Es claro que diferentes tipos de aeronaves tendrán requerimientos diferentes.

Desafortunadamente cuando se mejora una propiedad particular del aluminio, otras propiedades que son deseables suelen sacrificarse. Por ejemplo la alta rigidez estática de la aleación aluminio-zinc-magnesio fue acompañada por muchos años por el riesgo de una fractura súbita en las barras debido a condiciones de retención de tensiones internas. Aunque la variación en la composición pueden eliminar este problema, otras deficiencias surgieron. El servicio Early Vsicount de los Estados Unidos de América experimento en la producción de un gran número de ensayos de tensión, exposición a la corrosión y procesos de manufactura como forjado y extrusión. Este problema en particular se considero serio hasta 1953, cuando se decidió el reemplazo de componentes elaborados con la aleación aluminio-zinc-magnesio, teniendo como posible sustituto el aluminio 4 que posee un porcentaje significativo de cobre, se prohibió además el uso del proceso de forjado en la aleaciones que tenían una carga significativa de zinc. No obstante las mejoras a esta aleación, ha sido hasta años recientes que empresas británicas, americanas y alemanas, introducen en sus diseños este material. Ingleses y Americanos coinciden en el enorme beneficio de agregar un uno por ciento de cobre, pero difieren en la inclusión de cromo y magnesio en la combinación, en tanto que los alemanes encuentran en enorme beneficio a agregar plata a esta aleación la evolución en el control de los sistemas de calidad para la pruebas técnicas, ha repercutido en una mejora considerable para las pruebas de tensión y corrosión. El desarrollo de la aleación aluminio-zinc-magnesio-cobre conocida como serie 7000 , es altamente solicitada debido a que esta aleación de aluminio posee gran tenacidad, buena resistencia a la fatiga, resistencia a la fractura y una dureza adecuada. Adicionalmente el desarrollo se ha concentrado en la producción de materiales que posean altas propiedades especificas que proporcionen altos benéficos en relación a un bajo peso, y una alta tenacidad y rigidez.

Las aleaciones del duraluminio poseen una tenacidad estática inferior con relación a las aleaciones que contienen zinc, pero son preferidas las primeras para porciones de la estructura donde la fatiga es considerada de importancia primaria, como las estructuras bajo la cubierta de las alas donde las tensiones por fatiga predominan. Además, la inclusión de altos porcentajes de magnesio se estableció en América, para producir de forma natural propiedades mecánicas que distinguen al antiguo duraluminio del nuevo duraluminio. Esta aleación denominada 2024 (aleación aluminio-cobre forma parte de la serie 2000) ésta ultima tiene una composición nominal de: 4 al 5 por ciento de cobre, del 1 al 5 por ciento de magnesio, del 0 al 6 por ciento de manganeso y el remanente de aluminio, asumiéndose satisfactoriamente el compromiso entre propiedades mecánicas importantes pero conflictivas.



figura 3.9 Aplicación de aleación de aluminio para la construcción de aeronaves

De forma particular se ha desarrollado una aleación de aluminio para las aeronaves. Un ejemplo que destaca es el desarrollo del Hiduminium RR58 como material base de algunas estructuras del Concorde. El Hiduminium RR58 es una compleja aleación de aluminio-cobre-magnesio, níquel-hierro, desarrollada durante la segunda guerra mundial 1939-1945, como base para la manufactura de componentes forjados en las turbinas de gas. La composición química del material usado en el Concorde se decidió teniendo como parámetros la elevada temperatura, desplazamiento del material, fatiga y ensayos de tensión.

Actualmente se busca crear aleaciones aluminio-litio en las cuales se pueda sumar la baja densidad del litio (0.5 g/ml) con un marcado efecto sobre la densidad del aluminio (2.7 g/ml). Otra búsqueda es la orientada hacia la aleación aluminio-cromo-hierro, la cual posee un alto módulo de Young, de aproximadamente $88\,000\text{ N/mm}^2$, con una remarcada estabilidad térmica y resistencia a la corrosión.



figura 3.10 Ala delta construida en Aluminio

La siguiente tabla provee una comparación general de las características mecánicas dominantes de las varias aleaciones de aluminio.

Las aleaciones precedidas por una A (ej, A 2024-O) son hoja o placa Alclad.

	Tensión				Dureza	Corte	Fatiga	Módulos
	Dureza ksi		Elongación porcentaje en 2 pulgadas		Numero Brinnell 500Kg de carga 10mm de esfera	Dureza máxima de corte CCI	Limite de resistencia ksi	Módulos de elasticidad ksi x 1000
	Punto máximo	Punto de ruptura	Muestra con 1/16" espesor	Muestra con 1/2" de diámetro				
1100-O	13	5	35	45	23	9	5	10.0
1100-H14	18	17	9	20	32	11	7	10.0
2011-T3	55	43	-	15	95	32	18	10.2
2024-O	27	11	20	22	47	18	13	10.6
A 2024-O	26	11	20	-	-	18	-	10.6
2024-T3	70	50	18	-	120	41	20	10.6
A 2024-T3	65	45	18	-	-	40	-	10.6
2024-T351	68	47	20	19	120	41	20	10.6
3003-H14	22	21	8	16	40	14	9	10.0
3003-H22	23	20	-	12	-	-	-	-
5005-H34	23	20	8	-	53	18	13	10.0
5052-O	28	13	25	30	47	18	16	10.2
5052-H32	33	28	12	18	60	20	17	10.2
5086-H116	42	30	12	-	-	-	-	10.3
5086-H32	42	30	12	-	-	-	-	10.3
5086-H34	47	37	10	-	-	27	-	10.3
6061-O	18	8	25	30	30	12	9	10.0
6061-T4	35	21	22	25	65	24	14	10.0
6061-T6	45	40	12	17	95	30	14	10.0
6061-T651	45	40	12	17	95	30	14	10.0
6061-T6511	45	40	12	17	95	30	14	10.0
6063-T52	25	20	12	-	59	66	-	10.0
7050-T7451	76	68	-	11	-	44	-	10.4
A 7075-O	32	14	17	-	-	22	-	10.4
7075-T6	83	73	11	11	150	48	23	10.4
A 7075-T6	76	67	11	-	-	46	-	10.4
7075-T651	83	73	11	11	150	48	23	10.4

4.1 Peso del avión (definiciones)

Un avión ultraligero (aeronave de estructura ultraligera) es un aeroplano diseñado para una o dos plazas y que necesita un órgano motopropulsor de carácter permanente para moverse. Para ello debe cumplir las siguientes características:

1. Velocidad calibrada de pérdida en configuración de aterrizaje que no sea superior a 65 km/h.
2. Capacidad máxima de combustible de 50 litros.
3. Peso máximo al despegue no superior de:
 - 350 kilogramos para aviones terrestres monoplazas
 - 350 kilogramos para hidroaviones o aviones anfibios monoplazas
 - 450 kilogramos para aviones terrestres biplazas
 - 495 kilogramos para hidroaviones o aviones anfibios biplazas

No se consideran ultraligeros a los aeroplanos no motorizados (planeadores), los aeróstatos, ni las aeronaves motorizadas para cuyo despegue o aterrizaje sea necesaria la intervención directa del esfuerzo físico de cualquier ocupante, actuando éste en sustitución de algún elemento estructural, tales como las alas delta, los paracaídas motorizados, los aeróstatos con canastillas motorizadas, así como cualquier otro vehículo aéreo que necesite de tal esfuerzo para el despegue o el aterrizaje.

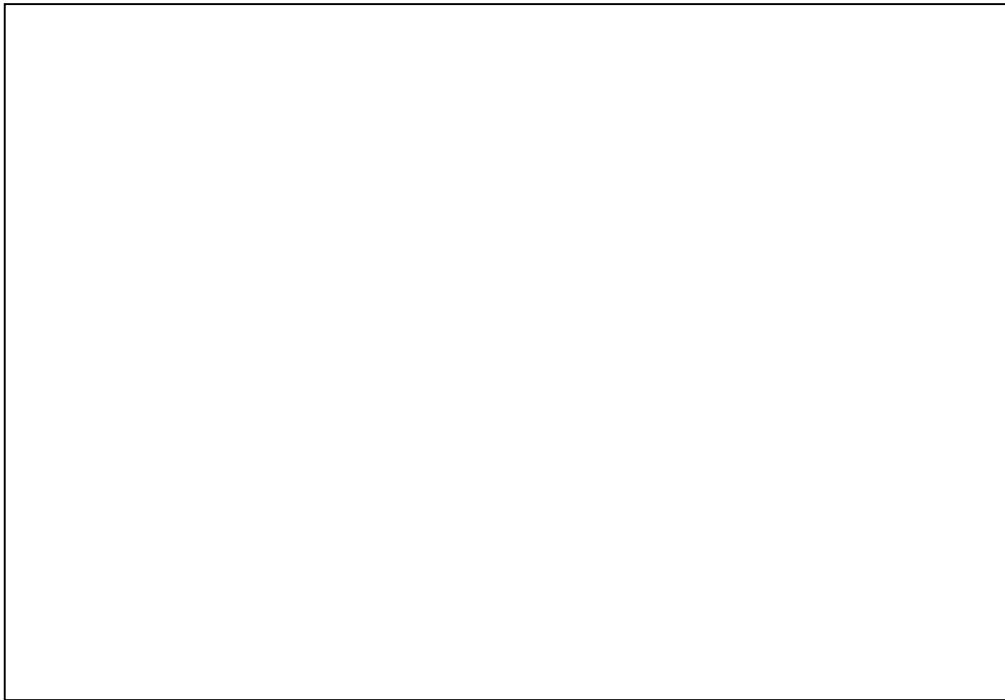


figura 4.1 Diferentes tipos de ultraligeros

Centro de gravedad (CDG)

El centro de gravedad es el punto de equilibrio de la aeronave, de tal modo que suspendida de dicho punto no oscilará en un sentido u otro. El CDG es el punto en el que se considera que actúa el peso del avión, también es este punto la intersección de

los ejes de estabilidad del avión como se verá más adelante; el CDG se desplaza a medida que se incrementa o decrementa el peso operativo del avión, más evidente varía a medida que se consume el combustible; el CDG debe mantenerse en todo momento dentro de los parámetros de diseño. La importancia de lo anterior se basa en que el avión experimentará diversas dificultades del vuelo, si el CDG no se ubica en los parámetros deseados. Si el CDG está adelantado se dice que el avión está pesado de morro, un avión en esta condición necesita una fuerza mayor en la cola para estabilizar la aeronave en su posición normal de vuelo, en caso contrario si el CDG está situado muy atrás, se dice que el avión está pesado de cola; esta situación ocasiona un incremento en la velocidad de pérdida.

Peso vacío de fabricación

Es el peso de la estructura, motores, sistemas y otros elementos que forman parte integral del avión, incluidos los líquidos de los sistemas cerrados.

Peso básico vacío

Es el peso vacío de fabricación, más los conjuntos estándar del avión (equipamiento).

Peso vacío operativo

El peso operativo en vacío define a la aeronave lista para operar, a expensas sólo de la carga útil y el combustible.

Peso con combustible a cero

Es igual al peso vacío operativo, más la carga útil.

Peso de despegue

Es el peso con combustible a cero más el peso del combustible en depósitos internos y externos.

Peso de aterrizaje

Es el peso de despegue menos el peso del combustible y otros elementos consumidos.

Peso máximo de despegue

Es el peso máximo del avión al despegue, limitado por su resistencia estructural y los requisitos de aeronavegabilidad.

Peso máximo de aterrizaje

Es el peso máximo del avión al despegue, limitado por su resistencia estructural y los requisitos de aeronavegabilidad.

Referencia o Datum

Se llama referencia o “Datum” de la pesada y centrado del avión a un plano perpendicular al eje longitudinal del avión (figura 4.1), que está situado a una distancia determinada del mismo, normalmente el morro de la nave. El “Datum” es una referencia que sirve de origen a todas las medidas que se efectúan en el eje longitudinal del avión. El Datum es el punto cero para todas las medidas de centrado, si está situado detrás del morro del avión hay que tener en cuenta los signos + o - (positivo o negativo) que se asigna a las distancias entre un punto determinado del avión y el Datum, pues influyen en las operaciones matemáticas de centrado. Todos los elementos de peso situados detrás de él, tienen distancia de signo positivo, los situados delante del Datum tienen distancia de posición de signo negativo

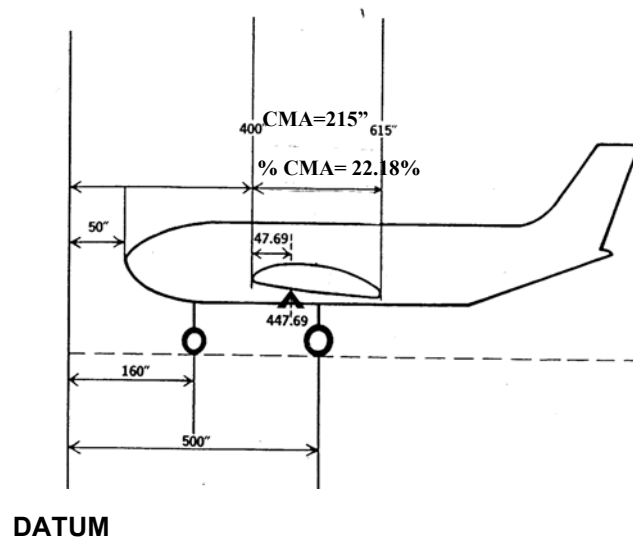


figura 4.2

Porcentaje de la cuerda media aerodinámica (CMA)

La cuerda media aerodinámica (CMA) es una longitud determinada, que empieza en un punto específico en relación con el “Datum” del avión. Ciertos puntos situados a lo largo de la CMA son importantes desde el punto de vista de la estabilidad, peso y centrado del avión. Se emplea un método para situar estos puntos de la CMA, este procedimiento consiste en situar el punto mediante el tanto por ciento a que se encuentra del principio del CMA.

Así, si un punto está situado a $\frac{1}{4}$ del principio de la CMA se dice que está al 25%.

Variación o recorrido del centro de gravedad (CDG)

Es la distancia entre los puntos anterior y posterior, que son límites del CDG. El desplazamiento máximo del CDG en aviones ligeros es entre 8 y 10 cm.

Momento

El momento es la tendencia a girar de un cuerpo cuando se le aplica un par de fuerzas paralelas de la misma magnitud pero de sentido contrario, en relación con el peso y centrado de un avión, el momento de una carga es el producto del peso de dicha carga por la distancia que le separa del "Datum".

4.2 Categoría de aeronaves FAR 23

El código de regulaciones federales de los Estados Unidos de América es una codificación de las reglas generales y permanentes publicadas en el registro federal por el departamento ejecutivo y agencias de gobierno del mencionado país.

El FAR 23 es un documento expedido por las autoridades encargadas de reglamentar los proyectos, estructuras aeronáuticas y la aeronavegabilidad de la aviación en cada país en el caso de los EE.UU. la institución que controla estos reglamentos es la Administración de Aviación Federal (FAA). En México la reglamentación de los diseños aeronáuticos esta basada también en el FAR 23 subparte B y C como lo establece la norma técnica complementaria de la Ley de Aviación Civil NTC-SDA-003-2000.

Las normas emitidas por la FAA se denominan reglamentos de aviación federal, los cuales están clasificados en varias áreas, a su vez cada área esta dividida en partes cubriendo la especificaciones de las áreas que serán reguladas, de la misma forma estas áreas pueden subdividirse en subpartes y apéndices.

El FAR se refiere al área de aeronaves, el número 23 indica la parte a la que pertenece:

"Normas de aeronavegabilidad para aeronaves de categoría normal, utilitaria y acrobática"

Como se comento con anterioridad la parte 23 esta subdividida y contiene apéndices. Las subpartes en que esta dividido son las siguientes:

- A) General
- B) Vuelo
- C) Estructura
- D) Diseño y construcción
- E) Planta de potencia
- F) Equipamiento
- G) Límites de operación e información

Los apéndices son.

- A) Diseño simplificado de cargas aplicadas para aeronaves ligeras monomotores de peso máximo $\leq 6,000$ lb (2,724 Kg).
- B) Cargas en superficies de control
- C) Condiciones básicas de aterrizaje
- D) Cargas de aceleración en ruedas
- E) Crédito de peso por planta auxiliar de potencia
- F) Pruebas para materiales de combustión retardada
- G) Instrucciones para aeronavegabilidad

Categorías para aeronaves:

A) Normal

Se limita a operación de aeronaves no acrobáticas, esto incluye:

- 1.- Cualquier maniobra circunstancial en vuelo normal
- 2.- Aproximación a la caída, ochos perezosos, chandeleos y virajes pronunciados.

B) Utilitaria

Esta categoría se refiere a aquellas aeronaves que realizan operaciones acrobáticas limitadas. La acrobacia limitada incluye:

- 1.- Barrenas
- 2.- Virajes pronunciados con inclinación acrobática no mayor a 60° .

C) Acrobático.

Esta categoría no tiene restricciones.

4.3 Diseño preliminar

4.3.1 Objetivo del diseño

El primer paso para el diseño de un aeroplano es establecer los requerimientos y objetivos del diseño, al definir el objetivo del diseño debe tomarse en cuenta cual será el desempeño de la aeronave, cabe mencionar que en muchas ocasiones el mejor avión es el más simple, ya que no siempre un buen diseño aerodinámico es compatible con un buen diseño estructural o bien un avión muy confortable no es muy eficiente. Al definir el objetivo del diseño debe considerarse cuidadosamente cuales son los parámetros bajo los cuales se ha de diseñar: el peso, controles de vuelo, estructuras, aerodinámica, manufactura y propulsión, son algunos de los parámetros que definen al diseño aeronáutico.

En la aeronáutica comercial la definición del objetivo del diseño es más rigurosa ya que debe tomarse en consideración no solamente parámetros físicos, sino también aspectos comerciales de las aeronaves, es decir, tiene que valorarse cual será la función del

avión (si será de transporte de mercancía, pasajeros, de investigación, etc.), además para fines comerciales durante la definición del objetivo del diseño se consideran las políticas operativas de las empresas con las cuales se pactan los tratados comerciales por ejemplo el tiempo en que una aerolínea solicita un aeronave determina el proceso de manufactura que utilizará la compañía aeronáutica, los fines a los cuales ha de ser destinado el avión son una variable para establecer el diseño estructural del aparato los materiales a usarse, el perfil aerodinámico empleado y otros parámetros de diseño tales como:

- Peso mínimo en vacío
- Peso mínimo para el despegue (incluidas medidas de eficiencia y peso del combustible)
- Costos directos de operación
- Costo de los sistemas
- Máximo beneficio

El proceso de diseño de una aeronave es complejo, el número de parámetros de diseño debe ser extremadamente específico, por ejemplo un Boeing 747 requiere de un gran número de parámetros. De forma tal que puede utilizarse una combinación de aproximación, experiencia e información estadística de aeronaves similares al proyecto de diseño para reducir el número de variables a una cifra manejable de éstas simplificando así el proceso.

El cálculo del arrastre, la sustentación y el área del ala no es suficiente para el diseño dado que existen otros parámetros de diseño tales como: la envergadura, número de Reynolds, número de Mach, ángulo de ataque, torsión, perfil aerodinámico, factor de rendimiento, distribución del avión, etc.

Lo anterior debe clasificarse y validarse como herramientas de análisis, tomando las reservas necesarias para evitar omitir alguna variable e incluir todas en el diseño. Un paso importante en el proceso del diseño es la fase del diseño conceptual de la aeronave, en la cual se define cuales son los parámetros para describir el diseño con la finalidad de facilitar el proceso, sin embargo en palabras de A. Einstein “pienso que las cosas deben ser tan simples como sea posible, pero no tan simples”, se puede entender que durante la fase del diseño debe simplificarse el diseño, la optimización, el proceso análisis y construcción, sin pasar por alto el factor de seguridad y las normas técnicas establecidas para las aeronaves

4.3.2 Especificaciones preliminares

Como se ha establecido al iniciar el diseño de una aeronave, es necesario conocer el propósito, tipo y tamaño que regirán el proyecto. Se ha mencionado que desde el punto de vista comercial los parámetros son determinados por el cliente y el mercado donde será promovida la aeronave, lo anterior basado en estudios de mercado.

En el diseño preliminar se crea la descripción geométrica de lo que se construirá, siendo esta área una disciplina separada, de los temas analíticos de la aerodinámica, control de vuelo y propulsión, las especificaciones preliminares pueden obtenerse a través de un

estudio comparativo, que abarque lo referente a los distintos tipos de ultraligeros más comunes, de los cuales por parámetros estadísticos se pueda obtener datos promedio referentes a; peso, superficie alar, carga alar, velocidad de despegue, velocidad de desplome, etc. Ahora bien estos mismos datos pueden obtenerse de los lineamientos establecidos por las asociaciones nacionales e internacionales de aeronáutica, tales como la FAR citada anteriormente.

4.4 Diseño del ala

A pesar de la aparente simplicidad, el ala de un aeroplano requiere para su diseño un cuidadoso estudio debido a que esta es la parte de la estructura que provee al aparato de la fuerza de sustentación necesaria. Un pequeño cambio en alguno de los factores de diseño afectará de forma crítica el proyecto, como ejemplo, dos alas aparentemente idénticas pueden tener diferencias significativas en sus respectivos diseños, dichas diferencias pueden ser percibidas en el desempeño del avión, sus actuaciones tales como velocidades de despegue y aterrizaje, cargas alares durante maniobra, estabilidad longitudinal y lateral.

Como paso inicial debe considerarse el peso preliminar del aeronave así como establecer un diagrama de balances en el cual se indiquen las fuerzas que actúan en el aeroplano durante un vuelo recto y nivelado, el peso preliminar en conjunto con el coeficiente máximo de sustentación $C_{L_{max}}$ permiten establecer las dimensiones que regirán el diseño, es decir, la envergadura, superficie alar, cuerda alar longitud del avión, entre otras. El diagrama de balances es necesario para localizar la posición del ala, el centro de gravedad, centros de presión y centro aerodinámico de la aeronave.

En el presente trabajo se propone el empleo de un ala de forma rectangular. Actualmente en desuso en la mayoría de los diseños aeronáuticos, pese a que fueron las primeras en emplearse, el ala rectangular con o sin los extremos redondeados, con la misma envergadura en el borde de salida y en el borde de ataque (esta ala es de una construcción muy sencilla y económica).

Este tipo de ala posee sin embargo algunas desventajas, la principal es que produce desprendimientos laterales ó pérdidas marginales lo cual provoca turbulencias de consideración en los extremos, lo que se refleja en una considerable reducción en el rendimiento aerodinámico.

Debido a estos inconvenientes, y no obstante la facilidad de su construcción derivada de conservar el mismo perfil a lo largo de toda la envergadura, este tipo de ala fue sumamente empleado en los primeros tiempos de la aviación, actualmente es utilizada en aviones ligeros.

4.4.1 Terminología

Es imprescindible conocer los diferentes términos que se manejan en el presente apartado, por lo que es necesario establecer la terminología referente a las diferentes partes que forman un ala.

Superficie alar. Es la superficie que ocupa la forma en planta del ala, incluida la parte que ésta cubre del fuselaje.

Envergadura. Es la distancia de punta a punta del ala, independiente a su forma.

Cuerda media. Los perfiles que forman un ala pueden variar a lo largo de la envergadura, por lo que su longitud varía del borde de ataque a la punta. La cuerda media es aquella que multiplicada por la envergadura es igual a la superficie alar.

Conicidad λ . Esta definida por el cociente de:

$$\lambda = \frac{C_p}{C_r} \quad (4.1)$$

Donde

C_p = Es la cuerda del perfil en la raíz

C_r = Es la cuerda del perfil en la punta

Centro aerodinámico

Se sabe que la fuerza aerodinámica, que se produce en el ala, actúa sobre un punto del perfil de la misma, justo en la intersección con la cuerda, donde la sección aerodinámica funciona con un cierto ángulo de ataque α . El punto de aplicación de la fuerza aerodinámica se llama *centro de presión*. El centro de presión posee movilidad es decir, es un punto de aplicación de una fuerza que se desplaza hacia delante o hacia atrás en respuesta a los cambios de velocidad del avión o también del ángulo de ataque de operación del ala.

El centro aerodinámico es un punto del perfil que goza de la propiedad de que el momento de cabeceo del ala es siempre constante, sea cual fuere el ángulo de ataque α del ala. El centro aerodinámico en los perfiles de ala subsónicos está situado entre el 23% y 30% de la cuerda.

Diedro. Es el ángulo formado entre la horizontal imaginaria y el ala o semialas del avión, tiene influencia sobre la estabilidad lateral del avión.

Torsión. Existen dos tipos de torsión la geométrica y la aerodinámica.

La torsión geométrica consiste en que los ángulos de ataque de cada uno de los perfiles del ala sean diferentes, provocando que la sección de punta posea un ángulo de ataque menor que el encastre (raíz de el ala). Esta torsión o giro relativo de las cuerdas, se hace gradualmente desde el encastre a la punta.

La torsión aerodinámica se logra con perfiles diferentes a lo largo del ala de forma que el ángulo de sustentación nulo varía para los diferentes perfiles que componen el ala.

4.4.2 Componentes estructurales de un ala

De acuerdo con la función de cada componente se lo denomina principal o secundario.

Componentes principales: Largueros
 Costillas
 Revestimiento
 Herrajes

Componentes secundarios: Falsas costillas
 Larguerillos
 Refuerzos

Larguero (Spar): Viga que se extiende a lo largo del ala. Es el componente principal de soporte de la estructura. Soporta los esfuerzos de flexión y torsión.

Costilla (Rib): Miembro delantero y posterior de la estructura del ala, da forma al perfil y transmite la carga del revestimiento a los largueros.

Revestimiento (Skin): Su función es la de dar y mantener la forma aerodinámica del ala pudiendo contribuir también en su resistencia estructural.

Herrajes (Fitting): Son componentes de metal empleados para unir determinadas secciones del ala. De su cálculo depende buena parte de la resistencia estructural del ala. Resisten esfuerzos, vibraciones y deflexiones.

Larguerillos (Stringer): Son miembros longitudinales de las alas a lo largo de las mismas que transmiten la carga soportada por el recubrimiento a las costillas del ala.

Placa o Alma (Web): Es una placa delgada que soportada por ángulos de refuerzo y estructura, suministra gran resistencia al corte.

La función del ala es producir sustentación y soportar cargas, por lo tanto, su forma y estructura desde el punto de vista estructural se deberá comportar como una viga capaz de resistir esfuerzos, y entre ellos:

Cargas aerodinámicas. (Sustentación y resistencia).

Cargas debidas al empuje o tracción del motor.

Reacciones debidas al tren de aterrizaje.

Esfuerzos debidos a la deflexión de las superficies móviles (cuando existen).

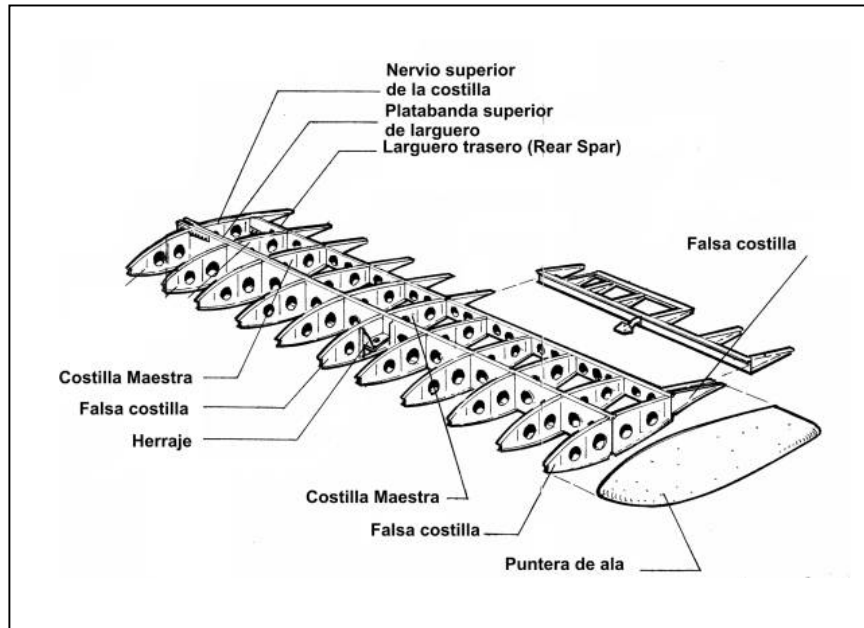


figura 4.3 partes del ala

Largueros

La forma de la sección transversal del larguero, depende de la forma del perfil, su altura, la resistencia exigida y el material empleado.

Sección rectangular: Es macizo, económico y sencillo.

Sección I: Posee una platabanda inferior y superior unidas mediante el alma.

Sección canal: Soporta mejor los esfuerzos que el rectangular, sin embargo es inestable bajo cargas de corte. Se lo utiliza solo como larguero auxiliar.

Sección doble T: Tiene buena resistencia a la flexión y es liviano.

Sección I compuesta: Tiene la platabanda inferior y superior del mismo material, mientras que el alma es de diferente material y se fija a las platabandas mediante remachado.



Largueros de Armadura

Las dos platabandas se unen entre sí con elementos diagonales y o verticales que pueden estar vinculados por remachado, abulonado o soldado, que constituyen el alma del larguero.



figura 4.4 Larguero de armadura

Largueros de Alma Llena

Las platabandas se unen con una chapa que forma el alma, en el caso que sea muy alta debe incluir refuerzos verticales para aumentar la estabilidad de la chapa.

Normalmente se agujerea el alma (agujero de aliviamiento), para disminuir su peso para facilitar el acceso para las tareas de mantenimiento y para pasar tuberías y cables.

Los agujeros deben permitir el paso de una mano cerrada por lo tanto su diámetro no debe ser inferior a los 120 mm.

En vuelo normal la platabanda superior está sometida a compresión mientras que la inferior a tracción y el alma trabaja al corte.

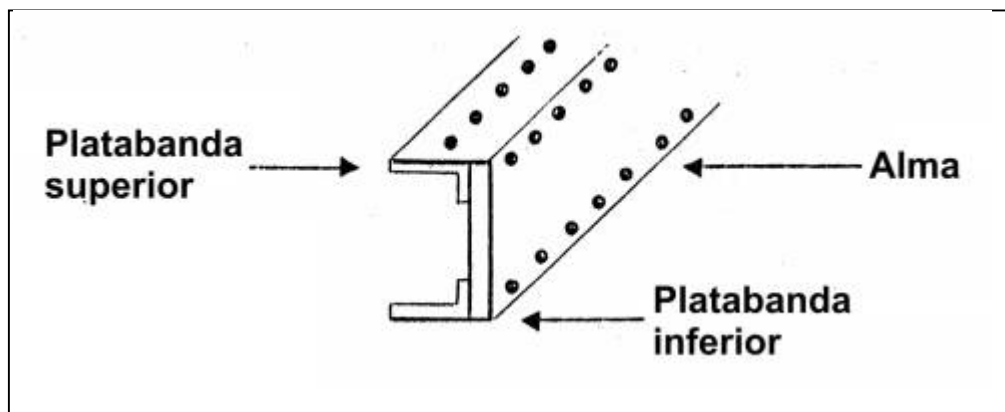


figura 4.5 Larguero de alma llena

Costillas

Sus funciones son:

- 1- Mantener la forma del perfil
- 2- Transmitir las fuerzas aerodinámicas a los largueros.
- 3- Distribuir las cargas a los largueros.
- 4- Estabilizar el ala contra las tensiones.
- 5- Cerrar las celdas.
- 6- Mantener la separación de los largueros.

- 7- Proporcionar puntos de unión a otros componentes (tren de aterrizaje).
- 8- Formar barreras de contención en los tanques de combustible.

Clasificación por su Función

- a) Costillas de compresión: Unen los largueros entre sí. Transmiten y distribuyen equitativamente los esfuerzos en los largueros. Se colocan donde se producen esfuerzos locales. No siempre se disponen perpendicularmente, pueden colocarse en diagonal.
- b) Costillas Maestras: Mantienen distanciados los largueros y dan rigidez a los elementos.
- c) Costillas Comunes: No son tan fuertes. Su tarea es la de mantener la forma del perfil y transmitir las fuerzas interiores a los largueros, distribuyéndolas en varias partes de ellos.
- d) Falsas costillas: Solo sirven para mantener la forma del revestimiento, y se ubican entre el larguero y el borde de ataque o fuga.

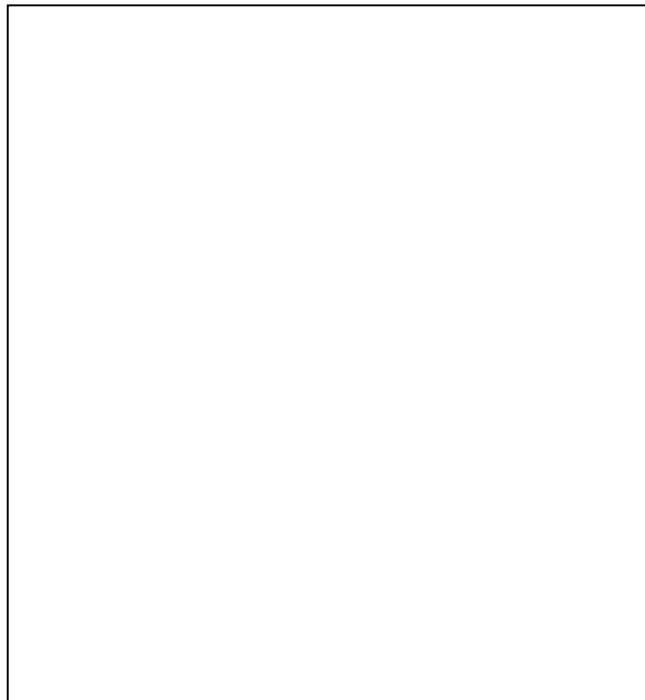


figura 4.6 En la figura puede observarse las partes que conforman una costilla del ala en un avión clásico

4.5 Perfil aerodinámico

4.5.1 Perfil N.A.C.A de cuatro cifras

Hasta 1932, los perfiles más comúnmente utilizados derivaban directamente de las investigaciones efectuadas en los laboratorios Göttingen, a partir de ese mismo año el NACA emprendió una serie de investigaciones que arrojaron como resultado los perfiles NACA de cuatro y cinco cifras, en los que la numeración es exclusivamente geométrica. En los modernos perfiles laminares la numeración que los identifica contiene información que describe algunas características aerodinámicas del perfil. Para la serie de cuatro cifras del NACA el espesor máximo está situado al 30% de la cuerda a partir del borde de ataque.

La *primera cifra* indica la flecha máxima de la línea de curvatura media, en porcentaje de la cuerda (curvatura relativa) $\left(\frac{f}{c} \times 100\right)$.

La *segunda cifra*, la posición de dicha flecha máxima, en décimas de la cuerda $\left(\frac{d}{c} \times 10\right)$, a partir del borde de ataque.

Las *dos últimas cifras*, indican el espesor máximo, en tanto por ciento de la cuerda (espesor relativo por ciento) $\left(\frac{e}{c} \times 100\right)$

Así, el perfil empleado 4412 tendrá una flecha máxima de la línea de curvatura media de 4% de la cuerda (7.04 cm), situada a 40% de dicha cuerda (70.4 cm), a partir del borde de ataque, y su espesor máximo (situado a 30% de la cuerda, 52.8 cm a partir del borde de ataque) es del 12% de la cuerda (21.12 cm). Los perfiles de esta serie vienen determinados por la línea de curvatura media y por la distribución de los espesores a lo largo de dicha línea.

4.5.2 Selección del perfil aerodinámico

No existe una regla general para la elección de un perfil, debido a que un mismo perfil no puede proporcionar, a la vez, una resistencia mínima al avance $C_{D_{\min}}$, un gran coeficiente de sustentación $C_{L_{\max}}$ y un coeficiente de momentos pequeño.

Los laboratorios aerodinámicos proveen de catálogos de perfiles elaborados mediante numerosas pruebas en los túneles de viento, en estos documentos puede encontrarse grupos de perfiles que cumplan las especificaciones que se desean, estas varían para

cada avión proyectado, de ahí que la elección de un perfil puede basarse en los siguientes parámetros.

1. Condiciones estructurales
2. Coeficiente máximo de sustentación
3. Coeficiente mínimo de resistencia al avance
4. Cociente máximo de la relación
5. Rendimiento aerodinámico máximo
6. Valor de C_L para rendimiento aerodinámico máximo
7. Valor de C_L para coeficiente de arrastre mínimo
8. Forma de la curva del coeficiente de sustentación

De los anteriores puntos interesan para este caso particular la relación máxima entre el coeficiente de sustentación y el coeficiente de arrastre, así como la curva de sustentación que no debe caer bruscamente, dado que de no cumplirse lo anterior se producirá un desplome que reducirá el margen de seguridad de la aeronave.

Como resultado del análisis de las graficas de los perfiles NACA, se concluye que el perfil 4412 la serie de cuatro cifras, con espesor máximo situado a 30% de la cuerda, a partir del borde de ataque, proporcionan características compatibles con el presente proyecto.

4.5.3 Forma del perfil aerodinámico

Los perfiles NACA de cuatro cifras están determinados por la línea de curvatura media y por la distribución de los espesores a lo largo de dicha línea. Tomando la cuerda del ala como eje de las abscisas de un sistema de ejes coordenados, con origen en el borde de ataque, cada punto de la línea de curvatura media tendrá una abscisa x y una ordenada y_c ; y la pendiente, en cada punto de dicha línea, vendrá determinada por

$tg\theta$, siendo $\theta = \text{arc tg} \frac{dy_c}{dx}$ el ángulo formado por la tangente a la línea de curvatura media, en dicho punto, con la cuerda del ala, o eje de las abscisas.

Para un perfil simétrico, los espesores están definidos por las ordenadas $y_e = f(x)$ para cada valor de x por encima y por debajo de la línea de curvatura media, que para el caso del perfil simétrico es la cuerda del ala. Uniendo los extremos de las sucesivas ordenadas y_e se forman dos curvas, simétricas con respecto a la cuerda, que serán el extradós y el intradós del perfil (figura 4.7)

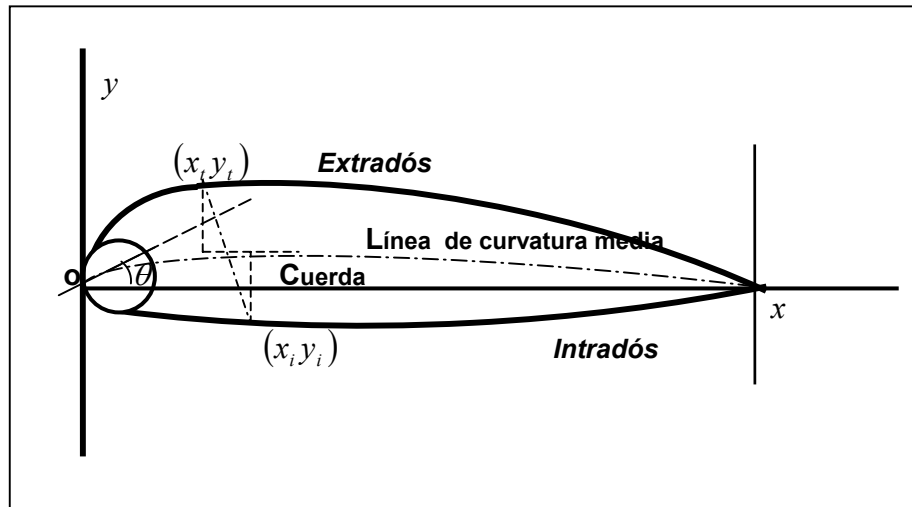


figura 4.7 Nomenclatura del perfil aerodinámico.

Para cada punto de la línea de curvatura media, corresponderán dos puntos, uno sobre el extradós y otro sobre el intradós, cuyas coordenadas respectivas, con respecto al sistema de ejes coordenados son (x_i, y_i) para el extradós y (x_i, y_i) . Sus valores en función de las coordenadas x y y_c de cada punto de la línea de curvatura media y del ángulo θ que forma en cada punto la tangente a dicha curva con el eje de las abscisas, son respectivamente:

$$\begin{aligned} x_i &= x - y_e \cdot \text{sen} \theta \\ y_i &= y_c + y_e \cdot \text{cos} \theta \end{aligned} \quad (4.2)$$

$$\begin{aligned} x_i &= x + y_e \cdot \text{sen} \theta \\ y_i &= y_c - y_e \cdot \text{cos} \theta \end{aligned} \quad (4.3)$$

Para el cálculo de y_e se tomó como base la variación del espesor en dos perfiles empíricos de eficiencia probada: el Clark-Y y el Gottingen-398, para una distribución de espesores semejante, se encontró una ecuación que daba para un perfil simétrico con un espesor máximo del 20% de la cuerda:

Para un espesor relativo cualquiera $\%$ distinto del 20%, la ecuación para las coordenadas y_e es:

$$\pm y_e = 5 \frac{e}{c} (0.29690x^{1/2} - 0.12600x - 0.35160x^2 + 0.28430x^3 - 0.10150x^4) \quad (4.4)$$

Que da los valores de y_e para cualquier espesor e y para cualquier línea de curvatura media siendo c la cuerda del mismo, y x la abscisa

medida sobre la cuerda a partir del borde de ataque de los sucesivos puntos de la línea de curvatura media.

La línea de curvatura media de los perfiles N.A.C.A. de cuatro cifras está formada por dos arcos parabólicos, cuyos vértices coinciden en el punto correspondiente a la flecha máxima, las ecuaciones de dichos arcos parabólicos son

Por delante de la flecha máxima:

$$y_c = \frac{f'}{d'^2} (2d'x - x^2) \quad (4.5)$$

Por detrás de la flecha máxima:

$$y_c = \frac{f'}{(1-d')^2} (1 - 2d' + 2d'x - x^2) \quad (4.6)$$

Donde $f' = \frac{f}{c}$ y $d' = \frac{d}{c}$ que son los valores de las relaciones de la flecha máxima a la cuerda, para una cuerda igual a la unidad.

El arco de circunferencia que pasa por el borde de ataque se obtiene generalmente, trazando una recta que pase por dicho borde de ataque y que forme con la cuerda un ángulo igual a la pendiente que tenga la línea de curvatura media en el punto correspondiente a una abscisa igual al 0.5% de la cuerda (medida desde el borde de ataque), y tomando sobre dicha recta, y a partir del citado borde, la longitud del radio determinado para trazar el arco del borde de ataque. Este radio suele ser normalmente:

$$r = 1.1 \left(\frac{e}{c} \right)^2 \quad (4.7)$$

Siendo $\frac{e}{c}$ el espesor relativo del perfil.

Para simplificar el trazado, los laboratorios aerodinámicos dan en ocasiones las ordenadas de los puntos del trasdós y del intradós que corresponden a valores ya determinados de las abscisas. Hoy en día existen diversos softwares tales como **Compufoil**, **MHfoil**, **MultiElement Airfoil 2.0**, que proporcionan herramientas necesarias para el trazado y análisis más exacto de los perfiles aerodinámicos, el inconveniente de tales herramientas es su costo superior a los 750 dólares (\$ 8,250 m.n) por licencia anual y su difícil adquisición, estas aplicaciones informáticas cuentan con las herramientas necesarias para la expresión gráfica de los perfiles, existen otras como lo es el caso de la aplicación **naca*** que trabaja en el sistema operativo MS-DOS, de no contarse con estos instrumentos, puede realizarse el cálculo y trazado del perfil de forma manual con los pasos anteriormente expuestos.

* El programa está almacenado en el CD anexo a este trabajo.

Para el ala que se proyecta las coordenadas del perfil son las siguientes:

NACA 4412			
(Tabla 4.1 Estaciones y ordenadas en centímetros)			
Trasdos		Intrasdos	
Estación	Ordenada	Estación	Ordenada
0	0	0	0
0.88	2.912624	0.88	-1.558832
1.32	3.440976	1.32	-1.952896
2.2	4.308128	2.2	-2.523488
4.4	5.953904	4.4	-3.429184
8.8	8.325152	8.8	-4.370784
13.2	10.137072	13.2	-4.827504
17.6	11.613536	17.6	-5.040288
26.4	13.882528	26.4	-5.067216
35.2	15.481488	35.2	-4.80832
44	16.55368	44	-4.415664
52.8	17.175664	52.8	-3.97672
61.6	17.397424	61.6	-3.548512
70.4	17.25328	70.4	-3.17328
79.2	16.819088	79.2	-2.826208
88	16.177216	88	-2.46224
96.8	15.342624	96.8	-2.09968
105.6	14.327104	105.6	-1.75208
114.4	13.137344	114.4	-1.429824
123.2	11.784608	123.2	-1.141008
132	10.26784	132	-0.889504
140.8	8.591792	140.8	-0.67848
149.6	6.752944	149.6	-0.508288
158.4	4.752176	158.4	-0.377696
167.2	2.576992	167.2	-0.283184
176	0.229152	176	-0.219648

Nota: El renglón sombreado pertenece al 30% de la cuerda es decir al espesor máximo del perfil correspondiente al 12% de dicha cuerda alar.

NACA 4412 cuerda 172 cm			
(Tabla 4.2 Estaciones y ordenadas en porcentaje de la cuerda)			
Trasdos		Intrasdos	
Estación	Ordenada	Estación	Ordenada
0	0	0	0
0.5	1.6549	0.5	-0.8857
0.75	1.9551	0.75	-1.1096
1.25	2.4478	1.25	-1.4338
2.5	3.3829	2.5	-1.9484
5	4.7302	5	-2.4834
7.5	5.7597	7.5	-2.7429
10	6.5986	10	-2.8638
15	7.8878	15	-2.8791
20	8.7963	20	-2.732
25	9.4055	25	-2.5089
30	9.7589	30	-2.2595
35	9.8849	35	-2.0162
40	9.803	40	-1.803
45	9.5563	45	-1.6058
50	9.1916	50	-1.399
55	8.7174	55	-1.193
60	8.1404	60	-0.9955
65	7.4644	65	-0.8124
70	6.6958	70	-0.6483
75	5.834	75	-0.5054
80	4.8817	80	-0.3855
85	3.8369	85	-0.2888
90	2.7001	90	-0.2146
95	1.4642	95	-0.1609
100	0.1302	100	-0.1248

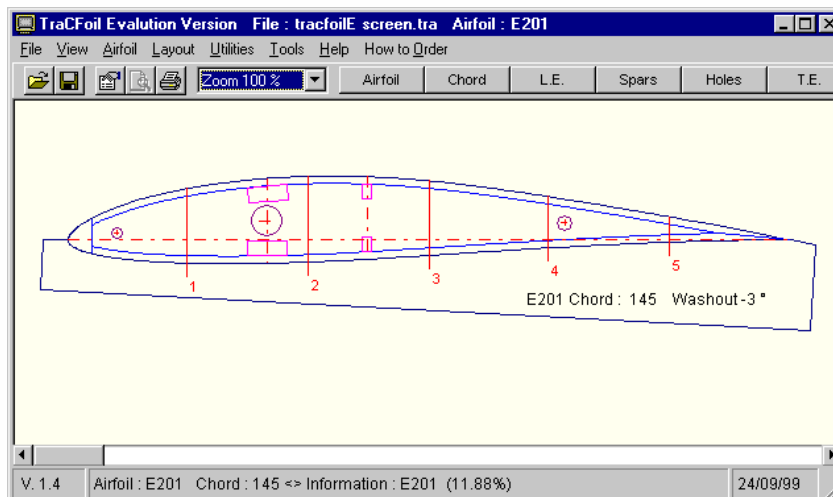


figura 4.8 Pantalla del programa TraCFoil 3.0

Por medio de las coordenadas puede realizarse la grafica correspondiente al perfil N.A.C.A 4412 de cuerda 1.72 m figura 4.7.

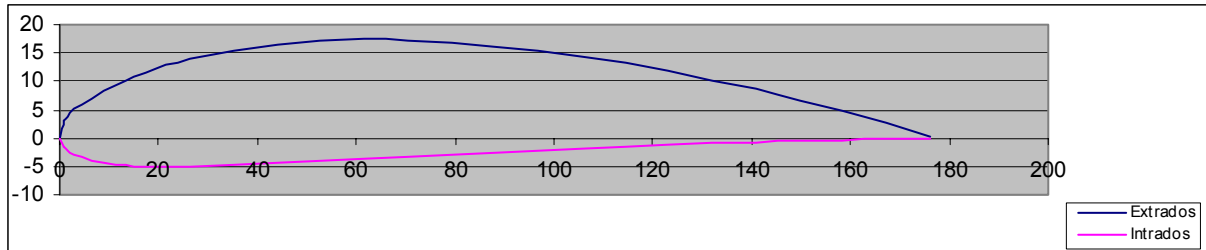


figura 4.9 Perfil NACA 4412 cuerda 1.76 m

4.6 Dimensionado del ala

4.6.1 Superficie alar.

Las condiciones iniciales que se tomarán para el diseño del avión, considerando al ultraligero en un vuelo recto y nivelado, a 2,400 m sobre el nivel del mar, siendo la densidad del aire en esta altitud 0.9643 kg/m^3 , con una velocidad perdida igual a 14.5 m/s (52.2 Km/h), de acuerdo a la definición hecha por la FAR respecto a los aviones Ultraligeros. El peso operativo de diseño del ultraligero será de 350 Kg. De acuerdo al CAPITULO 2 sección 2.1 se tiene como primera aproximación que durante la condición especificada de vuelo recto y nivelado el peso igual a la fuerza de sustentación:

$$L = W \tag{4.8}$$

Bajo esta condición, de la expresión matemática de la sustentación se sustituye el peso por la fuerza de sustentación y de acuerdo a lo anteriormente expuesto cuando el coeficiente de sustentación es máximo la velocidad será la mínima, resolviendo para $C_{L_{\max}}$ se tiene que

$$C_{L_{\max}} = \frac{W}{\frac{1}{2} \rho V^2 A} \tag{4.9}$$

Donde:

$$C_{L_{\max}} = 1.74$$

$$W = 350 \text{ Kg} = 3433.5 \text{ N}$$

$$\frac{1}{2} \rho V^2 = q = \text{Presión dinámica, en esta expresión:}$$

$\rho =$ Densidad del aire a 2400 m de altitud, igual a 0.9643 kg/m^3

$V_{\min} =$ Velocidad mínima igual a 14.5 m/s

$$\frac{1}{2}\rho V^2 = \frac{1}{2}\rho V^2 = \left[\frac{1}{2}(0.9643 \text{ kg/m}^3)(14.5 \text{ m/s})^2 \right] = 105.336 \text{ N/m}^2$$

$$q = 105.336 \text{ N/m}^2$$

Despejando el área de la superficie alar A se tiene

$$A = \frac{W}{C_{L\max} \cdot q} \quad (4.10)$$

Sustituyendo se tiene

$$A = \frac{3433.5 \text{ N}}{(1.74)(105.336 \text{ Pa})}$$

$$A = 18.70 \text{ m}^2$$

4.6.2 Envergadura

De acuerdo con la ecuación 2.11 la envergadura y área del ala están relacionadas por medio de la expresión

$$ar = \frac{b^2}{A}$$

Que es la proporción dimensional efectiva del ala y en donde:

$ar =$ Proporción dimensional efectiva del ala

$b =$ Envergadura del ala

$A =$ Área del ala

La dimensión proporcional efectiva para aviones ligeros comúnmente es igual a 6

despejando

$$b^2 = (ar)(A) \quad (4.11)$$

Sustituyendo la envergadura del ala es igual a:

$$b = \sqrt{(6)(18.7 \text{ m}^2)}$$

$$b = 10.6 \text{ m}$$

4.6.3 Cuerda

La cuerda del ala también está relacionada con la envergadura y la proporción dimensional efectiva del ala por medio de la expresión:

$$ar = \frac{b}{c} \quad (4.12)$$

Despejando a c de la expresión y sustituyendo valores, la cuerda del ala es igual a:

$$c = \frac{10.6}{6}$$

$$c = 1.76 \text{ m}$$

Para un ala recta $C_p = Cr$ por lo que la conicidad es igual a la unidad (figura 4.8).

4.6.4 Cuerda media aerodinámica

Dado que se empleará un ala rectangular con un perfil NACA 4412 invariable a lo largo de la envergadura, la cuerda media aerodinámica es constante e igual a 1.76 m.

4.6.5 Torcimiento

En este caso el ala estará recubierta por tela y compuesta por costillas que guardaran la forma del perfil, según la definición de torcimiento esta ala no tendrá torcimiento geométrico o aerodinámico.

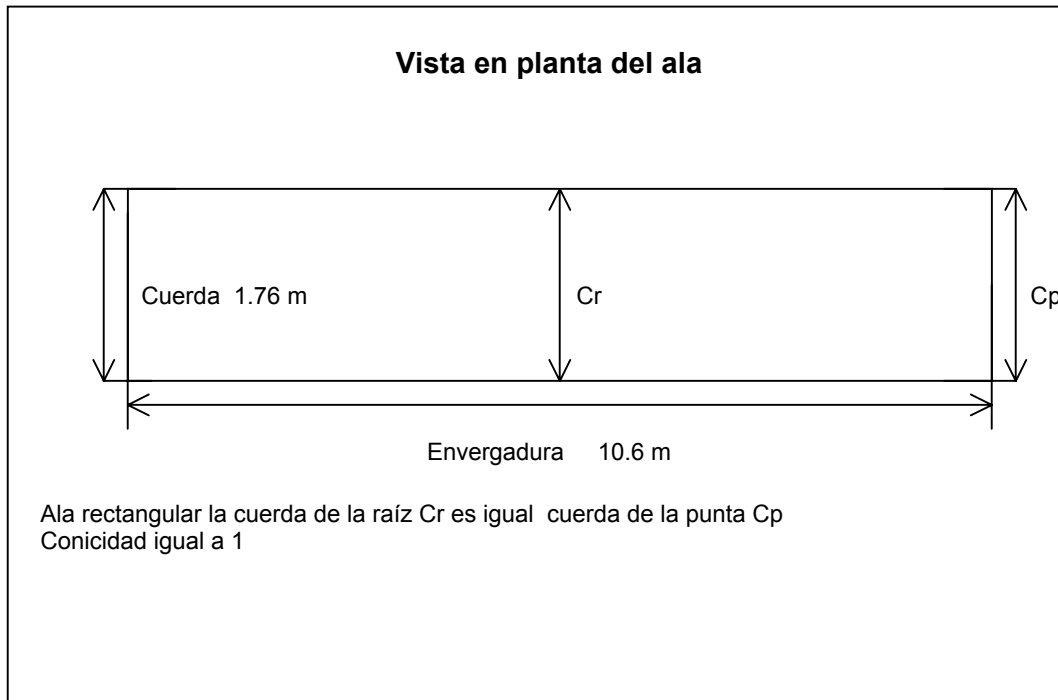


figura 4.10 Vista en planta del ala

4.6.6 Factores de carga

Un aeroplano durante su tiempo de vida útil estará sujeto a un número infinito de combinaciones de carga, estas cargas son esencialmente de dos tipos, las cargas de vuelo las cuales se manifiestan debido a cambios súbitos en las actuaciones de vuelo y las cargas provenientes de las condiciones de aterrizaje

Las cargas de vuelo pueden originarse durante las maniobras ejecutadas por el piloto o bien debido a ráfagas de aire, en cualquiera de los dos casos la fuerza resultante en una aeronave se debe a cambios en la actuación del vuelo.

Una condición de combinación de cargas (sustentación, arrastre, empuje, reacciones en tierra) no es crítica para todas las estructuras del avión, por lo que requiere analizar las condiciones de vuelo y de aterrizaje, las cuales incluyen todas las cargas que afectan a la estructura. Existen publicaciones de reglas que cubren todos los requerimientos necesarios para los aviones comerciales, aunque estas reglas publicadas contienen ciertas fórmulas empíricas y suposiciones arbitrarias, basadas en la experiencia adquirida, adecuada y satisfactoria.

4.6.7 Factor de carga alar.

Difícilmente se puede tratar todas las fases de diseño y análisis estructural en un solo trabajo de tesis, para consideraciones de diseño se toman las condiciones más críticas una de estas es el factor de carga alar definido por la relación:

$$\eta = \frac{L}{W} \quad (4.13)$$

donde

η = Es el factor de carga alar

L = Sustentación

W = Peso

Como se estableció a inicio de este apartado en vuelo recto y nivelado la sustentación es igual al peso, por lo que el factor de carga es igual a la unidad. Existen sin embargo condiciones de vuelo en las que la sustentación es superior al peso y en consecuencia el factor de carga es superior a la unidad.

En un viraje se observa el ángulo de inclinación lateral θ donde si $\cos \theta$ es menor que la unidad, la sustentación será mayor que el peso y el factor de carga, definiéndose el factor de carga como:

$$\eta = \frac{L}{W} = \frac{1}{\cos(\theta)} \quad (4.14)$$

Así por ejemplo si el ángulo de inclinación fuera de 45° , el coseno de $\theta = 0.5$, siendo $n = 2$, en otras palabras la sustentación debe de ser el doble del peso del avión, así los factores de carga necesarios para mantener la altitud durante un viraje, dependen del ángulo de inclinación.

De acuerdo al apéndice A, FAR 23, para el diseño simplificado de aeronaves ligeras con $W \leq 6000 \text{ lb}$ (2754 Kg) se tienen los siguientes factores de carga según la categoría de avión.

Categoría	Factor de carga limite +	Factor de carga limite -
Normal	3.8	0.4n
Utilitario	4.4	0.4n
Acrobático	6	0.4n
Transporte	2.5	1

Tabla 4.3 Factores de carga para diferentes categorías de aeroplanos

4.6.8 Factor de seguridad

De acuerdo al apéndice A del FAR 23, el factor de seguridad (FS) será de 1.5. Este valor es considerado para cálculos estructurales introducido, debido a los errores de exactitud que se involucran es decir las simplificaciones empleadas en el análisis teórico variaciones en las propiedades del material, las normas en el control de calidad (incluso se considera las acciones de emergencia ejecutadas por el piloto que generan cargas mayores a las esperadas). Los factores de carga límite se encuentran en función del propósito de la aeronave

4.6.9 Fuerzas de aceleración

Las fuerzas externas resultantes de una aceleración en un avión se pueden ilustrar si se considera las fuerzas de sustentación y peso, actuando en el avión como fuerzas concentradas. En una condición de vuelo nivelado y constante la suma vectorial de estas fuerzas es cero:

$$L - W = 0$$

Considerando la aeronave en un estado de equilibrio estático, si bajo esta condición se aplica a la aeronave una fuerza de magnitud ηL ($\eta > 1$) dicha condición de equilibrio se pierde por la aceleración producida en la dirección de la fuerza ηL . Ahora bien, el principio D'Alembert, establece que "cualquier estado de movimiento puede ser considerado en cualquier momento en estado de equilibrio, si se introducen las fuerzas de inercia apropiadas".

De acuerdo a la primera ley de Newton, al encontrarse las fuerzas aplicadas en equilibrio con las fuerzas de inercia definidas por el producto de la masa y la aceleración negativa, se tiene que el problema de movimiento acelerado se traduce a un problema de equilibrio estático. Si se introducen las fuerzas de inercia la ecuación de equilibrio será:

$$\eta L = W + \frac{Wa}{g} \quad (4.15)$$

Donde:

a es la aceleración negativa, g la aceleración debida a la gravedad, dado que $L = W$ se tiene lo siguiente:

$$\eta \frac{L}{L} = \left(W + \frac{Wa}{g} \right) \frac{1}{L} \quad (4.16)$$

$$\eta = \left(1 + \frac{a}{g} \right)$$

Donde $\frac{a}{g}$ es el incremento del factor de carga y η es el factor de carga límite para el ala, dicho factor se puede definir como el factor de multiplicación que aplicado a las

fuerzas en estado estable, se obtiene el efecto estático equivalente de las fuerzas actuando durante la aceleración del avión. El factor de carga límite es el máximo factor de carga esperado, durante cualquier maniobra normal. Un factor de seguridad se introduce previendo la omisión de algún factor. El factor de seguridad más empleado es de 1.5 con excepción de uniones donde los requerimientos son más altos.

El factor de carga límite multiplicado por el factor de seguridad es conocido como factor de carga de diseño.

4.6.10 Cargas en el ala

Como se estableció el ala es la parte del avión que genera el total de la fuerza de sustentación, soportando así el peso total del ultraligero incluido el peso del ala, la resistencia al avance es mínima debido a que en aeronaves de poca velocidad la resistencia esta compuesta por resistencia de fricción, resistencia por presión, y resistencia de forma.

La relación entre el coeficiente de fricción y el coeficiente de presión depende exclusivamente del espesor máximo del perfil, que raramente excede el 20% (para el perfil 4412, es del 12%), por lo que la resistencia por presión no es considerada, para determinar el coeficiente de arrastre mínimo CD_0 puede ser empleado el método de área de contacto con el aire el cual establece la siguiente relación:

$$CD_0 = Cf \frac{WA}{A} \quad (4.17)$$

Donde

WA = es el área de contacto con el aire (Wetted Área)

A = Es el área del ala

Cf = Coeficiente de fricción de piel, normalmente 0.003 y dependiente de Re

Para las aeronaves de baja velocidad la resistencia inducida es la resistencia por presión y por la resistencia del vortex se tiene que:

$$CD_i = \frac{CL^2}{\pi ar e} \quad (4.18)$$

Donde

CL^2 = cuadrado del coeficiente de sustentación

ar = proporción dimensional efectiva

e = Eficiencia de Oswald igual a la unidad para alas elípticas, en otros casos varía de 0.6 a 0.9, dependiendo del ángulo de ataque.

Es debido al objeto del diseño es necesario conocer las cargas que actuarán sobre el ala. Según los criterios establecidos por la FAR los factores de carga límites (máximo y mínimo) son respectivamente +3.8,-0.4 para la categoría normal, tomando estos valores y retomando el coeficiente de sustentación del perfil 1.74 se puede establecer la siguiente relación basada en la fórmula de factor de carga.

Según la definición de factor de carga:

$$\eta = \frac{L}{W}$$

Despejando L y según la fórmula de la sustentación se tiene que:

$$W \cdot \eta = \frac{1}{2} \rho V^2 \cdot A \cdot CL$$

Despejando el factor de carga

$$\eta = \frac{q \cdot A \cdot CL}{W} \quad (4.19)$$

Donde

$$\frac{1}{2} \rho V^2 = \frac{1}{2} \rho V^2 = \left[\frac{1}{2} (0.9643 \text{ kg} / \text{m}^3) (\neq \text{Velocidades})^2 \text{ m} / \text{s} \right] = q$$

q = presión dinámica

$$A = 18.7 \text{ m}^2$$

$$CL = 1.74$$

$$W = 350 \text{ kg} = 3433.5 \text{ N}$$

Al sustituir valores puede verse como varía el factor de carga para diferentes velocidades.

Condiciones de vuelo	$V(m/s)$	η
Velocidad de pérdida V_s	11.6 m/s	0.790
Velocidad mínima V_{\min}	14.8 m/s	1.00035
Velocidad de crucero V_c	22.13 m/s	3.132
Velocidad máxima V_{\max}	27 m/s	3.3
Velocidad de Nunca Exceder V_{NE}	36.5 m/s	5.7

Tabla 4.4 Factores de carga para coeficiente de sustentación positivo

Puede observarse que en la velocidad de pérdida el factor de carga es 0.790 y de acuerdo a la ecuación del factor de carga al ser el citado valor menor a la unidad no es posible la sustentación, la densidad que se ha empleado es la que predomina a los 2400 m sobre el nivel del mar (altura del Valle de México), la densidad del aire varía según la altitud por lo que los datos expuestos pueden variar, sin embargo son una referencia para cálculos de diseño.

El procedimiento anterior es aplicado para encontrar los factores de carga negativos tomando un coeficiente de sustentación igual a -1.0

Condiciones de vuelo	$V(m/s)$	η
Velocidad de pérdida V_s	11.6 m/s	-0.353
Velocidad mínima V_{\min}	14.8 m/s	-0.574
Velocidad de crucero V_c	22.13 m/s	-1.28
Velocidad máxima V_{\max}	27 m/s	-1.913
Velocidad de Nunca Exceder V_{NE}	36.5 m/s	-3.49

Tabla 4.5 Factores de carga para coeficientes de sustentación negativo

Los datos anteriores se expresan de acuerdo al documento LAMAC (Light Aircraft Manufacturers Asociación of Canadá), el documento descriptivo es la envolvente de vuelo o diagrama $V - \eta$, el cual muestra gráficamente los límites de vuelo dentro de los cuales una aeronave puede volar o maniobrar sin daño estructural que afecte la integridad del aeronave, la FAR 23 establece los criterios para el cálculo de la envolvente de vuelo para aeronaves de diferentes categorías, sin embargo no contiene datos que hagan referencia a la aeronaves ultraligeras, es por ello que se toma como

referencia el documento establecido por la LAMAC del cual se encuentra información en el apéndice A en forma escrita (toda la información referente a las normas LAMAC y FAR 23 esta contenida en el CD-R incluido este trabajo de tesis).

Se tiene que la velocidad de perdida es:

$$V_S = 19.77 \sqrt{\frac{W}{A \cdot C_{L_{\max}}}} = 13.5 \text{ m/s} \quad (4.20)$$

Para la velocidad de diseño para maniobra

$$V_{\max} = 19.77 \sqrt{\frac{W \cdot \eta}{A \cdot C_{L_{\max}}}} = 2 \cdot V_S = 27 \text{ m/s} \quad (4.21)$$

Velocidad de diseño para picada

$$V_D = 3 \cdot V_S = 40.5 \text{ m/s} \quad (4.22)$$

Velocidad de nunca exceder

$$V_{NE} = 0.9 \cdot V_D = 36.45 \text{ m/s} \quad (4.23)$$

En la figura 4.11 se muestra la envolvente de vuelo del ultraligero.

Para conocer las cargas que trabajan en el ala, se requiere considerar las fuerzas que actúan en ésta, dado que se trata de un ala alta libre de elementos que produzcan una resistencia extra, la resistencia al avance no se tomaran en cuenta en este momento.

La condición mas critica conocida es la que se presenta para una velocidad nunca exceder con un coeficiente de carga alar de 5.7, esto según la formula de dicho coeficiente

$$\eta = \frac{L}{W}$$

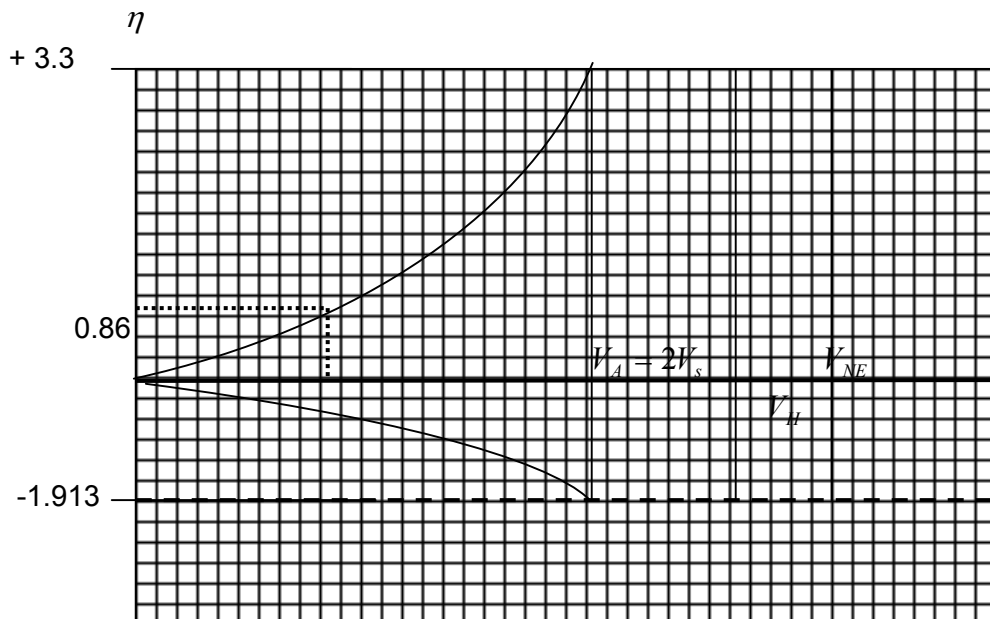


figura 4.11 Envolvente de vuelo

$$L = W \cdot \eta = (3433.5 \text{ N})(5.7) = 19,570.95 \text{ N}$$

Bajo esta condición crítica, 19,2570.95 N es la fuerza de sustentación que actúa en el área del ala, la presión existente por metro cuadrado será:

$$\frac{F}{A} = \frac{19570.95 \text{ N}}{18.70 \text{ m}^2} = 1,046.57 \text{ Pa}$$

Expresado en kilogramos fuerza

$$P = 1046.55 \text{ Pa} \left(\frac{1}{9.81} \right) = 106.68 \frac{\text{kgf}}{\text{m}^2} = 0.0106 \frac{\text{kgf}}{\text{cm}^2}$$

Esta carga se puede distribuir por paneles, cada panel es el espacio comprendido entre costilla y costilla, como se muestra en la figura 4.11

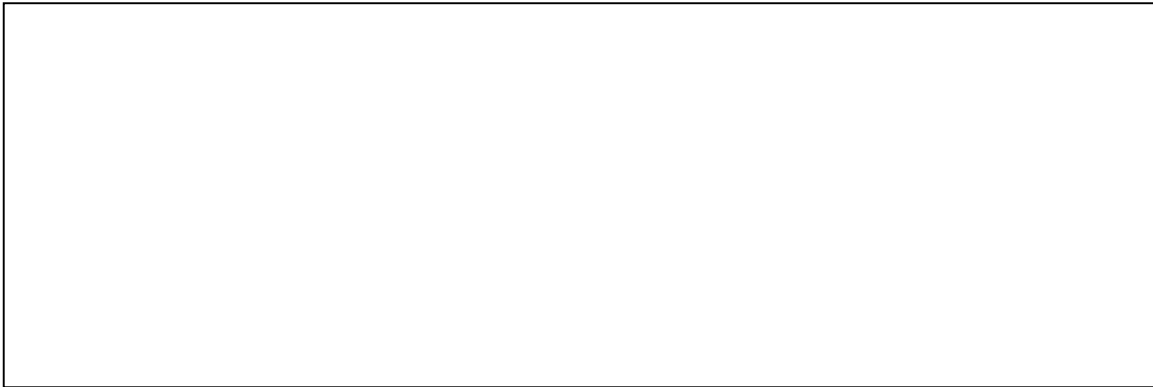


figura 4.12 Distribución de las cargas por panel

Las líneas muestran la colocación de las costillas, estas consideraciones sirven para el diseño estructural, para un análisis mas exacto es necesario un estudio aerodinámico motivo de otro trabajo de tesis, por el momento estos son datos suficientes. La fuerza producida por la sustentación recae directamente sobre la tela y esta a su vez sobre la estructura del ala, en la tabla 4.6 se da la carga por panel.

Panel No.	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	
Área m^2	0.88	0.88	0.88	0.88	0.88	0.88	0.88	0.88	0.88	1.48	
Presión por panel Kgf	93.28	93.28	93.28	93.28	93.28	93.28	93.28	93.28	93.28	157.88	

Tabla 4.6 Cargas por panel en el ala

En la tabla 4.6 se muestran las cargas por panel para una semiala, dado que en ambas las cargas son las mismas.

La sustentación es el resultado de la acción de las fuerzas que actúan sobre el extradós y el intrados, la sumatoria de estas fuerzas se ubica en un punto del ala llamado centro de presiones, el margen de posición donde se mueve el centro de presiones suele estar en los perfiles asimétricos entre el 23% y el 60% de la cuerda.

Existe también otro punto en el cual se considera se concentran las fuerzas aerodinámicas es decir la sustentación, resistencia al avance y momento de cabeceo este punto es conocido como centro aerodinámico y varia a través de la cuerda del ala entre un 23 y 27%.

Resumiendo

El conjunto de fuerzas que generan un momento que actúan sobre un perfil se considerara situado en:

Un centro de presión, donde está aplicada solo la sustentación y el momento es nulo

Un centro aerodinámico, donde actúa la sustentación, la resistencia y el momento.

De acuerdo a los conceptos anteriores se representa gráficamente las áreas en donde los esfuerzos son mayores, puede observarse que hasta el 60% de la cuerda esta sujeta a los movimientos del centro de presión (área en azul), en tanto que el centro aerodinámico puede desplazarse hasta un 25% de la cuerda aproximadamente (área en rojo) la zonas en color indican las áreas en las cuales la tela deberá ser reforzada o bien ser de una tela de mayor resistencia

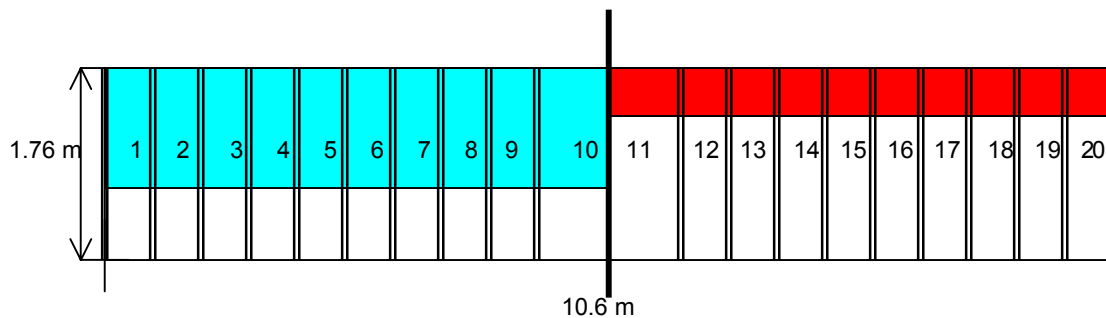


figura 4.13 Cargas debidas a la acción del centro aerodinámico y el centro de presión

Una vez establecidas las dimensiones del ala se plantea el diseño de la estructura de los componentes de ésta, la estructura del ala como se ha mencionado esta compuesta por partes principales y secundarias las principales largueros y costillas maestras, costillas secundarias, larguerillos y herrajes, lo anterior para definir el peso del ala sin la tela de recubrimiento, la estructura del ala será como sigue:

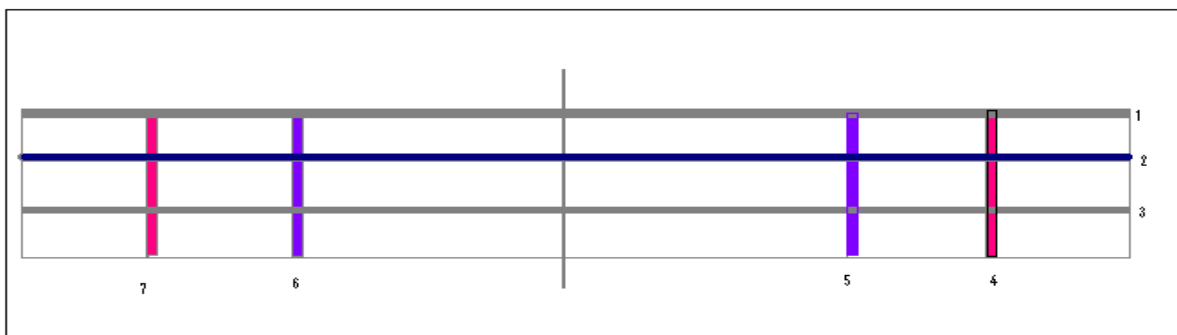


figura 4.14 Vista en planta del ala

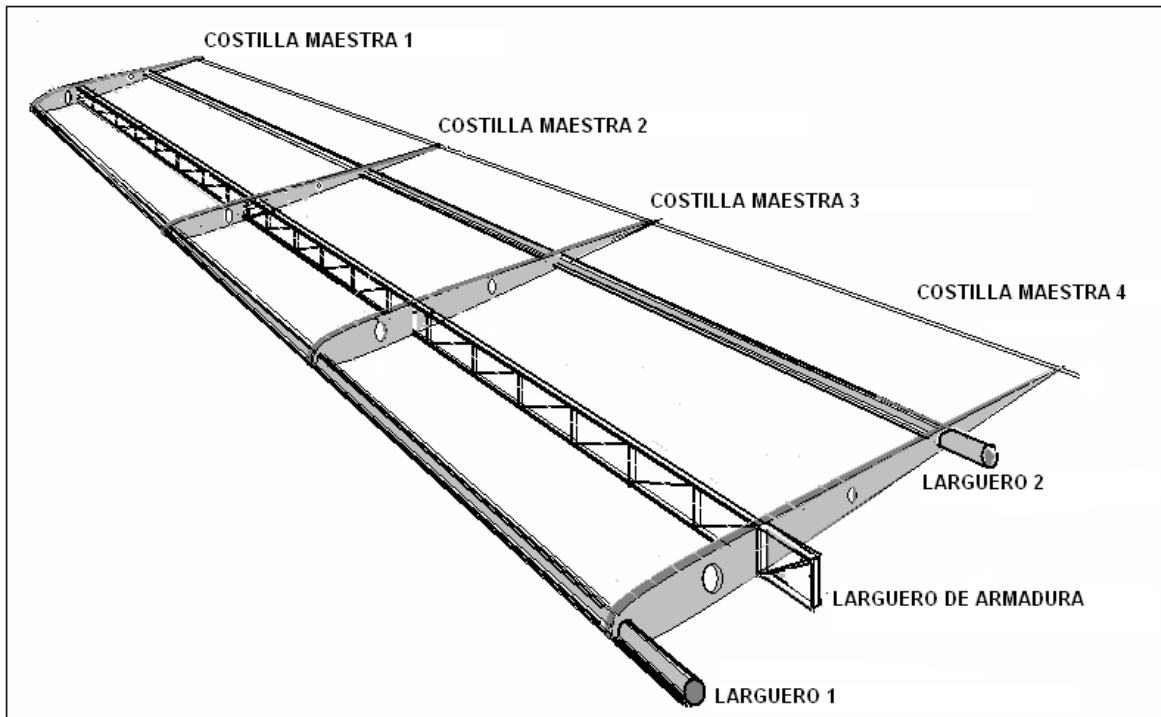


figura 4.15 Estructura principal propuesta para el ala del ultraligero

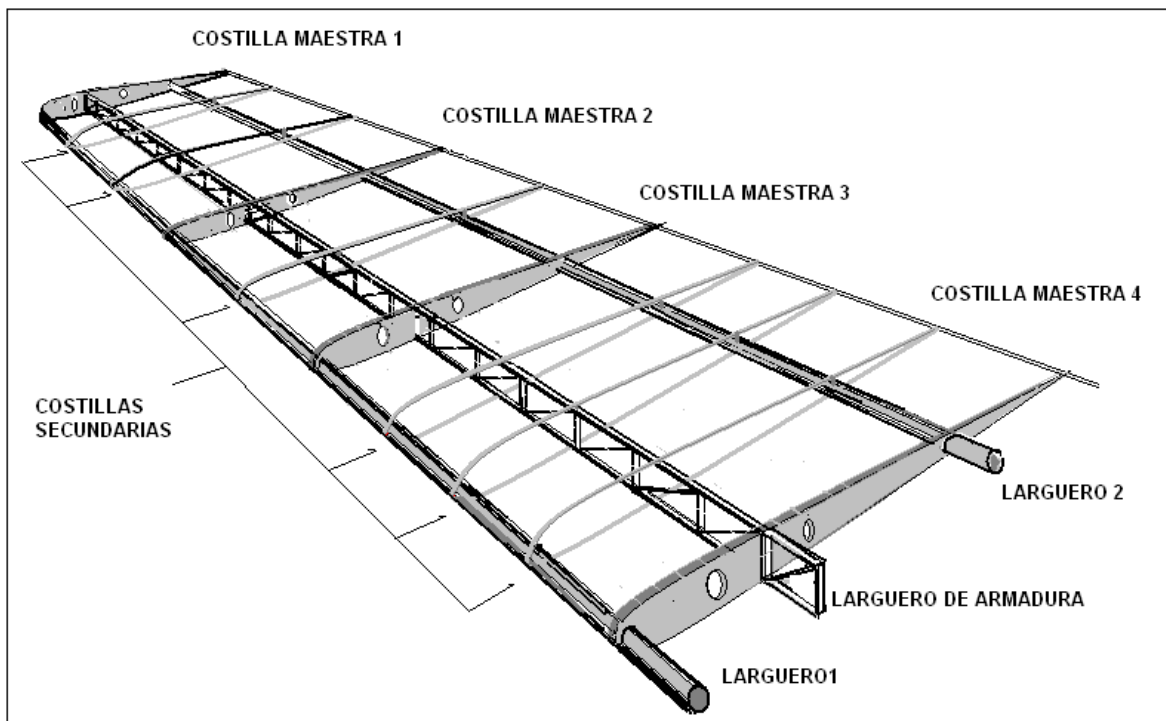


figura 4.16 Estructura completa del ala

Una de las partes más importantes de un ala son los largueros para el diseño propuesto tendrá dentro de la estructura del ala tres largueros, dos constituidos por tubos de aluminio 6063-T6 C-40, uno de ellos colocado en el borde de ataque de la estructura (figura 4.16) con un diámetro exterior de 48.6 mm, el tercer larguero colocado en el 75% de la cuerda, es un tubo de aluminio 6063-T6 de mismo diámetro, el segundo larguero se propone sea de armadura de la siguiente geometría

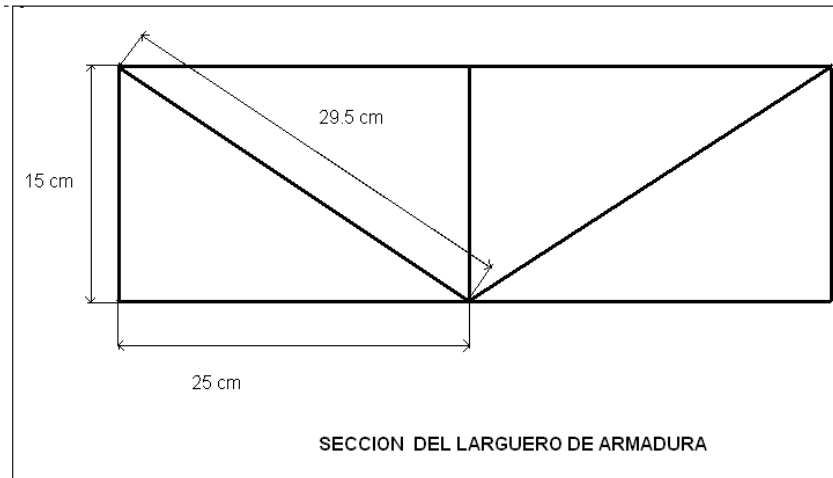


figura 4.17 Geometría de sección de larguero

La armadura estará constituida por perfil de aluminio de canal con lados iguales 6063-T5, con la siguiente configuración

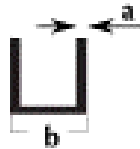


figura 4.18

Donde **b** es igual 2.54 cm y **a** es igual a 1.54 mm, de acuerdo a la figura 4.17, el total del largo del perfil empleado es igual al 20 m, con un peso total de 12 Kg.

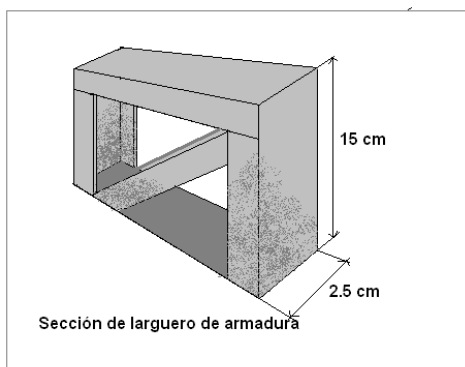


figura 4.19

El peso del ala es la sumatoria de todos los componentes estructurales de la misma*, el ala tendrá como se mencionó, dos tubos de aluminio 6063-T6, de 10.6 metros de longitud y un diámetro exterior de 48.6 mm, diámetro interior de 40.89 mm; el proceso para encontrar el peso de cada tubo es el siguiente

$$W = V \cdot \rho$$

$$V = A \cdot L$$

Para el tubo de 48.6 mm el peso es:

Si el área para un tubo redondo es igual a

$$A = \left(\frac{\pi \cdot D^2}{4} \right) - \left(\frac{\pi \cdot d^2}{4} \right)$$

Y la densidad de la aleación es igual a $2697.93 \frac{Kg}{m^3}$

$$A = \left(\frac{\pi \cdot 0.04826^2}{4} \right) - \left(\frac{\pi \cdot 0.04089^2}{4} \right) = 0.000537 m^2$$

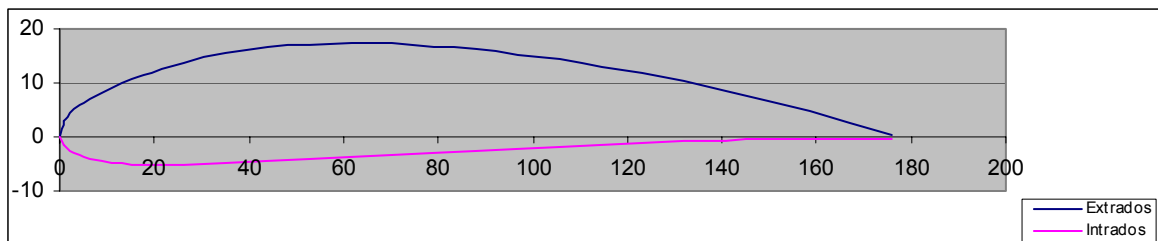
Entonces el peso del tubo es igual a

$$V = 0.000537 m^2 \cdot 10.6 m = 0.00569 m^3$$

$$W = 0.00569 m^3 \cdot 2697.93 \frac{Kg}{m^3} = 14.35 Kg$$

De acuerdo a lo anterior ambos largueros de tubo redondo tienen el mismo peso 14.35 Kg. Por lo que el peso de ambos miembros es de 28.7 kg.

De acuerdo a la sección 4.5.3, las costillas maestras deben poseer la forma del perfil establecido NACA 4412, con una cuerda ala de 176 cm y un espesor máximo del 12% igual a 21.12 cm, con un área aproximada de 2,908 cm² como se muestra a continuación.



* Las medidas de los tubos empleados han sido seleccionadas previo estudio comparativo de aeronaves similares

A el área la costilla maestra, se le restará el material retirado en los espacios para colocar los largueros y dos agujeros de alivianamiento para aligerar el peso (figura 4.20), la sumatoria de las áreas de los espacios de donde será retirado el material es igual a 0.0239 m^2 , con un peso aproximado de 0.258 kg por costilla, el peso del material retirado para las ocho costillas maestras del ala es igual a 2.06 kg , peso que será restado a el peso total de las costillas es decir : $(23\text{kg} - 2.06 \text{ kg} = 20.94 \text{ kg})$ dicha cantidad es como se ha establecido la sumatoria de las costillas maestras del ala.

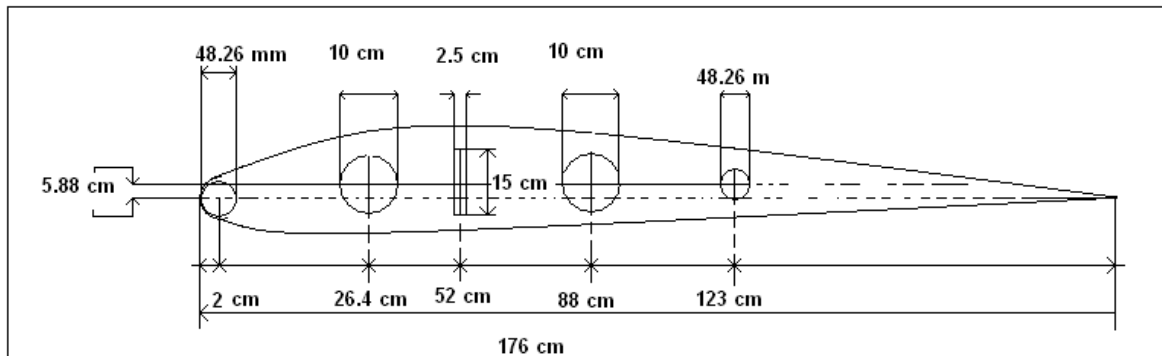


figura 4.20 Costilla maestra

Las costillas secundarias se construirán conformando al perfil del ala un tubo de 13 mm de aluminio 6063-T6, para cada costilla se emplearan 4 m del mencionado material, siendo según la figura 4.16, seis costillas por cada semiala, se tendrá 12 costillas para toda el ala con un peso total de 19 kg .

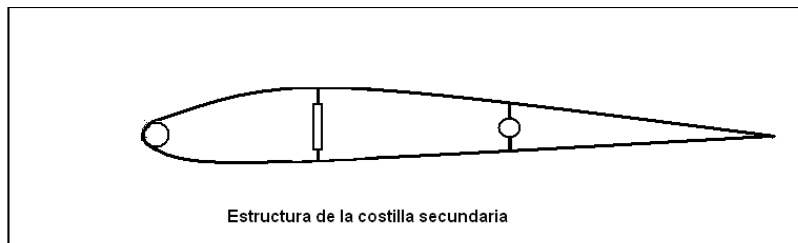


figura 4.21 Costilla secundaria

En la tabla 4.7 se hace un resumen de los pesos de cada una de la partes que integran la estructura del ala, en el caso de las alas se ha escrito el peso total que representa la suma de todas las costillas maestras o secundarias según sea el caso, cabe destacar que los materiales, medidas y formas de las estructura deben ser estudiados a través de un análisis estructural motivo de otro trabajo de tesis.

Parte	Material	Dimensiones	peso
Vela	Dacron	37.372 m ²	4 kg
Larguero 1	Aluminio 6063-T6	10.6 m / 48.26 mm	14.35 kg
Larguero 2	Aluminio 6063-T6	10.6 / 48.26 mm	14.35 kg
Larguero de armadura	Perfil de aluminio 6063-T6	10.6m/ 15 cm alt.	12 kg
Costilla maestra (8 piezas)	ALCLAD	A= 2.34 m ² Esp= 0.004 m	20.94 kg
Costillas secundarias (6)	Aluminio 6063 T-6	4m / 13mm	19 kg
Soldadura			1.5 Kg
Peso total del ala			86.14 kg

Tabla 4.7 Peso total del ala

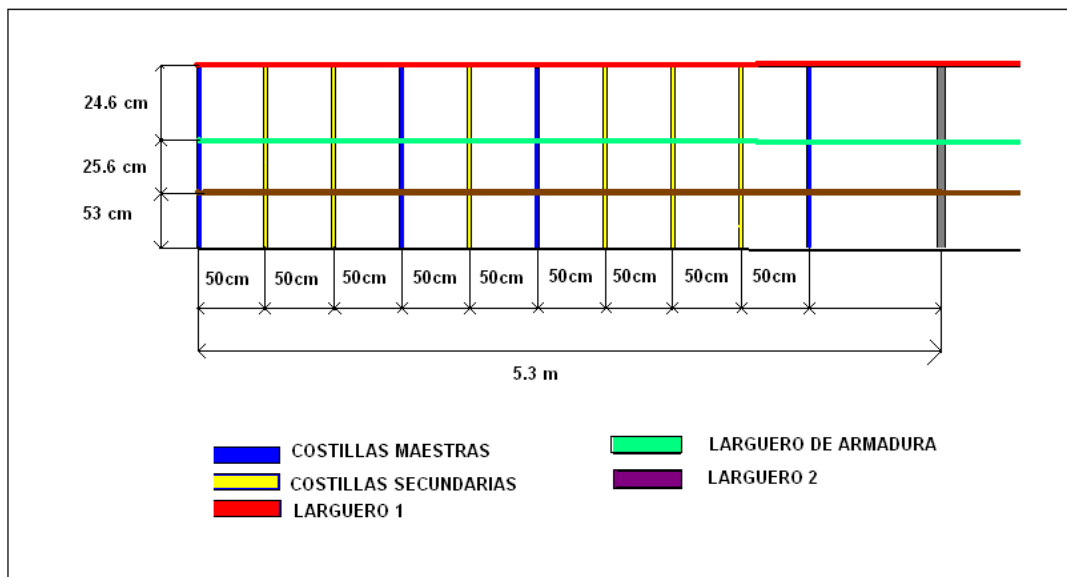


figura 4.22 Vista en planta de la configuración de la semiala

De acuerdo a los resultados obtenidos durante el análisis de las cargas en el ala, la carga para el total de la superficie del ala es igual a 19,569.81 N, cada semiala soportará la mitad del total de la fuerza aplicada a el ala, cada semiala recibirá 9,784.9 N, puede suponerse que esta carga se distribuirá de forma equitativa en los tres largueros, de forma que cada uno soportará una carga de 3,261.6 N. En su totalidad el ala se comporta como una viga en voladizo o cantiliver, a la carga alar debe sumarse el peso del ala es decir:

1. Carga alar en condición crítica 19,569.81 N
Peso del ala 946.665 N

Fuerza total soportada por los largueros 20,576.4 N en condición crítica.

2. Para una condición de vuelo recto y nivelado con un factor de carga igual a la unidad la fuerza total soportada por los largueros será:

Carga en el ala para un factor de carga alar igual a la unidad 3,433.3 N
Peso del ala 946.665 N

Fuerza total soportada en estado de vuelo recto y nivelado 4,379.965 N

Para una condición de sustentación nula la fuerza soportada por los largueros es igual al peso de la estructura es decir 946.665 N.

Puede establecerse la siguiente suposición: La carga alar en cualquiera de los tres casos anteriormente expuestos esta soportada por los tres largueros, la fuerza de sustentación es una carga uniformemente distribuida en la superficie de sustentación de cada una de las semialas, para el caso 1 la fuerza que actúa en cada semiala es igual a 9784.9 N en el caso número dos la semiala soportara 2,989.98 N y en el tercer caso se tiene una carga alar de 473.3325 N. Las cargas en el ala hacen trabajar a cada larguero como una viga en voladizo o cantiliver, distribuyéndose la carga en la semiala en forma similar en los tres largueros por lo que en cada larguero actuara una fuerza de 3,429.4 N, por lo que puede suponerse que cada semiala soportara 1,714 N (figura 4.22) dicha fuerza sustituida por una carga concentrada con resultante igual a 9,084 N.

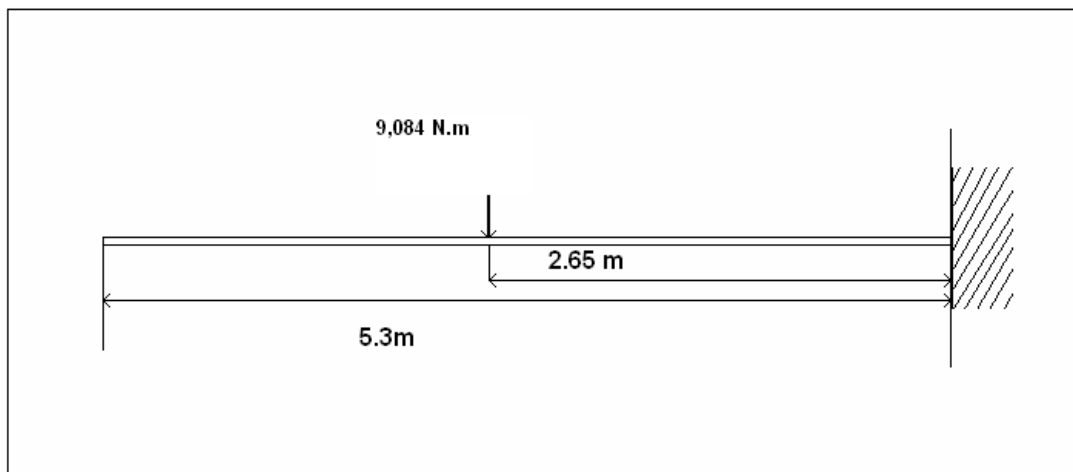


figura 4.23 Fuerza concentrada en una viga en voladizo

4.7 Balance del ultraligero

Los requerimientos básicos de diseño deben contemplar todas las condiciones que representen las cargas externas aplicadas a la aeronave, lo anterior con la finalidad de permitir un adecuado análisis estructural del avión. El proceso de balance tiene como finalidad representar una condición estática completa que satisfaga las ecuaciones de equilibrio $\Sigma F_x = 0$, $\Sigma F_y = 0$, $\Sigma z = 0$, estas ecuaciones representan los tres movimientos de un avión alabeo, cabeceo y guiñada (figura 4.12).

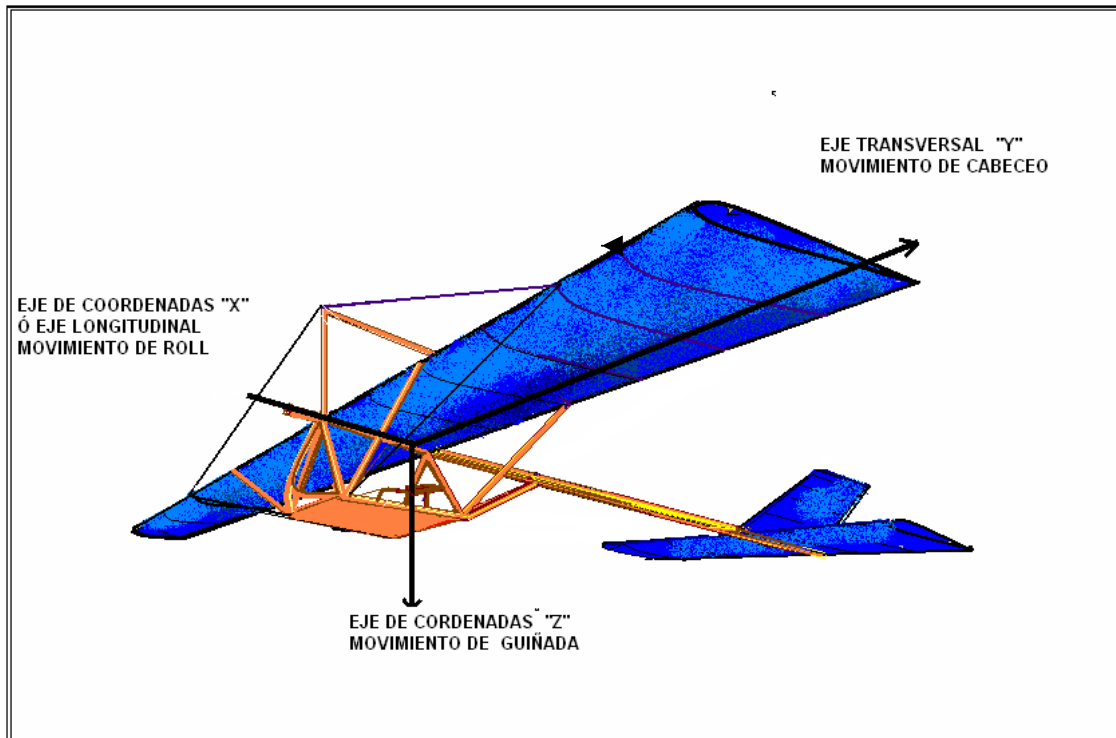


figura 4.24 Avión ultraliviano

Los ejes de referencia mostrados se cortan en el centro de gravedad estos ejes son:

Eje longitudinal X: El origen está en el centro de gravedad y su sentido positivo es hacia el ala derecha. Se le define como eje OX. Alrededor de este eje se produce un movimiento de alabeo (roll): con un momento L positivo en sentido antihorario.

Eje lateral Y: El origen está en el centro de gravedad y su sentido positivo es hacia arriba. Se le define como OY. Alrededor de este eje se produce un movimiento de cabeceo (pitch) que tiende a encabritar (la parte frontal hacia abajo) el avión.

Eje vertical Z: El origen está en el centro de gravedad y su sentido positivo es hacia la derecha. Este eje se define por OZ. Alrededor de este eje se produce un movimiento de guiñada (yaw) : momento N positivo contrario a la regla de la mano derecha.

Un avión se encuentra en estado de equilibrio cuando en su centro de gravedad la suma de los momentos de alabeo, cabeceo y guiñada -producidos por las fuerzas aerodinámicas- es igual a cero, es decir, nula.

Para que se cumpla la condición de suma de fuerzas en el eje longitudinal igual a cero deben ser tomadas en cuenta las cargas del ala y el conjunto de empenaje (conjunto de cola del avión) por ello, es importante localizar el centro de gravedad en el eje longitudinal. Al actuar la fuerza de sustentación el centro aerodinámico generara un momento de cabeceo positivo o negativo con respecto al centro de gravedad el cual deberá ser compensado por las cargas en el empenaje horizontal, figura 4.25.

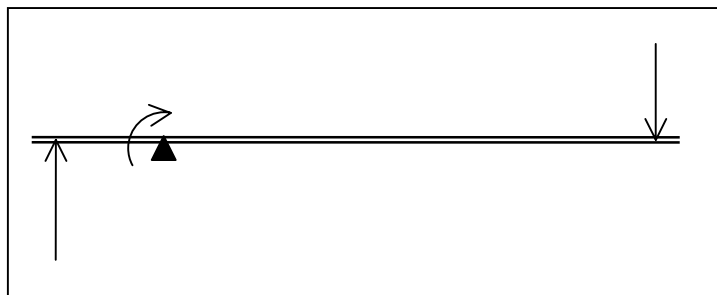


figura 4.25 Viga en equilibrio estático

El momento producido por la sustentación es:

$$M = F \cdot d$$

Donde $F = \text{Sustentación}$ para la condición de vuelo recto y nivelado $L = 3,433.3 \text{ N}$

Tocante a d el centro de gravedad se encontrara a 1 m respecto del centro aerodinámico generándose un momento igual a:

$$M = (3433.3 \text{ N})(1 \text{ m}) = 3,433.3 \text{ N} \cdot \text{m}$$

El empenaje horizontal debe proporcionar una fuerza de sustentación tal que genere un momento de $3,433.3 \text{ N} \cdot \text{m}$ respecto al centro de gravedad, de acuerdo a un estudio estadístico la longitud promedio de un avión ultraligero se encuentra entre los 5 y 9 m. Teniendo una longitud de 5 m, y de acuerdo a la definición de momento la fuerza de sustentación que se requiere en el empenaje es:

$$F = L = \frac{M}{d}$$

$$L = \frac{3433.5 \text{ N} \cdot \text{m}}{5 \text{ m}} = 686.66 \text{ N}$$

De la definición de sustentación se tiene que:

$$L = \frac{1}{2} \rho \cdot Vc^2 \cdot A \cdot Cl$$

Para el empenaje horizontal se empleará el mismo perfil aerodinámico. Despejando el área requerida

$$A = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho \cdot Vc^2 \cdot Cl}$$

$$A = \frac{686.66 \text{ N}}{(105.336 \text{ Pa} \cdot 1.74)}$$

$$A = 3.1188 \text{ m}^2$$

Se establece una proporción dimensional efectiva para el empenaje horizontal de 3.8 se tiene que la envergadura de este es de:

$$b = \sqrt{(3.118)(3.8)}$$

$$b = 3.442 \text{ m}$$

La cuerda del perfil para la proporción dimensional dada es igual a $c = 0.9 \text{ m}$

Siendo el ala rectangular la más simple en su estudio y construcción, pese a sus deficiencias aerodinámicas, el empenaje horizontal se tiene la misma configuración que el ala principal.

Coordenadas del empenaje horizontal perfil NACA 4412
(Estaciones y ordenadas en centímetros)

Trasdos		Intrasdos	
Estación	Ordenada	Estación	Ordenada
0	0	0	#¡DIV/0!
0.45	1.48941	0.45	-0.79713
0.675	1.75959	0.675	-0.99864
1.125	2.20302	1.125	-1.29042
2.25	3.04461	2.25	-1.75356
4.5	4.25718	4.5	-2.23506
6.75	5.18373	6.75	-2.46861
9	5.93874	9	-2.57742
13.5	7.09902	13.5	-2.59119
18	7.91667	18	-2.4588
22.5	8.46495	22.5	-2.25801
27	8.78301	27	-2.03355
31.5	8.89641	31.5	-1.81458
36	8.8227	36	-1.6227
40.5	8.60067	40.5	-1.44522
45	8.27244	45	-1.2591
49.5	7.84566	49.5	-1.0737
54	7.32636	54	-0.89595
58.5	6.71796	58.5	-0.73116
63	6.02622	63	-0.58347
67.5	5.2506	67.5	-0.45486
72	4.39353	72	-0.34695
76.5	3.45321	76.5	-0.25992
81	2.43009	81	-0.19314
85.5	1.31778	85.5	-0.14481
90	0.11718	90	-0.11232

Tabla 4.7 Coordenadas del empenaje horizontal.

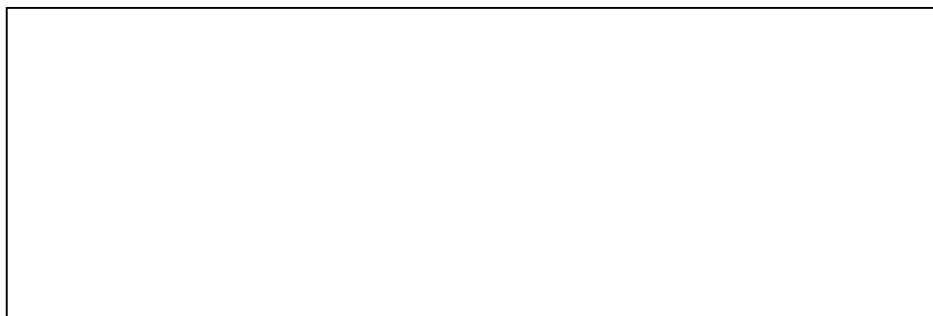


figura 4.26 Vista en planta del empenaje horizontal

Siguiendo el proceso de cálculo para las cargas en el ala, se encuentran las cargas que actúan en el empenaje horizontal

Según lo establecido, la relación para el factor de carga es

$$\eta = \frac{q \cdot A \cdot CL}{W}$$

Donde

$$\frac{1}{2} \rho V^2 = \frac{1}{2} \rho V^2 = \left[\frac{1}{2} (0.9643 \text{ kg} / \text{ m}^3) (\neq \text{Velocidades})^2 \text{ m} / \text{ s} \right] =$$

$$q = ?$$

$$A = 3.1188 \text{ m}^2$$

$$CL = 1.74$$

$$L = 686.66 \text{ N}$$

Al sustituir valores puede verse como varia el factor de carga para diferentes velocidades.

Condiciones de vuelo		$V(m/s)$	η
Velocidad de perdida	V_s	11.6 m/s	0.790
Velocidad mínima	V_{\min}	14.8 m/s	1.00035
Velocidad de crucero	V_c	22.13 m/s	3.132
Velocidad máxima	V_{\max}	27 m/s	3.3
Velocidad de Nunca Exceder	V_{NE}	36.5 m/s	5.7

Tabla 4.8 Coeficientes de factor de carga para el empenaje horizontal.

Puede observarse que los factores de carga para el empenaje horizontal son similares a los factores de carga en el ala, lo cual obviamente contribuye a un equilibrio de fuerzas durante el vuelo.

Para conocer las cargas que trabajan en el empenaje horizontal se trabajan los datos tal y como se procesaron para el ala. Para el empenaje la condición mas critica conocida es también la que se presenta para una velocidad nunca exceder con un coeficiente de carga alar de 5.708, esto según la formula de dicho coeficiente.

$$\eta = \frac{L}{W}$$

$$L = W \cdot \eta = (3433.3 \text{ N})(5.7) = 19,569.81 \text{ N}$$

Bajo esta condición crítica, 19,569.81 N es la fuerza de sustentación que actúa en el área del empenaje horizontal, la presión existente por metro cuadrado será:

$$P = \frac{F}{A} = \frac{19,569.81 \text{ N}}{3.1188 \text{ m}^2} = 6274.78 \text{ Pa}$$

Expresado en kilogramos

$$6274.78 \frac{\text{N}}{\text{m}^2} = 0.00457 \frac{\text{kgf}}{\text{cm}^2}$$

Ya que se ha empleado un ala rectangular y el eje longitudinal del avión se ubicara en el centro del ala, las cargas en el ala y el empenaje horizontal se distribuirán simétricamente tanto en el ala derecha como en el ala izquierda, lo mismo ocurre en el empenaje horizontal, por lo cual la tendencia a rotar sobre el eje longitudinal eje OX movimiento conocido como alabeo o roll, estará influenciado por la adecuada colocación del peso en las semialas (para consideraciones de diseño es de alrededor del 12% del peso del avión) y el diseño de las superficies de control.

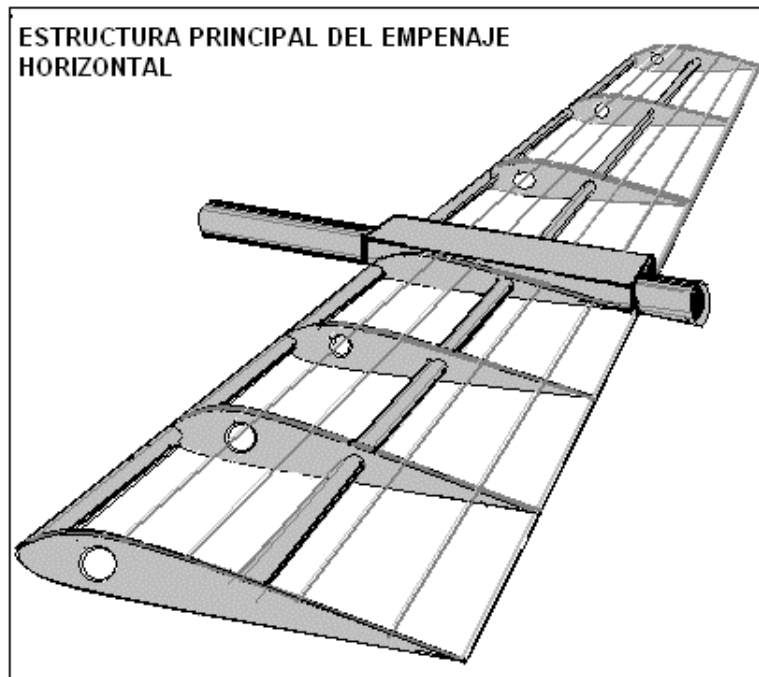


figura 4.27 Empenaje horizontal (0.9 m de cuerda)

La estructura del empenaje horizontal es similar a la empleada en el diseño del ala. Se trata de una ala rectangular sin borde de salida, conicidad 1, sin torcimiento, soportada por tres largueros, ocho costillas maestras y seis larguerillos, unida al eje longitudinal

por medio de una estructura rectangular de aluminio, los pesos de la estructura se obtienen con el proceso utilizado para el calculo del peso de el ala. Para el peso del empenaje horizontal según las dimensiones requeridas será.

Larguero 3, tubo de 48.26 mm con una longitud de 3.442 m

$$A = \left(\frac{\pi \cdot 0.04826^2}{4} \right) - \left(\frac{\pi \cdot 0.04089^2}{4} \right) = 0.000537 \text{ m}^2$$

Entonces el peso del tubo es igual a

$$V = 0.000537 \text{ m}^2 \cdot 3.442 \text{ m} = 0.00184 \text{ m}^3$$

$$W = 0.00184 \text{ m}^3 \cdot 2,697.93 \frac{\text{Kg}}{\text{m}^3} = 4.5 \text{ Kg}$$

Larguero 4, tubo de aluminio 6063 -T6 de 48.26 mm de diámetro exterior colocado a 58.5 cm sobre la cuerda del perfil, teniéndose por consecuente un peso igual al del larguero 3.

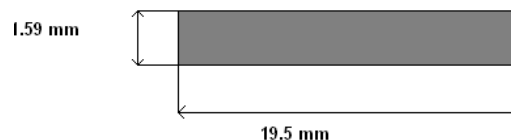
El peso de las costillas maestras se obtiene de forma similar al peso de las costillas para el ala, en este caso el área de cada costilla es de 0.0908 m², un espesor de 0.004 m y un volumen de $V = 0.0003632 \text{ m}^3$ con lo que se tiene un peso de:

$$W = 0.0003632 \text{ m}^3 \cdot 2,697.93 \frac{\text{Kg}}{\text{m}^3} = 0.979 \text{ Kg} * 8 = 7.8 \text{ kg}$$

Con un peso de $W = 7.8 \text{ Kg}$ para el grupo de 8 costillas maestras

Las costillas secundarias estarán construidas con tubo de aluminio 6063-T6 de 21.34 mm de diámetro exterior y una longitud de 2.40 m, para todo el perímetro de la costilla se tiene un peso de 1.04 kg, y un peso de 6.2 kg para las 6 costillas secundarias (figura 4.27)

El empenaje horizontal es una estructura que contará con un conjunto de larguerillos, a diferencia de el ala principal, los larguerillos estarán compuestos por solera de aluminio 6063-T6, de la siguientes dimensiones



Colocados según la figura 4.27 el peso total de los larguerillos es de 2.9 Kg, considerando a las ocho piezas.

El peso total del empenaje horizontal es de acuerdo a lo anterior 28 kg (tabla 4.9).

Parte	Material	Dimensiones	peso
Vela	Dacron	6.1956 m^2	0.66 kg
Larguero 1	Aluminio 6063-T6	3.442m/ 60.33 mm	4.5 kg
Larguero 2	Aluminio 6063-T6	3.442m/ 60.33 mm	4.5 Kg
Larguerillos (8 piezas)	Aluminio 6063-T6	2.20 m	2.9 Kg
Costilla maestra (8 piezas)	ALCLAD	0.098 m^2	7.8 Kg
Costillas secundarias (6)	Aluminio 6063 T-6	4m / 13mm	6.2 Kg
Soldadura			1. Kg
Peso total del empenaje			27.5 kg

Tabla 4.9 Peso del empenaje horizontal

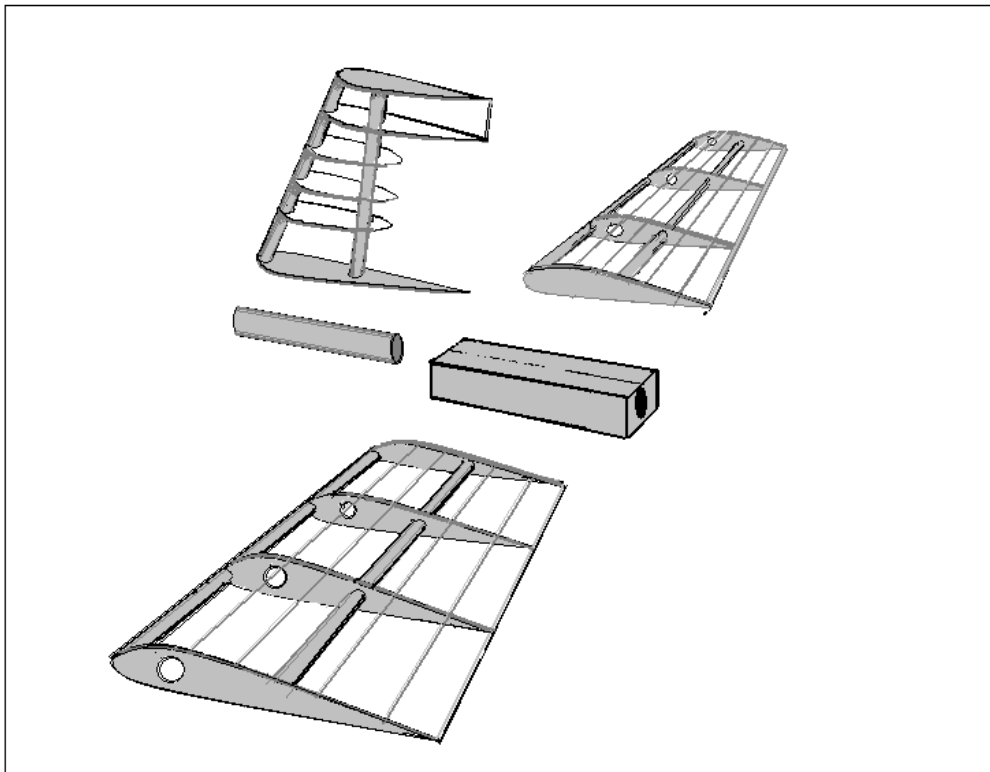
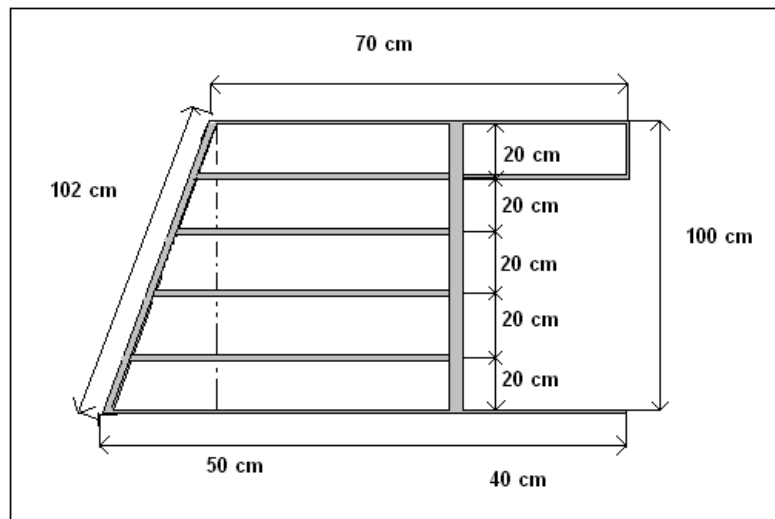


figura 4.28 Conjunto de empenaje



igura 4.29 Dimensiones del estabilizador vertical

Dentro del grupo de superficies de control, el estabilizador vertical se encuentra en la cola de los aviones, es llamado en ocasiones "deriva". Con el timón de dirección adjunto, este plano proporciona estabilidad direccional al controlar el movimiento en el eje vertical (de guiñada). La configuración de este elemento es la siguiente:

Dos costillas maestras una de 0.098 m^2 de área, coincidiendo con el área de las costillas del empenaje horizontal y con un peso de 0.979 kg, una costilla maestra superior de 0.080 m^2 con un peso de 0.760 kg, dos largueros de aluminio 6063-T6 de 102 y 100 cm (figura 4.29) con un peso de 2.5 kg, y tres costillas secundarias de solera de aluminio de un peso igual a 2. kg, teniéndose según la distribución propuesta un área de $3,200 \text{ cm}^2$, para el diseño del estabilizador vertical, acuerdo a lo anterior se tiene para este elemento un peso total de; 6.25 kg.

4.8 Cabina

La parte del ultraligero donde se encuentra el piloto es la cabina, en esta parte de la aeronave se ubicarán los controles de mando del aparato. Para crear el espacio ideal en el que se encontrará la cabina es necesario un estudio ergonómico para lo cual fue necesario tomar medidas de personas estándar, siendo la medida promedio 1.70 m con un peso promedio de 80 Kg, se tomo en cuenta la accesibilidad al vehículo, esto se refiere a subir y bajar del mismo, accesibilidad a los controles de mando, encendido del motor.

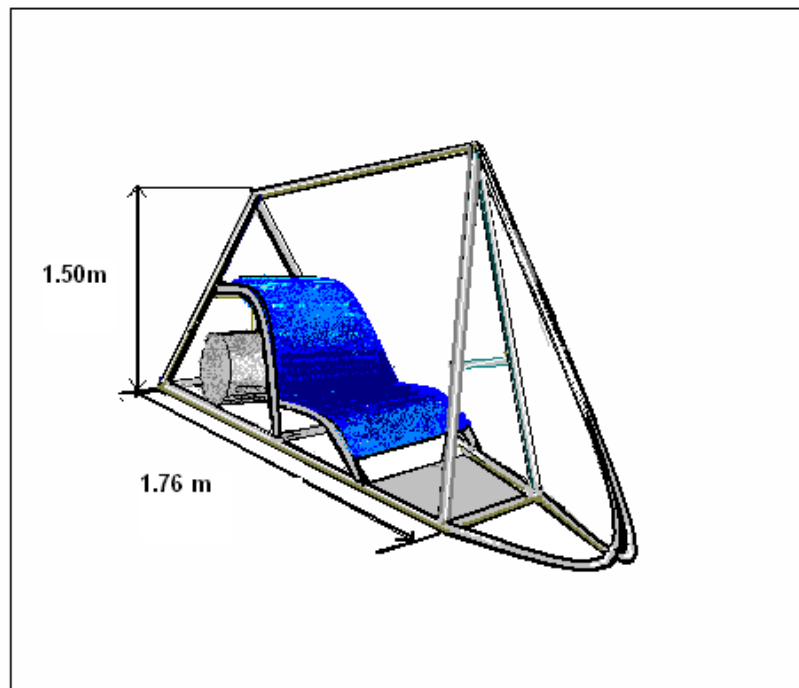


figura 4.30 Cabina del ultraligero

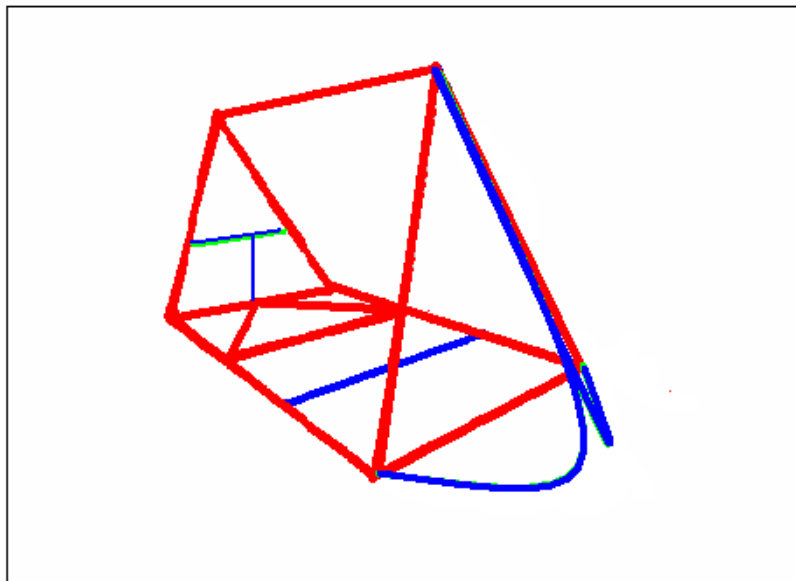


figura 4.31 Estructura de la cabina

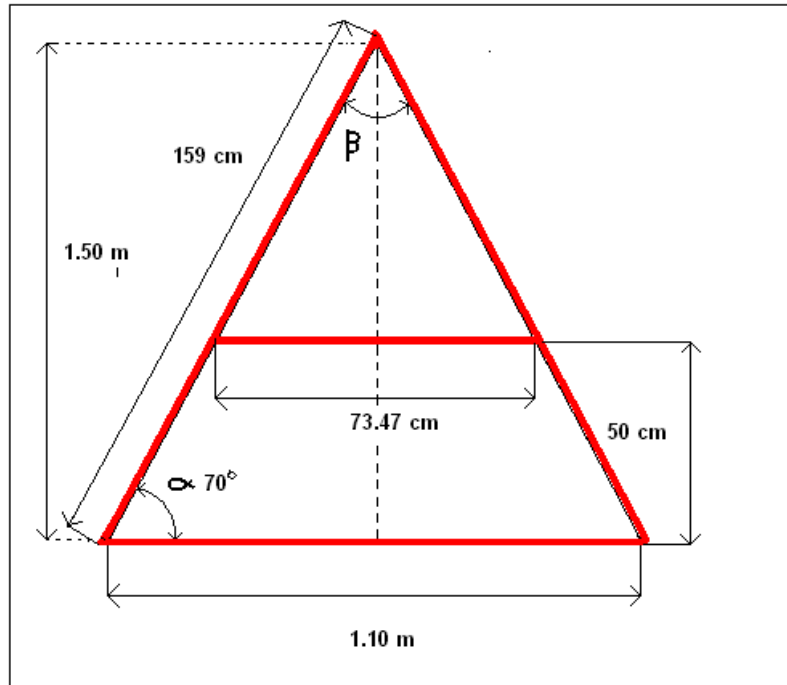


figura 4.32 Geometría de la parte frontal de la cabina

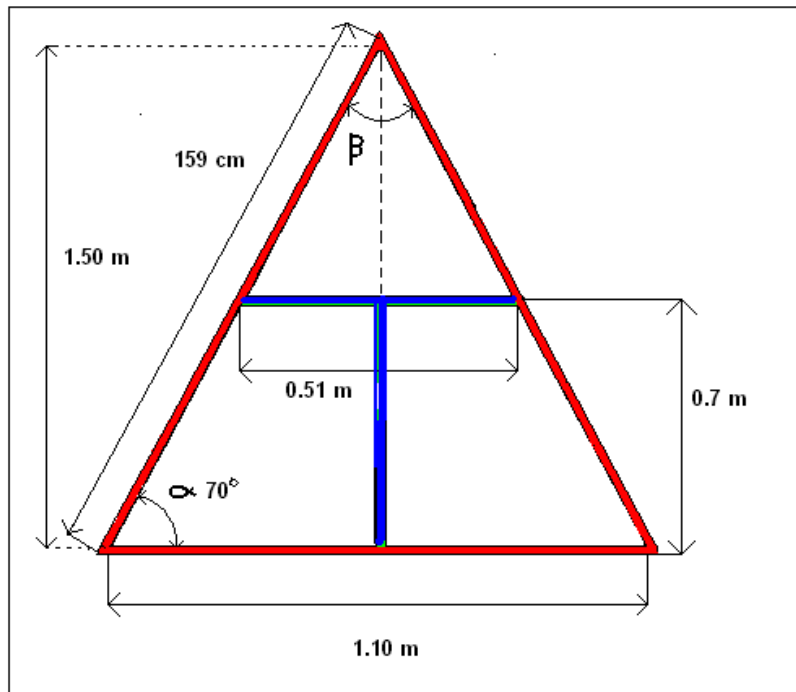


figura 4.33 Geometría de la parte posterior de la cabina

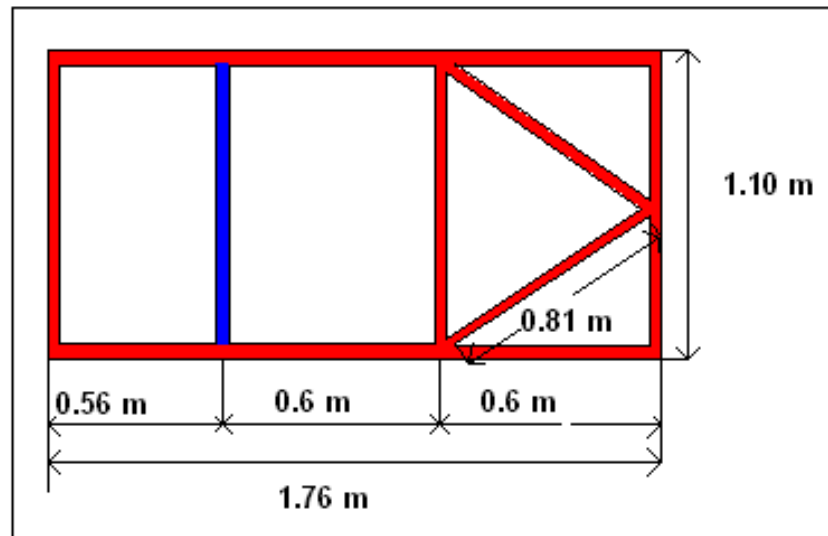


figura 4.34 Geometría de la estructura inferior de la cabina

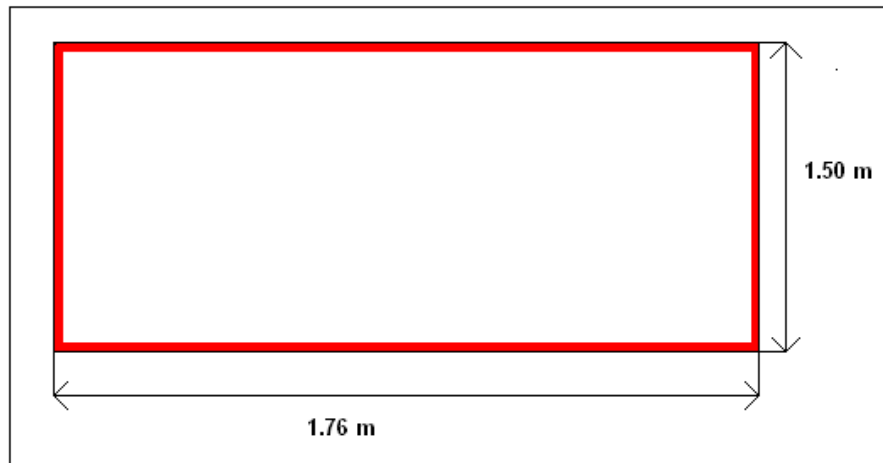


figura 4.35 Geometría lateral de la cabina

El peso total de la estructura estará dado por la suma de todos los elementos que constituyen la cabina, para la construcción de la cabina se propone la utilización de tubo de aluminio 6063-T6, de 48.26 mm para las partes en color rojo, para las piezas en azul se utilizara tubo del mismo material con un diámetro exterior de 33.4 mm .

El peso total de la cabina sin contabilizar el asiento es igual a 24.2 kg.

El asiento y piso de la cabina se elaborarán con fibra de vidrio, la cual posee una densidad de $1.8 \frac{gr}{cm^3}$, y tubo de aluminio de 48.26 mm de diámetro exterior, el mencionado componente tiene las siguientes medidas.

Asiento	Medidas en mm
Espacio para hombros	800 mm
Espacio para caderas	900 mm
Espacio para piernas	1000 mm
Altura de asiento a techo	12600 mm
Altura de asiento a piso	2600 mm

Tabla 4.10 Peso de cada elemento del asiento

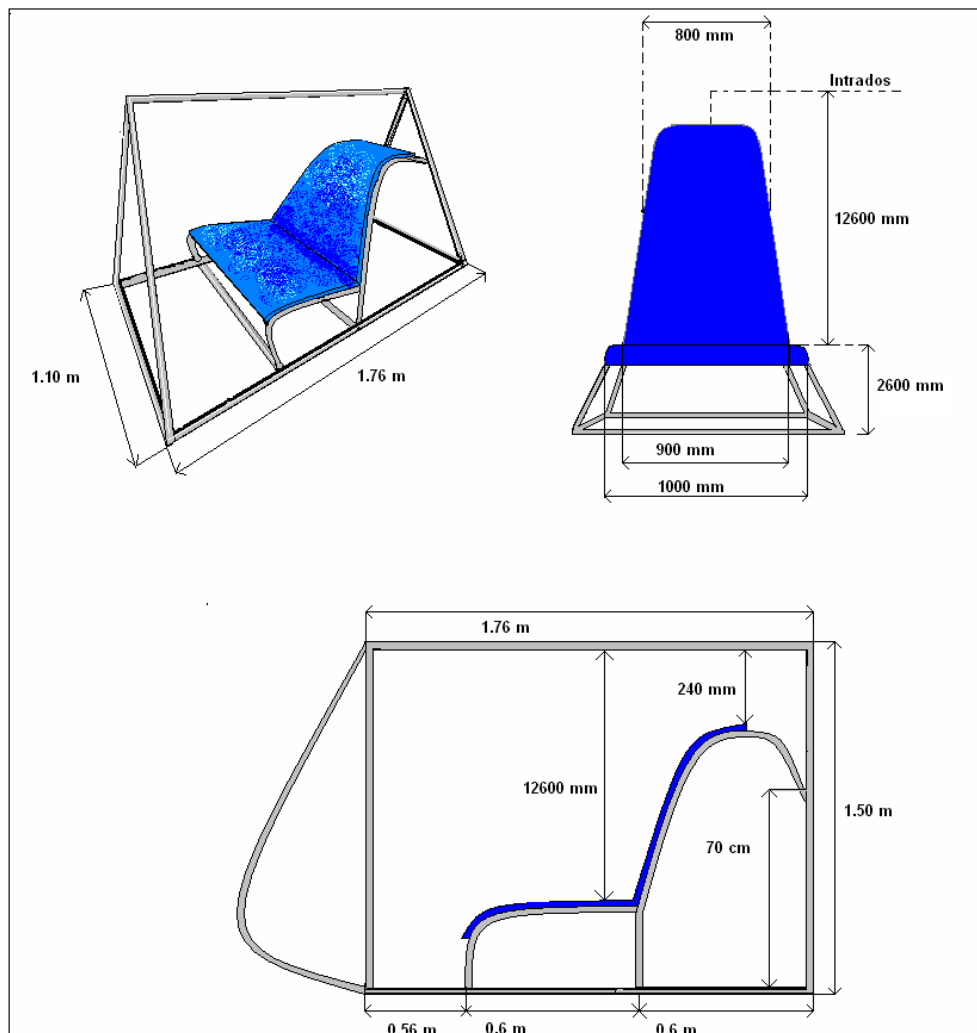


figura 4.36 Asiento de la cabina

El peso total del asiento es la suma de los componentes metálicos y de fibra de vidrio, el peso de la placa de fibra de vidrio según las dimensiones citadas es:

$$W = V \cdot \rho$$

En donde el volumen V es igual al área de la superficie por el espesor de la misma es decir

$$V = 14,370 \text{ cm}^3 \cdot 0.03 \text{ cm} = 431.1 \text{ cm}^3$$

Siendo el peso del asiento de fibra de vidrio igual a

$$W = 431.1 \text{ cm}^3 \cdot 1.8 \frac{\text{gr}}{\text{cm}^3} = 775.98 \text{ gr}$$

La estructura que sirve de soporte del asiento estará elaborada con tubo de aluminio de la aleación propuesta y con un diámetro de 48.26 mm, teniendo una longitud total según las medidas propuestas en la imagen 4.35 de 6.7 m con un peso de 9 kg según el apéndice A, siendo el peso total del asiento igual a 9.77598 kg.

4.9 Estructura longitudinal del avión

El conjunto de empenaje se une con la estructura del ala principal y la cabina por medio de una estructura tubular de tres elementos, un tubo redondo de 88.90 mm de diámetro exterior[†] y 5.5 mm de espesor y 4.68 m de longitud, en dicho elemento actúan la flexión y la torsión en forma combinada, la longitud total del miembro es de 7.5 m a partir del Datum del avión hasta el borde de salida del empenaje con un peso de 22 kg el conjunto de empenaje estará unido además por dos tensores de aluminio con las siguientes características: 2.5 m de longitud, 48.26 mm de diámetro exterior, y un peso de 2.5 kg por tensor (figura 4.35 y 4.36), el peso de los tres elementos es igual a 27 kg.

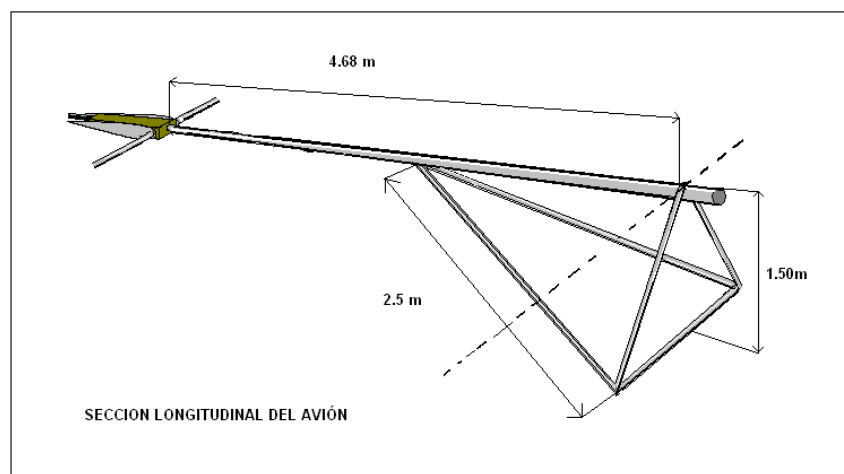


figura 4.37 Estructura longitudinal del avión

[†] Todos los datos referentes a los materiales empleados se encuentran en el apéndice A.

4.10 Tensores

Dado que toda la estructura del aeroplano estará sometida a esfuerzos, principalmente esfuerzos de flexión se hace necesario colocar apoyos que brinden a las diversas estructuras la rigidez necesaria, para tal efecto, los aviones de tipo ultraligero utilizan cables de acero para fijar las estructuras y darles una mayor estabilidad, existen diferentes tipos de cables de uso aeronáutico, sin embargo es propósito del presente diseño que todos los materiales empleados puedan conseguirse en México, más específicamente en el Distrito Federal y/o municipios aledaños del Estado de México. Para el caso del diseño en el que se ha trabajado se propone la utilización de cable de acero de las siguientes características 4.76 mm de diámetro, extragalvanizado con alma de fibra, con una resistencia a la ruptura de 1.18 T/m (toneladas por metro), y un peso aproximado de 0.08 kg por metro, las características de este insumo se recabaron de la información proporcionada por Grupo Palme S.A. de C.V. figura 4.38 (mas información anexo A).



figura 4.38 Cable de acero

El ala principal estará reforzada por medio de 8 tensores fijados de un soporte colocado en la parte superior del eje longitudinal, como muestra la imagen 4.39.

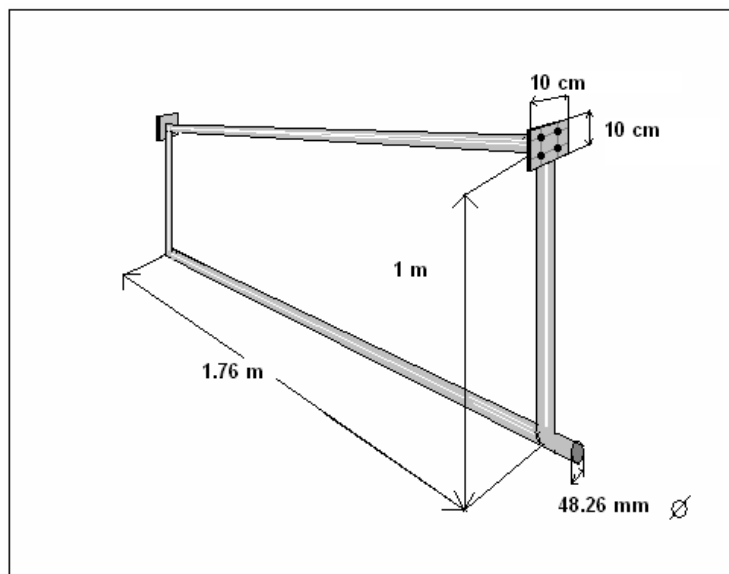


figura 4.39 Soporte de tensores colocado sobre el eje longitudinal del avión

Los tensores se fijaran en la parte superior del ala, de una placa de aluminio 6063-T6 fijada en el extremo del soporte y a dos de las costillas maestras por medio de nudos para cable figura 4.40.

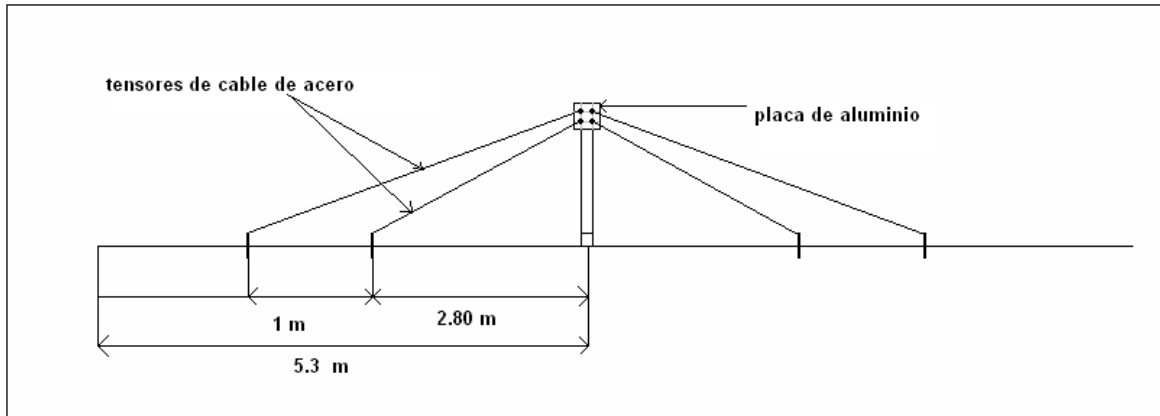


figura 4.41 Colocación de los tensores de acero

La colocación de los tensores es en ambos extremos del soporte, figura 4.37 es decir en la parte frontal y en la parte posterior del soporte. El peso de los tensores según lo expuesto es igual a 2.10 kg, en tanto que el peso del soporte dados los datos expuestos es de 5 kg. Así mismo con la finalidad de coadyuvar a la rigidez del ala ante la fuerza de sustentación y servir como apoyo para sostener el peso del ala, la cabina estará unida a la segunda costilla maestra de cada semiala, es decir a la costilla colocada a 2.58 m a partir del eje longitudinal figura (4.41), a diferencia de los tensores que fijan el extradós del ala, los tensores del intradós soportaran a tensión las variaciones de la fuerza de sustentación en tanto que a compresión trabajara ante el peso de la estructura y las diferencias de presión existentes en el extradós, en la figura 4.41 se representa por medio de líneas en color rojo los tensores de unión constituidos por tubo de aluminio 6063-T6 de 48.26 m de diámetro exterior, sometidos a 13.9 KN de esfuerzo a tensión en condición crítica es decir cuando el coeficiente de factor de carga sea igual a 5.7, (para condiciones de análisis estructural debe aplicarse el coeficiente de carga de de diseño)

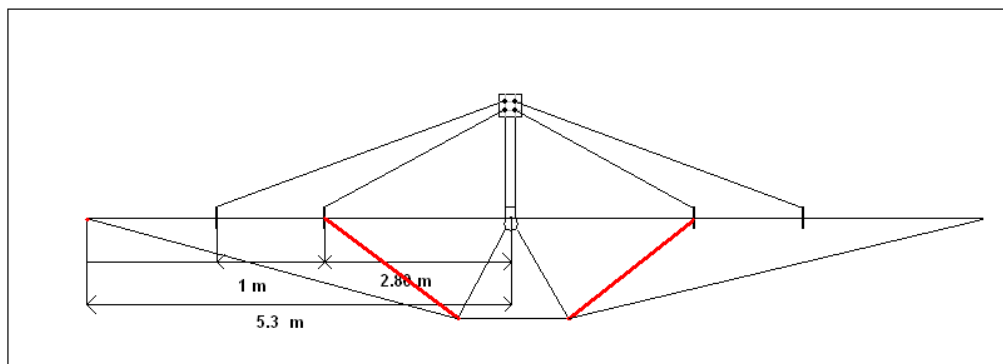


figura 4.42 Estructura del avión ultraligero

El peso y longitudes de los tensores de acuerdo a la geometría propuesta para el diseño son: para cada larguero de aluminio tiene un peso de 4 kg, dichos tensores se colocaran dos en la parte frontal de la estructura del avión (figura 4.39) y dos en la parte posterior de la cabina, los tensores de cable de acero que ayudaran a dar rigidez al ala durante la acción de la sustentación, se fijaran de cada una de las cuatro extremos de la parte inferior de la cabina a las costillas maestras ubicadas en los extremos del ala (figura 4.43).

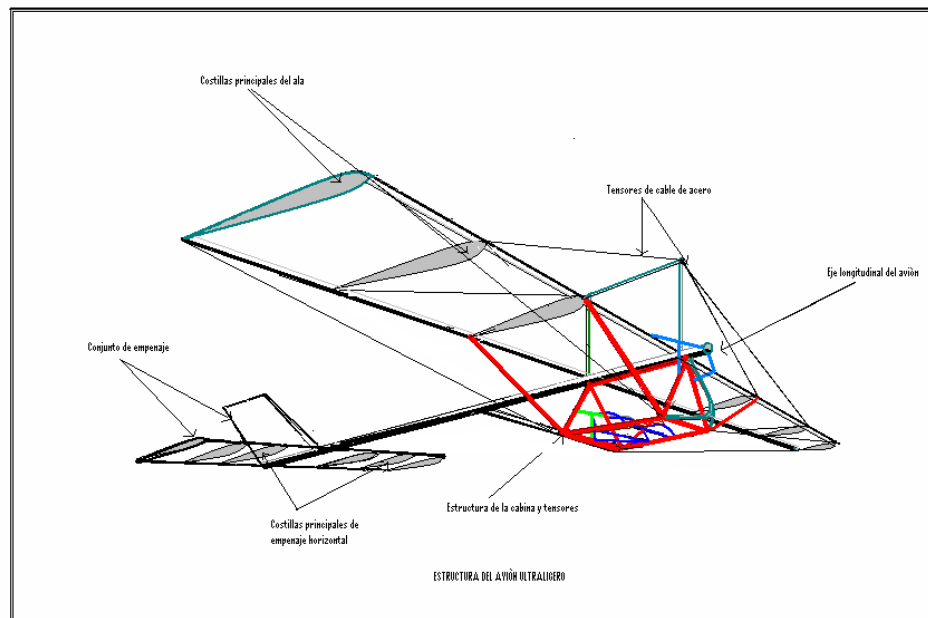


figura 4.43 Colocación de tensores del aeroplano

4.11 Superficies de mando y control

Además de que un avión vuele, es necesario que este vuelo se efectúe bajo control del piloto; que el avión se mueva respondiendo a sus ordenes. Los primeros pioneros de la aviación estaban tan preocupados por volar que no prestaban mucha atención a este hecho. Una de las contribuciones de los hermanos Wright fue el sistema de control del avión sobre sus tres ejes; su Flygth III disponía de timón de profundidad, timón de dirección, y de un sistema de torsión de las alas que producía el alabeo.

Por otro lado, es de gran interés contar con dispositivos que, a voluntad del piloto, aporten sustentación adicional (o no-sustentación) facilitando la realización de ciertas maniobras para lograr una u otra funcionalidad se emplean superficies aerodinámicas denominándose primarias a las que proporcionan control; y, secundarias a las que modifican la sustentación, ambas superficies requieren de un proceso de diseño independiente debido a que cada una de dichas superficies actuará de forma diferente.

Las superficies de mando y control modifican la aerodinámica del avión provocando un desequilibrio de fuerzas, una o más de ellas cambian de magnitud. Este desequilibrio, es

lo que hace que el avión se mueva sobre uno, dos o tres de sus ejes, o bien incremente la sustentación, o aumente la resistencia.

Las superficies de control primarias son superficies aerodinámicas móviles que accionadas por el piloto a través de los mandos de la cabina, modifican la aerodinámica del avión provocando el desplazamiento de este sobre sus ejes y de esta manera el seguimiento de la trayectoria de vuelo deseada.

Las superficies de control son tres: alerones, timón de profundidad y timón de dirección. El movimiento en torno a cada eje se controla mediante una de estas tres superficies. La diferencia entre un piloto y un trainer de aviones es el uso adecuado de los controles para lograr un movimiento coordinado.

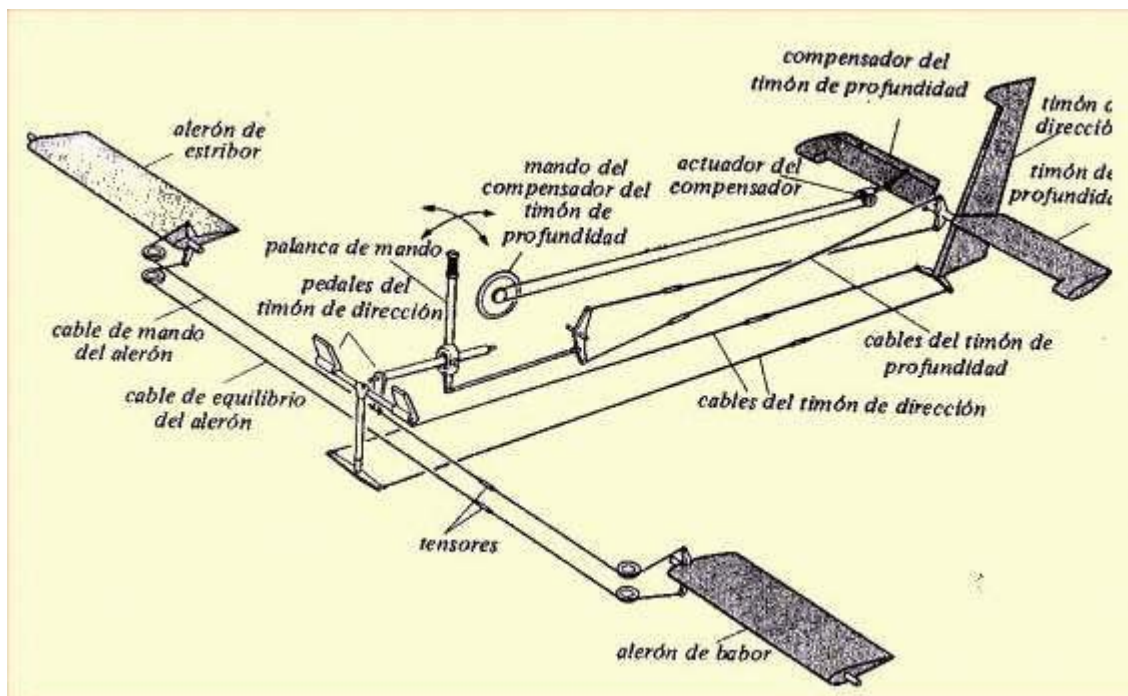


figura 4.44 Superficies de control primarias

Un monoplano convencional tiene dos alerones uno en cada semiala (figura 4.44), para el diseño de las superficies de control debe de tomarse en cuenta las cargas aplicadas por el piloto en cada maniobra así como determinar la proporción de carga que soportan y las direcciones en las que estas actúan

Para el caso de los alerones los criterios de la FAR 23 establecen que estos deben ser diseñados para las cargas a las que estarán sujetos:

1. En la posición neutral durante condiciones de vuelo simétrico.
2. Para las siguientes deflexiones durante condición de vuelo no simétrico.

- i) Desplazamiento repentino del control del alerón a velocidad de pérdida.
- ii) Deflexión suficiente a velocidad de pérdida para producir una relación de giro no menor de una tercera parte de la obtenida en i).

Se considera una deflexión máxima en los alerones y timón de profundidad de 30°.

Para el diseño de las superficies de control pueden emplearse perfiles aerodinámicos diferentes al empleado en la construcción de las alas, para el presente diseño se propone utilizar el mismo tipo de perfil, es decir el 4412 de N.A.C.A, para el diseño de los alerones se cuenta según el diseño de las alas con las siguientes dimensiones:

Cuerda alar de 176 cm, con un espesor máximo de 21.7 cm en el 40% de la cuerda, teniéndose a partir del larguero posterior del ala un área de 2.8 m², correspondiente a 53 cm de cuerda por 5.3 m de envergadura, sin embargo considerando que en la mayoría de los aeroplanos los alerones se colocan en los extremos del ala se propone sean colocados los alerones en el espacio comprendido entre la costilla maestra del extremo de cada semiala y la costilla ubicada a 3.80 m del eje longitudinal, contándose así con una área de 7,950 cm², en esta área se puede diseñar la superficie de control para que se adapte a la forma de perfil y pueda girar libremente, para adaptar las formas de las superficies de control lo mas posible al perfil del ala se tiene que diseñar un perfil especial para el alerón, dejándose una ranura entre la superficie de control y el cuerpo fuselado del 0.01 al 0.035 de la cuerda del perfil. Teniéndose bien definidas todas las dimensiones físicas de los componentes de la estructura del avión se procede al análisis estructural, el diseño de las superficies de control es un proceso independiente del diseño del avión aunque en si es producto de dicho diseño.

4.12 Planta de potencia

Lo mismo que un automóvil, una bicicleta o un tren, obviamente, es necesario que un aeroplano cuente con una fuerza que lo impulse. En un avión, esta necesidad se hace más necesaria, pues mientras que en otras máquinas el impulso solo se necesita para vencer la inercia y la resistencia al avance, en un avión este impulso es vital para producir la circulación de aire en las alas, origen de la sustentación.

Esta fuerza, denominada de jalón cuando se ejerce por delante del avión, o de empuje si es ejercida por del avión, es proporcionada por el sistema propulsor, el cual está constituido por uno o más motores, y en muchos modelos, además por una o más hélices. En este último caso, el elemento que realmente produce la fuerza es la hélice, siendo el motor un mero mecanismo que la hace girar.

La fuerza de tracción o empuje, se obtiene acelerando hacia atrás una masa de aire ambiente a una velocidad superior a la del avión; de acuerdo con la 3ª ley del movimiento de Newton, esta acción provoca una reacción de la misma intensidad pero de sentido opuesto, la cual impulsa el avión hacia adelante. La aceleración de la masa de aire, se logra por la rotación de una hélice, movida por un motor convencional de pistón o una turbina de gas, o por la expulsión a muy alta velocidad del chorro de gases generado por una turbina de gas.

4.12.1 Motores de pistón

Los motores de pistón son los más comunes en la aviación ligera. Estos motores son casi idénticos a los de los automóviles, con tres importantes diferencias:

- Los motores de aviación tienen sistemas de encendido doble. Cada cilindro tiene dos bujías y el motor está servido por dos magnetos, una proporciona energía a todas las bujías "pares" de los cilindros y otra a las bujías "impares". Si una bujía o una magneto se estropea, la otra bujía o el magneto siguen haciendo saltar la chispa que enciende el combustible en el cilindro. Un detalle muy importante es que las magnetos, accionadas por el giro del motor, no dependen de la batería para su funcionamiento.
- La mayoría de los motores aeronáuticos están refrigerados por aire. Esta particularidad evita cargar con el peso de un radiador y del refrigerante, y que una avería del sistema de refrigeración o la pérdida de refrigerante provoquen una avería general del motor.
- Como los motores de aviación funcionan a distintas altitudes, el piloto dispone de un control manual de la mezcla, control que utiliza para ajustar la proporción adecuada de aire y combustible de entrada a los cilindros.

Este tipo de motor consta básicamente de cilindros, pistones, bielas y un cigüeñal. En el interior de cada cilindro, un pistón realiza un movimiento de arriba abajo, movimiento que mediante una biela transmite al cigüeñal, de forma que el movimiento rectilíneo del pistón se convierte en movimiento giratorio del cigüeñal. En la parte superior del cilindro, se encuentran normalmente dos bujías, una o más válvulas de entrada de la mezcla, y una o más válvulas de salida de los gases quemados.

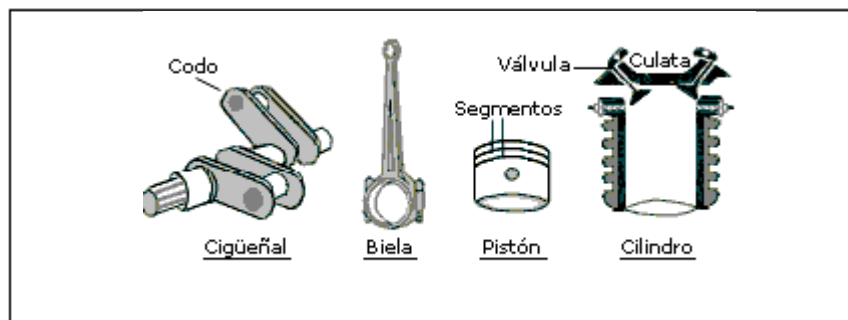


figura 4.45 Componentes de un motor de combustión interna

En aviación, la mayoría de estos motores son de cuatro tiempos, llamados así porque un ciclo completo de trabajo se realiza en cuatro movimientos del pistón

Atendiendo a la colocación de los cilindros, los motores pueden ser: horizontales opuestos (boxer), en los cuales 4 o 6 cilindros están colocados horizontalmente, la mitad de ellos opuestos a la otra mitad; en línea, cuando todos los cilindros están colocados uno detrás de otro verticalmente o con una ligera inclinación; en "V", con la mitad de los cilindros en cada rama de la V; radiales, cuando los cilindros (entre 5 y 28) están montados en círculo alrededor del cigüeñal, a veces en dos o más bancadas; etc. Los motores con cilindros horizontales opuestos, tipo boxer, son los más comunes en aviones ligeros.

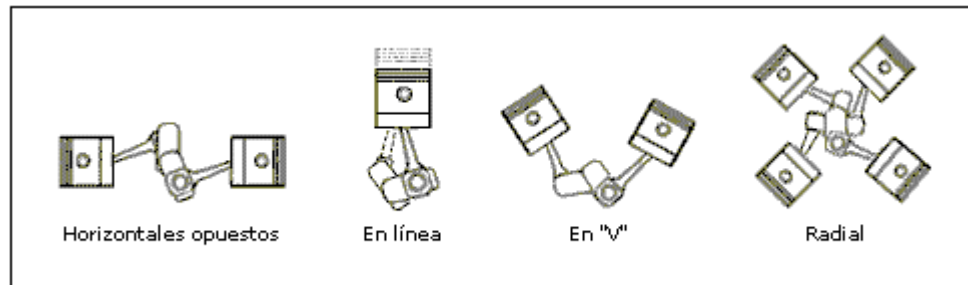


figura 4.46 Tipos de motores en la aviación

4.12.2 Sistema propulsor (hélice)

La hélice es un dispositivo constituido por un número variable de aspas o palas (2, 3, 4...) que al girar alrededor de un eje producen una fuerza propulsora. Cada pala está formada por un conjunto de perfiles aerodinámicos que van cambiando progresivamente su ángulo de incidencia desde la raíz hasta el extremo (mayor en la raíz, menor en el extremo). La hélice está acoplada directamente o a través de engranajes o poleas (reductores) al eje de salida de un motor (de pistón o turbina), el cual proporciona el movimiento de rotación.

Funcionamiento de la hélice

Los perfiles aerodinámicos que componen una hélice están sujetos a las mismas leyes y principios que cualquier otro perfil aerodinámico, por ejemplo un ala. Cada uno de estos perfiles tiene un ángulo de ataque, respecto al viento relativo de la pala que en este caso es cercano al plano de revolución de la hélice, y un paso (igual al ángulo de incidencia). El giro de la hélice, que es como si se hicieran rotar muchas pequeñas alas, acelera el flujo de aire hacia el borde de salida de cada perfil, a la vez que deflecta este hacia atrás (lo mismo que sucede en un ala). Este proceso da lugar a la aceleración hacia atrás de una gran masa de aire, movimiento que provoca una fuerza de reacción que es la que propulsa el avión hacia adelante. Las hélices se fabrican con "torsión", cambiando el ángulo de incidencia de forma decreciente desde el eje (mayor ángulo) hasta la punta (menor ángulo). Al girar a mayor velocidad el extremo que la parte más cercana al eje, es necesario compensar esta diferencia para producir una fuerza de forma uniforme. La solución consiste en disminuir este ángulo desde el centro hacia los extremos, de una forma progresiva, y así la menor velocidad pero mayor ángulo en el centro de la hélice se va igualando con una mayor velocidad pero menor ángulo hacia los extremos. Con esto, se produce una fuerza de forma uniforme a lo largo de toda la hélice, reduciendo las tensiones internas y las vibraciones.

Un punto crítico en el diseño radica en la velocidad con que giran los extremos, porque si está próxima a la del sonido, se produce una gran disminución en el rendimiento. Este hecho pone límites al diámetro y las r.p.m. (revoluciones por minuto) de las hélices, y es por lo que en algunos aviones se intercala un mecanismo reductor basado en engranajes o poleas, entre el eje de salida del motor y la hélice.

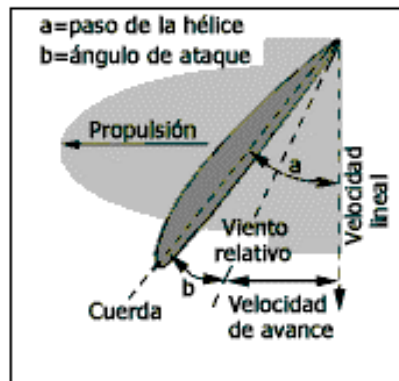


figura 4.47 Funcionamiento de la hélice

La fuerza de propulsión del aeroplano está directamente relacionada con la cantidad de aire que mueve y la velocidad con que lo acelera; depende por tanto del tamaño de la hélice, de su paso, y de su velocidad de giro. Su diseño, forma, número de palas, diámetro, etc... debe ser el adecuado para la gama de velocidades en que puede operar el avión. Una hélice bien diseñada puede dar un rendimiento de hasta 0,9 sobre un ideal de 1.

Con independencia del número de palas (2, 3, 4...), las hélices se clasifican básicamente en hélices de paso fijo y hélices de paso variable. Se denomina paso de la hélice al ángulo que forma la cuerda de los perfiles de las palas con el plano de rotación de la hélice.

Hélice de paso fijo

En este tipo, el paso está impuesto por el mejor criterio del diseñador del aeroplano y no es modificable por el piloto. Este paso es único para todos los regímenes de vuelo, lo cual restringe y limita su eficacia; una buena hélice para despegues o ascensos no es tan buena para velocidad de crucero, y viceversa. Una hélice de paso fijo es como una caja de cambios con una única velocidad; compensa su falta de eficacia con una gran sencillez de funcionamiento.

En aviones equipados con motores de poca potencia, la hélice suele ser de diámetro reducido, y está fijada directamente como una prolongación del cigüeñal del motor; las r.p.m. de la hélice son las mismas que las del motor. Con motores más potentes, la hélice es más grande para poder absorber la fuerza desarrollada por el motor; en este caso entre la salida del motor y la hélice se suele interponer un mecanismo reductor y las r.p.m. de la hélice difieren de las r.p.m. del motor.

Hélice de paso variable.

Este tipo de hélice, permite al piloto ajustar el paso, acomodándolo a las diferentes fases de vuelo, con lo cual obtiene su rendimiento óptimo en todo momento. El ajuste se realiza mediante la palanca de paso de la hélice, la cual acciona un mecanismo que puede ser mecánico, hidráulico o eléctrico. En algunos casos, esta palanca solo tiene dos posiciones: paso corto (menor ángulo de las palas) y paso largo (mayor ángulo de las

palas), pero lo más común es que pueda seleccionar cualquier paso comprendido entre un máximo y un mínimo.

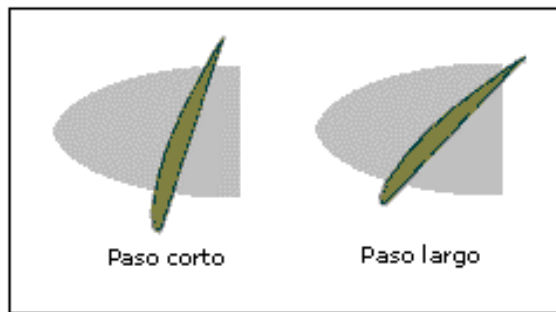


figura 4.48 hélice de paso variable

Para entender como funciona el paso variable, se parte de los siguientes criterios: primero la mayoría de los motores de combustión interna obtienen su máxima potencia en un punto cercano al máximo de r.p.m.; segundo la potencia requerida para volar de forma económica a velocidad de crucero es usualmente menor a la potencia máxima.

El paso corto, implica menor ángulo de ataque de la pala y por tanto menor resistencia inducida, por lo que la hélice puede girar más libre y rápidamente, permitiendo el mejor desarrollo de la potencia del motor. Esto le hace el paso idóneo para maniobras en las que se requiere máxima potencia: despegue y ascenso; aunque no es un paso adecuado para régimen de crucero.

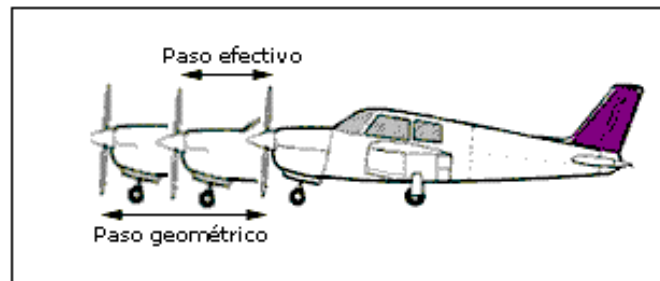


figura 4.49 Paso efectivo de un hélice

Este paso es como las velocidades cortas (1^a, 2^a) de la caja de cambios de un automóvil que se emplean para arrancar o subir cuestas empinadas pero no son eficientes para viajar por autopista. Con estas marchas el motor de un automóvil alcanza rápidamente su máximo de r.p.m., lo mismo que el motor de un avión con paso corto en la hélice.

El paso largo, supone mayor ángulo de ataque y por ello mayor resistencia inducida, lo que conlleva menos r.p.m. en la hélice y deficiente desarrollo de la potencia del motor pero a cambio se mueve mayor cantidad de aire. Con este paso, decrece el rendimiento en despegue y ascenso, pero sin embargo se incrementa la eficiencia en régimen de crucero. Volviendo al ejemplo de la caja de cambios, este paso es como las velocidades largas (4^a, 5^a), que son las más adecuadas para viajar por autopista pero no para arrancar o subir una cuesta empinada. Con estas marchas, el motor del automóvil no desarrolla

sus máximas r.p.m., pero se obtiene mejor velocidad con un consumo más económico exactamente lo mismo que un avión con la hélice puesta en paso largo.

En algunos manuales, se identifica el paso corto con velocidades pequeñas del avión debido a que las maniobras en las cuales está indicado este paso (despegue, ascenso...) implican baja velocidad en el avión. Por la misma razón se identifica el paso largo con altas velocidades (cruce...).

Hélice de velocidad constante

Es una hélice de paso variable, cuyo paso se regula de forma automática, manteniendo fija la velocidad de giro de la hélice, con independencia de los cambios de potencia en el motor. Estas hélices tienen un regulador que ajusta el paso de las palas para mantener las revoluciones seleccionadas por el piloto, utilizando más eficazmente la potencia del motor para cualquier régimen de vuelo.

Las hélices modernas, sobre todo aquellas que equipan a aviones bimotores o comerciales, tienen un mecanismo que en caso de fallo de motor permite ponerlas "en bandera", es decir, presentando al viento el perfil de la hélice que ofrece menor resistencia. En algunos aeroplanos equipados con motores muy potentes, es posible invertir el paso de la hélice para ayudar en la frenada y hacer más corta la carrera de aterrizaje.

La densidad del aire es un factor que interviene en el rendimiento tanto de la hélice como del motor: a mayor densidad mayor rendimiento. Puesto que la densidad disminuye con la altura, a mayor altura menor rendimiento de la hélice y del motor.

4.12.3 Selección del motor

Un aeroplano, como cualquier otro objeto, se mantiene estático en el suelo debido a la acción de dos fuerzas: su peso, debido a la gravedad, que lo mantiene en el suelo, y la inercia o resistencia al avance que lo mantiene parado. Para que este aeroplano vuele es necesario contrarrestar el efecto de estas dos fuerzas, mediante otras dos fuerzas de sentido contrario y de una magnitud mayor, sustentación y empuje respectivamente. Así, el empuje ha de superar la resistencia que opone el avión a avanzar, y la sustentación superar el peso del avión manteniéndolo en el aire.

En condiciones de vuelo recto y la resistencia al avance debe ser superada por la potencia del motor, de acuerdo a los principios de la aerodinámica la resistencia al avance esta dada por la suma de la resistencia parasita y la resistencia inducida de acuerdo a la siguiente expresión

$$D = D_p + D_i \quad (4.24)$$

En donde:

$D =$ Es la resistencia total

$D_p =$ Es la resistencia parasita (es la resistencia que produce el aire al rozar con cualquier superficie).

$D_i =$ Es la resistencia inducida, producto de la sustentación, y se incrementa en proporción directa al incremento del ángulo de ataque. Al encontrarse en la parte posterior del ala la corriente de aire que fluye por arriba con la que fluye por debajo, la mayor velocidad de la primera \square eflecta hacia abajo a la segunda haciendo variar ligeramente el viento relativo, y este efecto crea una resistencia. Este efecto es más evidente en el extremo del ala, pues el aire que fluye por debajo encuentra una vía de escape hacia arriba donde hay menor presión, pero la mayor velocidad del aire fluyendo por arriba \square eflecta esa corriente hacia abajo produciéndose resistencia adicional.

La resistencia al avance es resultado de los efectos de la sustentación, lo provoca la siguiente dependencia de los coeficientes de sustentación y de avance, el coeficiente de resistencia inducida depende cuadráticamente del coeficiente de sustentación y es inversamente proporcional al alargamiento o proporción dimensional efectiva, siendo el coeficiente de arrastre inducido, según ecuación 4.20, igual a:

$$CD_I = \frac{CL^2}{e \cdot \pi \cdot ar} \quad (4.25)$$

El coeficiente de arrastre inducido también es igual a:

$$CD_I = \frac{D_I}{A \cdot q \cdot V^2} \quad (4.26)$$

De lo anterior despejando la resistencia inducida D_I

$$D_I = CD_I \cdot A \cdot q \cdot V^2$$

El origen de estas fuerzas de resistencia es el movimiento de un cuerpo en un fluido, para el caso que se maneja, puede establecerse que cuando un cuerpo inmerso dentro de una masa de aire incrementa su velocidad, debido a los efectos producidos por la presión dinámica, la resistencia al avance se vera incrementada, por lo anterior para cálculos de diseño se toma la velocidad crucero a la cual se moverá el avión siendo esta 14.5 m/s.

Según lo expuesto la resistencia inducida para el ala es igual a:

$$CD_I = \frac{1.74^2}{0.6 \cdot \pi \cdot 6} = 0.26 \quad (4.27)$$

$$D_I = (0.26)(18.7m^2)(0.4815 \frac{Kg}{m^3})(210.25 \frac{m^2}{s^2}) = 492.8N$$

La resistencia inducida involucra no solo el ala del avión, el conjunto de empenaje es decir el empenaje horizontal y el estabilizador vertical, son cuerpos fuselados que provocan resistencia, siendo esta para los componentes mencionados la siguiente:

Resistencia inducida para el empenaje horizontal igual a

$$D_I = (0.26)(3.188m^2)(0.4815 \frac{Kg}{m^3})(210.25 \frac{m^2}{s^2}) = 82.20N$$

Para el estabilizador vertical según las dimensiones propuestas la resistencia inducida es igual a

$$D_I = (0.26)(0.825m^2)(0.4815 \frac{Kg}{m^3})(210.25 \frac{m^2}{s^2}) = 21.74N$$

La resistencia inducida total debida a los cuerpos fuselados es: $D_I = 596.74N$

Por otra parte la resistencia parásita, que es la debida a la originada por la fricción del aire sobre los demás elementos estructurales es la componente de fuerza que actúa paralela a la dirección del movimiento, siendo definido el coeficiente de arrastre por fricción por la siguiente expresión:

$$CD_p = \frac{F_A}{\frac{1}{2} \rho V^2 \cdot A} \quad (4.28)$$

De donde despejando la fuerza de arrastre por fricción;

$$F_A = CD_p \cdot q \cdot A \quad (4.29)$$

El coeficiente de arrastre para un cilindro redondo el coeficiente de arrastre por fricción es aproximadamente de 1.05, de acuerdo a la sumatoria de tubos redondos que componen la cabina y la estructura, longitudinal del aeroplano la sumatoria de elementos de 48.26 mm de diámetro exterior es igual a 10.5 m, siendo entonces la fuerza de arrastre por fricción igual a;

$$D_p = F_A = 1.05 \cdot 0.48215 \frac{Kg}{m^3} \cdot 1.59m^2 \cdot 210.25 \frac{m^2}{s^2} = 169.24N$$

Para las secciones de 33.4 mm de diámetro exterior con una longitud de 3.02 m, y un área total de 0.316 m², se tiene una fuerza de arrastre igual a

$$D_p = F_A = 1.05 \cdot 0.48215 \frac{Kg}{m^3} \cdot 0.08m^2 \cdot 210.25 \frac{m^2}{s^2} = 8.5N$$

Si se considera al motor como un cilindro cuadrado con $b/h=1$, con un coeficiente de arrastre igual a 1.05, y un área bañada por el aire de 2.16 m^2 aproximadamente (según estudio comparativo de los motores existentes) se tendrá una fuerza de arrastre de

$$D_p = F_A = 1.05 \cdot 0.48215 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \cdot 1.8 \text{m}^2 \cdot 210.25 \frac{\text{m}^2}{\text{s}^2} = 191.6 \text{N}$$

Debido a que en el área de la cabina el aire tendrá contacto directamente con el cuerpo del piloto se considerará el área del cuerpo de éste como la parte de arrastre de la cabina, considerando el cuerpo del piloto como un conjunto de cilindros redondos y de acuerdo a las proporciones anatómicas estándar de un individuo de 1.70 m de estatura, se tiene que el área bañada por el aire es de:

$$D_p = F_A = 1.05 \cdot 0.48215 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \cdot 0.75 \text{m}^2 \cdot 210.25 \frac{\text{m}^2}{\text{s}^2} = 79.8 \text{N} \quad \text{Para el tórax del individuo}$$

$$D_p = F_A = 1.05 \cdot 0.48215 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \cdot 0.638 \text{m}^2 \cdot 210.25 \frac{\text{m}^2}{\text{s}^2} = 67.9 \text{N} \quad \text{Extremidades inferiores}$$

$$D_p = F_A = 1.05 \cdot 0.48215 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \cdot 0.25 \text{m}^2 \cdot 210.25 \frac{\text{m}^2}{\text{s}^2} = 26.61 \text{N} \quad \text{Extremidades superiores}$$

$$D_p = F_A = 1.05 \cdot 0.48215 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \cdot 0.204 \text{m}^2 \cdot 210.25 \frac{\text{m}^2}{\text{s}^2} = 21.71 \text{N}$$

La resistencia parásita del cuerpo del piloto es igual a 196 N

La resistencia parásita debida a otros componentes igual a 50N

La resistencia parásita total del aparato es igual a 615.35 N

La resistencia al avance total del avión es igual a: $D = D_p + D_i$, sustituyendo valores

$$D = 615.35 \text{ N} + 596.74 \text{N} = 1,212.09 \text{ N}$$

La potencia del motor para un avión de baja velocidad esta dada por la expresión:

$$\text{Potencia} = V_C \cdot D$$

Sustituyendo valores la potencia requerida es igual a

$$\text{Potencia} = 14.5 \text{m/s} \cdot 1,212.09 \text{N} = 17,575.3 \frac{\text{N} \cdot \text{m}}{\text{s}} = \frac{\text{J}}{\text{s}} = 17,575.3 \text{watts}$$

Si 1cv = 0.735 kilowatts, entonces

$$17,575.3watts = 17.5753Kilomatss = 23.9cv$$

Por lo tanto se requiere de un motor que proporcione al menos 24 cv de potencia para alcanzar la velocidad crucero requerida que es de 14.5 m/s, velocidad en la que no se entra en pérdida. En el mercado de partes para aviación existen varios modelos de motores generan diversos niveles de potencia, de ellos se ha seleccionado como planta de potencia preliminar el motor, ROTAX 503, con las siguientes características:

ROTAX 503

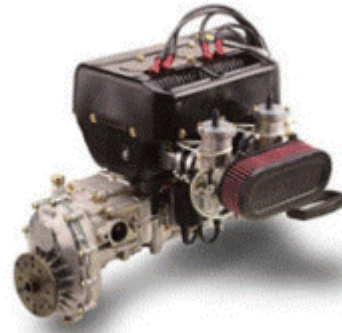


figura 4.50 Motor ROTAX

Descripción: Motor de dos cilindros, dos tiempos, refrigerado por aire, doble encendido electrónico, sistema de escape y arranque manual. Existen dos versiones, con uno o con dos carburadores.

Características ROTAX 503

Potencia (1 carburador)	45,6 Cv a 6500 rpm
Potencia (2 carburadores)	49,6 Cv a 6500 rpm
Par Motor (1 carburador)	51 Nm a 6000 rpm
Par Motor (2 carburadores)	55 Nm a 6000 rpm
Revoluciones máximas	6.800 rpm
Diámetro	72 mm
Carrera	61 mm
Cilindrada	496,7 cm ³
Combustible	Gasolina con o sin plomo.
Aceite dos Tiempos	API-TC
Ratio de mezcla	1 : 50 (2%)

4.13 Tren de aterrizaje

Se denomina tren de aterrizaje al conjunto de ruedas, soportes, amortiguadores y otros equipos que un avión utiliza para aterrizar o maniobrar sobre una superficie. Aunque por su denominación, el tren de aterrizaje parece sugerir una única función a este sistema, realmente cumple varias funciones: sirve de soporte al aeroplano, posibilita el movimiento del avión en superficie (incluyendo despegues y aterrizajes), y amortigua el impacto del aterrizaje. Las operaciones en superficie exigen del tren de aterrizaje capacidades de direccionamiento y frenado, y para amortiguar el aterrizaje debe ser capaz de absorber impactos de cierta magnitud.

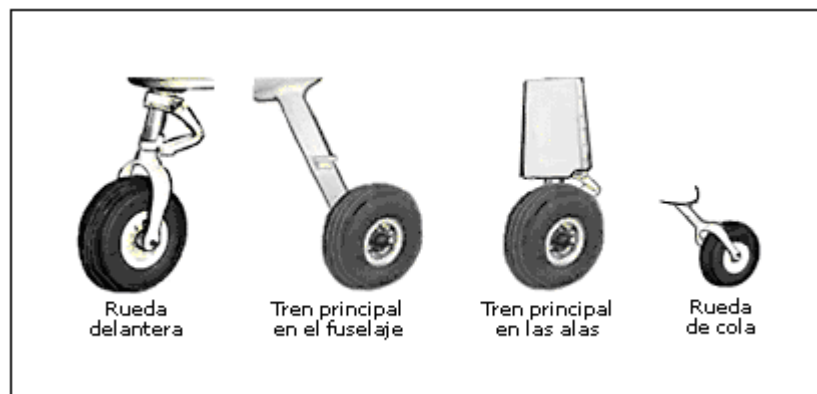


figura 4.51 Tipos de tren de rodaje

4.13.1 Tren de rodaje

El tren de rodadura se compone de un tren principal, diseñado para soportar el peso del avión y absorber los impactos del aterrizaje, y una rueda secundaria que además de servir de apoyo estable al avión puede tener capacidad direccional.

El tren principal está formado por dos ruedas situadas lo más cerca posible del centro de gravedad del avión, generalmente en el fuselaje a la altura del encaسته de las alas o directamente debajo de las alas, disponiendo de amortiguadores hidráulicos, estructuras tubulares o planas (ballestas) o ambas cosas, para absorber el impacto del aterrizaje y las sacudidas cuando se rueda sobre terrenos accidentados.

La rueda direccional puede estar situada en la cola del aeroplano, lo cual no es muy frecuente, o lo que es más habitual, debajo del morro del avión.

Los dos tipos más comunes de tren de aterrizaje son: el tren de patín de cola y el tren tipo triciclo. El tren de patín de cola está compuesto de un tren principal y una rueda o patín de cola. Este tipo de tren, se montaba en aviones fabricados hace algunos años estando su uso limitado actualmente casi en exclusiva a aviones acrobáticos, o dedicados a la fumigación o a labores de extinción de incendios. En principio, en lugar de la rueda de

cola se montaba un patín, lo cual dio nombre a este tipo de tren. La rueda de cola suele tener un radio de giro de entre 15° y 20° a cada lado.

El tren triciclo, se compone también de un tren principal, localizado en una posición algo más retrasada que el de patín de cola, y una rueda delantera situada bajo el morro del avión, la cual dispone de un dispositivo de amortiguación para evitar vibraciones durante la rodadura. Este tipo de tren es el más utilizado hoy en día porque tiene mejores características de operación en el suelo que el tipo de patín de cola: por su geometría, la visibilidad hacia adelante es mejor, y el despegue y la toma de tierra se realizan más fácilmente. El radio de giro de la rueda delantera suele estar entre 20° y 30° . En algunos casos de patín de cola y casi siempre en el tren triciclo, la rueda de morro o de cola puede ser dirigida hacia un lado u otro mediante un sistema de cables y poleas conectados a los pedales que mueven el timón de dirección. De esta manera, la rueda dirigida permite controlar la dirección del aeroplano durante las operaciones en el suelo, ayudando un poco la deflexión del timón de dirección.

Los pedales funcionan de manera que pisando los pedales, se actúa sobre la rueda direccionable y el timón de dirección, y pisando en su parte superior (pedal hacia arriba) se actúa sobre el freno de la rueda correspondiente.

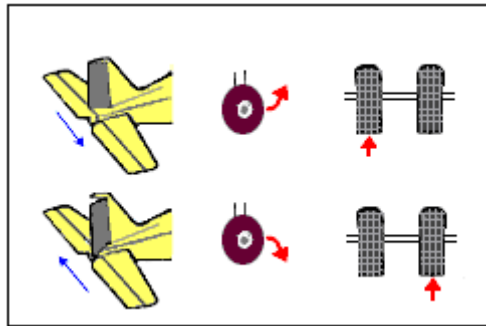


figura 4.52 Funcionamiento de los pedales de dirección y frenado

4.13.2 Frenos.

El sistema de frenos tiene como objetivo aminorar la velocidad del aeroplano en tierra tanto durante la rodadura como en la fase final del aterrizaje.

El dispositivo de frenado de los aviones consiste, lo mismo que en los automóviles, en un disco metálico acoplado a cada rueda, el cual se frena, y con el la rueda, al ser oprimido a ambos lados por unas pastillas de freno accionadas por un impulso hidráulico. El sistema de frenos de los aviones tiene dos características especiales: una, que solo dispone de frenos en el tren principal, nunca en las ruedas directrices; y dos, que cada rueda del tren principal (o conjunto de ruedas de un lado en trenes complejos) dispone de un sistema de frenado independiente.

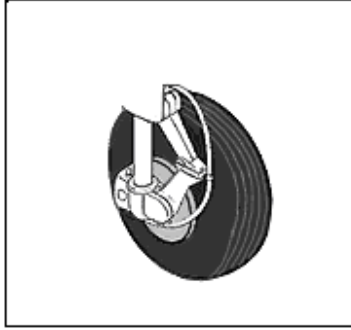


figura 4.53 Frenos de disco en un aeroplano

El diseño total aeroplano, es la integración de el diseño de cada una de sus partes superficies de mando y control, tren de aterrizaje, planta de potencia (motor y hélice) diseño aerodinámico, ergonomía, actuaciones, análisis aerodinámico, etc. Para el diseño propuesto y en el cual uno de los objetivos es el ser diseñado con elementos accesibles es decir de una adquisición no tan compleja como lo sería adquirir elementos aeronáuticos que solo existen en otros países, referente al tren de aterrizaje y para fines de calculo de peso se toma como parámetro el peso de tres ruedas de motoneta cuya masa es de 25 kg incluidos sistema de frenado.

La fase preliminar de un diseño es el punto del cual se parte para la construcción de cualquier aeronave esta involucra básicamente las dimensiones geométricas del avión para iniciar el diseño de un aeroplano existen diversos para desarrollarlo, puede partirse del área requerida para sustentar un peso determinado, o bien partir de la potencia de un motor seleccionado y la velocidad crucero deseada, para conocer los otros parámetros de diseño, en ambos casos puede llegarse a fin deseado, al finalizar este trabajo y para aquellos que desean conocer o involucrarse en este tema recomiendo la segunda opción, puede experimentarse con los elementos contenidos en este estudio y observarse cual es la vía mas adecuada para obtener el objetivo deseado.

Parte	Material	Peso Kg
Ala principal		
Vela	Dacron	4 kg
Larguero 2	Aluminio 6063-T6	14.35 kg
Larguero de armadura	Perfil de aluminio 6063-T6	12 kg
Costilla maestra (8 piezas)	ALCLAD	20.94 kg
Costillas secundarias (6)	Aluminio 6063 T-6	19 kg
Soldadura		1.5 kg
Peso total del ala		86.14 kg
Empenaje horizontal		
Vela	Dacron	0.66 kg
Larguero 1	Aluminio 6063-T6	4.5 kg
Larguero 2	Aluminio 6063-T6	4.5 kg
Larguerillos (8 piezas)	Aluminio 6063-T6	2.9 kg
Costilla maestra (8 piezas)	ALCLAD	7.8 kg
Costillas secundarias (6)	Aluminio 6063 T-6	6.2 kg
Soldadura		1. kg
Peso total del empenaje		27.5 kg
Otras estructuras		
Estabilizador vertical	Aluminio 6063-T6	6.25 kg
Cabina	Aluminio 6063-T6	24.2 kg
Asiento del piloto	Aluminio 6063-T6, fibra de vidrio	9.8 kg
Estructura longitudinal	Aluminio 6063-T6	27 kg
Tensores de acero	Cable de acero	2.10kg
Soporte de tensores	Aluminio 6063-T6	5 kg
Tensores de aluminio	Aluminio 6063-T6	8 kg
Tornillería y accesorios		2 kg
Peso del motor (Equipo básico)		38 kg
Tren de aterrizaje		20 kg
Tanque de gasolina		4 kg
Combustible		15 kg
Peso básico vacío del aparato		274.99 kg

1. Por definición la Ingeniería Mecánica Eléctrica tiene como uno de sus principales alcances, el utilizar la energía proporcionada por la naturaleza para satisfacer las necesidades del ser humano, por tanto: el adecuado aprovechamiento de las fuerzas derivadas de las diferencias de presión existentes alrededor de un cuerpo fuselado son sumamente importantes en el proceso de diseño de todo tipo de transportes, tanto terrestres, acuáticos, subacuáticos y aéreos, por lo que la apropiada comprensión de todos los fenómenos inherentes a la aerodinámica y mecánica de los fluidos proporcionara al ingeniero mecánico electricista las herramientas necesarias para el diseño de transportes más eficientes y acordes a las leyes físicas.

La correcta aplicación de los principios aerodinámicos puede ayudar a la creación de máquinas que trabajen con el máximo aprovechamiento de la energía, un adecuado diseño aerodinámico sumado a la aplicación de nuevas tecnologías en materiales arrojaran diseños mecánicos que aprovechen al máximo la energía proporcionada por los combustibles y/ o fuerzas de la naturaleza, teniendo como consecuente mayor rendimiento energético y eficiencias mas elevadas, produciendo una mayor rentabilidad financiera en cuanto a el aprovechamiento de la energía.

2. La licenciatura en Ingeniería Mecánica Eléctrica de la FES Aragón perteneciente a la UNAM tiene contemplado dentro de su plan de estudios las asignaturas de Mecánica de Fluidos, Diseño de Máquinas y Turbomaquinaria, sin embargo en ninguno de los tres casos se contempla el estudio de temas referentes a la Aerodinámica, puede pensarse que esta disciplina es exclusiva de la Ingeniería en Aeronáutica, si bien es cierto que en México el Instituto Politécnico Nacional posee dentro de su estructura esta licenciatura y contempla a la aerodinámica como asignatura exclusiva de la misma, es necesario mencionar que algunas universidades europeas si contienen dentro de sus planes de estudio asignaturas que dentro de su temario abordan el estudio de la aerodinámica como ejemplo la Universidad del País Vasco, en España, el Departamento de Ingeniería Electromecánica en el Área de Ingeniería Mecánica tiene dentro de sus asignaturas la materia de automóviles dentro de esta el tema 7 esta dedicado al estudio de la Aerodinámica; como puede verse la Aerodinámica no involucra solamente las aeronaves, otro ejemplo es el estudio de los efectos de los perfiles aerodinámicos en los impulsores de las turbomaquinas situación que demuestra la estrecha relación de la aerodinámica con las turbomáquinas y el diseño de máquinas. Por lo anterior seria recomendable que se incluya como materia optativa para la licenciatura en Ingeniería Mecánica Eléctrica, Área Mecánica, la asignatura de **Fundamentos de Aerodinámica** ya que es imprescindible el conocimiento de esta disciplina para el Ingeniero especialmente para aquellos profesionales interesados en el diseño, dado que la aerodinámica esta inmersa en muchas áreas de la vida del ser humano, el transporte en todas sus formas, en el deporte, las acciones bélicas, la investigación, meteorología la producción de energía, etc....

3. Como se planteó en la parte introductoria de este trabajo el proceso de diseño de un avión involucra diferentes etapas, el objetivo de esta tesis se centro en establecer únicamente el diseño preliminar de un avión ultraligero ya que es imposible para un solo trabajo de tesis y aun para un solo libro desarrollar todas las etapas de diseño y análisis tanto estructural como aerodinámico de un avión. Si bien el diseño y construcción de una aeronave es tarea de los ingenieros aeronáuticos, es posible el diseño y construcción de un avión de tipo ultraligero por parte de la UNAM. Puede establecerse el juicio referente a que en la Facultad de Estudios Superiores Campus Aragón no se cuenta con las herramientas apropiadas para la realización de un proyecto de este tipo sin embargo, dada la estrecha relación de la Ingeniería Mecánica con otras ingenierías específicamente la Ingeniería Aeronáutica si es posible mediante la participación de profesores y alumnos de las diferentes áreas la consolidación de dicho proyecto, consecuentemente con lo anterior expuesto se abre la invitación a desarrollar trabajos de tesis que den continuidad al presente para lo cual como se ha mencionado en dos ocasiones se incluye en la presente obra un CD con la información mas relevante del trabajo y que podría servir de marco de referencia para otros trabajos de tesis. Durante las investigaciones realizadas para la creación de este trabajo se logró observar que no es necesario ser un ingeniero aeronáutico para construir un avión por lo menos un avión de tipo ultraligero, ya que existen innumerables proyectos amateurs en Sudamérica, España y Norteamérica desarrollados por aficionados a la aviación, es importante destacar que desde los albores de la aviación hasta nuestros días muchos de los conocimientos referentes a el vuelo y la aerodinámica no provienen de complejos estudios, sino por el contrario la experiencia practica y el ejercicio de la aviación han proporcionado un gran cúmulo de conocimientos de los cuales se derivan las actuales teorías referentes a la Aeronáutica.

1. **Anderson, John David**. Introduction to flight. 4a.ed. Boston: McGraw-Hill 2000.
2. **John D. Anderson, Jr.** Fundamentals of aerodynamics 3rd ed. Boston: McGraw-Hill. . . . 2001.
3. **Ordóñez Romero-Robledo**. Aerodinámica, Carlos. México: UTEHA vol. v.1
4. **Michael J. Kroes, James R. Rardon**. Aircraft basic science, 7th Ed. New York, N.Y.: Glencoe, 1993.
5. **John P. Fielding**. Introduction to aircraft design. New York: Cambridge University. . . . Press, 1999.
6. **Navy Training Courses**. Naval Air Technical Training Command. Aircraft Materials. . . . Washington, 1949.
7. **Smits, Alexander J.** Mecánica de fluidos, una introducción física. México,. Alfaomega Grupo Editor 2003.
8. **Franzini, Joseph B.** Mecánica de fluidos con aplicaciones en ingeniería, 9a. ED. España: McGraw-Hill, 1999.
9. **Irving H. Shames; tr. Juan G. Salarriaga**. Mecánica de fluidos. Santafé de Bogotá ; México: McGraw-Hill Interamericana, 1995.
10. **White, Frank M.** Mecánica de fluidos. México: McGraw-Hill, 1984.
11. **Vennard, John K.** Elementos de mecánica de fluidos. México: CECSA.
12. **Claudio Mataix**. Mecánica de fluidos y máquinas hidráulicas. New York: Harper &. . . . Row.
13. **Cassaigne Muñoz Hector**. Elementos de mecánica de fluidos, México: I.P.N. 213 p.
14. **Popov, Egor P.** Introducción a la mecánica de sólidos. México: Limusa 652p.
15. **Beer, Ferdinand P.** Mecánica vectorial para ingenieros: estática 7a. ED. México: McGraw-Hill, 2005.

16. **Sánchez Pérez, Juan Vicente**. Estática teórica y aplicada: principios de dinámica.
. Valencia: Universidad Politécnica de Valencia, 1995.

17. **Peter A. Hancock**. Human performance and ergonomics. San Diego, Calif:
. Academic Press, 1999.

18. **Marurice de Montmollin**. Introducción a la ergonomía México: Limusa, 1999. 210 p.

19. **Ber, Ferdinand**. Mecánica de materiales 3a.ED. México: McGraw-Hill, 2001. 790 p.

Uno de los alcances del presente estudio es que la construcción de un avión experimental en la Facultad de Estudios Superiores Campus "Aragón", pueda realizarse con materiales que logren adquirirse en el Valle de México o en los municipios cercanos del estado de México, por lo que las medidas de los materiales así como sus características se incluyen por medio de este apéndice en el trabajo las tablas que a continuación se presentan son recabadas de la información brindada por la industria Nacobre S.A. de C.V. y por el grupo Palme S.A. de C.V.

DIAMETRO				DADO	LARGO STD	PESO POR PIEZA	PERIMETRO ANODIZ.	PZAS POR ATADO
PULGADAS		MILIMETROS						
a	b	a	b					
0.035"	3/8"	0.89	9.52	9"	6.10	0.397	2.992	120
0.049"	3/8"	1.24	9.52	24"	3.66	0.315	2.991	100
0.035"	1/2"	0.89	12.70	16"	3.66	0.329	3.989	90
0.049"	1/2"	1.24	12.70	562	3.66	0.435	3.987	70
0.049"	5/8"	1.24	15.87	2363	3.66	0.563	4.987	50
0.042"	3/4"	1.07	19.05	2316	3.66	0.600	5.995	50
0.049"	3/4"	1.24	19.05	196	3.66	0.688	5.985	45
0.065"	3/4"	1.65	19.05	3121	3.66	0.893	5.984	34
0.049"	7/8"	1.24	22.22	2364	3.66	0.827	6.982	37
0.035"	1"	0.89	25.40	1970	3.66	0.688	7.979	45
0.050"	1"	1.27	25.40	197	6.10	1.561	7.979	20
0.065"	1"	1.65	25.40	1339	3.66	1.215	7.979	25
0.050"	1 1/4"	1.27	31.75	892	3.66	1.182	9.975	25
0.065"	1 1/4"	1.65	31.75	2271	3.66	1.551	9.975	20
0.065"	1 1/2"	1.65	38.10	5064	3.66	1.874	11.970	15
0.065"	2"	1.65	50.80	3722	3.66	2.569	15.959	12
0.083"	2"	2.11	50.80	3799	3.66	3.180	15.959	10
0.065"	2 1/2"	1.65	63.50	273	3.66	3.162	19.949	10

Tabla 1 Medidas del tubo redondo de aluminio 6063-T6 De Nacobre donde "a" es el espesor de pared y "b" es el diámetro exterior

Medida Comercial (mm)	DIAMETRO						DADO	LARGO STD	PESO POR PIEZA	PERIMETRO ANODIZ.	PZAS POR ATADO	
	PULGADAS			MILIMETROS								
	a	b	c	a	b	c						
3/8"	9.52	0.091"	0.493"	0.675"	2.30	12.52	17.15	272	6.10	1.769	5.384	17
1/2"	12.70	0.109"	0.622"	0.840"	2.77	15.80	21.34	472	6.10	2.659	6.700	12
3/4"	19.05	0.113"	0.824"	1.050"	2.87	20.93	26.67	1208	6.10	3.525	8.376	9
1"	25.40	0.133"	1.049"	1.315"	3.38	26.64	33.40	275	6.10	5.233	10.490	6
1 1/4"	31.75	0.140"	1.380"	1.660"	3.56	35.05	42.16	1216	6.10	7.100	13.246	4
1 1/2"	38.10	0.145"	1.610"	1.900"	3.68	40.89	48.26	108	6.10	8.527	15.158	3
2"	50.80	0.154"	2.067"	2.3/8"	3.91	52.50	60.33	1217	6.10	11.419	18.950	2
2 1/2"	63.50	0.203"	2.469"	2.7/8"	5.16	62.71	73.03	1218	6.10	18.171	22.930	1
3"	76.20	0.216"	3.068"	3.1/2"	5.49	77.93	88.90	1219	6.10	23.454	27.927	1
3 1/2"	88.90	0.226"	3.548"	4"	5.74	90.12	101.60	4043	6.10	28.602	31.918	1
4"	101.60	0.237"	4.026"	4.1/2"	6.02	102.26	114.30	1220	6.10	33.763	35.907	1
5"	127.00	0.258"	5.047"	5.563"	6.55	128.19	141.30	4958	6.10	45.878	44.391	1
6"	152.40	0.280"	6.065"	6.5/8"	7.11	154.05	168.28	5066	3.05	29.890	52.873	1

Tabla 2 Medidas del tubo redondo de aluminio 6063-T6 De Nacobre donde "a" es el espesor de pared y "b" es el diámetro interior y "c" es el diámetro exterior

DIMENSIONES				DADO	LONGITUD STD (m)	PESO POR PIEZA Kg	PERIMETRO ANODIZ. (cm)	PZAS POR ATADO
PULGADAS a	PULGADAS b	MILIMETROS a	MILIMETROS b					
1/16"	1/2"	1.59	12.70	426	3660	0.193	2.857	150
1/16"	3/4"	1.59	19.05	323	3660	0.289	4.124	100
1/16"	1"	1.59	25.40	427	3660	0.395	5.397	80
1/8"	3/8"	3.17	9.52	579	3660	0.289	2.540	100
1/8"	1/2"	3.17	12.70	290	3660	0.391	3.175	80
1/8"	3/4"	3.17	19.05	672	3660	0.589	4.445	50
1/8"	1"	3.17	25.40	237	3660	0.794	5.715	40
1/8"	1 1/2"	3.17	38.10	276	3660	1.189	8.255	26
1/8"	2"	3.17	50.80	247	3660	1.592	10.790	20
1/8"	3"	3.17	76.20	293	3660	2.389	15.870	12
3/16"	3/4"	4.76	19.05	673	3660	0.889	4.762	34
3/16"	1"	4.76	25.4	17	3660	1.189	6.030	26
3/16"	1 1/2"	4.76	38.10	3915	3660	1.800	8.575	18
1/4"	1/2"	6.35	12.70	485	3660	0.797	3.810	40
1/4"	3/4"	6.35	19.05	408	3660	1.189	5.080	26
1/4"	1"	6.35	25.40	318	3660	1.592	6.350	20
1/4"	1 1/4	6.35	31.75	486	3660	1.991	7.620	16
1/4"	1 1/2	6.35	38.10	864	3660	2.389	8.890	12
1/4"	2"	6.35	50.80	510	3660	3.191	11.430	10
1/4"	3"	6.35	76.20	1439	3660	4.801	16.510	6
1/4"	4"	6.35	101.60	487	3660	6.383	21.590	5
1/4"	6"	6.35	152.40	1619	3660	9.607	31.750	3
3/8"	3/4"	9.52	19.05	4401	3660	1.800	5.714	18
3/8"	1"	9.52	25.4	521	3660	2.389	6.985	12
3/8"	2"	9.52	50.80	4402	3660	4.801	12.064	6
3/8"	2 1/2"	9.52	63.50	3928	3660	6.006	14.600	5
3/8"	4"	9.52	101.60	397	3660	9.574	22.220	3
1/2"	1"	12.70	25.40	863	3660	3.191	7.620	10
1/2"	1 1/2"	12.70	38.10	306	3660	4.783	10.160	6
1/2"	2"	12.70	50.80	3930	3660	6.405	12.700	4
1/2"	3"	12.70	76.20	4407	3660	9.607	17.780	3
1/2"	4"	12.70	101.6	559	3660	12.766	22.860	2
1/2"	6"	12.70	152.40	4373*	3660	19.152	33.020	1
1"	1 1/2"	25.40	38.10	3831*	3660	9.607	12.700	3
1"	2"	25.40	50.80	105*	3660	12.766	15.240	2
1"	3"	25.40	76.20	282*	3660	19.152	20.320	1
1"	4"	25.40	101.60	316*	3660	25.535	25.400	1
1"	6"	25.40	152.40	3726*	3660	38.305	35.560	1

* También en Aleación 6061 Temple 6

Tabla 3 Datos de la solera de aluminio 6063-T6.

En la siguiente tabla proporcionada por Grupo Palme se presentan las características de los cables de acero propuestos.



Diámetro		Resistencia a la ruptura T/M				Peso aproximado	
mm	Pulgadas	ACERO NEGRO		EXTRA GALVANIZADO		Kg/Mt	
		Alma de Fibra	Alma de Acero	Alma de Fibra	Alma de Acero	AF	AA
3.18	1/8	0.63	0.69	0.55	0.63	0.04	0.04
4.76	3/16	1.4	1.43	1.18	1.29	0.08	0.1
6.35	1/4	2.4	2.74	2.17	2.37	0.15	0.17
7.94	5/16	3.86	4.25	3.55	3.68	0.24	0.28
9.53	3/8	5.53	6.08	4.82	5.27	0.36	0.93
11.11	7/16	7.5	8.25	6.52	7.14	0.46	0.51
12.7	1/2	9.71	10.68	8.7	9.34	0.62	0.69
14.3	9/16	12.2	13.48	11	11.8	0.79	0.87
15.9	5/8	15.1	16.67	13.6	14.6	0.8	1.08
19.05	3/4	21.6	23.75	19.4	20.9	1.3	1.54
22.23	7/8	29.2	32.13	23.3	28.2	1.8	2.1
25.4	1	37.9	41.71	34.1	36.7	2.4	2.75
28.6	1-1/8	47.7	52.49	42.9	46.1	3.1	3.47
31.75	1-1/4	58.6	64.47	52.7	56.7	3.7	4.2
34.93	1-3/8	70.5	77.54	63.4	68.1	4.5	5.15
38.1	1-1/2	83.5	91.8	75.1	80.7	5.4	6.2
41.27	1-5/8	97.1	106.77	85.9	93.9	6.3	7.14
44.45	1-3/4	112	123.74	100	109	7.3	8.3
47.62	1-7/8	128	140.7	113.3	124	8.4	9.52
50.8	2	145	159.66	128.5	140	9.6	10.82
53.98	2-1/8	159.8	171.42	143.7	157	10.8	12.22
57.15	2-1/4	178.56	191.96	160.71	176	12.2	13.
60.33	2-3/8	198.2	213.39			13.5	15.22
63.5	2-1/2	217.85	233.92			15	16.98

FILLER preformado no engrasado AA especial para TIRFOR

Resistencia a la ruptura T/M

Peso aprox. en kg. Metro

Mm 7.94	Pulgadas 5/16	4.25	0.28
9.53	3/8	6.08	0.39
11.11	7/16	8.25	0.51
12.7	1/2	10.68	0.69
15.9	5/8	16	