

**ANÁLISIS, MODELAMIENTO Y COMPROBACIÓN EN VUELO DE LA
DINÁMICA DE UNA AERONAVE SUBSÓNICA A ESCALA**

FERNANDO APARICIO URBANO MOLANO

UNIVERSIDAD DEL CAUCA
FACULTAD DE CIENCIAS NATURALES, EXACTAS Y DE LA EDUCACIÓN
DEPARTAMENTO DE FÍSICA
POPAYÁN
2005

**ANÁLISIS, MODELAMIENTO Y COMPROBACIÓN EN VUELO DE LA
DINÁMICA DE UNA AERONAVE SUBSÓNICA A ESCALA**

FERNANDO APARICIO URBANO MOLANO

Trabajo de grado para optar el título de Ingeniero Físico

Director

ING. MARIO ANDRÉS CÓRDOBA GONZÁLEZ

Profesor del Departamento de Física

UNIVERSIDAD DEL CAUCA
FACULTAD DE CIENCIAS NATURALES, EXACTAS Y DE LA EDUCACIÓN
DEPARTAMENTO DE FÍSICA

POPAYÁN

2005

A Dios por haberme permitido cumplir mis sueños; a mis padres, por su apoyo, comprensión y sobre todo, su paciencia; a Mónica y Paulita, mis dos hermosas, tiernas, dulces y cariñosas hermanas; a mis abuelos, por darme una mano con sus oraciones y contemplaciones; a mis amigos, por haber compartido los momentos más duros y también los más alegres; a la Universidad del Cauca, por haber creado un espacio para las personas más curiosas, inquietas e inteligentes, los futuros "Ingenieros Físicos".

CONTENIDO

	Pag.
INTRODUCCIÓN	11
1. CONCEPTOS BÁSICOS DE AERODINÁMICA	13
1.1 PRESIÓN.....	14
1.2 EL TEOREMA DE BERNOULLI.....	15
1.3 EL TUBO DE PITOT	17
1.3.1 Flujo Incompresible	18
1.3.2 Flujo Compresible Subsónico	18
2. DISEÑO DE AERONAVES.....	20
2.1 ORIGEN DE LAS FUERZAS AERODINÁMICAS	21
2.2 COEFICIENTES DE SUSTENTACIÓN Y RESISTENCIA	23
2.3 SUSTENTACIÓN Y RESISTENCIA	24
2.4 SUSTENTACIÓN AERODINÁMICA (LOS ELEMENTOS SUSTENTADORES)	29
2.5 DEFLEXIÓN DE UNA CORRIENTE DE AIRE	30
2.6 PLANO INCLINADO CON RESPECTO AL VIENTO RELATIVO.....	33
2.7 TEORÍA DE LA SUSTENTACIÓN EN EL ALA	34
2.7.1 Alas de Envergadura Finita	36
2.7.2 Factor de Eficiencia de Oswald	42
2.8 LAS ALAS: SU DISEÑO E INFLUENCIA EN EL DESEMPEÑO DE LAS AERONAVES	42
2.9 LAS ALAS: TERMINOLOGÍA, TIPOS Y VARIACIONES EN EL DISEÑO AERODINÁMICO	45
2.9.1 Los Perfiles	47
2.9.2 El Borde de Ataque	47
2.9.3 El Borde de Fuga	47
2.9.4 La Cuerda.....	47
2.9.5 El Extrados y el Intrados	47
2.9.6 Superficie Alar (S).....	48
2.9.7 La Envergadura (b).....	48
2.9.8 Cuerda Media (c)	48
2.9.9 El <i>Aspect Ratio</i> o Alargamiento (AR).....	49
2.9.10 El <i>Taper Ratio</i> o Estrechamiento (λ)	49
2.9.11 La Línea del 25% de la Cuerda	49
2.9.12 Flecha (sweep)	50
2.9.13 Cuerda Media Aerodinámica (<i>Mean Aerodynamic Chord</i>) – MAC	50
2.9.11 El Ángulo Diedro (δ)	50

2.9.12 Tipos de Alas	51
2.10 PARTES DE UNA AERONAVE RADIO CONTROLADA (R/C).....	54
2.10.1 Las Alas	55
2.10.2 Estabilizador Horizontal	55
2.10.3 Estabilizador Vertical.....	55
2.10.4 Fuselaje	56
2.10.5 Motor	56
2.10.6 Tren de Aterrizaje	57
2.10.7 Partes de un equipo RC	57
3. DINÁMICA DE VUELO DE UNA AERONAVE	59
4.1 ECUACIONES GENERALES.....	59
3.2 VUELO HORIZONTAL	60
3.3 VELOCIDAD DE MÍNIMA RESISTENCIA.....	62
3.4 CURVAS DE POTENCIA NECESARIA.....	64
3.5 DINÁMICA DE ASCENSO.....	67
3.6 DINÁMICA DE DESCENSO.....	70
3.7 VIRAJE.....	72
4. PRINCIPIOS DE ESTABILIDAD Y CONTROL DE UNA AERONAVE.....	76
4.1 EL CONTROL LATERAL (<i>ROLL</i>).....	78
4.2 EL CONTROL LONGITUDINAL (<i>PITCH</i>).....	79
4.3 EL CONTROL DIRECCIONAL (<i>YAW</i>).....	80
4.4 CONCEPTOS DE ESTABILIDAD ESTÁTICA Y DINÁMICA EN EL AVIÓN.....	82
4.5 LA ESTABILIDAD Y EL ESTADO DE EQUILIBRIO.....	83
4.6 LA ESTABILIDAD ESTÁTICA.....	83
4.7 ESTABILIDAD ESTÁTICA LONGITUDINAL	85
4.8 ORIENTACIÓN Y POSICIÓN DEL AERO-VEHÍCULO	86
5. PARÁMETROS DE DISEÑO, SIMULACIÓN Y MODELAMIENTO DE LA AERONAVE UTILIZADA.....	90
5.1 PARÁMETROS DE DISEÑO.....	91
Dimensiones	91
Controles	91
5.2 DISEÑO DEL ALA.....	91
5.3 DISEÑO DE LA COLA VERTICAL Y HORIZONTAL (<i>VERTICAL Y HORIZONTAL TAIL</i>).....	95
5.4 MODELAMIENTO DE LA AERONAVE	97
5.4.1 Coeficientes de Sustentación y Resistencia.....	97
5.4.2 Curva Polar	99
5.4.3 Elección del tamaño de la cola vertical	101
5.4.4 Elección del tamaño de la cola horizontal.....	103
5.4.5 Simulación del Número de <i>Reynolds</i> (RN)	104
5.4.6 Simulación utilizando <i>Advanced Aircraft Analysis</i> (AAA).....	106
6. SISTEMAS DE ADQUISICIÓN DE DATOS	111
6.1 SISTEMA ELECTRÓNICO DE ENTRADAS DE CONTROL (<i>CONTROL INPUTS MEASUREMENTS</i>)	111
6.1.1 Señal PWM de un receptor	112
6.1.2 PWM a voltajes análogos	113

6.1.3 Entradas de Control.....	115
6.2 SISTEMA ELECTRÓNICO DE ADQUISICIÓN DE DATOS	116
6.3 UNIDAD INERCIAL DE MEDIDA (<i>GYRO BOARD</i>).....	117
6.3.1 Características del Sensor	118
6.4 SISTEMA DE DATOS AÉREOS (<i>AIR DATA SYSTEM</i>).....	119
6.4.1 Caracterización del altímetro	120
6.4.2 Caracterización del sensor de velocidad del aire	122
6.4.3 Caracterización del acelerómetro.....	123
6.5 SOFTWARE DE ADQUISICIÓN DE DATOS	124
7. RESULTADOS Y CONCLUSIONES.....	126
BIBLIOGRAFÍA.....	134
Bibliografía Referenciada	134
Bibliografía de Consulta (sin referenciar)	136

LISTA DE TABLAS

Tabla 1: Especificaciones del Ugly Stik.....	91
--	----

LISTA DE FIGURAS

	Pág.
Figura 1.1 Flyer I.....	13
Figura 1.2 Teorema de Bernoulli	15
Figura 1.3 Tubo de Pitot	17
Figura 2.1 Fuerzas aerodinámicas sobre una aeronave en vuelo	21
Figura 2.2 Distribución de presiones sobre un perfil alar	21
Figura 2.3A Descomposición de las fuerzas aerodinámicas sobre un perfil alar	22
Figura 2.3B Descomposición de las fuerzas de sustentación y resistencia.....	22
Figura 2.3C Descomposición de las fuerzas normal y axial	22
Figura 2.4 Coeficientes Versus Ángulo de ataque	24
Figura 2.5 Perturbaciones	26
Figura 2.6 Resistencia Inducida	27
Figura 2.7 Helicóptero no tripulado <i>GTMax Georgia Tech</i>	30
Figura 2.8 Deflexión del aire	30
Figura 2.9 Velocidad del aire a la salida de la superficie curva	31
Figura 2.10 Distribución de presiones sobre el ala	35
Figura 2.11 Distribución de presiones sobre un perfil alar.....	36
Figura 2.12 Angulo de ataque inducido (V_r es la velocidad resultante).....	38
Figura 2.13 Deducción vectorial para la resistencia inducida	41
Figura 2.14A. Partes de un perfil alar.	46
Figura 2.14B. Aspecto grafico de la terminología del ala	46
Figura 2.15 Ángulos Diedros.....	51
Figura 2.16 Tipos de Alas.....	51
Figura 2.17 Ala Rectangular (Prototipo utilizado en éste trabajo de grado)	52
Figura 2.18 <i>Spitfire</i>	52
Figura 2.19 Estructura básica de una aeronave	55
Figura 2.20 Partes del motor.....	56
Figura 2.21 Partes del transmisor	57
Figura 2.22 Receptor	58
Figura 2.23 Servos.....	58
Figura 3.1 Fuerzas que actúan sobre una aeronave	60
Figura 3.2 Curvas de Potencia	65
Figura 3.3A Curva de potencia necesaria para cada altitud	66
Figura 3.3B Curva de potencia necesaria para cada peso	66
Figura 3.4 Descomposición de las fuerzas que actúan en el ascenso	67
Figura 3.5 Potencia necesaria y disponible para el ascenso (arriba); y diferencia $P_D - P_n$ (abajo).....	69

Figura 3.6 Descomposición de las fuerzas que actúan en el descenso	70
Figura 3.7 Potencia necesaria para el descenso	71
Figura 3.8 Velocidad vertical de descenso	71
Figura 3.9 Fuerzas que actúan sobre un viraje.....	72
Figura 4.1. Sistema de ejes coordenados del avión.	76
Figura 4.2 superficies de control de una aeronave	77
Figura 4.3 Superficies de control primario lateral en el avión.....	78
Figura 4.4 Acción del elevador en vuelo	79
Figura 4.5 Acción del timón de cola vertical en el avión.	81
Figura 4.6 Tipos de estabilidad estática.....	84
Figura 4.7 Avión con estabilidad neutra.....	85
Figura 4.8 Avión con estabilidad negativa	86
Figura 4.9 Avión estáticamente estable (estabilidad positiva).....	86
Figura 4.10 Descripción de los movimientos traslacionales y rotacionales del sistema.....	87
Figura 4.11 Rotaciones consecutivas ordenadas realizadas sobre los tres ejes del avión.....	88
Figura 5.1 Características del perfil NACA 63 ₂ -015 (ver anexo 1)	92
Figura 5.2 Plano del perfil alar (generado por <i>Winfoil</i>)	93
Figura 5.3 Costilla diseñada en <i>Profili</i>	93
Figura 5.4 Ala diseñada	94
Figura 5.5 Diseño del Ala en 3D.....	94
Figura 5.6 Características del perfil NACA (ver anexo 2)	95
Figura 5.7 Perfil NACA 0006 (generado por <i>Winfoil</i>).....	96
Figura 5.8 Diseño de la cola vertical.....	96
Figura 5.9 Diseño de la cola horizontal	97
Figura 5.10 C_L en función del ángulo de ataque	98
Figura 5.11 Coeficientes de sustentación del perfil NACA 63-015 en función del ángulo de ataque	99
Figura 5.12 Curva Polar	100
Figura 5.13 Polar NACA 63-015 en función del ángulo de ataque	101
Figura 5.14 Relación entre las dimensiones de la cola vertical	102
Figura 5.15 Volumen de la cola vertical (generada por <i>Winfoil</i>)	102
Figura 5.16 Relación entre las dimensiones de la cola horizontal.....	103
Figura 5.17 Volumen de la cola horizontal (generada por <i>Winfoil</i>).....	103
Figura 5.18 Distribución del RN a lo largo de la envergadura del ala	104
Figura 5.19 Distribución del RN a lo largo de la cola horizontal	104
Figura 5.20 Distribución del RN a lo largo de la cola vertical	105
Figura 5.21 Número de Reynolds para diferentes velocidades sobre el ala	106
Figura 5.22 Distribución de la sustentación sobre el ala	107
Figura 5.23 Distribución de la sustentación sobre la cola vertical	107
Figura 5.24 Distribución de la sustentación sobre la cola horizontal	108
Figura 5.25 Distribución de la resistencia sobre el ala	109
Figura 5.26 Distribución de la resistencia sobre la cola vertical	109
Figura 5.27 Distribución de la resistencia sobre la cola horizontal.....	110
Figura 5.28 Gráfica Polar de la aeronave	110

Figura 6.1 Servos del prototipo utilizado	112
Figura 6.2 Relación del tiempo entre el ancho del pulso y la posición del servo .	113
Figura 6.3 Filtro Pasa Bajas de Segundo Orden	114
Figura 6.4 Filtro Pasa Bajas Sallen – Key de segundo orden	114
Figura 6.5 Diagrama del sistema electrónico de Entradas de Control.....	115
Figura 6.6 Circuitos utilizados para el sistema electrónico de Entradas de Control	116
Figura 6.7 sistema de adquisición de datos	117
Figura 6.8 Sistema de prueba de la <i>Gyro Board</i>	118
Figura 6.9 Caracterización del Giroscopio.....	119
Figura 6.10 Diagrama en bloques del sistema de datos aéreos	120
Figura 6.11 Caracterización del sensor de presión absoluta	120
Figura 6.12 Gráfica de la presión absoluta con relación a la altitud	121
Figura 6.13 Ubicación del Tubo de Pitot	122
Figura 6.14 Caracterización del sensor de presión diferencial	122
Figura 6.15 Relación entre la velocidad del aire y la presión diferencial.....	123
Figura 6.16 Caracterización del acelerómetro	124
Figura 6.17 Software de adquisición de datos en Labview.....	124
Figura 6.18 Diagrama en bloques del programa en Labview.....	125
Figura 7.1 Entradas de control.....	126
Figura 7.2 Preparación de la aeronave para el vuelo	127
Figura 7.3A Prueba del sistema de entradas de control	127
Figura 7.3B Vista superior del sistema de entradas de control.....	127
Figura 7.4 Aterrizaje exitoso de la aeronave	128
Figura 7.5 Circuito de tráfico rectangular	129
Figura 7.6 Altitud de despegue	129
Figura 7.7 Velocidad de despegue	130
Figura 7.8 Aceleración Lineal.....	130
Figura 7.9 Altitud	131
Figura 7.10 Velocidad del aire	131
Figura 7.11A Velocidad Angular en <i>Pitch</i> (aeronave estable)	131
Figura 7.11B Velocidad Angular en <i>Roll</i> (aeronave estable)	132
Figura 7.11C Velocidad Angular en <i>Yaw</i> (aeronave estable).....	132

INTRODUCCIÓN

En la actualidad, uno de los grandes campos de investigación, es la ingeniería aeroespacial. Dentro de éste campo el desarrollo de aeronaves es cada vez más exigente y Colombia no es ajena a éste tipo de innovaciones, a través de nuevas empresas e instituciones, está comenzando a incursionar en ésta industria. Por esta razón, es necesario diseñar sistemas que sean de gran utilidad para que los investigadores recopilen información (o datos), que permitan describir y analizar apropiadamente las capacidades de un aeroplano, de ésta manera predecir y optimizar acertadamente el uso de las aeronaves de la misma clase en misiones posteriores.

El presente documento final de trabajo de grado consta de siete capítulos que abarcan: Los conceptos básicos de la mecánica de fluidos y su relación con la aerodinámica, necesarios para entender los principios básicos del diseño de aeronaves, una breve pero acertada introducción a la mecánica o dinámica de vuelo, así como los aspectos más relevantes para tener en cuenta a la hora de diseñar y construir una aeronave a escala; el uso de la instrumentación electrónica para la recolección de datos, y finalmente el análisis y las conclusiones de los resultados obtenidos. El contenido de estos capítulos se describe a continuación:

En el capítulo I –Conceptos Básicos de Aerodinámica: se hace una pequeña reseña histórica, mencionando los 101 años del vuelo de los hermanos *Wright*. Y se estudian los conceptos de presión, el Teorema de *Bernoulli* y El Tubo de *Pitot*, conceptos de vital importancia para el desarrollo del proyecto.

En el capítulo II –Diseño de Aeronaves: se hace una introducción al diseño de aeronaves, donde se conocerán los aspectos más importantes que hacen que una aeronave vuele; así como cada una de las partes de una aeronave radio controlada.

En el capítulo III –Dinámica de Vuelo de una Aeronave: se hará un análisis teórico sobre los diferentes tipos de actuaciones o dinámica de la aeronave. Describe como es el comportamiento de una aeronave en vuelo horizontal (cruce), como es la dinámica o actuaciones de ascenso y descenso, así como también en viraje.

En el capítulo IV –Principios de Estabilidad y Control de una Aeronave: se estudian los movimientos rotacionales del avión alrededor de sus tres ejes (*pitch*, *roll* y *yaw*), así como la estabilidad positiva, negativa y neutra; finalmente la orientación de una aeronave (para navegación o control).

En el capítulo V –Parámetros de Diseño, Simulación y Modelamiento de la aeronave utilizada: se hace un análisis, y descripción de la aeronave diseñada y sus características, se simula el comportamiento de la aeronave (en cruce) utilizando herramientas computacionales y se obtiene el apropiado modelamiento de la misma.

En el capítulo VI –Sistemas de Adquisición de Datos: se describen cada uno de los instrumentos electrónicos diseñados, así como la función que cada uno desempeña; también se hace una corta reseña del software utilizado para el almacenamiento de los datos.

Por último, en el capítulo VII –Resultados y Conclusiones: se detallan cada uno de los resultados obtenidos, así como las pruebas que se realizaron y las conclusiones derivadas de ésta investigación.

1. CONCEPTOS BÁSICOS DE AERODINÁMICA

El hombre siempre ha sido curioso por naturaleza, y esa misma curiosidad lo llevó a preguntarse cual era la razón por la que un ave se sostenía en el aire: volaba. Desde la antigüedad ha habido muchas leyendas relacionadas con el vuelo, pero quizá la mas recordada es la de Dédalo e Ícaro. Probablemente fueron éstas y muchas otras, las que llevaron a muchos investigadores a interesarse por concebir máquinas que volaran, pero se puede hacer énfasis en el primer vuelo con una aeronave propulsada por un motor. El 17 de diciembre de 1903 en *Kitty Hawk*, Carolina del Norte, Estados Unidos, Wilbur Wright consiguió volar 40 metros en 12 segundos, en el *Flyer I*, una aeronave construida por él y por su hermano Orville, en ese entonces una gran hazaña; un pequeño salto que impulsó la aviación hasta llegar a la Luna en julio de 1969.

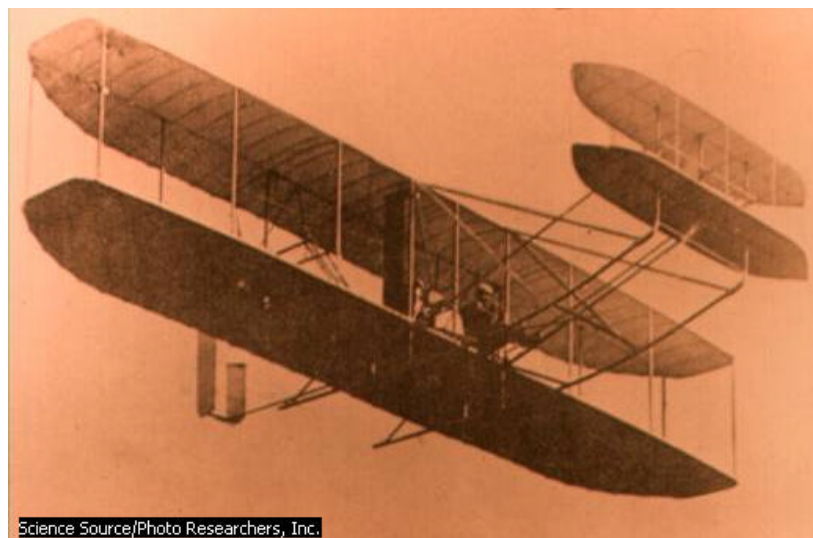


Figura 1.1 Flyer I

1.1 PRESIÓN

La presión se define como la fuerza que ejerce un fluido por unidad de área.

$$P = \frac{F}{A} \quad (1.1)$$

Si el fluido se encuentra en reposo, la presión en un punto determinado es la misma en todas las direcciones. Como resultado del peso de un fluido, la presión aumenta con la profundidad.

Tiene unidades de $N.m^{-2} = kg.m^{-1}.s^{-2}$. Puede medirse en *atmósferas*, *bar*, *Pascales*, *pulgadas de mercurio*, *milímetros de mercurio* o *Torricelli*.

Cuando la presión se mide con un sensor, generalmente la presión atmosférica no está incluida en el valor que entrega, por lo tanto la presión absoluta será:

$$P_{Absoluta} = P_{atm} + P_{Sensor} \quad (1.2)$$

En un fluido uniforme, la presión total es:

$$P = P_{atm} + \rho gh \quad (1.3)$$

Donde P_{atm} es la presión atmosférica, ρ es la densidad, g es la aceleración gravitacional, h es la altura de la columna de fluido.

También podemos expresar la presión total así:

$$P = P_{din} + P_{stat} \quad (1.4)$$

Donde P_{din} es la presión dinámica, que es la componente de la presión que representa la energía cinética del fluido; P_{stat} es la presión estática que representa los efectos hidrostáticos.

La presión dinámica de un fluido con densidad ρ y velocidad v está dada por

$$P_{din} = \frac{1}{2} \rho v^2 \quad (1.5)$$

1.2 EL TEOREMA DE BERNOULLI

Es un principio físico que involucra el movimiento de un fluido a través de una diferencia de presiones.

Así tenemos,

$$P + \frac{1}{2} \rho v^2 + \rho gh = \text{constante} \quad (1.6)$$

Donde P , es la presión estática, ρ es la densidad del fluido, v es la velocidad del fluido y h la altura sobre una superficie de referencia. El segundo término de la ecuación (1.6), se conoce como presión dinámica.

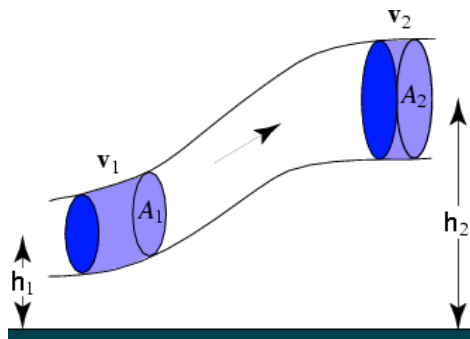


Figura 1.2 Teorema de Bernoulli

La figura 1.2 muestra una tubería a través de la cual fluye un fluido ideal con velocidad constante. Sea W el trabajo hecho aplicando una presión P sobre un área A , produciendo una compensación de Δl , siendo l la longitud de una sección de la tubería, o un cambio de volumen de ΔV . Dividiendo la tubería en dos secciones, la primera (1) donde el fluido se encuentra distribuido en el punto inicial más bajo de la tubería, y la segunda (2) donde el fluido se encuentra distribuido en la parte más alejada. Entonces, el trabajo hecho por la presión es:

$$dW = PdV \quad (1.7)$$

en las secciones (A_1) y (A_2) es

$$\Delta W_1 = P_1 A_1 \Delta l_1 = P_1 \Delta V \quad (1.8)$$

$$\Delta W_2 = P_2 A_2 \Delta l_2 = P_2 \Delta V \quad (1.9)$$

y la diferencia es

$$\Delta W \equiv \Delta W_1 - \Delta W_2 = P_1 \Delta V - P_2 \Delta V \quad (1.10)$$

Igualando la ecuación 10 con el cambio en la energía total (suma entre las energías cinéticas y potenciales) se tiene:

$$\Delta W = \Delta K + \Delta U = \frac{1}{2} \Delta m v_2^2 - \frac{1}{2} \Delta m v_1^2 + \Delta m g h_2 - \Delta m g h_1 \quad (1.11)$$

Igualando las ecuaciones 1.10 y 1.11,

$$\frac{1}{2} \Delta m v_2^2 - \frac{1}{2} \Delta m v_1^2 + \Delta m g h_2 - \Delta m g h_1 = P_1 \Delta V - P_2 \Delta V \quad (1.12)$$

Organizando de otra manera la ecuación 12 queda,

$$\frac{\Delta m v_1^2}{2 \Delta V} + \frac{\Delta m g h_1}{\Delta V} + P_1 = \frac{\Delta m v_2^2}{2 \Delta V} + \frac{\Delta m g h_2}{\Delta V} + P_2 \quad (1.13)$$

se puede escribir la densidad como $\rho = \frac{m}{V}$, entonces:

$$\frac{1}{2} v^2 + gh + P = \text{constante} \quad (1.14)$$

Ésta cantidad es constante a lo largo de la línea de flujo, y corresponde al Teorema de Bernoulli. Aunque no es un principio nuevo, es una expresión de la energía mecánica en una forma más apropiada para la mecánica de fluidos.

1.3 EL TUBO DE PITOT

Henri Pitot descubrió como medir la velocidad de un fluido, de una manera exacta, midiendo la velocidad de flujo del río Sena. El *Tubo de Pitot* mide la velocidad de un fluido convirtiendo la energía cinética en energía potencial. Consta de dos tubos, uno externo y uno interno (Figura 1.3). La conversión ocurre en el punto de estancamiento, localizado a la entrada del tubo interno, por donde encara el aire, mide la presión dinámica; el externo tiene aberturas laterales que miden la presión estática, donde la velocidad de flujo es máxima.

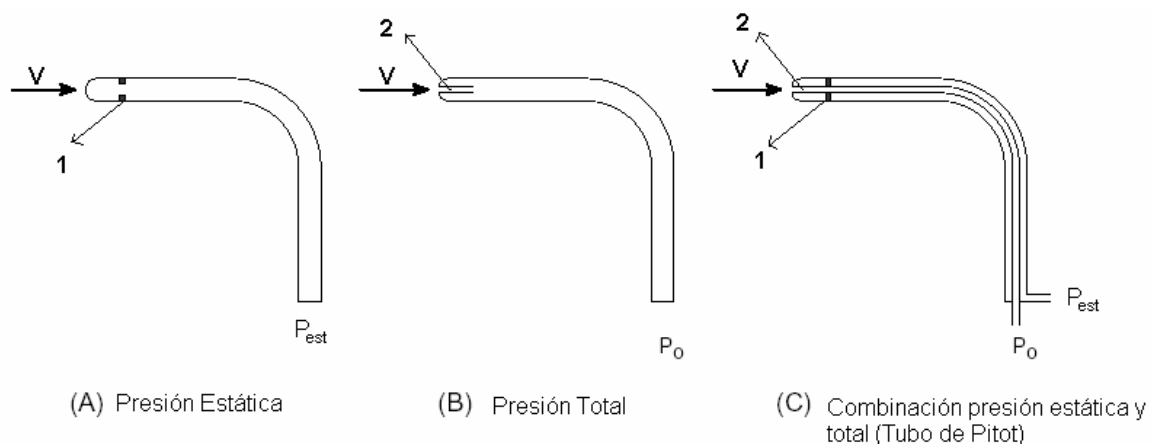


Figura 1.3 Tubo de Pitot

Ambos tubos van conectados a un sensor de presión calibrado de tal manera que convierte la presión diferencial resultante en la velocidad del fluido con respecto al tubo y al tipo de régimen de flujo laminar que éste está midiendo. Específicamente se debe determinar si el flujo es incompresible, o subsónico compresible.

1.3.1 Flujo Incompresible

Un fluido puede considerarse incompresible si su velocidad es menor un 30% de la velocidad del sonido. Para dicho fluido, la ecuación de *Bernoulli* (ecuación 1.14) describe la relación entre la velocidad y la presión a lo largo de un perfil aerodinámico.

$$\frac{v^2}{2g} + h + \frac{P}{g} = C \quad (1.15)$$

Evaluada a lo largo de dos puntos diferentes del flujo, la ecuación de Bernoulli queda:

$$\frac{v_1^2}{2g} + h_1 + \frac{P_1}{g} = \frac{v_2^2}{2g} + h_2 + \frac{P_2}{g} \quad (1.16)$$

Si $h_1 = h_2$ y el punto 2 (Figura 1.3) es un punto de estancamiento, i.e., $v_2 = 0$, la ecuación 1.16 se reduce a,

$$\frac{v_1^2}{2} + \frac{P_1}{g} = \frac{P_2}{g} \quad (1.17)$$

La velocidad de flujo puede por tanto obtenerse de la ecuación 1.17:

$$v_1 = \sqrt{\frac{2(P_2 - P_1)}{g}} \quad (1.18)$$

o más específicamente,

$$v = \sqrt{\frac{2(P_0 - P_{est})}{g}} \quad (1.19)$$

donde P_0 , es la presión de estancamiento, que equivale a: $P_0 = P_{est} + P_{din}$.

1.3.2 Flujo Compresible Subsónico

Para velocidades de flujo mayores del 30% de la velocidad del sonido, el fluido debe tratarse como compresible. En la teoría del flujo compresible, se debe trabajar con el *Número Mach*, M , definido como la relación proporcional de la velocidad del flujo (v), con la velocidad del sonido (c).

$$M \triangleq \frac{v}{c} \quad (1.20)$$

Cuando un tubo de Pitot está expuesto a un flujo compresible subsónico ($0.3 < M < 1$), el fluido viajando a lo largo del perfil aerodinámico que termina sobre el punto de estancamiento es continuamente comprimido.

Si se asume que el flujo desacelerado y comprimido del estado de flujo libre isentrópicamente, la relación velocidad – presión, para el tubo de Pitot es:

$$v = \sqrt{\left(\frac{2}{\gamma - 1} \frac{P_{est}}{\rho_{est}} \right) \left[\left(\frac{P_{din}}{P_{est}} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} - 1 \right]} \quad (1.21)$$

donde γ es la relación proporcional del calor específico a presión constante y el calor específico a volumen constante,

$$\gamma \triangleq \frac{c_p}{c_v} \quad (1.22)$$

si la densidad de flujo libre ρ_{est} no está disponible, entonces se puede resolver para el número *Mach* del flujo así:

$$M = \frac{v}{c} = \sqrt{\frac{2}{\gamma - 1} \left[\left(\frac{P_{din}}{P_{est}} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} - 1 \right]} \quad (1.23)$$

donde $c = \sqrt{\frac{\gamma \cdot P_{est}}{\rho_{est}}} = \sqrt{\gamma R T}$ es la velocidad del sonido (i.e. velocidad sónica), R es la constante de los gases, y T es la temperatura del flujo libre estático [1].

2. DISEÑO DE AERONAVES

En los comienzos de la aviación, las aeronaves se diseñaron para experimentar en dos operaciones básicamente: realizar despegues y aterrizajes en forma exitosa, lo cual significaba sin estrellarse. Aquel ingenio al mostrar sus potencialidades llevó a los diseñadores a exigir mucho más de sus creaciones. Rápidamente se iban descubriendo “secretos” importantes de diseño que serían de crucial relevancia en las características de rendimiento de las mismas.

En la actualidad el diseño y construcción de los aviones es una de las obras de la ingeniería Electrónica y Aeroespacial más grande que ha realizado el hombre. El creciente avance de aplicaciones innovadoras en las ciencias computacionales ha permitido que en el desarrollo de proyectos aeronáuticos los ingenieros puedan simular, predecir, y realizar modificaciones si es del caso, minimizando los errores y mejorando el rendimiento de sus aeronaves, ofreciendo también como resultado una reducción en los costos de fabricación y en los ciclos requeridos para introducir nuevos aviones en el mercado.

Es así que se desarrollará un análisis breve concerniente a las áreas que involucra el diseño y construcción de un aerovehículo. De ésta manera, se tratarán cuatro aspectos básicos, haciendo referencia en esta primera parte a la ciencia Aerodinámica, para luego estudiar los sistemas de estabilidad y control.

Se inicia poniendo de manifiesto que cuando una aeronave se encuentra en vuelo, actúan sobre ella cuatro fuerzas básicamente: la sustentación (*Lift, L*), el peso (*W*), la resistencia (*Drag, D*), y el empuje (*Thrust, T*) (Figura 2.1).

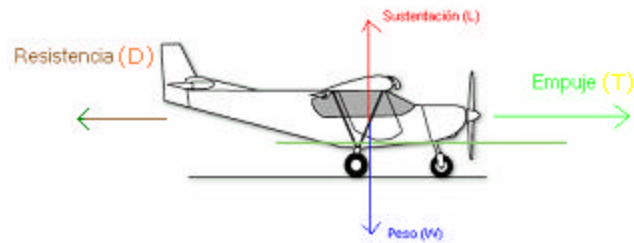


Figura 2.1 Fuerzas aerodinámicas sobre una aeronave en vuelo

La aerodinámica estudia el efecto del aire sobre un objeto cuando entre ambos existe un movimiento relativo. Para hacer posible que una aeronave vuele, sus alas deben producir suficiente sustentación con el objetivo de lograr vencer la fuerza de la gravedad, de este modo tanto la sustentación como la resistencia son dos fuerzas predominantes que actúan sobre el aerovehículo convirtiéndose en los factores que influyen en forma directa en la geometría de sus alas, fuselaje y demás partes externas.

2.1 ORIGEN DE LAS FUERZAS AERODINÁMICAS

Las fuerzas aerodinámicas y los momentos que se generan sobre un perfil alar cuando este se desplaza a través del aire son generadas básicamente por una distribución de presiones sobre el mismo.

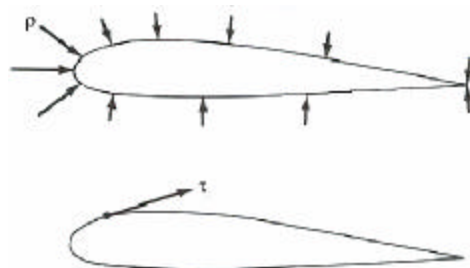


Figura 2.2 Distribución de presiones sobre un perfil alar

Dichas presiones actúan tanto en forma perpendicular (p) como tangencial (τ) respectivamente con relación al perfil. El efecto neto de estas dos presiones (p, τ)

sobre el mencionado cuerpo aerodinámico crea una fuerza resultante a la que se llamará R , y de igual manera un momento M .

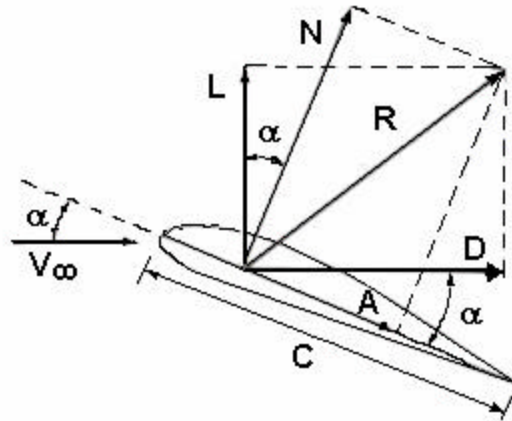


Figura 2.3A Descomposición de las fuerzas aerodinámicas sobre un perfil alar

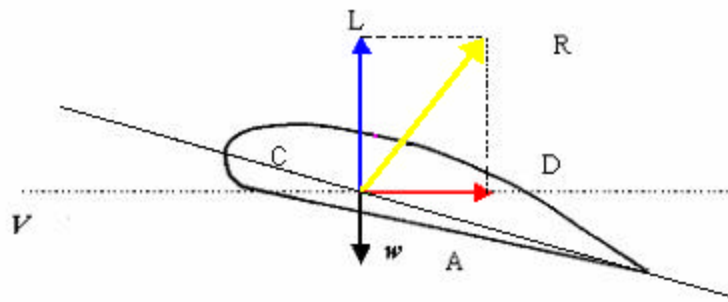


Figura 2.3B Descomposición de las fuerzas de sustentación y resistencia

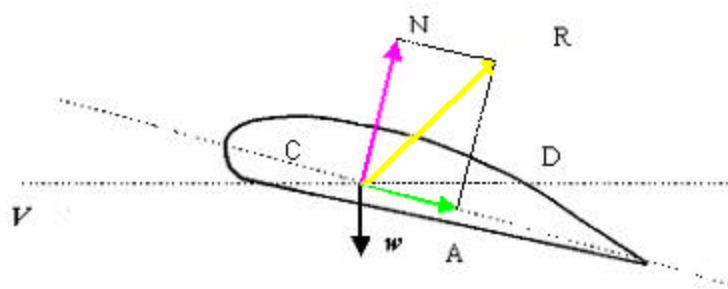


Figura 2.3C Descomposición de las fuerzas normal y axial

Esta fuerza resultante origina otros dos pares de componentes más, que son las que se conocen como sustentación (L), resistencia (D), fuerza normal (N), y axial (A). De esta manera se puede ver que tanto las fuerzas de sustentación y resistencia son las componentes de R , perpendicular y paralela respectivamente,

con respecto a la componente del viento relativo $V\mu$ (Fig. 2.2A); En forma análoga, se hace referencia a la longitud denotada C (Fig. 2.2A y Fig. 2.3) , como la cuerda media (es la distancia entre el borde de ataque y el borde de fuga del plano alar), con el propósito de descomponer con respecto a dicha dimensión característica del perfil las fuerzas axial y normal en vectores perpendicular y paralelo a C respectivamente.

Así, si se denomina a α como el ángulo de ataque, y se define como el formado entre la cuerda y la componente de viento relativo, se podría decir también que es el formado entre el vector representativo de la fuerza L y el vector N , o de igual manera entre las fuerzas de resistencia y la axial (Fig. 2.2) como lo expresa la siguiente relación geométrica:

$$L = N \cos \alpha - A \sin \alpha \quad (2.1)$$

$$D = N \sin \alpha + A \cos \alpha \quad (2.2)$$

2.2 COEFICIENTES DE SUSTENTACIÓN Y RESISTENCIA

Si se coloca un ala completa dentro de un túnel de viento (dispositivo capaz de originar una corriente de aire a una velocidad y densidad determinadas, en el que es posible medir las fuerzas aerodinámicas mediante la simulación con modelos a escala de los prototipos), y se experimenta posicionando su perfil a diferentes ángulos de ataque, al medir las fuerzas de sustentación (L) y resistencia (D) que se originan para cada ángulo α respectivamente, se obtendría una expresión denominada coeficiente de sustentación (C_L), matemáticamente dado por:

$$C_L = \frac{L}{q \cdot S} \quad (2.3)$$

En donde q será la presión dinámica, S la superficie de las alas, y L la fuerza de sustentación producida. Este coeficiente adimensional al representarlo en función del ángulo de ataque permite deducir que en un rango de valores para dicho

ángulo cuanto mayor sea este mayor será la sustentación, y por consiguiente su coeficiente C_L (Fig. 2.4).

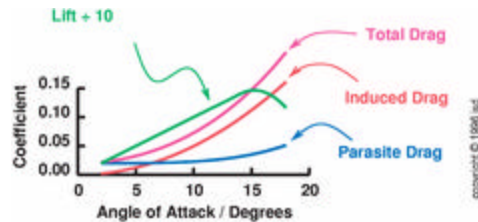


Figura 2.4 Coeficientes Versus Ángulo de ataque

Procediendo en forma similar con respecto a la resistencia (D), se vería que las fuerzas de fricción varían con respecto a la velocidad y la densidad del aire, y también respecto al ángulo de ataque (Fig. 2.4); pero la verdad es que el coeficiente de resistencia C_D solo dependerá de éste último, y se define como:

$$C_D = \frac{D}{q \cdot S} \quad (2.4)$$

2.3 SUSTENTACIÓN Y RESISTENCIA

Sobre un perfil alar se origina una distribución de presiones de forma que el *extrados* está sometido a una succión considerable con respecto a la que se presenta en el *intrados*, generando de esta forma una fuerza ascensional.

Considerando ahora el plano alar, las moléculas de aire que se mueven sobre el *extrados* realizan un recorrido más largo, por lo que su movimiento será más veloz respecto al *intrados*. Esta aceleración del aire en la parte superior de las alas dará como resultado un decremento comparativo en la presión, produciendo de esta forma lo que se conoce como sustentación (L) debido a que se crea una presión en el *extrados* mucho menor que la del *intrados*.

Si bien esto es atribuible al teorema de **Bernoulli**, lo cierto es que las diferencias de presión del aire se deben a una compleja circulación de éste alrededor del ala, particularmente en el borde de fuga, en el que la corriente de aire se mueve en forma de remolinos.

Al existir esta diferencia de presiones, en las puntas del ala se crean corrientes de aire transversales de abajo hacia arriba, las que se superponen con la corriente longitudinal. En las puntas de las alas al terminarse la superficie que soporta la diferencia de presiones, se incrementa la corriente lateral de manera considerable dando lugar a la formación de torbellinos. Estos se deben a que en dicho punto confluyen las corrientes de aire tanto del *extrados* como del *intrados*, siendo más veloz la primera respecto a la otra (condición necesaria para la sustentación), haciendo que la mayor presión del *intrados* produzca una corriente hacia arriba la cual al encontrarse con el flujo de mayor velocidad del *extrados* da lugar a los citados torbellinos.

De esta manera se puede decir que la intensidad de los torbellinos será tanto mayor como lo sea la diferencia de presión en el ala, lo que en otras palabras significaría una relación directa con el coeficiente de sustentación.

Antes de continuar, no se podrían pasar inadvertidas dos definiciones de vital importancia en el tema: **La capa límite y el número de Reynolds**. La primera está constituida en realidad, por múltiples capas “delgadas” de aire. Cuando el aerovehículo está en vuelo, la capa molecular de dicho fluido que se encuentra en contacto directo con la superficie alar permanece adherida a ésta. Después se crea un deslizamiento entre las demás capas, las que conforme distan de la superficie incrementan su velocidad hasta el punto en el que alcanzan el 99 % de la que lleva la corriente libre. De esta manera, cuando el movimiento del aire dentro de la capa límite fluye en forma paralela, se denominará laminar, observándose este fenómeno en las proximidades del borde de ataque del ala.

Contrario a esto, en la medida en que el fluido se aleja del borde de ataque, las fuerzas de rozamiento disiparán cada vez más energía de dicha corriente, arrojando como resultado un aumento en el espesor de la capa límite, hasta el punto en que a una cierta distancia del mencionado borde se empiezan a producir perturbaciones de tipo ondulatorio (fig. 2.5), las que convierten la corriente laminar en turbulenta.



Figura 2.5 Perturbaciones

De otro lado, la utilidad más directa del número de **Reynolds**, es la predicción de la resistencia de fricción de una superficie. Como ya se anotaba, el punto de transición entre el flujo laminar y el turbulento tiene lugar a una cierta distancia del borde de ataque. Experimentalmente se ha observado que dicho fenómeno depende no solo de la velocidad del fluido, sino también de la viscosidad. La expresión característica del número de **Reynolds** introduce un parámetro adimensional que combina tanto velocidad como viscosidad así:

$$RN = \frac{vI}{\nu} \quad (2.5)$$

Donde:

v : Velocidad, l : distancia al borde de ataque,

ν : Coeficiente cinemático de viscosidad.

Apoyándose en esto, se puede entrar a definir otra fuerza que participe en este proceso, denominada resistencia (D). De esta existen tres tipos fundamentales como son: la de fricción o rozamiento, de forma, y la inducida.

Las dos primeras son una consecuencia directa del efecto de desplazar un cuerpo a través de un fluido (en este caso el aire), aunque en realidad la resistencia de fricción o rozamiento es debido a la capa límite. Finalmente, la **resistencia inducida** (Fig. 2.6) es un producto derivado de la sustentación producida por las alas, pues como ya se mencionaba los torbellinos de punta alar (Fig. 2.5) absorben gran cantidad de energía ligada a la sustentación, dando lugar a este tipo de resistencia. El efecto de estos torbellinos, ligados y libres, es una deflexión hacia arriba del flujo de aire delante del borde de ataque, y hacia abajo detrás del borde de fuga.

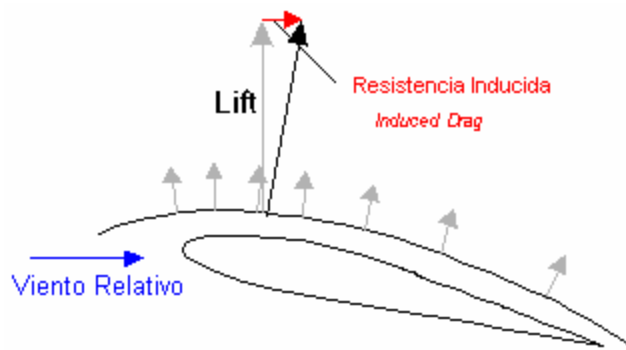


Figura 2.6 Resistencia Inducida

Si se prosigue en la descripción de las fuerzas que actúan sobre las aeronaves, se mencionará otra denominada el peso (W); ésta se debe a la fuerza de atracción gravitacional. En un vuelo a la altura de crucero el peso es contrarrestado por la sustentación (L), y el empuje igual a la resistencia, lo que genera como resultado

un vuelo a nivel, de lo contrario la aeronave buscará ésta condición de equilibrio entre las fuerzas bien sea subiendo o descendiendo de forma inmediata.

Se examinarán ahora otros aspectos característicos de los perfiles y los planos alares:

- La relación Sustentación – Resistencia (L/D): considerada uno de los parámetros decisivos al momento de medir la eficiencia aerodinámica de un perfil, pues se les considera eficientes cuando al producir sustentación ofrecen una mínima resistencia. Esta relación para un aerovehículo como tal ya terminado, tiene un impacto significativo en cuanto a la aerodinámica de éste, permitiendo conocer cuál será su desempeño en vuelo, y por consiguiente sus prestaciones.
- El Alargamiento o *Aspect Ratio* (AR): Básicamente se podría esbozar como la relación que existe entre la envergadura del ala y la cuerda del perfil. Así, un ala de gran alargamiento es aquella en la que su envergadura es varias veces mayor que la longitud de su cuerda. Esta relación podrá variar desde valores puntuales como 3 ó 4 en aeronaves muy rápidas, hasta 20 ó 30 en algunos planeadores.

Tomando como referencia el comportamiento aerodinámico del ala, que en conclusión se debe a la forma de los perfiles, estos son ya en la mayor parte de las nuevas generaciones de aviones, del tipo supercrítico, los cuales retrasan la aparición del flujo supersónico, reduciendo así la intensidad de las ondas de choque con la consiguiente disminución de la resistencia aerodinámica.

Los perfiles supercríticos tienen un espesor relativo mayor que el de los perfiles convencionales, produciendo un mayor coeficiente de sustentación, y un bajo coeficiente de resistencia aerodinámica; de igual manera favorecen la

construcción de alas con menores ángulos de flecha, lo que hace aumentar aún mas el coeficiente de sustentación, sin afectar la resistencia aerodinámica [2].

2.4 SUSTENTACIÓN AERODINÁMICA (LOS ELEMENTOS SUSTENTADORES)

Existen algunos elementos constitutivos de las aeronaves los cuales no contribuyen a la producción de fuerzas sustentadoras, o sea, aquellas partes, o conjuntos de ellas, en los que el vector resultante generado por las fuerzas aerodinámicas elementales no tiene una componente perpendicular a la dirección del movimiento relativo. Estos dispositivos generan una resistencia parcial al desplazamiento de la aeronave que se ha denominado **resistencia parásita**. De esta forma, elementos como el tren de aterrizaje son una fuente de resistencia parásita.

De otro lado, aquellas partes del avión en las que la resultante tiene una componente perpendicular a la dirección del movimiento, aunque también presenten una resistencia al avance, pueden ser utilizadas para mantener en el aire al avión, haciendo que la componente perpendicular a la dirección del desplazamiento del aerovehículo se oponga y contrarreste la acción de la fuerza gravitatoria.

Como es natural, el rendimiento será tanto mejor cuanto mayor sea la componente vertical (Sustentación L) con respecto a la componente horizontal (resistencia D), suponiendo el avión en vuelo horizontal.

Los elementos sustentadores fundamentales de un avión reciben el nombre de células sustentadoras o alas. En algunos aparatos especiales como los helicópteros (Figura 2.7) las células sustentadoras están constituidas por unas palas giratorias mas bien conocidas como rotor.



Figura 2.7 Helicóptero no tripulado *GTMax Georgia Tech*

Antes de entrar en el estudio detallado de las alas, se realizarán algunas consideraciones teóricas básicas y se verá cómo se produce la sustentación en algunos casos elementales.

2.5 DEFLEXIÓN DE UNA CORRIENTE DE AIRE

Si una corriente de aire, la cual se supondrá en movimiento uniforme, choca tangencialmente con una superficie curva, la corriente de aire sufrirá una deflexión o desviación gradual (Fig. 2.8), y a la salida de la superficie curva el flujo seguirá una dirección diferente de la que tenía antes de entrar en contacto con la citada superficie.

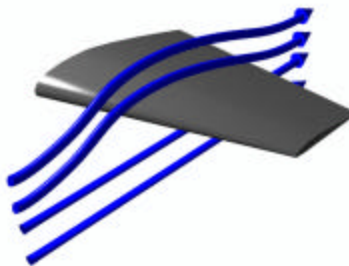


Figura 2.8 Deflexión del aire

Si entre las características de la superficie se pueden resaltar las de **suavemente lisa** y su curvatura no muy **grande**, es posible admitir teóricamente que el fluido de aire no sufrirá disminución en su velocidad absoluta. Pero, para producir el cambio de dirección, la superficie habrá ejercido sobre el aire una determinada fuerza, y si se aplica el análisis de la tercera ley de Newton, el aire habrá producido sobre la superficie una reacción igual y en sentido contrario a dicha fuerza.

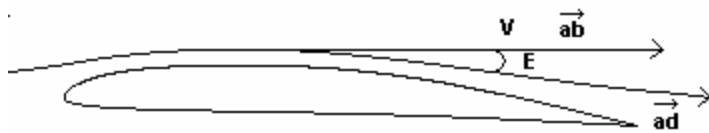


Figura 2.9 Velocidad del aire a la salida de la superficie curva

Así, supóngase que la dirección de la corriente de aire, a la salida de la superficie curva, forma un ángulo " E " con la dirección original, manteniendo la misma velocidad absoluta "V". Se puede entonces representar a estas velocidades por medio de dos vectores, "ab" y "ad", correspondientes en magnitud y dirección a la velocidad antes y después de pasar por la superficie curva.

De acuerdo con la hipótesis hecha anteriormente, se asume que la dirección de "ab" es horizontal. Evidentemente, para obtener el vector "ad" tendremos que sumarle al vector "ab" el vector "bd". Pero por otra parte, se puede considerar el vector "bd" como resultante de dos (2) vectores componentes: el vector "bc" horizontal y de sentido opuesto al vector "ab"; y el vector "cd" vertical y en la dirección de "ab" al vector "ad". Por consiguiente se puede decir que:

$$\vec{ad} = \vec{ac} + \vec{cd} \quad (2.6)$$

$$\vec{ac} = V * \cos E \quad (2.7)$$

$$\vec{cd} = V * \text{sen} E \quad (2.8)$$

De esta manera, el efecto de deflexión habrá sido: disminuir la componente horizontal de la velocidad así:

$$\vec{ab} = V \quad (2.9)$$

$$\vec{ac} = V * \cos E \quad (2.10)$$

y aumentar la componente vertical de la velocidad :

desde:

$$0 \text{ hasta } \vec{cd} = V * \text{sen}E \quad (2.11)$$

Es así que, si cada partícula de aire tarda un tiempo t en sufrir la deflexión al pasar por la superficie curva, dichas variaciones de velocidad producirán las aceleraciones tanto horizontal (a_h) como vertical (a_v):

$$\vec{ah} = \frac{(V - V * \cos E)}{t} \quad (2.12)$$

$$\vec{av} = V * \left(\frac{\text{sen}E}{t} \right) \quad (2.13)$$

El producto de la masa de aire que sufre la deflexión por estas dos aceleraciones nos ofrecerá (de acuerdo con las leyes de Newton) las componentes (horizontal F_h y vertical F_v) de la fuerza F de deflexión, pudiendo obtenerse la **reacción** F_s sobre la superficie curva, igual y de sentido opuesto a F . Se ve así, que la reacción F_s tendrá una componente vertical F_{vs} hacia arriba (sustentación) y otra componente horizontal F_{hs} en la dirección del movimiento del fluido (arrastre).

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

deflexión. Así, esta reacción se podrá considerar siempre integrada por las dos componentes: Sustentación y Arrastre.

2.6 PLANO INCLINADO CON RESPECTO AL VIENTO RELATIVO

Se ha visto que cuando un plano inclinado, con su borde delantero más elevado que el borde posterior, se mueve horizontalmente, la acción del aire produce una resultante inclinada hacia atrás y hacia arriba, que podemos suponer integrada por dos componentes: una vertical y hacia arriba, que será opuesta al peso que pudiera gravitar sobre el plano, elevándolo o permitiéndole mantenerse en el aire (sustentación), y otra horizontal y hacia atrás que se opondrá al movimiento del plano ofreciendo una resistencia al avance que será necesario vencer (arrastre). Evidentemente, la mayor eficiencia se obtendrá cuando la componente vertical sea lo mayor posible, y en cambio, la componente horizontal sea lo más pequeño posible, o en realidad, cuando la relación entre dichas componentes (la horizontal y la vertical) llamada **RENDIMIENTO AERODINAMICO (L/D)** sea máxima. Este rendimiento aerodinámico varía para cada ángulo de ataque.

Si al plano se le da una curvatura, aunque sea ligera, la sustentación aumentará como también lo hará la resistencia al avance. Por otra parte, las superficies, planas o curvadas, prácticamente sin espesor no son apropiadas para su empleo en aviación como elementos sustentadores ya que para impedir su deformación sería necesario utilizar dispositivos externos que contribuirán considerablemente al incremento de la resistencia al avance.

Se emplea, un tipo de elemento sustentador que, aunque en aeronáutica es usual designarlo como planos o superficies sustentadoras, son realmente cuerpos con una sección longitudinal mas o menos curva llamados **PERFILES** los cuales reducen en gran parte la resistencia al desplazamiento aumentando el rendimiento

aerodinámico, y que por asemejarse tanto en forma como en funcionamiento con las alas de las aves, reciben el nombre de "**alas de un avión**".

2.7 TEORÍA DE LA SUSTENTACIÓN EN EL ALA

La sustentación en las alas se debe básicamente a la superposición de dos flujos: uno uniforme y rectilíneo; otro, circulatorio. Tanto la forma geométrica, como la inclinación del perfil alar con respecto a la dirección del fluido en el cual se desplaza (aire), tendrán una influencia directa y de gran importancia en la distribución de las presiones que originan la fuerza de sustentación (L) en las aeronaves.

En un ala con perfil aerodinámico, al moverse horizontalmente en el aire, con un cierto ángulo de ataque positivo, esta tiende a dejar un "vacío" detrás de ella, al mismo tiempo que produce una compresión sobre el aire que encuentra en su camino.

Como consecuencia se origina una distribución de presiones, de manera que **el extradados** estará sometido a una presión menor respecto a la que pudiera tener **el intrados**. El flujo de aire que transita por encima del plano alar es atraído hacia la zona sometida a la menor presión, con lo que aumenta su velocidad relativa, mientras que el aire que pasa por debajo del ala es frenado y "encaminado" hacia abajo, razón por la que esta diferencia de velocidades puede ser representada mediante un torbellino de eje horizontal y paralelo a la envergadura.

Es así que, si se produce sustentación, es debido a la creación de una presión sobre **el extradados** mucho menor de la que existirá en **el intrados**. Al presentarse esta diferencia de presiones particularmente, en las puntas de las alas se crean

unas corrientes transversales de aire, sobre toda la longitud del ala (envergadura) desde abajo hacia arriba (Figura 2.10).

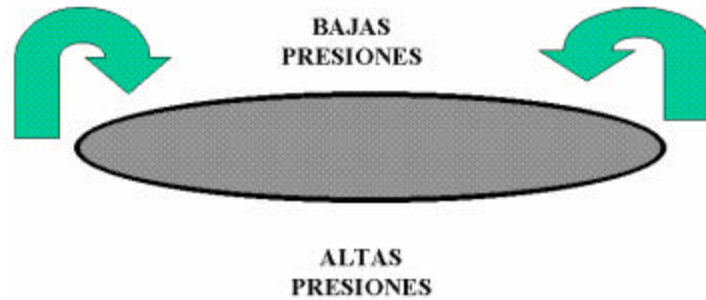


Figura 2.10 Distribución de presiones sobre el ala

Como resultado del fenómeno anterior se presenta entonces una superposición de una corriente transversal con la longitud.

Por otra parte, en el plano inclinado, cuando la incidencia tiende a *cero*, la sustentación disminuye hasta anularse (por no existir flujo circulatorio) cuando el plano se encuentra en la dirección del viento relativo. Pasada esta posición, el viento ataca al plano por la cara opuesta (figura 2.11), la circulación es de sentido contrario y se produce una acción del viento sobre el plano con una componente hacia abajo, que se puede definir como *sustentación negativa*.

Análogamente sucede con las alas. Si se asume que en un plano alar todos los perfiles tienen sus cuerdas paralelas, para una determinada incidencia de dichos perfiles la sustentación se anula. Para este valor de incidencia, la línea recta que atravesando desde el borde de fuga, en cada perfil, se encuentra en la misma dirección del viento relativo, se llamará *cuerda de sustentación nula*. Lógicamente, respecto de esta cuerda el ángulo de ataque tendrá un valor *cero* cuando la sustentación sea nula.

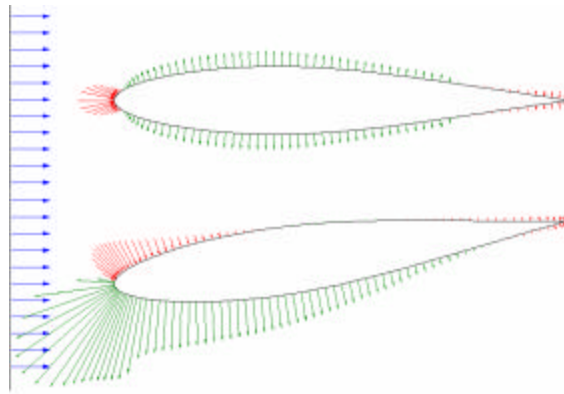


Figura 2.11 Distribución de presiones sobre un perfil alar

Se puede ver que en todos los casos (salvo para el ángulo de ataque de sustentación nula) se formarán alrededor del ala en movimiento relativo con respecto al aire, un torbellino transversal que compuesto con el flujo uniforme y rectilíneo del viento, produce una sustentación positiva o negativa con relación al ángulo de ataque de sustentación nula (partiendo del ángulo de ataque de sustentación nula, se denominan **incidencias positivas** a aquellas situaciones en las que el borde de ataque tiende a levantarse con respecto del borde de fuga, e **incidencias negativas** las que tienden a hacerlo descender).

2.7.1 Alas de Envergadura Finita

La teoría del ala de envergadura finita se debe fundamentalmente a Prandtl. Él encontró la relación existente entre la circulación del torbellino transversal y la velocidad descendente o de deflexión sufrida por la corriente de aire al encontrarse con un plano alar de envergadura finita.

También halló que la mitad de la velocidad de deflexión final se adquiere por delante del centro de presión del ala, por lo que ésta se encuentra prácticamente con una corriente de aire inclinada.

Prandtl realizó un descubrimiento fundamental. Experimentando con alas del mismo coeficiente de sustentación y de igual superficie, vio que la diferencia entre el coeficiente de resistencia teórico y el obtenido en las experiencias era siempre la misma para cada **aspect ratio**.

Es decir, que la resistencia está compuesta de dos partes: una constante para cada perfil llamada resistencia del perfil, y otra que depende del **aspect ratio** denominada **resistencia inducida**.

Ahora bien, el flujo de aire, por delante del **borde de ataque** del ala, tiene una velocidad ascendente, debida al torbellino central o transversal del ala, mas o menos disminuida a causa del efecto de los torbellinos marginales, ya que la velocidad tangencial de estos, entre los márgenes laterales del ala, es descendente; en cambio, por detrás del **borde de fuga** la velocidad tangencial descendente de los torbellinos marginales se suma con la velocidad descendente también, del torbellino central o transversal del ala.

El flujo de aire que circula a una cierta distancia por delante del ala no resulta afectado por ninguna componente vertical; no obstante, detrás del ala la corriente tendrá una cierta deflexión hacia abajo.

Se entiende que cuando las alas se desplazan a través del aire, le imprimen a este una velocidad descendente dando lugar a la creación de una fuerza en dirección hacia arriba, como resulta, y cuyo valor se podría describir de la siguiente manera:

$$F = m \frac{dv}{dt} \quad (2.14)$$

Donde:

F es la fuerza hacia arriba.

m: es la masa de aire deflectada por las alas.

$\frac{dv}{dt}$: Aceleración

Conociendo la velocidad inducida (dirigida hacia abajo y por lo tanto negativa), en el centro aerodinámico, se da lugar a que el ángulo de ataque del perfil del ala se reduzca en comparación al ángulo de ataque del ala referenciado a V .

A esta variación experimentada para el ángulo de ataque se le ha denominada **ángulo de ataque inducido**, y se va a representar mediante la figura 2.12.

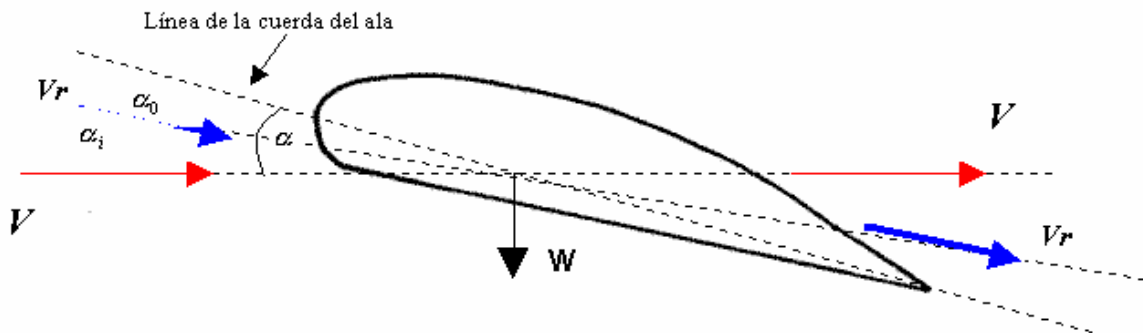


Figura 2.12 Ángulo de ataque inducido (V_r es la velocidad resultante)

Así, si se tuviese la oportunidad de situarse en el ala, se observaría que el flujo de aire que recibe el perfil no vendría en la dirección de la velocidad V (corriente de aire), sino en la dirección de la velocidad V_r , resultante de la velocidad V y de la velocidad inducida w , conformando la cuerda del ala con la dirección del viento relativo el ángulo de ataque, en lugar del ángulo de ataque α , correspondiente a la velocidad V .

$$\alpha_0 = \alpha + \alpha_i \quad (2.15)$$

Se puede llamar ángulo de ataque efectivo o real de ataque al valor α_0 .

Como consecuencia de lo anterior, se genera una fuerza resultante sobre el perfil, la cual es perpendicular a la dirección de la velocidad resultante V_r [3].

Se había expresado en la ecuación 2.14, el valor de la sustentación:

$$L = \frac{m}{dt} \cdot dv \quad (2.16)$$

Siendo $\frac{m}{dt}$ la masa de aire deflectado hacia abajo por segundo, y que se denominará \dot{m} , y dv el incremento de velocidad vertical (hacia abajo), que es $2w$ queda:

$$L = \dot{m} \cdot 2w \quad (2.17)$$

Suponiendo que i es pequeño, el valor de la tangente, coincide con el valor del ángulo en radianes (fig. 2.12).

$$i = \frac{w}{v} \quad (2.18)$$

Sustituyendo el valor de w obtenido en la ecuación 2.17 en la ec. 2.18 se obtiene:

$$i = \frac{L}{2\dot{m}v} \quad (2.19)$$

El valor de \dot{m} es:

$$\dot{m} = A' \rho v \quad (2.20)$$

Donde,

ρ = densidad del aire

A' = sección hipotética transversal de la masa de aire deflectada

v = velocidad del aire

Sustituyendo la ec. 2.20 en la 2.19:

$$i = \frac{L}{2 A' v^2} \quad (2.21)$$

Se demuestra que esta sección transversal hipotética es equivalente a un área circular, de diámetro igual a la envergadura y $A' = \left(\frac{b}{2}\right)^2 = \frac{b^2}{4}$, sustituyendo en la ec. 2.21:

$$i = \frac{L}{2 \frac{b^2}{4} v^2} = \frac{\frac{1}{2} \cdot v^2 \cdot S \cdot C_L}{2 \frac{b^2}{4} v^2} \quad (2.22)$$

$$i = \frac{C_L \cdot S}{b^2} \quad (2.23)$$

De la definición del alargamiento o *aspect ratio* (AR), entonces la ecuación queda:

$$i = \frac{C_L}{\cdot AR} \quad (2.24)$$

Lo expuesto anteriormente solamente es válido para alas con sustentación elíptica (véase la sección 2.8), que son las únicas que producen una deflexión uniforme en la corriente.

En el caso de las alas con planta alar rectangular, este valor se modifica ligeramente por el *factor de eficiencia* e (sección 2.7.2) quedando como resultado final [6]:

$$i = \frac{C_L}{\cdot AR \cdot e} \quad (2.25)$$

Si se desarrolla una descomposición vectorial de la fuerza sobre el perfil (Figura 2.13), se observa que el valor de la componente de la sustentación (L) es menor respecto al de la fuerza resultante sobre el perfil; además estas dos componentes forma un ángulo. La otra componente en la dirección del vuelo será una fuerza de resistencia (D_i) al avance a la cual se llamará **resistencia inducida**.

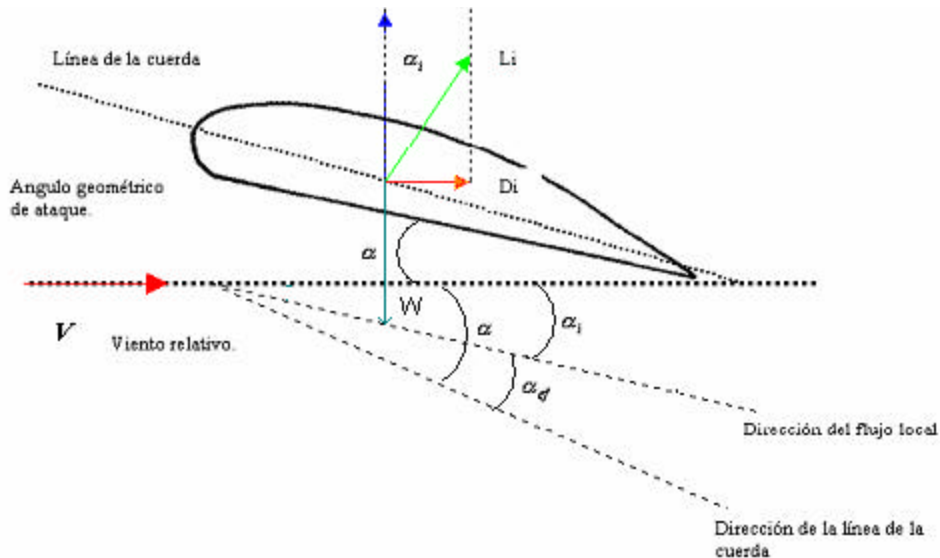


Figura 2.13 Dedución vectorial para la resistencia inducida

De la figura 2.13 se puede deducir lo siguiente:

$$D_i = L \sin \alpha_i \quad (2.26)$$

Como los valores de α_i son generalmente pequeños, entonces se puede hacer la siguiente aproximación:

$$\sin \alpha_i \cong \alpha_i \quad (2.27)$$

Llegando al siguiente resultado:

$$D_i = L \alpha_i \quad (2.28)$$

Reemplazando la ec. 2.25 en 2.28, la resistencia inducida tomaría el siguiente valor [3]:

$$D_i = L \frac{C_L}{\pi \cdot AR \cdot e} \quad (2.29)$$

2.7.2 Factor de Eficiencia de Oswald

Este factor, e , indica que tan eficiente es el ala. La eficiencia del ala se mide por la uniformidad de la distribución de sustentación a lo largo de la envergadura.

Para aeronaves actuales e está en el rango de $0.7 < e < 0.9$.

2.8 LAS ALAS: SU DISEÑO E INFLUENCIA EN EL DESEMPEÑO DE LAS AERONAVES

Se analizará brevemente cómo influyen las alas y su forma geométrica en las características del perfil y en el rendimiento de las aeronaves.

En su forma más básica, se puede describir las alas como aquellas superficies con características geométricas muy bien definidas (forma, espesor, longitud, etc.) que al desplazarse en el aire permiten obtener la ya conocida fuerza de sustentación L .

Desde que se dio inicio al desarrollo de las primeras aeronaves los diseños estructurales de las alas se compusieron de secciones perfiladas, colocadas en paralelo unas con respecto a otras, sujetas mediante bastidores de madera y recubiertas con tela.

Si se desea caricaturizar un poco el dilema actual en el diseño de aeronaves, en el cual se desea hallar un punto intermedio en lo que se podría llamar el **avión ideal** desde la óptica de los diversos especialistas, se diría que: el ingeniero a cargo del diseño aerodinámico concebirá un vehículo con alas tan delgadas como las hojas de un libro, intentando evitar cualquier aumento en la resistencia; quien tiene a su cargo el diseño del sistema de propulsión casi que invadiría todo el espacio disponible, pues para el lo mas importante sería dotar al aerovehículo de un enorme y potente motor. El especialista en estructuras, simplemente cimentara su creación en un par de vigas con forma de I cruzándolas entre si, y lo bastante resistentes. Lo anterior se mencionó ya que tanto la aerodinámica, las estructuras, la propulsión, los sistemas de control, etc., son tópicos de vital importancia en el diseño de los aviones.

Actualmente, con la incursión en el mercado aeroespacial de los modernos sistemas de propulsión, se ha abierto el camino para el desarrollo de aeronaves mas veloces y de alto desempeño, lo que ha exigido una arduo trabajo en los procesos de diseño, predominando como factor crucial las características aerodinámicas de las alas, su configuración y su estructura.

Ahora bien, como una consecuencia directa de la gran potencia generada por la propulsión en las aeronaves, observaremos que ha de incrementarse la velocidad, lo que conllevará a que el aparato requiera de mayores niveles en su velocidad al momento del despegue y del aterrizaje.

Es así que, para lograr manejar todos estos acondicionamientos, cuando se diseñen las alas, se debe tener muy en cuenta las necesidades de sustentación en las diferentes etapas del vuelo (despegue, crucero, aterrizaje). Para ello, como se verá mas adelante, la configuración del ala facilitará la modificación de su área de sustentación mediante la utilización de aletas móviles localizadas a nivel del borde de fuga y del borde de ataque de las alas, llamadas **dispositivos hipersustentadores**. Estos dispositivos mas comúnmente conocidos con el

nombre de **FLAPS**, son los que permitirán lograr la sustentación suplementaria. Cuando están fuera (desplazados hacia abajo con relación al resto del ala), estas aletas aumentan la superficie y mejoran la curva del perfil alar, proporcionando al avión una mayor fuerza de sustentación a velocidades bajas.

De igual forma, una vez en vuelo y alcanzado un cierto nivel de velocidad, se procederá a recoger los *flaps* con lo que se disminuirá el área efectiva de sustentación y se modificarán nuevamente las características del perfil alar, reduciendo de esta manera la resistencia al avance.

Con el propósito de mantener un **curso** predeterminado, el avión deberá ser guiado. Para ello, el piloto y/o el sistema de navegación y control de vuelo dirigirán el avión inclinando hacia arriba, hacia abajo, de lado, o bien, desviándolo hacia la derecha o la izquierda, para lo cual se utilizan otros dispositivos móviles (aletas) llamado superficies de control.

Dichas superficies operan valiéndose del chorro de aire que pasa sobre el avión. Normalmente están dispuestas en la misma dirección que la corriente de aire, pero al moverlas desvían el flujo que pasa sobre ellas. Generalmente encontramos estos dispositivos en los extremos de las alas, y reciben el nombre de **Alerones**.

Los alerones operan (sobre la inclinación lateral) mediante el movimiento diferencial de sus aletas. En este sentido, cuando uno de ellos se mueve hacia arriba, el de la otra ala se mueve hacia abajo, generando una fuerza descendente sobre uno de los semiplanos alares (el del alerón que sube), y análogamente, haciendo que la otra semi-ala suba (la del alerón que baja), iniciando de esta forma el giro de la aeronave.

Por otro lado, no se puede dejar de mencionar otras superficies móviles dispuestas sobre la gran mayoría de las alas: **los frenos aerodinámicos**. Estos se encuentran localizados en la cara superior de las alas (*extrados*) y se utilizan

con el objetivo de crear oposición al flujo de aire, creando resistencia al avance y por consiguiente permitiendo disminuir en forma eficiente la velocidad del avión.

Existen variadas formas presentes en las aeronaves actuales; así, podemos encontrar alas con formas rectangulares, elípticas, Trapezoides, con flecha positiva, flecha invertida, alas delta, en doble delta, etc.

Para cada estilo de configuración aerodinámica existen una cierta cantidad particular de ventajas e inconvenientes inherentes a su rendimiento y desempeño respectivamente. Por ejemplo, entre las plantas alares mas comunes se encuentran las rectangulares muy utilizadas en aeronaves para la enseñanza de vuelo a futuros pilotos; las alas en flecha serán muy comúnmente encontradas en aviones de transporte de pasajeros y carga en regímenes de vuelo transónico; y plantas como las delta se han destinado para su uso en naves capaces de rebasar la barrera del sonido, como los militares [4].

2.9 LAS ALAS: TERMINOLOGÍA, TIPOS Y VARIACIONES EN EL DISEÑO AERODINÁMICO

Como ya se ha visto, las alas, superficies productoras de sustentación o planos, son elementos de forma adecuada, destinados a producir la sustentación aerodinámica de un avión gracias a su movimiento respecto al aire.

Debido a que estos elementos son cuerpos, se observará, evidentemente, algunas características propias de ellos, como son: su altura, longitud, espesor; y si los vemos como planos (superficies sustentadoras), es debido a que sus dimensiones físicas en longitud y espesor aventajan en gran porcentaje su dimensión respecto de su altura.

Se puede definir al conjunto de superficies aerodinámicas de un avión, capaces de originar la fuerza de sustentación, como célula sustentadora.

Pero antes de referirse sobre los diferentes tipos de plantas alares, será importante que familiarizarse con la terminología básica en lo que el tema de las alas se refiere. A manera de apoyo, en la figura 2.14A, y la figura 2.14B, es posible localizar tanto en el perfil como en el ala las partes en mención.

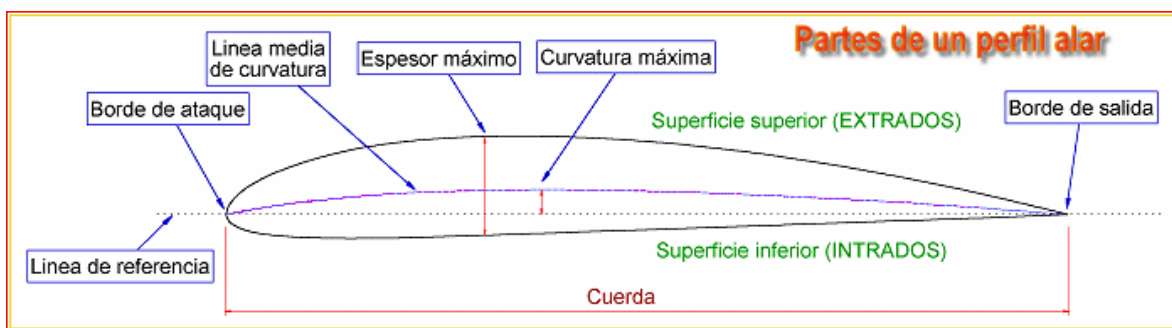


Figura 2.14A. Partes de un perfil alar.

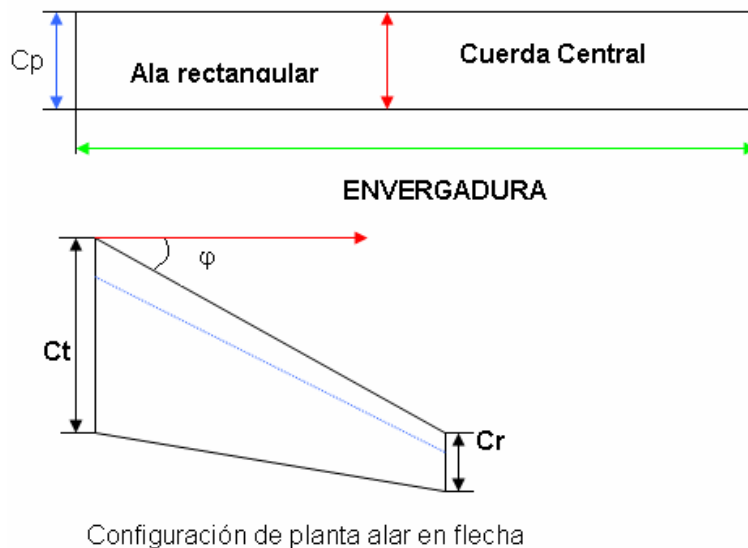


Figura 2.14B. Aspecto grafico de la terminología del ala

2.9.1 Los Perfiles

Se denomina perfil alar a aquella sección vertical que conforma el ala y cuya orientación es la misma a la dirección del movimiento del avión.

2.9.2 El Borde de Ataque

Es el punto de contacto inicial donde todos los perfiles que constituyen el ala “chocan” con la corriente de aire o también llamada viento relativo. Se puede entonces decir que el borde de ataque es la línea o parte delantera de un ala.

2.9.3 El Borde de Fuga

También conocido con el nombre de borde de salida del ala, constituye toda la sección posterior de la misma, o sea, el de conjunto de puntos a lo largo de los cuales el viento relativo se empieza a alejar del ala.

2.9.4 La Cuerda

Se conoce como cuerda a la distancia entre el borde de ataque y el borde de fuga. Es posible considerar esta medida como una referencia permitiendo conocer, de acuerdo a su inclinación, la incidencia o ángulo de ataque del perfil y por consiguiente del ala.

2.9.5 El Extrados y el Intrados

El extrados es la superficie que cubre el contorno superior alar y que une el borde de ataque con el borde de fuga. Análogamente, el intrados se refiere a toda la parte inferior del ala la cual también une dichos bordes.

Normalmente el extradós muestra una convexidad bastante marcada en su parte delantera. El intrados por su parte, puede ser convexo o plano, o conjugar varias de estas características. Es así pues, que en los perfiles conocidos como simétricos, el intrados tiene la misma curvatura con relación al extradós difiriendo en que esta se encuentra invertida respecto a la anterior, siendo simétricos respecto de la cuerda tanto el extradós como el intrados.

2.9.6 Superficie Alar (S)

Las alas tienen diferentes formas y dimensiones según su aplicación. El área de una superficie sustentadora (S) generalmente es conocida como aquella que se extiende transversalmente, sin interrupción, de extremo a extremo, a través del fuselaje, góndolas de los motores, etc. De igual manera, los alerones, flaps, y frenos aerodinámicos, elementos que se estudiarán con más detalle posteriormente, se considerarán como parte integral de la superficie del ala, obviamente fijados en su posición neutral.

2.9.7 La Envergadura (b)

La envergadura (b) es la longitud transversal máxima de un plano alar entre sus extremos, de un lado al otro del avión.

2.9.8 Cuerda Media (c)

Normalmente, los perfiles que constituyen el ala suelen ser diferentes a lo largo de la envergadura, y además, las cuerdas que los constituyen van disminuyendo desde el fuselaje hasta las puntas. Se define la cuerda media, como aquella que multiplicada por la envergadura, es igual a la superficie alar:

$$c \cdot b = S \quad (2.30)$$

2.9.9 El *Aspect Ratio* o Alargamiento (AR)

Se puede describir el alargamiento como la relación existente entre la dimensión de la envergadura alar y la cuerda media.

$$AR = \text{Envergadura} / \text{cuerda media} = \frac{b}{c}$$

Utilizando la ecuación 2.30, se puede decir que:

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (2.31)$$

El *aspect ratio* varía desde 3 ó 4 en los aviones muy rápidos hasta 20 o 30 en algunos planeadores. El Boeing 727 tiene un *aspect ratio* de 7.2 y el Boeing 747, 6.46.

2.9.10 El *Taper Ratio* o Estrechamiento (l)

Se describe matemáticamente mediante el cociente entre la cuerda del perfil que hace contacto con el fuselaje (C_r) y la cuerda del perfil de la punta del plano alar (C_t) [5].

$$= \frac{C_t}{C_r} \quad (2.32)$$

2.9.11 La Línea del 25% de la Cuerda

Se puede decir que el centro aerodinámico está situado alrededor del 25% de la cuerda media aerodinámica; tanto en consideraciones de proyecto, como de centrado, los puntos 25% tienen una gran importancia.

Se define la línea del 25% como aquella que se obtendría si se unieran todos los puntos a lo largo de la envergadura que están situados a un 25% de su cuerda, contados a partir del borde de ataque.

2.9.12 Flecha (sweep)

Es el ángulo que forma la línea del 25% y una perpendicular al eje longitudinal del avión. Si el ala no tuviera un estrechamiento, este ángulo sería el mismo que el formado por el borde de ataque del ala, y la perpendicular al eje longitudinal. La flecha puede ser progresiva o regresiva.

2.9.13 Cuerda Media Aerodinámica (*Mean Aerodynamic Chord*) – MAC

Es la que tendría un ala rectangular (*aspect ratio* uno) y sin flecha que produjera el mismo momento y sustentación.

La posición de la cuerda media aerodinámica respecto al eje longitudinal de la aeronave, puede hallarse mediante fórmulas apropiadas, o geoméricamente. Su posición es de importancia en cuanto a consideraciones de estabilidad longitudinal.

2.9.11 El Ángulo Diedro (d)

En la mayoría de los casos, las alas pueden presentar sus extremos a una altura diferente respecto de la ubicación de su centro; es decir: que los planos conformados por las cuerdas de los perfiles sucesivos en cada semi-ala forman un ángulo. Cuando esto sucede se dice que el ala forma un ángulo diedro.



Figura 2.15 Ángulos Diedros

El diedro formado puede tener su arista hacia abajo, en cuyo caso lo denominaremos diedro positivo, o en caso contrario (hacia arriba) al que llamaremos ángulo diedro positivo. En la mayor parte de las aeronaves es frecuente encontrar que sus alas forman un cierto ángulo diedro con arista central hacia abajo, debido a que esto contribuye a la estabilidad lateral del avión [6].

2.9.12 Tipos de Alas

Se ha visto algunos de los términos más comunes y necesarios en el tratamiento del tema del diseño y construcción de alas. Ahora, es tiempo de conocer algunos de los tipos mas básicos de alas que existen y por consiguiente sus ventajas y desventajas.

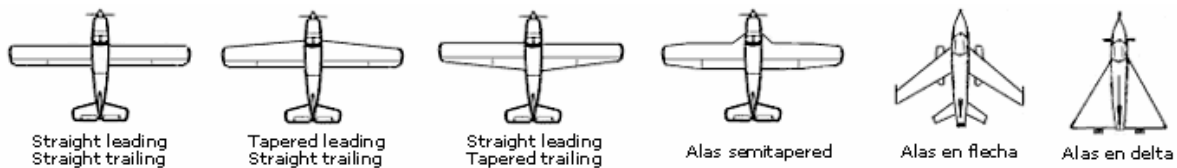


Figura 2.16 Tipos de Alas

2.9.12.1 Alas Rectangulares

Aunque en la actualidad son cada vez menos utilizadas en los aviones modernos, se puede decir que las alas rectangulares fueron las primeras en ser utilizadas.

El ala con forma rectangular, es de construcción sencilla y económica. Sin embargo, las pérdidas marginales que se originan en sus extremos provocan

turbulencia de gran consideración, lo que es causa del consiguiente decremento de su rendimiento aerodinámico.



Figura 2.17 Ala Rectangular (Prototipo utilizado en éste trabajo de grado)

2.9.12.2 Alas Elípticas

Es quizás la planta de ala que ofrece uno de los más altos rendimientos aerodinámicos, anotando que su eje mayor debe estar alineado con el sentido de la envergadura. Pero esta forma geométrica, en cuanto a construcción de alas se refiere, es de difícil fabricación y revestimiento.



Figura 2.18 *Spitfire*

Como, el rendimiento aerodinámico ofrecido por las alas trapeciales se aproxima en un gran porcentaje al de las elípticas, y la construcción de estas últimas es más sencilla, no son muchos los tipos de aeronaves que emplean el ala elíptica como planta de sus alas.

2.9.12.3 Alas Trapeciales

Actualmente es muy común observar un sinnúmero de aeronaves provistas en su diseño con alas trapeciales, es decir, aquellas constituidas por dos trapecios simétricos y que se unen por sus bases mayores.

Las dos semi-alas se empotran en el fuselaje por medio de las citadas bases mayores, quedando este en el medio de ambos planos. En las alas trapeciales la cuerda del perfil en el extremo del ala es menor que la cuerda perteneciente al perfil en el encastre. Así, la relación entre ambas cuerdas se llama estrechamiento.

2.9.12.4. Alas en Flecha

Con la necesidad de volar cada vez a mayores velocidades, los ingenieros aeroespaciales se vieron obligados a desarrollar un nuevo tipo de planta alar con el propósito de que fuesen utilizadas en vuelos a grandes velocidades con números de Mach elevados. Es así que, se inició el estudio del efecto de esta forma alar para observar que sucedía cuando se realizaban vuelos a pequeños números de Mach, particularmente en lo concerniente al problema de las velocidades de aterrizaje, o lo que es igual, la influencia de las alas en flecha sobre el coeficiente de sustentación máximo $C_{l_{max}}$.

Se ha podido entonces comprobar que las alas en flecha permiten a los aviones desplazarse eficientemente a altas velocidades aunque no son muy favorables a velocidades bajas.

2.9.12.5 Alas Delta

A pesar de que en algunos aviones, muy veloces, se han utilizado alas trapezoidales formando una gran flecha, en las que la cuerda del perfil en la punta casi es nula (base menor del trapecio), transformando la geometría del ala en dos triángulos obtusángulos simétricos, en los últimos años se ha venido experimentando y perfeccionando el concepto de plantas alares con forma de triángulos isósceles, o mas bien conocidos con el nombre de alas delta, cuyo borde de fuga es perpendicular al eje del fuselaje del avión, y geoméricamente hablando, esta conformado por la base de dicho triángulo.

Aquí y como en el caso anterior, las alas delta, las cuales son de vital importancia en los vuelos supersónicos, presentan serios problemas al momento de volar a bajas velocidades (pequeños números de Mach) [5].

2.10 PARTES DE UNA AERONAVE RADIO CONTROLADA (R/C)

Existen una gran variedad de aeronaves radio controladas o aeromodelos, pero casi todas tienen muchas partes en común identificables por la función que realizan. A continuación se detallan las partes más importantes de una aeronave.

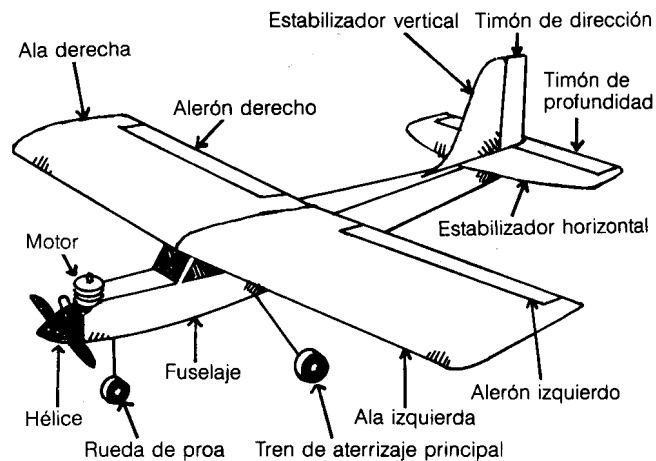


Figura 2.19 Estructura básica de una aeronave

2.10.1 Las Alas

Las alas (estudiadas en la sección anterior) de la aeronave son la principal fuente de su sustentación. En ella se alojan los alerones (superficies que controlan el balanceo) y los *flaps*. Muchas aeronaves tienen además los motores y/o el tren de aterrizaje montados en las alas.

2.10.2 Estabilizador Horizontal

Es aquella parte que genera los momentos necesarios para que la aeronave vuele en forma estable, manteniendo una actitud constante. En el estabilizador horizontal se encuentran generalmente los elevadores o timones de profundidad, que son las superficies que controlan el cabeceo de la aeronave.

2.10.3 Estabilizador Vertical

Es la superficie de la aeronave que tiende a mantener en cero el ángulo de derrape. En él se encuentra el timón de dirección. Normalmente, el estabilizador vertical y el horizontal se encuentran juntos en la cola de la aeronave, aunque también suelen ir separados.

2.10.4 Fuselaje

Es aquella parte de la estructura de la aeronave sobre la cual se montan las alas y los estabilizadores, y muchas veces el tren de aterrizaje y el motor. En el fuselaje también se encuentra la cabina, lugar de los pilotos y de la tripulación.

2.10.5 Motor

Es la pieza clave para generar el movimiento de la aeronave. El motor es el que genera la fuerza propulsora para darle velocidad a la aeronave, y así permitir que actúen las fuerzas aerodinámicas.

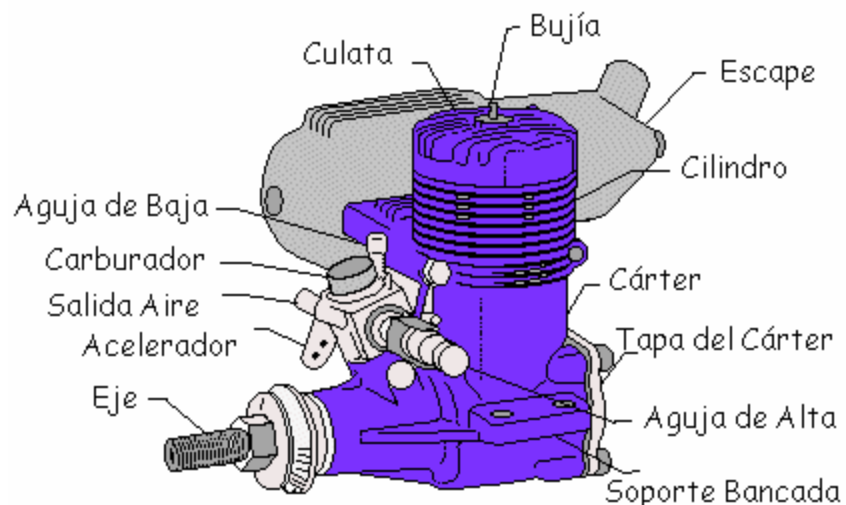


Figura 2.20 Partes del motor

Los más utilizados, y el utilizado para este trabajo de grado, son los motores de 2 tiempos, existen los que están montados en bujes de bronce y los que están montados en rulemanes, siendo estos últimos de mejor calidad y de más duración. Existen dos tipos de carburadores distintos, con una sola aguja de control de mezcla y otros con dos agujas, una de alta y otra de baja. Los carburadores con

dos agujas, son de mejor calidad, permitiendo obtener un funcionamiento más parejo del motor a lo largo de todo el rango de R.P.M.

2.10.6 Tren de Aterrizaje

Es aquella parte del avión que hace contacto con el suelo en un aterrizaje normal. Está diseñada para soportar todo el peso del avión y los golpes asociados a un aterrizaje, además de permitir su maniobrabilidad en tierra.

2.10.7 Partes de un equipo RC

2.10.7.1 El Transmisor

Es la unidad que el piloto controla y mediante la cual se transmiten las señales de control hasta la aeronave.

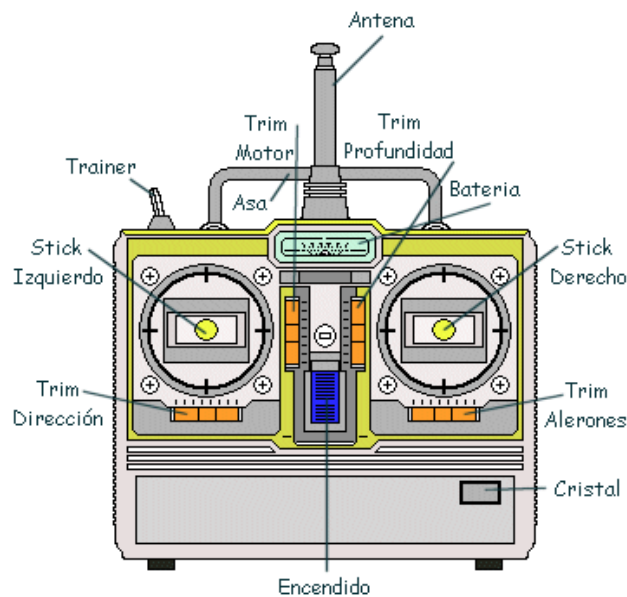


Figura 2.21 Partes del transmisor

2.10.7.2 El Receptor

Va instalado en el interior del avión. Es una caja que recibe la señal del transmisor y comanda los diferentes servos para que estos actúen sobre los mandos naturales del avión.



Figura 2.22 Receptor

2.10.7.3 Servos

Dentro del avión. Son pequeños motores eléctricos que al recibir las señales, actuarán para posicionar y controlar el avión (alergones, timón, elevador y motor).

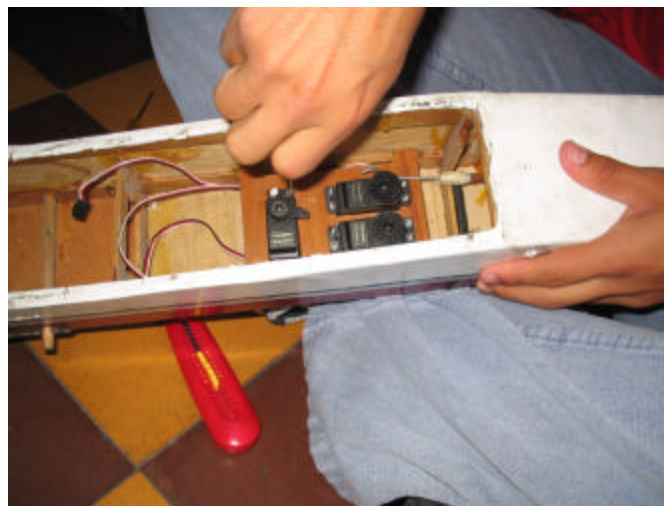


Figura 2.23 Servos

La definición de canales en un radiocontrol depende de la cantidad de servos capaz de controlar de este equipo. Para la aeronave utilizada: 4 canales, 5 servos.

3. DINÁMICA DE VUELO DE UNA AERONAVE

La dinámica de una aeronave puede deducirse analizando la naturaleza de las fuerzas que actúan sobre ella en la condición que se desee estudiar, vuelo horizontal, subida, viraje, etc.

Normalmente, se determinan a partir de la resistencia y potencia necesaria en vuelo horizontal y uniforme.

Las soluciones pueden presentarse en forma matemática o en forma gráfica, utilizándose la potencia, cuando se trata de aeronaves de hélice y el empuje cuando se trata de reactores.

4.1 ECUACIONES GENERALES

Partiendo de las fórmulas de la sustentación y resistencia se tiene:

$$L = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_L \quad (3.1)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_D \quad (3.2)$$

Teniendo en cuenta que el coeficiente de resistencia, hay que agregarle el coeficiente de resistencia parásita; el coeficiente de resistencia total estará dado por:

$$C_D = C_{Dp} + \frac{C_L^2}{\cdot AR \cdot e} \quad (3.3)$$

Reemplazando (3.3) en (3.2), la resistencia queda:

$$D = \frac{1}{2} \cdot v^2 \cdot S \left(C_{Dp} + \frac{C_L^2}{\cdot AR \cdot e} \right) \quad (3.4)$$

3.2 VUELO HORIZONTAL

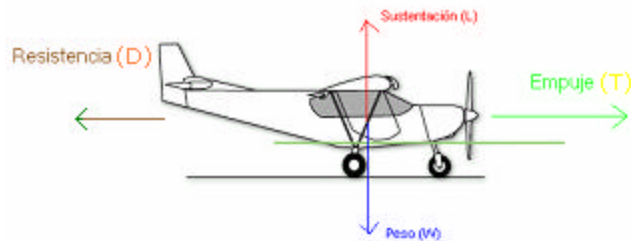


Figura 3.1 Fuerzas que actúan sobre una aeronave

en la figura 3.1, se representan las fuerzas que actúan sobre una aeronave, en vuelo horizontal y sin aceleración, se deberá verificar:

$$L = W = \frac{1}{2} \cdot v^2 \cdot S \cdot C_L \quad (3.5)$$

$$D = T = \frac{1}{2} \cdot v^2 \cdot S \cdot \left(C_{Dp} + \frac{C_L^2}{\cdot AR \cdot e} \right) \quad (3.6)$$

En donde W es el peso y T el empuje de las hélices.

Si se despeja C_L de la ec. 3.5 y se sustituye en 3.6:

$$C_L = \frac{2W}{\cdot v \cdot S} \quad (3.7)$$

$$D = T = \frac{1}{2} \cdot v^2 \cdot S \cdot C_{Dp} + \frac{1}{2} \cdot v^2 \cdot S \left(\frac{2W}{v^2 \cdot S} \right)^2 \cdot \frac{1}{AR \cdot e} \quad (3.8)$$

Para la aeronave que se está considerando, se puede decir que $\frac{1}{2} \cdot S \cdot C_{Dp} = a$, donde a es una constante:

$$T = D = a \cdot v^2 + \frac{W^2}{\frac{1}{2} \cdot v^2 \cdot S} \cdot \frac{1}{AR \cdot e} \quad (3.9)$$

llamando b a

$$b = \frac{1}{\frac{1}{2} \cdot S \cdot AR \cdot e} \quad (3.10)$$

que es también constante, queda:

$$T_n = D = a \cdot v^2 + b \cdot \frac{W^2}{v^2} \quad (3.11)$$

Como se puede observar, la resistencia se compone de dos sumandos, el primero de los cuales, es la resistencia parásita, y el segundo la inducida, ésta disminuye conforme aumenta v ; asimismo para una aeronave con gran *aspect ratio* (AR), el término b sería menor, y la resistencia inducida disminuiría. Además se puede observar que aumenta con el cuadrado del peso.

Para que la aeronave pueda mantenerse en vuelo horizontal, y sin aceleración, será preciso que el empuje T de la hélice sea igual a la resistencia D , es decir, se necesitará un empuje que se llamará T_n (empuje necesario), igual a la resistencia que ejerce el aire al avance de la aeronave.

3.3 VELOCIDAD DE MÍNIMA RESISTENCIA

Para encontrar el valor de la velocidad de mínima resistencia, para un peso W determinado, bastará derivar la ecuación (3.11) e igualar la derivada a cero.

$$\frac{dD}{dv} = 2av - 2b \frac{W^2}{v^3} = 0 \quad (3.12)$$

de donde,

$$a \cdot v = \frac{b \cdot W^2}{v^3} \quad (3.13)$$

despejando: $v_{MD} = \sqrt[4]{\frac{b}{a}} \cdot \sqrt{W}$ que sustituyendo los valores de b y a , queda:

$$v_{MD} = \frac{1}{\sqrt{\frac{1}{2} \cdot S}} \cdot \frac{1}{\sqrt[4]{AR \cdot e \cdot C_{Dp}}} \cdot \sqrt{W} \quad (3.14)$$

$v_{MD} =$ *Velocidad de mínima resistencia.*

En la ecuación (3.13), multiplicando los dos miembros por v se obtiene $a \cdot v^2 = \frac{b \cdot W^2}{v^2}$ que son precisamente los dos sumandos que componen la resistencia (3.11), es decir, la velocidad de resistencia mínima, se obtiene cuando la resistencia inducida es igual a la parásita.

Se puede observar (3.14) que ésta velocidad aumenta cuando lo hace el peso.

Es interesante hacer notar que la velocidad de mínima resistencia v_{MD} para un peso determinado, es la que produce el máximo valor de $\frac{L}{D}$ ya que al tener que ser en vuelo horizontal $L = W = cte$, el valor máximo de $\frac{L}{D}$ será para D mínimo.

Velocidad de mínima resistencia = Velocidad de máximo $\frac{L}{D}$ (Máximo Alcance).

El pensar que volar con la resistencia mínima, significa que el avión presenta una configuración *más limpia* al aire parece acertado, pero no es así, ya que el vuelo con dinámica de configuración *limpia*, significa volar a gran velocidad, y esto implica que la resistencia crezca considerablemente debido a su componente parásita.

Se podría suponer que la mínima resistencia se conseguiría volando a baja velocidad, (para evitar lo anterior), pero esto supondría volar con un ángulo de ataque grande, para que el aumento de C_L compensara la disminución de velocidad, y la sustentación fuera igual al peso; pero el ángulo de ataque grande significaría un aumento de la resistencia inducida aún más brusco que el aumento de la parásita a grandes velocidades, con el peligro de acercarse a la pérdida.

En definitiva, la velocidad de mínima resistencia (como se ha visto matemáticamente), es un compromiso entre ambas hipótesis; es simplemente un problema que la aeronave presente la dinámica más conveniente al aire, lo que hace deducir que el ángulo de ataque permanece constante, independientemente del peso y la altitud.

Esto puede comprobarse analíticamente de la siguiente forma:

$$C_D = C_{Dp} + \frac{C_L^2}{AR \cdot e} \quad (3.15)$$

dividiendo por C_L :

$$\frac{C_D}{C_L} = \frac{C_{Dp}}{C_L} + \frac{C_L}{\cdot AR \cdot e}; \frac{C_D}{C_L} \text{ será mínimo cuando la derivada sea cero.}$$

$$-\frac{C_{Dp}}{C_L^2} + \frac{1}{\cdot AR \cdot e} = 0 \quad \text{ó sea} \quad C_{Dp} = \frac{C_L^2}{\cdot AR \cdot e} \text{ cuando los dos términos de (4.15)}$$

sean iguales, que $\frac{C_L}{C_D}$ sea mínimo, equivale a que $\frac{C_L}{C_D}$ sea máximo, o que $\frac{L}{D}$ sea

máximo, se ha llegado a la conclusión de que C_D será mínimo o $\frac{L}{D}$ máximo

cuando el coeficiente de resistencia parásita sea igual al inducido (de forma análoga, se había llegado antes a que la resistencia parásita debía ser igual a la inducida) y valdrá

$C_D = 2C_{Dp}$ y $C_L = \sqrt{\cdot AR \cdot e \cdot C_{Dp}}$ es decir, volando a un C_L constante (independiente del peso y altitud).

Luego el ángulo de ataque para obtener el C_D mínimo será independiente del peso y la altitud y por tanto, fijo.

3.4 CURVAS DE POTENCIA NECESARIA

En la ecuación 3.11, se ha puesto de manifiesto que en el vuelo horizontal y sin aceleración, la fuerza de empuje de las hélices T_n debe ser igual a la resistencia D , para obtener la potencia necesaria bastará multiplicar por la velocidad de vuelo

V (velocidad verdadera, $V = \frac{v}{\sqrt{\dots}}$).

$$P_n = D \cdot V = \left(a \cdot v^2 + \frac{b \cdot W^2}{v^2} \right) \cdot V \quad (3.16)$$

$$P_n = \frac{1}{\sqrt{v}} \left(a \cdot v^3 + \frac{b \cdot W^2}{v} \right) \quad (3.17)$$

Análogamente a lo que ocurría con la tracción necesaria, se observa que la potencia necesaria es la suma de una potencia que se llamará parásita, más otra que se llamará inducida. Cada uno de los sumandos y la suma P_n están representados en la figura 3.2; para una altitud y un peso determinados.

Es interesante fijarse en el valor de v que corresponde a la tangente trazada desde el origen de coordenadas a la curva. Cualquier otra recta que uniere un punto de la curva con el origen, daría un ángulo α mayor que el de la tangente, luego el valor de la $\tan \alpha$ será el mínimo, y

$$\tan \alpha = \frac{D \cdot V}{v} = \frac{D}{\sqrt{v}} = \min \quad (3.18)$$

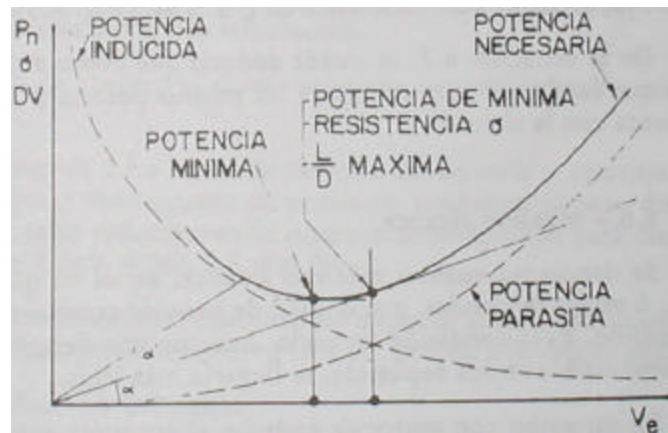


Figura 3.2 Curvas de Potencia

Como estamos considerando una altitud determinada, $\sqrt{\sigma}$ será constante, y $D =$ *mínimo*, luego la velocidad que le corresponde es la de mínima resistencia o $\frac{L}{D}$ máximo, de la que se habló anteriormente. (Si se recuerda la ecuación 4.13, se puede observar que coincide en el punto en que son iguales la resistencia inducida y la parásita).

Como las curvas de potencia necesaria, ecuación 4.17, varían con el peso y altitud, se podría dibujar un gráfico para cada altitud (figura 3.3A), y para un peso fijo (figura 3.3B), es decir, para cada valor de $\sqrt{\sigma}$ y W .

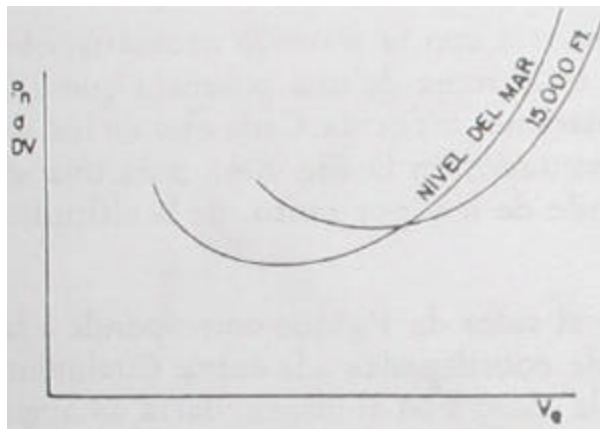


Figura 3.3A Curva de potencia necesaria para cada altitud

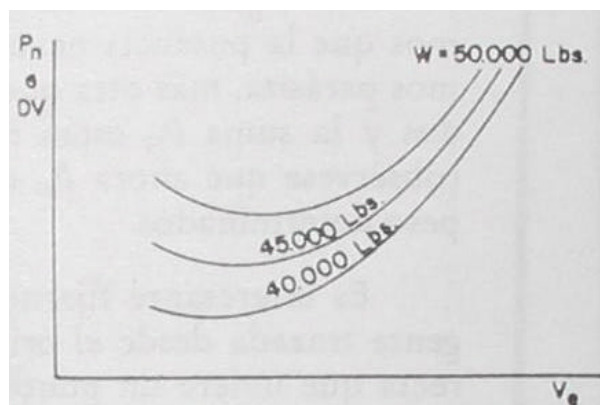


Figura 3.3B Curva de potencia necesaria para cada peso

De la ecuación 3.17 se puede deducir que como C_L disminuye a medida que la altitud aumenta, para un mismo peso, la potencia necesaria aumenta con la altitud.

3.5 DINÁMICA DE ASCENSO

Durante el ascenso, el avión se verá sometido a las mismas fuerzas que en vuelo horizontal; peso, sustentación, empuje, y resistencia, como tales fuerzas, se pueden representar por vectores con las direcciones que indica la figura 3.4.

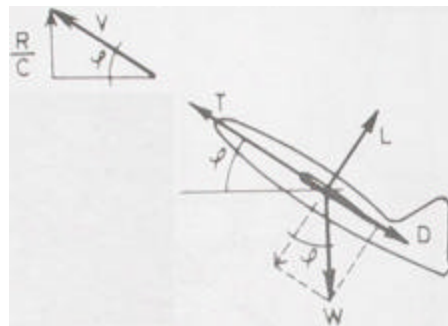


Figura 3.4 Descomposición de las fuerzas que actúan en el ascenso

Proyectando estas fuerzas según la dirección de vuelo, y según la perpendicular a ésta, se obtiene:

$$T = D + W \cdot \text{sen} \alpha \quad (3.19)$$

$$L = W \cdot \text{cos} \alpha \quad (3.20)$$

Estas ecuaciones expresan que, así como en el vuelo horizontal el empuje T era igual a la resistencia D , en el ascenso, se necesita un empuje superior a la resistencia, y que conforme mayor sea el ángulo de ascenso, mayor deberá ser el empuje.

También se puede observar que la sustentación es ligeramente menor que el peso.

Normalmente, el ángulo de ascenso es pequeño, y se puede sustituir $\sin \alpha \simeq \alpha$ (en radianes), y $\cos \alpha \simeq 1$ quedando:

$$\begin{aligned} T &= D + W \cdot \alpha \\ L &= W \end{aligned} \quad (3.21)$$

De la ecuación 3.21 se puede obtener la siguiente relación:

$$\alpha = \frac{T - D}{W} \quad (3.22)$$

Así mismo, la velocidad vertical (*Rate of climb*, R/C), es según se deduce de la figura 4.4, $R/C = V \cdot \sin \alpha$ que con la hipótesis de α pequeño, queda $R/C = V \cdot \alpha$, sustituyendo aquí el valor de α obtenido en la ecuación 3.22:

$$R/C = \frac{(T - D) \cdot V}{W} \quad (3.23)$$

En donde $(T - D) \cdot V$ representa el exceso de potencia sobre la necesaria para mantener el vuelo horizontal, o también la diferencia entre potencia disponible y *potencia necesaria en vuelo horizontal*, es decir;

$$R/C = \frac{P_D - P_n}{W} \quad (3.24)$$

En la figura 3.5 se representa la potencia necesaria (recuérdese la figura 3.2) y la potencia disponible, para una altitud y peso determinados. (Obsérvese que se colocaron en las abscisas V y no v , como se está haciendo para una altitud determinada $h = cte$ la relación entre V y v será fija, luego será igual que la figura 3.2, excepto corrigiendo por un factor de escala el eje de abscisas).

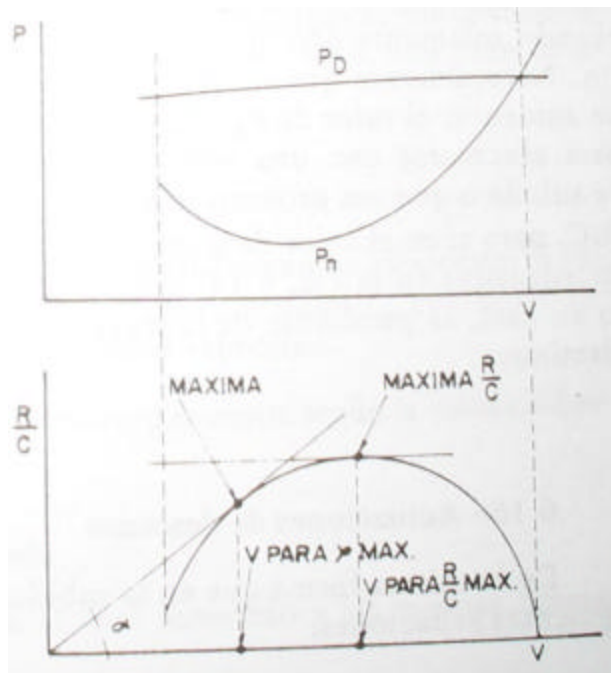


Figura 3.5 Potencia necesaria y disponible para el ascenso (arriba); y diferencia $P_D - P_n$ (abajo)

En la figura 3.5 (abajo) se representa la diferencia $P_D - P_n$ obtenida de la figura 3.5 (arriba), dividida por el peso W , que es precisamente R/C para una velocidad determinada. Si se traza ahora la tangente desde el origen de coordenadas a la curva, siendo α el ángulo que forma con el eje de abscisas, se puede observar que cualquier otra recta que se trace uniendo el origen de coordenadas con un punto de la curva tendría un ángulo menor, luego la $\tan \alpha$ tiene un valor máximo, o sea $\tan \alpha = \frac{R/C}{V} = \text{máx}$ pero $\frac{R/C}{V} = \text{máx}$ es decir, para esa velocidad el ángulo de subida α será máximo; por la forma de la figura se observa que la velocidad para ascender con el máximo ángulo de ascenso es menor que la velocidad para ascender con la máxima velocidad vertical ($R/C \text{ máx}$), es interesante tenerlo en cuenta para el despeje de un obstáculo.

Si el valor de la potencia disponible fuera constante, el valor R/C máximo ocurriría a la misma velocidad en el punto de potencia mínima. Como suele ocurrir que la potencia disponible disminuye algo, conforme disminuye la velocidad, resulta que el valor que da el R/C máximo está entre los puntos de potencia mínima y el alcance máximo.

3.6 DINÁMICA DE DESCENSO

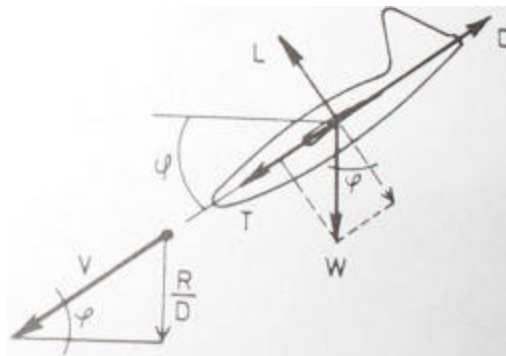


Figura 3.6 Descomposición de las fuerzas que actúan en el descenso

De la misma forma que en el ascenso, de la figura 3.6, se obtienen las siguientes ecuaciones:

$$\begin{aligned} L &= W \cdot \cos \phi \\ T + W \cdot \sin \phi &= D \end{aligned} \quad (3.25)$$

Para pequeños valores de ϕ , $L = W$ y $T + W \cdot \phi = D$, entonces:

$$\phi = \frac{D - T}{W} \quad (3.26)$$

La velocidad vertical de descenso (*Rate of Descent* R/D) será $R/D = V \cdot \dots$, sustituyendo el valor de \dots obtenido en la ecuación 4.26.

$$R/D = \frac{(D-T) \cdot V}{W} = \frac{P_n - P_D}{W} \quad (3.27)$$

De forma análoga al ascenso, se deducen gráficamente los valores de R/D mínimo y \dots mínimo observando que la velocidad de ángulo \dots de descenso mínimo, es superior a la velocidad vertical de descenso mínimo (figuras 3.7 y 3.8).

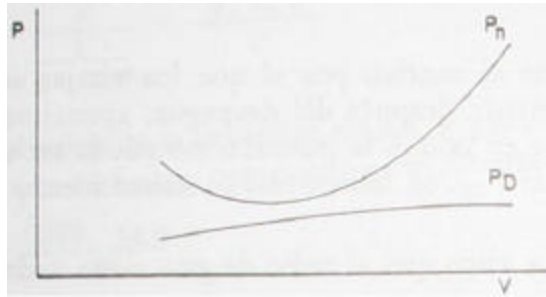


Figura 3.7 Potencia necesaria para el descenso

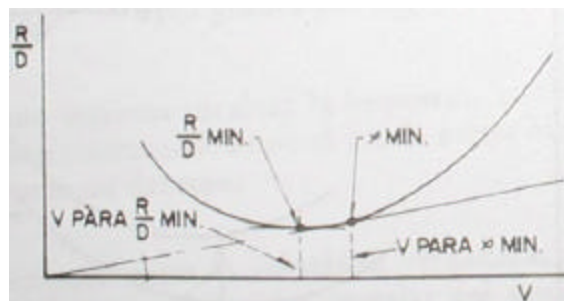


Figura 3.8 Velocidad vertical de descenso

Debido a la forma de las curvas, resulta además que la velocidad de ángulo \dots de descenso mínimo es prácticamente igual a la velocidad vertical de ascenso, (R/C máx).

El estudio del planeador, o la detención del motor, es un caso particular de éste, en el que $P_D = 0$ y $T = 0$, el ángulo de descenso será:

$$= \frac{D}{W} = \frac{C_D}{C_L} = \frac{1}{f} \quad (3.28)$$

Interesa seleccionar un ángulo de ataque que proporcione el valor de f para que sea mínimo, es decir, volar con el ángulo de ataque que proporciona la fineza

máxima y será: $f_{min} = \frac{1}{f_{max}}$. Como puede observarse f_{min} es independiente del

peso. Por tanto, en la distancia que recorra hasta llegar al suelo, no intervendrá el peso de la aeronave. El peso sólo influirá en que la velocidad sea mayor o menor.

Análogamente al caso del ascenso, el viento influye en el ángulo de descenso, aumentando con el viento en la cara y disminuyendo con el viento en la cola.

3.7 VIRAJE

En un viraje, el avión se ve sometido a las fuerzas que se indican en la figura 3.9 sustentación L , peso W , y fuerza de inercia F_i (fuerza centrífuga).

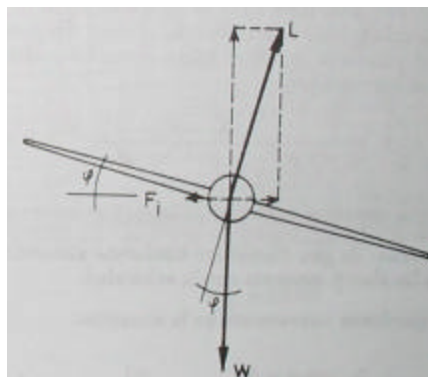


Figura 3.9 Fuerzas que actúan sobre un viraje

Ésta fuerza de inercia es debida a estar describiendo el avión un arco de circunferencia durante el giro, y tener por tanto una aceleración centrípeta (o aceleración normal) de valor:

$$aN = \frac{V^2}{R} \quad (3.29)$$

en donde V es la velocidad y R el radio de la circunferencia.

La fuerza de inercia tiene por valor: $F_i = m \cdot aN$, siendo m la masa de la aeronave, o sea:

$$F_i = \frac{W}{g} \cdot aN = \frac{W}{g} \cdot \frac{V^2}{R} \quad (3.30)$$

proyectando las fuerzas vertical y horizontalmente, e igualándolas, si es el ángulo de inclinación de las alas respecto a la horizontal.

$$\left. \begin{array}{l} L \sin \alpha = F_i \\ L \cos \alpha = W \end{array} \right\} L \sin \alpha = \frac{W}{g} \cdot \frac{V^2}{R} \quad \text{de donde } R = \frac{W \cdot V^2}{g \cdot L \cdot \sin \alpha} \quad \text{sustituyendo el valor}$$

$$L = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_L \quad \text{queda:}$$

$$R = \frac{W \cdot V}{g \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_L \cdot \sin \alpha} = \frac{2}{g \cdot \rho \cdot S} \cdot \frac{W}{C_L \cdot \sin \alpha} \quad (3.31)$$

en donde se ha multiplicado y dividido por ρ .

Como ρ disminuye cuando crece la altitud, y $\sin \alpha$ crece conforme el ángulo aumenta, se ve que el radio de curvatura R aumenta si lo hace el peso, o la altitud, disminuyéndolo en cambio conforme se aumenta el ángulo de inclinación, aunque

si éste se hace demasiado grande, llegará un momento en que la aeronave resbale.

Otra forma de reducir el radio de giro, sería haciendo que el valor del coeficiente de sustentación fuera el máximo, volando entonces con el ángulo de ataque máximo, y la velocidad de pérdida.

También se podría ver de quien depende el radio de giro, quizá de forma más práctica, sustituyendo el valor del peso W por $W = L \cdot \cos \alpha$ ya que el peso será un factor sobre el que no se podrá operar disminuyéndole o aumentándole.

$$R = \frac{W \cdot V^2}{g \cdot L \cdot \sin \alpha} = \frac{L \cdot \cos \alpha \cdot V^2}{g \cdot L \cdot \sin \alpha} = \frac{V^2}{g \cdot \tan \alpha} \quad (3.32)$$

como $\tan \alpha$ aumenta conforme el ángulo α crece:

El radio de giro disminuye conforme aumenta el ángulo de inclinación de las alas, y aumenta con la velocidad.

Fijándose nuevamente en la ecuación:

$$L = \frac{W}{\cos \alpha} \quad (3.33)$$

Como $\cos \alpha$ es siempre menor que la unidad, resulta que la sustentación necesaria en un viraje es mayor que el peso, y tanto mayor deberá ser cuanto mayor sea el ángulo α , debido a este aumento de la sustentación necesaria.

La resistencia inducida será mayor que la que existiría en vuelo horizontal para el mismo peso; en una palabra, la potencia necesaria será superior a la del vuelo

horizontal. Luego si se mantiene la velocidad constante, será necesario aumentar la potencia, y si no se varía la potencia disminuirá la velocidad.

Como precisamente el valor de la resistencia inducida es el que predomina a pequeñas velocidades, los virajes cerrados pueden suponer un aumento considerable de la potencia necesaria para mantener la altitud.

Éste es el motivo por el que los virajes acusados deben evitarse, inmediatamente después del despegue, aproximación, o cualquier situación crítica en la que la potencia no pueda ser aumentada en lo que un viraje exigiría, (p. Ej. Fallo del motor).

La velocidad angular, es decir, los grados por segundo que gira la aeronave, está directamente relacionado con V y R por la ecuación $= \frac{V}{R}$, reemplazando el valor de R de la ecuación 3.32, queda [6]:

$$= \frac{V}{\frac{V^2}{g \cdot \tan}} = \frac{g \cdot \tan}{V} \quad (3.34)$$

4. PRINCIPIOS DE ESTABILIDAD Y CONTROL DE UNA AERONAVE

El control y la estabilidad de los aviones esta regida por lo que se conoce según la física como momentos. Estos están referenciados al centro de gravedad de las aeronaves y como respuesta a estos fenómenos se presentan en ellas unos movimientos rotacionales.

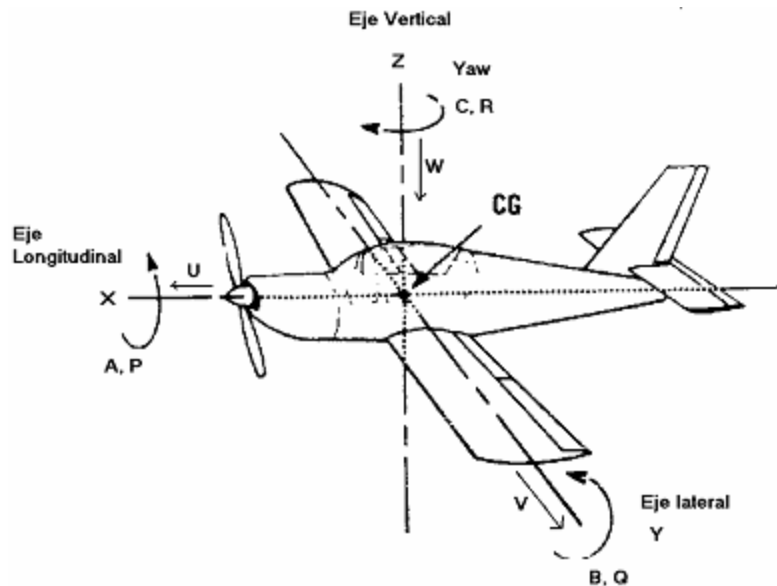


Figura 4.1. Sistema de ejes coordenados del avión.

Si se considera una aeronave que se desplaza en una dirección determinada (Figura 4.1). Su centro de gravedad (punto en el cual se concentra todo el peso del avión) se denota como CG. Se puede entonces fijar un sistema de ejes ortogonales con relación a la aeronave cuyo origen es su centro de gravedad, y en el que se denota como eje X al que se prolonga a lo largo del fuselaje, eje Y a lo largo de la envergadura (perpendicular al eje X), y el eje Z perpendicular a los anteriores.

Así, el movimiento traslacional del avión esta dado por componentes de velocidad U, V, W dispuestas a lo largo de las direcciones de los mencionados ejes X, Y, Z , respectivamente. De igual forma, el movimiento rotacional se podrá referir mediante componentes de velocidad angular P, Q, R , todas estas alrededor de los ejes X, Y, Z , respectivamente también. Estas velocidades son debidas a los momentos presentados sobre este sistema de ejes y los cuales denominaremos como A, B, C .

Basándose entonces en los movimientos rotacionales del avión alrededor de sus tres ejes, se puede llamar **Roll**, al generado por el momento A y cuya velocidad angular es P alrededor del eje X . **Pitch**, al movimiento rotacional sobre el eje Y ocasionado por el momento B y su velocidad angular Q , y finalmente el **Yaw**, producido por al momento C sobre el eje Z , con una velocidad angular R .

Existe entonces para cada uno de estos ejes un tipo de control básico: los alerones, el elevador, y la deriva, los cuales se diseñan con el objetivo de lograr controlar los citados momentos presentes en los movimientos del avión. Estas superficies de control se pueden apreciar en la figura 4.2.

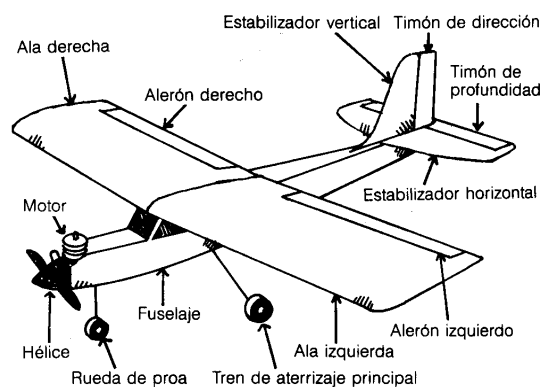


Figura 4.2 superficies de control de una aeronave

Como se puede apreciar, los alerones se encuentran dispuestos hacia el borde de fuga de las alas, cerca de sus puntas. El elevador en la parte posterior del estabilizador horizontal, y la deriva en el borde de fuga del estabilizador vertical.

Cuando se produce un viraje, los momentos sobre la aeronave cambian, como se verá a continuación.

4.1 EL CONTROL LATERAL (*ROLL*)

Los alerones son superficies de control primario de las aeronaves que proporcionan el control en la inclinación sobre su eje longitudinal X, también llamado movimiento lateral (*Roll*) de la misma.

Si se considera la figura 4.3, uno de los alerones se deflecta hacia arriba y el otro hacia abajo, creando una diferencia en la fuerza de sustentación producida sobre las alas, contribuyendo así al momento del *Roll*, A.

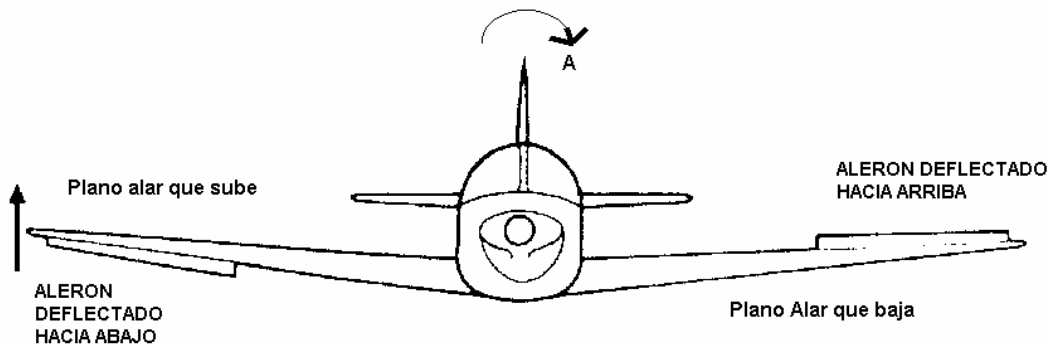


Figura 4.3 Superficies de control primario lateral en el avión

Este movimiento hace variar la cuerda del ala respectiva con el movimiento del alerón hacia abajo, incrementándola, y por ende también la sustentación. Análogamente, el movimiento contrario (hacia arriba) decrementa la cuerda, y de igual forma la sustentación disminuye.

En el control mediante los alerones en un avión existe una parte compleja, y es que, se presenta un fenómeno llamado *Yaw adverso*. Un alerón que se mueve hacia abajo respecto del borde de fuga de su plano alar crea una resistencia

bastante considerable con referencia al alerón del ala opuesta que se mueve hacia arriba en la misma proporción. Por consiguiente, esta resistencia causada por el alerón que baja causará que el avión gire hacia el lado sobre el cual se encuentra dicha superficie. Para vencer el efecto *Yaw* adverso, los alerones de un avión están dispuestos para moverse en forma diferencial, obteniendo como resultado una fuerza diferencial de sustentación sobre las alas respectivamente.

4.2 EL CONTROL LONGITUDINAL (*PITCH*)

En la figura 4.4, el elevador se deflecta hacia arriba, creando una fuerza de sustentación negativa en la cola del avión, lo cual contribuye al momento del *Pitch* B.

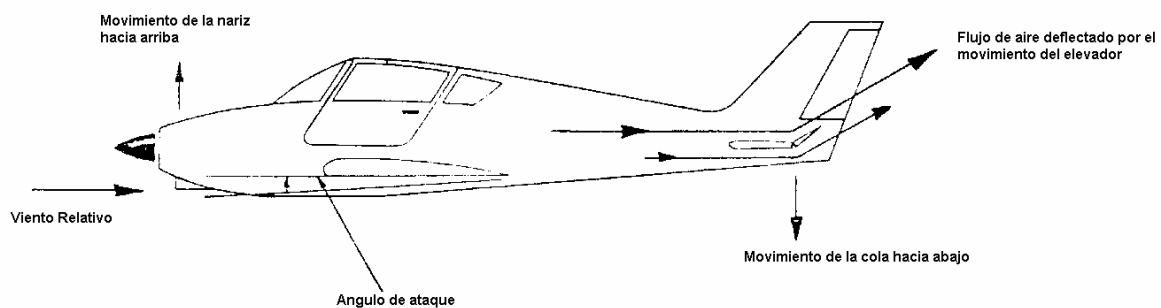


Figura 4.4 Acción del elevador en vuelo

El elevador es la superficie de control de vuelo que gobierna el movimiento longitudinal del avión alrededor del eje lateral *Y* (*Pitch*). Cuando el piloto “tira” de la palanca de mando el elevador se mueve hacia arriba; la fuerza del viento relativo sobre la superficie del elevador tiende a ejercer presión sobre la cola (hacia abajo), causando así que la nariz del avión sube y por consiguiente el ángulo de ataque de las alas se incrementa. La acción contraria tiene lugar cuando la palanca de mando se “empuja” hacia el tablero de instrumentos del avión.

Durante el vuelo, la operación del elevador es verdaderamente importante, especialmente a bajas velocidades. Cuando la potencia del motor está en un punto mínimo y el avión planea la posición del elevador determinará si la aeronave cabecea, o planea con el ángulo correcto, o definitivamente está en pérdida.

Es importante recordar que el avión no necesariamente ascenderá cuando el piloto “tire” de la palanca de mando, pues la verdad, esto se logra mediante la potencia desarrollada por el motor la cual determinará la tasa de ascenso del avión. Sin embargo, la posición del elevador es crucial al momento de establecer la tasa de ascenso mas eficiente, o un ángulo de planeo optimo cuando el nivel de potencia del motor es mínimo.

4.3 EL CONTROL DIRECCIONAL (YAW)

La inclinación sobre el eje Z es llamada movimiento direccional (*Yaw*). Si se hace referencia a la figura 4.5, es posible observar que la deriva es la superficie de control vertical que usualmente está unida a la parte posterior del estabilizador vertical. Este dispositivo se ha diseñado con el objetivo de permitir aplicar momentos sobre el eje Z (movimiento rotacional sobre el eje del *Yaw*, donde C es el momento, y R es su velocidad angular) del avión, esto es, para realizar un viraje hacia la derecha o la izquierda sobre su eje vertical.

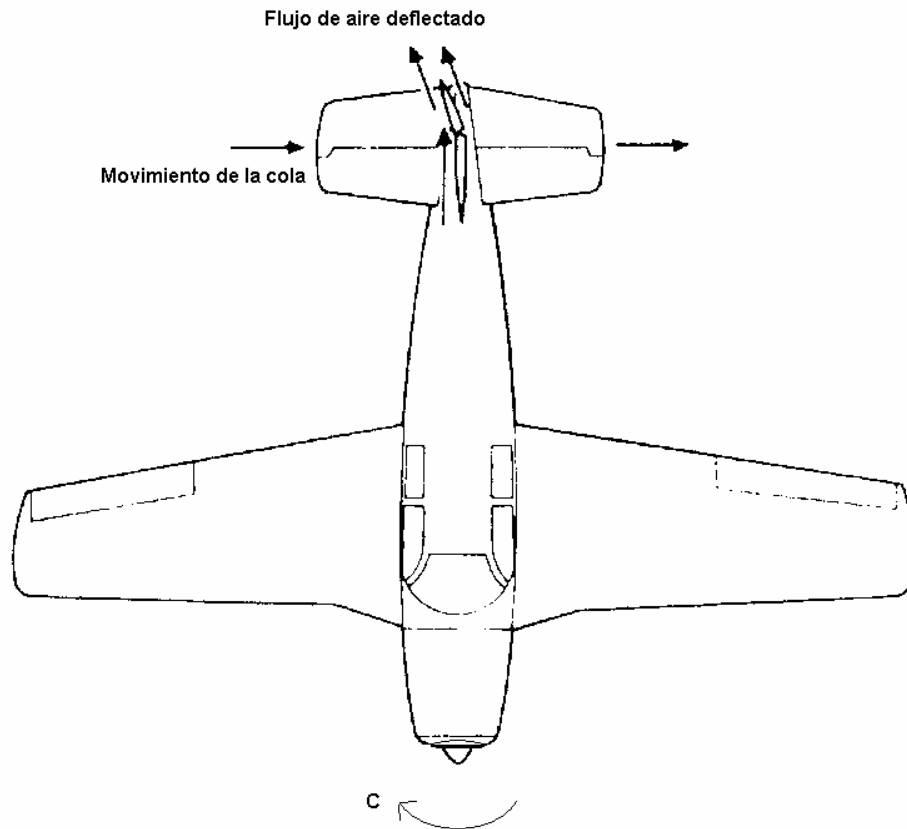


Figura 4.5 Acción del timón de cola vertical en el avión.

El movimiento de la deriva es controlada por los pedales desde la cabina de mando. Así cuando el pedal derecho es presionado, la deriva se inclina hacia ese mismo lado creando un incremento en la presión dinámica del aire sobre ese mismo costado. Este incremento en la presión causa que la cola del avión gire hacia la izquierda y su nariz hacia la derecha. No obstante, aunque parezca que esta superficie de control cause que el avión gire, totalmente, este necesita ser guiado en el proceso con el propósito de optimizar los virajes.

Todos estos conceptos y definiciones hacen parte del lenguaje básico de lo que en Ingeniería Aeroespacial se conoce como estabilidad y control del avión [7].

4.4 CONCEPTOS DE ESTABILIDAD ESTÁTICA Y DINÁMICA EN EL AVIÓN

Que tan bien vuele un avión y cómo este permita su fácil control son temas estudiados en lo que se conoce como estabilidad y control de una aeronave. Por estabilidad se entiende que es la tendencia del avión a retornar a su posición de equilibrio después de haber sufrido alguna perturbación externa.

Esta perturbación podría ser generada por las acciones de control del piloto, o por fenómenos atmosféricos tales como ráfagas de viento, o aire turbulento.

Una aeronave deberá tener la suficiente estabilidad para que el piloto no llegue a fatigarse debido a la constante manipulación de los diferentes controles de mando con el propósito de estabilizarlo manualmente. No obstante, aviones con un bajo nivel de estabilidad aerodinámica pueden ser operados, aunque serían algo inseguros, a no ser que estén provistos de algún sistema de estabilidad artificial por medio de dispositivos especiales llamados sistemas incrementadores de estabilidad. Es así que aquellas aeronaves inherentemente inestables requerirán de un sofisticado sistema computarizado que ofrezca a la aeronave una estabilidad artificial que le permita volar.

En este sentido, se deben cumplir con dos condiciones necesarias para que una aeronave logre volar con éxito: el avión deberá ser capaz de alcanzar un equilibrio en vuelo, y este debe tener la capacidad de maniobrar dentro de un amplio rango de velocidades y altitudes.

El diseño y el desempeño del sistema de control son una parte integral de la estabilidad del avión. Para alcanzar el equilibrio, o para desarrollar las maniobras, el avión deberá estar equipado con ciertos controles aerodinámicos y propulsivos. En el estudio de la estabilidad del avión, se está interesado en qué es lo que hace

a una aeronave estable, cómo diseñar el sistema de control y qué condiciones son necesarias para alcanzar un buen desempeño del sistema.

4.5 LA ESTABILIDAD Y EL ESTADO DE EQUILIBRIO

Se puede decir que todos los aviones deben poseer estabilidad dentro de un determinado margen de seguridad que facilite su vuelo.

Se define entonces, *la estabilidad* como la habilidad inherente de una aeronave de desarrollar fuerzas o momentos que tiendan a retornar al avión a su posición de equilibrio después de haber sido “sacado” de su condición estable. En otras palabras, un avión estable retornará a su condición original de vuelo si sufre una perturbación externa, como por ejemplo, aire turbulento.

Una aeronave se encontrará, de esta forma, en su estado de equilibrio cuando la sumatoria de todas las fuerzas y momentos que actúan sobre el sean iguales a cero, continuando este en una condición regular de vuelo. Si se presentase alguna perturbación a esta condición de equilibrio debida a ráfagas o a deflexiones en los controles de vuelo, la aeronave experimentará aceleraciones causadas por los momentos o fuerzas desbalanceadoras. Existen así, dos tipos de estabilidad: la estática y la dinámica.

4.6 LA ESTABILIDAD ESTÁTICA

La estabilidad estática es la tendencia de un cuerpo a retornar a su estado de equilibrio después de ser objeto de una fuerza externa perturbadora. Un ejemplo de los diferentes tipos de estabilidad estática se ilustra en la figura 4.6.

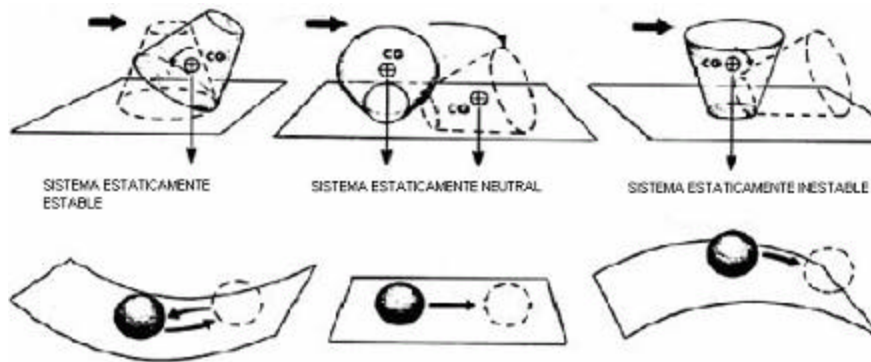


Figura 4.6 Tipos de estabilidad estática.

Si se considera una esfera ubicada sobre una superficie curva (cóncava). Supóngase que ésta concavidad es similar a la exhibida en la figura 4.6 (derecha), y además la esfera se encuentra en reposo dentro de esta superficie. La esfera estará estacionaria; este es su estado de equilibrio, lo cual significa que los momentos que actúan sobre ella son iguales a cero. Ahora, si se mueve la esfera hacia uno de los lados de la superficie base (perturbación) y luego la dejamos en libertad, la esfera rodará hacia el fondo de la concavidad (posición de equilibrio original). Entonces se afirma que, si las fuerzas y momentos que actúan sobre el cuerpo causadas por una perturbación externa tienden inicialmente a retornar dicho elemento hacia su posición de equilibrio, este es **estáticamente estable**.

Ahora se invierte la posición de la superficie cóncava, como se muestra en la Figura 4.6 (izquierda); si se ubicase la esfera en la parte mas alta de esta superficie (precisamente en toda la cresta), los momentos serán cero y entonces la esfera estará en equilibrio. Sin embargo, si se aplicase ahora una fuerza externa sobre la “bolita” esta tenderá a rodar hacia abajo por uno de los lados de la superficie, alejándose de su punto de equilibrio. A un sistema como este se le denomina **estáticamente inestable**. Finalmente, se coloca la esfera sobre una superficie horizontal. Figura 4.6 (centro). Esta representa las características de **estabilidad neutral**.

4.7 ESTABILIDAD ESTÁTICA LONGITUDINAL

La estabilidad de un avión alrededor de su eje lateral es denominada **Estabilidad Longitudinal**. Si este es llevado a una condición de vuelo en picada (nariz hacia abajo) y sus controles son liberados, entonces el avión deberá retornar hacia su nivel de vuelo estable, automáticamente. Es así que, si este avión no tuviese estabilidad longitudinal, dado el ejemplo que se menciona, entonces tendería a incrementar su ángulo de picada después de iniciado este movimiento, o posiblemente se presentarían movimientos oscilatorios bruscos respecto de su fuselaje (nariz arriba – nariz abajo), sin que el piloto pueda llegar a lograr control sobre la aeronave.

La localización del centro de gravedad del avión con respecto a su centro de sustentación determina en un alto porcentaje como será su estabilidad longitudinal. Por ejemplo, en la figura 4.7 se muestra un caso de estabilidad longitudinal neutral. Note que el centro de sustentación coincide exactamente con el centro de gravedad (CG) del avión.



Figura 4.7 Avión con estabilidad neutral

La Figura 4.8 ilustra el centro de sustentación por delante del centro de gravedad del avión. Este tipo de aeronave exhibirá una estabilidad negativa (estáticamente inestable), y por consiguiente una indeseable presencia de momentos de *pitch* ascendentes durante el vuelo. Es de anotar que, por ejemplo, si se presentara una fuerza perturbadora externa, el momento del *pitch* tendería a incrementarse en magnitud.

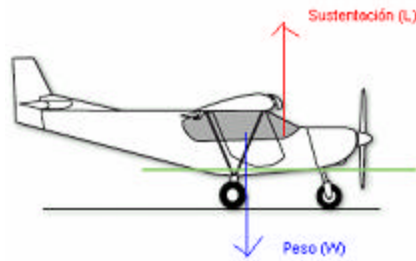


Figura 4.8 Avión con estabilidad negativa

De otro lado, una aeronave cuyo centro de sustentación se localice por detrás por detrás del centro de gravedad (Figura 4.9), producirá una estabilidad negativa. Pero, algunas fuerzas ejercerán un balance sobre la componente hacia abajo producida por el peso. Esto se logra haciendo que, al diseñar el avión, el flujo de aire que es desviado hacia abajo por detrás del borde de fuga de las alas, “golpee” la parte superior del estabilizador horizontal con el objetivo de crear una fuerza descendente generada en la cola, que contrarreste la tendencia del cabeceo (*pitch*) y ofrezca estabilidad positiva (Estáticamente estable) [8].

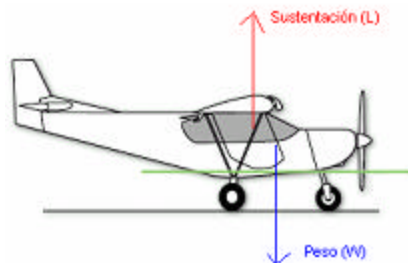


Figura 4.9 Avión estáticamente estable (estabilidad positiva)

4.8 ORIENTACIÓN Y POSICIÓN DEL AERO-VEHÍCULO

La orientación y la posición de una aeronave pueden ser definidos en términos de un conjunto de ejes fijos de referencia. Esta orientación puede ser descrita

mediante tres rotaciones consecutivas cuyo orden es importante. A estas rotaciones se les ha denominado ángulos de Euler.

Así el comportamiento espacial de una aeronave lo podemos describir mediante seis parámetros: tres de naturaleza traslacional representados en las aceleraciones sobre sus tres ejes X, Y, Z, y otros tres componentes de orden rotacional relacionados a la velocidad angular (Figura 4.10).

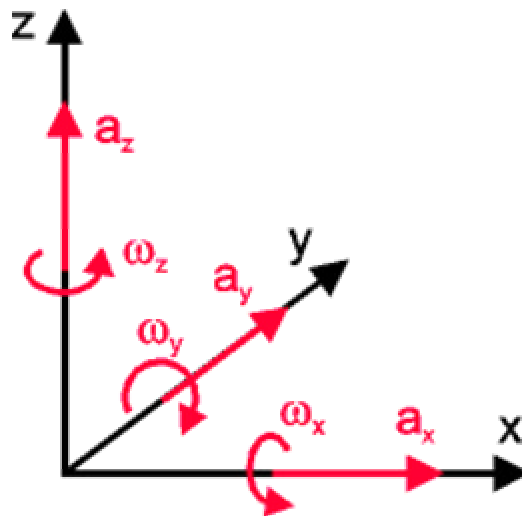


Figura 4.10 Descripción de los movimientos traslacionales y rotacionales del sistema

Para hacer posible la medición de estos parámetros se puede dotar al sistema de tres sensores de aceleración (acelerómetros) y tres giroscopios los cuales deben estar especialmente dispuestos dentro de un aerovehículo. Se representa entonces mediante los ángulos de Euler el comportamiento, definiendo los ejes así: movimiento del **Roll** (balanceo) con el ángulo α , el **Pitch** (cabeceo) mediante β , y el **Yaw** (guiñada) mediante el ángulo γ (Figura 4.11).

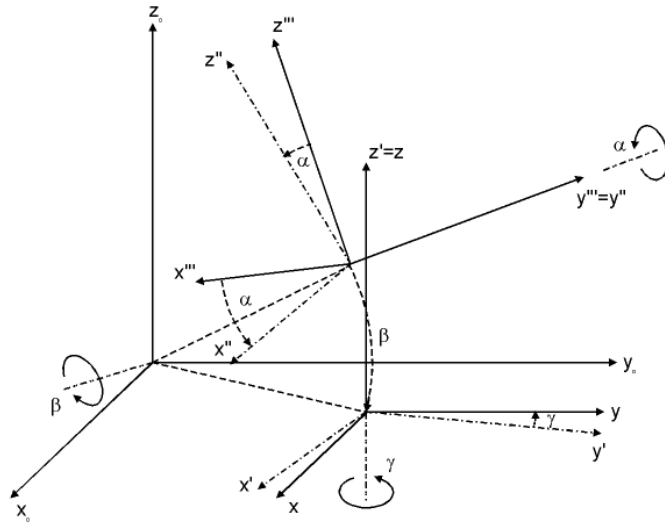


Figura 4.11 Rotaciones consecutivas ordenadas realizadas sobre los tres ejes del avión

La orientación de la aeronave se obtendrá entonces referenciada a un conjunto de ejes fijos posicionados en la superficie terrestre en la siguiente manera. Imaginémosnos que la aeronave exhibe una posición determinada en la que su sistema de ejes es paralelo respecto de la referencia. Se aplica entonces la secuencia ordenada de rotaciones. Se determina la aceleración respecto del sistema de referencia (X, Y, Z) y por medio de la transformación matemática basada en los ángulos de Euler se llega a que:

$$\begin{pmatrix} \Delta x \\ \Delta y \\ \Delta z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos * \cos & - \text{sen} * \text{sen} * \text{sen} & - \text{sen} * \cos & - \cos * \text{sen} * \text{sen} & + \text{sen} * \cos \\ \text{sen} * \text{sen} * \cos & - \cos * \text{sen} & \cos * \cos & \cos * \text{sen} * \cos & + \text{sen} * \text{sen} \\ & \cos * \text{sen} & - \text{sen} & \cos * \cos & \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \Delta x^m \\ \Delta y^m \\ \Delta z^m \end{pmatrix} \quad (4.1)$$

De igual manera, ahora se calcula la velocidad angular, también mediante la transformación matemática basada en los ángulos de Euler, y se obtiene lo siguiente [9]:

$$\begin{pmatrix} \Delta \\ \Delta \\ \Delta \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & \text{sen} * \tan & -\text{cos} * \tan \\ 0 & \text{cos} & \text{sen} \\ 0 & -\frac{\text{sen}}{\text{cos}} & -\frac{\text{cos}}{\text{cos}} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \Delta^m \\ \Delta^m \\ \Delta^m \end{pmatrix} \quad (4.2)$$

5. PARÁMETROS DE DISEÑO, SIMULACIÓN Y MODELAMIENTO DE LA AERONAVE UTILIZADA

Con el análisis teórico realizado en los capítulos anteriores, se tienen los conocimientos básicos necesarios para diseñar, simular y modelar una aeronave radio controlada y su posterior construcción

Para diseñar una aeronave hay que tener en cuenta una gran variedad de factores para determinar su tamaño y configuración, entre los que se tienen:

- El tamaño y la potencia del motor;
- El tipo de desempeño; es decir, si es un aeromodelo deportivo de velocidad moderada, y maniobrabilidad, o uno rápido y acrobático, etc;
- La planta alar (como se vio anteriormente, si es elíptica, rectangular, etc.);
- El perfil alar; y
- El peso estimado.

Para este proyecto se decidió construir un aeromodelo “*Ugly Stik*”, ya que es uno de los más utilizados y el más común entre las personas que comparten esta afición.

Aunque el trabajo de investigación no contemplaba el diseño de una aeronave, sino la construcción, se optó por tomar un prototipo ya construido y hacer el rediseño con herramientas de software, proporcionadas por el director del proyecto, tales como *Winfoil*, *Model Aircraft Designer* y *Profili*. Esto con el fin de facilitar el análisis y el modelamiento.

5.1 PARÁMETROS DE DISEÑO

Una vez que se decidió la clase de aeronave a utilizar se procedió a conseguir un prototipo ya construido, y a un experto constructor para obtener los planos y/o las medidas apropiadas; sin embargo la consecución de los planos no fue posible, así que fue necesario realizar un proceso de rediseño o reingeniería partiendo de un modelo existente y la asesoría de pilotos expertos. En la tabla 1 se pueden observar las especificaciones utilizadas para el diseño de la aeronave.

Tabla 1: Especificaciones del Ugly Stik

Dimensiones	
Longitud	1.38 m (metros)
Envergadura	1.56 m
Área Alar	0.59 m ²
Perfil Alar	NACA 63 ₂ - 015
MAC	0.37 m
Controles	
Alerón	-25° a +30°
Elevador	-16° a +16°
Timón de Cola	-16° a +16°

5.2 DISEÑO DEL ALA

Como se vio en los capítulos anteriores, el ala es una de las partes claves para el vuelo exitoso de una aeronave, así que su buen diseño es pieza fundamental porque determina muchas veces la carga útil, el rango de la aeronave, la velocidad máxima que puede alcanzar, etc. Para lograr un buen diseño, utilizando los datos de la tabla 1 (envergadura, perfil y área alar (*wing span*)) y teniendo en cuenta que era un ala rectangular, se utilizó el software *Winfoil*, que es de fácil manejo.

El perfil alar utilizado es el NACA 63₂-015 (Tabla 1 y Figura 5.1; es un perfil simétrico apto para altas velocidades y acrobacias.

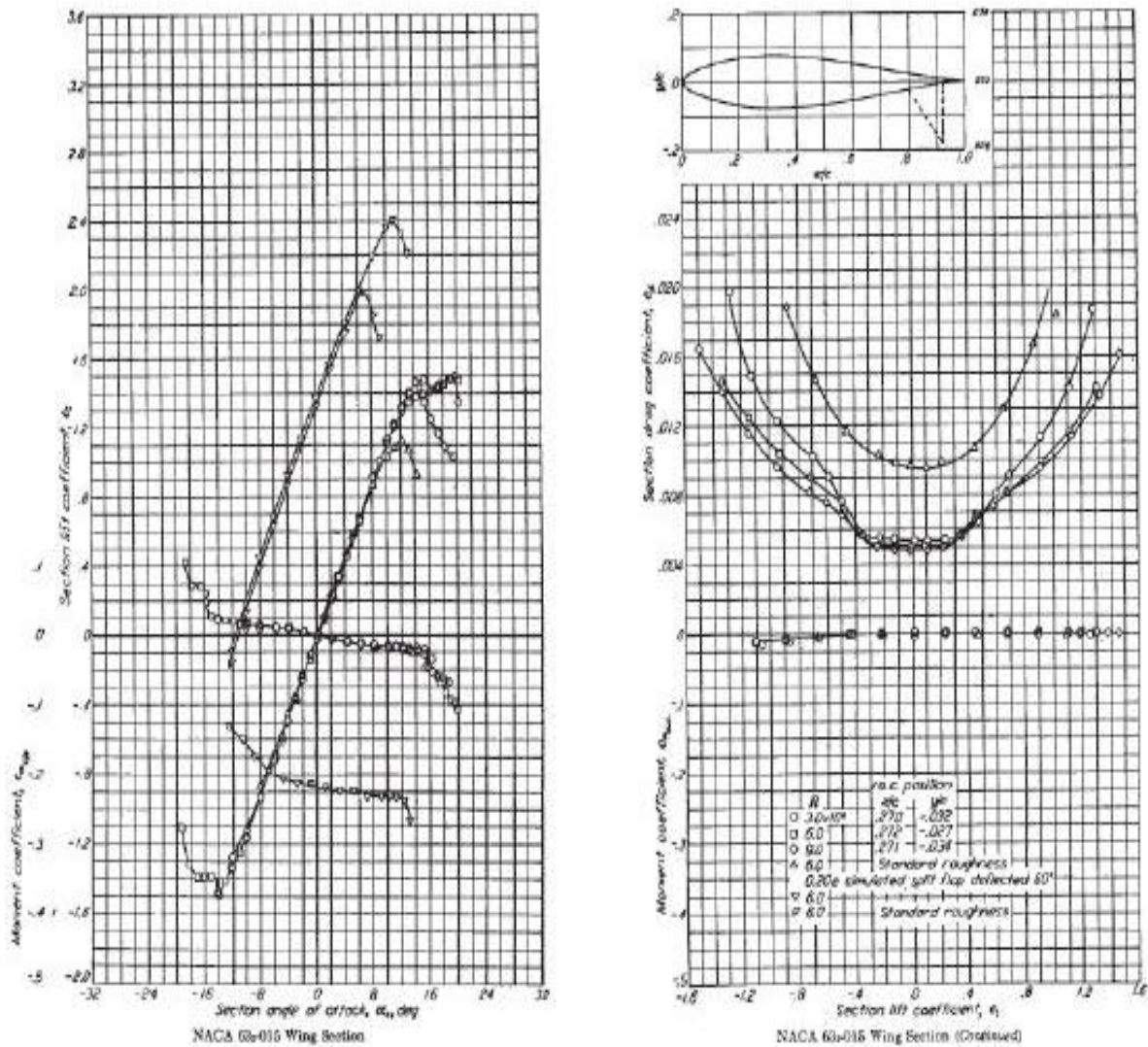


Figura 5.1 Características del perfil NACA 63₂-015 (ver anexo 1)

El *Winfoil* permite la obtención de los planos, que luego de ser impresos, deben reproducirse en el material a utilizar; para éste caso en particular, la estructura del ala fue fabricada en balsa e icopor.

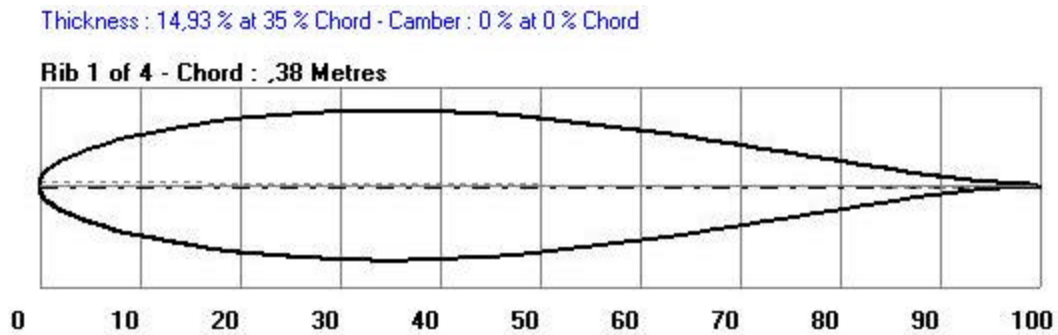


Figura 5.2 Plano del perfil alar (generado por *Winfoil*)

Hay una gran variedad de software que permite el diseño de aeromodelos, todo depende del presupuesto que se tenga, también es posible hacer pruebas de utilización (*shareware*) por 30 días, o limitadas, como lo facilita *Winfoil* [10].

También se disponía de *Profili*, otra buena herramienta de diseño, que tiene herramientas similares a las del anterior [11].

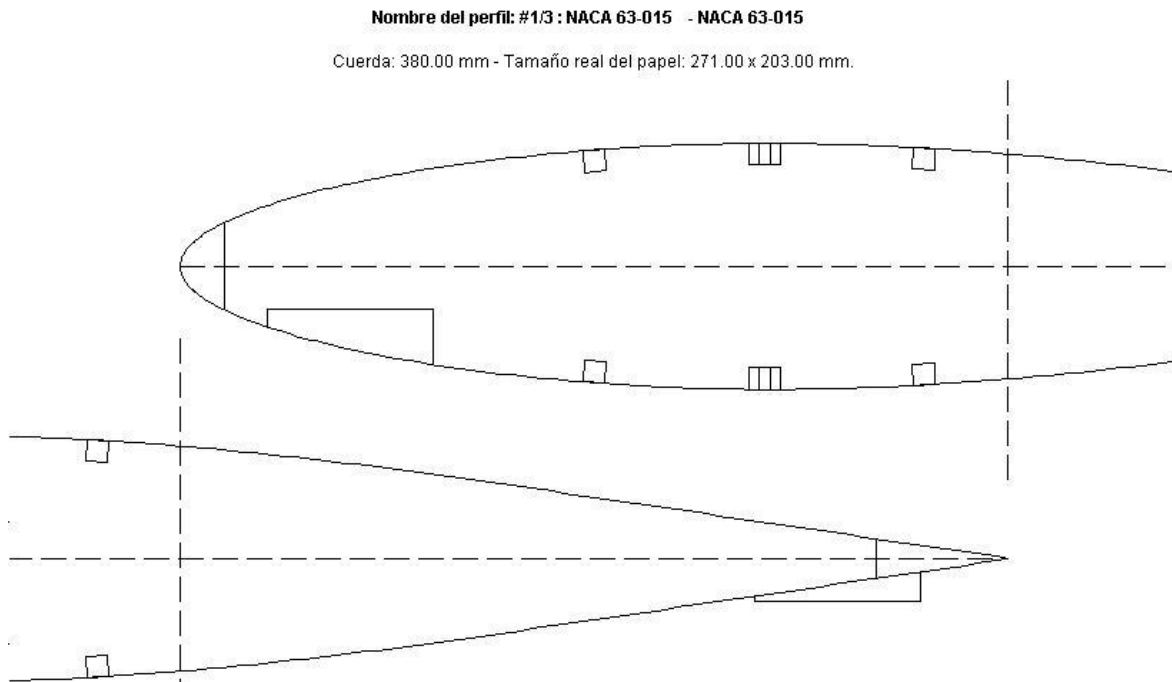


Figura 5.3 Costilla diseñada en *Profili*.

El procedimiento de construcción debe ser realizado por personal experto, ya que cualquier error en el corte de los materiales ocasiona desperfectos en la aeronave,

repercutiendo en el desempeño y la dinámica. Entre las consecuencias están la pérdida de tiempo, en el caso de que la aeronave no vuele; además según algunos aeromodelistas, la mala construcción es la causante de la mayoría de los accidentes, teniendo no solo la pérdida de la estructura, sino también en el equipo (motor, receptores, etc.), obviamente generando pérdidas económicas.

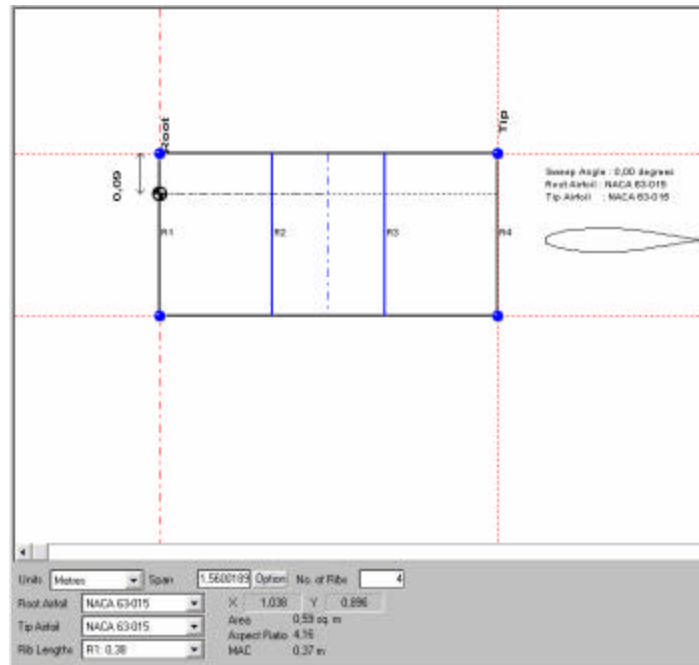


Figura 5.4 Ala diseñada

En la figura 5.4 se pueden observar, en resumen los datos de diseño, la aplicación permite el cálculo automático del área, AR, y la cuerda media aerodinámica.

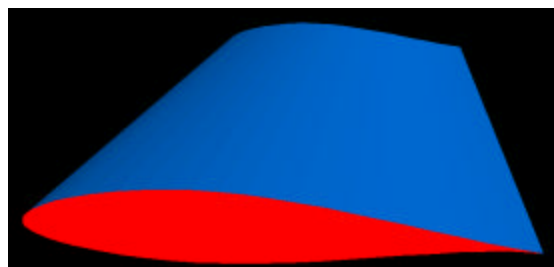


Figura 5.5 Diseño del Ala en 3D

Además de las funciones de diseño disponibles en *Winfoil*, también posee algunas funciones adicionales (figura 5.5) y otras de análisis que se verán más adelante.

5.3 DISEÑO DE LA COLA VERTICAL Y HORIZONTAL (VERTICAL Y HORIZONTAL TAIL)

El mismo procedimiento realizado en la sección anterior se hace para el diseño de la cola vertical y horizontal. La cola fue hecha de madera, ya que el tamaño del perfil (figura 5.7) lo permitía.

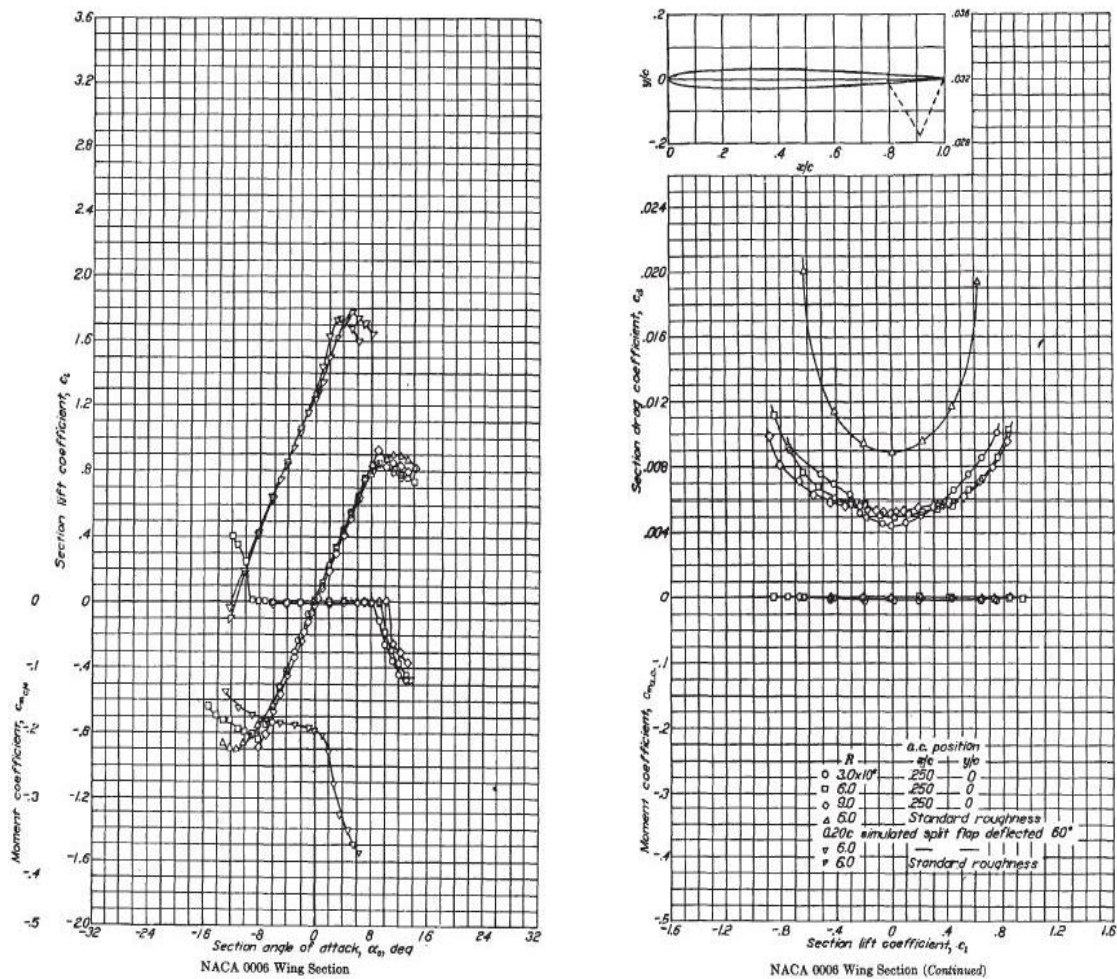


Figura 5.6 Características del perfil NACA (ver anexo 2)

Thickness : 5,98 % at 30 % Chord - Camber : 0 % at 0 % Chord

Rib 1 of 2 - Chord : ,3 Metres

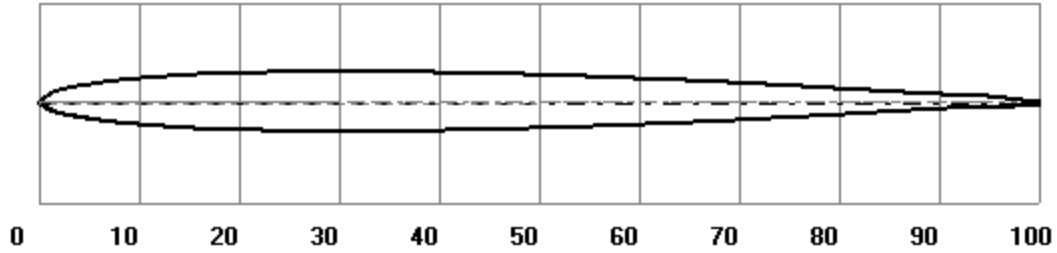


Figura 5.7 Perfil NACA 0006 (generado por *Winfoil*)

En la figura 5.8 y 5.9 se pueden observar las dimensiones y características principales de la cola vertical y horizontal.

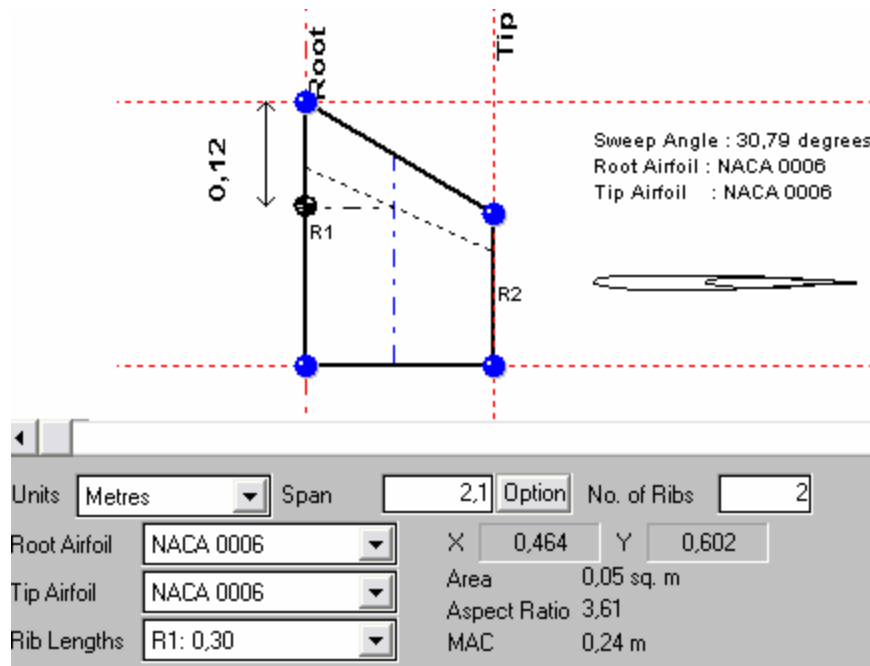


Figura 5.8 Diseño de la cola vertical

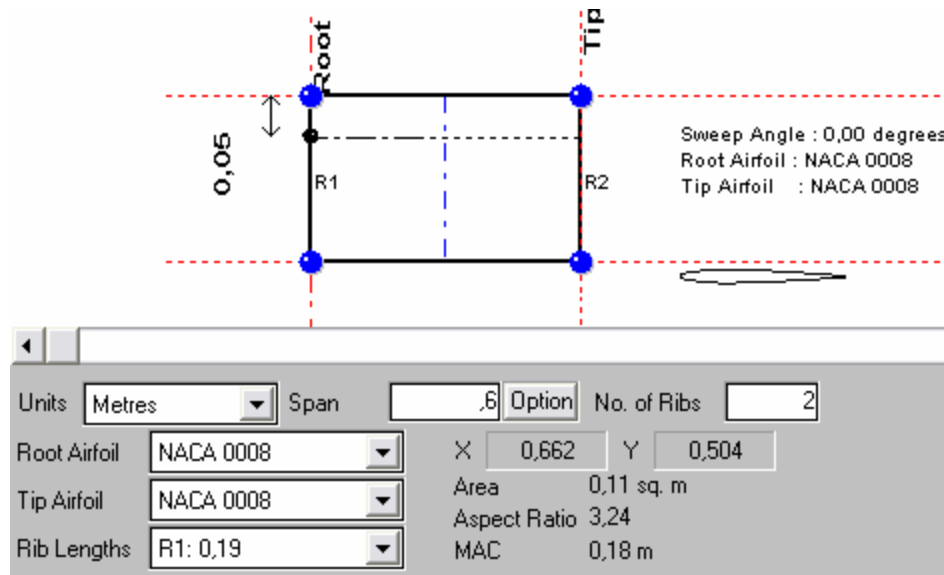


Figura 5.9 Diseño de la cola horizontal

5.4 MODELAMIENTO DE LA AERONAVE

Una vez diseñada la aeronave hay que simular y modelar el comportamiento de la aeronave; es decir analizar como es la sustentación, la resistencia, el empuje, etc. De acuerdo a las condiciones para las cuales estará expuesta la aeronave.

Hay que hacer énfasis en ésta parte y aclarar que no se realizó ningún modelo matemático para modelar el comportamiento de la aeronave, solo se utilizaron herramientas computacionales como *Advanced Aircraft Analysis*, *Winfoil*, *Snack* y *Matlab*, que permiten modelar y simular para mejorar el diseño y observar el comportamiento de la aeronave bajo algunas circunstancias que se explicarán más adelante.

5.4.1 Coeficientes de Sustentación y Resistencia

Una vez seleccionado el perfil y diseñada el ala, se pueden determinar los coeficientes de la fuerza de sustentación; y graficarlos en función del ángulo de

ataque (figura 5.10), ya que éste gráfico es muy importante en el diseño de una aeronave.

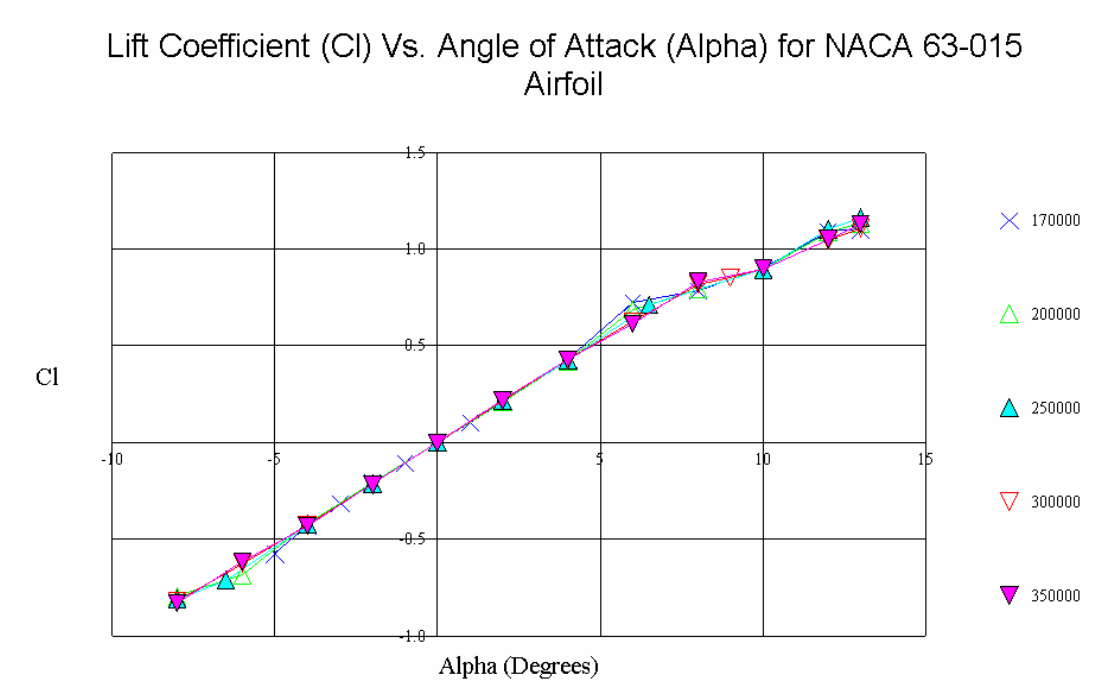


Figura 5.10 C_L en función del ángulo de ataque

Como se observa en la figura 5.10, para los diferentes números de Reynolds, se tiene que la aeronave podría volar con ángulos de ataque entre 0 y 13° antes de entrar en la condición de pérdida (*stall*). Este mismo análisis se puede hacer a partir de la figura 6.6; sin embargo se realizó para grandes números de Reynolds a partir desde 3×10^6 , que son velocidades muy altas para considerar en un aeromodelo.

El valor de $C_{L_{max}}$ depende de la curvatura y un poco del espesor del perfil. Es decir, si un perfil es muy delgado o muy grueso, tienen la tendencia a tener bajos coeficientes de sustentación.

Si se observa la figura 5.11, se podrá entender mejor la condición de pérdida, ya que a partir de los 14° ocurre éste fenómeno, debido a los vórtices que se generan en el perfil, como consecuencia pierde sustentación [12].

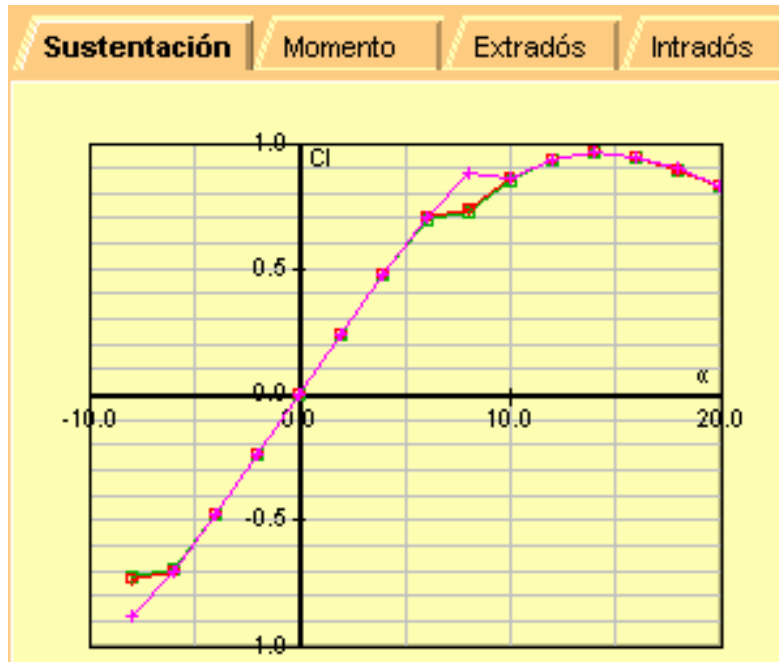


Figura 5.11 Coeficientes de sustentación del perfil NACA 63-015 en función del ángulo de ataque

5.4.2 Curva Polar

Se puede dibujar la curva de C_L en función de C_D , que se denomina polar, para varios números de Reynolds, y se representa en la figura 5.12.

Polar (Cl Vs.Cd) for NACA 63-015 Airfoil

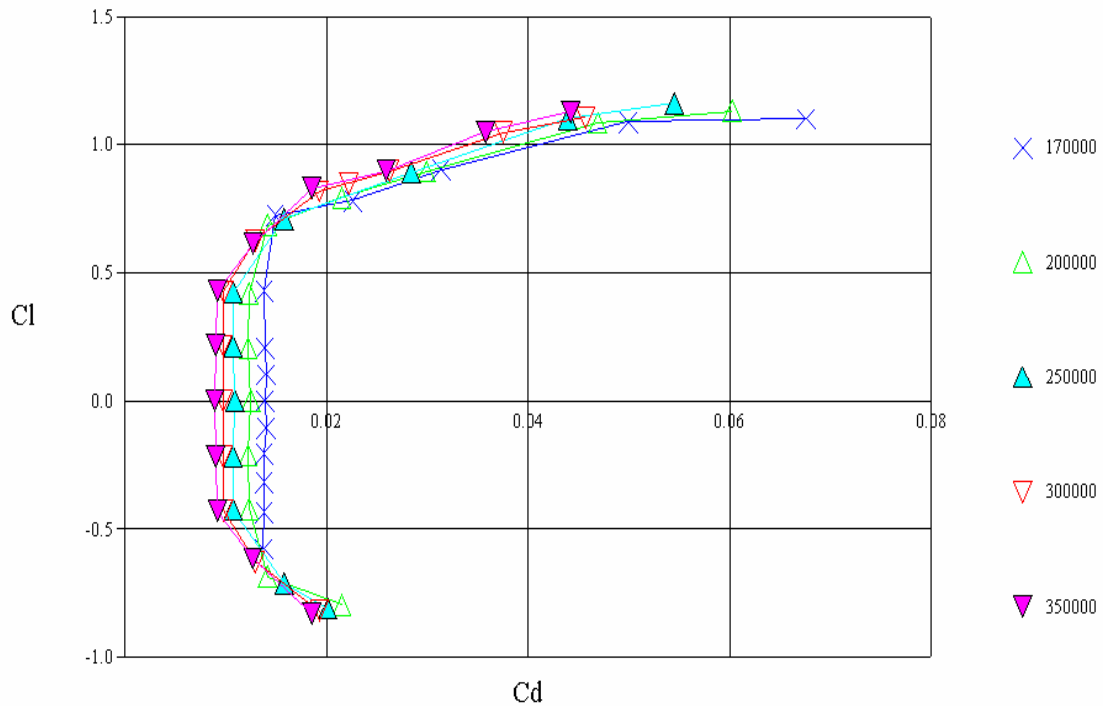


Figura 5.12 Curva Polar

Un valor muy importante en la dinámica de una aeronave es el del cociente $\frac{C_L}{C_D}$, llamado fineza, y que se representa por f .

Cuando se vuela con mucho ángulo de ataque por ejemplo 14° , se sabe que C_L tiene un valor elevado; con un ángulo de ataque pequeño, 3° , C_L sería pequeño (figuras 5.12 – 5.13), luego a cada punto de la polar le corresponde un ángulo de ataque.

Un punto muy interesante para la dinámica de la aeronave es aquel en que el valor de $\frac{C_L}{C_D} = f$ es máximo, para ello deberá ser máxima la tangente desde el origen a la curva. Es más fácil observar éste punto si se grafica el cociente en función del ángulo de ataque (figura 5.13).

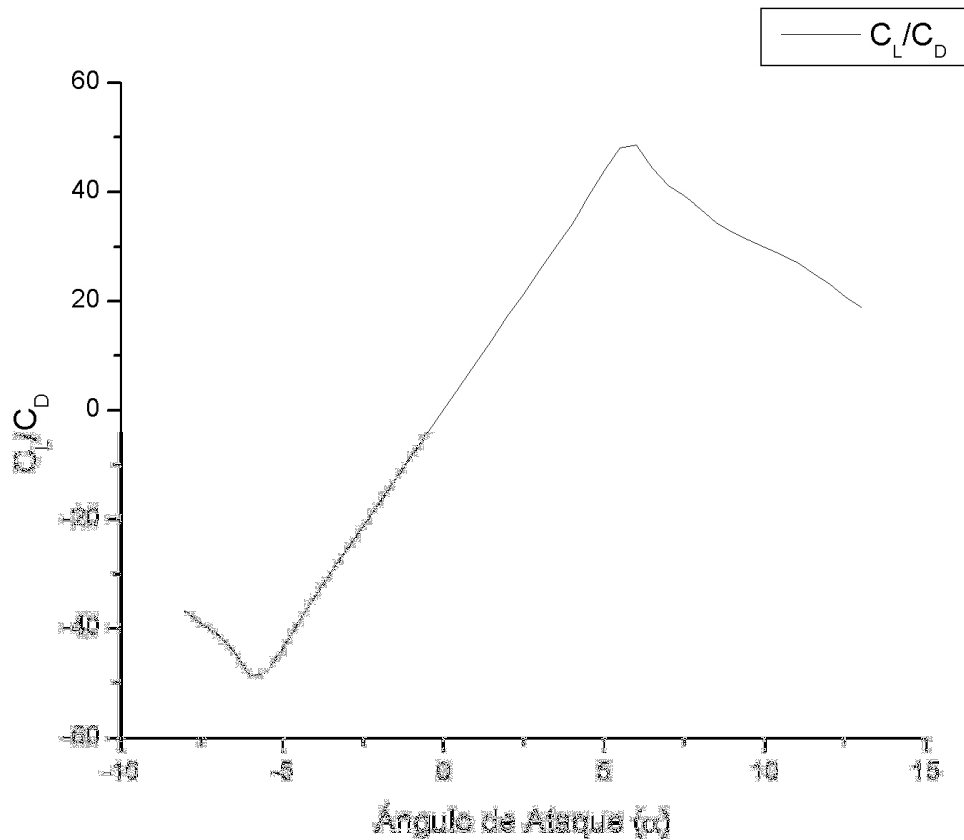


Figura 5.13 Polar NACA 63-015 en función del ángulo de ataque

Como se puede observar el ángulo de ataque al cual se consigue fineza máxima es fijo, en este caso 6° .

Éste valor de la fineza máxima es importante para algunos problemas de la dinámica como son el máximo alcance, el ángulo mínimo de descenso sin potencia (planeo), etc [6].

5.4.3 Elección del tamaño de la cola vertical

Determinar el tamaño apropiado de la cola vertical es importante para una adecuada estabilidad estática para una aeronave configurada convencionalmente.

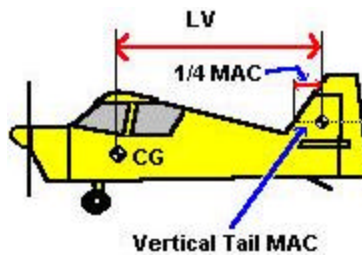


Figura 5.14 Relación entre las dimensiones de la cola vertical

El valor L_v es la distancia desde un cuarto de la MAC (cuerda media aerodinámica) al centro de gravedad de la aeronave. El valor V_v es el coeficiente de volumen de la cola vertical. Entre más alto sea éste valor, más alto es el grado de estabilidad en yaw. Aeronaves ligeras tienen un valor de 0.04. El rango práctico está entre 0.03 y 0.06.

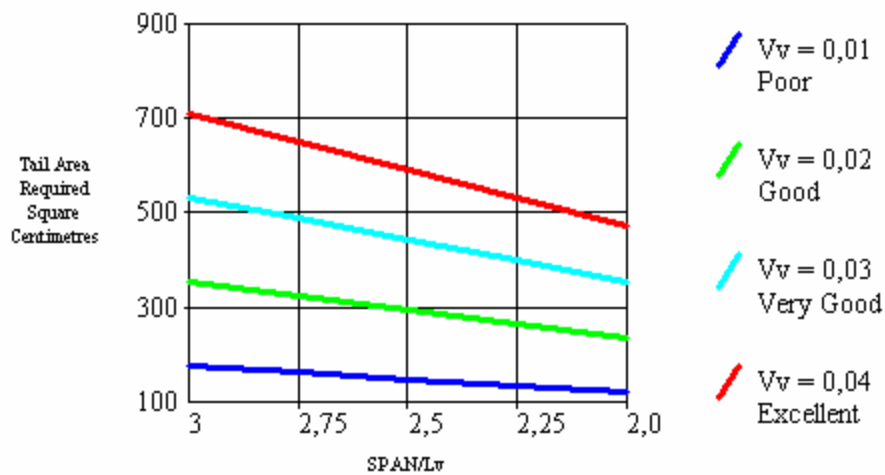


Figura 5.15 Volumen de la cola vertical (generada por Winfoil)

Para el prototipo utilizado se tiene un área de la cola vertical de 488,46 cm²

El eje **Y** de la gráfica es el área requerida de la cola vertical. El eje **X** es la proporción de el área del ala y L_v . Entre más alta sea esta proporción menos área de cola vertical se requiere para un coeficiente de volumen de cola vertical dado i.e.; una cola vertical alejada de el centro de gravedad de ka aeronave tiene más efecto que una cola pequeña cerca al centro de gravedad.

5.4.4 Elección del tamaño de la cola horizontal

Así como la cola vertical tiene gran importancia en la estabilidad estática, también la cola horizontal lo hace.



Figura 5.16 Relación entre las dimensiones de la cola horizontal

El valor L_h es la distancia desde el cuarto de la MAC al centro de gravedad de la aeronave. El valor V_h es el coeficiente del volumen de la cola. Entre más alto sea este valor, más alto es el grado de estabilidad en *pitch*. Aeronaves ligeras tienen un valor típico de 0.5. El rango práctico está entre 0.3 y 0.6.

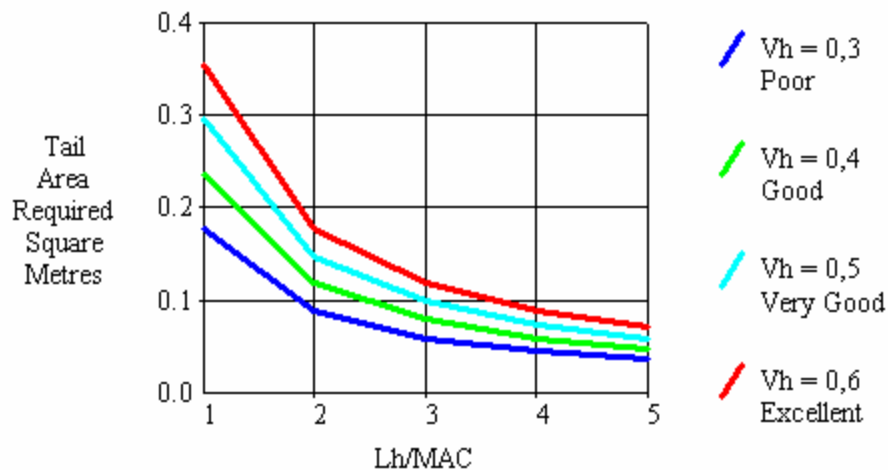


Figura 5.17 Volumen de la cola horizontal (generada por Winfoil)

El eje **Y** de la figura 5.16 es el área de la cola horizontal requerida. El eje **X** es la relación del L_h y la MAC. Entre más alta sea esta relación menos área de cola horizontal se requiere para un coeficiente de volumen de cola horizontal dado i.e.;

una cola horizontal sobre una línea alejada del centro de gravedad de la aeronave tiene más efecto que una cola del mismo tamaño cercana a el centro de gravedad.

5.4.5 Simulación del Número de *Reynolds* (RN)

En la sección 2.3 se discutió la importancia del RN, además en las últimas secciones y gráficas se ha mencionado; sin embargo es posible modelar y determinar su distribución a lo largo de la envergadura o la cola.

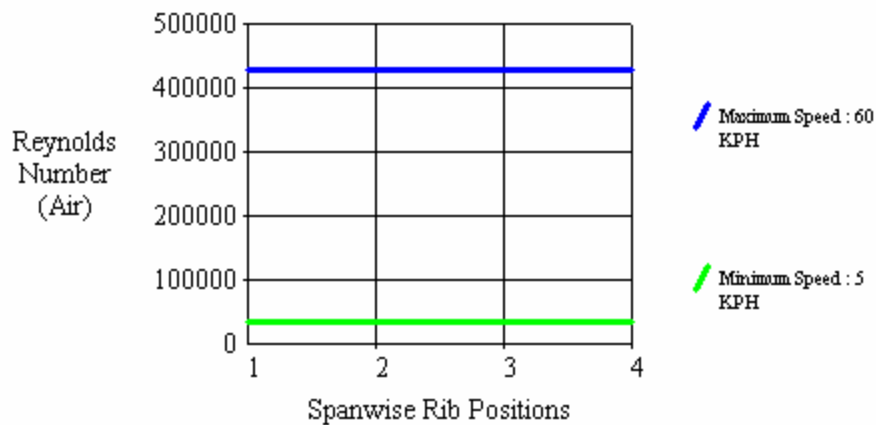


Figura 5.18 Distribución del RN a lo largo de la envergadura del ala

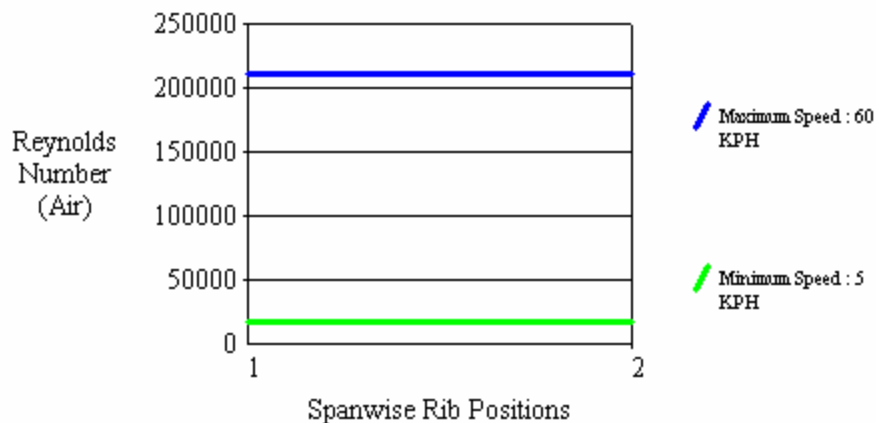


Figura 5.19 Distribución del RN a lo largo de la cola horizontal

En la figura 5.18 y 5.19 se puede observar que la distribución del RN a lo largo del ala es uniforme, debido a que el ala y la cola horizontal es rectangular, como se mencionó en la ec. 2.5, el RN depende de la velocidad, la cuerda y el coeficiente de viscosidad.

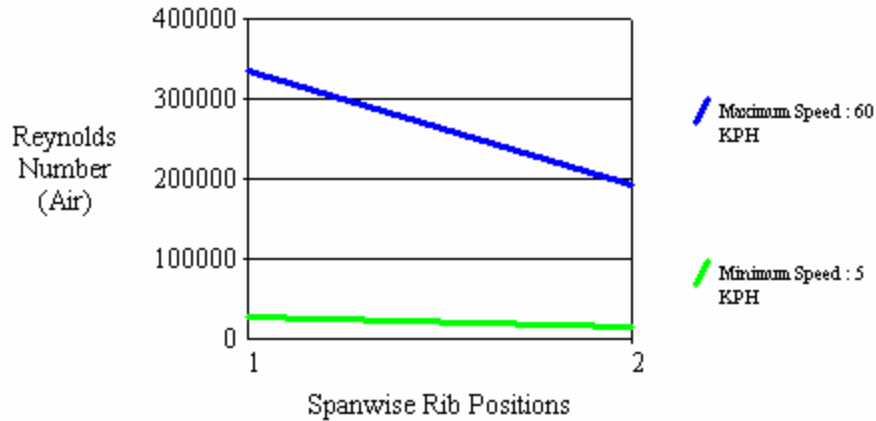


Figura 5.20 Distribución del RN a lo largo de la cola vertical

Al contrario de lo sucedido con la cola horizontal y el ala, el *RN* no es uniforme, obviamente la cola vertical es trapezoidal, lo que implica un cambio en la cuerda de la raíz y la punta, como se analizó en capítulos anteriores, generando un cambio en la distribución del RN [10].

También es posible obtener los valores del número de Reynolds en el ala para diversas velocidades (figura 5.21); como el coeficiente cinemático de viscosidad es dependiente de la densidad del aire, y asumiendo que la aeronave volará a una altitud constante de 100 metros.

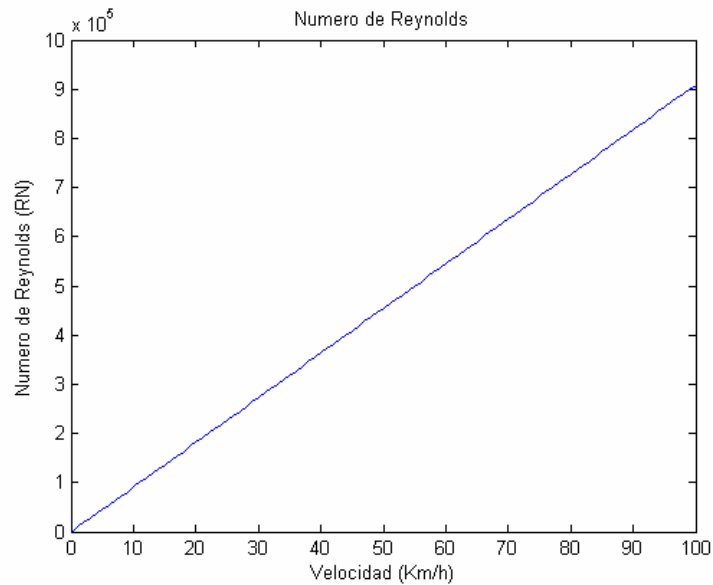


Figura 5.21 Número de Reynolds para diferentes velocidades sobre el ala

5.4.6 Simulación utilizando *Advanced Aircraft Analysis (AAA)*

Esta herramienta permite modelar y simular una aeronave, desde los pesos, pasando por la aerodinámica, propulsión, costos, geometría, etc. Para éste trabajo solo se contemplo el módulo de aerodinámica.

El propósito del módulo de aerodinámica es estimar los coeficientes de la superficie de sustentación y el coeficiente de resistencia total del aeroplano para diferentes condiciones de vuelo [13].

A continuación se iniciará la simulación del coeficiente de sustentación actuando sobre el ala.

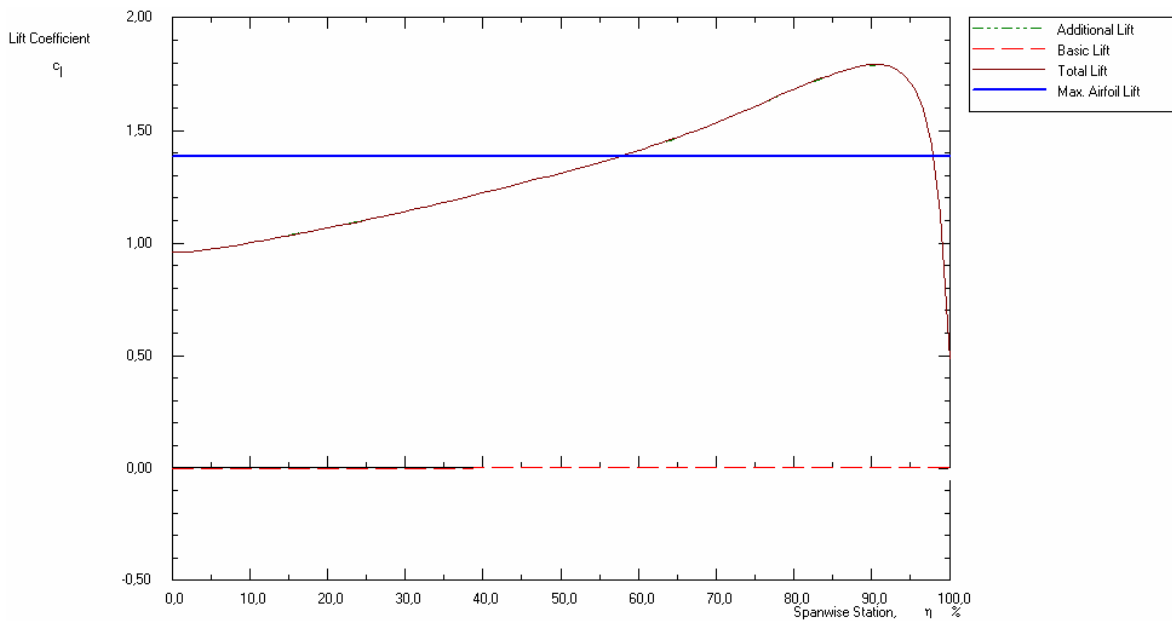


Figura 5.22 Distribución de la sustentación sobre el ala

La figura 5.22 muestra como es la variación del coeficiente de sustentación a lo largo de la envergadura del ala, iniciando desde la raíz (*root*) y terminando en la punta (*tip*), y como en ésta última parte, es mínima la sustentación.

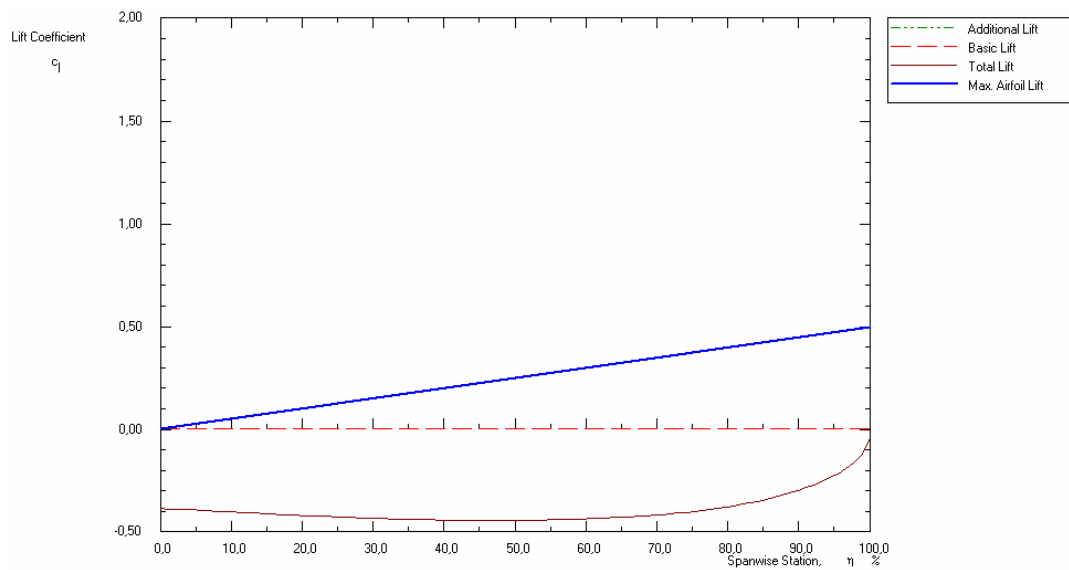


Figura 5.23 Distribución de la sustentación sobre la cola vertical

La figura 5.23 muestra que a pesar de que la cola vertical no genera sustentación, la simulación evidencia que si existe una mínima cantidad, ya que al realizar un viraje, se produce una fricción con el aire, generando sustentación.

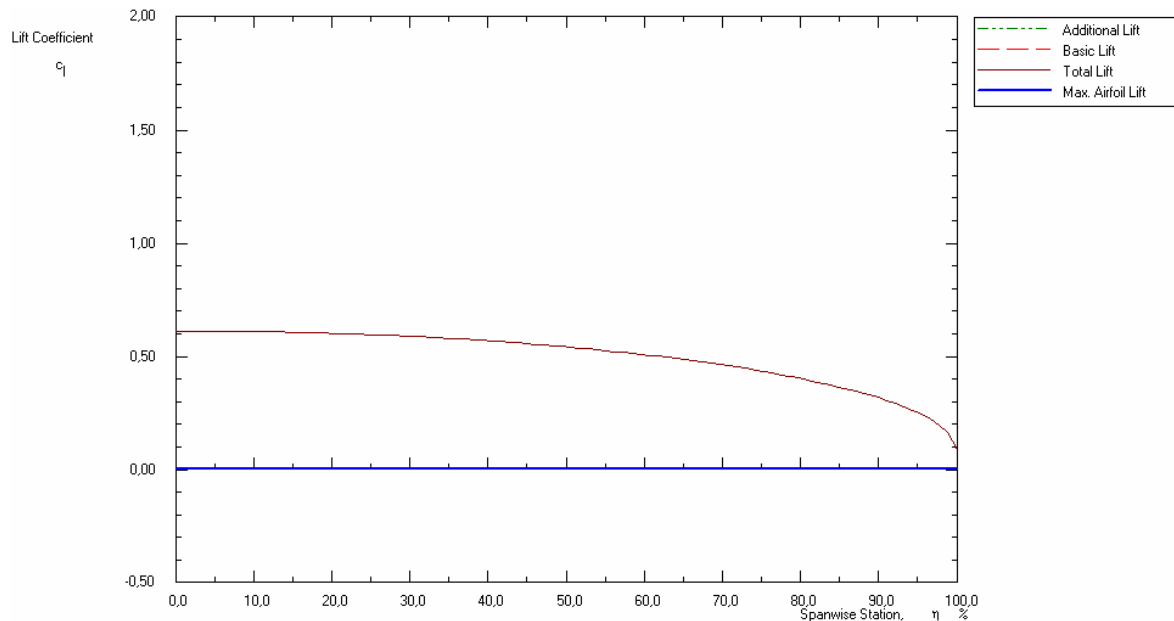


Figura 5.24 Distribución de la sustentación sobre la cola horizontal

Para la cola horizontal sucede lo mismo, a pesar de que si genera sustentación ésta es mínima, en general se puede decir que el ala es la mayor generadora de sustentación, lo que es evidente, ya que como se estudio en el capítulo 2, prácticamente el ala es la permite que una aeronave vuele.

En las figura 5.25, se tiene el comportamiento del ala con respecto al coeficiente de resistencia, nuevamente se puede ver que disminuye desde el *root* (0%) y hacia el *tip* (100%), nuevamente si se refiere al capítulo 2, esto se debe a que la aeronave a lo largo del ala debe ir disminuyendo su resistencia, para de cierta manera lograr un balance.

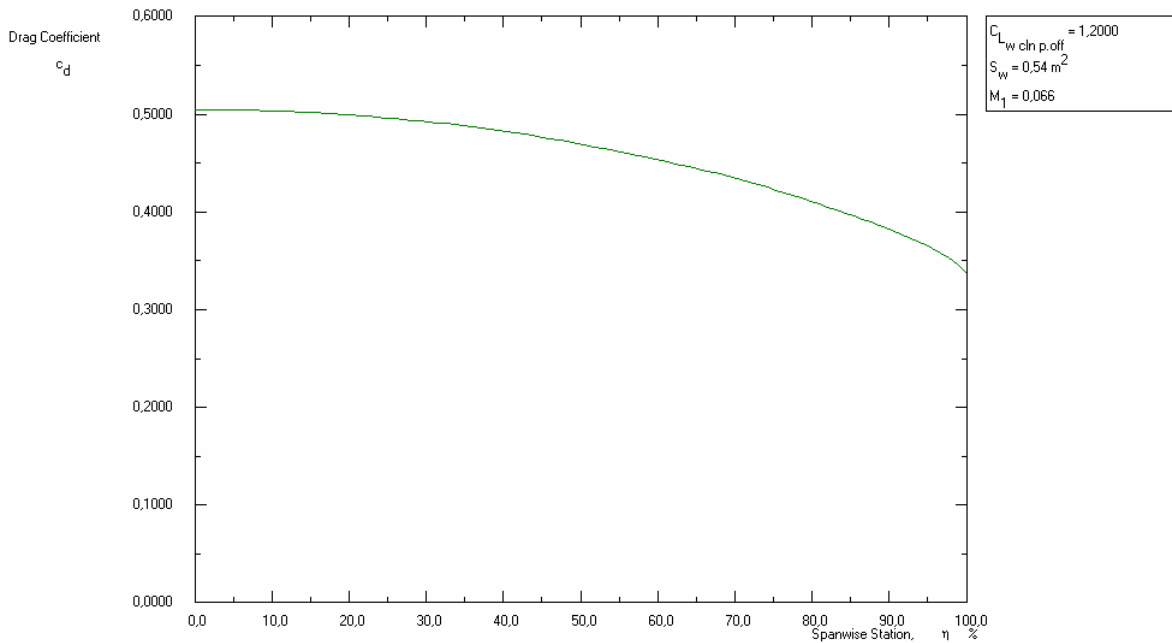


Figura 5.25 Distribución de la resistencia sobre el ala

En la figura 5.26, se tiene la distribución del coeficiente de resistencia con respecto a la cola vertical, nuevamente se puede observar que es mínimo, obviamente debe suceder, ya que si se tiene en cuenta el perfil es bastante delgado, además de su tamaño.

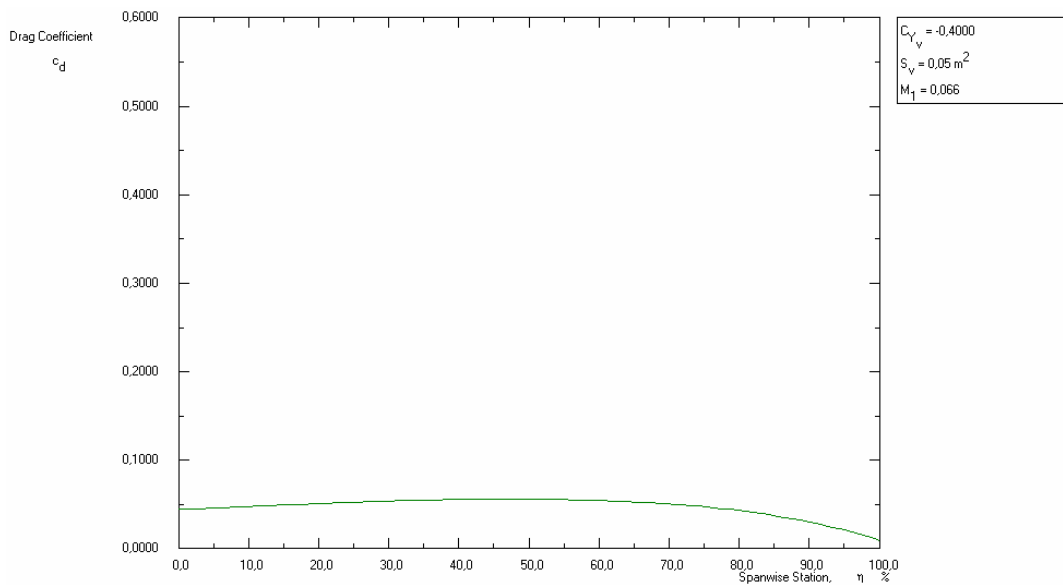


Figura 5.26 Distribución de la resistencia sobre la cola vertical

La figura 5.27, representa a la distribución del coeficiente de resistencia con respecto a la cola horizontal. A pesar de su área, si influye bastante en la generación de resistencia.

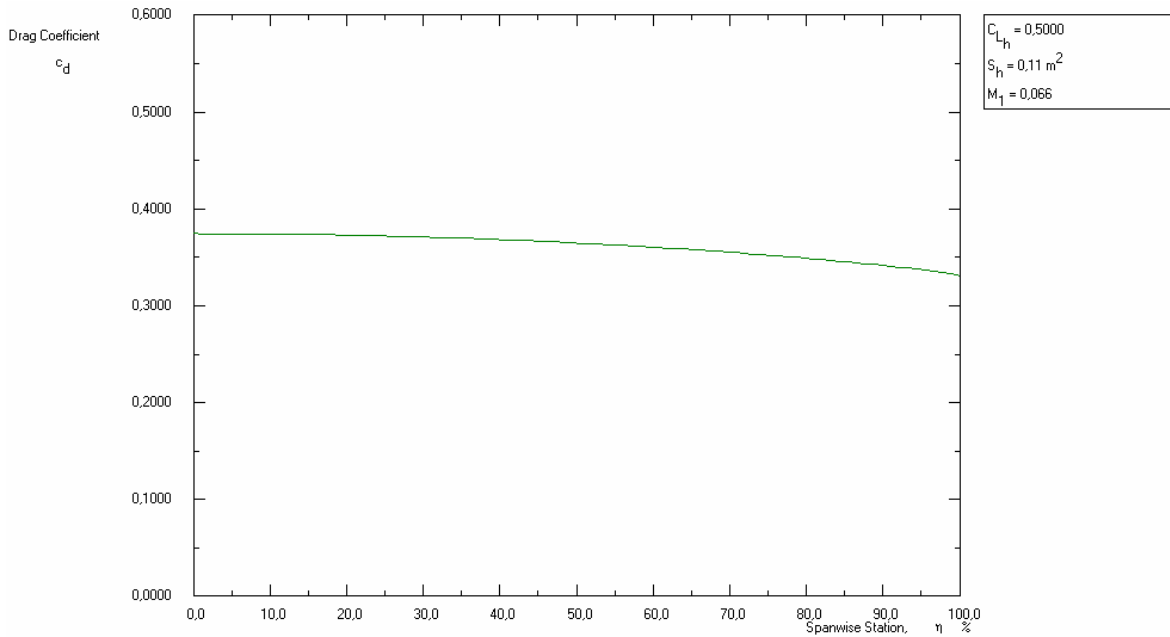


Figura 5.27 Distribución de la resistencia sobre la cola horizontal

En la sección 5.4.2 se había discutido el significado de la curva polar, el AAA permitió modelarla simulando una condición de vuelo de crucero.

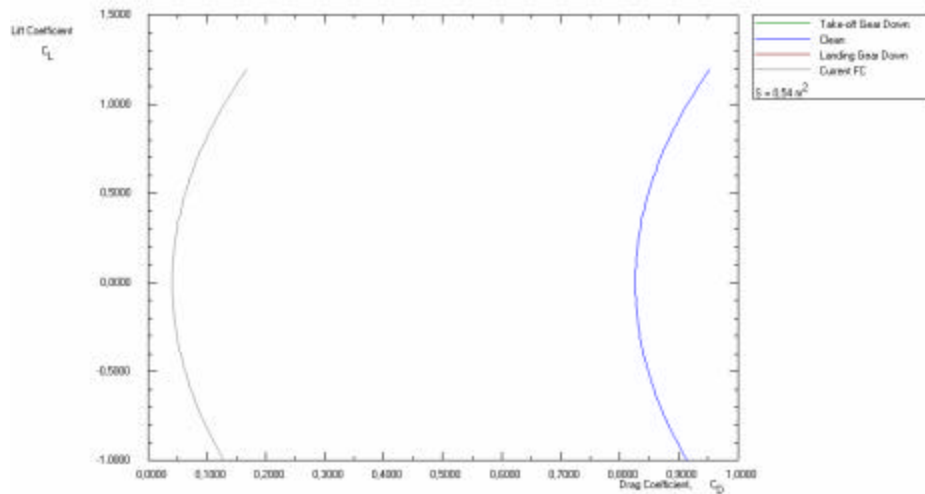


Figura 5.28 Gráfica Polar de la aeronave

6. SISTEMAS DE ADQUISICIÓN DE DATOS

La instrumentación era parte fundamental de éste proyecto, ya que se utilizaron algunas de las áreas de énfasis que el autor curso durante sus estudios de pregrado.

El hardware consta de cuatro tarjetas independientes, la primera es el sistema electrónico de adquisición de datos, la segunda, es la unidad inercial de medida (*Gyro board*), la tercera, sistema de datos aéreos (*air data system*), y la cuarta, el sistema de entradas de control (*control inputs*) ó entradas del piloto (*pilot inputs*), muy importante a la hora de hacer un estudio completo para una aeronave, ya que se puede corroborar la acción del piloto y la respuesta del avión.

6.1 SISTEMA ELECTRÓNICO DE ENTRADAS DE CONTROL (*CONTROL INPUTS MEASUREMENTS*)

Debido a la importancia de éste sistema, fue uno de los más complicados a la hora de diseñar, ya que se contaba con muy poca información al respecto; así que se decidió por intentar reproducir algunos trabajos similares de los que se disponía, la mayoría de ellos intentaban transformar la señal PWM proveniente del receptor (sección 2.10.7.2) en una señal análoga y procesar el dato mediante el conversor A/D de un microcontrolador [14].

6.1.1 Señal PWM de un receptor

Antes de describir éste sistema, es necesario saber que la señal PWM que se deseaba leer, es la misma de los servos que actúan en la aeronave (figura 6.1).



Figura 6.1 Servos del prototipo utilizado

Los servos son muy populares, y un poco costosos, pero son un buen método que permite el control del movimiento.

El voltaje de operación de un servo generalmente es de 5v, sobre la línea de control debe haber 0v cuando halla un cero lógico y 5v para un uno lógico. Es más fácil entenderlo si se observa la figura 6.2.

Como se mencionó anteriormente, el receptor captura la señal del transmisor, la codifica y envía la señal al receptor, el cual la decodifica y la envía a cada uno de los canales respectivos en forma de señal PWM [15].

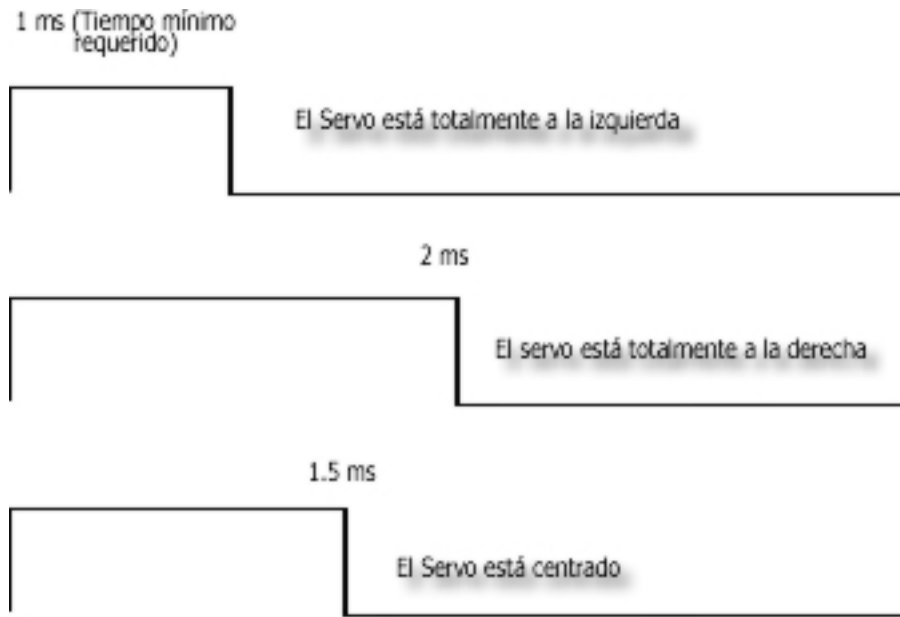


Figura 6.2 Relación del tiempo entre el ancho del pulso y la posición del servo

6.1.2 PWM a voltajes análogos

Como se había mencionado, la idea inicial era transformar la señal PWM en una señal analógica y enviarla al microcontrolador.

Durante este proceso se inició una etapa inicial de documentación sobre procesamiento de señales, para facilitar la comprensión de lo que se estaba realizando.

El sistema consiste en pasar la salida PWM de cada uno de los cuatro canales del receptor a través de un filtro pasa bajas (circuito RC). El espectro PWM cambia significativamente dependiendo de los valores de entrada. El filtro debe acoplarse para el peor caso. Para un desempeño superior, el filtro pasa bajas de segundo orden, proporcionando una atenuación de 40db/decada pasando su frecuencia de corte. Los valores más altos de las frecuencias PWM son filtrados por el filtro pasa bajas (figura 6.3).

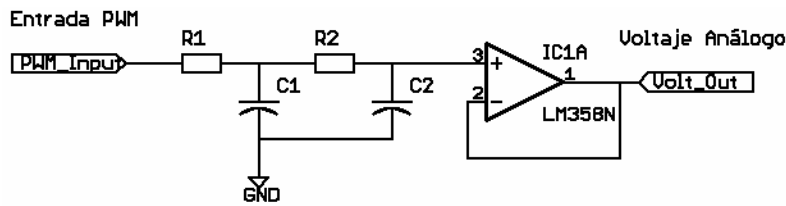


Figura 6.3 Filtro Pasa Bajas de Segundo Orden

Hay varias consideraciones de diseño involucradas en la selección de la frecuencia de corte del filtro pasa bajas. Primeramente, la frecuencia de corte debe ser mucho más baja que la frecuencia del PWM para reducir el ruido generado por el cambio de PWM [14].

A pesar de haber realizado los análisis apropiados, no se consiguió un resultado adecuado a las necesidades, ya que el resultado era una señal rampa, que no servía de nada para el propósito del trabajo.

Posteriormente, se realizó un filtro pasa bajas Sallen – Key de segundo orden (figura 6.4), obteniendo un resultado similar al anterior.

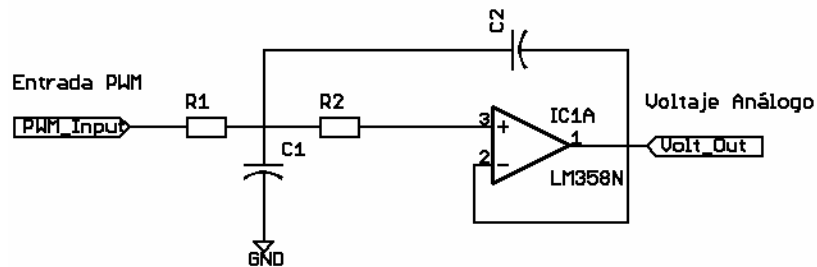


Figura 6.4 Filtro Pasa Bajas Sallen – Key de segundo orden

Luego de haber invertido casi seis meses de investigación, y de haber ensayado variedad de configuraciones de filtros, se decidió dar por terminada ésta etapa e iniciar nuevamente buscando otras alternativas.

6.1.3 Entradas de Control

El sistema final se desarrolló completamente con un microcontrolador, luego de haber invertido casi seis meses con el hardware anterior. El sistema utiliza el contador interno del PIC para medir el ancho del pulso de cada canal y enviarlo a través del RS-232 (figura 6.5). El software del PIC está hecho completamente en C para microcontroladores.

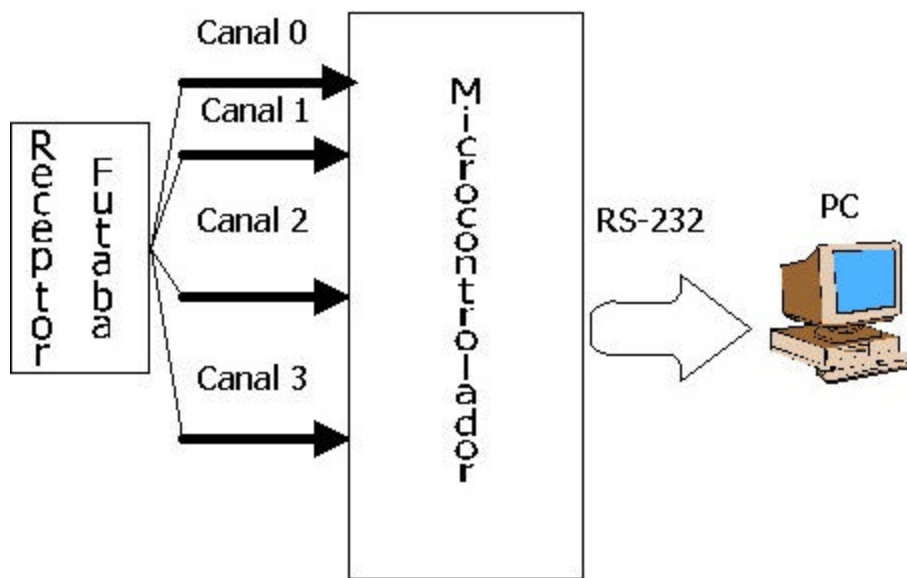


Figura 6.5 Diagrama del sistema electrónico de Entradas de Control

Cada canal representa los comandos realizados por el piloto, es decir, en el computador se grafica cada movimiento de los mandos del transmisor, como el elevador, el timón de cola, los alerones y la potencia. A pesar de que la lectura en el computador es la medida del ancho del pulso, es posible realizar una equivalencia a grados, de acuerdo a la deflexión de los alerones, el timón y el elevador (ver tabla 1).

La señal PWM ingresa al microcontrolador, quien la detecta y activa el contador, una vez la señal ha entrado en el flanco de bajada, el contador se inactiva y entrega el valor vía RS-232 al computador, es un programa realmente sencillo si

se realiza en C, pero bastante complicado si se intenta hacer en ensamblador como se intentó inicialmente, sin resultados favorables.

Para el montaje inicial fue importante la utilización de un generador de PWM, utilizando un 555 (figura 6.6), que permitió una aproximación bastante importante, ya que no era necesario el uso del transmisor y receptor de la aeronave [15].

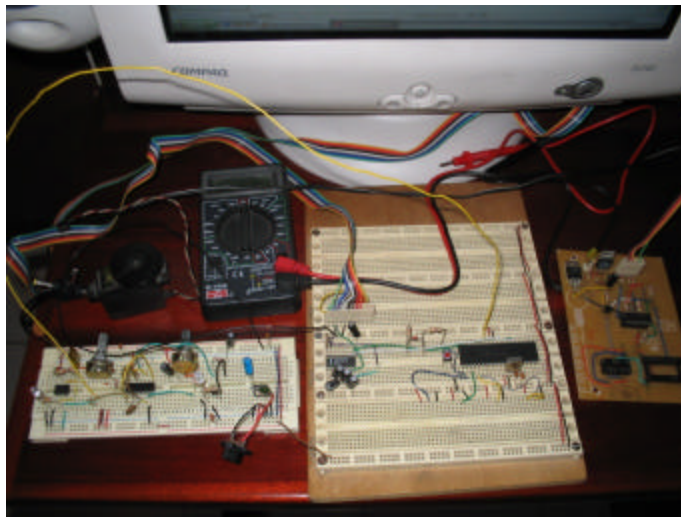


Figura 6.6 Circuitos utilizados para el sistema electrónico de Entradas de Control

6.2 SISTEMA ELECTRÓNICO DE ADQUISICIÓN DE DATOS

Es uno de los sistemas más importantes, y también de gran dificultad debido al hecho de que tener los datos del vuelo de la aeronave es uno de los aspectos más significativos de cualquier proyecto de investigación en el área. Sin datos, no hay bases para cualquier afirmación que se haga sobre el desempeño y la dinámica de la aeronave.

Este sistema, es una tarjeta independiente que consta de un microcontrolador que utiliza cinco canales A/D, una memoria serial, para almacenamiento, y un conector para la transmisión de los datos al computador vía RS-232.

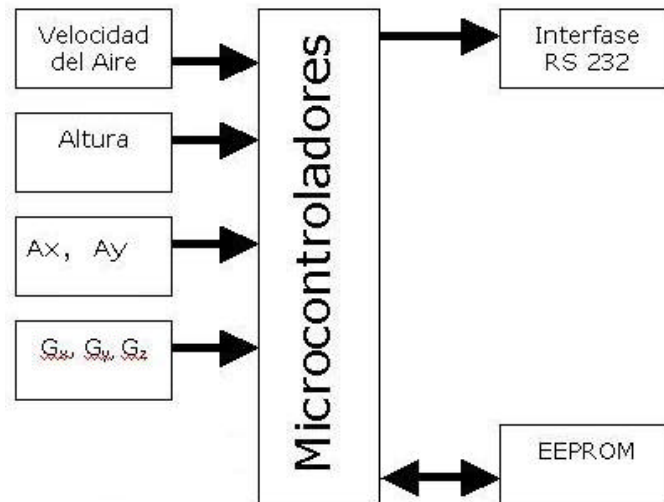


Figura 6.7 sistema de adquisición de datos

Donde A_x y A_y , representan la aceleración (medida en g) en los ejes X e Y respectivamente; G_x , G_y y G_z , representan la velocidad angular en sus respectivos ejes, ó en los movimientos de la aeronave, *roll* (q), *pitch* (p) y *yaw* (r).

Los datos análogos entran a la tarjeta a través de conectores. Se decidió hacer un sistema modular que permitiera la fácil extracción de las tarjetas para recuperar posteriormente los datos del vuelo y adquirir los datos en el computador.

La memoria EEPROM, es de poca capacidad (512 Kbits), por lo que con tanta información, ésta se llena rápidamente, sin embargo, se lograron datos confiables, aunque con vuelos de poca duración.

6.3 UNIDAD INERCIAL DE MEDIDA (GYRO BOARD)

La unidad inercial de media o IMU (por sus siglas en inglés, *Inertial Measurement Unit*), está diseñada para medir la velocidad angular de la aeronave, realmente para llamarse IMU como tal, le hacen falta varios componentes, sin embargo el

giroscopio es el sensor básico. Se decidió conservar este nombre, ya que fue el asignado en el anteproyecto, sin embargo es más conveniente denominar el sistema como *Gyro Board*.



Figura 6.8 Sistema de prueba de la *Gyro Board*

En la figura 6.8 se puede observar todo el sistema que se utilizó para probar la *Gyro Board*.

6.3.1 Características del Sensor

Como se sabe, para utilizar cualquier transductor, es necesario, primero realizar una adecuada caracterización, guiándose por la información y las recomendaciones del fabricante.

Una vez se ha documentado apropiadamente, se hace la caracterización en *Matlab*, para ver como es el comportamiento del sensor (figura 6.9).

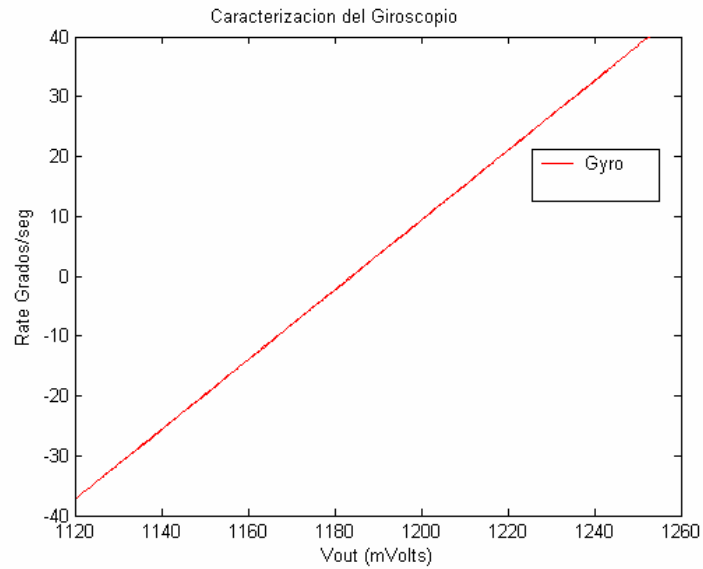


Figura 6.9 Caracterización del Giroscopio

La tarjeta va conectada al sistema electrónico de adquisición de datos.

6.4 SISTEMA DE DATOS AÉREOS (*AIR DATA SYSTEM*)

Este sistema, como su nombre lo indica, se encarga de adquirir la altitud, velocidad del aire y la aceleración.

Esta tarjeta consta de un sensor de presión absoluta, de presión diferencial y un acelerómetro de dos ejes.

Aunque para los objetivos del trabajo no era necesario el acelerómetro, se dejó para propósitos de información.

En la figura 6.10 se puede apreciar un diagrama en bloques del sistema.

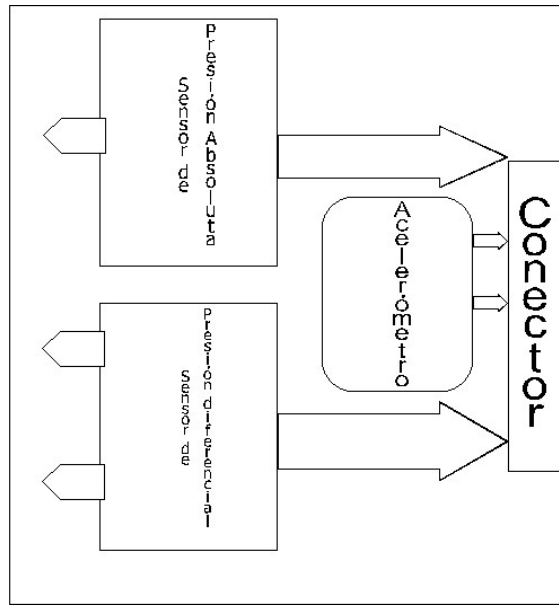


Figura 6.10 Diagrama en bloques del sistema de datos aéreos

6.4.1 Caracterización del altímetro

El altímetro se diseñó con un sensor de presión absoluta, cuya caracterización se muestra en la figura 6.11.

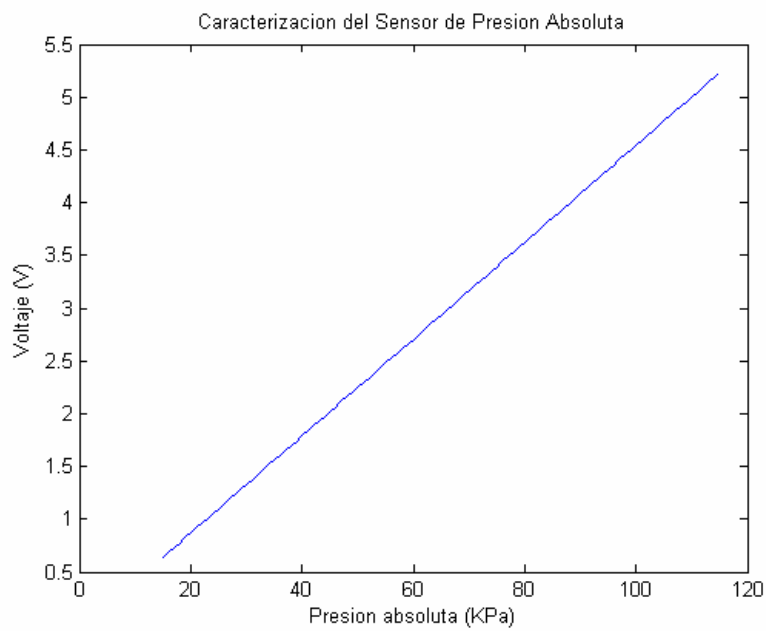


Figura 6.11 Caracterización del sensor de presión absoluta

La presión está directamente relacionada con la altitud, de aquí es posible obtener una gráfica que relaciona estas dos variables (figura 6.12), utilizando la ecuación siguiente:

$$z = \frac{T_0}{\Gamma} \left[1 - \left(\frac{P}{P_0} \right)^{\frac{R\Gamma}{g}} \right] \quad (6.1)$$

Donde:

z , es la altura; $T_0 = 288.15K$, la temperatura inicial; $\Gamma = 0,65 K/km$, rango de temperatura; P , presión; $P_0 = 101,325KPa$, de acuerdo a la atmósfera estándar; $R = 287.04JKg^{-1}K^{-1}$, constante universal de los gases; $g = 9.806m/s^2$, aceleración de la gravedad [15].

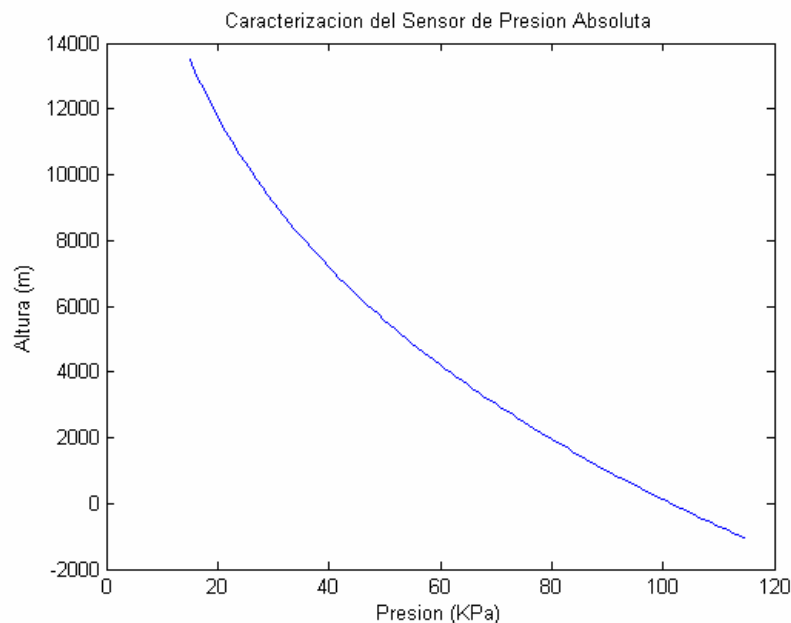


Figura 6.12 Gráfica de la presión absoluta con relación a la altitud

6.4.2 Caracterización del sensor de velocidad del aire

El sensor de velocidad del aire, consta de un sensor de presión diferencial y un Tubo de Pitot (Capítulo 1).

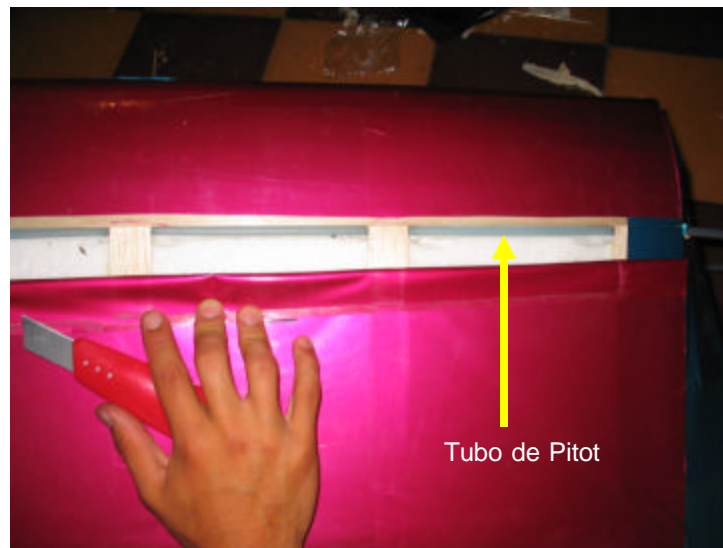


Figura 6.13 Ubicación del Tubo de Pitot

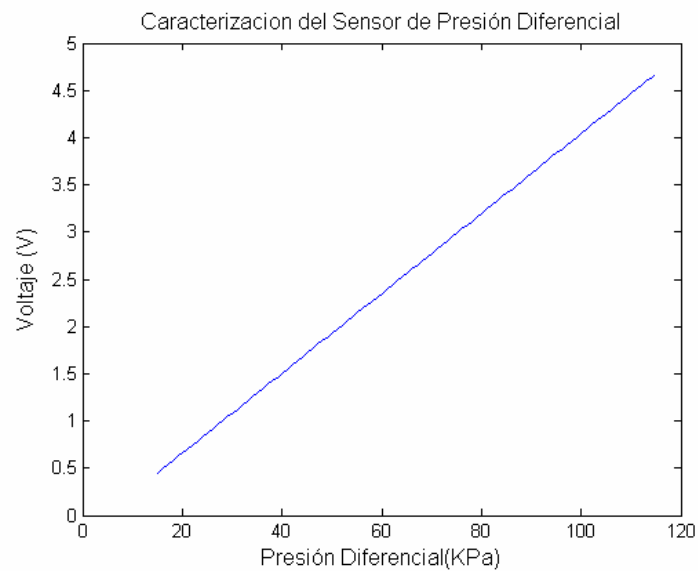


Figura 6.14 Caracterización del sensor de presión diferencial

En el capítulo 1, se estudió el Tubo de Pitot, de ahí es posible obtener la velocidad del aire y representarla en función de la presión diferencial.

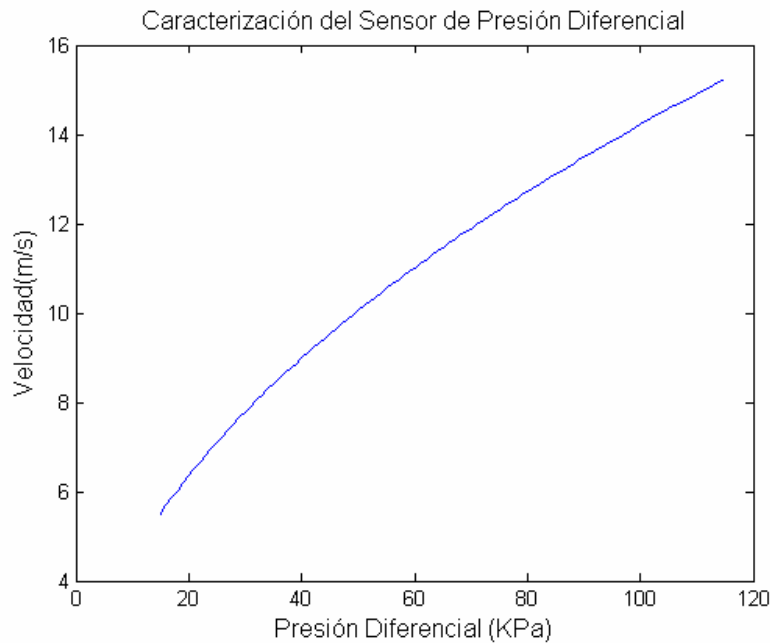


Figura 6.15 Relación entre la velocidad del aire y la presión diferencial

6.4.3 Caracterización del acelerómetro

El acelerómetro es un sensor que mide la aceleración debida a la gravedad, se mide en g's y una $g = 9.8 \frac{m}{s^2}$, los hay de uno, dos y tres ejes, es decir, para el caso de una aeronave, son capaces de proporcionar la aceleración en *roll*, *pitch* y *yaw*; para este sistema se utilizó un sensor de dos ejes, proporcionando información sobre *pitch* y *roll* únicamente, como se mencionó anteriormente, éste sensor no era necesario, ya que la información que el brinda, es útil para sistemas de navegación.

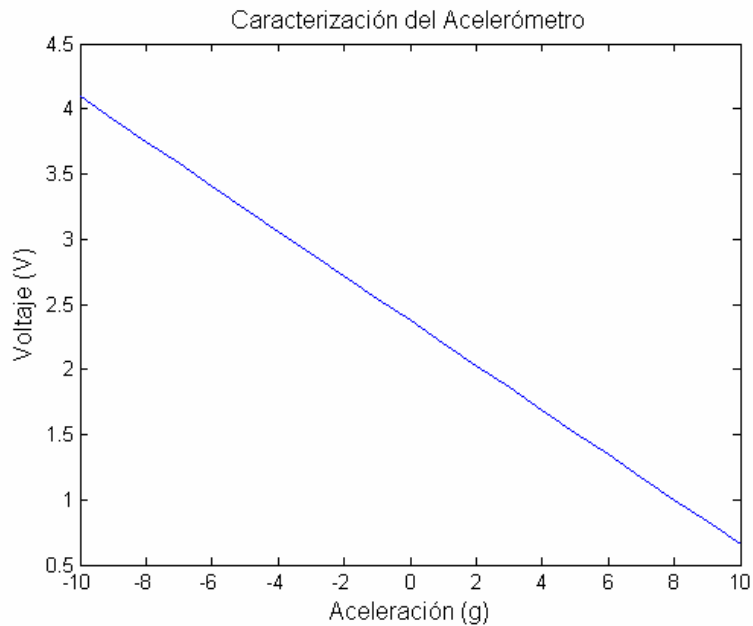


Figura 6.16 Caracterización del acelerómetro

6.5 SOFTWARE DE ADQUISICIÓN DE DATOS

El software de adquisición de datos se realizó en *Labview*. Procesa los datos enviados vía RS-232, los almacena en un archivo (vector-tiempo), para ser analizados posteriormente y los despliega en pantalla por medio de gráficas de tiempo.



Figura 6.17 Software de adquisición de datos en Labview

7. RESULTADOS Y CONCLUSIONES

Después de haber realizado todos los análisis teóricos, la simulación y el modelamiento, se realizaron las pruebas de vuelo necesarias para comprobar como era el comportamiento en general de la aeronave.

La primera prueba, consistió en volar la aeronave sin la instrumentación con el fin de realizar una verificación del estado de la construcción y la calidad de los materiales, haciendo los ajustes necesarios. Éste vuelo fue exitoso, sin contar un pequeño incidente con la hélice, que debido a un desafortunado choque sin repercusión grave, ésta se averió. Además se probó el sistema de entradas de control, con muy buenos resultados como se demostrará a continuación.

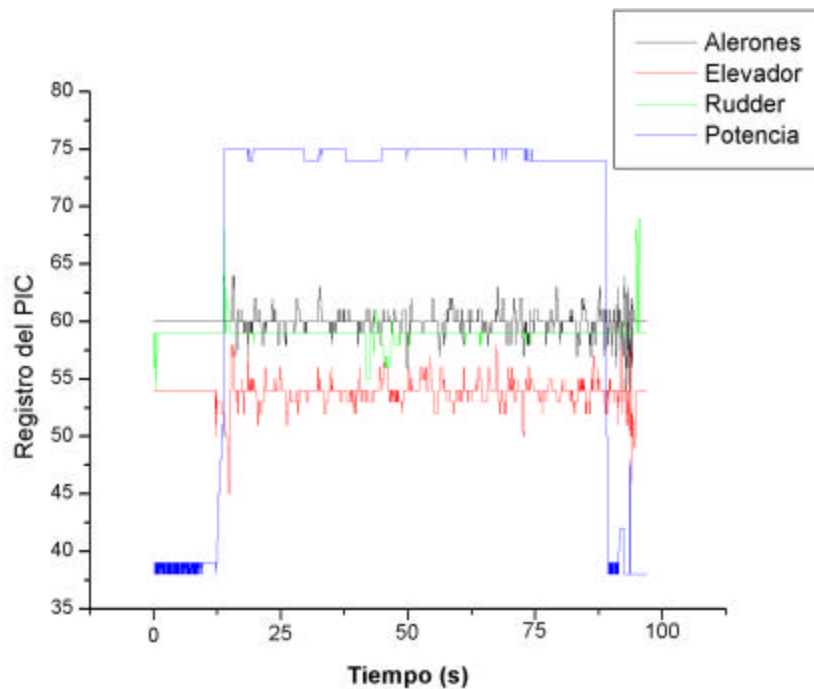


Figura 7.1 Entradas de control



Figura 7.2 Preparación de la aeronave para el vuelo



Figura 7.3A Prueba del sistema de entradas de control



Figura 7.3B Vista superior del sistema de entradas de control



Figura 7.4 Aterrizaje exitoso de la aeronave

Como resultado se observó que la aeronave, según la información obtenida, tenía un buen comportamiento, aunque un poco pesada de nariz, problema que se solucionó fácilmente ajustando los pesos de algunos componentes de la aeronave sin afectar su centro de gravedad (CG).

La segunda fase de vuelos de prueba, se realizó con el objetivo de comprobar el *performance* de la aeronave referido a cada uno de los sistemas diseñados.

De ésta manera, la secuencia de vuelo desarrollada consistió en realizar un *take-off* (despegue) desde la pista a 1737 metros sobre el nivel del mar y ascendiendo en forma constante con una exigencia en el acelerador del motor del 100%.

Posteriormente se procedió a virar por la derecha y continuar ascendiendo hasta alcanzar la altura de crucero con el propósito de realizar en ésta sección un vuelo recto y nivelado. En general, una vez alcanzada ésta altitud se describió un patrón de vuelo con forma elíptica, y en éste se adquirieron datos de aceleración lineal (A_x , A_y) [g], velocidad angular (p , q , r) [grad/s], velocidad del aire (v) [m/s] y altitud

(z) [m]. En la figura 7.5 se muestra un esquema numerado de las diferentes secciones del vuelo programado.

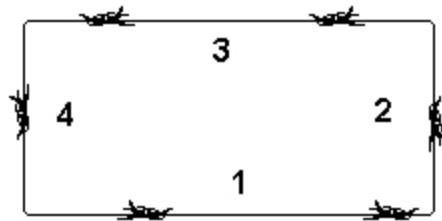


Figura 7.5 Circuito de tráfico rectangular

En el primer segmento del patrón denominado tramo con viento en contra se dio inició a la carrera de despegue sobre la pista continuando con la trayectoria de ascenso, siempre volando en dirección contraria a la del viento en la zona. Las figuras 7.6 y 7.7 muestran la caracterización de éste segmento en términos de altitud y velocidad.

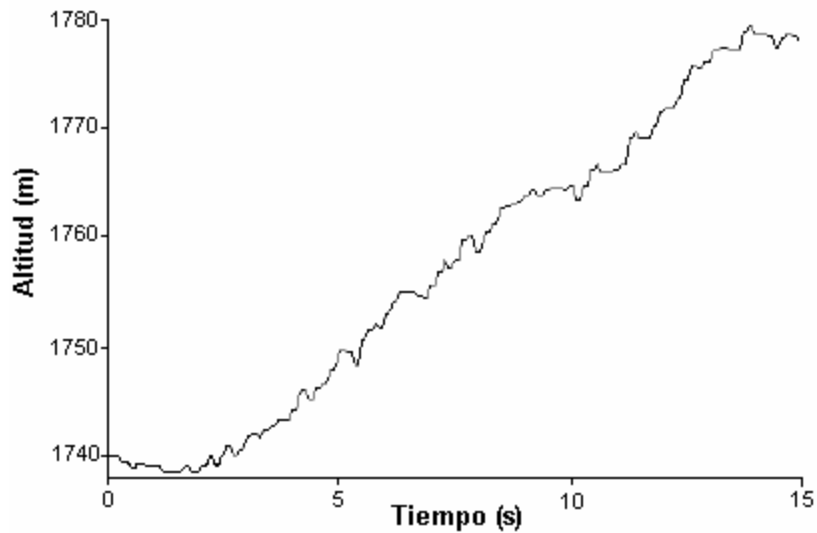


Figura 7.6 Altitud de despegue

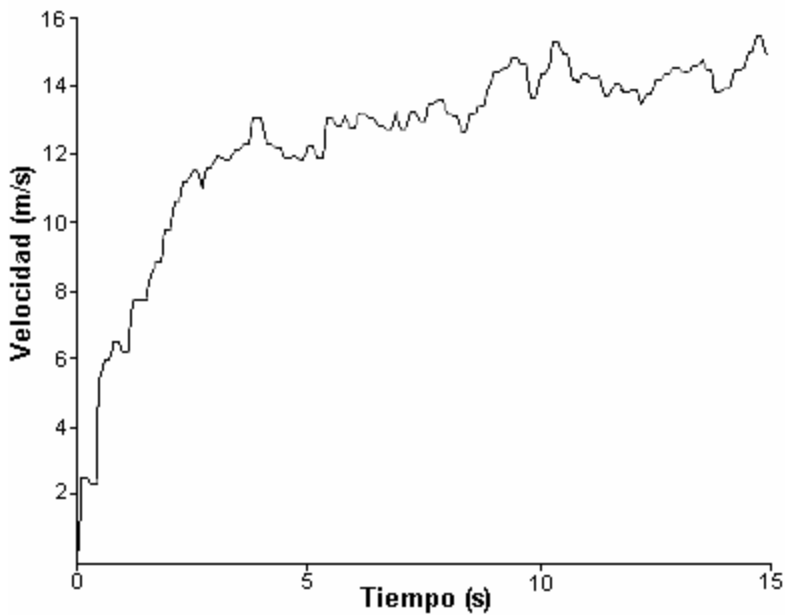


Figura 7.7 Velocidad de despegue

En el siguiente segmento del patrón se realizó un viraje de aproximadamente 90 grados finalizando el tramo de cola, denominado segmento con viento de costado sobre el cual se continuó ascendiendo hasta alcanzar una altitud preestablecida (altitud de crucero) punto en el cual se viró a la derecha aproximadamente otros 90 grados ingresando en lo que se ha denominado tramo con viento de cola, en éste tramo se realizaron dos experimentos. El primero, la medición de los parámetros de aceleración lineal, velocidad angular, altitud y velocidad del aire intentando mantener constante la altitud y la velocidad de la aeronave. De este primer experimento se pudo captar los datos correspondientes mediante la instrumentación a bordo.

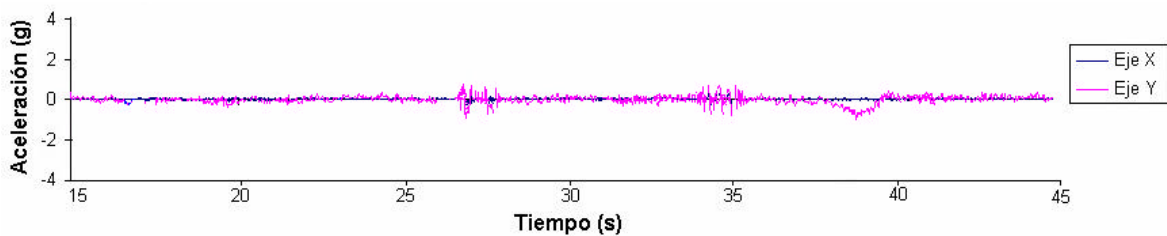


Figura 7.8 Aceleración Lineal

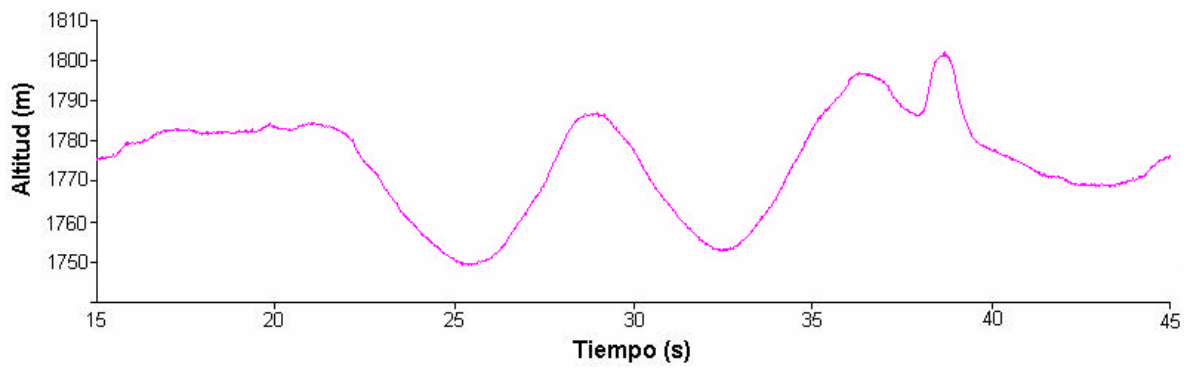


Figura 7.9 Altitud

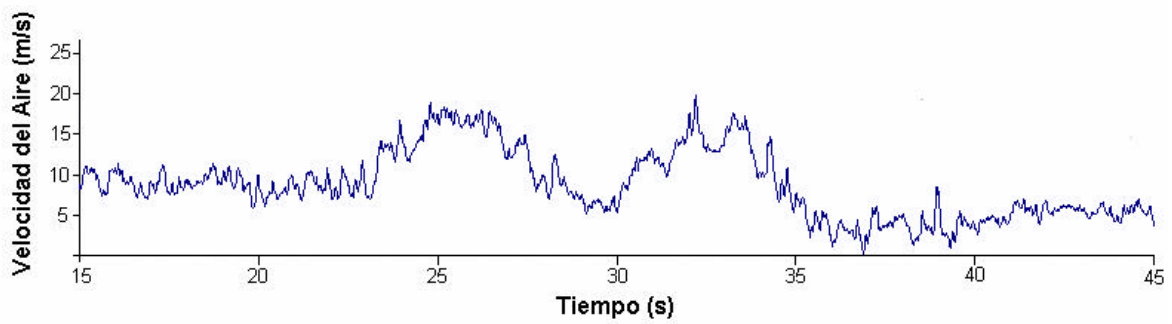


Figura 7.10 Velocidad del aire

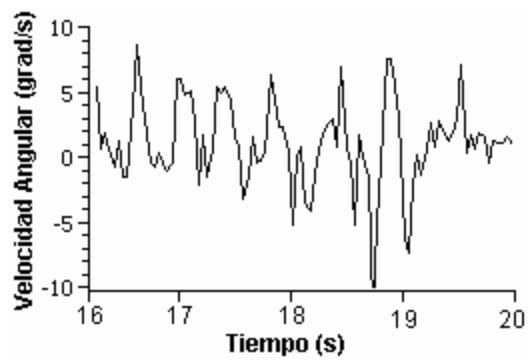


Figura 7.11A Velocidad Angular en *Pitch* (aeronave estable)

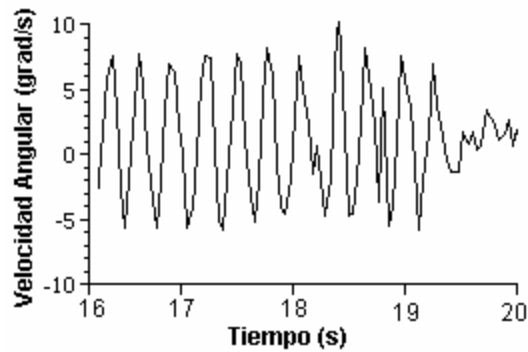


Figura 7.11B Velocidad Angular en *Roll* (aeronave estable)

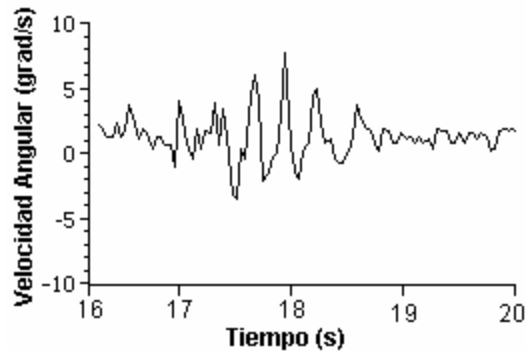


Figura 7.11C Velocidad Angular en *Yaw* (aeronave estable)

Las figuras 7.11A, B y C muestran la velocidad angular de la aeronave en *pitch*, *roll* y *yaw*, mostrando como es el comportamiento de la aeronave en crucero (estable), dicho comportamiento demuestra que a pesar de que el piloto hace lo posible por mantener la aeronave estable, ésta presenta variaciones considerables. Este trabajo permite demostrar la importancia de tener un control artificial de estabilidad en la aeronave, y en general también se podría decir, que también es necesario un control de altitud y velocidad.

El segundo experimento consistió en realizar mediciones de altitud, velocidad del aire y aceleración lineal, pero alrededor de una maniobra de viraje en la cual se mantuvo constante la altitud. Esta operación de viraje se realizó alcanzando una

trayectoria proyectada a 90 grados con respecto a la anterior con lo que se ingresa al segmento denominado tramo de base. Observando las figuras 7.8, 7.9 y 7.10 durante el tiempo comprendido entre 15 y 20 segundos muestran el comportamiento en el viraje.

En el siguiente segmento, figuras 7.8, 7.9 y 7.10, durante el tramo de tiempo correspondiente de 20 y 45 segundos, se realizó una prueba en la que se sometió a la aeronave a cambios bruscos de altitud y velocidad. Nuevamente se midieron los parámetros anteriormente mencionados. En ésta sección se incluyó también la maniobra de viraje analizándola ante cambios de altitud y velocidad.

En general, el comportamiento dinámico de la aeronave fue aceptable, ya que hay varios factores que influyen en la estabilidad; como la acción del piloto, la velocidad de la aeronave, etc. Para poder realizar un estudio aerodinámico más exhaustivo sobre la aeronave es necesario usar un túnel de viento y procesamiento de datos más avanzados para desarrollar un modelo dinámico de la aeronave, cuyo alcance estaba por fuera de los objetivos y puede desarrollarse en un futuro proyecto.

BIBLIOGRAFÍA

Bibliografía Referenciada

[1] Disponible en Internet:

http://www.efunda.com/designstandards/sensors/pitot_tubes/pitot_tubes_intro.cfm

[2] **CÓRDOBA**, Mario Andrés. Vehículos aeroespaciales. La aerodinámica, clave del diseño. En: Revista Aeronáutica. Bogotá: Fuerza Aérea Colombiana. Edición 218. (Enero 1999).

[3] ----- Teoría de la sustentación en el ala. En: Revista Aeronáutica. Bogotá: Fuerza Aérea Colombiana Edición 223. (Julio 2000).

[4] ----- Las alas su diseño e influencia. En: Revista Aeronáutica. Bogotá: Fuerza Aérea Colombiana. Edición 224. (Octubre 2000).

[5] ----- Las Alas: Terminología, tipos y variaciones en el diseño aerodinámico. En: Revista Aeronáutica. Bogotá: Fuerza Aérea Colombiana. Edición 225. (Enero 2001).

[6] **CARMONA**, A. Isidoro. Aeronáutica. Tomo I. Aerodinámica y Actuaciones del avión. Paraninfo. Madrid, España. 1986

[7] **CÓRDOBA**, Mario Andrés. Principios de Estabilidad y Control. En: Revista Aeronáutica. Bogotá: Fuerza Aérea Colombiana. Edición 226. (Mayo 2001).

[8] ----- Conceptos de estabilidad, estática y dinámica en el avión. Parte I. En: Revista Aeronáutica. Bogotá: Fuerza Aérea Colombiana. Edición 227. (Julio 2001).

[9] **ETKIN**, B. Dynamic of flight. Willey.

[10] **HARDY**, Malcom. WINFOIL. Aeronautical Design Software for Model Aircraft. Versión 2.2.24. (2005)

[11] **STEFANO**, Duranti. Profili. Versión 2.16. (2005)

[12] Disponible en Internet:

<http://www.mh-aerotools.de>

[13] **DARCORPORATION**. Advanced Aircraft Analysis. Version 2.5. (2004)

[14] Disponible en Internet:

<http://www.zilog.com> Digital to analog conversion using PWM in the Z8 Encore! ® MCU. Application Note. AN015002-1103.

[15] Disponible en Internet:

<http://www.unicauca.edu.co/~aparicio>

[16] **BAKER**, Bonnie. Anti-Aliasing, analog filters for data acquisition systems. Microchip Technology Inc. 1999

Bibliografía de Consulta (sin referenciar)

ANDERSON, J. Aircraft Performance and Design. McGraw Hill, 1999.

ASHLEY, Holt. Aerodynamics of wing and bodies. Dober publishers

LÓPEZ, Efraín. Taller de investigación. Armenia: Centro de publicaciones Universidad del Quindío, Instituto de educación abierta y a distancia, Licenciatura en Educación Básica Primaria, 1991.

ROSKAM, Jan. Airplane Design, Vols I, II, III, IV, V, VI, VII, VIII. DarCorporation and The University of Kansas. 1997.

<http://www.dfrc.nasa.gov/Education/OnlineEd/Intro2Flight/>

ANEXO 1

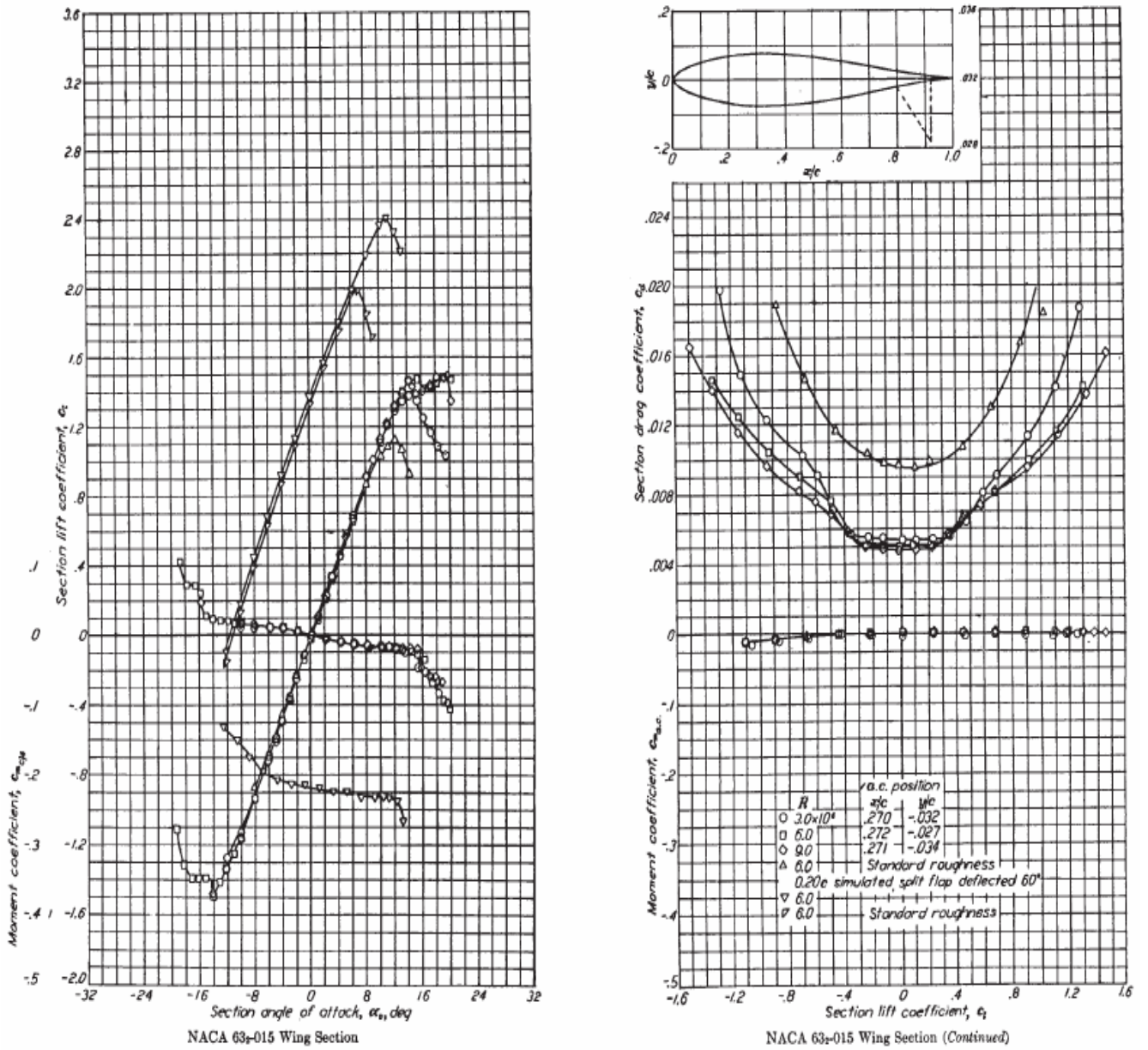


Figura 1. Características del perfil NACA 63-015

ANEXO 2

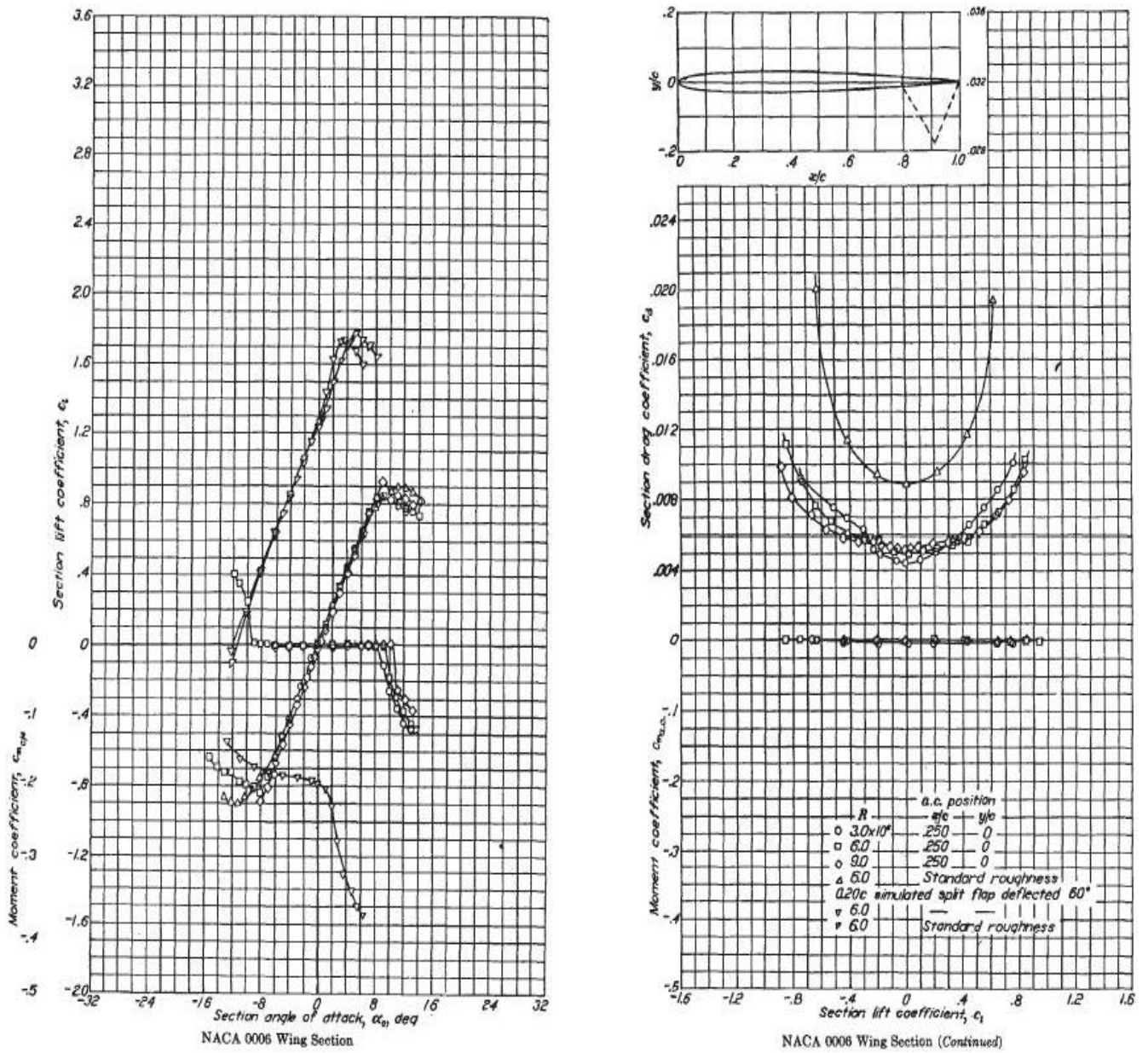


Figura 2. Características del perfil NACA 0006