

Pontificia Universidad Católica del Perú

Facultad de Ciencias e Ingeniería



**Estudio del Efecto de Suelo Sobre las
Características Aerodinámicas de las Superficies
Sustentadoras**

**Tesis de grado para optar por el Título de:
INGENIERO MECÁNICO**

Presentado por:

SEBASTIAN AMEZAGA ZEGARRA

LIMA - PERU

2005

Resumen

El objetivo del siguiente trabajo es establecer el comportamiento de un perfil aerodinámico cuando éste se acerca al suelo, además de buscar otros fenómenos que se producen en dicho acercamiento (como en la estabilidad por ejemplo).

Para alcanzar los objetivos y luego de una revisión de las bases teóricas del tema, se preparó un programa de simulación basado en el método de vórtices discretos en fluidos bidimensionales cuyos resultados permitieran observar como variaban estos fenómenos en relación a la cercanía al suelo.

Para comprobar la fidelidad de los resultados obtenidos se compararon algunos de éstos con conceptos teóricos ideales y con resultados experimentales de túneles de viento, además de fuentes diversas sobre experimentos realizados sobre el fenómeno WIG (Wing in Ground).

Luego de poner en práctica conjunta todos estos conceptos se pudo llegar a diversas conclusiones, las más importantes obviamente relacionadas con los objetivos de trabajo:

- La sustentación de un perfil aumenta cuando éste se acerca al suelo (a una distancia de 50% de la cuerda del perfil puede haber un aumento de aprox 30% en la sustentación).
- Este perfil pierde estabilidad cuando se acerca al suelo (aumenta el momento de giro generado por las fuerzas de sustentación)

Al tener gran cantidad de datos se pudo llegar a otras conclusiones como por ejemplo:

- El efecto suelo es proporcional a la longitud de cuerda.
- El efecto suelo tiene una variación geométrica respecto de la cercanía al suelo.
- Un aeroplano puede sacar partido de este fenómeno para lograr performances mayores en alcance o capacidad de carga.

A manera de sugerencia anexo en este trabajo algunos posibles temas que pueden ser desarrollados tomando éste como partida en cualquier parte, sea por aerodinámica, estudio del efecto suelo o la programación de la simulación en si.

TEMA DE TESIS PARA OPTAR EL TITULO DE INGENIERO MECÁNICO

Título	:	Estudio del Efecto del Suelo sobre las Características Aerodinámicas de las Superficies Sustentadoras
Área	:	Energía
Propuesto por	:	Dr. Vassili Samsonov
Asesor	:	Dr. Vassili Samsonov
Alumno	:	Sebastián Amézaga Zegarra
Código	:	1997.0248.0 12
Fecha	:	8 de Agosto de 2004

Descripción y Objetivos

Entre las varias etapas que tiene un plan de vuelo, las etapas del despegue y aterrizaje son probablemente las más críticas por la significativa variación en las diversas fuerzas que están aplicadas sobre el aeroplano, además de la aparición de otras tantas que influyen en el comportamiento de la nave.

Uno de los elementos mas significativos que interactúan con el avión es el suelo (entre otros esta el viento), que produce cambios en el normal desplazamiento del flujo de aire a través de las alas y cuya manifestación se puede describir en dos etapas, la aproximación final (desde la primera sensación de variación en las fuerzas hasta el contacto de las ruedas sobre el piso) y el frenado (que se inicia con las ruedas sobre el piso).

El objetivo del presente trabajo es determinar el rango de aproximación de un perfil aerodinámico (es decir desde cuando un perfil siente realmente la interacción con el suelo) y que produce este "efecto suelo" además de las implicancias que tendría este fenómeno en la estabilidad del perfil y como afectaría esto a una aplicación real como un aeroplano. Esto se logrará mediante un programa para PC que utilice el método de vórtices discretos como base y que pueda entregar resultados óptimos y aceptables, esto se confirmara con resultados obtenidos de túneles de viento y resultados teóricos previamente comprobados.

Para lograr estos objetivos describiré primeramente los fenómenos básicos que ocurren en un perfil aerodinámico cuando este se desplaza por el aire para luego incluir la influencia del suelo en este desplazamiento, aquí estableceré las principales hipótesis que se pueden utilizar para simular dicha influencia. Continuare el trabajo con una descripción del análisis de perfiles aeronáuticos y del método de vórtices discretos para dichos perfiles. Para terminar, uniendo los conocimientos adquiridos y los procedimientos desarrollados, describiré el problema de manera detallada y las hipótesis y restricciones necesarias para así obtener resultados y compararlos con datos reales para ver en que porcentaje estos concuerdan.

TEMA DE TESIS PARA OPTAR POR EL TITULO DE INGENIERO MECANICO

**ESTUDIO DEL EFECTO DEL SUELO SOBRE LAS CARACTERÍSTICAS
AERODINÁMICAS DE LAS SUPERFICIES SUSTENTADORAS**

INDICE

1. INTRODUCCIÓN
2. FUNDAMENTOS TEÓRICOS, AERODINAMICA DE PERFILES.
3. DEDUCCIÓN DEL MÉTODO DE VÓRTICES DISCRETOS
4. INFLUENCIA DEL SUELO SOBRE LOS PERFILES AERODINÁMICOS
5. CALCULO DE LA INFLUENCIA DEL SUELO SOBRE DIVERSOS PERFILES AERODINÁMICOS

CONCLUSIONES

BIBLIOGRAFÍA

PLANOS

ANEXOS

ASESOR: Dr. Vassili Samsonov

A mi tío Bobby, héroe anónimo de esta larga aventura... Tío todavía me debes una... tu condición no te salva de ésta.





Demasiada gente a quien agradecer y muy poco espacio, definitivamente a mi madre por no dejar que nunca me rinda, a mi padre por su gran apoyo e innumerables consejos y a mi hermano por estar allí cuando lo necesité; a toda mi familia porque estoy hecho de una pequeña parte de cada uno de ellos; al Dr. Samsonov, Claudia y la China por su inapreciable asesoría; a Piero y su familia por su gran ayuda y su eterna amistad, a Giuseppe por mostrarme la luz, a Daniel por los datos que me salvaron la vida; a Christian por siempre mostrarme el camino; a LBA y etcéteras por todo el tiempo y aventuras juntos; a las chicas por el apoyo en el sprint final; a Alfonso, Walter, Uchi, la Cathy por soportarme todas; a mis nuevas sobrinas por simplemente existir; a toda la gente de Mecánica y por supuesto a tí que te atreviste a leer este trabajo.

Sebastián

Índice

Índice.....	1
Simbología.....	4
1. Introducción.....	5
2. Fundamentos Teóricos, Aerodinámica de Perfiles.....	7
2.1. Fluido.....	7
2.2. Mecánica de Fluidos.....	7
2.2.1. Temperatura.....	7
2.2.2. Presión.....	7
2.2.3. Densidad.....	8
2.2.4. Viscosidad.....	8
2.2.5. Numero de Mach.....	8
2.3. Principios Básicos.....	9
2.3.1. Principio de la Conservación de la Masa.....	9
2.3.2. Principio de la Conservación del Momentum.....	10
2.3.3. Principio de la Conservación de la Energía.....	10
2.3.4. Ecuación de Euler.....	12
2.3.5. Ecuación de Capa Limite.....	12
2.3.6. Forma Adimensional de las Ecuaciones.....	13
2.3.6.1. Numero de Reynolds.....	15
2.4. Fundamentos de Fluidos Incompresibles y no Viscosos.....	15
2.4.1. Circulación.....	15
2.4.2. Condición de Irrotacionalidad.....	16
2.4.3. Líneas Equipotenciales.....	16
2.4.4. Líneas de Corriente.....	17
2.4.5. Ecuación de Bernoulli.....	17
2.4.6. Vórtice.....	18
2.4.7. Medida de la Velocidad.....	19
2.4.7.1. Medida Real de la Velocidad.....	20
2.5. Aerodinámica.....	20
2.5.1. Términos Aerodinámicos.....	21
2.5.1.1. Perfil.....	21
2.5.1.2. Ala.....	23
2.6. Fuerzas Aerodinámicas de un flujo bidimensional.....	24
2.6.1. Sustentación.....	25

2.6.1.1. Sustentación en un Cilindro.....	25
2.6.1.2. Sobre un Perfil.....	28
2.6.2. Arrastre.....	32
2.6.2.1. Arrastre por Forma.....	32
2.6.2.2. Arrastre por Fricción.....	33
2.6.2.3. Momentos Sobre el Perfil.....	35
2.7. Fuerzas Aerodinámicas de un Flujo Tridimensional.....	37
2.7.1. Sustentación.....	37
2.7.2. Arrastre.....	39
2.7.3. Velocidad de Pérdida.....	41
2.7.4. Reynolds.....	41
Referencias.....	46
3. Deducción del Método de Vórtices Discretos.....	46
3.1. Introducción.....	46
3.2. Teoría General de Perfiles Delgados.....	46
3.3. Descripción del Método de Vórtices Discretos en Fluidos.....	50
Referencias.....	54
4. Influencia del Suelo Sobre los Perfiles Aerodinámicos.....	55
4.1. Introducción.....	55
4.2. Estabilidad.....	56
4.2.1. Definición.....	56
4.2.2. Momentos de Giro.....	57
4.2.3. Mandos de Vuelo.....	58
4.2.4. Estabilidad Longitudinal Estática.....	59
4.2.4.1. Estabilidad Longitudinal en el Ala.....	61
4.2.4.2. Estabilidad en el Fuselaje.....	61
4.2.4.3. Estabilidad en la Cola.....	62
4.2.4.4. Superpérdida.....	65
4.3. Actuaciones del Avión.....	66
4.3.1. Vuelo Horizontal.....	66
4.3.2. Fuerzas Actuantes Durante el Descenso.....	68
4.3.3. Segundo régimen.....	69
4.4. Aterrizaje.....	69
4.4.1. Definición.....	69
4.4.2. Actuaciones Durante el Aterrizaje.....	70
4.5. Influencia del Suelo.....	71
Referencias.....	73

5. Cálculo de la Influencia del Suelo Sobre Diversos Perfiles	
Aerodinámicos.....	75
5.1. Hipótesis.....	75
5.2. Suposiciones.....	75
5.3. Datos.....	75
5.4. Procedimiento.....	76
5.5. Resultados.....	76
Conclusiones.....	82
Bibliografía.....	86
Direcciones URL.....	86
Planos	
Anexos	
I: Perfiles NACA	
II: Perfiles Utilizados	
III: Diagrama de Flujo	
IV: Breve Reseña Histórica de la Aerodinámica como Ciencia	
V: Breve Reseña Histórica del Programa Java	
VI: Mejoras del Trabajo a Futuro	

Simbología

Símbolo	Descripción	Símbolo	Descripción
AR	Alargamiento	Q	Flujo de calor
α_i	Angulo inducido	F	Fuerza
A	Area	g	Fuerza de gravedad
S	Area del ala	f_x	Fuerzas externas en la dirección x
D	Arrastre	f_y	Fuerzas externas en la dirección y
Γ	Circulación	f_z	Fuerzas externas en la dirección z
C_D	Coficiente de arrastre	Ψ	Función de corriente
C_d	Coficiente de arrastre por unidad de longitud	ϕ	Función equipotencial
C_M	Coficiente de momento	c_{ij}	Influencia del elemento i sobre el emlemento j
C_m	Coficiente de momento por unidad de longitud	L	Longitud característica
C_L	Coficiente de sustentación	m	Masa
C_l	Coficiente de sustentación por unidad de longitud	M	Momento
u	Componente cartesiana de la velocidad en la dirección x	M_{AC}	Momento respecto del centro aerodinámico
v	Componente cartesiana de la velocidad en la dirección y	Re	Número de Reynolds
w	Componente cartesiana de la velocidad en la dirección z	δ_p	Pendiente de línea media
z	Componente cartesiana de posición	W	Peso
y	Componente cartesiana de posición	r_{ij}	Posicion del elemento i respecto de j
x	Componente cartesiana de posición	q	Presión dinámica
K	Constante	L	Sustentación
c	Cuerda	T	Temperatura
c_t	Cuerda de punta	t	Tiempo
c_r	Cuerda de raíz	W	Trabajo realizado
C	Cuerda media aerodinámica	f	Vector de fuerzas externas
ρ	Densidad	F_{cuerpo}	Vector fuerza de masa
γ	Distribución de vórtices	$F_{superficie}$	Vector fuerza de superficie
η_{limite}	Eficiencia por capa límite en el suelo	n	Vector normal
η_{suelo}	Eficiencia por influencia del suelo	V	Vector velocidad
a_{ij}	Elemento de la matriz influencia en la posición i, j	V	Velocidad
T	Empuje	ω	Velocidad angular
u_e	Energía interna	U	Velocidad de flujo libre
h	Entalpía	EAS	Velocidad equivalente
b	Envergadura	IAS	Velocidad indicada
τ	Esfuerzo cortante	GS	Velocidad sobre el suelo
δ	Espesor de capa límite	TAS	Velocidad verdadera
λ	Estrechamiento	μ	Viscosidad
φ	Flecha	vol	Volumen

1. Introducción

Al hablar de aerodinámica nos remitimos al deseo innato y ancestral del hombre por imitar a las aves, a lo largo de esa línea histórica existen distintos tipos de expresiones ya sean tradiciones orales (La leyenda de Ícaro) artísticas (como la Victoria de Samotracia creada alrededor del año 200 A.C.) o científicas (como las investigaciones realizadas por Leonardo da Vinci entre los siglos XV y XVI).

Pero el sueño de volar en algún momento dejó de ser únicamente una fantasía propia de artistas e intelectuales, poco a poco el hombre se dio cuenta que para imitar a las aves iba a tener que entrar en el campo del ensayo y error hasta alcanzar literalmente las nubes. Así empezaron a aparecer científicos e ingenieros que aprendiendo unos de otros poco a poco construyeron los cimientos de la aeronáutica y la aerodinámica moderna.

Personajes como Daniel Bernoulli y sus investigaciones sobre fluidos, Benjamin Robins y sus primeras investigaciones en el brazo giratorio (máquina de investigación reemplazada posteriormente por el túnel de viento), los hermanos Montgolfier y sus investigaciones sobre globos aerostáticos, Henri Navier y sus ecuaciones matemáticas que explicaban la conservación de la cantidad de movimiento de los fluidos, Otto Lilienthal y sus múltiples patentes de planeadores y su infinita inventiva detenida únicamente por la muerte permitieron a otros como los hermanos Wright o Richard Pearse hacer volar máquinas más pesadas que el aire tripuladas y de manera controlada. Después de ellos el desarrollo fue simplemente vertiginoso donde otros como Sikorsky y el primer helicóptero funcional o Tsiolkovsky, Von Braun y Goddard y sus investigaciones sobre el control de cohetes y viajes espaciales que terminaron con la llegada de Neil Armstrong a la luna simplemente le dieron a la humanidad una manera distinta de ver el mundo, desde arriba. Después de algo más de 100 años me atrevo a decir que la aeronáutica y la aerodinámica han cambiado el mundo haciéndolo más pequeño y accesible a todos, con viajes trasatlánticos que duran menos de medio día contra la semana que se demora uno en cruzarlo en barco, satélites que nos permiten comunicarnos virtualmente con cualquier ser humano del planeta o fuera de él, y viajes que resultan pequeños saltos por el aire pero que podrían durar días o inclusive semanas por tierra (como ir de Lima a Iquitos), llevando por consiguiente la posibilidad de permitir el desarrollo parejo y sostenido del mundo entero. Es por eso que debemos estar infinitamente agradecidos a esos “locos” que querían volar como las aves por ayudarnos a alcanzar las estrellas.

Muy al margen de que el aire es el medio natural en el que se desenvuelve un perfil aerodinámico, su relación con el suelo es constante, ya sea acercándose o alejándose de él (aviones), o interactuando constantemente con éste (automóviles o techos de construcciones). Por lo que estudiar dicha interacción no es sólo importante sino interesante para aprender que ocurre con el denominado “efecto suelo”. Este efecto suelo nos va a permitir por ejemplo transportar cargas de mayor tamaño a una mayor distancia con menores consumos (como el proyecto Pelicano de la Boeing proyectado para transportar por aire 17 tanques M1 a 10000 km de distancia cuando actualmente se pueden cargar 4 como máximo) y lo más importante, en menos tiempo, reduciendo significativamente los costos operativos de cualquier proyecto del mundo, proyectos como el de Boeing o los avances de los Ekranoplanos en Rusia buscan desarrollar un vehículo intermedio entre un avión y un barco que obtenga lo mejor de los dos mundos (gran capacidad de carga a gran velocidad).

Para poder trabajar sobre un problema cualquiera se deben conocer previamente las bases teóricas que nos permitirán resolver este problema de manera eficiente y coherente, por lo que los primeros capítulos de este trabajo se dedican justamente a eso, entender que es un perfil, como se comporta en un fluido y como se puede predecir este comportamiento. La segunda parte se centra más en el problema a tratar y recopila todas las suposiciones teóricas previamente discutidas para resolver este problema de manera eficiente. La última parte toca las conclusiones a las que podemos llegar con los resultados obtenidos. Los anexos incluyen una explicación sobre que es un perfil NACA, la descripción del tipo de perfiles que se utilizaron en el trabajo, un esquema del funcionamiento del programa de simulación, una breve historia de la aerodinámica y del programa Java y un pequeño resumen de las mejoras que se puede hacer a futuro para hacer de éste un trabajo que proponga investigaciones futuras sobre éste y otros temas relacionados.

Espero que al revisar este trabajo el lector interesado en el tema encuentre en él una puerta trasera que lo ayude a comprender el mundo de la aerodinámica de la mejor manera posible, con un lenguaje menos complicado que el utilizado comúnmente en los libros de ingeniería para que de esta manera se sientan incentivados y no se asusten de continuar sus investigaciones alrededor de este tema y así crezca en ellos la misma pasión que me invade cuando entro en un mundo como éste.

2. Fundamentos Teóricos, Aerodinámica de Perfiles

2.1. Fluido:

Estado que caracteriza a la materia porque ésta se deforma plásticamente frente a esfuerzos cortantes.

Los fluidos pueden ser líquidos o gases; los líquidos adquieren la forma del recipiente que los contiene, mientras los gases además adquieren el volumen de dicho recipiente.

2.2. Mecánica de Fluidos:

Se puede definir como la ciencia que estudia el movimiento de los fluidos,

Describir el movimiento de un fluido se puede realizar de distintas maneras utilizando diversos ejes de coordenadas e innumerables puntos de referencia; para objeto de este trabajo trabajaré con un eje de coordenadas cartesiano en un punto de referencia fijo denominado inercial donde se observaran las distintas propiedades que se manifiestan en el fluido dentro de un espacio previamente establecido denominado **volumen de control**. Las propiedades más importantes de un fluido son:

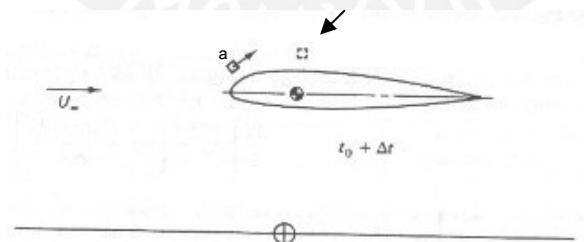


Figura 2.1: la partícula "a" está a punto de pasar por el volumen de control señalado por la flecha, allí se observaran las características del fluido, este VC está fijo al perfil

2.2.1. Temperatura:

Es la manifestación de la energía cinética de las moléculas de un fluido.

2.2.2. Presión:

Es una manera de representar la fuerza de un fluido como un todo aplicada sobre una superficie producto de los impactos individuales de las partículas del fluido sobre la misma, imposibles de ser identificados individualmente.

Los fluidos se pueden definir como **incompresibles**, si el aumento de presión no varía las propiedades del fluido o **compresibles** si ocurre lo contrario. El mismo elemento puede pasar de una condición de incompresibilidad a compresibilidad dependiendo de la presión aplicada y las propiedades de éste. Los fluidos más densos y/o a menor temperatura son más propensos a ser considerados incompresibles para rangos de presión más amplios

2.2.3. Densidad:

Se define como la masa de un fluido que existe en una unidad de volumen.

$$\rho = \frac{m}{V} \quad (2.1)$$

2.2.4. Viscosidad:

La viscosidad (μ) se puede describir como la constante que relaciona la variación de la velocidad de un fluido en presencia de un esfuerzo cortante determinado.

$$\tau = \mu \cdot \frac{\partial v}{\partial y} \quad (2.2)$$

Esta es una propiedad inherente al fluido (es decir, todos los fluidos son viscosos, obviamente algunos más que otros) pero introduciremos el término **fluido no viscoso** para nombrar a un fluido sobre el cual no se manifiestan esfuerzos cortantes notorios.

2.2.5. Numero de Mach:

Es la relación que existe entre la velocidad del fluido estudiado y la velocidad del sonido (velocidad a la que viaja una perturbación causada por un aumento de la presión sobre un fluido en reposo y varía con la altitud) como parámetro absoluto.

$$M = \frac{V}{c} \quad (2.3)$$



Figura 2.2:
F18 rompiendo la barrera
del sonido

2.3. Principios Básicos:

Es obvio que los datos que más nos pueden ayudar a describir un fluido son los datos numéricos; las ecuaciones que nos ayudan a predecir las propiedades ante ciertas características de un fluido se basan en tres conceptos básicos:

- Principio de la conservación de la masa
- Principio de la conservación del momentum
- Principio de la conservación de la energía

2.3.1. Principio de la conservación de la masa

En un volumen de control, el cambio de la cantidad de fluido en el tiempo debe ser igual al flujo neto de este que pasa por dicho volumen de control.

Expresado de manera diferencial:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{V}) = 0 \quad (2.4)$$

Expresado de manera integral:

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{\text{vol}} \rho \cdot d(\text{vol}) + \iint_A \rho \mathbf{V} \cdot \mathbf{n} dA = 0 \quad (2.5)$$

Si un fluido es incompresible, la densidad de éste no varía en el volumen de control (masa constante) por lo que la cantidad neta que pasa por el VC es cero (el fluido que entra es igual al que sale):

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} = 0 \quad \text{o} \quad \nabla \cdot \mathbf{V} = 0 \quad (2.6)$$

2.3.2. Principio de la Conservación del Momentum:

En un volumen de control, la suma de las fuerzas por unidad de masa (aquellas proporcionales a la masa del fluido en estudio tales como peso, fuerzas centrífugas, fuerzas de Coriolis) y las fuerzas por unidad de área (las proporcionales al área, entre otras, esfuerzos normales, cortantes y presión) que se manifiestan en el fluido equivalen al cambio neto de la cantidad de movimiento del fluido.

Expresado de forma diferencial:

$$\rho \frac{\partial u}{\partial t} + \rho(\mathbf{V} \cdot \nabla) \cdot u = \rho \cdot f_x - \frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial x} \left(2\mu \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{2}{3} \mu \nabla \cdot \mathbf{V} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left[\mu \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial z} \left[\mu \left(\frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial z} \right) \right] \quad (2.7)$$

para el eje x

$$\rho \frac{\partial v}{\partial t} + \rho(\mathbf{V} \cdot \nabla) \cdot v = \rho \cdot f_y - \frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\partial}{\partial y} \left(2\mu \frac{\partial v}{\partial y} - \frac{2}{3} \mu \nabla \cdot \mathbf{V} \right) + \frac{\partial}{\partial x} \left[\mu \left(\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial z} \left[\mu \left(\frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial z} \right) \right] \quad (2.8)$$

para el eje y

$$\rho \frac{\partial w}{\partial t} + \rho(\mathbf{V} \cdot \nabla) \cdot w = \rho \cdot f_z - \frac{\partial p}{\partial z} + \frac{\partial}{\partial z} \left(2\mu \frac{\partial w}{\partial z} - \frac{2}{3} \mu \nabla \cdot \mathbf{V} \right) + \frac{\partial}{\partial x} \left[\mu \left(\frac{\partial w}{\partial z} + \frac{\partial u}{\partial x} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[\mu \left(\frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial z} \right) \right] \quad (2.9)$$

para el eje z, estas son las denominadas ecuaciones de **Navier Stokes**

Expresado de forma integral:

$$\mathbf{F}_{\text{cuerpo}} + \mathbf{F}_{\text{superficie}} = \frac{\partial}{\partial t} \iiint_{\text{vol}} \rho \cdot \mathbf{V} d(\text{vol}) + \iint_A \mathbf{V}(\rho \cdot \mathbf{V} \cdot n dA) \quad (2.10)$$

2.3.3. Principio de la Conservación de la Energía:

En un volumen de control, el flujo de calor que se intercambia con el medio ambiente y el trabajo realizado sobre dicho volumen de control, equivalen a la variación de las energías potencial cinética e interna del mismo.

Expresión diferencial:

$$\frac{\partial}{\partial x} \left(k \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(k \frac{\partial T}{\partial y} \right) + 2\mu \left[\left(\frac{\partial u}{\partial x} \right)^2 + \left(\frac{\partial v}{\partial y} \right)^2 \right] - \frac{2}{3} \mu (\nabla \cdot \mathbf{V})^2 + \mu \left[\left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right)^2 \right] = \rho \frac{dh}{dt} - \frac{dp}{dt} \quad (2.11)$$

Expresión integral:

$$\dot{Q} - W = \frac{\partial}{\partial t} \iiint_{vol} \rho \left(\frac{V^2}{2} + \mathbf{g} \cdot \mathbf{z} + u_e \right) d(vol) + \iint_A \rho \left(\frac{V^2}{2} + \mathbf{g} \cdot \mathbf{z} + u_e \right) \mathbf{V} \cdot \mathbf{n} dA \quad (2.12)$$

En teoría, utilizando estas cinco ecuaciones (una de masa una de energía y tres de Navier-Stokes) se puede describir las propiedades de cualquier fluido (presión, temperatura y velocidad) en cualquier instante y posición en el espacio.

En la realidad el movimiento de un fluido es sumamente aleatorio (las propiedades de éste varían sin una tendencia aparente) por lo que la resolución de estas ecuaciones es muy complicada, prácticamente imposible por lo que los ingenieros trabajamos con ciertos artificios matemáticos (como el uso de métodos matemáticos y CFD) y aproximaciones (considerar un fluido incompresible o no viscoso por ejemplo) que simplifican la resolución con errores de aproximación aceptables.

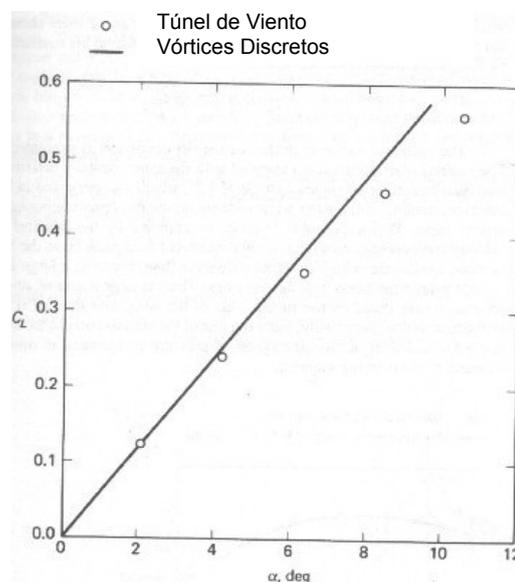


Figura 2.3:
Resultados comparados entre un experimento de túnel de viento y una simulación en vórtices discretos en las mismas "condiciones"

Aproximaciones para obtener resultados en el tema de aerodinámica se podrían nombrar, la ecuación de **Euler**, la de **Bernoulli**, y la ecuación de **capa límite**. Además se puede obviar la influencia de la temperatura en un fluido (fluido incompresible) y trabajar con las ecuaciones de conservación de la masa y del momentum.

2.3.4. Ecuación de Euler:

Si consideramos un fluido:

- No viscoso
- Incompresible
- Estable

Las ecuaciones de Navier Stokes se pueden aproximar a:

$$\frac{\partial \mathbf{V}}{\partial t} + \mathbf{V} \cdot \nabla \mathbf{V} = \mathbf{f} - \frac{\nabla p}{\rho} \quad (2.13)$$

Esta ecuación puede tranquilamente ser utilizada para predecir el movimiento de un fluido no viscoso en trayectoria libre no afectado por la presencia de un perfil que lo atraviesa.

2.3.5. Ecuación de Capa Límite:

Las ecuaciones de Euler y Bernoulli se pueden utilizar para describir el movimiento de un fluido considerado no viscoso; en el caso de un cuerpo que atraviesa un fluido, estos dos interactúan adquiriendo el fluido la velocidad del cuerpo en su superficie y ésta va variando en función de la viscosidad hasta que adquiere la velocidad del fluido en flujo libre, esta fase de interacción se llama la **capa límite** y en esta capa la viscosidad es sumamente importante.

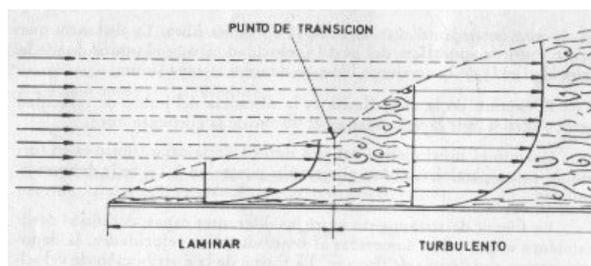


Figura 2.4:
Dibujo esquemático del comportamiento de la capa límite en una placa plana colocada en una corriente de aire

La capa límite puede ser de tres tipos:

- **Laminar:** si el movimiento de fluido se realiza en forma de capas y el intercambio de materia entre éstas es mínimo. La capa límite laminar tiene la característica de crear menor arrastre de fricción, pero al separarse ésta más fácilmente del cuerpo produce mayor arrastre de forma.
- **Turbulenta:** a medida el aire vaya avanzando por el cuerpo, el espesor de la capa límite va aumentando produciendo ondulaciones aleatorias que destruyen el avance laminar de la corriente creando la capa límite turbulenta. Esta produce un mayor arrastre de fricción (al tener un espesor mayor) pero no se separa tan fácilmente del cuerpo evitando el arrastre de forma.
- **Transición:** es la zona donde el flujo 100% laminar va cambiando paulatinamente a 100% turbulento.

Las ecuaciones que se utilizan para describir el movimiento de un fluido dentro de la capa límite se deriva de las ecuaciones de Navier Stokes y de continuidad:

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0 \quad (2.14)$$

$$\rho \cdot u \frac{\partial u}{\partial x} + \rho \cdot v \frac{\partial u}{\partial y} = \rho_e u_e \frac{du_e}{dx} + \mu \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \quad (2.15)$$

Nota: Esta es la ecuación para un elemento de longitud infinita que atraviesa un fluido, se trabaja el perfil de éste como **bidimensional** y las velocidades halladas son las mismas para cualquier espacio, para efectos de hallar el arrastre en un perfil, se pueden utilizar estas ecuaciones las cuales nos darían resultados aceptables.

2.3.6. Forma Adimensional de las Ecuaciones:

Como ya comentamos, predecir el movimiento de un fluido en muchos casos (la aerodinámica es uno de ellos) es virtualmente imposible ya que las ecuaciones de Navier Stokes son ecuaciones de 2do grado sumamente complicadas, por eso la experimentación es un aspecto muy importante en la búsqueda de explicar el movimiento de los fluidos, el túnel de viento es probablemente la herramienta más popular para realizar estos experimentos.

El problema que se tiene es el tamaño, sería demasiado costoso y probablemente poco rentable construir un túnel de viento que pueda albergar a un 747-400 de tamaño real para poder estudiarlo, aunque obviamente esto sería lo ideal; para estos propósitos se estudian los modelos a escala y se trabajan con números adimensionales que pueden ser aplicados a la misma configuración geométrica en cualquier tamaño.



Figura 2.5:
Túnel de viento del Centro de investigación Ames de la NASA

Estableceremos algunos números adimensionales desarrollando Navier Stokes entonces un fluido incompresible en dirección x:

$$\rho \frac{\partial u}{\partial t} + \rho \cdot u \frac{\partial u}{\partial x} + \rho \cdot v \frac{\partial u}{\partial y} + \rho \cdot w \frac{\partial u}{\partial z} = \rho \cdot f_x - \frac{\partial p}{\partial x} + \mu \left(\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} \right) \quad (2.16)$$

Sean los parámetros adimensionales determinados por la relación entre los parámetros medidos en un perfil y los parámetros del flujo libre:

$$\rho^* = \frac{\rho}{\rho_\infty} \quad \rho^* = \frac{\rho}{\rho_\infty} \quad \mu^* = \frac{\mu}{\mu_\infty} \quad u^* = \frac{u}{U_\infty} \quad v^* = \frac{v}{U_\infty} \quad w^* = \frac{w}{U_\infty}$$

$$x^* = \frac{x}{L} \quad y^* = \frac{y}{L} \quad z^* = \frac{z}{L} \quad t^* = \frac{tU}{L} \quad (2.17)$$

Aplicando estos parámetros a la ecuación anterior:

$$\rho^* \frac{\partial u^*}{\partial t^*} + \rho^* \cdot u^* \frac{\partial u^*}{\partial x^*} + \rho^* \cdot v^* \frac{\partial u^*}{\partial y^*} + \rho^* \cdot w^* \frac{\partial u^*}{\partial z^*} = \left(\frac{\rho_\infty}{\rho_\infty \cdot U_\infty^2} \right) \frac{\partial p^*}{\partial x^*} + \left(\frac{\mu_\infty}{\rho_\infty \cdot U_\infty \cdot L} \right) \cdot \left(\mu^* \frac{\partial^2 u^*}{\partial x^{*2}} + \mu^* \frac{\partial^2 u^*}{\partial y^{*2}} + \mu^* \frac{\partial^2 u^*}{\partial z^{*2}} \right) \quad (2.18)$$

2.3.6.1. Número de Reynolds:

De la ecuación anterior podemos observar la expresión adimensional:

$$\frac{\rho \cdot U \cdot L}{\mu} = Re \quad (2.19)$$

Esta se reconoce como el número de Reynolds (Re) y describe la relación entre las fuerzas inerciales y las de viscosidad. Para nuestro caso, este número nos ayudará a establecer el régimen de la capa límite (laminar o turbulento) del perfil ya que a medida se mide el Re a lo largo de la capa límite éste va aumentando produciéndose la transición en un Re de aproximadamente **500000**.

El Re es importante también para obtener matemáticamente un espesor de capa límite siendo:

$$\delta = \frac{5.0x}{\sqrt{Re}} \text{ para flujo laminar y } \delta = \frac{0.37x}{\sqrt[5]{Re}} \text{ para flujo turbulento.} \quad (2.20-2.21)$$

El Re además nos puede mostrar un inconveniente al momento de experimentar con modelos a escala; si por ejemplo se coloca al túnel de viento un avión que vuela a régimen transónico en 1/5 de su tamaño real, la velocidad del aire tendría que ser hipersónica para igualar los números de Reynolds, por lo que se busca igualar las condiciones de otras maneras (trabajar con fluidos de mayor densidad por ejemplo)

2.4. Fundamentos de Fluidos Incompresibles y no Viscosos:

Los fluidos considerados incompresibles y no viscosos son sumamente importantes para este trabajo ya que van a ser la base de los cálculos realizados para obtener nuestros resultados.

2.4.1. Circulación:

Cuando las partículas de un fluido siguen un camino cerrado (cuyo inicio y fin son el mismo punto) existe circulación del fluido, esta se puede representar

matemáticamente como la integral cerrada de la proyección de la velocidad del fluido sobre la trayectoria:

$$\Gamma = \oint \mathbf{V} \cdot d\mathbf{l} \quad (2.22)$$

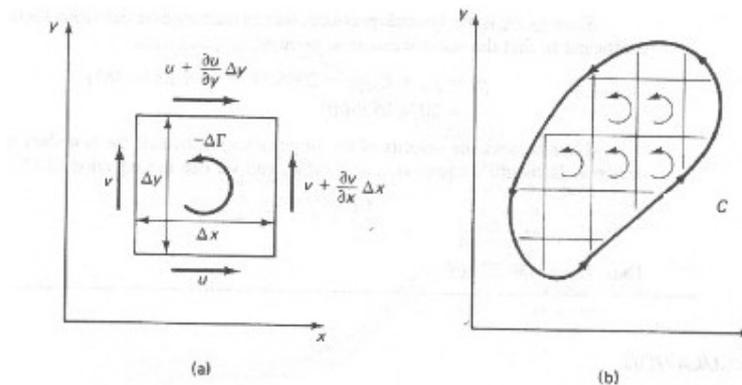


Figura 2.6: Circulación para curvas elementales: a) elemento diferencial b) curva completa

2.4.2. Condición de Irrotacionalidad:

Se considera a un fluido **irrotacional** cuando las partículas de éste no siguen un camino cerrado, es decir, no existe la integral cerrada y la integral está definida (no depende del camino sino de sus puntos inicial y final).

En otras palabras el fluido es irrotacional si:

$$\nabla \times \mathbf{V} \equiv 0 \quad (2.23)$$

La viscosidad es una condición para que el fluido pueda tener circulación, es decir un fluido no viscoso es irrotacional.

2.4.3. Líneas Equipotenciales:

Podemos considerar diversas funciones que nos ayuden a explicar mejor el movimiento de los fluidos no viscosos, la función potencial se puede encontrar en un fluido irrotacional e incompresible, ésta se define como:

$$\nabla \phi = \mathbf{V} \quad (2.24)$$

Las líneas equipotenciales se definen como aquellas funciones ϕ que:

$$d\phi = 0 \quad (2.25)$$

Si el fluido es irrotacional e incompresible, la ecuación de Laplace es cero:

$$\nabla^2 \phi = 0 \quad (2.26)$$

2.4.4. Líneas de Corriente:

En un fluido irrotacional incompresible y bidimensional se define la función de corriente Ψ :

$$d\psi = -v \cdot dx + u \cdot dy \quad (2.27)$$

En el espacio geométrico donde $d\psi = 0$ se desarrolla una línea de corriente (esto quiere decir que el intercambio de fluido entre dos líneas de corriente es nulo).

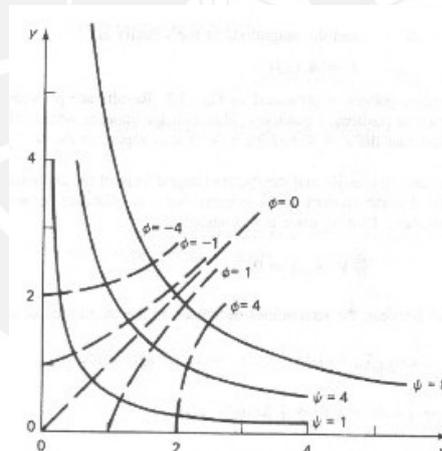


Figura 2.7: Líneas equipotenciales y líneas de flujo de la función de flujo es $\psi=2xy$ y la función potencial $\phi=x^2+y^2+C$

Cabe resaltar que en un fluido con las características antes mencionadas, las líneas equipotenciales son perpendiculares a las líneas de corriente.

2.4.5. Ecuación de Bernoulli:

Si además de las consideraciones de las ecuaciones de Euler consideramos que el fluido es **irrotacional** y afectado únicamente por **fuerzas conservativas** y que además para efectos del estudio de perfiles aerodinámicos la variación de altura entre

dos puntos de comparación casi no afecta el resultado, se obtiene la ecuación de Bernoulli:

$$\frac{1}{2} \rho \cdot v^2 + p = \text{cte} \quad (2.28)$$

2.4.6. Vórtice:

El vórtice se observa como la rotación de un fluido alrededor de un eje de tal forma que a mayor distancia del eje, la velocidad de éste disminuye de forma proporcional:

$$\omega \cdot r = K \quad (2.29)$$

$$\text{donde } \omega = \frac{\Gamma}{2\pi \cdot r} \quad (2.30)$$

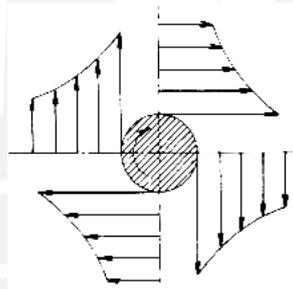


Figura 2.8:
Esquema del comportamiento de un vórtice, nótese como la fuerza de este disminuye con la distancia

De la ecuación anterior se puede observar que en el eje del vórtice ($r=0$) no existe velocidad. Además de la ecuación de Bernoulli se puede observar que al crecer la velocidad hacia el infinito a medida se acerca uno al eje del vórtice la presión baja significativamente pudiendo existir condensación del aire (es por esto que se puede observar vapor condensado en los vórtices creados por las alas de un avión como en la figura 2.10).



Figura 2.9:
Condensación producida por la baja presión en la parte interna de los vórtices producidos por un F16

De la teoría de vórtices se puede concluir que los torbellinos conservan su intensidad y son eternos, no pueden ser engendrados y destruidos (siendo el fluido ideal sin rozamientos ni viscosidad); además éstos sólo se pueden cerrar sobre sí mismos, terminar en las superficies libres del fluido o prolongarse hasta el infinito.

En general podemos afirmar que los vórtices se forman cuando entre dos capas de fluido existe una diferencia de velocidades, o lo que es igual, cuando existe una discontinuidad de velocidad entre dos capas fluidas (un caso particular sería que una de las capas estuviera en reposo y la otra a cierta velocidad); veremos esto en el estudio de alas finitas. Como se ve en la figura 2.11, el esquema A muestra una interacción entre una masa de aire en movimiento A con una masa en reposo B, en el caso de la 2da figura, la masa en reposo sería aquella que está justo detrás de la circunferencia.

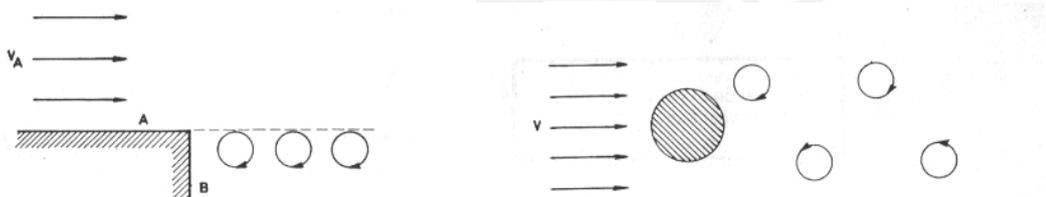


Figura 2.10: Esquemas que ilustran la formación de vórtices por la diferencia de velocidades entre 2 masas de aire

2.4.7. Medida de la Velocidad:

Aplicando Bernoulli a un perfil que atraviesa el aire se pueden comparar dos puntos en particular:

- Un punto en la corriente de aire libre (donde se puede medir la presión estática total)
- Un punto que entra directamente en contacto con el aire (donde la velocidad del aire se hace cero y la presión se vuelve máxima) llamado punto de estancamiento.

$$p_t = p_s + \frac{1}{2} \rho V^2 \quad (2.31)$$

Si medimos la diferencia de presiones $p_t - p_s$ obtenemos inmediatamente la **presión dinámica (q)** que es función de la velocidad, por lo tanto midiendo la diferencia de presiones y teniendo la densidad del aire ρ obtenemos la velocidad del viento referida al perfil.

2.4.7.1. Medida Real de la Velocidad:

Como es muy difícil para un vehículo medir la velocidad en función de ρ en distintas alturas se utiliza un ρ_0 que es la densidad del aire a nivel del mar y se halla la **velocidad equivalente** (V_e , EAS Equivalent Air Speed).

Al existir una serie de errores dentro de la medida de la velocidad, el anemómetro no marca realmente la velocidad del aire sino que marca una velocidad a la que se suman dichos errores llamada **velocidad indicada** (IAS Indicated Air Speed), obviamente si no existe error EAS e IAS serían coincidentes.

Existen algunos errores que pueden ser corregidos excepto el denominado error de compresibilidad (que aumenta a medida aumenta el número de Mach), luego de corregidos éstos, la velocidad se denomina **velocidad calibrada** (CAS Calibrated Air Speed).

La **velocidad verdadera** (V , TAS True Air Speed) sería la velocidad de la aeronave con relación al aire.

$$TAS = \frac{EAS}{\sqrt{\sigma}} \quad (2.32)$$

La **velocidad sobre el suelo** (GS Ground Speed) se denomina a la velocidad de desplazamiento del avión sobre el suelo, resultado de la velocidad verdadera y la del viento.

2.5. Aerodinámica:

La aerodinámica es la rama de la mecánica de fluidos que estudia las fuerzas que se manifiestan en un cuerpo al paso de este por el aire.

Esta rama de estudio tiene un rango aplicativo muy amplio, entre otros:

- Las fuerzas actuantes en un aeroplano que permiten que éste se mantenga a “flote” en el aire y que tenga una mayor eficiencia (mayor carga por menor consumo de combustible en el menor tiempo).
- Diseño de paracaídas.
- Diseño de vehículos automotores, sean éstos camiones, automóviles o vehículos de competencia (donde la aerodinámica es probablemente la rama mas importante y desarrollada de las últimas temporadas en todas las categorías) en busca de un menor arrastre (que influye en el consumo de combustible) y mayor “down force” (que influye en la estabilidad en las curvas y capacidad de tracción).
- Las fuerzas que el viento produce en las construcciones esbeltas (torres, rascacielos entre otros).
- Diseño de aerogeneradores.



Figura 2.11: Algunas maquinas donde comúnmente se aplica la aerodinámica:
a) paracaídas, b) aerogeneradores, c) vehículos de competencia, d) aviones de combate

2.5.1. Términos Aerodinámicos:

Necesarios para uniformizar el idioma entre los aerodinamistas, presento un glosario de los términos relacionados con los perfiles aerodinámicos y las alas que se utilizan en la ciencia de la aerodinámica.

2.5.1.1. Perfil:

- Cuerda (c):** Línea recta imaginaria que une el borde de ataque y el de salida.

- b. **Intrados:** Línea superior del perfil que empieza en el borde de ataque y termina en el de salida.
- c. **Extrados:** Línea inferior del perfil que empieza en el borde de ataque y termina en el de salida.
- d. **Borde de ataque:** Extremo frontal del perfil, es el primero en entrar en contacto con el aire.
- e. **Borde de salida:** Extremo final del perfil, es la última parte que el aire toca antes de dejar el perfil.
- f. **Línea de curvatura media:** Es la línea que resulta de la unión de los puntos equidistantes del intrados y extrados referenciados a la perpendicular de la cuerda. La LCM es importante porque establece el grado de sustentación que va a tener el ala; si ésta corre por encima de la cuerda se denomina positiva, si lo hace por debajo es negativa, actualmente existen aviones (por ejm. el Northrop Grumman B-2) cuya LCM es mixta (positiva y negativa por secciones) denominadas “alas volantes” (aviones sin cola). Al aumentar la LCM la velocidad de pérdida es menor, además de disminuir el nro de Mach crítico donde ocurre la pérdida.

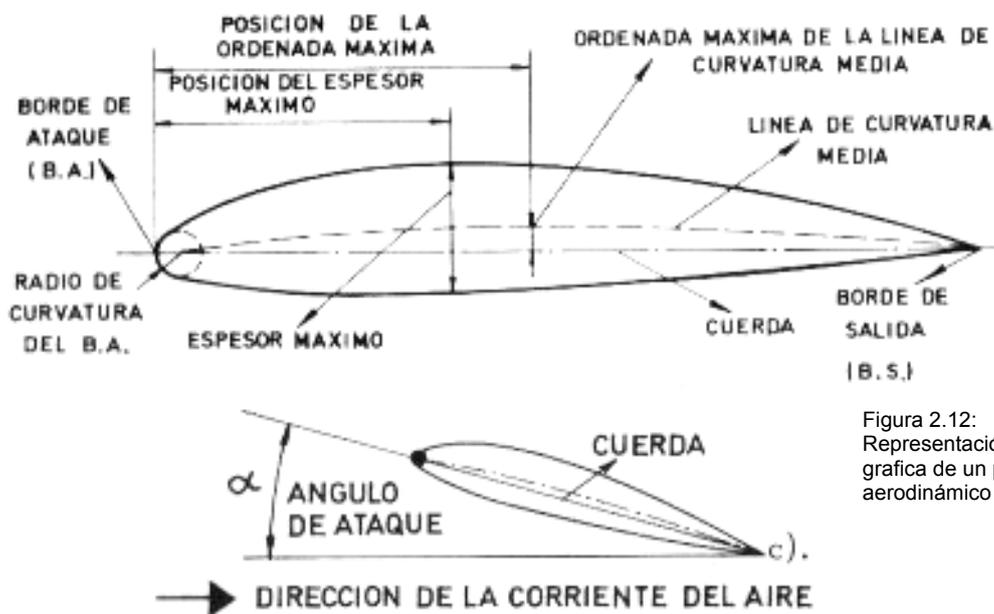


Figura 2.12:
 Representación
 gráfica de un perfil
 aerodinámico

- g. **Flecha máxima:** Es la máxima distancia entre la LCM y la cuerda, se suele dar en % de la cuerda, su posición y distancia influyen significativamente en el arrastre producido por el avión.
- h. **Espesor y distribución de espesor:** Este determina si el perfil del ala es delgado (útil en vuelo supersónico) o muy grueso (necesario para transporte de

carga por ejemplo). La distribución del espesor de capa determina la estabilidad de la capa límite (máx. espesor mas retrasado capa límite mayormente laminar).

- i. **Radio de curvatura del borde de ataque:** Es el radio del círculo tangente entre el intrados y el extrados con centro en la línea tangente en el origen a la línea de curvatura media.
- j. **Angulo de ataque (α):** Es el ángulo que se forma entre la cuerda y la dirección de corriente libre (flujo de aire no afectado por el perfil que se mueve en línea recta).

2.5.1.2. Ala:

- a. **Superficie alar (S):** Es la superficie de la vista de planta del contorno aparente del ala incluyendo el paso de esta por fuselaje, motores, etc.
- b. **Envergadura (b):** Es la distancia de punta a punta del ala.
- c. **Cuerda promedio (\bar{c}):** Es la cuerda que multiplicada con la envergadura da el área del ala.

$$\bar{c} \cdot b = S \quad (2.33)$$

- d. **Alargamiento (AR, Aspect Ratio):** Es la relación entre la envergadura y la cuerda media

$$AR = \frac{b}{c} = \frac{b^2}{S} \quad (2.34)$$

- e. **Cuerda de raíz (c_r):** Es la cuerda de la proyección del ala sobre el plano de simetría del avión.
- f. **Cuerda de punta (c_t):** Se denomina así a la cuerda del perfil en la punta
- g. **Estrechamiento (λ):** Es la relación entre la cuerda de raíz y la cuerda de ala

$$\lambda = \frac{c_t}{c_r} \quad (2.35)$$

- h. **Línea de 25% de la cuerda:** Es la línea que se forma de la unión de los puntos ubicados en el 25 % de la cuerda a lo largo de toda la envergadura

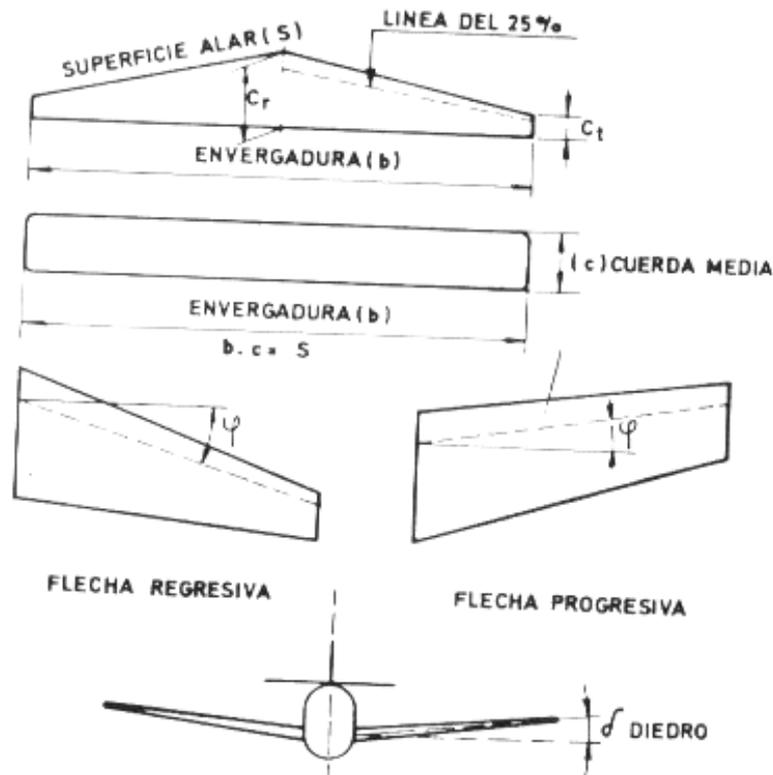


Figura 2.13: Representación gráfica de algunas definiciones de un ala de avión

- i. **Flecha (ϕ):** Es el ángulo formado entre la línea de 25% de cuerda y una perpendicular al plano de simetría del avión. La flecha puede ser progresiva (inclinada hacia delante) o regresiva (inclinada hacia atrás).
- j. **Cuerda media aerodinámica (C):** Es la cuerda que tendría un ala rectangular que produjera la misma sustentación y momento que el ala real.

$$c = \frac{1}{S} \int_{-0.5b}^{0.5b} [c(y)]^2 dy \quad (2.36)$$

- k. **Angulo dihedral (δ):** Angulo formado entre un plano horizontal y el plano medio del ala (formado por las cuerdas), si el ala esta por debajo de la horizontal el ángulo es anhédrico, en caso contrario se denomina dihédrico.
- l. **Torsión geométrica:** Consiste en la variación de los ángulos de ataque del ala a lo largo de su envergadura, si éste decrece hacia la punta se denomina “wash in”, si ocurre lo contrario se denomina “wash out”; esto influye en la capacidad del ala de soportar ángulos de ataque sin entrar en pérdida.

2.6. Fuerzas Aerodinámicas de un Flujo Bidimensional:

Sobre el avión se manifiestan cuatro fuerzas principales.

- **Peso:** Es la masa del avión afectada por la gravedad de la tierra.
- **Sustentación:** Fuerza generada por la diferencia de presión en el perfil aerodinámico que se contrarresta con el peso para que el avión se mantenga sobre el aire.
- **Arrastre:** Fuerza que se opone al movimiento del avión producida por la forma del avión, capa límite que se forma sobre éste y la misma sustentación.
- **Potencia:** Fuerza que produce que el avión se mueva hacia delante, es producida por turbinas de reacción o hélices.

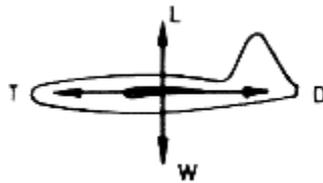


Figura 2.14:
L: Sustentación
W: Peso
T: Potencia
D: Arrastre

Las fuerzas que nos interesan hallar son las de sustentación y arrastre.

Además de estas fuerzas, sobre el avión se producen momentos que influyen primordialmente en la estabilidad de la que hablaremos más adelante.

2.6.1. Sustentación:

La sustentación es una fuerza que se genera en un cuerpo que atraviesa el aire y se equilibra con el peso de dicho cuerpo para permitir que se sostenga en el aire.

Para poder describir el comportamiento de un ala de envergadura finita al paso del aire, describiremos primero la sustentación producida en un cilindro de longitud infinita y luego la de un ala de envergadura infinita (donde los resultados son iguales para cualquier sección transversal o perfil)

2.6.1.1. Sustentación en un Cilindro:

Teóricamente teniendo en cuenta la ecuación de Bernoulli y las consideraciones alrededor de esta ecuación, podemos describir el movimiento del flujo libre pasando alrededor de un cilindro de la siguiente manera:

- En el primer contacto entre el cilindro y el aire, éste se desacelera súbitamente hasta quedarse sin velocidad (o mas bien tener una velocidad de cero relativa al cilindro) aumentando su presión hasta el máximo posible (punto de estancamiento):

$$p_0 = p_\infty + \frac{1}{2} \rho_\infty U_\infty^2 \quad (2.37)$$

- Al ir avanzando por el contorno del cilindro y llegar a la parte superior (pto 1) el aire va acelerando hasta adquirir una velocidad que llega a ser el doble de la velocidad de flujo libre (esto se puede demostrar por la ec. de continuidad, al ser el fluido considerado incompresible, si se disminuye el área de paso del VC la velocidad del fluido aumenta) y al aumentar la velocidad, la presión disminuye hasta ser menor a la del flujo libre.
- Al avanzar el fluido éste se vuelve a desacelerar aumentando nuevamente su presión y disminuyendo su velocidad proporcionalmente hasta alcanzar el punto opuesto al de estancamiento donde ésta se vuelve cero y el fluido abandona al cilindro.

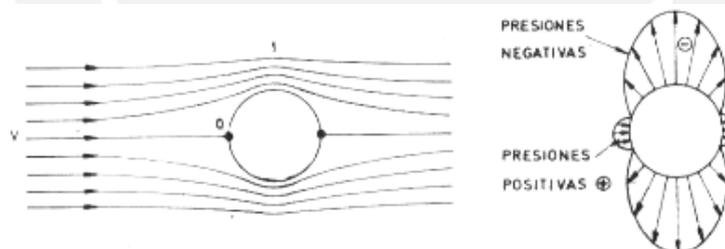


Figura 2.15: Distribución de presiones ideal sobre un cilindro

Según esta explicación se produce una distribución de presiones simétrica en el cilindro (Figura 2.15), pero esto no ocurre en realidad ya que el aire es un fluido viscoso y abandonara el cilindro antes de lo teóricamente predicho, a pesar de eso se le considera no viscoso (y se incluye la separación al mismo tiempo) para facilitar cálculos, esto se conoce como la paradoja de D'Alembert.

Se conoce como el efecto Magnus al fenómeno que ocurre cuando el mismo cilindro empieza a girar en sentido antihorario y entra en contacto con el aire que viene de izquierda a derecha. Pese a ser considerado un flujo no viscoso, el movimiento del cilindro mueve el aire (por efecto de la viscosidad) con una velocidad angular:

$$\omega = \frac{\Gamma}{2\pi r} \quad (2.38)$$

Como se puede observar en la ecuación el fluido pierde velocidad a medida se aleja del cilindro (ésta se obtiene del estudio de los vórtices antes descritos).

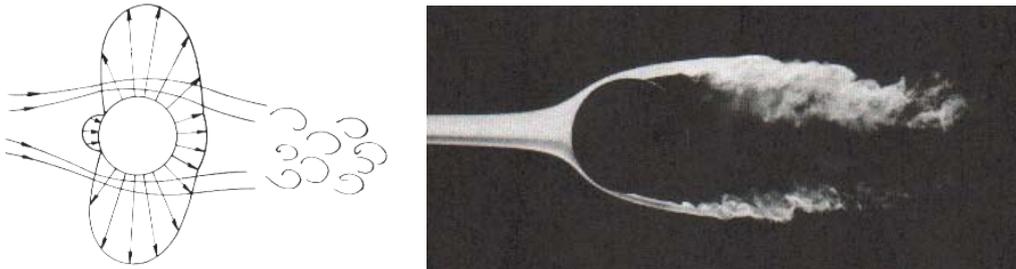


Figura 2.16: Distribución de presiones real sobre un cilindro

Figura 2.17: fotografía del fenómeno de separación del fluido a medida avanza a través de un cilindro

Al pasar un fluido por el cilindro, en la parte superior la velocidad de éste se suma a la del giro del cilindro obviamente aumentándola y por lo tanto disminuyendo aun más la presión de esta zona, mientras en la parte inferior ocurre todo lo contrario (Figura 13), creándose una diferencia de presiones en suma produce una fuerza de abajo hacia arriba llamada sustentación; los puntos de estancamiento se desplazan hacia abajo a medida aumenta el giro del cilindro.

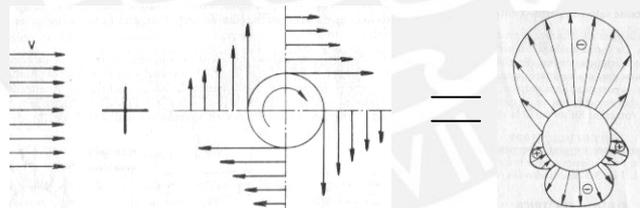


Figura 2.18: Esquema de un cilindro en rotación atravesado por un fluido

Pero, cuándo esta sustentación se hace máxima? Recordemos que la velocidad del fluido en su punto máximo alcanzaba a ser el doble de la velocidad de flujo libre, y para buscar esa fuerza máxima se debe buscar la diferencia de presiones máxima, esta se obtendrá cuando la presión en la parte inferior sea la máxima y por ende la velocidad sea cero, esto ocurrirá cuando la velocidad de flujo libre sea igual a la de giro del cilindro en los límites del cilindro como se ve en la figura 2.19-c, por lo tanto:

$$U_{\infty} = \frac{\Gamma}{2\pi r} \quad (2.39)$$

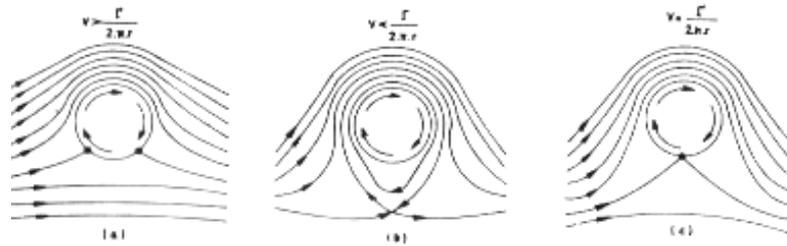


Figura 2.19: Cilindro a diferentes velocidades de giro

En este caso los dos puntos de estancamiento se funden en uno; si sigue aumentando el giro, la velocidad en la parte inferior aumentará (obviamente en sentido contrario a la del flujo libre) y la presión disminuirá nuevamente disminuyendo la sustentación (Figura 14-b).

Como la sustentación es el producto de la presión aplicada sobre toda el área del cilindro, definiremos I (sustentación por unidad de longitud al ser el cilindro infinito)

$$I = \int p(\sin(\theta))Rd\theta = \rho_{\infty} U_{\infty} \Gamma \quad (2.41)$$

Podemos observar entonces que la sustentación de un cilindro que gira alrededor de su eje depende de la densidad y velocidad del flujo y de la fuerza de giro del cilindro; esto se conoce como el teorema de **Kutta-Jukowski**

2.6.1.2. Sobre un Perfil:

Mientras en un cilindro el giro produce la sustentación, en el perfil aerodinámico ésta es producida por su forma.

Si tomamos un perfil simétrico y lo colocamos en una corriente de aire con un ángulo de ataque nulo, se producirá sobre éste una distribución de presiones simétrica y por lo tanto cero sustentación.

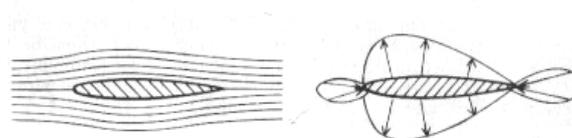


Figura 2.20: perfil aerodinámico simétrico con ángulo de ataque cero

Si por otro lado colocamos el mismo perfil pero con un ángulo de ataque positivo (el intrados da la cara al flujo) en un fluido no viscoso, el punto de estancamiento se

desplaza para el intrados desde el borde de ataque y abandona el ala desde el extradós y no desde el borde de salida. Se debe producir entonces una circulación Γ alrededor del perfil que desplaza la salida del fluido hasta el borde de salida, esta circulación produce la diferencia de velocidades que resultara en la diferencia de presiones que producirá la sustentación del perfil.

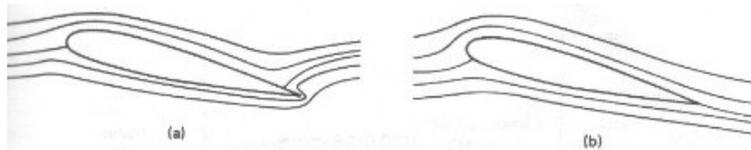


Figura 2.21: Líneas de flujo alrededor de un perfil: a)circulación cero, el flujo abandona el perfil en el extradós b)con circulación el flujo se desplaza al borde de salida

Cuál es el problema de un fluido ideal no viscoso? En un fluido ideal si un cuerpo parte del reposo no puede generar la circulación necesaria para que se produzcan fuerzas de sustentación, por lo tanto debemos considerar un espacio donde el fluido no sea ideal y donde al iniciarse el movimiento el borde de salida deja un vórtice de inicio que se pierde en el infinito y se contrapone a la circulación alrededor del perfil (producida en conjunto por la forma de éste y la viscosidad del fluido) permitiendo que fuera del límite el fluido sea ideal.

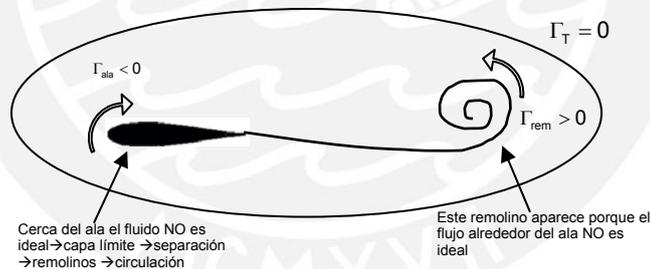


Figura 2.22: Fuera del límite el fluido no tiene circulación por lo que puede considerarse ideal no viscoso

Por lo tanto cuando un perfil parte del reposo ocurren los siguientes fenómenos que producen la sustentación:

- Se inicia el movimiento del perfil.
- Se forma la capa límite (CL).
- La CL se separa cerca del borde posterior debido a una gran diferencia de presión a lo largo del ala.
- Se forma un remolino que lleva circulación **positiva**.
- El remolino es arrastrado por la corriente (y se lleva la circulación con él).
- El ala adquiere una circulación **negativa**.

- Cuando se han formado suficientes remolinos, el *punto de remanso* se mueve hasta el borde posterior del ala. A medida aumenta la velocidad de flujo libre, la circulación será mayor dando como resultado una mayor sustentación.
- A medida se aumenta el ángulo de ataque la diferencia de presiones (creada por esta supuesta circulación) debe aumentar para que el fluido siga saliendo por el borde de salida aumentando así la sustentación; mas adelante veremos que no es posible aumentar el ángulo hasta cualquier magnitud ya que desde cierto punto el perfil entra en la denominada pérdida (la salida del aire en movimiento no se puede mantener en el borde de salida).



Figura 2.23:
Fotografía de un perfil entrando en pérdida (se generan turbulencias en el extradós)

Podemos definir entonces que la sustentación en un perfil depende de los siguientes factores:

- Forma del perfil
- Superficie de las alas y su forma
- Densidad del aire
- Velocidad del aire
- Angulo de ataque

Dentro del estudio de las fuerzas aerodinámicas denominaremos al número adimensional coeficiente de sustentación (C_L) que no es más que una indicación de la fracción de fuerza que podría generar la presión dinámica sobre una superficie igual a la alar que se convierte en sustentación, al estudiar perfiles en flujos bidimensionales la superficie alar es infinita por lo que se considera el uso del coeficiente de sustentación por unidad de longitud (C_l), que sería la fracción de fuerza sobre una superficie de un metro de envergadura.

$$C_L = \frac{L}{q \cdot S} \quad (2.41)$$

Este varía a medida se aumenta el ángulo de ataque aunque a un ángulo mayor a aproximadamente 18° el C_L disminuye bruscamente en un fenómeno denominado **pérdida** (figura 2.24), donde empiezan a existir en el extrados presiones adversas tan altas que producen la separación de la capa límite disminuyendo la circulación y cayendo por lo tanto la sustentación; es más, si aumenta el área del ala, o la presión dinámica del aire, la sustentación aumenta proporcionalmente manteniendo el C_L para lo mismos ángulos de ataque. En otras palabras, este coeficiente depende únicamente del ángulo de ataque sin tener en cuenta ninguno de los parámetros antes establecidos que definen la sustentación del perfil.

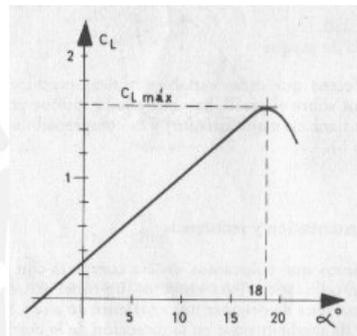


Figura 2.24:
 Gráfica C_L vs. ángulo de ataque
 de un perfil cualquiera

Como hemos indicado, para perfiles no simétricos, el ángulo de ataque cero no significa cero sustentación, la forma del perfil produce una diferencia de presiones debida a la mayor velocidad de paso del aire por el extrados que genera la sustentación, para que este tenga sustentación cero el ángulo de ataque debe ser negativo. Complementamos la idea del C_L comentando que éste dependerá del ángulo de ataque, y de la forma del ala (como se ve en la figura 2.27, a mayor asimetría mayor será el C_l de pérdida y mayor rango de sustentación se tendrá).

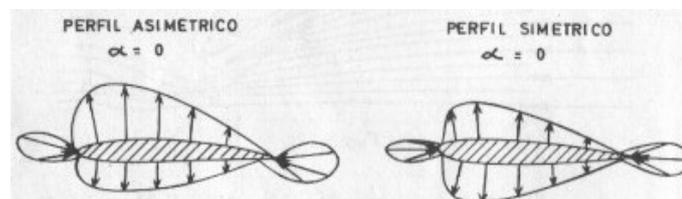


Figura 2.25: Diferencia en las presiones entre un perfil simétrico y uno asimétrico

En resumen, para movilizar un cierto peso (en magnitud igual a la sustentación) si disminuye la velocidad del aire, se deberá aumentar C_l (y por lo tanto el ángulo de ataque) para mantener la sustentación y al peso en el aire.

$$W = L = \frac{1}{2} \rho_{\infty} \cdot U_{\infty}^2 \cdot S \cdot C_l \quad (2.42)$$

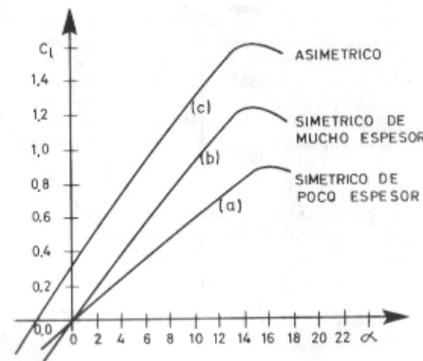


Figura: 2.26:
Gráfica de C_l vs. Angulo de ataque para distintos perfiles

2.6.2. Arrastre:

En la ingeniería nada es ideal, y así como aparece una fuerza que favorece a nuestros propósitos, aparece además otra que no lo hace denominada arrastre, éste se produce básicamente por dos factores, la capa límite viscosa (arrastre de fricción) y el desprendimiento de la misma (arrastre de forma).

Al ser el arrastre un concepto que es muy similar en el cilindro y el perfil antes mencionado, explicaremos el fenómeno por sus características únicamente.

2.6.2.1. Arrastre por Forma:

Como ya he comentado, el aire es en realidad un fluido viscoso (a pesar de no ser tratado como tal) y alrededor del cilindro antes estudiado se genera por lo tanto una capa límite viscosa, esta capa límite no es mayor problema en la parte frontal ya que es afectada por un gradiente de presión favorable, pasando el punto de velocidad máxima (extremo superior del cilindro) este gradiente cambia volviéndose desfavorable, la velocidad disminuye pero producto de la viscosidad, la desaceleración es mayor que la teórica y las partículas que estaban formando la capa límite llegan a una velocidad tal que no pueden soportar la presión adversa y abandonan el cilindro antes de llegar al punto opuesto del punto de estancamiento. En el resto del cilindro se crea entonces una presión negativa que "succiona" al cilindro oponiéndose a su movimiento relativo al del aire produciéndose el arrastre de forma o de presión, que se une a la presión positiva casi horizontal que se produce al frente y no aporta en casi nada a la sustentación,.

De manera análoga ocurre en un perfil aerodinámico, y este fenómeno aumenta a medida aumenta el área que enfrenta al fluido (ángulo de ataque mayor).

Este fenómeno se puede disminuir de varias maneras, entre ellas se puede producir una capa límite turbulenta (con una superficie rugosa como las pelotas de golf) ya que dicho régimen tiene una mayor energía cinética necesitando mayor tiempo para ser desacelerada abandonando el cilindro mas cerca del punto ideal; otra manera sería la de ubicar generadores de torbellino o sopladores de capa límite como se utiliza en algunas alas de avión.

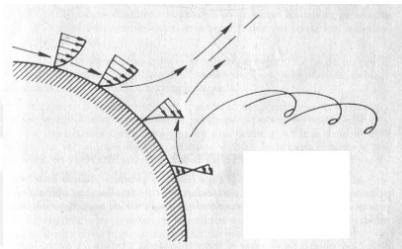


Figura 2.27:
Variación del gradiente de presión sobre un cilindro luego de alcanzar velocidad máxima.

2.6.2.2. Arrastre por Fricción:

El problema de la capa límite turbulenta es que ésta tiene mayor arrastre de fricción, resistencia generada por la acción de fuerzas cortantes producidas en la capa límite viscosa, la cual aumenta con el espesor de capa y el régimen turbulento genera una capa límite significativamente mayor que el turbulento. El arrastre de fricción es actualmente el problema más grande en los aeroplanos ya que los números de Reynolds (que indican cuándo se produce la variación) son altos al inicio de las alas siendo el régimen de la capa límite turbulento en casi toda su extensión; podemos contrarrestar esto utilizando perfiles esbeltos (con un espesor mucho menor a la cuerda), o retrasando al máximo dicho espesor (aunque a ángulos de ataque muy altos, el coeficiente de arrastre es mayor a medida se retrasa el espesor máximo del perfil).

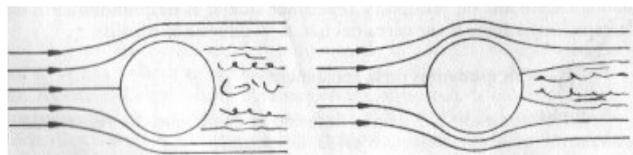


Figura 2.28: desde el punto de vista de la resistencia a la presión conviene mas una capa limite turbulenta que una laminar

Existe además un denominado **arrastre por interferencia** que se produce en las uniones de los distintos elementos de un avión (este se manifiesta más en la unión de las alas con el fuselaje).

El arrastre o resistencia al avance por fricción forma e interferencia se pueden definir como parte de una resistencia denominada parásita, esta resistencia parásita se puede definir como aquella que no contribuye a originar sustentación.

Al igual que la sustentación el arrastre también puede utilizar un coeficiente de arrastre equivalente al ángulo de ataque que tiene el perfil:

$$C_D = \frac{D}{q \cdot S} \quad (2.43)$$

Este coeficiente depende de distintos factores que lo afectan:

- El coeficiente de resistencia parásita, compuesto del coeficiente de arrastre por fricción y por forma, interferencia (unión entre los elementos del avión), rugosidad entre otros (aunque como se observa estos no influyen mayormente en la resistencia al avance de un avión) y se produce en todo el avión (ala, fuselaje). Este depende del ángulo de ataque pero a medida aumenta éste también dependerá del número de Reynolds ya que esto determinará si el régimen de la capa límite es turbulenta o se produce separación de capa límite.
- El coeficiente de resistencia inducida que se produce únicamente en los elementos sustentadores (ala y cola) del que hablaremos más adelante. Este depende de la fuerza de sustentación del ala de envergadura finita.
- El coeficiente de resistencia por compresibilidad que se manifiesta en aviones que viajan a velocidades mayores a Mach 0.6, para efectos de este trabajo no será considerado así como el estudio del vuelo supersónico.

$$C_d = C_{d_p} + C_{d_i} + C_{d_c} \quad (2.44)$$

A medida se aumenta la velocidad o el ángulo de ataque cada uno de los coeficientes va tomando importancia.

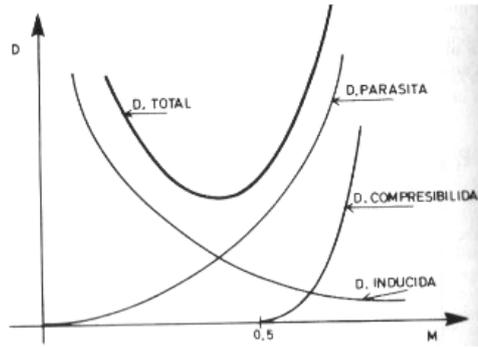


Figura 2.29: Podemos observar en este gráfico la variación de la importancia de las fuerzas de arrastre a medida la velocidad va aumentando. A bajas velocidades las fuerzas que se hacen notar son las de arrastre inducido

2.6.2.3. Momentos sobre el Perfil:

En un avión se producen distintos momentos que determinan el giro del avión, uno de estos es el momento de cabeceo (que alza o baja el frente del avión). El momento de cabeceo es producido básicamente por la diferencia entre las fuerzas superior e inferior manifestadas sobre el ala. El momento positivo (que levanta la punta del avión) se llama momento de encabritado (que se da en perfiles de curvatura positiva) y el negativo se denomina momento de picado (en perfiles de curvatura negativa).

Como ya explicamos, al pasar el aire sobre un perfil, se produce una distribución de presiones sobre el mismo que relacionadas con las superficies de aplicación (intrados y extradós) generan una fuerza dirigida hacia arriba y una dirigida hacia abajo, la diferencia de estas dos fuerzas resulta en la fuerza de sustentación.

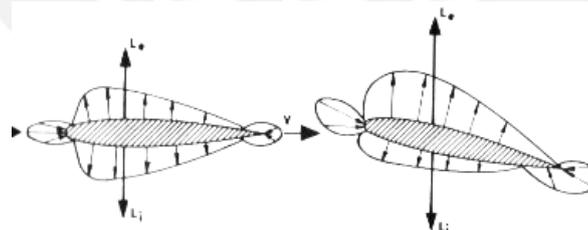


Figura 2.30: Este perfil simétrico representa como a un ángulo de ataque cero la sustentación es nula, y como esta aumenta a medida se aumenta el ángulo de ataque, por otro lado la ubicación de las fuerzas resultantes deriva en un momento de giro nulo a cualquier ángulo de ataque

El problema es el punto donde estas fuerzas aplicadas equivalen a la presión distribuida; si un perfil es simétrico, la distribución de presiones sobre el ala equivale a dos fuerzas opuestas y aplicadas sobre el mismo punto, en ángulo de ataque cero éstas serán iguales y la superior aumentará a medida aumente el ángulo de ataque pero seguirán siendo colineales y de direcciones opuestas.

Por otro lado, si tenemos un perfil asimétrico sumergido en el aire, las fuerzas superior e inferior serán aplicadas en puntos no colineales creando además de la sustentación un momento de giro (cabeceo), el cabeceo básicamente genera inestabilidad y además maniobrabilidad como veremos más adelante.

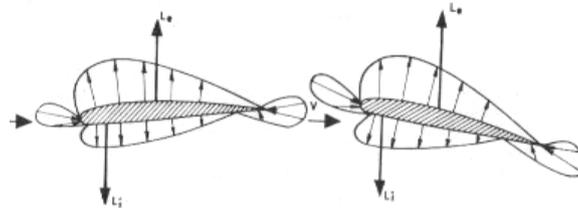


Figura 2.31: la variación del ángulo de ataque influye en la fuerza de sustentación resultante, en la figura de la derecha se esquematiza el aumento de la fuerza resultante en el extradós y la consecuente disminución en el intradós cuando el ángulo de ataque es positivo

Este momento de giro, medido desde el borde de ataque, tiene dos puntos interesantes ubicados sobre la cuerda:

- El centro de presión donde el momento de cabeceo es cero; éste varía dependiendo del ángulo de ataque (se mueve hacia el infinito a medida el ángulo sea cero) y sirve actualmente para estudios estructurales; el centro de presiones se encuentra en condiciones normales entre el 25 y 60 % de la cuerda, al variar éste varía la ubicación de la fuerza de sustentación.
- El centro aerodinámico donde el momento de cabeceo no es nulo pero es constante en cualquier ángulo de ataque. Este se encuentra en un perfil plano o curvo sin espesor, sin efectos de viscosidad ni compresibilidad en el 25 % de la cuerda; pero en realidad se encuentra entre el 23 % y 27 % de la misma (en vuelos supersónicos y perfiles delgados el c.a. esta en el 50 % de la cuerda)

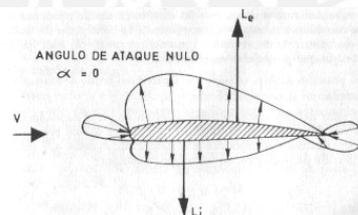


Figura 2.32: Posición de las fuerzas en un ala no simétrica

Al igual que la fuerza de sustentación y la de arrastre, el momento se puede expresar matemáticamente con un coeficiente de momento:

$$C_M = \frac{M}{q \cdot S \cdot c} \quad (2.45)$$

C_M varía según el ángulo de ataque y del punto observado (obviamente será cero en el centro de presión), pero si consideramos un coeficiente de momento respecto del centro aerodinámico:

$$C_{M_{ac}} = \frac{M_{ac}}{q \cdot S \cdot c} \quad (2.46)$$

éste será constante para cualquier ángulo de ataque.

En resumen ubicaremos la fuerza de sustentación del avión en el centro aerodinámico del perfil incluyendo su respectivo momento de giro.

Un caso especial es el de un ala simétrica donde el centro de presión y el centro aerodinámico son el mismo punto (el de aplicación de las fuerzas) y el coeficiente de momento será cero.

Análogamente existe también un coeficiente unitario de momento:

$$C_m = \frac{M}{q \cdot c^2} \quad (2.47)$$

2.7. Fuerzas Aerodinámicas de un Flujo Tridimensional:

2.7.1. Sustentación:

Cuando hablamos de un ala de envergadura infinita, podemos estudiar la distribución de presiones que se origina en ésta en un corte transversal ya que la distribución es constante a lo largo de toda la envergadura, pero al estudiar un ala de envergadura finita, esto no ocurre de la misma manera y se producen algunos fenómenos que varían el comportamiento del aire que pasa por el ala.

Si vamos avanzando en el perfil hacia la punta del ala, veremos que en la punta al aire se le acaba la superficie alar y se transfiere fluido por la punta del intrados al extrados (producto de la diferencia de presiones); esto produce una reacción en cadena que le da al aire un movimiento lateral hacia afuera en el intrados y hacia adentro en el extrados. Al ser ésta una variación progresiva, se notara que la

sustentación por unidad de envergadura a medida nos acercamos a la punta del ala disminuye. En conclusión, en un ala de envergadura finita la variación de presión no solo será a lo largo de la cuerda sino también a lo largo de la envergadura.

Las superficies alares pueden tener disposiciones muy distintas unas de otras, pueden ser de flecha progresiva, regresiva o nula y tener una variación del perfil a lo largo de su envergadura no solo en longitud de cuerda sino también en forma del perfil e inclinación relativa del ángulo de ataque. De esto dependerá la distribución de la presión a lo largo de la superficie alar.

Por ejemplo para alas sin ángulo de flecha se puede buscar una solución a la sustentación con un sistema de vórtices simétricos respecto al plano de simetría del ala que le darían al fluido un movimiento similar al producido por un ala:

- Sistema de vórtices limite
- Sistema de vórtices de salida
- Sistema de vórtices de partida

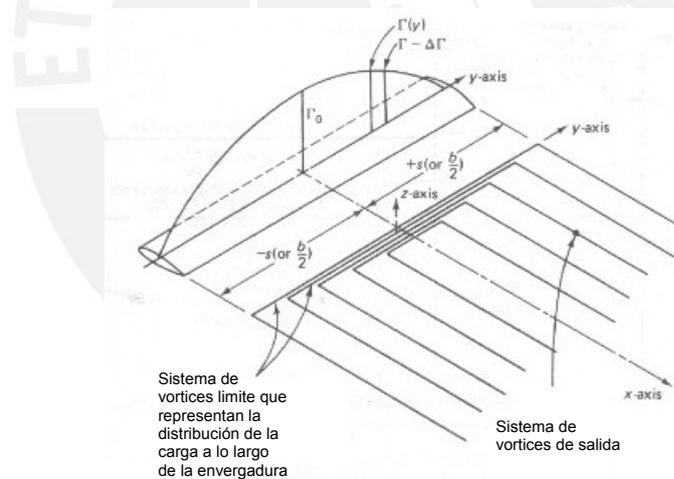


Figura 2.33: Sistema de vortices de salida, los vortices de partida que cierran el sistema se encuentran en el infinito

El sistema de vórtices explica la sustentación variable a lo largo de la envergadura de un ala. Estos vórtices tendrán una variación de rotación acorde con la variación de sustentación del ala (que como ya dijimos disminuye hasta cero a medida se acerca a la punta. El valor de Γ_0 sería determinado por las características del ala.

Para mantener la energía del vórtice (y cumplir con la teoría de vórtices antes definida) a medida la fuerza de este disminuye se proyectan vórtices en dirección del flujo equivalentes a la pérdida de fuerza.

Los vórtices de salida crean efectos sobre el ala que modifican el accionar del flujo libre, éste ya no entra con el ángulo de ataque teórico sino entra con uno menor cuya diferencia se denomina ángulo de ataque inducido (α_i) esto disminuye un poco mas la sustentación teórica del ala, además la energía utilizada por los vértices generados crea un nuevo tipo de arrastre, el arrastre de vórtice o inducido.

$$\alpha_i = \frac{C_L}{\pi \cdot AR \cdot e} \quad (2.48)$$

donde e es factor de eficiencia que permite mantener constante el coeficiente de arrastre parásito a cualquier ángulo de ataque, la variación de éste se aproxima en la variación del coeficiente de arrastre inducido por medio de e .

Una distribución de superficie alar muy interesante es la elíptica (muy parecida a la de los Spitfire ingleses de la II Guerra Mundial) donde la distribución de presiones a lo largo de la envergadura es parabólica, por lo que es más sencillo hallar el perfil de presiones.



Figura 2.34:
Supermarine Spitfire Mk.IA,
protagonista de la batalla de
Inglaterra en 1940

Es importante recordar que las explicaciones previas se podrán utilizar en alas de flecha nula, para alas con flecha se utilizan cálculos mas complicados o aproximaciones con métodos numéricos similares a los utilizados en este estudio.

2.7.2. Arrastre:

Vectorialmente, el arrastre inducido no es más que la proyección de la fuerza de sustentación (que está en función del ángulo de ataque inducido) sobre la corriente de aire nominal; si aumenta la sustentación aumentará también el arrastre inducido.

$$C_{D_i} = C_L \cdot \text{sen}(\alpha_i) \approx C_L \cdot \alpha_i = \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR \cdot e} \quad (2.49)$$

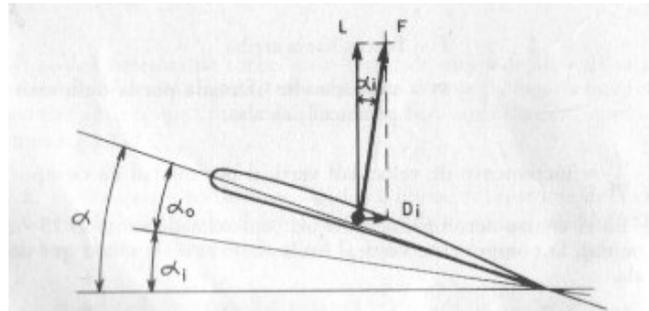


Figura 2.35: Representación grafica del ángulo de ataque inducido y la resistencia inducida resultante.

Si aumentáramos la superficie alar disminuiríamos el coeficiente de sustentación y por lo tanto el coeficiente de arrastre inducido; el régimen de crecimiento es cuadrático, sumando esto al coeficiente de arrastre parásito obtendremos una curva en la relación de C_d vs. C_l (**curva polar**) que tiene un punto muy interesante, el de la relación L/D máximo (que se encuentra a aproximadamente 7° de ángulo de ataque), esta relación se utiliza para determinar la aplicación de un aeroplano.

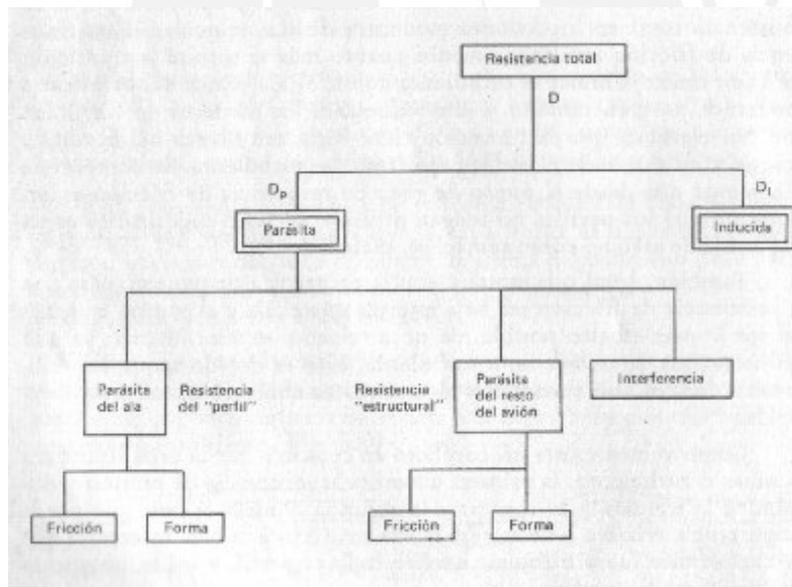


Figura 2.36: Esquema de la distribución del arrastre o resistencia total en un aeroplano

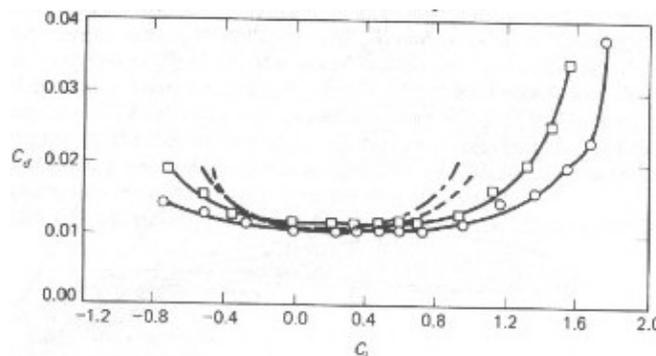


Figura 2.37: Grafica de la variación del coeficiente de arrastre en función del coeficiente de sustentación en un perfil

2.7.3. Velocidad de Pérdida:

La velocidad de pérdida se alcanzará cuando el coeficiente de sustentación sea máximo. En este punto la succión en el extrados desaparecerá perdiendo el ala sus propiedades de sustentación.

En realidad la pérdida no se da a una velocidad determinada sino a un ángulo de ataque previsto (aproximadamente 18°)

$$V = \sqrt{\frac{2W}{\rho \cdot S \cdot C_{L_{\max}}}} \quad (2.50)$$

La pérdida ocurre de forma paulatina en zonas determinadas del ala donde se alcanza $C_{l_{\max}}$ más fácilmente, por ejemplo en las puntas de las alas en delta. Para evitar la pérdida por estrechamiento se le da al ala un ángulo de giro positivo para que el $C_{l_{\max}}$ no se alcance tan fácilmente.

2.7.4. Reynolds:

El número de Reynolds en un ala se expresa en función de su cuerda

$$Re = \frac{\rho \cdot U_{\infty} \cdot c}{\mu} \quad (2.52)$$

- $C_{l_{\max}}$ aumenta con Re
- C_d disminuye a medida Re aumenta
- C_m se mantiene constante

Esto es denominado efecto de escala y sirve para comparar datos de túnel de viento con modelos a escala.

Referencias:**Ecuaciones:**

- 2.2 BERTIN, John, Mecánica de Fluidos para Ingenieros, México, Prentice-Hall, 1986 p. 13.
- 2.4 id. p. 76.
- 2.5 id. p. 77.
- 2.6 id. p. 78.
- 2.7 id. p. 112.
- 2.8 id. p. 112.
- 2.9 id. p. 112.
- 2.10 id. p. 122.
- 2.11 id. p. 338.
- 2.12 id. p. 338.
- 2.13 id. p. 157.
- 2.14 BERTIN John, Aerodynamics for Engineers, 3ra Ed. Upper Saddle River, N.J. Prentice Hall, 1998, p. 119.
- 2.15 id p. 120.
- 2.16 BERTIN, John, Mecánica de Fluidos para Ingenieros, México, Prentice-Hall, 1986 p. 119.
- 2.17 id. p. 119.
- 2.18 id. p. 120.
- 2.19 id. p. 122.
- 2.20 BERTIN John, Aerodynamics for Engineers, 3ra Ed. Upper Saddle River, N.J. Prentice Hall, 1998, p. 129.
- 2.21 id. p. 154.
- 2.22 id. p. 69.
- 2.23 id. p. 71.
- 2.24 id. p. 71.
- 2.25 id. p. 73.
- 2.26 id. p. 73.
- 2.27 id. p. 74.
- 2.28 CARMONA, Isidoro, Aerodinámica y Actuaciones del Avión, Madrid, Paraninfo 1987, p. 38.
- 2.29 id. p. 59
- 2.30 BERTIN John, Aerodynamics for Engineers, 3ra Ed. Upper Saddle River, N.J. Prentice Hall, 1998, p. 81.

- 2.31 CARMONA, Isidoro, Aerodinámica y Actuaciones del Avión, Madrid, Paraninfo 1987, p. 39.
- 2.32 id. p. 47.
- 2.33 BERTIN John, Aerodynamics for Engineers, 3ra Ed. Upper Saddle River, N.J. Prentice Hall, 1998, p. 175.
- 2.34 id. p. 176.
- 2.35 id. p. 176.
- 2.36 id. p. 177.
- 2.37 id. p. 63.
- 2.38 id. p. 81
- 2.39 CARMONA, Isidoro, Aerodinámica y Actuaciones del Avión, Madrid, Paraninfo 1987, p. 66.
- 2.40 BERTIN John, Aerodynamics for Engineers, 3ra Ed. Upper Saddle River, N.J. Prentice Hall, 1998, p. 96.
- 2.41 CARMONA, Isidoro, Aerodinámica y Actuaciones del Avión, Madrid, Paraninfo 1987, p. 71.
- 2.42 id. p. 75.
- 2.43 id. p. 79.
- 2.45 id. p. 86.
- 2.46 id. p. 89.
- 2.47 id. p. 186.
- 2.48 id. p. 106.
- 2.49 id. p. 107.
- 2.50 id. p. 111.
- 2.51 id. p. 113.

Figuras:

Figura 2.1 BERTIN John, Aerodynamics for Engineers, 3ra Ed. Upper Saddle River, N.J. Prentice Hall, 1998, p. 19.

Figura 2.2 <http://es.wikipedia.org/wiki/Imagen:SonicBoom.jpg>

Figura 2.3 BERTIN John, Aerodynamics for Engineers, 3ra Ed. Upper Saddle River, N.J. Prentice Hall, 1998, p. 277.

Figura 2.4 CARMONA, Isidoro, Aerodinámica y Actuaciones del Avión, Madrid, Paraninfo 1987, p. 56.

Figura 2.5 <http://vonkarman.stanford.edu/tsd/pbstuff/tunnel/photo/pages/nasa05.html>

Figura 2.6 BERTIN John, Aerodynamics for Engineers, 3ra Ed. Upper Saddle River, N.J. Prentice Hall, 1998, p. 70.

- Figura 2.7 id. p. 78
- Figura 2.8 CARMONA, Isidoro, Aerodinámica y Actuaciones del Avión, Madrid, Paraninfo 1987, p. 59.
- Figura 2.9 <http://forsvaret.dk/FMK/Materiel/F-16+kampfly/F-16+fotos/>
- Figura 2.10 CARMONA, Isidoro, Aerodinámica y Actuaciones del Avión, Madrid, Paraninfo 1987, p. 60-61.
- Figura 2.11 a/b <http://aerodyn.org>
- Figura 2.11 c <http://www.f1-live.com>
- Figura 2.11 d <http://www.voodoo.cz/tomcat/index.html>
- Figura 2.12 CARMONA, Isidoro, Aerodinámica y Actuaciones del Avión, Madrid, Paraninfo 1987, p. 62-63.
- Figura 2.13 id. p. 97.
- Figura 2.14 id. p. 127.
- Figura 2.15 id. p. 65.
- Figura 2.16 id. p. 78
- Figura 2.17 BERTIN John, Aerodynamics for Engineers, 3ra Ed. Upper Saddle River, N.J. Prentice Hall, 1998, p. 87.
- Figura 2.18 CARMONA, Isidoro, Aerodinámica y Actuaciones del Avión, Madrid, Paraninfo 1987, p. 66-67.
- Figura 2.19 id. p. 66
- Figura 2.20 id. p. 68
- Figura 2.21 BERTIN John, Aerodynamics for Engineers, 3ra Ed. Upper Saddle River, N.J. Prentice Hall, 1998, p. 207.
- Figura 2.22 http://www.uam.es/personal_pdi/ciencias/mrey/Material/Fluidos2.pdf
- Figura 2.23 http://www.uam.es/personal_pdi/ciencias/mrey/Material/Fluidos2.pdf
- Figura 2.24 CARMONA, Isidoro, Aerodinámica y Actuaciones del Avión, Madrid, Paraninfo 1987, p. 72.
- Figura 2.25 id. p. 74.
- Figura 2.26 id. p. 74.
- Figura 2.27 id. p. 77.
- Figura 2.28 id. p. 80.
- Figura 2.29 id. p. 202.
- Figura 2.30 id. p. 84.
- Figura 2.31 id. p. 86.
- Figura 2.32 id. p. 85.
- Figura 2.33 BERTIN John, Aerodynamics for Engineers, 3ra Ed. Upper Saddle River, N.J. Prentice Hall, 1998, p. 239.

Figura 2.34 <http://www.arc-duxford.co.uk/gallery.htm> Spitfire

Figura 2.35 CARMONA, Isidoro, Aerodinámica y Actuaciones del Avión, Madrid, Paraninfo 1987, p. 104.

Figura 2.36 id. p. 82.

Figura 2.37 BERTIN John, Aerodynamics for Engineers, 3ra Ed. Upper Saddle River, N.J. Prentice Hall, 1998, p. 229.



3. Deducción del Método de Vórtices Discretos

3.1. Introducción:

Como ya habíamos explicado un cilindro de longitud infinita en rotación que atraviesa un flujo genera una sustentación, esto es por el aire que gira alrededor de éste y acelera el fluido en la parte superior y lo desacelera en la parte inferior; un ala genera sustentación por su forma al pasar el fluido por la parte superior se acelera más que el que pasa por la parte inferior. Qué ocurre si se reemplaza el ala por un cilindro que gira con tal velocidad que genera la misma sustentación? No sería más simple predecir el comportamiento del aire de esta manera? Qué ocurre si para explicar mejor el fenómeno del perfil distribuimos a lo largo de éste (o de un línea característica) un conjunto de vórtices que se comportan en cada punto como se comportaría dicho perfil?.

Una discretización (descomponer un elemento complejo en varios elementos mas simples como líneas o planos) parte necesariamente de un modelo continuo... en este capítulo hablaremos justamente de como se crea un modelo continuo de un ala delgada y como este modelo puede posteriormente ser discretizado para obtener resultados que como veremos dentro de un rango (generalmente el necesario para estudiar perfiles aerodinámicos sin que entren en pérdida) son muy cercanos a la realidad.

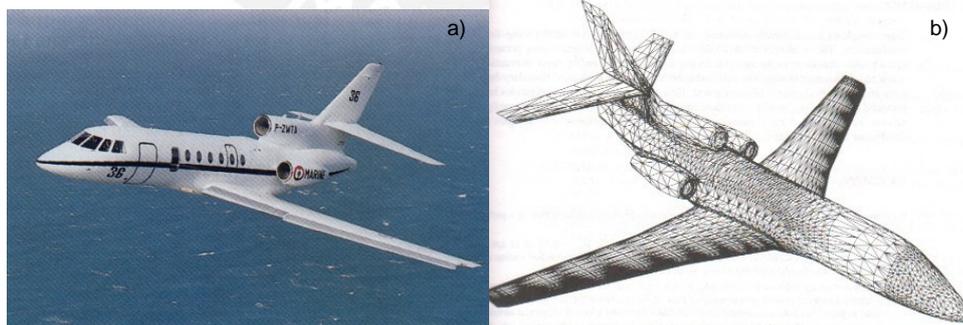


Figura 3.1: a) Dassault Falcon 50M y b) su discretización por elementos finitos

3.2. Teoría General de Perfiles Delgados:

Esta teoría maneja 3 hipótesis básicas:

- La viscosidad casi no afecta el flujo de aire sobre el perfil que no ha entrado en pérdida
- La operación de perfil se realiza a bajos ángulos de ataque
- Las fuerzas resultantes por la presión son ligeramente influenciados por el espesor del perfil

Para que un perfil se considere delgado, este debe tener una curvatura máxima de 2% de la cuerda y un espesor no mayor a 12% de la cuerda.

Como sabemos la diferencia de velocidades del aire entre el intrados y el extrados del perfil produce la sustentación, la diferencia de presiones que resulta, puede ser reemplazada infinitesimalmente por un conjunto de vórtices distribuidos a lo largo de la línea media del perfil superpuestos sobre el flujo de aire, cuya fuerza rotacional será:

$$\Gamma = \int_0^c \gamma(s) ds \quad (3.1)$$

donde $\gamma(s)$ es la distribución de vórtices sobre la línea media y ds es un elemento infinitesimal de dicha distribución.

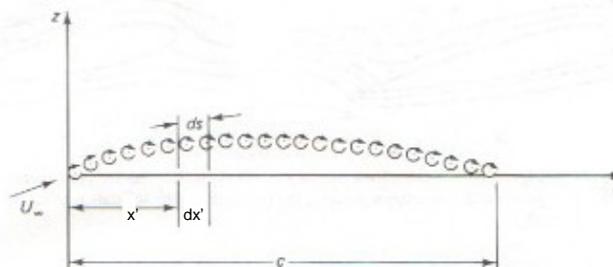


Figura 3.2: esquema de la distribución de los vórtices a lo largo de la línea media

El campo de velocidades en la cuerda media entonces resulta de la suma de las velocidades de los vórtices y de la velocidad del viento. La suma de estas velocidades debe resultar una velocidad tangente a la línea media en cualquier punto y por lo tanto la velocidad perpendicular a dicha línea en cualquier punto debe ser cero. Adicionalmente la unión de los flujos en la parte posterior debe ser suave para que se cumpla el teorema de Kutta.

Existe en la línea media entonces un punto P genérico donde los vórtices de un elemento diferencial ds influyen generando una velocidad perpendicular a un vector r generado entre el elemento y el punto.

$$dV = -\frac{\gamma ds \cdot \cos(\delta_3)}{2\pi r} \quad (3.2)$$

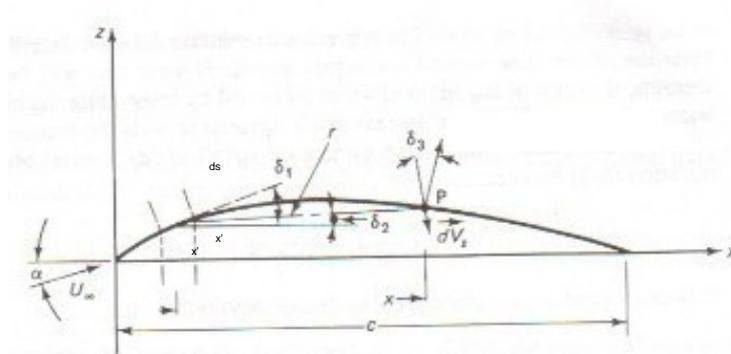


Figura 3.3: ubicación de los ángulos y posiciones necesarias para resolver el perfil

El signo negativo indica que la velocidad es vectorialmente opuesta al sistema de coordenadas.

Pero sobre este punto P influyen todos los vórtices a lo largo de la línea media y por lo tanto integramos sobre toda la extensión de la cuerda para hallar la velocidad total en dicho punto P.

$$\text{Geoméricamente } \cos(\delta_2) = \frac{x'-x}{r} \text{ y } ds = \frac{dx}{\cos(\delta_1)} \quad (3.3)-(3.4)$$

Remplazamos y obtenemos la velocidad en el punto P a x' del origen

$$V_s = -\frac{1}{2\pi} \int_0^c \frac{\gamma(x) \cdot \cos(\delta_2) \cdot \cos(\delta_3)}{(x'-x) \cdot \cos(\delta_1)} dx \quad (3.5)$$

El componente perpendicular en dicho punto de la velocidad de flujo libre, el cual es opuesto a la velocidad previamente obtenida será entonces:

$$U = U_\infty \cdot \text{sen}(\alpha - \delta_p) \quad (3.6)$$

donde $\delta_p = \tan^{-1}\left(\frac{dz}{dx}\right)$ es la pendiente de la línea media en el punto P, entonces:

(3.7)

$$U = U_\infty \cdot \text{sen}\left(\alpha - \tan^{-1}\left(\frac{dz}{dx}\right)\right) \quad (3.8)$$

Como las dos velocidades deben ser iguales:

$$U_\infty \cdot \text{sen}\left(\alpha - \tan^{-1}\left(\frac{dz}{dx}\right)\right) = \frac{1}{2\pi} \int_0^c \frac{\gamma(x) \cdot \cos(\delta_2) \cdot \cos(\delta_3)}{(x'-x) \cdot \cos(\delta_1)} dx \quad (3.9)$$

Basándonos en nuestras hipótesis presentadas al inicio del punto, $\delta_1, \delta_2, \delta_3$ y α son pequeños entonces podemos establecer la ecuación:

$$U_\infty \cdot \text{sen}\left(\alpha - \left(\frac{dz}{dx}\right)\right) = \frac{1}{2\pi} \int_0^c \frac{\gamma(x)}{(x'-x)} dx \quad (3.10)$$

Si el perfil es simétrico, se puede reemplazar por una placa plana de envergadura infinita que nos daría una ecuación muy interesante:

$$C_l = 2\pi \cdot \alpha \quad (3.11)$$

Que coincide con la pendiente teórica (C_l vs α) de una placa plana.

En resumen esta ecuación establece que el paso de aire a través del perfil es cero y teniendo los datos del perfil y del aire podríamos obtener la distribución de vórtices que posteriormente nos daría la distribución de velocidades y presiones a lo largo del perfil y por lo tanto la sustentación.

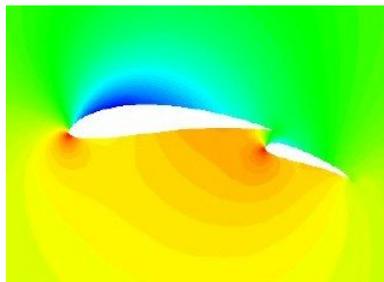


Figura 3.4:
Solución grafica de un perfil en un programa de CFD

Pero por qué es tan interesante tener una distribución de presiones y no sólo buscar la manera de sacar una presión total y una sustentación total? (al fin y al cabo esta se contrapone al peso del avión para ver si éste se mantiene o no en el aire). Lo interesante de buscar una distribución de presiones es que podemos describir el comportamiento del aire en cualquier punto del ala de esta manera podríamos predecir un punto en el cual se produzca separación de capa o también ondas de choque y de esta manera perfeccionar dichos perfiles haciéndolos mas eficientes (mayor sustentación contra menor arrastre).

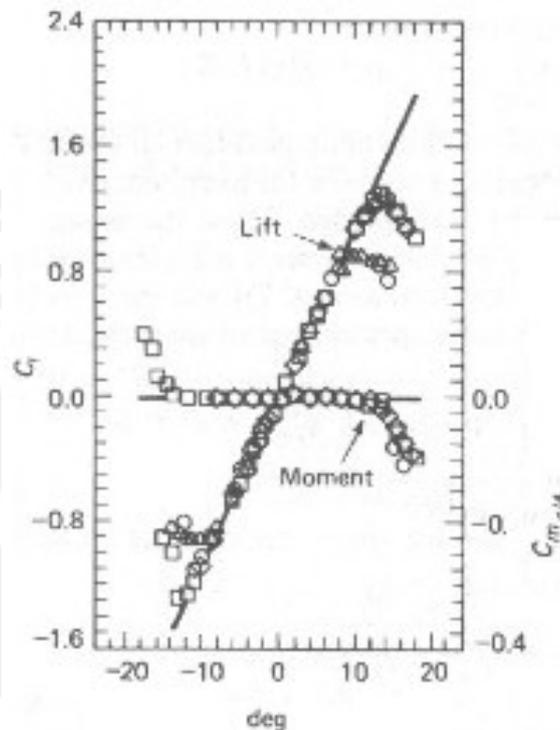


Figura 3.5:
Comparativo entre una
nube de datos reales y un
resultado teórico (---)

3.3. Descripción del Método de Vórtices Discretos en Fluidos Bidimensionales:

Como ya habíamos establecido, obtener una distribución continua de presiones y hasta de algo mas simple que son los vortices equivalentes explicados en el punto anterior (basadas en una o varias funciones matemáticas) es una operación sumamente complicada, por eso utilizamos el método de vortices discretos, este método es muy eficiente para poder estudiar perfiles en general y además obtener resultados preliminares problemas relacionados con interacciones bidimensionales en perfiles multielementos y la interacción entre el suelo y el perfil.

Este método se basa en crear pequeños vórtices ubicados uno a uno en n líneas rectas que sigan a la línea de curvatura media (obviamente mientras mas elementos la curva se parecerá más al conjunto de elementos) que sumados equivalen a la sustentación total del perfil, al conocer todos los datos (sean de geometría, velocidad del viento y ángulo de ataque) las únicas incógnitas serían las fuerzas de sustentación de los vórtices.

De manera similar a la del modelo discreto del perfil, la ecuación se crea en base a la condición de capa límite que dice que el fluido no puede atravesar un perfil, por lo que en un determinado punto de control se analiza esta condición relacionando la componente normal al elemento del flujo de aire y la suma sobre dicho elemento de control de la influencia de cada vórtice creado (obviamente también la componente normal).

A continuación detallamos el procedimiento para llegar a la solución

Creación del perfil: Generalmente se utilizan perfiles conocidos normados, una de las normas son la norma NACA, para distintos propósitos (crear perfiles nuevos) se pueden utilizar estos perfiles como referencia.

Ubicación de la línea media: Se obtiene de la unión de los puntos equidistantes del intrados y extrados referenciados a la perpendicular de la cuerda.

Discretización de la línea media: Los elementos de discretización son líneas rectas de igual longitud (esto es un procedimiento flexible ya que si se quiere conocer más sobre algún punto en especial del perfil se pueden utilizar elementos más pequeños en esa zona (por ejemplo en las zonas donde se predice el inicio de la separación de capa límite) y más grandes en las zonas que no se quieren analizar con detenimiento.

Ubicación de los puntos de vórtices: Los vórtices se ubicarán a $L/4$ del inicio del elemento (siendo L la longitud total del elemento y el inicio del elemento el punto más cercano al borde de ataque).

Ubicación de los puntos de control: Los puntos de control se ubicarán a $3L/4$ del inicio del elemento.

Relación de los vórtices: Cada vórtice tendrá influencia sobre cada elemento explicado matemáticamente de la siguiente manera:

$$c_{ij} = \begin{bmatrix} u \\ w \end{bmatrix} = \frac{\Gamma_j}{2\pi r_{ij}^2} \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_i - x_j \\ y_i - y_j \end{bmatrix} \quad (3.12)$$

donde:

$$r_{ij}^2 = (x_i - x_j)^2 + (y_i - y_j)^2 \quad (3.13)$$

$i=1,2,3,\dots,m$ son los diferentes puntos de control de cada elemento

$j=1,2,3,\dots,n$ son los diferentes vórtices creados

obviamente $m=n$

Esta ecuación determina la componente normal de la influencia de cada vórtice sobre cada elemento de control.

Condición de capa límite: como ya explicamos la condición de capa establece el no flujo a través del perfil. Esa condición de no flujo se describe matemáticamente al igualar escalarmente la influencia de todos los vórtices sobre un punto de control con el flujo de aire de la siguiente manera:

$$a_{11} \cdot \Gamma_1 + a_{12} \cdot \Gamma_2 + a_{13} \cdot \Gamma_3 + \dots + a_{1N} \cdot \Gamma_N + (U_\infty \cos(\alpha), U_\infty \sin(\alpha)) \cdot \hat{n}_1 = 0 \quad (3.14)$$

donde a_{ij} es:

$$a_{ij} = \left(\frac{c_{ij}}{\Gamma_j} \right) \cdot \hat{n}_i \quad (3.15)$$

y n_i es el vector normal al elemento

$$\hat{n} = \frac{\begin{bmatrix} (y_A - y_B) & (x_A - x_B) \end{bmatrix}}{\begin{bmatrix} (y_A - y_B) & (x_A - x_B) \end{bmatrix}} \quad \text{donde A y B son los puntos inicial y final del elemento.} \quad (3.16)$$

Esta ecuación se da para cada elemento juntado y ordenando todas las ecuaciones lineales obtenemos una ecuación matricial similar a esta:

$$\begin{bmatrix} U_1 \\ U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{1,1} & a_{1,2} & a_{1,3} & a_{1,4} \\ a_{2,1} & a_{2,2} & a_{2,3} & a_{2,4} \\ a_{3,1} & a_{3,2} & a_{3,3} & a_{3,4} \\ a_{4,1} & a_{4,2} & a_{4,3} & a_{4,4} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Gamma_1 \\ \Gamma_2 \\ \Gamma_3 \\ \Gamma_4 \end{bmatrix} \quad (3.17)$$

donde:

$$U_i = (U_\infty \cos(\alpha), U_\infty \sin(\alpha)) \bullet \hat{n}_i \quad (3.18)$$

Una vez establecida la ecuación matricial y aplicando teoría de matrices obtendremos la fuerza Γ de los vórtices, con dichos resultados y la ecuación de Kutta aplicada al método:

$$\Delta L_j = \rho \cdot U_\infty \cdot \Gamma_j \quad (3.19)$$

La sustentación total será la suma de los ΔL 's. En base a esos resultados ya se puede obtener además los momentos de giro en el perfil y por lo tanto determinar la estabilidad y predecir el comportamiento del mismo.

Referencias:**Ecuaciones:**

3.1 BERTIN John, Aerodynamics for Engineers, 3ra Ed. Upper Saddle River, N.J. Prentice Hall, 1998, p. 207.

3.2 id. p. 208.

3.3 id. p. 208.

3.4 id. p. 208.

3.5 id. p. 208.

3.6 id. p. 208.

3.8 id. p. 209

3.9 id. p. 209

3.10 id. p. 209

3.11 id. p. 211

3.12 KATZ, Joseph, Low Speed Aerodynamics, 2da Ed. Cambridge, Cambridge University Press, 2001, p. 264

3.13 id. p. 264

3.14 id. p. 264

3.17 id. p. 266

3.18 id. p. 266

3.19 id. p. 267

Figuras:

Figura 3.1 a <http://www.jetphotos.net/viewphoto.php?id=245222>

b BERTIN John, Aerodynamics for Engineers, 3ra Ed. Upper Saddle River, N.J. Prentice Hall, 1998, p. 385.

Figura 3.2 BERTIN John, Aerodynamics for Engineers, 3ra Ed. Upper Saddle River, N.J. Prentice Hall, 1998, p. 208.

Figura 3.3 id. p. 209.

Figura 3.4 <http://aerodyn.org>

Figura 3.5 BERTIN John, Aerodynamics for Engineers, 3ra Ed. Upper Saddle River, N.J. Prentice Hall, 1998, p. 212.

4. Influencia del Suelo sobre los Perfiles Aerodinámicos

4.1. Introducción:

A pesar que el transporte aéreo es el medio de transporte más seguro del mundo (la relación entre pasajeros transportados y decesos al año es muy pequeña) la tasa de supervivencia de los pocos accidentes que ocurren es muy baja. Dentro de los accidentes ocurridos, el aterrizaje es uno de los momentos más críticos por la dificultad que tiene el piloto para maniobrar y la dificultad para mantener el avión estable como veremos mas adelante; la presencia del suelo modifica el accionar del avión y esto influye no sólo en la aproximación sino también al momento de frenado.

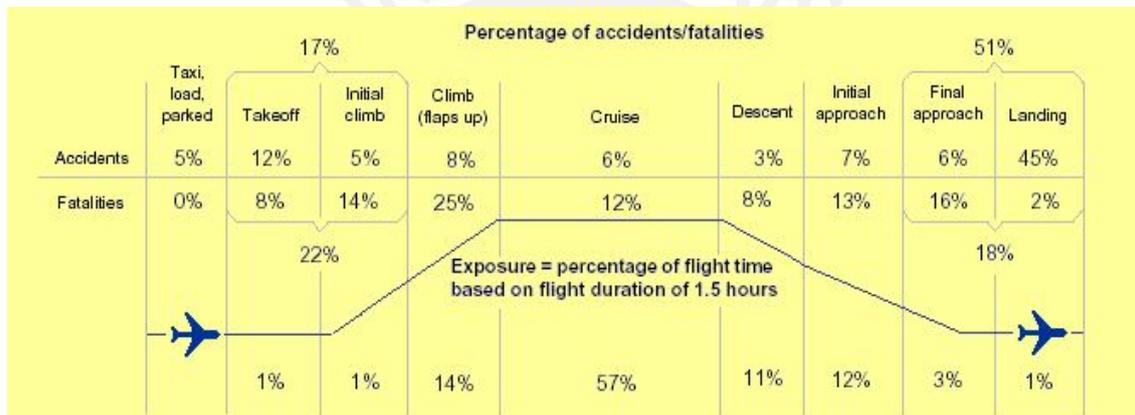


Figura 4.1: Referencia estadística de accidentes y fatalidades ocurridas durante las etapas de vuelo de un avión, nótese que mas del 50% de estos se producen en el descenso y casi el 100% cerca del suelo, mientras la exposición a esas etapas durante el vuelo no supera el 50% del tiempo de viaje

Empezaremos analizando la estabilidad y luego como se manifiesta ésta en un avión, para elevarlo o hacerlo descender (que es lo que nos interesa en este trabajo) para luego describir las fases del aterrizaje y como se puede lograr una distancia optima de frenado, al final del capitulo describiremos una manera de analizar la interacción entre el suelo y un perfil aerodinámico y como se manifiesta su influencia.



Figura 4.2: La tripulación de este Boeing 737 de Southwest Airlines, cometió un error al iniciar el aterrizaje muy rápido muy lejos del inicio de la pista en condiciones de inestabilidad terminando en una gasolinera cercana al aeropuerto (Marzo 5 del 2000).

4.2. Estabilidad:

4.2.1. Definición:

Conocemos la estabilidad como la capacidad de un cuerpo de mantenerse en equilibrio ante cualquier perturbación exterior (sea ésta estática o dinámica), ésta puede ser estática o dinámica, positiva, negativa o neutra.

La estabilidad estática es la tendencia de un cuerpo a volver a una posición de equilibrio; es positiva si el cuerpo se regresa a esta posición, negativa si el cuerpo encuentra otra posición de equilibrio y neutra si el cuerpo se aleja indefinidamente de dicha posición. Para que un cuerpo sea considerado en equilibrio debemos recordar que este puede estar quieto o viajar a velocidad constante en línea recta, por lo que un cuerpo estable viajando en línea recta regresa a esta trayectoria luego de desaparecida la perturbación.

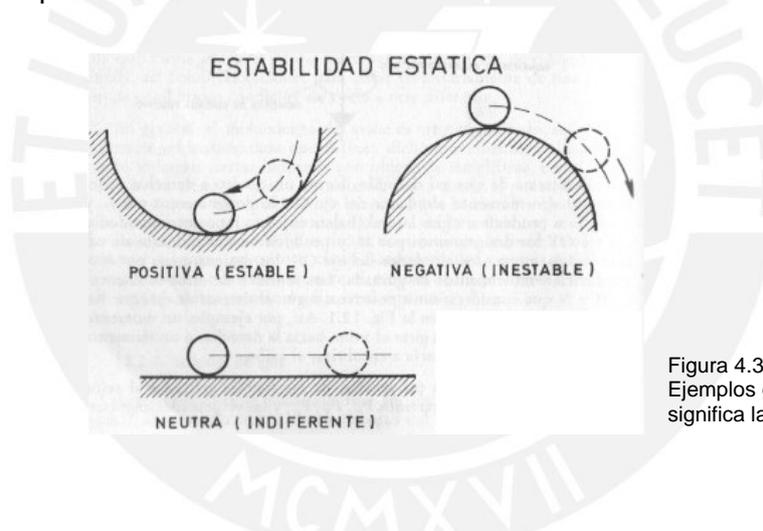


Figura 4.3:
Ejemplos gráficos de que
significa la estabilidad estática

La estabilidad dinámica se refiere a que tanto se demora el cuerpo a volver a su punto de equilibrio; en este caso un cuerpo en equilibrio dinámico positivo se acerca cada vez más a su punto de equilibrio, uno en equilibrio dinámico negativo se aleja de su posición inicial y uno en equilibrio dinámico neutro ni se acerca ni se aleja del punto de equilibrio.

Lo ideal en un avión es que en el movimiento rectilíneo, al ocurrir la menor perturbación éste se comporte de manera estable estática y dinámicamente (estabilidad positiva) para así regresar a su punto de inicio en el menor tiempo posible. En el aterrizaje la estabilidad es sumamente importante pues nos interesa que el avión no cambie de rumbo ni se generen momentos que perjudique la trayectoria ideal del avión.

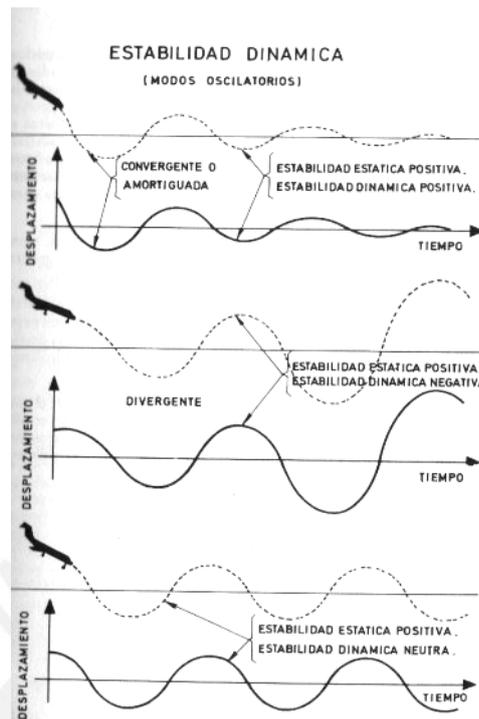


Figura 4.4:
Ejemplos gráficos de que
significa la estabilidad
dinámica

4.2.2. Momentos de Giro:

Un avión en vuelo está sometido no solamente a fuerzas sino también a momentos de giro que determinan tanto su movimiento como su maniobrabilidad y estabilidad en vuelo, de las fuerzas que actúan sobre un avión ya hemos tratado, los momentos que se generan alrededor de los tres ejes principales serán:

- Giro de Cabeceo: giro del avión alrededor de su eje horizontal-transversal (el giro de cabeceo puede denominarse **encabritamiento** si la punta del avión se eleva y **picada** si esta baja)
- Giro de Balanceo: giro del avión alrededor de su eje horizontal-longitudinal
- Giro de Guiñada: giro del avión alrededor de su eje vertical

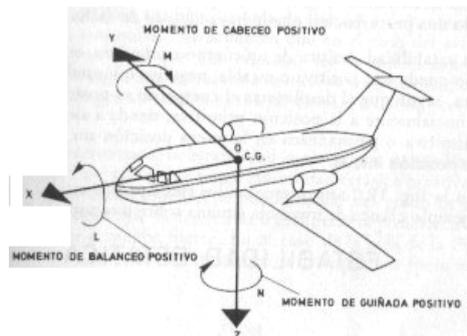


Figura 4.5:
Posición y sentido de los
distintos momentos de giro

Estáticamente la suma de todas las fuerzas y momentos será:

$$\begin{aligned} \sum F_x &= 0 & \sum F_y &= 0 & \sum F_z &= 0 \\ \sum M_c &= 0 & \sum M_B &= 0 & \sum M_G &= 0 \end{aligned}$$

Para el aterrizaje, analizaremos las fuerzas que se manifiestan en el plano de simetría longitudinal-vertical, estas serían:

$$\sum F_x = 0 \quad \sum F_y = 0 \quad \sum M_c = 0$$

donde estarían las fuerzas de sustentación, de arrastre y el momento de cabeceo del avión:

Cabe resaltar que la estabilidad es buena, pero a mayor estabilidad, menor maniobrabilidad y viceversa, dependiendo de la función del avión, se buscará incrementar la una o la otra. Como comentario, los ingenieros diseñan aviones de combate con configuraciones inestables para así éstos puedan dar giros y realizar maniobras fácilmente

4.2.3. Mandos de Vuelo:

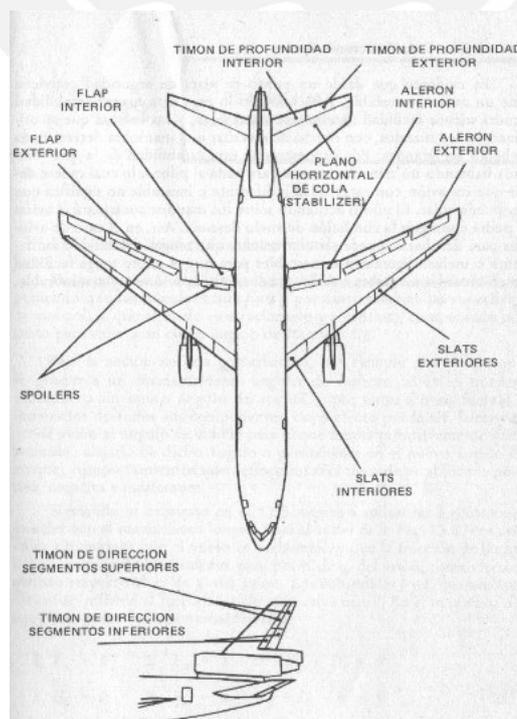


Figura 4.6:
Mandos de vuelo en un avión comercial

Un avión tiene dos tipos de mandos de vuelo, los principales donde se incluyen los timones de dirección (gobernados por el los pedales), de profundidad (manejados por la palanca de mando) y los alerones (controlados por la palanca de mando); los mandos secundarios serían los flaps y los slats que aumentan C_L y los spoilers cuya función es aumentar C_D .

4.2.4. Estabilidad Longitudinal Estática:

En la estabilidad longitudinal influyen las fuerzas que se manifiestan en el plano longitudinal-vertical, establecemos entonces el equilibrio en las fuerzas y momentos.

$$\sum F_x = 0 \quad T - D - D_F - D_C = 0 \quad (4.1)$$

$$\sum F_y = 0 \quad L + L_F + L_C - W = 0 \quad (4.2)$$

$$\sum M_C = 0 \quad M_{AC} + L \cdot x_A + D \cdot z + M_F - L_C \cdot x_C + M_{ACc} + D_C \cdot h_C = 0 \quad (4.3)$$

Si asumimos los elementos alares fijos y aplicamos una perturbación como una ráfaga de aire que varía el ángulo de ataque, esta variará por ende las fuerzas del avión, buscaremos entonces si este cambio produce que el avión varíe indefinidamente (inestable) o regrese a su rumbo (estable) o que se mantenga en un rumbo nuevo (neutro).

Trabajamos el momento de cabeceo para hallar una relación entre el ángulo de ataque (representado en el coeficiente de sustentación) y el momento de cabeceo. Transformamos la ecuación en términos adimensionales

$$C_{M_{CG}} = C_{M_{AC}} + C_L \frac{x_A}{C} + C_D \cdot \frac{z}{C} + C_{M_F} - C_{L_C} \cdot \frac{x_C}{C} \cdot \frac{s_C}{s} \cdot \frac{q_C}{q} = 0 \quad (4.4)$$

donde $\frac{s_C}{s} \cdot \frac{x_C}{C} = \bar{V}$ será definido como coeficiente de volumen de la cola (C es la cuerda media aerodinámica) (4.5)

Si entonces algo varía a $C_{M_{CG}}$ y este no regresa a su punto de $C_{M_{CG}}=0$ el avión es inestable

Dividimos la ecuación entre C_L y observamos que el coeficiente de momento esta relacionado al ángulo de ataque.

Tenemos entonces tres posibilidades sobre la variación del C_{MCG} :

$$\frac{dC_{MCG}}{dC_L} = \frac{dC_{MAC}}{dC_L} + \frac{x_a}{C} + \frac{dC_D}{dC_L} \cdot \frac{z}{C} + \frac{dC_{MF}}{dC_L} - \frac{dC_{LC}}{dC_L} \cdot \eta_t \cdot \bar{V} \quad (4.6)$$

- Si $dC_{MCG}/dC_L < 0$, el avión es estable ya que al aumentar el ángulo de ataque se crea un momento mayor de cabeceo pero de picado que regresa la punta del avión a su punto original y viceversa.
- Si $dC_{MCG}/dC_L = 0$, el avión tiene estabilidad neutra, el avión tomará la nueva posición donde se quedó cuando no perciba la perturbación.
- Si $dC_{MCG}/dC_L > 0$, el avión es inestable, al aumento del ángulo de ataque el momento de cabeceo será de encabritamiento produciéndose un aumento progresivo del ángulo de ataque hasta la pérdida.

Como el C_{MAC} y C_D no varía con el ángulo de ataque, z es mucho mas pequeño que C , por lo tanto nos queda la relación:

$$\frac{dC_{MCG}}{dC_L} = \frac{x_a}{C} + \frac{dC_{MF}}{dC_L} - \frac{dC_{LC}}{dC_L} \cdot \eta_c \cdot \bar{V} \quad (4.7)$$

x_a/C representa la variación del momento de cabeceo en el ala, dC_{MF}/dC_L representa el cambio referido al fuselaje y el último término explica la estabilidad de la cola donde η_c es la eficiencia de la cola (que tan rápido es el aire en la cola en relación a la velocidad de flujo libre).

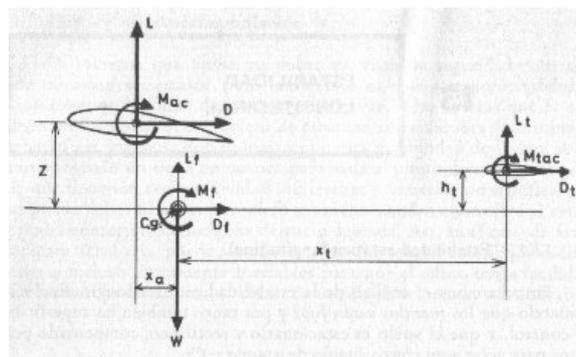


Figura 4.7:
Representación grafica de las posiciones y direcciones de los elementos principales del avión: ala, cola y CG del avión

4.2.4.1. Estabilidad Longitudinal en el Ala:

El término referido al ala indica la diferencia porcentual entre la ubicación del centro de gravedad del avión y la del centro aerodinámico del ala referido a la cuerda media aerodinámica:

$$\frac{dC_{MCG}}{dC_L} = \frac{x_a}{C} = \frac{(x_{CG} - X_{CA})}{C} \quad (4.8)$$

- Si $X_{CG} < X_{CA}$, el ala ejercerá un efecto estabilizante al avión.
- Si por el contrario $X_{CG} > X_{CA}$, el efecto será desestabilizante.
- Cuando X_{CG} sea igual a X_{CA} , el ala tendrá un efecto neutro en la estabilidad.

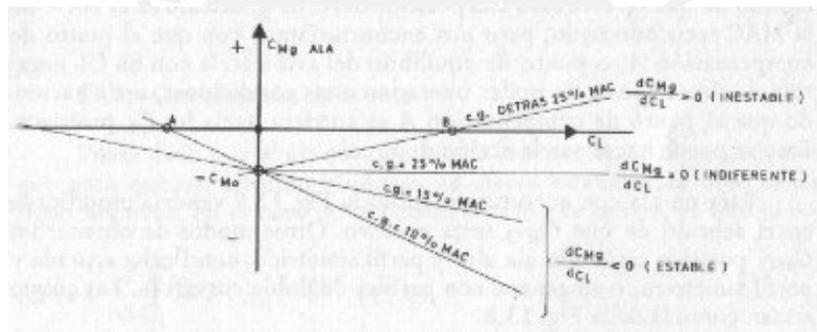


Figura 4.8: Variación de la estabilidad del ala en función del centro de gravedad del avión.

De esto se puede deducir entonces que mientras más adelante este el centro de gravedad respecto del centro aerodinámico del ala, mayor estabilidad aportara el ala al avión.

Al ser un ala estable en la configuración del avión, éste tenderá a buscar un ángulo de ataque donde C_{MCG} sea nulo, el problema es que en este punto C_L será negativo perdiéndose la sustentación, la cola se encargará de levantar el punto de equilibrio del avión hasta que éste tenga sustentación.

4.2.4.2. Estabilidad en el Fuselaje:

El fuselaje ejerce un efecto generalmente desestabilizante (análogamente al punto anterior si se compara con un perfil, el CA de un perfil de forma similar a la del fuselaje estará definitivamente más adelante que el CG del avión) y además este efecto es de magnitud apreciable.

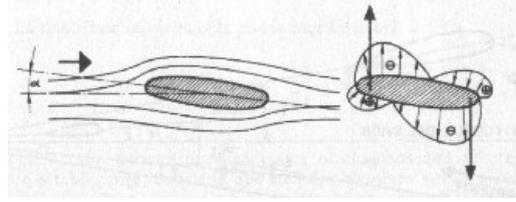


Figura 4.9:
Esquemático del fuselaje y su comportamiento

4.2.4.3. Estabilidad en la Cola:

La cola tendrá siempre un efecto estabilizante en el avión ya que su CA está detrás del CG de éste, salvo algunas excepciones.

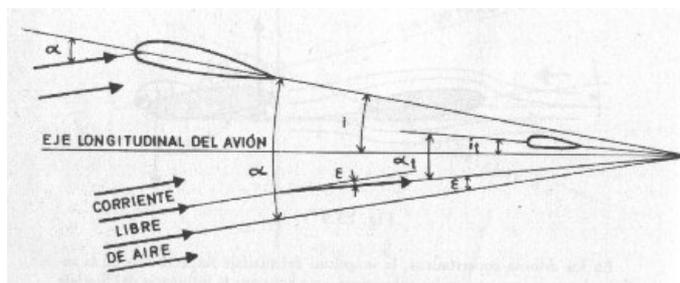


Figura 4.10:
Ángulos y dimensiones de la cola en un avión

La contribución de la cola a la estabilidad depende del rango de variación del C_{L_t} respecto del C_L del ala y una relación geométrica (tamaño del ala vs. tamaño de la cola) representada en \bar{V} y la eficiencia de la cola, es decir que tan veloz es el aire que llega a la cola en relación a la velocidad de flujo libre.

$$\frac{dC_{L_t}}{dC_L} \cdot \eta_t \cdot \bar{V} \quad (4.9)$$

Esta relación puede ser representada además en función de la relación entre las pendientes de C_L vs. α y la variación de la influencia del ala en función del ángulo de ataque (el ángulo de ataque α_t es diferente al ángulo de ataque del ala):

$$\alpha_t = \alpha - i + i_t - \epsilon \quad (4.10)$$

entonces la expresión será:

$$-\frac{a_t}{a} \cdot \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha}\right) \cdot \eta_t \cdot \bar{V} \quad (4.11)$$

Mientras más grande sea la cola y más alta y alejada esté del ala (para evitar la interacción entre las dos) su efecto estabilizador será mayor por el brazo de palanca y la influencia de la deflexión sobre el ala. El signo negativo de la expresión nos indica que la cola siempre será un elemento estabilizador contrarrestando la influencia del momento de giro sea éste de encabritado o de picado.

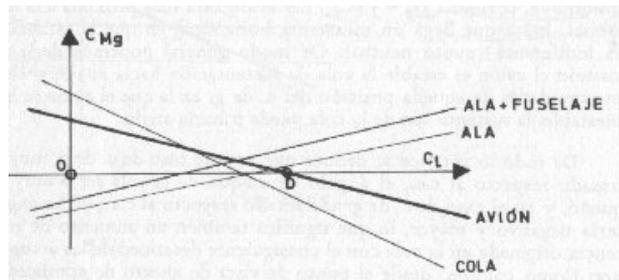


Figura 4.11: Variación en la estabilidad longitudinal de un avión a medida se incluyen sus elementos. 1ro el ala (inestable) 2do el fuselaje (aumenta inestabilidad) luego la cola que equilibra el avión y lo vuelve estable

La cola entonces contribuirá:

- A hacer el avión más estable (Inclina más la pendiente).
- A equilibrar la suma de momentos respecto del centro de gravedad.
- A obtener un C_L utilizable (que se ubique en la zona positiva al estar en equilibrio).

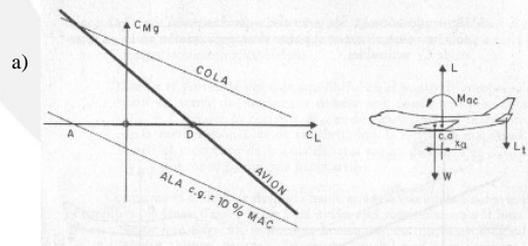
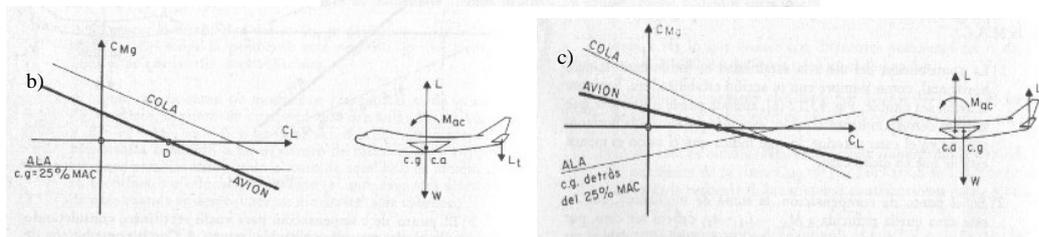


Figura 4.12:
Influencia de la cola sobre diferentes configuraciones: a) CA detrás de CG
b) CA alineado al CG
c) CA delante de CG



Si pudiéramos variar el ángulo de ataque de la cola (utilizando el timón de profundidad) cuando el centro de gravedad está retrasado respecto del CA, el ángulo de la cola es pequeño pasando a ser negativo a medida aumenta el centro de gravedad, esto además aumenta la resistencia de la cola, pero como el CG por lo general se retrasa (al irse consumiendo el combustible) se puede aligerar la carga del

timón de profundidad y por lo tanto la resistencia mejorando el consumo. Además la variación del los timones de cola, permitirá al avión trabajar mas eficientemente con distintos CG's a diversas velocidades. De no ser así, el avión solo podría encontrar un punto de equilibrio fijo que sólo variaría con el centro de gravedad

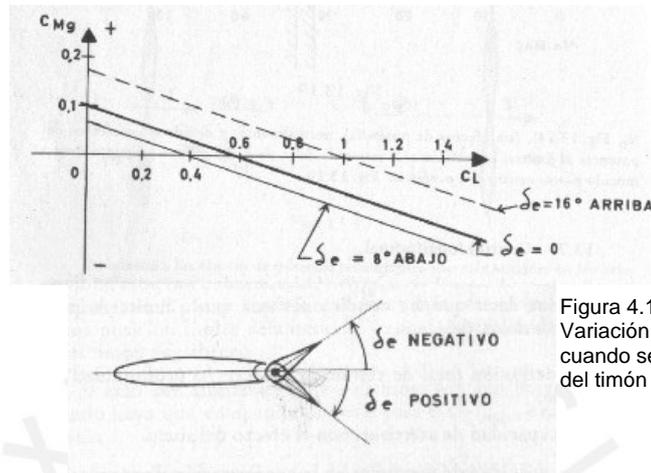


Figura 4.13:
Variación sobre la estabilidad cuando se modifica el ángulo del timón de cola

Cuando el motor no se encuentra en el eje del avión, éste produce efectos sobre la estabilidad mejorándola si se encuentran por encima de éste y disminuyéndola si lo hacen por debajo con este régimen:

$$\frac{dC_{M_G}}{dC_L} = \frac{T \cdot Z}{W \cdot C} \quad (4.12)$$

Además si el flujo libre tiene una inclinación con la hélice o con la toma de un reactor y éste se encuentra por delante del CG el efecto será desestabilizante ocurriendo lo opuesto cuando está por detrás.

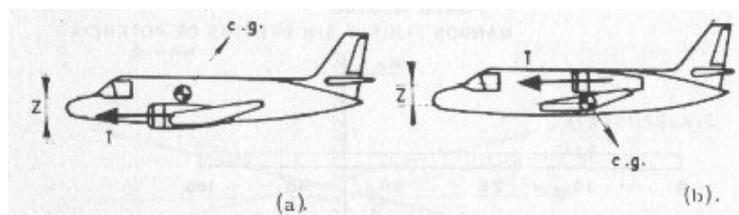


Figura 4.14: Influencia del motor sobre la estabilidad: a)el empuje en la parte inferior del CG quitándole estabilidad al avión b)cuando el motor esta encima del CG hace de este un avión mas estable

Sería ideal que el centro de gravedad estuviera lo mas adelante posible para que el avión sea completamente estable, pero nos encontraremos con dos límites que nos restringirán el espacio donde puede variará este punto; en la parte posterior se encuentra el punto neutro, donde al rebasar éste el centro de gravedad hace que el

avión pase de ser estable a inestable. Este punto acorta más su distancia del CA del ala por la influencia de la propulsión y la alarga por la influencia del suelo (que aumenta la influencia de la cola sobre la posición de este punto). El límite frontal será la capacidad de maniobra del piloto al momento de aterrizaje (influencia del suelo en maniobra de aterrizaje) como veremos más adelante.

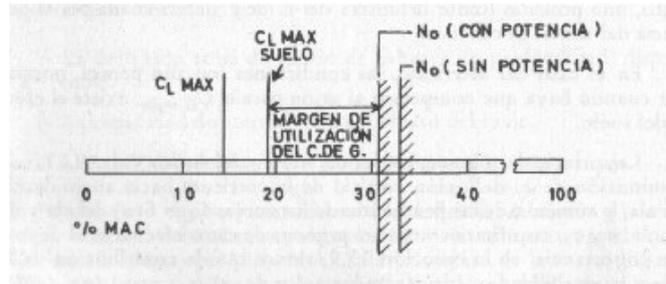


Figura 4.15: Margen de variación del CG por un lado limita la pérdida y por el otro el cambio de estabilidad a inestabilidad

4.2.4.4. Superpérdida:

Veremos los efectos de la superpérdida ya que la influencia del ala sobre la cola en el momento del aterrizaje puede producir un momento de encabritado que produzca el contacto de la cola contra la pista de aterrizaje.

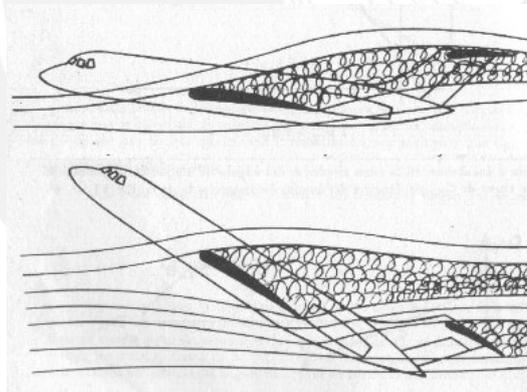


Figura 4.16: Explicación gráfica de la superpérdida.

Un avión estable en pérdida tiende a picar, pero hay aviones cuya curva de C_L vs. α nos muestra que al entrar en pérdida aumenta su ángulo de ataque, es decir, en una velocidad mayor a la de pérdida está en pérdida; en teoría esto se podría solucionar maniobrando con el timón de cola pero aunque éste no esté en pérdida, la turbulencia del ala le quita demasiada actuación a la cola por lo que ésta no puede estabilizar al avión; como el avión sigue con un momento de encabritado y es además completamente inestable, la cola al salir de la estela del ala entra en pérdida no pudiendo contrarrestar el efecto. Una manera de contrarrestarlo sería notar la

tendencia de la pérdida del avión y otra utilizar los flaps para producir un momento de picado en el ala.

4.3. Actuaciones del Avión:

4.3.1. Vuelo Horizontal:

Un avión como toda máquina en movimiento necesita un elemento propulsor (turbina o hélice por lo general) que venza una resistencia (arrastre del avión). La interacción entre estas dos fuerzas determinan el movimiento básico del avión (hacia abajo, hacia arriba aceleración y desaceleración) que más nos interesa para determinar las características del aterrizaje.

El estudio de movimiento de un avión se hace mediante el estudio de la potencia mas que de la fuerza, ya que ésta está relacionada con la velocidad a la que se mueve el avión; existe entonces una potencia de arrastre y una de empuje o tracción (dependiendo de si el avión es de hélice o de turbina); la **potencia disponible** es básicamente la potencia que va a entregar el motor al avance del avión a diferentes velocidades.

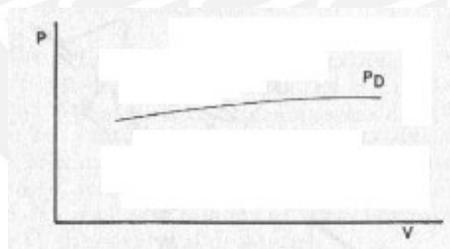


Figura 4.17:
Variación de la potencia
disponible en un aeroplano en
función de la velocidad

Algunas curvas interesantes de esta relación potencia velocidad son las curvas de altura constante (que aumenta la potencia disponible a medida disminuye la altitud) y las de consumo constante (directamente proporcional a la altitud); la curva de altura constante podría mantener su posición así se variará la altura si se le dan gases al avión (ya que mientras aumenta la altura aumenta el consumo) hasta que no se pueda aumentar más la alimentación de combustible del avión obteniendo un punto de máximo donde si se sigue subiendo el avión perderá potencia y por lo tanto velocidad hasta que no pueda subir más, ya que los requerimientos del avión no se lo permitirán. La **potencia requerida** es la potencia que necesita el avión para vencer su resistencia al avance, deriva de la relación entre la curva de resistencia parásita del avión (que

aumenta a medida aumenta la velocidad) y la de resistencia inducida (inversamente proporcional a la velocidad) al igual que la potencia disponible se pueden establecer dos curvas características; las de altura constante y las de peso constante (las dos disminuyen en forma directamente proporcional a la altitud).

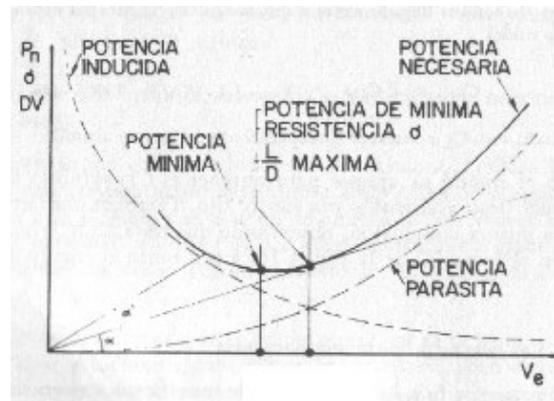


Figura 4.18:
Potencia necesaria para vencer la resistencia al avance de un avión a medida aumenta la velocidad

De estas dos curvas se pueden establecer puntos característicos; el de máximo alcance (resistencia mínima) que establece la velocidad a la que un avión puede llegar más lejos, el punto de máxima autonomía, y el punto de mínima potencia, que es el punto en el cual el avión puede mantenerse más tiempo en el aire, el punto de largo alcance que es un punto algo más veloz que el de máximo alcance donde las pequeñas variaciones por turbulencias o movimiento de pasajeros, carga o combustible (y por lo tanto del centro de gravedad) no afectan al avión significativamente (como si lo hacen en el punto de máximo alcance); además la potencia del motor puede determinar dos regímenes el de crucero a velocidad constante, que determina la variación de la potencia y por lo tanto la altitud a medida baje el peso del avión (por consumo de combustible) para mantener la velocidad de éste, y el de potencia constante que busca mantener la potencia del avión (a costa de aumentar altura y consumo) para facilitar el vuelo y disminuir el tiempo de viaje en especial entre dos puntos cercanos.

Un punto algo complicado de entender es el de la influencia de los controles en el comportamiento del avión; es común creer que el uso de los timones de profundidad (tirar o empujar la palanca de mando) va a modificar la altura y que el mando de gases tendría que “acelerar” al avión; esto ocurre en realidad en forma opuesta, el control de gases es un control de altura y el timón de profundidad controla la velocidad (aunque indirectamente variará la altitud del avión por el exceso de potencia existente).

En otras palabras; si volando a una velocidad cualquiera (en vuelo horizontal), variáramos el timón de profundidad (el cual si revisamos puntos anteriores veremos que es un control del ángulo de ataque) aumentando el ángulo de ataque, el avión experimentará una disminución de la velocidad, este bajón de velocidad le dejará al sistema un exceso de potencia que lo utilizará para aumentar su altura hasta que las dos curvas de altitud constante se vuelvan a cruzar. Si por otro lado al ir elevándonos disminuyéramos la entrega de gases, el avión dejara de incrementar su altura; si volviéramos a dar gases al avión, éste mantendría la velocidad aumentando al altura, si al mismo tiempo empujáramos el timón de profundidad, el avión empezaría a incrementar su velocidad.

4.3.2. Fuerzas Actuantes durante el Descenso:

Durante el descenso parte del peso no se opone a la sustentación, se suma a la potencia disponible para vencer el arrastre del avión, como el rango de descenso (velocidad vertical de bajada) depende de la diferencia de potencia a medida se disminuya la potencia del avión este bajará mas rápidamente hasta nivelarse a una altura donde la potencia disponible (con la misma incidencia de la palanca de gases) que aumenta a medida disminuye la altura se iguale con a potencia necesaria; por otro lado el ángulo de descenso máximo:

$$\varphi = \frac{C_D}{C_L} - \frac{T}{W} \quad (4.13)$$

no será igual al rango máximo de descenso como podemos verlo gráficamente.

$$R/C = V \cdot \left(\frac{C_D}{C_L} - \frac{T}{W} \right) \quad (4.14)$$

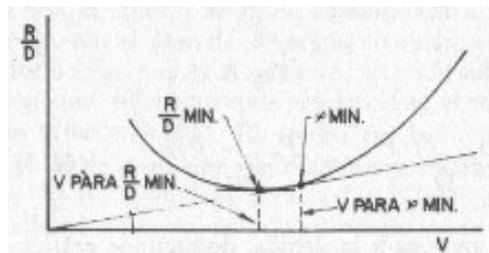


Figura 4.19:
Velocidades de rango máximo de descenso y de ángulo máximo de descenso en función de la potencia requerida.

4.3.3. Segundo Régimen:

Como se puede observar en las curvas de potencia necesaria, podemos separar ésta en dos regiones limitadas por una recta vertical que pase por el punto de potencia mínima, la región de la derecha es la de 1er régimen y es la región sobre la cual el avión va a trabajar normalmente (a altas velocidades), y en la cual el comportamiento del avión es estable (ya que si por alguna razón el avión experimenta una perturbación que lo saque de su punto de equilibrio, éste intentará volver al mismo punto) y básicamente regido por la potencia máxima del avión.

La región de la izquierda es denominada región de 2do régimen y es muy interesante porque un aumento en la potencia resulta una disminución de la velocidad del avión, esto no ocurre de esta manera, mas bien lo que pasa es que al tener un exceso de potencia el avión se acelerará hasta alcanzar el 1er régimen; además la velocidad no se puede disminuir indefinidamente ya que tenemos como límite la velocidad de pérdida del avión. Al momento del aterrizaje, el punto más importante de nuestro trabajo, el piloto deberá de estar atento y maniobrar correctamente para que no ocurra ninguno de estos dos problemas (ni el avión se acelere repentinamente ni entre en pérdida por ráfagas o influencia del suelo).

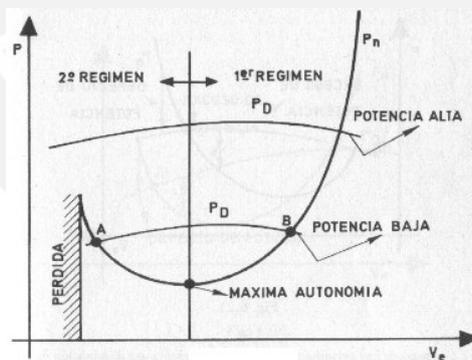


Figura 4.20:
Gráfica que esquematiza las zonas de 1er y 2do régimen

4.4. Aterrizaje:

4.4.1. Definición:

El aterrizaje se puede separar en dos etapas, una en vuelo desde que el avión se encuentra a 15 metros de la tierra hasta el contacto del avión con tierra y otra desde ese momento hasta la detención total del avión.

4.4.2. Actuaciones durante el Aterrizaje:

Durante la aproximación se deberá buscar que la velocidad de aproximación sea un 30% mayor que la velocidad de pérdida y el C_L se mantenga por lo tanto en un 60% del C_L de pérdida.

El ángulo de descenso será de:

$$\phi = \frac{C_D}{C_L} - \frac{T}{W} \text{ y el rango de descenso será por lo tanto } R/C = V \cdot \left(\frac{C_D}{C_L} - \frac{T}{W} \right) \quad (4.16)$$

En el contacto de las ruedas con la pista de aterrizaje, lo más importante es la distancia de aterrizaje

$$s = \int_{V_w}^V \frac{W}{g} \cdot \frac{(V - V_w) \cdot dV}{D + W(\mu + \beta) - T - \mu \cdot L} \quad (4.17)$$

donde D y L dependen de la velocidad e influyen en la variación de la distancia de frenado.

Con el uso de flaps se puede obtener un C_{LMAX} a menor velocidad de aproximación, pero se deben retraer para aumentar la acción de frenado después del contacto con el suelo.

Cabe resaltar que la fuerza de frenado de las ruedas se encuentra en el tren posterior por lo que el apoyo en el tren delantero deberá ser mínimo.

No se debe buscar una velocidad menor a $1.3V_e$ para evitar entrar en pérdida o se puede tener un rango de descenso muy alto. A mayor velocidad se tendrá una mayor distancia de frenado.

Existen otros factores que influyen en el aterrizaje como el peso, que aumenta el rango de bajada y la distancia de frenado, el viento y la pendiente de la pista, el estado de la misma influye también en el coeficiente de fricción de las ruedas. Estos factores no serán tomados en cuenta para nuestros cálculos.

4.5. Influencia del Suelo:

Definiendo la sustentación de otra manera, cuando pasa un perfil a través del aire, éste mueve o deflecta el aire hacia abajo, el aire por efectos de acción y reacción genera una fuerza de abajo hacia arriba generando la sustentación, si un cuerpo entra con mayor ángulo de ataque este desplazamiento de aire será mayor y por lo tanto habrá mayor sustentación.

El suelo influye sobre los perfiles aerodinámicos modificando en estos la forma como se deflecta el aire a su paso (disminuye la deflexión) ya que éste tiene menos espacio para deflectarse por lo que se comprime y aumenta la fuerza de reacción, además con la influencia del suelo, no se crean los vórtices de punta del ala y por lo tanto ésta pierde menos energía siendo mas eficiente, dicho de otra forma el ángulo de incidencia disminuye y por lo tanto no se pierde tanta sustentación y el arrastre inducido es menor. Un factor que aumenta la influencia del suelo es la envergadura del avión y la altitud de éste.

La influencia del suelo se puede simular copiando una imagen opuesta al perfil estudiado utilizando como eje de simetría el suelo.

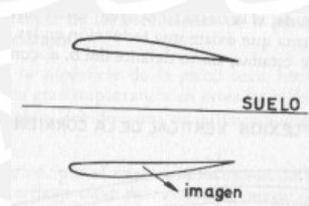


Figura 4.21:
Así se representaría el suelo para poder estudiar los efectos de este sobre un perfil.

Un resultado muy importante de la influencia del suelo sobre los aviones es en la estabilidad longitudinal, la influencia del ala sobre la cola (ϵ) disminuye por la menor deflexión del aire, además aumenta la pendiente de la relación entre el coeficiente de sustentación y el ángulo de ataque de la cola y del ala (α , α_c), pero α tiene una variación mas significativa que α_c por lo que el coeficiente disminuye. Como los dos factores que influyen en la estabilidad de la cola varían inversamente se podría decir que dicha estabilidad se mantiene, pero en total termina aumentando equivaliendo a un adelanto del centro de gravedad respecto de la MAC que además disminuye el C_L de estabilidad, esto deriva en un aumento del ángulo de variación del timón de profundidad para alcanzar el C_L crítico al momento del aterrizaje como se ve en el

gráfico, además, la necesidad del piloto de maniobrar en esta fase, restringe aun más la posición de adelanto del centro de gravedad dejando una región entre este punto y el punto de estabilidad mínima (punto neutro con potencia) por donde puede variar el centro de gravedad en vuelo de un avión.

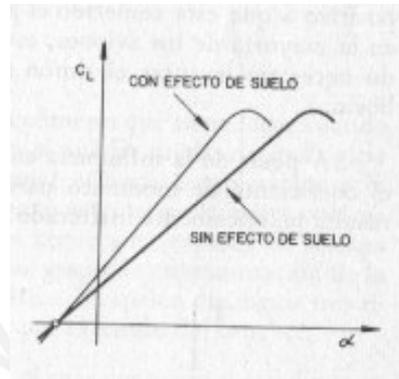


Figura 4.22:
Efecto del suelo sobre el
coeficiente de sustentación.

Además, al aumentar la sustentación, el avión tendrá una tendencia a la flotabilidad disminuyendo el frenado por fricción entre los neumáticos y la pista, esta disminución llega a ser mayor a la fuerza de arrastre producida por el avión en conjunto con los flaps (que aumentan la sustentación), por lo que al momento de frenado en la pista de aterrizaje, se busca un equilibrio entre la aplicación de los frenos y el uso de los flaps para que el frenado sea el más óptimo posible.

El efecto del suelo varía además los requerimientos de potencia del avión y como vimos antes, a un requerimiento de potencia a velocidad mínima se puede entrar en pérdida, por lo que la potencia requerida por el avión para la misma velocidad deberá ser menor que la requerida al vuelo normal.

Referencias:**Ecuaciones:**

- 4.1 CARMONA, Isidoro, Aerodinámica y Actuaciones del Avión, Madrid, Paraninfo 1987, p. 339.
- 4.2 id. p. 339.
- 4.3 id. p. 339.
- 4.4 id. p. 341.
- 4.5 id. p. 341.
- 4.6 id. p. 345.
- 4.7 id. p. 345.
- 4.8 id. p. 346.
- 4.9 id. p. 351.
- 4.10 id. p. 350.
- 4.11 id. p. 351.
- 4.12 id. p. 359.
- 4.13 id. p. 147.
- 4.14 id. p. 147.
- 4.15 id. p. 147.
- 4.16 id. p. 147.
- 4.17 id. p. 278.

Figuras:

- Figura 4.1 Statistical Summary of Commercial Jet Airplane Accidents, Boeing
- Figura 4.2 <http://www.planecrashinfo.com/w000305.htm>
- Figura 4.3 CARMONA, Isidoro, Aerodinámica y Actuaciones del Avión, Madrid, Paraninfo 1987, p. 330.
- Figura 4.4 id. p. 333.
- Figura 4.5 id. p. 329.
- Figura 4.6 id. p. 337.
- Figura 4.7 id. p. 340.
- Figura 4.8 id. p. 347.
- Figura 4.9 id. p. 349.
- Figura 4.10 id. p. 350.
- Figura 4.11 id. p. 356.
- Figura 4.12 id. p. 353-354.
- Figura 4.13 id. p. 362-363.

Figura 4.14 id. p. 358.

Figura 4.15 id. p. 366.

Figura 4.16 id. p. 390.

Figura 4.18 id. p. 132.

Figura 4.19 id. p. 148.

Figura 4.20 id. p. 155.

Figura 4.21 id. p. 284.

Figura 4.22 id. p. 285.



5. Cálculo de la Influencia del Suelo sobre Diversos Perfiles Aerodinámicos

5.1. Hipótesis:

Al acercarse un perfil al suelo, la sustentación generada alrededor de este aumentará.

5.2. Suposiciones:

- Altitud promedio de la tierra 840 msnm (aproximado a 1000 msnm).
- Fluido: aire, supuesto no viscoso, incompresible, estable, irrotacional y afectado únicamente por fuerzas conservativas, de esta manera podemos trabajar con la ecuación de Bernoulli.
- Velocidad subsónica muy por debajo del número de Mach, no se producen ondas de choque en la superficie.
- Teoría base: perfil delgado.
- El piso es reemplazado por un perfil imagen con plano de simetría colineal al piso. La altura está tomada desde el borde de ataque del perfil.

5.3. Datos:

- Aire: Presión: 89.87 kPa
Densidad: 1.1117 kg/m³

Tipo de Perfil	Longitud de cuerda	Rango de Alturas	Velocidad	Re
	m	m	km/h	
NACA 0009	2	1 -- 10	250	8.78E+06
NACA 23012	2	1 -- 10	250	8.78E+06
NACA 25411	1 -- 2 -- 4	1 -- 10	250	4.39e6 -- 1.76e7
NACA 25411	2	0.1 -- 100	250	8.78E+06
NACA 25411	2	1 -- 10	86.5 -- 500	3.07e6 -- 1.76e7

Tabla 5.1

5.4. Procedimiento:

- Las coordenadas del perfil se toman de referencias externas (NASG).
- Para establecer las coordenadas de la línea media del perfil se dibuja éste en AutoCAD y se obtienen las coordenadas directamente de este dibujo.
- Se ingresan dichas coordenadas al programa junto con las características del aire (velocidad, presión atmosférica, densidad).
- El programa entrega resultados de sustentación y momento de giro, coeficientes de sustentación y de momento, distribución de la presión a lo largo del perfil y del coeficiente de presión.
- Se tabulan los datos en Excell y se obtienen los gráficos para su posterior análisis e interpretación.

5.5. Resultados:

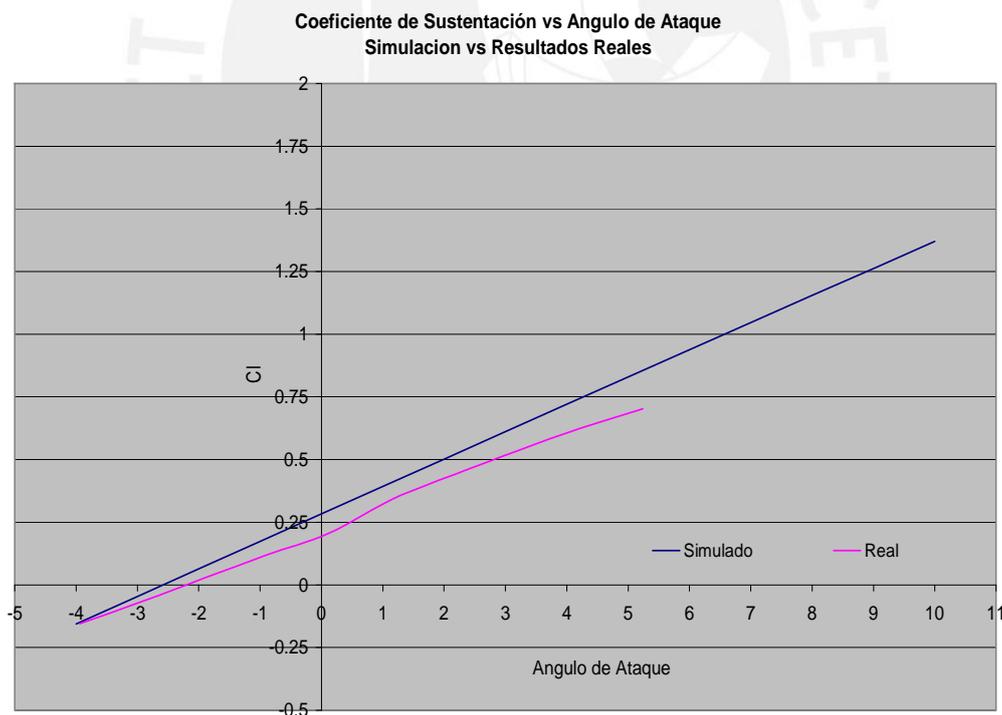


Gráfico 5.1: Comparación entre los resultados teórico (vórtices discretos) y experimental (Fuente: NASG Airfoil database www.nasg.com) de un perfil NACA 25411 ambos a un Re de 1.22×10^7 , la pendiente de ambos es muy similar.

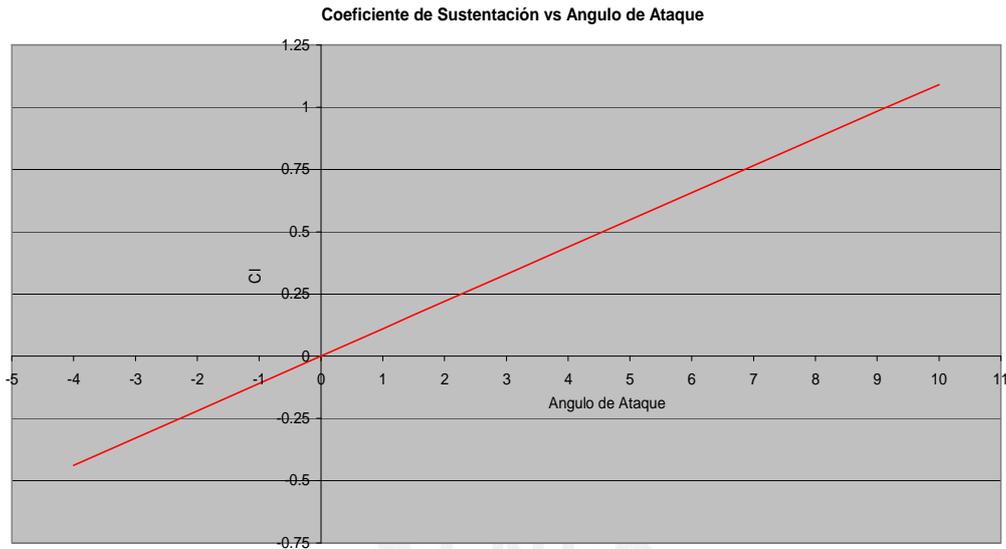


Gráfico 5.2: La línea mostrada en éste gráfico muestra la simulación hecha a distintos ángulos de ataque de una placa plana, la pendiente de esta recta es 2π , correspondiendo de esta manera al concepto teórico de la sustentación en una placa plana e infinita.

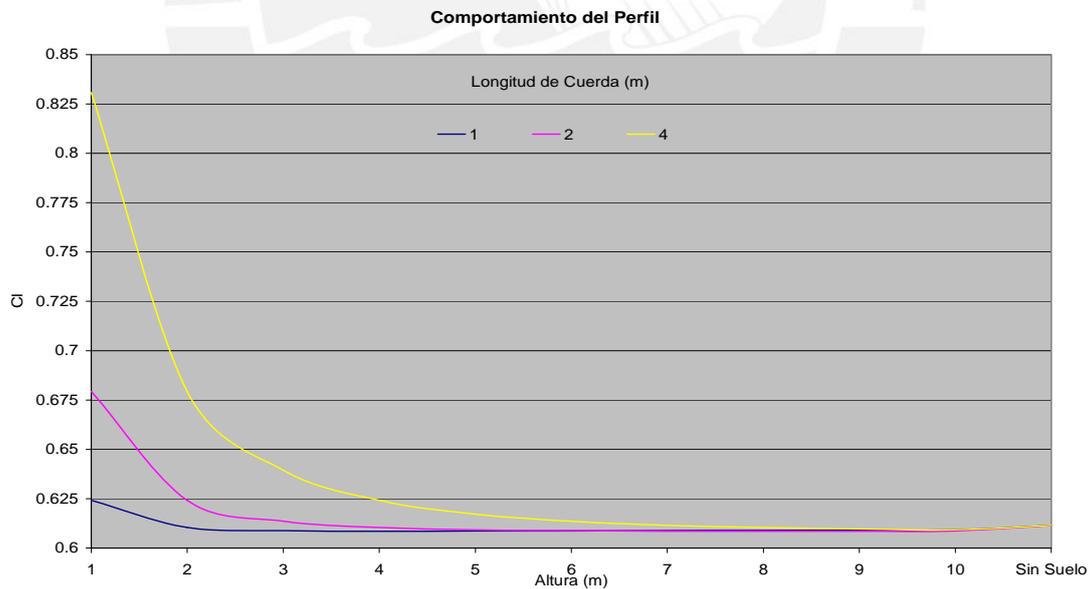


Gráfico 5.3: Podemos notar que hay una relación proporcional de la cuerda con la altura, el C_l es igual a 1 m para perfiles de 1 m y así sucesivamente, por lo que a partir de este punto definiremos la altura como un porcentaje del perfil. Esta simulación se hizo con un perfil NACA 25411 a un ángulo de ataque de 3° y 250 km/h, el Re variaba según la longitud de cuerda.

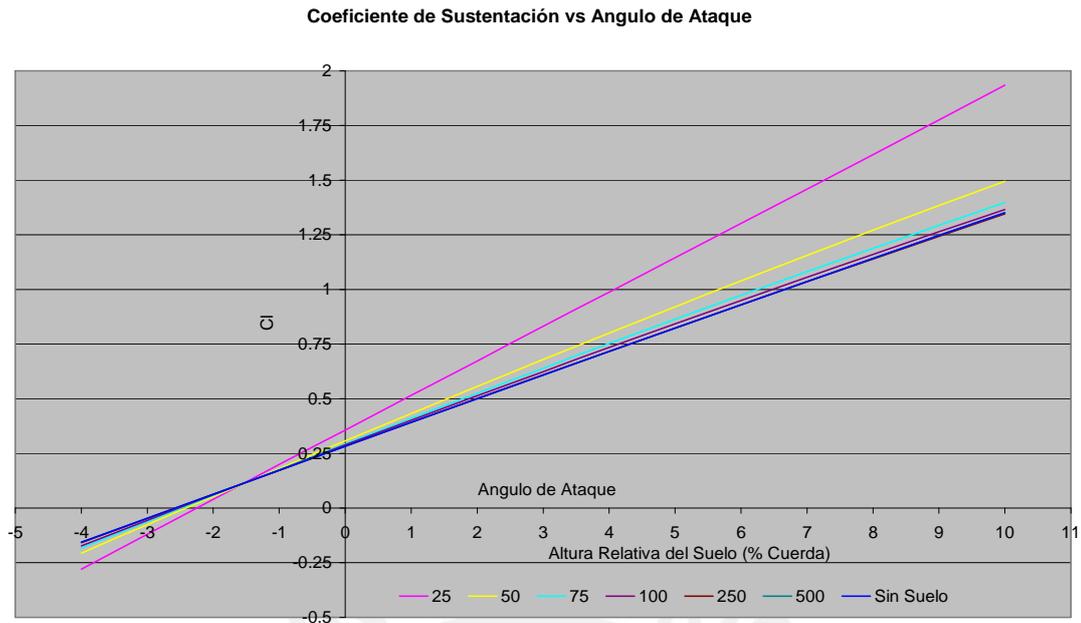


Gráfico 5.4: La pendiente del coeficiente de sustentación referido al ángulo de ataque aumenta a medida el perfil se va acercando al suelo, este gráfico fue obtenido del estudio de un perfil NACA 25411 de 2 m de cuerda a 250 km/h, $Re\ 8.78 \times 10^6$.

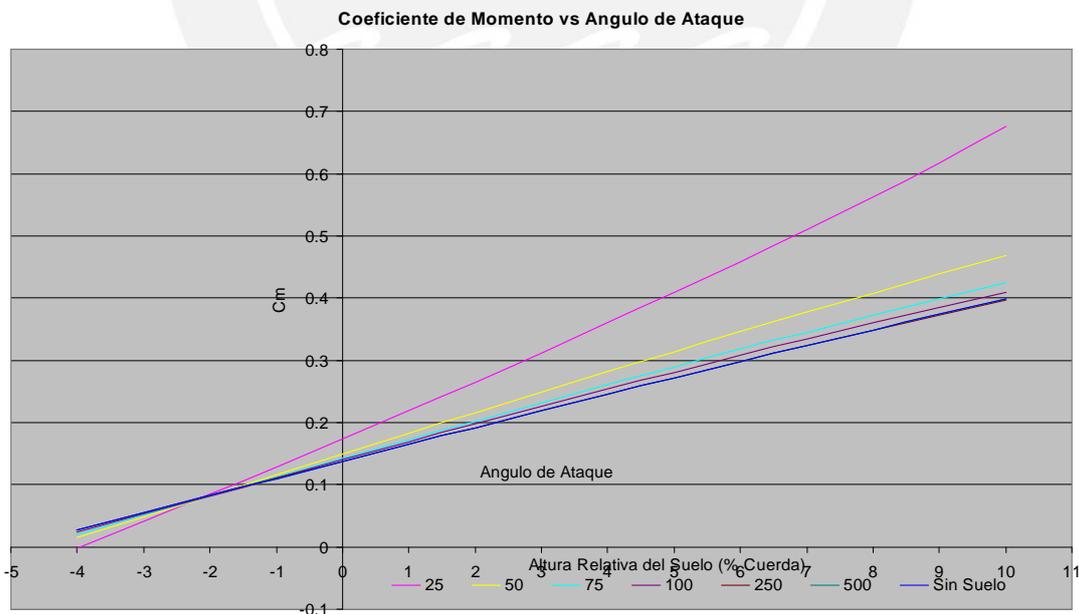


Gráfico 5.5: El coeficiente de momento también aumenta con la cercanía al suelo. El momento fue referido al borde de ataque del perfil NACA 25411 de 2 m de cuerda con $Re\ 8.78 \times 10^6$ a 250 km/h de velocidad.

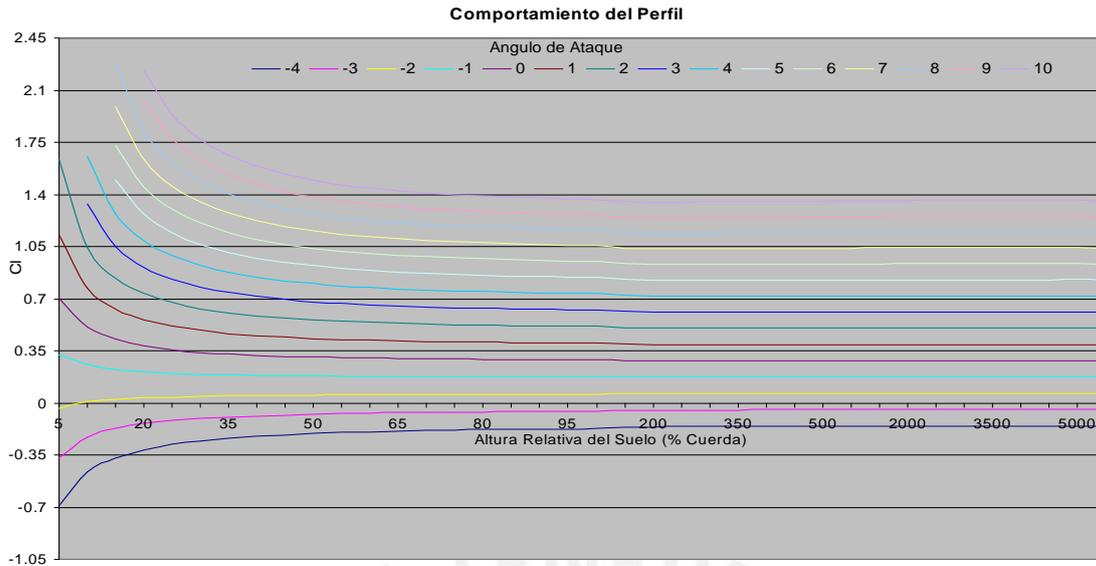


Gráfico 5.6: En este gráfico del comportamiento de un perfil NACA 25411 a 250 km/h 2 m de cuerda y Re de 8.78×10^6 podemos observar que a partir de 200% de la altura a cualquier ángulo de ataque empieza una variación en el coeficiente de sustentación a medida el perfil se va acercando al suelo. También podemos notar que el efecto es opuesto con ángulos negativos (el coeficiente disminuye hasta hacerse negativo o se hace más negativo).

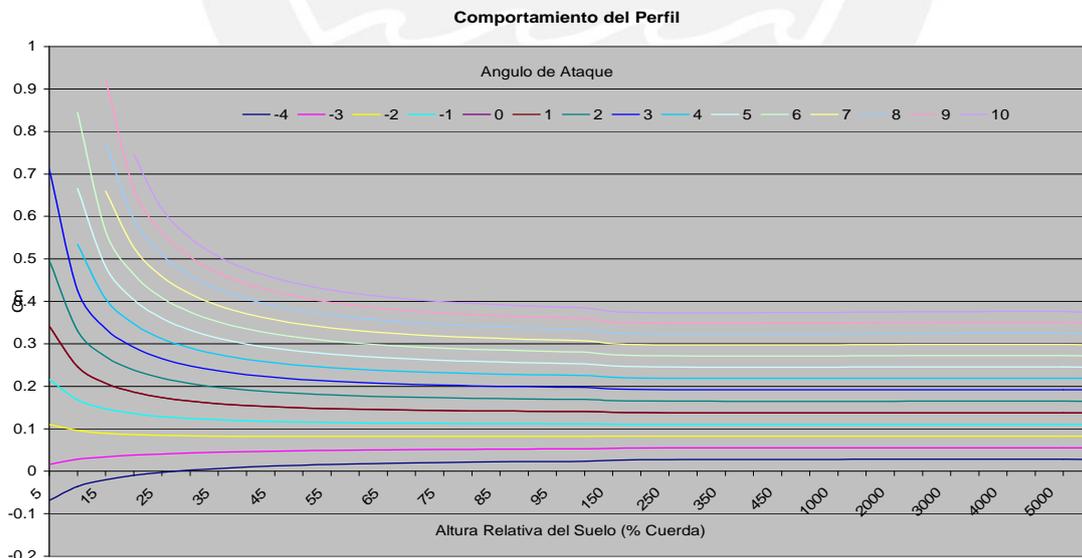


Gráfico 5.7: Podemos notar en este gráfico que la variación de la altura modifica también al coeficiente de momento aumentándolo. La variación en los ángulos de ataque negativos es la tendencia a hacer negativo el C_m . el perfil y las características del experimento son similares a las del gráfico 5.5.

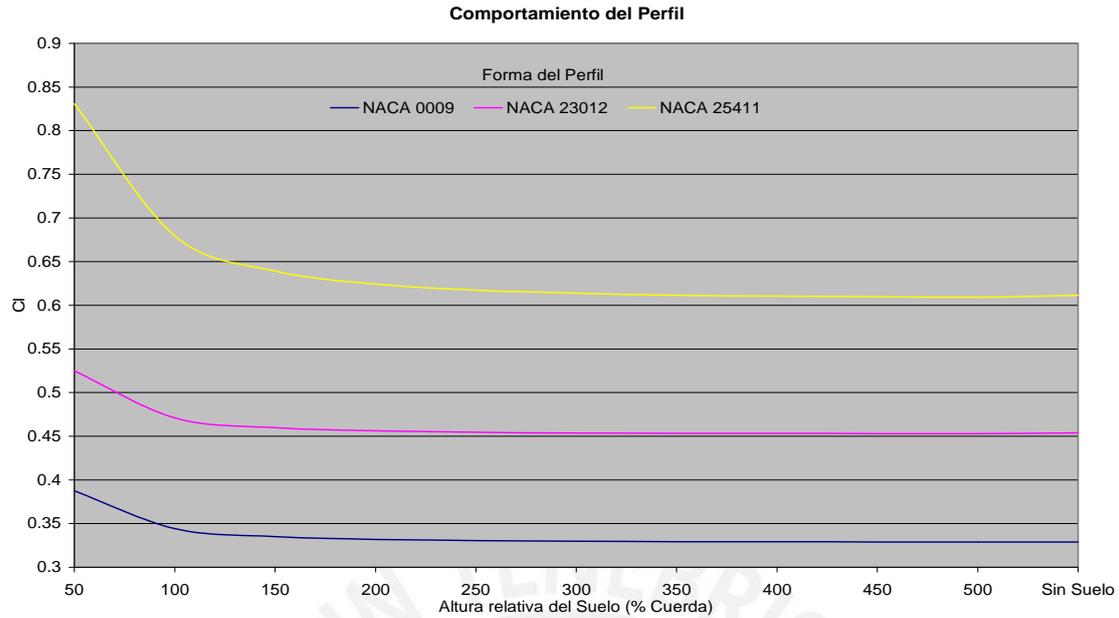


Gráfico 5.8: Podemos ver que la variación de la curva para diferentes perfiles (así sean simétricos) lleva la misma tendencia, pero no empieza a la misma altura, este experimento se simuló con perfiles NACA 25411, 23012 y 0009 de 2 m de cuerda a una velocidad de 250 km/h, 3° de ángulo de ataque y un Re de 8.78×10^6 .

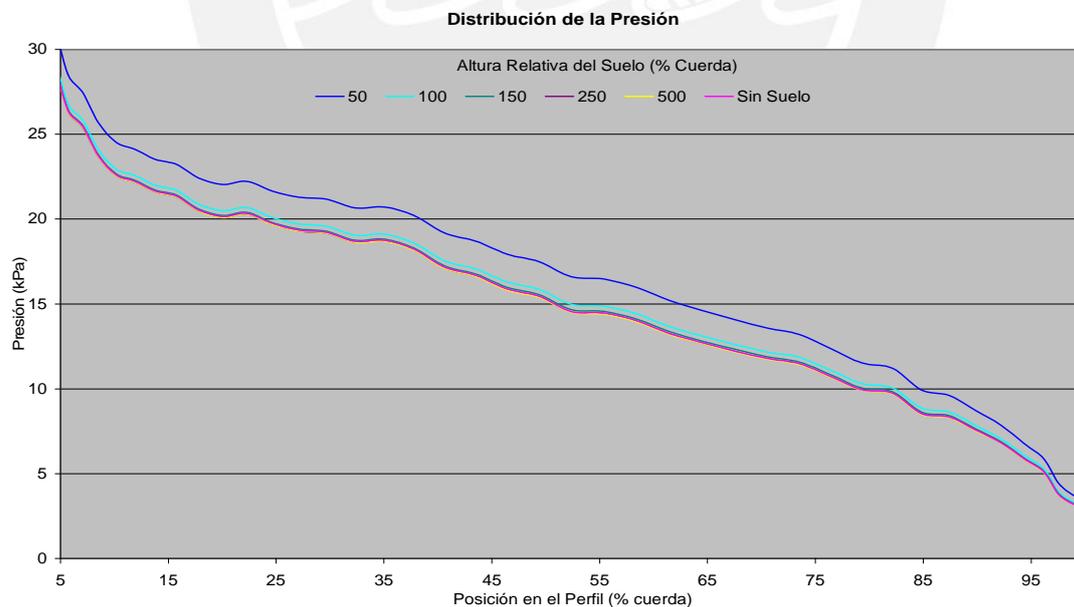


Gráfico 5.9: En este gráfico notamos la distribución de presiones de un perfil NACA 25411 con cuerda de 2 m a 3° de ángulo de ataque y una velocidad de 250 km/h, Re 8.78×10^6 . Mientras más se acerca al suelo la presión total sobre el perfil aumenta (y por lo tanto la sustentación).

Variación de CI con la Altura

Velocidad (km/h)	Altura (m)				
	1.00	2.00	5.00	10.00	Sin Suelo
86.50	0.68	0.62	0.61	0.61	0.61
125.00	0.68	0.62	0.61	0.61	0.61
173.00	0.68	0.62	0.61	0.61	0.61
250.00	0.68	0.62	0.61	0.61	0.61
346.00	0.68	0.62	0.61	0.61	0.61
500.00	0.68	0.62	0.61	0.61	0.61

Tabla 5.2: Podemos observar que los coeficientes de sustentación de un perfil no varían con la velocidad, el perfil utilizado fue NACA 25411 de 2 m de cuerda con un ángulo de ataque de 3° , el Reynolds por lo tanto variaba según la velocidad.



Conclusiones

En base a los objetivos planteados, luego de establecer la hipótesis y desarrollar el problema en la simulación se puede llegar a las siguientes conclusiones:

- Denominaremos “efecto suelo” (en inglés WIG “Wing in Ground Effect”) a la variación en la actitud de un perfil cuando éste se acerca al suelo.
- La influencia del suelo sobre un perfil es proporcional a la longitud de su cuerda. Si un perfil de 2 metros de cuerda está a 2 metros del suelo tendrá el mismo coeficiente de sustentación que el mismo perfil con 4 metros de cuerda a 4 metros de altura.
En otras palabras, de dos perfiles proporcionalmente iguales (mismas coordenadas porcentuales), el perfil más grande es mas eficiente (genera la misma sustentación con un menor ángulo de ataque) que el perfil más pequeño a la misma altura y por lo tanto su velocidad de pérdida (en el caso de un avión) será mas baja.
- El efecto suelo produce un aumento en la sustentación, por lo tanto aumenta su eficiencia (C_l).
Por ejemplo, el perfil del gráfico 5.4 genera la misma sustentación sin suelo y a 6° de ángulo de ataque que a una distancia del suelo de 50% de la cuerda y 4.5° de ángulo de ataque.
También al mismo ángulo de ataque y 50% de altura del suelo la eficiencia de sustentación aumenta aproximadamente un 30% en comparación con un perfil sin influencia.
- El efecto suelo se produce porque el aire debajo del suelo aumenta su presión estática al no poder ser desplazado libremente, esto produce un aumento en la fuerza de sustentación que aumenta el coeficiente, la disminución del ángulo de ataque disminuye la resistencia al avance y con esto se puede concluir que cerca del suelo a similares condiciones:
 - Se puede aumentar la distancia recorrida con la misma cantidad de energía almacenada (combustible), en otras palabras para trayectos similares menos consumo y por lo tanto menos contaminación.

- Se puede aumentar la carga transportada por el perfil y mantener el arrastre y por lo tanto consumo de combustible y la distancia recorrida.
- Se pueden utilizar combustibles de menor poder calorífico (menor energía consumida en el trayecto), esto significará menos contaminación.
- La velocidad se puede aumentar y el tiempo de viaje disminuye con la misma cantidad de combustible.

- El efecto suelo afecta al coeficiente de momento también y por lo tanto a la estabilidad del perfil.

El aumento de C_m con la influencia del suelo produce un aumento proporcional de C_{mAC} por lo que el perfil se vuelve más y más inestable, esto es importante a la hora de un despegue o aterrizaje ya que una variación en el flujo de aire puede hacer entrar a un avión en pérdida con más facilidad.

C_{mAC} mantiene su condición de no variabilidad con en ángulo de ataque

- El efecto suelo no es linealmente proporcional a la altura, por lo que la variación de C_l a menor altura es mas significativo.

Esto se puede observar en el automovilismo deportivo donde se habla de restricciones respecto del suelo de milímetros que varían significativamente el comportamiento de los vehículos, un vehículo diseñado con un milímetro menos de altura respecto del suelo, será mucho mas eficiente aerodinámicamente.

- El aumento de C_m respecto del suelo tampoco varía linealmente, por lo que más cerca del suelo las variaciones de momento son mayores.

En un avión significa que mientras más cerca del suelo se esté, la variación de la sensación de inestabilidad será mayor.

En un vehículo de competencia, el constante acercamiento y alejamiento del perfil a la pista (que se puede contar en centésimas de milímetros) va a variar la cantidad de torque que se aplica sobre los soportes del apéndice aerodinámico significativamente, produciéndose dos cosas, vibraciones y variación de esfuerzos, por lo que al diseñar automóviles con apéndices aerodinámicos se tendrá que tener en cuenta entre otros factores la fatiga de los materiales y la frecuencia de resonancia de los elementos.

- Respecto al efecto suelo sobre distintos perfiles (Gráfico 5.8) podemos separar este en 3 zonas que serán denominadas:

- Zona de influencia: la cual es notoriamente visible en los tres perfiles y llega hasta el 120% de altura aproximadamente, en este punto hay un cambio significativo en la pendiente de efecto suelo.
- Zona intermedia: donde el efecto suelo no es tan notorio pero aun existe. La extensión de esta zona depende del tipo de perfil.
Por ejemplo, para nuestro caso un perfil NACA 0009 casi no tiene zona de influencia, la zona del perfil NACA 23012 abarca desde 120% hasta 250% de la cuerda de altura, mientras que los límites de un perfil NACA 25411 abarcan hasta aproximadamente un 350% de altura.
- Zona de no influencia: donde el efecto suelo va de ínfimo a ninguno (pendiente de efecto aproximadamente cero)
- La geometría de los perfiles determina también la forma en como se produce el efecto suelo.
 - Un perfil con la ordenada máxima de línea media mas retrasada obtiene mayores beneficios del efecto suelo.
 - El efecto suelo aumenta a medida aumenta la ordenada máxima de la línea media
 - Esta simulación no permite conocer la influencia del espesor de perfil sobre el efecto suelo.
- El efecto suelo produce una variación en la diferencia de presión de un perfil, a menor altura dicha presión aumenta.
El gráfico 5.9 que muestra la distribución de presiones sobre un perfil específico, demuestra además que aunque hayan variado los valores de presión, la distribución de presión es constante a distintas alturas.
- Al estar un avión en configuración despegue, el efecto suelo ayudará al piloto a despegar mas rápidamente, ya que se tiene mayor fuerza de sustentación con menor ángulo de ataque, a medida el avión se aleje del suelo se perderá este efecto, pero ya se tendrá la suficiente velocidad para generar la sustentación necesaria, al momento del aterrizaje, este fenómeno disminuye el peso total del avión sobre las ruedas disminuyendo la capacidad de frenado de éstas y por lo tanto aumentando la distancia de detención de la nave.
- Cuando se tiene coeficientes de sustentación muy cercanos a cero, y ángulos de ataque negativos o un perfil de curvatura media inversa (como un alerón de auto) y

ángulos cercanos a cero, el coeficiente de sustentación se vuelve negativo o disminuye con la cercanía al suelo, en este caso aumenta una “sustentación inversa” o mas conocida como “down force”

- La variación de C_l y C_m son de suma importancia cuando se trata de espacios donde la influencia aparece o desaparece intempestivamente (un aeropuerto en una meseta en la sierra o un portaaviones).
- La velocidad no es un factor determinante en el efecto suelo.
Al acercarse al suelo un vehículo que avanza a mayor velocidad no es más eficiente que uno que avanza más lentamente, esto comprueba la teoría del coeficiente de sustentación y su independencia de ciertos parámetros como la velocidad.
- Para efectos prácticos, en la experimentación en túneles de viento en la búsqueda de elementos aerodinámicos cada vez más eficientes, existe una interrelación inevitable con el suelo que debe ser considerada ya que eleva la eficiencia de un perfil. Esto significa que en la práctica para lograr la misma eficiencia se necesitará un ángulo de ataque mayor, derivando en un mayor arrastre lo que significa mayor consumo de combustible, además al estar el suelo estático, la interacción con el viento crea una capa límite viscosa en el suelo que distorsiona aun más las medidas de C_l de un elemento aerodinámico (la cual se puede contrarrestar moviendo el suelo a la misma velocidad del aire, cosa poco práctica para perfiles supersónicos), por lo que habría que tener en cuenta:

$$C_{l_{real}} = \eta_{suelo} \cdot \eta_{clímite} \cdot C_{l_{túnel}}$$

Bibliografía

- ANDERSON, John D, Computational Fluid Dynamics: The Basics with Applications, New York, McGraw-Hill, 1995.
- ANDERSON, John D, Fundamentals of Aerodynamics, 3ra Ed. New York, McGraw-Hill, 2001.
- ANDERSON, John D, Introduction to flight, 3ra Ed. New York, McGraw-Hill, 1989.
- BERTIN John, Aerodynamics for Engineers, 3ra Ed. Upper Saddle River, N.J. Prentice Hall, 1998.
- BERTIN, John, Mecánica de Fluidos para Ingenieros, México, Prentice-Hall, 1986.
- CARMONA, Isidoro, Aerodinámica y Actuaciones del Avión, Madrid, Paraninfo 1987.
- DEITEL, Harvey, Como Programar en Java, 5ta Ed. Naucalpan de Juárez, Pearson Educación, 2003.
- KATZ, Joseph, Low Speed Aerodynamics, 2da Ed. Cambridge, Cambridge University Press, 2001.
- KRASNOV, N. F. Aerodinámica en Preguntas y Problemas, Moscú, Mir, 1989.
- SHAMES, Irving H. Mecánica de Fluidos, 3ra Ed. Bogotá, McGraw-Hill, 1995.
- SOTO TORRES, Cesar Vladimir, Diseño Aerodinámico del Ala Delta por el Método de los Vórtices Discretos, Lima, 2004.
- STREETER, Víctor, Mecánica de Fluidos, 9na Ed. Bogotá McGraw-Hill, 2000.

Direcciones URL

- <http://aerodyn.org>
- www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/bga.html
- http://www.mh-aerotoools.de/airfoils/jf_wig.htm
- www.se-technology.com/wig/