

19
28



UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA DE MÉXICO

Facultad de Estudios Superiores
"CUAUTITLAN"

CARACTERIZACION DE UN PERFIL DE ALA DE AVION

T E S I S

QUE PARA OBTENER EL TITULO DE:
INGENIERO MECANICO ELECTRICISTA

P R E S E N T A :
MA. TERESA PACHECO ESCALONA



Universidad Nacional
Autónoma de México



UNAM – Dirección General de Bibliotecas Tesis Digitales Restricciones de uso

DERECHOS RESERVADOS © PROHIBIDA SU REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL

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

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

I N D I C E

Simbología principal

- CAPITULO UNO Introducción
- CAPITULO DOS Estudio de un perfil dentro de las
normas Internacionales
- 2.1. Introducción
- 2.2. Perfiles y alas (terminología)
- 2.3. Superficie y configuración del ala
- 2.4. Nomenclatura N.A.C.A. de los perfiles
- CAPITULO TRES Teoría del Flujo de Fluidos
- 3.1. Generalidades
- 3.2. Normas de fluidos
- 3.3. Ecuación de Bernoulli para fluidos compresibles
- 3.4. Comparación de un flujo teórico y un flujo real
- 3.5. Números adimensionales
- 3.6. Teorema de cantidad de movimiento
- 3.7. Deflexión de flujo de aire
- CAPITULO CUATRO Análisis de sustentación y Resistencia
al avance (arrastre)
- 4.1. Definición de sustentación y arrastre
- 4.2. Flujo Bidimensional de aire alrededor de un ala
de avión.
- 4.3. Capa superficial o capa límite
- 4.4. Relación de sustentación y arrastre
- 4.5. Coeficiente de momentos y centro de presión
- CAPITULO CINCO Noción de Vórtices o Torbellinos
- 5.1. Movimiento de vórtices o torbellinos
- 5.2. Sustentación debido a la circulación
- 5.3. Valor del ángulo Inducido

5.4. Resistencia Inducida

CAPITULO SEIS Pruebas

- 6.1. Banco de pruebas
- 6.2. Calibración del banco de pruebas
- 6.3. Operación del banco de pruebas
- 6.4. Experimento mediante el teorema de cantidad de movimiento
- 6.5. Experimento analizando la distribución de presiones
- 6.6. Experimento utilizando la balanza de tres componentes

CAPITULO SIETE Análisis de las pruebas

CAPITULO OCHO Conclusiones y Bibliografía.

NOMENCLATURA

SIMBOLO	CONCEPTO
A	Area o superficie
a	Aceleración, radio
A'	Area Hipotética
A''	Alargamiento
b	Envergadura
c	Velocidad del sonido
C _L	Coefficiente de sustentación
C _D	Coefficiente de arrastre
C _{Di}	Coefficiente de resistencia inducida
C	Cuerda
C'	Fuerza de la cuerda
CMo	Coefficiente de momentos
e	Factor de eficiencia
F	Fuerza
F _L	Fuerza de sustentación
F _D	Fuerza de arrastre
F _R	Fuerza resultante
g	Aceleración de la gravedad.
gc	Factor de conversión universal
M	Número de Mach
m	Masa
N	Fuerza normal al viento
P	Presión
Q	Gasto del fluido
R _e	Número de Reynolds
r	radio

SIMBOLO

CONCEPTO

\bar{R}	Constante de los gases perfectos
S	Distancia
T	Temperatura
T_A	Temperatura absoluta
t	Tiempo
U	Velocidad constante de flujo no perturbado
Ψ	Volumen
v	Volumen específico
V	Velocidad
V_t	Velocidad tangencial
W	Peso
w	Velocidad inducida

Para cálculos de las pruebas tenemos

a'	Ancho del volumen de control en la sección 1 (AB)
d	Diámetro del cilindro
H	Carga
H_1	Carga estática a la entrada de la sección de trabajo
H_2	Carga total a la entrada de la sección de trabajo
H_3	Carga estática, aguas abajo del modelo
H_4	Carga total, aguas abajo del modelo
h	Presión dinámica
L	Longitud
m	Gasto másico
P_i	Cantidad de movimiento que entra al volumen de control por la sección L

SIMBOLO

CONCEPTO

P_3	Cantidad de movimiento que sale del volumen de control por la sección 3
P_A	Presión barométrica
ρ	Densidad
γ	Peso específico
μ	Viscosidad absoluta
ν	Viscosidad cinética
Γ	circulación
θ	Angulo
α	Angulo de ataque, coeficiente dilatación
α_0	Angulo de ataque geométrico
α_i	Angulo de ataque inducido

1) INTRODUCCION

Donde mejor se manifiesta el dinamismo del progreso científico y tecnológico de nuestro siglo, y su influencia en la sociedad y el individuo, es en la realización del sueño inmemorial del hombre de volar.

La aviación fue una de las tecnologías de este siglo que requirió la colaboración estrecha de científicos, ingenieros, e industriales de muchas ramas para progresar; también fue una de las primeras en pasar de la creación individual del inventor al producto de una nueva inversión social en que los especialistas trabajan en armonía para producir un resultado muy superior a la capacidad de cualquier individuo.

El diseño de aviones debe tener presente la acción recíproca entre cuatro elementos básicos que son:

Aerodinámica, Propulsión, Estructura y Control.

En nuestro caso nos enfocaremos a lo referente de aerodinámica y dentro de esta al estudio de las funciones del ala de avión (arrastre y sustentación).

Estos puntos son de importancia para el diseño de toda clase de objetos expuestos a fluidos en movimiento. Su aplicación va desde la construcción de vehículos y aviones hasta el diseño de estructuras como edificios y puentes.

2) ESTUDIO DE UN PERFIL DENTRO DE LAS NORMAS INTERNACIONALES

2.1) INTRODUCCION

En los aviones o aeroplanos existen cinco partes importantes

- 1.- Un sistema sustentador
- 2.- Cuerpo del avión o fuselaje
- 3.- Un sistema de gobierno
- 4.- Un sistema de despegue y aterrizaje
- 5.- Un sistema de propulsión

Para el punto uno tenemos un sistema sustentador también llamado célula sustentadora que le permite mantenerse en el aire.

Para el punto dos un sistema para colocar la carga que transporte, sea de pasajeros o de mercancías.

El sistema de gobierno. El cual da seguridad y le permite elevarse, descender y ser dirigido durante el vuelo.

El sistema de despegue y aterrizaje. Este sistema permite la partida de la tierra o del agua y su regreso, bien sea a la tierra o al agua según se trate de aparatos terrestres, o de un hidroavión o anfibia.

El sistema de propulsión le permite avanzar en el aire y despegar, también conocido como grupo propulsor o grupo motor.

Los aeroplanos y aviones llevan un conjunto de instrumentos y elementos auxiliares, gracias a éstos se puede conocer en todo momento las condiciones de funcionamiento del aeroplano o avión y sus motores, establecer contacto con la tierra etc.

De la parte primera la célula sustentadora es el punto donde enfocaremos el tema de estudio y haremos un análisis en específico del tipo de alas (célula sustentadora), y como veremos más adelante célula sustentadora en cierra en su contenido tipos y formas de alas diversas; y su estudio analítico es diferente para cada una de ellas.

2.2) PERFILES Y ALAS (TERMINOLOGIA)

La superficie de sustentación es un plano que provoca una reacción útil del aire al desplazarse sobre su superficie. En nuestro estudio consideramos la superficie de sustentación como un plano que al desplazarse en el aire produce una fuerza ascensorial; las alas las superficies horizontales y verticales de la cola de un avión y los propulsores son todos ellos ejemplos de superficie de sustentación.

De las superficies de sustentación las de mayor importancia para nuestro estudio serán: las alas de avión. Para ésto utilizaremos una vista de corte transversal del ala fig.2.2.1 para poder explicar lo siguiente:

Se llama pérfil a la forma de la sección, en el sentido del movimiento, de una ala o de un sólido general. También puede definirse como la sección vertical de la ala en el sentido del movimiento del aeroplano.

Los perfiles tienen forma ahusada o fuselada, esta forma sirve para facilitar el avance del ala. En los perfiles subsónicos su parte delantera es redonda y la posterior es lo más afilada posible; de este tipo es el ala que caracterizaremos.

El viento relativo es la corriente del aire con respecto al ala.

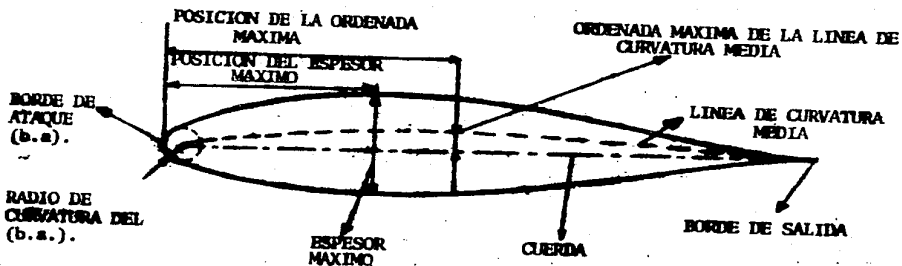


Fig. 2.2.1 características del pérfil

Si una ala se desplaza hacia adelante y hacia abajo, el viento relativo se desplazará hacia atrás y hacia arriba si la misma ala se desplaza hacia adelante horizontalmente, el viento relativo se desplazará hacia atrás horizontalmente. De este modo la línea de vuelo y el viento relativo es creado pues el desplazamiento del avión a través del aire.

La parte delantera de un perfil se llama borde de ataque (b.a) y por lo general siempre está redondeada esta parte es donde recibe el viento relativo. La parte trasera por donde el viento relativo se aleja del perfil se llama borde de salida ---- (b.s.).

El ángulo de ataque (α) de un perfil es el formado por su cuerda con la dirección del viento relativo. Por otra parte se tiene el ángulo de incidencia es el formado por el eje longitudinal del avión y la cuerda del ala. El eje longitudinal es una línea imaginaria que se extiende a lo largo del fuselaje desde proa (parte delantera de un avión) hasta la cola. El ángulo de incidencia se mide por el ángulo en que el ala es fijada al fuselaje. El ángulo de incidencia es fijo; no puede cambiarlo el piloto.

La cuerda (C) es una recta de referencia que sirve para conocer, por su inclinación la incidencia o ángulo de ataque del perfil y para poder trazar las curvas que componen el perfil determinando un número suficiente de puntos de dichas curvas por medio de las ordenadas levantadas sobre los puntos sucesivos de la cuerda. Si el perfil tiene una curvatura convexa, tanto en su parte superior como en la inferior, la cuerda que se considera es la recta que une el borde de ataque con el borde de salida.

Se llama intrados a la línea inferior del contorno que une el borde de ataque con el borde de salida, y extrados de un perfil a la línea superior.

La línea de curvatura media: Es la línea equidistante entre el extrados y el intrados, esta línea "fija" la curvatura de perfil. Si la línea de curvatura media, cae por encima de la cuerda se dice que la curvatura es positiva y negativa si va por debajo y de doble curvatura si va de sobre en un tramo por arriba y en otro por debajo. Por otra parte tenemos la ordena da máxima de la línea de curvatura media; que es la máxima distancia entre la línea de curvatura media, y la cuerda. Tenemos a continuación dos características importantes propias del Espesor (e) y son; el valor del espesor máximo y su posición - que se expresa en % de la cuerda; este valor varía desde un 3% en los muy delgados hasta un 24% en los muy gruesos, en los perfiles supersónicos el espesor máximo está en un 40% y 60% - de la cuerda.

Se llama radio del borde de ataque (r) al radio de la circunfe rencia de unión del extrados con el intrados, y es una característica importante del perfil.

Flecha máxima (f) es la distancia a que se encuentra el punto de curvatura máxima de la cuerda del perfil.

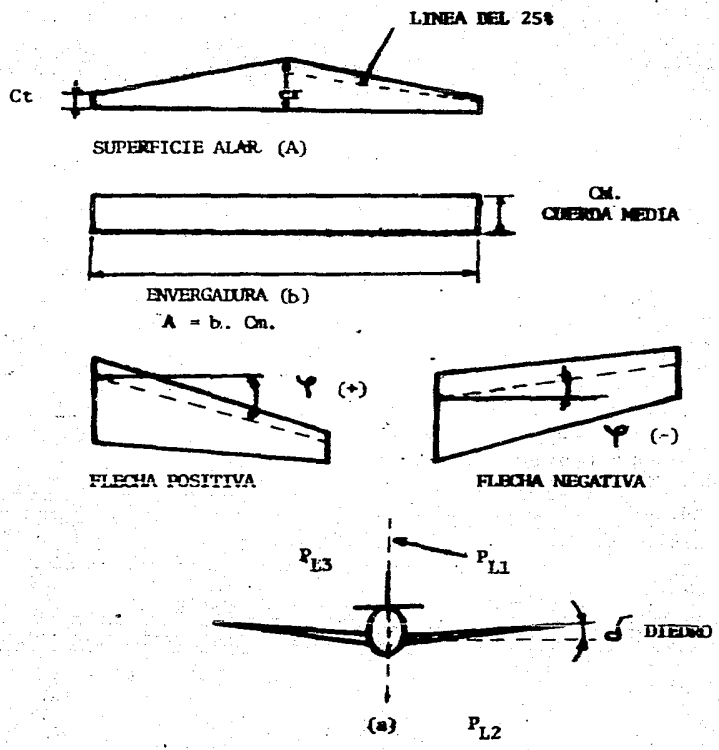


FIG. 2:2.2 Formas en planta del ala

Terminología del Ala:

Para ésto nos valdremos de la Fig. 2.2.2 que ilustra los términos que utilizaremos en nuestro estudio.

Envergadura (b). La longitud transversal máxima de un ala de punta a punta de un avión, ésta también se llama cruzamen.

La superficie ala (A). Es la superficie de las alas, incluyen do la parte de ala que pueda estar cubierta por el fuselage o góndolas de los motores.

Se llama cuerda media (Cm) a los p \acute{e} rfiles que constituyen el - ala suelen ser distintos a lo largo de la envergadura y adem \acute{a} s las cuerdas que los constituyen va disminuyendo desde el encastre (donde van empotradas las alas) hasta las puntas. Se define la cuerda media, como aquellas que, multiplicada por la - envergadura, es igual a la superficie alas:

$$Cm \cdot b = A$$

El estrechamiento X. se define por

$$X = \frac{C_t}{C_r} \quad \text{en donde } C_r = \text{Cuerda de p \acute{e} rfil en el en- castre}$$
$$C_t = \text{Cuerda de p \acute{e} rfil en la pun- ta.}$$

El alargamiento A". Se llama alargamiento a la relación entre la envergadura y la cuerda.

$$A'' = \frac{b}{c} \quad \text{que es evidentemente lo mismo que}$$

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

El alargamiento varía desde 3'64 en los aviones muy rápidos -- hasta 20 a 30 en algunos planeadores. El DC-6 tiene 9.44 de alargamiento, 8 el Caravelle VI-R, 7.2, el Boeing 727 y 6.96 -- el Boeing 747.

Línea de 25% de la cuerda. La definiremos como aquellas -- que se obtendría si unieramos todos los puntos a lo largo de la envergadura que están situados a un 25% de su cuerda, con todos a partir del borde de ataque. Se sabe que el centro -- aerodinámico está situado alrededor del 25%; tanto en conside -- ración de proyecto, como de centrado.

Flecha(φ). Es el ángulo que forma la línea del 25% y una -- perpendicular del eje longitudinal del avión. Si el ala no -- tuviera estrechamiento, este ángulo sería el mismo que el for -- mado por el borde de ataque del ala, y la perpendicular al -- eje longitudinal. La flecha puede ser positiva y negativa. En los reactores comerciales modernos oscila entre 30° y 40° así el DC-8 tiene 30° 32°, el B-727 y 37.5°, el B-747 de fle -- cha positiva.

Cuerda media aerodinámica(CMA).

Es del tipo de ala rectangular(estrechamiento uno) y sin fle -- cha que produjera el mismo momento y sustentación. Su posi -- ción es de impotencia en cuanto a la consideración de estabi -- lidad longitudinal.

Diedro(δ). Las alas pueden tener extremos a diferente altura que su centro; es decir:
Que los planos integrados por las cuerdas de los sucesivos -- perfiles de cada semiala, en vez de constituir una superficie continua forma un ángulo

El diedro formado puede tener su arista hacia abajo (diedro positivo) o hacia arriba (diedro negativo), ésto tiene influencia en la estabilidad lateral del avión.

Torsión. Puede ser geométrica o aerodinámica. La torsión -- geométrica consiste en que los ángulos de ataque de cada uno de los perfiles que componen el ala sean diferentes, dando a la sección de punta un ángulo de ataque menor que en el encastre.

Torsión aerodinámica. Se logra con perfiles diferentes a lo largo del ala, así de esa forma el ángulo de sustentación nu la varíe para los diferentes perfiles que componen el ala. - El efecto es el mismo que se consigue con la torsión geométrica.

Cuerda geométrica media. (C G M)

Para una ala de planta rectangular, la cuerda geométrica media es igual a la cuerda del pérfil.

En el caso de una ala trapecial la cuerda geométrica media se rá la cuerda que pase por el centro de gravedad de la proyección o planta de una semiala.

Puede hallarse mediante fórmulas apropiadas o geoméricamente.

2.3) SUPERFICIE Y CONFIGURACION DEL ALA

Según el caso las alas tienen diferentes formas y dimensiones; pero la dimensión que está en el sentido del movimiento siempre es menor que la transversal.

Las alas en planta son: rectangulares con los extremos redondeados; trapeciales, o sea, formada por dos trapecios iguales unidos por su base mayor; trapeciales con extremos redondeados rectangulares con las partes extremas en forma de trapecio con o sin redondear su base menor. Elípticas triangulares etc. Las elípticas son de mayor rendimiento son muy poco usadas por lo caro de su construcción y en la práctica se ha visto que un ala trapecial en cuyas extremidades la cuerda sea igual a la mitad de la cuerda junto al fuselaje, tiene casi el mismo comportamiento que un ala elíptica de igual envergadura.

Si redondeamos los extremos del ala, las propiedades del ala mejoran ligeramente. Si la variación en el extremo no penetra hacia el centro más allá que la longitud de la cuerda media, el efecto sobre la sustentación es despreciable y lo mismo sucede con la resistencia al avance aunque a veces se puede disminuir hasta 5%.

Generalmente la superficie sustentadora (A) se toma como área la de su proyección sobre el plano, normal al perfil central, que contiene la cuerda de dicho perfil.

Para calcular la sustentación y el arrastre se utilizan la superficie sustentadora para sustituirla en la fórmula.

El ala con frecuencia, está dividida en dos partes simétrica por el cuerpo o fuselaje del aeroplano, en el cual se empujan. Es incorrecto referirse al ala izquierda y al ala derecha.

cha y en la aerodinámica las dos partes constituyen un sólo conjunto o plano de sustentación

Se considera que el ala se extiende transversalmente, sin interrupción, de punta a través del fuselaje, barquillas de los motores etc. a cuyo efecto las alas se unen con rectas, los bordes de ataque y los de salida del ala efectiva, cruzando las áreas ocupadas por el fuselaje, barquillas, para formar un sólo borde de ataque y un solo borde de salida.

Configuración de las alas: estas se pueden clasificar en cilíndricas o no cilíndricas.

Las alas cilíndricas; pueden suponerse engendradas por una recta, perpendicular al plano del perfil, que recorre el contorno éste. Obviamente, se formará un cilindro recto.

Si la proyectamos a planta sobre el plano normal al perfil que pase por la cuerda del mismo, será rectangular.

Ala no cilíndrica. A lo largo de la envergadura existe una serie progresiva de perfiles con posiciones fijas y determinadas. Estos perfiles por lo general decrecen desde el centro del ala a los extremos y ser el mismo perfil pero con distintas dimensiones.

De todos los casos el ala es simétrica con respecto al plano, vertical y en la dirección del viento relativo, que pasa por el centro de su envergadura y que contiene al perfil central.

Quando los perfiles son semejantes y los bordes de ataque y de salida forman dos únicas rectas (en cada semiala, las alas son cónicas).

Si los perfiles en el centro de la envergadura y en los extre

mos son diferentes el extrados y el intrados del ala pueden ser superficies regladas o no serlo. Para el primer caso, los puntos del extrados y del intrados de los perfiles, correspondientes a igual tanto % de las cuerdas respectivas, estarán unidos por rectas.

En cada semiala, los perfiles intermedios entre el araque y el extremo serán perfiles de transición.

Concluyendo podemos decir que una ala puede quedar determinada por dos proyecciones:

Una proyección de planta fig. 2.2.2(a) sobre un plano (P_{L2}) perpendicular al plano vertical (P_{L1}) que contiene al perfil central y que pasa por la cuerda de dicho perfil, y otra proyección fig. 2.3.1 sobre un plano P_{L3} perpendicular a los dos primeros (P_{L1} y P_{L2})

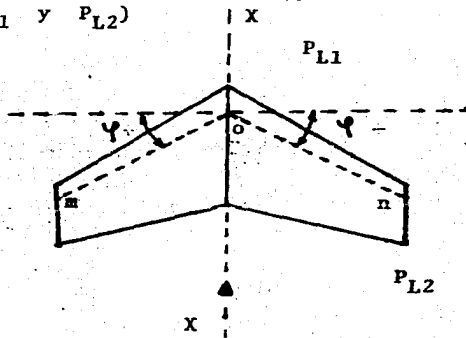


Fig. 2.3.1 Planta de un ala

2.4] NOMENCLATURA N.A.A.G.A. DE LOS PERFILES

Aunque recientemente el desarrollo de las secciones del ala han sido casi enteramente empírico. Pruebas muy recientes indican la necesidad de un borde redondeado y un borde de escape agudo. La demanda de alas perfeccionadas para recientes aeroplanos y la falta de alguna teoría general, condujeron a probar un gran número de alas con formas gradualmente perfeccionadas como el resultado de la experiencia. Las series Eiffel y recientemente R.A.F. fueron ejemplo sobresaliente de éste enfoque a el problema.

El desarrollo gradual de la teoría del ala tiende a aislar el problema de los efectos de forma del plano y llegar a una aproximación experimental más sistemática. Las pruebas hechas en Göttingen durante la primera guerra mundial contribuyeron al desarrollo de modernos tipos de ala.

Durante este período, muchas familias de secciones de ala (perfiles) fueron probadas en los laboratorios de varios países, pero el trabajo de la N.A.C.A., National Advisory Committee for Aeronautics, (actualmente N.A.S.A.) realizó investigaciones más sistematizadas por la separación de los efectos de la flecha y distribución del espesor, el trabajo experimental fue ejecutado en los más altos números de Reynolds de los que fueron obtenidos en otra parte. Las secciones del ala de uso común, son o perfiles NACA o han sido influenciadas por las investigaciones NACA. Por esta razón, y porque las secciones NACA. forman familias consistentes.

Los perfiles NACA. cuatro dígitos y cinco-dígitos son las secciones modificadas Clark γ o Gottingen 398 y todos poseen la misma distribución básica de espesor, la mayor diferencia es la forma de la línea de curvatura media. Lo mejor de los perfiles NACA. cuatro dígitos son las secciones no ar

queadas (simétricas) y las secciones con un máximo de arqueado localizada en un 40% de la cuerda al borde.

Las cifras que van detrás del sobrenombre NACA. indican por su cantidad (cuatro o cinco cifras y por su valor, los datos necesarios para poder determinar o construir el perfil completamente, dibujando primero la línea de curvatura media, y distribuyendo después sobre ella, el espesor correspondiente a un perfil simétrico, esto es, dan una ley de curvatura y una distribución de espesor.

Serie NACA . de 4 cifras.

Ejemplo NACA 4412

1a. cifra (4): Expresa la ordenada máxima de la línea de curvatura media en % de la cuerda: 4%.

2a. cifra (4) : Expresa la posición de dicha ordenada máxima en décimas de la cuerda. En el 40%.

3a. y 4a. cifra (12): Expresa el espesor máximo del perfil en % de la cuerda: 12%.

Para el perfil NACA 0012 que es el perfil en estudio tenemos

1a. Cifra La ordenada máxima de la línea de curvatura media 0%

2a. Cifra La posición de dicha ordenada en décimas de cuerda: 0%.

3a. y 4a. Cifra El espesor máximo del perfil de la cuerda 12%

De esta serie de cuatro cifras han dado muy buen resultado - los simétricos como son el 0009 perfil simétrico de 9% de espesor.

Serie NACA de cinco cifras.

Pondremos como ejemplo el NACA 23012, perfil que ha sido profundamente utilizado.

1a. cifra (2) Expresa aproximadamente el valor de la ordenada máxima de la línea de curvatura media: 2%

2a. y 3a. cifras (30): designan el doble de la posición de dicha ordenada máxima: 15%

4a. y 5a. cifras (12); Espesor máximo en %: 12%.

El avión DC-6 entre otros muchos tienen un perfil NACA 23012

Serie NACA. de seis cifras. Perfiles laminares .

En ellos se mantiene el régimen laminar de la capa límite, durante la mayor parte del perfil, lo que significa una disminución considerable de la resistencia de fricción.

Ejemplo: 66₁ - 212

1a. cifra (6): Indica el número de serie, con lo que se conoce el tipo de distribución de espesor empleada. Serie 6.

2a. cifra (6): Posición del mínimo de presión del perfil simétrico, en décimas de cuerda 60%

3a. cifra (1): Indica en décimas la semiamplitud del intervalo alrededor del C_L ideal, para el cual la capa límite es laminar (± 0.1). Es decir el intervalo en que se debe utilizar.

4a. cifra (2): Es el coeficiente de sustentación ideal multiplicado por 10 (C_L ideal = 0.2).

5a. y 6a. cifra (12): Espesor máximo : 12%

Existen otros tipos de nomenclatura NACA., algunas son simples derivaciones de los aquí expuestos.

El avión Caravelle VI-R. tiene un perfil laminar NACA 65₁-212 modificado

3) TEORIA DEL FLUJO DE FLUIDOS

La parte del tema de mecánica de fluidos que quizá presente más dificultad, para nuestro estudio es en lo que concierne a las normas dimensionales dos y tres de fluidos.

La teoría matemática es difícil y no puede ser tratada por -- completo dentro de los límites establecidos de este estudio, y como siempre los significados físicos de algunos aspectos - de la teoría no son por lo mismo claros. Por lo que nos apoyaremos en dibujos para un mejor entendimiento.

3.1 GENERALIDADES.

La aerodinámica se le considera como una rama de la mecánica de los fluidos que estudian las leyes que regulan los movi--- mientos de los gases en especial aire y las fuerzas o reaccio nes que se desarrollan entre atmósfera y los cuerpos, que se hayan en su interior cuando existe un movimiento relativo en tre dichos cuerpos y el aire.

Es sabido que en la materia existen tres Estados:

El sólido el líquido y el gaseoso. Los dos últimos son los - llamados fluidos. La diferencia de estos tres estados depen- de de la amplitud de movimiento y del espacio entre sus molé- culas,,. De esto que las fuerzas de cohesión intermoleculas son grandes en un sólido, menores en un líquido y casi inexis- tentes en un gas. Otra diferencia entre los estados sólido y líquido, más relacionada con la Ingeniería, es que los sólidos pueden aplicarse esfuerzos de tensión, de compresión y es- fuerzos de compresión y esfuerzos cortantes. Los fluidos, en cambio, sólo tienen propiedades elásticas con los esfuerzos - de compresión, ya que los otros esfuerzos, aún siendo sumamen- te pequeños, producen una deformación permanente. Si se com--

prime un fluido, ésta almacenará cierta cantidad de energía -- elástica en su volumen comprimido, y al cesar la compresión el fluido se dilatará volviendo a su volumen primitivo. En un -- gas ésto es más visible que un líquido, ya que en los líquidos la disminución de volumen es sumamente pequeña incluso para -- enormes presiones. La aerodinámica se estudian fundamentalmen -- te las reacciones entre el aire (que obviamente es un gas) y -- los cuerpos sólidos en él sumergidos.

La compresión y la expansión o elasticidad de los gases, como veremos más adelante, obedecen esencialmente a diversas leyes -- Termodinámicas como por ejemplo, las operaciones a temperatura constante (isotermas) que se rigen por la ley de Boyle- Mariotte; y las que mantienen de constante la presión, varían de -- temperatura y, en consecuencia, de volumen ley Gay-Lussac; o -- aquellas, adiabáticas, en que no se cede no absorbe calor (-- isentrópicas).

Concretando daremos las siguientes definiciones.

FLUIDO.- Se denomina aquella materia que, por tener poca o nin -- guna cohesión entre sus moléculas cambia fácilmente de forma, -- tomando la que es propia del recipiente que lo contiene.

Un fluido perfecto no ofrece ninguna resistencia a los esfuer-- zos cortantes.

Los fluidos perfectos no existen, pero es útil suponer su exis -- tencia para el desarrollo de ciertas teorías, aunque para su -- aplicación práctica tengan que ser posteriormente corregidas.

MASA.- Es la cantidad de materia que tiene un cuerpo, y esta -- es constante no confundir masa con peso ya que la masa del -- cuerpo es atraída por la gravedad, sabemos por la 2a. ley de -- Newton, que el peso de un cuerpo es igual al producto de su ma -- sa por la aceleración de la gravedad.

ECUACION DE ESTADO DE UN GAS PERFECTO. Combinando las leyes de Boyle Mariotte y la Gay-Lussac se deduce la ley fundamental o ecuación de estado de un gas perfecto.

$$\frac{Pv}{1 + \alpha T}$$

Donde

- α Coeficiente de dilatación de los gases sensiblemente ---
 igual a $\frac{1}{273}$
- v es el volumen ocupado por una masa determinada de gas
- P Presión
- T Temperatura °C

Como una temperatura absoluta: $T_A = T + 273$

$$T_A = T + \frac{1}{\alpha} \quad \text{se ve que}$$

$$1 + \alpha T = \frac{T}{T_A}$$

Si ρ le llamamos densidad del gas, o masa por unidad de volumen, para la unidad de masa de volumen v se deduciría de:

$$v \times \rho = 1$$

En consecuencia, para la unidad de masa tendríamos:

$$\frac{P \cdot v}{1 + \alpha T} = \frac{P \cdot v}{\alpha T_A} = \frac{P}{\rho \alpha T_A} = \frac{P_0}{\rho_0}$$

Siendo P_0 y ρ_0 la presión y la densidad para $t + 0^\circ\text{C}$ de aquí se deduce que:

$$\frac{P}{\rho} = P_0 \cdot v = \frac{P_0}{\rho_0} \alpha T_A$$

Llamando \bar{R} al valor de $\frac{P_0 \alpha}{\rho_0}$ la ecuación quedaría en la forma

$$Pv = \bar{R} T_A$$

Donde \bar{R} es la constante general de los gases perfectos que sólo depende la naturaleza del gas

DENSIDAD. Es la relación entre la masa y el volumen.

DENSIDAD RELATIVA de un cuerpo la relación existente entre su densidad absoluta y la de otro que se toma como tipo de comparación.

EL PESO Es lo que pesa su unidad de volumen

VOLUMEN ESPECIFICO. Es el volumen de una sustancia dividida entre su masa

UNIDADES. Systeme métrique Internationale o S.I. hay un gran número de unidades físicas, pero la gran mayoría de tales unidades se pueden expresar por las cuatro dimensiones fundamentales de masa, longitud, tiempo y temperatura. Las dimensiones de la fuerza y de la energía se pueden expresar por las de estas cuatro dimensiones fundamentales. La mayoría de las dificultades que se presentan en el uso de dimensiones y unidades surgen porque no se entiende adecuadamente la relación entre las dimensiones (y unidades) de masa y de fuerza.

La unidad de fuerza se puede derivar de la ley de la aceleración de Newton, que dice que la fuerza F que se necesita para acelerar uniformemente un cuerpo es directamente proporcional al producto de la masa del cuerpo por la aceleración que se le imprime, esto es,

$$F = m \cdot a$$

$$F = \frac{ma}{g_c}$$

Donde g_c es el factor de conversión universal cuyas magnitudes y unidades dependen de las unidades de (F) , (m) y (a) que en nuestro caso la unidad de fuerza es el Newton, y este se define co

mo la fuerza necesaria para acelerar 1- Kg masa a 1 m/seg.^2 -
al sustituir estos valores se tiene

$$1 \text{ Newton} = \frac{1 \text{ kg} \cdot 1 \text{ m/seg}^2}{g_c}$$

de donde resulta que g_c es

$$g_c = 1 \frac{\text{kgm}}{\text{Newton seg}^2}$$

generalizando

donde [=] representa "tiene dimensiones de"

$$g_c \text{ [=]} \frac{\text{masa} \cdot \text{longitud}}{\text{fuerza} \text{ tiempo}^2}$$

El peso de un objeto se puede calcular recordando que el peso de un cuerpo es la fuerza necesaria para acelerar el cuerpo en la misma proporción en que se aceleraría cayendo libremente en el vacío. Por tanto, el peso de un cuerpo se expresa así:

$$W = \frac{mg}{g_c}$$

El peso en Newton de 1-kg masa viene dado por

$$W = \frac{1 \text{ kg} \cdot 9.8 \text{ m/seg}^2}{1 \text{ kg} \cdot \text{m/seg}^2} \text{ Newtons.}$$

donde $g = 9.8 \text{ m/seg}^2$ o sea que

$$W = 9.8 \text{ Newtons.}$$

Así que el peso de una masa no tiene el mismo valor numérico que su masa; concretando podemos decir que las unidades del S.I. son las siguientes

Unidad de longitud	es el metro	m
Unidad de tiempo	es el segundo	seg.
Unidad de masa	es el kilogramo	kg.
Unidad de fuerza	es el Newton	N

Y la definición de la unidad de fuerza es. La fuerza necesaria para acelerar una masa de 1 kg. a $1.0\text{m}/\text{seg}^2$

ANALISIS DIMENSIONAL. Todas las cantidades físicas pueden de finirse en función de ciertas dimensiones fundamentales: longitud, masa, tiempo y temperatura.

A continuación indicaremos algunas dimensiones derivadas

Definición	Símbolos	dimensiones MLT.
Superficie	A =	L^2
Volumen	Vol =	L^3
Velocidad	V =	LT^{-1}
Aceleración	a =	LT^{-2}
Fuerza	F =	LMT^{-2}
Trabajo o energía	W =	$L^2 MT^{-2}$
Potencia	P =	$L^2 MT^{-3}$
Presión	P =	$L^{-1} MT^{-2}$
Par	$F \times L$	$L^2 MT^{-2}$
Momento de inercia	$m \times L^2$	$L^2 M$
Impulsión de una fuerza	$F \times T$	LMT^{-1}
Cantidad de movimiento	$m \times V$	LMT^{-1}

CALOR ESPECIFICO. Es el número de calorías necesarias para elevar en un grado centígrado la temperatura de la unidad de masa (1 gr) de un cuerpo. Para los gases existen dos calores específicos, según la elevación de temperatura se efectúe a volumen constante o a presión constante.

En termodinámica se demuestra que el calor suministrado a un cuerpo se emplea en producir una variación de la energía interna del mismo y en realizar una determinada cantidad de trabajo. Por otra parte, la energía interna, en un gas perfecto, es únicamente función de la temperatura y el trabajo realizado, llamando a U la energía interna; V , al volumen; P a la presión y T a la temperatura, el calor específico, a presión constante, podría expresarse así:

$$c = \frac{dU}{dT} + P \frac{dV}{dT}$$

Si la elevación de temperatura se efectúa a volumen constante, $dV = 0$, y todo el calor absorbido se emplea en variar la energía interna, o sea, en elevar la temperatura.

$$c_v = \frac{dU}{dT}$$

$$dU = c_v dT$$

Si elevamos la temperatura a presión constante, habrá otra parte de calor que se empleará en el trabajo realizado para dilatar el gas, por lo cual el calor específico c_p a presión constante es mayor que el calor específico c_v a volumen constante c_p y c_v varían para cada gas; pero los valores de la relación.

$$k = \frac{c_p}{c_v}$$

Son sensiblemente constantes, siendo 1.67 para los gases monoatómicos y 1.40 para los gases diatómicos permanentes.

Para el aire seco y a 0°

$$\begin{aligned}c_p &= 0.233741 \text{ m}^2/(\text{s}^2 \cdot \text{K}) \\c_v &= 0.16854 \text{ m}^2/(\text{s}^2 \cdot \text{K}) \\K &= 1.40\end{aligned} \quad \frac{c_p}{c_v} = 1.40$$

PROCESO ADIABATICO

El principal interes de la aerodinámica es el proceso de cambio adiabático, no se transfiere calor entre el sistema y el exterior.

En la aerodinámica muchos de los cambios ocurren tan rápidamente que hay muy poco tiempo para que el calor se pueda intercambiar con el aire circundante o con otros objetos.

Esta suposición de las condiciones adiabáticas parecen ser justificadas entre el cálculo de resultados y las pruebas experimentales.

Con la restricción adiabática nombrada anteriormente, la siguiente relación es cierta.

$$\frac{P}{\rho^K} = \frac{P_0}{\rho_0^K}$$

Donde

$$K = \frac{c_p}{c_v}$$

VISCOSIDAD

Por efectos de viscosidad se producen varios fenómenos en los perfiles aerodinámicos .

Vamos a introducir este concepto en forma sencilla.

Consideremos dos placas paralelas A, y B, de superficie A cada una, la placa A está en reposo, y la B se mueve con una velocidad V , como indica la Fig. 3.1.1 y supongamos que el espacio entre dos placas está ocupado por un fluido.

Experimentalmente, se comprueba que la capa de fluido en contacto con la placa B, se comporta como si estuviera adherida a ella, moviéndose con la misma velocidad V que se mueve la placa. La capa de líquido situada inmediatamente debajo de la anterior, no tiene la misma velocidad V , sino una ligeramente menor, debido a que existe un deslizamiento de una capa sobre otra. La capa superior tiende a que la inferior se mueva con la misma velocidad que ella, pero a causa de la inercia que presenta la capa inferior, se produce ese deslizamiento de una sobre otra, dando lugar a unas fuerzas de rozamiento en sentido contrario al movimiento. Haciendo el razonamiento con el resto de las capas la distribución de velocidades sería tal como se indica en la fig. 3.1.1. La capa de fluido en contacto con la placa A, permanecería en reposo. Una corriente de este tipo se denominaría laminar. Para que la placa B continuara con la velocidad V , sería necesario que se aplicara una fuerza constante F con el fin de vencer las fuerzas de rozamiento que se originan entre las capas de fluido, al deslizar unas sobre otras.

Coefficiente de viscosidad

Se define el coeficiente de viscosidad o viscosidad absoluta

que denominaremos por la letra griega μ (mu) mediante la relación.

$$F = \mu A \frac{dv}{dy}$$

Siendo "Y" la separación entre las placas.

Las dimensiones de μ son $ML^{-1} T^{-1}$

Masa. Longitud⁻¹. tiempo⁻¹), y la unidad que se emplea en el sistema cegesimal recibe el nombre de poise

$$1 \text{ poise} = \frac{1 \text{ dina} \cdot \text{seg.}}{\text{cm}^2}$$

El significado físico del coeficiente de viscosidad es el del cociente entre la fuerza y la velocidad de deformación, su valor depende de la temperatura aumentando cuando esta aumenta. (Esto es válido para el caso de los fluidos comprensibles).

Como dentro de la aerodinámica aparecen involucrados frecuentemente los fenómenos de viscosidad y compresibilidad, se utiliza más frecuentemente el coeficiente cinemática de viscosidad, que designaremos por ν (nu), y que se define como el absoluto dividido por ρ (densidad).

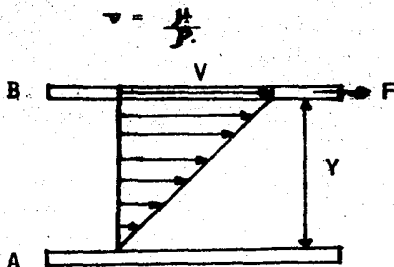


Fig. 3.1.1. Rozamiento entre un sólido y un fluidos

3.2 NORMAS DE FLUIDOS

- Una discusión de las normas de fluidos siempre comienza con una consideración de la corriente de un fluido ideal descrito por razones implícitas en el análisis matemático, como -- "potencial de corriente". La teoría de potencial de corriente busca predecir la apariencia (formas del perfil) y la distribución de las presiones y velocidades en su movimiento de un fluido ideal. Puede ser aplicado a ciertas situaciones reales tales como la corriente de un fluido de un depósito a una tubería.

La teoría trata de descubrir estas normas de flujo sobre la base de ciertas Hipótesis. Las cuales pueden ser ideal implicando que éste es incomprensible y tiene una viscosidad de cero. Por lo tanto implica que es incapaz de transmitir fuerza cortante y debería ser capaz de pasar la corriente a una superficie con deslizamiento; aún en donde entra en contacto con la superficie, el fluido estaría en movimiento. Una teoría adicional es que la energía no es disipada en el curso del flujo (corriente).

Presión Hidrostática.

Cuando dos puntos en un fluido tienen una diferencia finita en altura el peso del fluido puede ser calculado determinando la diferencia en presión entre los dos puntos. En la fig. 3.2.1, un cilindro vertical tiene una altura h y una área transversal A . La presión sobre la superficie del cilindro es P_1 y sobre la inferior es P_2 . Si γ es el peso específico del fluido, el peso del fluido en el cilindro es γhA .

Para el equilibrio, la suma de las fuerzas verticales debe ser igual a cero.

$$P_2 A - P_1 A = \rho h A \gamma'$$

$$P_2 - P_1 = \rho h \gamma' \quad \dots\dots 3.2.1$$

En párrafos anteriores se dijo que γ' es una constante (el fluido es incomprensible. Si el fluido es comprensible, γ' es variable y

$$dP = dh \gamma' \quad \dots\dots 3.2.2$$

Si h. es medida hacia abajo, dp es positiva;
Si h. es medida hacia arriba, dp es negativa.

La integración de la Ec. 3.2.2 depende de la manera en la cual γ' varíe con la h

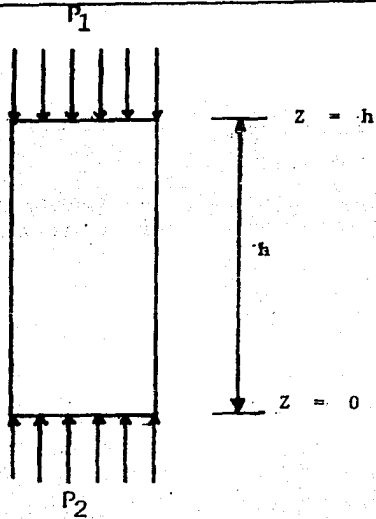


Fig. 3.2.1 Presión Hidrostática

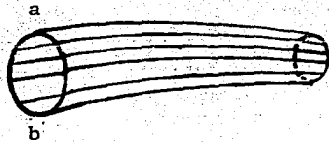


Fig. 3.2.2. tubo de corriente

Líneas de flujo o de corriente

Una corriente de aire puede ser concebida como un flujo de -- partículas moviéndose en la misma dirección general. La ruta (el camino) de cualquier partícula es llamado línea o hilera de corriente. En un flujo permanente las formas de la línea de corriente no cambia de un instante al otro lado; por ejemplo: Son independientes del tiempo. Si las formas de la línea de corriente están cambiando continuamente el flujo es no permanente.

Las líneas de corriente, no pueden cruzarse, pues significaría que dos partículas de fluido estarían en el mismo lugar y al mismo tiempo, lo cual es imposible.

Si el fluido es tal que cualquier línea de corriente está completamente en un plano y todas las otras líneas individuales también en ese mismo plano o en un plano paralelo, el flujo es bidimensional. En este tipo de flujo, el diseño (o patrón) de las formas de la línea de corriente es idéntica en una serie entera de planos paralelos.

Tubos de corriente.

En un flujo constante, si una curva cerrada a, b en la fig. 3.2.2, es considerada en un plano perpendicular a el flujo la línea de corriente se extiende a través de cada punto sobre esta curva formando un tubo de corriente. Como la pared de este tubo está compuesta de las líneas de corriente no puede haber flujo a través de esta pared.

El tubo de corriente actúa como un conductor imaginario. El conductor puede tener una sección transversal variable. No hay lugar en el tubo de corriente en donde el fluido sea creado o destruido, la velocidad es mayor donde la sección es pequeña y menor donde es grande.

Ley de continuidad.

Si el fluido se está moviendo constante y uniformemente a través de un conducto cerrado o tubo de corriente la cantidad de fluido que está pasando en esta sección se le llama gasto si ρ es la densidad del fluido, A el área transversal y V la velocidad del fluido, el gasto que está pasando por la sección el 1 seg. es ρAV . Entonces la ley de la continuidad es:

$$\rho AV = \text{constante} \quad \dots\dots 3.2.3.$$

$$\rho_1 A_1 V_1 = \rho_2 A_2 V_2 \quad \dots\dots 3.2.4$$

Donde los subíndices 1 y 2 se refieren a cualquiera de las dos secciones particulares del conductor.

Si el fluido es incomprensible, ρ es constante y la ley de la continuidad puede ser escrita como: ..

$$A V = \text{Constante} \quad \dots\dots 3.2.5$$

$$A_1 V_1 = A_2 V_2 \quad \dots\dots 3.2.6$$

Esto significa que, si A_2 es mayor que A_1 , V_1 será menos que V_2 . Diferenciando la Ec. 3.2.2 y dividiendo entre $\rho A V$ nos da otra forma de la ley de la continuidad la cual es válida, si el fluido es comprensible o incomprensible:

$$\frac{dp}{\rho} = \frac{dA}{A} = \frac{dV}{V} = 0 \quad \dots\dots 3.2.7$$

Si el fluido es incomprensible, ρ es constante y la Ec. 3.2.7 se reduce a:

$$\frac{dA}{A} + \frac{dV}{V} = 0 \quad \dots\dots 3.2.8$$

$$\frac{dA}{A} = - \frac{dV}{V} \quad \dots\dots 3.2.9$$

La ecuación de Bernoulli

En el movimiento constante, se puede encontrar una relación entre la presión y la velocidad en cualquier punto de la línea aerodinámica en la Fig. 3.2.3. se muestra un elemento pequeño de el fluido formando parte de un tubo de corriente. El diámetro del tubo de corriente es tan pequeño que la presión puede supuestamente ser uniforme a través de la sección. La longitud del elemento es ds , su área transversal es A , y su densidad es ρ . El elemento tiene una velocidad V al extremo derecha, la presión sobre el izquierdo es P y sobre el extremo derecho tenemos $P-dP$. Esta diferencia de presión causará una aceleración positiva a la derecha. (Como el tubo es, supuestamente horizontal el peso es despreciable).

Por la segunda ley de Newton del movimiento, el producto de las masas multiplicado por su aceleración es igual a la fuerza no balanceada causando la aceleración. En este caso, la masa de el fluido y su volumen Ads multiplicado por su densidad ρ la aceleración deberá ser dV/dt . La fuerza de aceleración será la diferencia de presión $-dP$ multiplicada por el área A sobre la cual esta presión actúa.

$$\begin{aligned} - AdP &= \rho Ads \frac{dV}{dt} && \dots\dots 3.2.10 \\ - \frac{dP}{\rho} &= \frac{ds}{dt} \cdot V \end{aligned}$$

$$\text{Pero } \frac{ds}{dt} = v$$

$$- \frac{dP}{\rho} = v dv$$

La integración nos da

$$\frac{v^2}{2} + \frac{dP}{\rho} = \text{constante} \quad \dots 3.2.11$$

Si el fluido es incompresible, ρ es constante y entonces nos queda

$$\frac{\rho v^2}{2} + P = \text{CIE.} \quad \dots 3.2.11$$

El primer término representa la energía de presión dinámica de un fluido, el cual tiene una densidad ρ y una velocidad V . El segundo término representa la energía de presión estática de fluido. La Ec. de Bernoulli puede ser escrita en la forma siguiente:

$$\rho \frac{P_1^2}{2} + P_1 = \rho \frac{V_2^2}{2} + P_2$$

Los subíndices se refieren a las diferentes reacciones del tubo de corriente. Si el flujo es laminar sin turbulencia ni con circulación, la forma de la Ec. de Bernoulli de arriba puede ser aplicada al flujo a través de un conducto horizontal de variados diámetros. El flujo laminar ocurre cuando los cambios en la medida de el conducto son graduales. Una reducción en el diámetro del conducto causa un flujo turbulento en ese punto. El aire que se mueve a baja velocidades puede ser tratado como un fluido incompresible. La ecuación de Bernoulli para fluidos compresibles es discutida más ade--

lante.

Tubo Venturi.

La aplicación práctica es hecha de la ecuación de Bernoulli en el tubo venturi. El tubo Venturi es un tubo convergente - divergente con una corta garganta cilíndrica o sección construida como la mostrada en la figura 3.2.4. Este aparato determina la proporción de flujo del fluido a través del tubo para medir la diferencia de presión entre la garganta y el área de entrada.

Por la ley de continuidad, Q es la cantidad de flujo; para fluidos no comprensibles,

$$Q = A_1 V_1 = A_2 V_2$$

$$V_1^2 = \left(\frac{Q}{A_1}\right)^2$$

$$V_2^2 = \left(\frac{Q}{A_2}\right)^2$$

Y por la Ecuación de Bernoulli.

$$P_1 - P_2 = \frac{\rho}{2} [V_2^2 - V_1^2]$$

$$P_1 - P_2 = \frac{\rho}{2} \left[\frac{Q^2}{A_2^2} - \frac{Q^2}{A_1^2} \right]$$

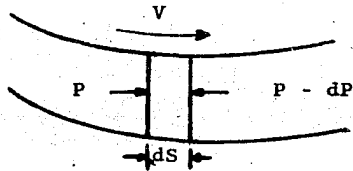


Fig. 3.2.3. Elemento de fluido

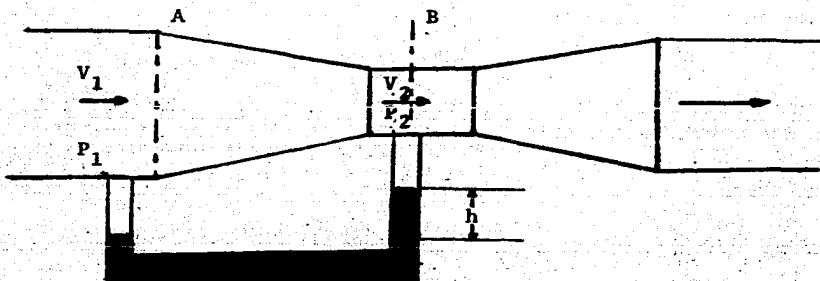


Fig. 3.2.4. Tubo Venturi

$$P_1 - P_2 = \frac{\rho}{2} Q^2 \left(\frac{A_1^2}{A_1^2} - \frac{A_2^2}{A_1^2} \right)$$

$$Q = \sqrt{\frac{2(P_1 - P_2)}{\rho \left[1 - \left(\frac{A_2}{A_1} \right)^2 \right]}} \quad \dots\dots\dots 3.2.13$$

Movimiento relativo

Quando un cuerpo en forma fuselada está inmerso en un fluido carente de fricción y no comprensible. Este movimiento relativo puede ocurrir de dos maneras: Que el cuerpo esté fijo y el fluido se encuentre en movimiento o que el fluido esté en el reposo y el cuerpo en movimiento.

Si el cuerpo es fijo y el fluido está pasando por el, la apariencia de la corriente es aproximadamente como se muestra en la figura 3.2.5.

Con el fluido inicialmente en reposo y el cuerpo el movimiento a través de él, como el cuerpo se mueve hacia adelante, -- las partículas se cierran detrás del cuerpo y el fluido vuelve a su estado inicial (en reposo). Desde un punto fijo de referencia, las partículas de fluido tienen un movimiento --- irregular e inestable.

Sin embargo, si un observador está localizado sobre el cuerpo en movimiento, las partículas parecerían estarse moviéndose pasando el cuerpo en forma de líneas laminares. Para un cuerpo moviéndose a través de un fluido fijo, es más conveniente estudiar el flujo relativo a el cuerpo que a un punto fijo de referencia. Esto es matemáticamente aceptable en este caso el cuerpo es tratado como si éste fuese fijo con el fluido en

movimiento pasándolo de tal manera que en una distancia en frente de el cuerpo esté actuando como una corriente uniforme con una velocidad igual en magnitud pero opuesto en dirección a la velocidad actual de el cuerpo.

Punto de estancamiento

En un flujo circundante a un cuerpo sólido, como la Fig. 3.2.5 algunas líneas de corriente serán desviadas a un lado de el cuerpo y las otras irán al otro lado del mismo. Por último habrá un punto en la parte de enfrente del cuerpo donde una línea de corriente golpeará normalmente. En este punto, la velocidad es cero. Este punto es llamado un punto de estancamiento (s) en la Fig. 3.2.5 está ilustrado

La presión en este punto es llamada presión de estancamiento, de impacto, o dinámica. Si no hay remolinos o burbujas, la Ec. de Bernoulli puede ser usada para calcular esta presión, si P_s es la presión en el punto de estancamiento, P_o y V_o la presión y la velocidad en algún punto sin disturbio en un fluido de corriente uniforme; la velocidad en este punto de estancamiento es cero.

$$P_s = P_o + \frac{\rho V_o^2}{2} \quad 3.2.14$$

La presión de estancamiento puede ser medida colocando dentro del flujo un tubo con su punta abierta de frente a la corriente, la otra punta a un dispositivo medidor de presión. Este tubo es llamado tubo de pitot. El tubo pitot es un promedio estandard de medición de la velocidad fluido.

En conjunción con el tubo de pitot, hay otro tubo estático adaptado para medir la presión en los fluidos sin disturbios.

Estos tubos son conectados a un indicador (manómetro) en "U" de tal manera que la lectura del indicador corresponde a la diferencia entre las presiones estáticas y dinámica. Tal arreglo es la velocidad relativa al aire, esto es usado sobre los aeroplanos. Así.

$$P_s = P_o + \frac{\rho V^2}{2}$$

$$V = \frac{P_s - P_o}{\frac{\rho}{2}}$$

3.2.15

Donde

- V / Velocidad relativa del aire
- P_o Presión estática
- P_s Presión del tubo de pitot
- ρ Densidad del aire

Función de la corriente

En el estudio de los flujos bidimensionales de fluidos, es preferible tener un nombre para la cantidad del fluido que está pasando entre un punto dado y un punto de referencia, (Ψ) Esta cantidad es llamada función de corriente y del punto dado. En los fluidos bidimensionales, las dimensiones de la función de la corriente está en m²/seg.

En la Fig. (3.2.6 a), O es un punto de referencia OAP y OBP son dos líneas cualquier conectado a O y a P. la cantidad de fluido cruzando la línea OAP por segundo debe ser la misma cantidad por segundo es la función decorriente de P.

En la Fig. 3.2.6 b, los puntos P, P' son dos puntos en la misma línea de corriente. La función de la corriente de P es la cantidad de fluido cruzando la línea OP por seg. Como el fluido no cruza la línea PP' la cantidad de fluido cruzando la línea OP' por segundo es la misma cantidad cruzando la línea OP por segundo. Por lo tanto las puntas sobre la misma línea de corriente tiene la misma función de estar en la misma línea, y, viceversa, los puntos que tienen la misma función de corriente están en la misma línea de corriente. Similarmen-
te si O' está sobre una línea pasando a través de O , el fluido que cruza OP por segundo es la misma cantidad como el que cruza $O'P$ por segundo; aunque ningún fluido cruza $O O'$. Entonces la función de corriente de P con respecto a O es la misma como la función de corriente de P con respecto a O' .

Relación entre la velocidad y la función de corriente dentro de un fluido bidimensional.

En un flujo bidimensional la velocidad V puede ser resuelta en dos componentes, paralelas a los ejes (X) y (Y) respectivamente. La componente de la velocidad paralela al eje (X) es denominada (u); su dirección es positiva si va de los valores menores a los mayores de (x), por ejem. a la derecha. La componente paralela al eje (Y) es denominada (v); esta es positiva si su dirección es rumbo al incremento de los valores positivos de (y), ahora, hacia arriba.

La función de corriente es positiva si el flujo está en dirección a las manecillas del reloj (hacia la derecha) de el origen O .

Si P y P' son puntos sobre las líneas de corriente adyacentes (ver fig. 3.2.7), y si $d\psi$ es la diferencia entre sus fun-

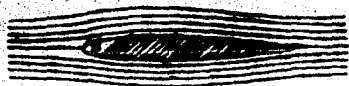


Fig. 3.2.5 Flujo alrededor de un cuerpo

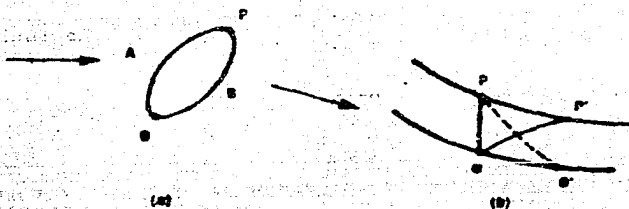


Fig. 3.2.6 Función de línea



Fig. 3.2.7 Función de línea y velocidad.

ciones de corriente respectivas dx y dy la diferencia entre sus coordenadas. La cantidad de fluido cruzando por PP'' por segundo es igual a la cantidad cruzando PA más la cantidad cruzando AP' por segundo Entonces

$$d\psi = udy - vdx \quad \dots\dots 3.2.16$$

Para cada valor constante de ψ obtendríamos una línea de corriente ya que $\psi = \text{cte.}$ su diferencial $d\psi = 0$

$$udy - vdx = 0$$

NOTA: v es negativa porque su dirección es descendente (hacia abajo)

De calculos diferenciales, si ψ es una función de x , y , donde ψ es la función de corriente

$$d\psi = \frac{\partial \psi}{\partial x} dx + \frac{\partial \psi}{\partial y} dy \quad 3.2.17$$

Entonces

$$u = \frac{\partial \psi}{\partial y}$$

$$v = - \frac{\partial \psi}{\partial x} \quad 3.2.18$$

Donde el valor ψ es conocida como una función de las coordenadas x y y para todos los puntos en el flujo de un fluido bidimensional.

Manantiales y sumideros.

En el estudio matemático del flujo de los fluidos, una concepción útil, es un manantial, o un sumidero. Un manantial

es un punto en el cual el fluido, está apareciendo en una proporción definida, uniforme. Si no hay perturbación el fluido viajará radialmente hacia afuera del manantial. Un sumidero es un manantial negativo o de otra manera es un punto en el cual el fluido está desapareciendo en una proporción definida y uniforme. O sea dos puntos en el espacio por los que se su pone que mana o absorbe el fluido ver Fig. 3.2.8

El gasto (Q) de un manantial es la cantidad de fluido apareciendo por segundo; para un flujo bidimensional está medido en metros cuadrados por segundo. Las líneas de corriente de un manantial son radiales. Si una de estas líneas de corriente es designada como una base o línea de referencia, y la línea de corriente a través del punto P hace un ángulo θ , siendo la medida en dirección a las manecillas del reloj desde la línea de referencia, la función de corriente para el punto P es

$$\psi = \frac{Q\theta}{2\pi} \quad (\theta \text{ en radiantes})$$

$$\psi = \frac{Q\theta}{360} \quad (\theta \text{ en grados}) \quad \dots 3.2.19$$

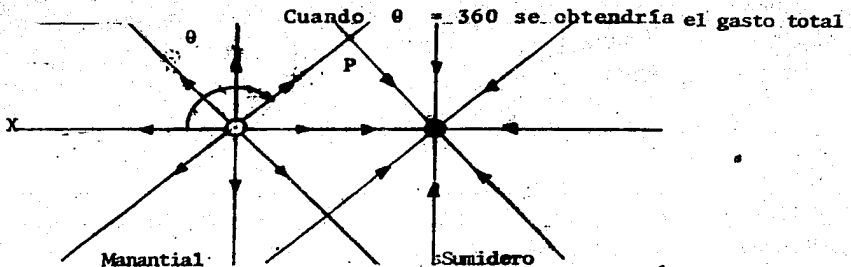


Fig. 3.2.8 Flujo de un Manantial y un sumidero.

Flujo uniforme más un manantial.

Porque la función de corriente es una cantidad escalar, las funciones de corriente pueden ser sumadas.

La función de corriente de una fuente, de gasto (Q), localizada en el origen es $\psi = Q \theta / 2\pi$, θ es medida en radianes en dirección a las manecillas del reloj del eje positivo de las X. La función de corriente de un flujo uniforme, de línea recta paralelo al eje de las X y fluyendo en una dirección positiva es $\psi = U y$, donde U es la velocidad constante.

La función de corriente de estos dos flujos cuando se cambian es:

$$\psi = U y + \frac{Q\theta}{2\pi}$$

$$\psi = U y + \frac{Q}{2\pi} \tan^{-1} \frac{y}{x} \quad \dots 3.2.21$$

Teniendo la ecuación para ψ en términos de la constante U y Q, y las variables x,y, las curvas pueden ser trazadas para varias líneas de corriente, como en la Fig. 3.2.9 a. La línea de corriente representada por $\psi = 0$ en el eje X es una curva que se asemeja una parábola, P P', en la Fig. 3.2.9 a. Como ningún fluido cruza la línea de corriente cualquier línea de corriente puede ser reemplazada por un límite sólido de la manera que las líneas de corriente en la Fig. 3.2.9 a, pueden ser consideradas como el flujo de un viento horizontal golpeando una colina de forma como P P' es la Fig. 3.2.9 b.

Manantial más sumidero más flujo uniforme

Si un manantial con un gasto (Q) está localizada sobre el eje de las X en $x = C$ y si un sumidero con un gasto (Q) está localizada sobre el eje de las X a $x = -C$ (ver Fig. 3.2.10), la función de corriente del punto P (x,y) es

$$= \frac{Q\theta_1}{2\pi} - \frac{Q\theta_2}{2\pi} \quad \dots\dots 3.2.22$$

$$\text{tang } \theta_1 = \frac{y}{x-C}$$

$$\text{tang } \theta_2 = \frac{y}{x+C}$$

Por trigonometría.

$$\text{tang } (\theta_1 - \theta_2) = \frac{\text{tang } \theta_1 - \text{tang } \theta_2}{1 + \text{tang } \theta_1 \text{ tang } \theta_2}$$

$$\text{tang } (\theta_1 - \theta_2) = \frac{\frac{y}{x-C} - \frac{y}{x+C}}{1 + \frac{y}{x-C} \frac{y}{x+C}}$$

$$\text{tang } (\theta_1 - \theta_2) \left[\frac{2Cy}{x^2 + y^2 - C^2} \right]$$

Entonces la Ec. 3.2.22 puede ser suscrita en la forma

$$\Psi = \frac{Q}{2\pi} \tan^{-1} \left(\frac{2Cy}{x^2 + y^2 - C^2} \right) \quad \dots\dots 3.2.23$$

Sobreponiendo un flujo uniforme de $-U$ m/seg. paralelo al eje X sobre el flujo exterior de la fuente y el flujo interior de el sumidero da, para el punto $P(x,y)$

$$\Psi = -Uy + \frac{Q}{2} \tan^{-1} \left[\frac{2Cy}{x^2 + y^2 - C^2} \right] \quad \dots\dots 3.2.24$$

Asignándole varios valores a Ψ , las líneas de corriente pueden ser trazados por esta forma de flujo como en la Fig. 3.2.11

La línea de corriente para $\Psi = 0$ es el eje X y la curva simétrica

$$\text{tang} \left(\frac{2\pi \cdot Uy}{Q} \right) = \frac{2Cy}{x^2 + y^2 - C^2}$$

Semejante a un elipse. El flujo puede ser considerado como un flujo bidimensional de una superficie cilíndrica teniendo para su sección transversal de forma casi elíptica de la línea de $\Psi = 0$. Las componentes de la velocidad, (u, v) - pueden ser encontradas en cualquier punto por diferenciación de la función de corriente

$$u = \frac{\partial \Psi}{\partial y}$$

$$u = -U + \frac{Q}{2\pi} \left(\frac{x-C}{r_1^2} - \frac{x+C}{r_2^2} \right) \quad \dots 3.2.25$$

$$v = -\frac{\partial \Psi}{\partial x}$$

$$v = \frac{Q}{2\pi} \left(\frac{1}{r_1^2} - \frac{1}{r_2^2} \right) \quad 3.2.25$$

Donde $r_1^2 = (x - C)^2 + y^2 \quad \dots 3.2.26$

$$r_2^2 = (x + C)^2 + y^2$$

Las componentes de la velocidad son conocidas y la resultante de la velocidad puede ser encontrada. La presión es conocida en algún punto dentro del flujo, la presión en otro punto sobre la misma línea de corriente puede ser calculada por la ley de Bernoulli. Debido a la simetría de las líneas de corriente, las presiones sobre la superficie $\Psi = 0$, son simétricas a los ejes (X, Y) . La suma de las presiones horizontal también son cero.

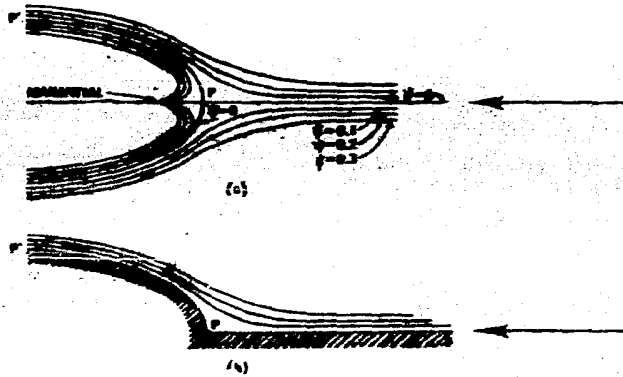


Fig. 3.2.9 Flujo uniforme y un manantial

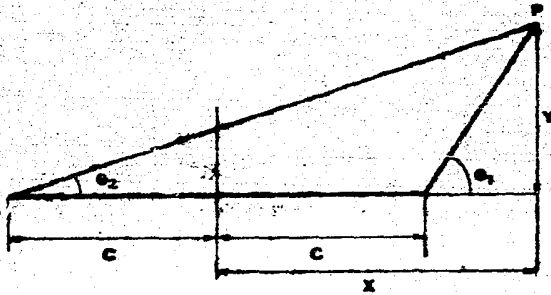


Fig. 3.2.10 Manantial y Sumidero

Flujo alrededor de un cilindro circular

Se demostró que la función de corriente de una fuente y un sumidero cada uno localizado sobre el eje de las X a una distancia de 2C, es

$$\Psi = \frac{Q}{2\pi} \tan^{-1} \left(\frac{2Cy}{x^2 + y^2 - C^2} \right) \quad \dots 3.2.27$$

Y la línea de corriente para $\Psi = 0$ es el eje X y una curva semejante a una elipse.

Si la distancia 2C entre la fuente y el sumidero es más pequeña que el gasto (Q) y (-Q) es más grande, entonces el producto, -2CQ, se mantendrá constante, la proporción de la longitud del eje mayor a la longitud del eje menor de la figura elíptica será menor. Como la distancia 2C se aproxima a cero en valor, la figura se volverá casi circular, cuando esta es combinada con un flujo uniforme. Propongamos $E = 2CQ$, la Ec. 3.2.27 puede ser escrita.

$$\Psi = \frac{\tan^{-1} \left(\frac{2Cy}{x^2 + y^2 - C^2} \right)}{4\pi C} \quad \dots 3.2.28$$

Como C se aproxima a cero, el lado derecho de la Ecuación anterior se indetermina, pero, aplicando un método standard de cálculo (regla de Hospital o "hospital's rule"), diferenciando separadamente el numerador y el denominador con respecto a C y hacemos que C se acerca a cero, una solución es obtenida. Ejecutando esta operación sobre la Ecuación anterior da; para el doblete (fuente-sumidero)

$$\Psi = \frac{E}{2\pi} \frac{y}{x^2 + y^2}$$

Cuando este flujo es combinado con un flujo uniforme negativo paralelo al eje X, la función de corriente se convierte en

$$\Psi = -Uy + \frac{E}{2\pi} \frac{y}{x^2 + y^2}$$

Proponiendo

$$a^2 = \frac{E}{2\pi U}$$

$$\Psi = -Uy + \frac{Ua^2 y}{x^2 + y^2} \quad \dots 3.2.29$$

La línea de corriente para $\Psi = 0$ será el eje X y un círculo cuyo centro está en el origen y cuyo radio es a. En donde las componentes de la velocidad son:

$$u = \frac{\partial}{\partial y} \left(-Uy + Ua^2 \frac{y}{x^2 + y^2} \right)$$

$$u = -U + Ua^2 \left[\frac{x^2 - y^2}{(x^2 + y^2)^2} \right] \quad \dots 3.2.30$$

$$v = -\frac{\partial}{\partial x} \left(-Uy + Ua^2 \frac{y}{x^2 + y^2} \right)$$

$$v = Ua^2 \left[\frac{2xy}{(x^2 + y^2)^2} \right] \quad \dots 3.2.31$$

Sobre la circunferencia del círculo, $\Psi = 0$, ya que

$$y^2 = a^2 - x^2$$

$$\frac{dy}{dx} = -\frac{x}{y}$$
$$u = -2U \frac{y^2}{a^2}$$

$$v = 2U \frac{xy}{a^2}$$

La velocidad resultante de V hace un ángulo $\tan^{-1} (v/u)$ con el eje X , pero

$$\frac{v}{u} = \frac{2U \frac{xy}{a^2}}{-\frac{2Uy^2}{a^2}}$$

$$\frac{v}{u} = -\frac{x}{y}$$

Esto demuestra que la velocidad resultante V es tangencial a la circunferencia del círculo.

$$V^2 = u^2 + v^2$$

$$V^2 = \frac{(-2Uy^2)^2}{a^2} + \frac{(2Uxy)^2}{a^2}$$

$$V^2 = \frac{4U^2y^2}{a^2}$$

$$V = 2U \frac{y}{a}$$

3.2.32

En Coordenadas polares, esta se convierte

$$V = 2U \sin \theta$$

3.2.33

La presión en cualquier punto sobre la superficie de un cilindro circular en un flujo uniforme, de la ley de Bernoulli.

$$P = P_0 + \frac{\rho U^2}{2} (1 - 4 \sin^2 \theta)$$

3.2.34

Las líneas de corriente para el flujo cerca de un cilindro circular son mostradas en la Fig. 3.2.12 a, y las presiones sobre la superficie son ilustradas en la Fig. 3.2.12 b. Todos estos cálculos de presión y velocidad en esta y en las secciones que proceden están basados en flujos no compresible no viscosos.

Como la distribución de la presión es simétrica en ambos ejes X, Y, la suma de las fuerzas verticales actuando sobre el cilindro es cero y la suma de las fuerzas horizontales es cero.

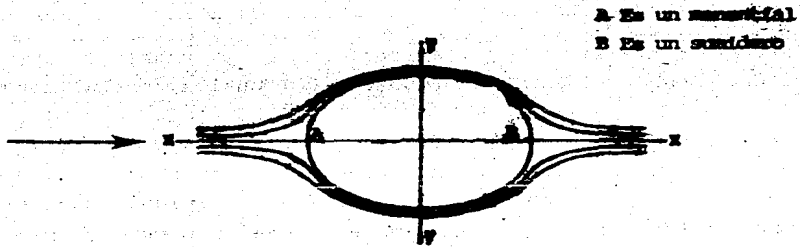


Fig. 3.2.11 Flujo uniforme más un sumidero más un manantial

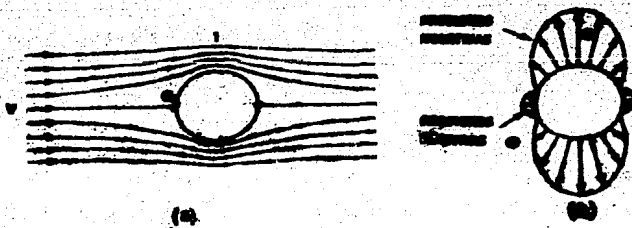


Fig. 3.2.12 Flujo alrededor de un cilindro (a) y sus presiones (b)

Velocidad de Sonido.

El sonido es transmitido por medio de ondas alternativas comprimidas y enrarecidas. Si un esfuerzo (tensión) es aplicada a un fluido, la presión sumada no es instantaneamente distribuida a todas las partes del fluido. Una rápida presión, es aplicada, la cual actúa por un corto tiempo, esto puede significar que la presión en varios puntos en el fluido pueden ser muy diferentes. La estimación a la cual una onda de presión creciente o decreciente viaja a través de un fluido es relativa a la elasticidad del fluido.

En la Fig. 3.2.12 a, se muestra un tubo de área transversal uniforme A , el fluido fluye a la derecha con una velocidad V . Una onda de presión está viajando hacia la izquierda con una velocidad de flujo c esto es regulada y ha sido tan ajustada que es igual en magnitud a la velocidad de la onda c . Esto tiene el efecto que, mientras los incrementos de presión y densidad están viajando a la izquierda con respecto al fluido, ellos están estacionarios con respecto a la tierra. En cualquier sección, tal como $0 - 0$; la velocidad, presión y densidad son constantes, pero a una corta distancia AS sobre cualquiera de los dos lados la velocidad, presión y densidad serán ligeramente diferentes de aquellas en $0 - 0$.

La Fig. 3.2.12 b, muestra como la presión puede variar a lo largo del tubo, así como la densidad varía con la presión.

La Fig. 3.2.12 b, muestra como la presión puede variar a lo largo del tubo, así como la densidad varía con la presión.

De la Fig. 3.2.12 a, si dp/ds es la estimación del cambio de presión entre la sección $0 - 0$ y la sección $0' - 0'$, separada por una distancia Δs , será $(dp/ds) \Delta s$.

La fuerza no balanceada sobre el fluido entre las secciones 0 - 0 y 0' - 0' será diferente la presión multiplicada por el área transversal $(dP/ds) \Delta s \cdot A$. La masa del fluido entre estas secciones será $\Delta A \Delta s$. La aceleración será dV/dt . Por la segunda ley de Newton, la fuerza es igual a la masa por la aceleración 6:

$$- \left(\frac{dP}{ds} \cdot \Delta s \right) A = \rho A \Delta s \frac{dV}{dt}$$

$$\delta - \frac{dP}{ds} = \rho \frac{dV}{dt}$$

pero $\frac{dV}{dt} = \frac{ds}{dt} \cdot \frac{dV}{ds} = V \frac{dV}{ds}$

Entonces $-\frac{dP}{ds} = \rho V \frac{dV}{ds}$

$$\delta - \frac{dP}{V} = \rho dV \quad \dots\dots 3.2.37$$

El signo negativo muestra que un incremento en P implica una disminución en la velocidad V

La ley de la continuidad establece que

$$\rho V = \text{Constante}$$

Diferenciando

$$\begin{aligned} \rho dV + V d\rho &= 0 \\ \rho dV &= - V d\rho \quad \dots\dots 3.2.38 \end{aligned}$$

Ecuación de los dos valores de ρdV

$$\begin{aligned} - \frac{dP}{V} &= - V d\rho \\ V^2 &= \frac{dP}{d\rho} \end{aligned}$$

Por suposición inicial, V es igual en magnitud a (c) , la velocidad de propagación de onda longitudinal, otro nombre para la velocidad del sonido.

Entonces la velocidad del sonido es

$$c = \sqrt{\frac{dP}{d\rho}}$$

En gases, la compresión y los enrarecimientos incidentales a ondas del sonido toman lugar muy rápidamente; por lo tanto la relación de presión para la densidad puede ser supuestamente adiabático.

$$\frac{P}{\rho^K} = \frac{P_0}{\rho_0^K}$$

$$P = \frac{P_0}{\rho_0^K} \rho^K$$

$$\frac{dP}{d\rho} = K \frac{P_0}{\rho_0^K} \rho^{K-1}$$

$$\frac{dP}{d\rho} = K \left[\frac{P_0}{\rho_0^K} \rho^K \right] \frac{1}{\rho}$$

$$\frac{dP}{d\rho} = \frac{KP}{\rho} \quad \dots\dots 2.3.35$$

Entonces para gas

$$c = \sqrt{\frac{KP}{\rho}} \quad \dots\dots 2.3.35$$

De la Ecuación de estado tenemos

$$P = \rho R T$$
$$\frac{P}{\rho} = \frac{R T}{\rho}$$

Sustituyendo en la Ecuación anterior para la velocidad de sonido.

$$c = \sqrt{K R T} \quad \dots\dots 3.2.39$$

Para el aire

$$K = 1.4 \text{ y } \bar{R} = 287 \frac{\text{N-M}}{\text{kg-}^\circ\text{K}}$$

$$c = \sqrt{1.4 \times 287 \times T}$$

$$c = 20.04 \sqrt{T} \quad \text{m/seg.} \quad \dots\dots 3.2.40$$

Donde T está en grados kelvin

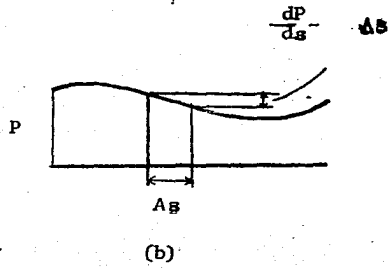
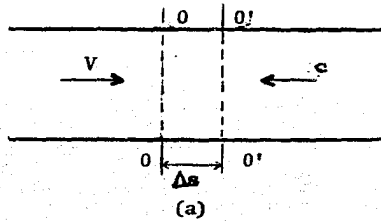


Fig. 3.2.11 Ondulación longitudinal en un tubo

3.3 ECUACION DE BERNOULLI PARA FLUIDOS COMPRESIBLES

En el inciso anterior, una forma básica de la ecuación de Bernoulli fue derivado

$$\frac{v^2}{2} + \int \frac{dp}{\rho} = \text{CTE} \quad 3.3.1$$

Para un fluido incompresible, de ρ constante, la ecuación es suscrita.

$$\frac{\rho v^2}{2} + P = \text{CTE} \quad 3.3.2$$

Si el fluido es compresible, ρ dependerá de P y T . cuando los cambios adiabáticos se suponen que toman lugar, la densidad ρ depende de P solamente y la integración es realizada como sigue ya que:

$$\begin{aligned} \frac{P}{\rho^K} &= \frac{P_0}{\rho_0^K} \\ \frac{1}{\rho} &= \frac{1}{\rho_0} \left(\frac{P_0}{P} \right)^{1/K} \\ \int_0^P \frac{dP}{\rho} &= \int \frac{P_0^{1/K}}{\rho_0} P^{-1/K} dP \\ &= \frac{P_0^{1/K}}{\rho_0} \frac{K}{K-1} \left[1 - (1/K) \right] \frac{P}{\rho_0} \\ &= \frac{K}{K-1} P \frac{P_0^{1/K} P^{-1/K}}{\rho_0} \\ &= \frac{K}{K-1} \frac{P}{\rho} \end{aligned} \quad 3.3.3$$

Cuando esta es sustituida en la ecuación básica, la ecuación de Bernoulli para fluidos compresibles en un flujo horizontal se vuelve:

$$\frac{V^2}{2} + \frac{K}{K-1} \frac{P}{\rho} \quad \text{CTE} \quad 3.3.4$$

$$\frac{V^2}{2} + \frac{K}{K+1} \frac{P}{\rho} = \frac{V_0^2}{2} + \frac{K}{K+1} \frac{P_0}{\rho_0} \quad 3.3.5$$

Indica un punto definitivo en el flujo del fluido, tenemos

$$\frac{V_1^2 - V_0^2}{2} + \frac{K}{K+1} \left[\frac{P_1}{\rho_1} - \frac{P_0}{\rho_0} \right] = 0$$

Sustituyendo

$$\frac{P_1}{\rho_1} = \frac{P_0}{\rho_0} \left(\frac{P_1}{P_0} \right)^{(K-1)/K}$$

Tenemos

$$\frac{V_1^2 - V_0^2}{2} + \frac{K}{K+1} \frac{P_0}{\rho_0} \left(\frac{P_1}{P_0} \right)^{(K-1)/K-1} = 0 \quad 3.3.6$$

Puesto que $c_0^2 = K P_0 / \rho_0$, ésta se puede escribir

$$\frac{V_1^2 - V_0^2}{2} + \frac{c_0^2}{K+1} \left[\left(\frac{P_1}{P_0} \right)^{(K-1)} - 1 \right] = 0 \quad 3.3.7$$

Presión de estancamiento en un fluido compresible.

En un punto de estancamiento, P_s y ρ_s que son la presión y la densidad respectivamente y la velocidad viene siendo cero. Entonces, si P_0 , ρ_0 y V_0 son la presión, densidad y velocidad en un flujo sin disturbio de un fluido compresible, la siguiente solución es cierta.

$$\frac{K}{K-1} \frac{P_s}{\rho_s} = \frac{V_o^2}{2} + \frac{K}{K-1} \frac{P_o}{\rho_o}$$

$$P_s = \rho_s \left[\frac{P_o}{\rho_o} + \frac{K-1}{K} \frac{V_o^2}{2} \right]$$

$$P_s = P_o \left(\frac{P_s}{P_o} \right)^{1/K}$$

Sustituyendo

$$P_s = P_o \left(\frac{P_s}{P_o} \right)^{1/K} \left[\frac{P_o}{\rho_o} + \frac{K-1}{K} \frac{V_o^2}{2} \right]$$

$$= P_o \left[1 + \frac{P_o}{P} \frac{K-1}{K} \frac{V_o^2}{2} \right]^{K/(K-1)}$$

De la sección anterior tenemos $c^2 = KP/\rho$; entonces c_o^2 , es el cuadrado de la velocidad del sonido en el flujo de aire sin disturbio, que puede ser sustituida por

$$c_o^2 = K P_o/\rho_o$$

Quedando entonces como sigue

$$P_s = P_o \left[1 + \frac{K-1}{2} \frac{V_o^2}{c_o^2} \right]^{K(K-1)} \quad 3.3.8$$

3.4 COMPARACION DE UN FLUJO TEORICO Y UN FLUJO REAL

En las corrientes de un fluido ideal no se ejercen fuerzas tangenciales o de cizalladura entre las capas en contacto, -- sino sólo fuerzas normales o de presión. Esto equivale a decir que, el fluido ideal no opone resistencia interna alguna a los cambios de forma. La teoría de estos fluidos perfectos está muy desarrollada matemáticamente, y en muchos casos proporciona también una descripción satisfactoria de las corrientes reales. En cambio, dicha teoría fracasa completamente en el cálculo de la resistencia sobre un cuerpo, pues conduce a la conclusión de que un cuerpo en movimiento uniforme en un fluido de extensión infinita no experimenta resistencia alguna.

Este inadmisibles resultado de la teoría del fluido perfecto se debe a que, en los fluidos reales, además de las fuerzas normales se ejercen fuerzas tangenciales, tanto interiores, entre unas capas fluidas y otras, como entre el fluido y las paredes limitantes. Tales esfuerzos tangenciales o de rozamiento se deben a una propiedad de los fluidos reales llamada viscosidad de los mismos.

En virtud de la falta de fuerza tangencial en los fluidos perfectos, existe en general una diferencia de velocidades tangenciales entre el fluido y un sólido sumergido en él, es decir, hay deslizamientos del fluido a lo largo de la pared. En cambio, en el fluido real se ejercen fuerzas tangenciales sobre las paredes sólidas, lo cual determina la detención o estancamiento del fluido junto a las mismas.

La existencia de tensiones tangenciales o de cizalladura y la condición de estancamiento en las paredes sólidas, el fluido real y el perfecto. Algunos fluidos de la mayor importancia práctica como el agua y el aire, tienen una viscosidad muy pe

queñas. Por eso es por lo que se formula la teoría del fluido ideal, prescindiendo por completo de la viscosidad de los fluidos naturales; pues, así se consiguen simplificaciones -- tan importantes de las ecuaciones de movimiento, que se hace posible desarrollar una amplia teoría matemática. Pero es importante señalar que la condición de estancamiento la cumplen también los fluidos con muy pequeñas viscosidades, encontraste con los fluidos ideales y ese estancamiento conduce a veces a considerables discrepancias entre las leyes de los fluidos perfectos y de los naturales. En particular, la radical discrepancia entre las arriba indicadas resistencias de los fluidos ideales y de los reales, tienen su causa física en la condición de estancamiento en las paredes. nosotros estudiaremos las corrientes de los fluidos de escasa viscosidad ya que ellos presentan gran interés práctico.

A continuación veremos la comparación de la teoría del fluido ideal con la experiencia.

En la mayor parte de las corrientes técnicamente importantes de agua y de aire, el número de Reynolds es muy grande, a causa de la pequeñísima viscosidad de esos medios, Podría, pues esperarse una concordancia aceptable de la experiencia, con una teoría que desprece la viscosidad; es decir, con la teoría del fluido perfecto. En todo caso parece natural, al comparar la teoría con la experiencia, comenzar por la teoría -- del fluido perfecto, sobre todo por existir ya en ella gran número de soluciones disponibles.

Con dicha teoría se han conseguido, en efecto, muy buenos éxitos, en cierta clase de problemas. Pero en los problemas estudiados por nosotros se trata, la mayor parte de las veces, del movimiento de un sólido a través de un fluido en reposo, o del flujo a lo largo de tubos y canales, y entonces la teoría del fluido ideal sólo es aplicable con muchas restricció--

nes por que sus soluciones no cumplen la condición de estancamiento en las paredes que siempre es válida para los fluidos reales, -- por pequeña que sea su viscosidad. El fluido ideal se deslizaría a lo largo de las paredes, y por eso, aún para viscosidades muy pequeñas, sus soluciones difieren tan sustancialmente de los fluidos real, que siempre se estanca en las paredes, que propiamente lo que es de admirar es la regular concordancia que presentan ambas soluciones en algunos casos, -- por ejemplo, para un obstáculo de muy afilado perfil. La mayor discrepancia entre la teoría del fluido ideal y las observaciones, se da en los problemas de resistencia. La teoría del fluido ideal no da fuerza resultante alguna en la dirección del movimiento, es decir, que da una resistencia nula al movimiento uniforme de un cuerpo cualquiera a través de un fluido de extensión indefinida (paradoja de D' Alembert). Eso está en manifiesta contradicción con la experiencia, que prueba que, sobre todo cuerpo se ejerce una resistencia, que desde luego puede ser bien pequeña, para cuerpos de perfil afilado, en flujos longitudinales.

3.5 NUMEROS ADIMENSIONALES.

Número de Mach.

En cada problema del estudio del flujo de los fluidos compresibles, la relación de la velocidad local del fluido a la velocidad del sonido "en ese mismo punto" es de gran importancia. Esta relación es llamada el número de mach y es denotada por el símbolo (M). Siendo una relación de 2 velocidades, M es adimensional.

$$M = \frac{V}{c} \quad 3.5.1$$

Donde (V) y (c) están en m/seg.

El número de Reynolds.

Un físico Inglés, Osborne Reynolds, fue la primera persona en hacer un estudio intensivo de flujo en los conductos.

Usando tubos de varias medidas y diferentes líquidos, él encontró que a bajas velocidades era turbulento.

El encontró una expresión la cual es llamada el número de Reynolds y es abreviado Re

Este es adimensional

$$Re = \frac{\rho V d}{\mu} \quad 3.5.2$$

V = Velocidad del fluido

d = Diámetro del tubo

ρ = Densidad de la masa del fluido

μ = Coeficiente de viscosidad del fluido

Aunque los experimentos de Reynolds se limitaron a las tuberías, esta relación (sustituyendo D por otra dimensión lineal L) tiene importancia fundamental en Aerodinámica.

El número de Reynolds

$$R_e = \frac{\rho V L}{\mu} = \frac{V \cdot L}{\nu} \quad 3.5.3$$

Es fácil ver que, para un número de Reynolds dado, la relación entre las fuerzas debidas a la densidad y las fuerzas debidas a la viscosidad es constante.

En efecto: con un sistema adecuado de unidades, tendríamos -- que la fuerza debida a la inercia (prescindiendo de la viscosidad) sería:

$$F_p = \rho \cdot A \cdot V^2 = \rho L^2 V^2$$

Por otra parte, la fuerza debida a la viscosidad, en dos placas cuadradas paralelas de lado L, y separadas por una distancia L, que tuviera una velocidad relativa V, sería:

$$F = L^2 \times \frac{\mu V}{L} = \mu V L$$

$$\text{Por lo tanto, } \frac{F_p}{F} = \frac{\rho \cdot V^2 L^2}{\mu \cdot V \cdot L} = \frac{\rho \cdot V \cdot L}{\mu} = Re$$

Luego dicha relación sería constante e igual al valor del número de Reynolds dado.

Reynolds encontró experimentalmente un valor, el cual es llamado el número de Reynolds Crítico. Para valores de Re menores que el crítico, el flujo es laminar; para valores mayores que el número de Reynolds Crítico es un flujo Turbulento.

3.6. TEOREMA DE CANTIDAD DE MOVIMIENTO

El análisis teórico de la relación entre fuerzas, presión y velocidad de un fluido en movimiento la cual afirma que para la masa, sujeta a una fuerza F la aceleración correspondiente en la dirección de la fuerza podrá ser dada por

$$F = m.a. \quad 3.6.1)$$

Donde m = masa, a = aceleración, F = fuerza.

Esto es muy claro cuando tratamos con la mecánica de los --- cuerpos sólidos que m se refiere a la masa del cuerpo, esto no es tan claro si tratamos con la masa de un fluido.

Para esto utilizaremos el teorema de cantidad de movimiento junto con la Ecuación de Bernoulli que manejaremos para determinar la fuerza ejercida por un fluido sobre un cuerpo sumergido en éste.

Dicho teorema se deduce de la aplicación de la 2a. Ley de Newton ---
Ec. 3.6.1 entonces tendremos

$$\bar{F} = \frac{d}{dt} m \bar{V} \quad 3.6.2)$$

Integrando de t_1 a t_2 tenemos: Donde t es el tiempo y V la velocidad.

$$\int_{t_1}^{t_2} F. dt = \int_{t_1}^{t_2} d(mV) = m(V_2 - V_1)$$

$$\int_{t_2}^{t_1} F. dt = M(V_2 - V_1) \quad 3.6.3)$$

Donde el primer término es el impulso de la fuerza F durante el intervalo de tiempo considerado y el segundo corresponde al cambio de cantidad de movimiento de la partícula.

(Cambiando de forma la Ec. 3.6.2) tenemos

$$F = m \dot{V}$$

Ahora bien, si aplicamos este teorema al análisis de un fluido en un volumen de control, a través de superficies de control, y consideramos que $m = \rho V$, $\dot{m} = \dot{V} \rho A$ y por último que la masa en ese volumen se conserva ver fig. 3.6.1 tenemos:

$$0 = \frac{d}{dt} (mV) = \sum_{sc} \dot{V} \rho A \cdot \dot{V} + \frac{d}{dt} \int_{vc} \rho dV$$

dV es la diferencial de volumen

Donde el segundo término del segundo miembro representa el cambio de masa a través de la superficie de control.

Si consideramos como un flujo permanente a

$$\frac{d}{dt} \int_{vc} \rho dV = 0 ;$$

e integramos al primer término, tenemos

$$- \rho_1 \dot{V}_1 A_1 + \rho_2 \dot{V}_2 A_2 = 0$$

$$\rho_1 \dot{V}_1 A_1 = \rho_2 \dot{V}_2 A_2 = \frac{dm}{dt} \text{ [Kg/seg]}$$

Con lo cual el flujo másico que entra a la superficie de control es la misma que sale.

Si sustituimos en la Ecuación 3.2.3 tenemos

$$\sum F = -p_1 \bar{V}_1 A_1 \bar{V}_1 + p_2 A_2 \bar{V}_2 \bar{V}_2 \quad 3.6.4$$

$$\text{y como } p_1 V_1 A_1 = \dot{m} = p_2 V_2 A_2 \quad 3.6.5$$

Entonces tenemos

$$\sum F = \dot{m} (V_2 - V_1) \quad 3.6.6$$

Donde $\sum F$ son las fuerzas exteriores que incluyen fuerzas normales al volumen de control (presión); esfuerzo cortantes (τ).

Lo que representa que la suma de las fuerzas exteriores sobre el volumen de control es igual al régimen de aumento de la cantidad de movimiento; con lo que la fuerza es igual a la variación del momento.

Esta ecuación es vectorial, y se puede descomponer en sus componentes escalares en las direcciones X, Y, Z

$$\sum F_x = \dot{m} (V_{2x} - V_{1x})$$

$$\sum F_y = \dot{m} (V_{2y} - V_{1y})$$

$$\sum F_z = \dot{m} (V_{2z} - V_{1z})$$

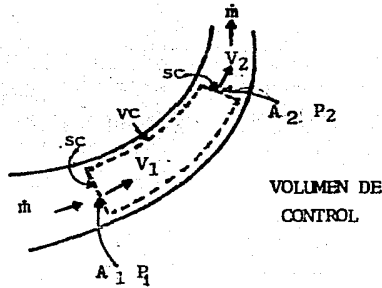


Fig. 3.6.1 Flujo en un pasaje convergente

A la componente (X) de la fuerza ejercida por el fluido sobre el cuerpo se le denomina arrastre; y a la componente (Y) se le denomina sustentación ó fuerza de sustentación.

La determinación del arrastre de un cuerpo teóricamente es imposible ya que depende de la transición de la capa límite desprendimiento de esta, al Reynolds, la temperatura, la viscosidad Etc. por lo que se determina experimentalmente por medio de la siguiente fórmula

$$F_D = \frac{C_D \rho V_1^2 A}{2}$$

Donde C_D es el coeficiente de arrastre, A el área proyectada en la dirección del fluido y V_1 la velocidad en la corriente libre.

Y como el arrastre depende tanto de la viscosidad como del gradiente de presión de ahí que a bajos números de Reynolds las fuerzas viscosas son de importancia y C_D varía en función de este Reynolds amba de 10,000, don de C_D se vuelve constante para la mayoría de los cuerpos; aunque para al gunos cuerpos de forma redondeada como cilindros, C_D disminuye cuando $R = 10^5$ y 6×10^5

3.7 DEFLEXION DE FLUJO DE AIRE

Supongamos que una superficie curva puede ser colocada en una corriente de aire en movimiento uniforme de tal modo que el aire se encuentre con la superficie tangencialmente, entonces la corriente de aire sufrirá una desviación gradual ó una deflexión de tal modo que el aire deja la superficie en una dirección diferente de su dirección original. Si la superficie es lisa, el aire puede no sufrir disminución en la velocidad absoluta. Pero, para producir el cambio de dirección, la superficie habrá ejercido sobre el aire una determinada fuerza.

Contrariamente, en ese lugar debió de haber una fuerza de reacción de la corriente de aire en contra de la superficie desviada (por la tercera ley de Newton).

En la figura 3.7.1 a, el aire está moviéndose horizontalmente hacia la derecha con una velocidad V representada por (ab) en la Fig. 3.7.1 b. El aire se encuentra con una superficie curva deflexionada (desviada), de tal modo que esta sale en una dirección representada por (ac) en la Fig. 3.7.1 b, haciendo un ángulo ϵ con la horizontal. Se supone a la velocidad constante, de tal modo que la longitud (ab) iguala a la longitud (ac). La velocidad (bc) es la única velocidad la cual, al sumarle la velocidad (ab), dará la velocidad (ac). La velocidad (bc) puede ser considerada de estar compuesta de dos componentes, una componente horizontal (bd) y una componente vertical (dc).

De la Fig. 3.7.1 b

$$\begin{aligned} ad &= V \cos \epsilon \\ dc &= V \sin \epsilon \end{aligned}$$

El efecto de la superficie desviada ha sido cambiar la velocidad

dad horizontal del aire de V a $V \cos E$, y la velocidad vertical del aire de cero a $(V \sin E)$. Si este toma (t) seg. para una partícula de aire al atravesar la superficie curva y sufrir esta desviación hay una aceleración horizontal a la izquierda;

$$a_h = \frac{V - V \cos E}{t} = \frac{V(1 - \cos E)}{t}$$

y una aceleración descendente

$$a_v = \frac{V \sin E}{t}$$

La masa del aire chocando con la placa y sufriendo una desviación o deflexión en 1 seg. es $\rho A V$ y en t segundos es $\rho A V t$. La corriente horizontal de la fuerza requerida que actúa hacia la izquierda, causando la desviación es:

$$F_h = \rho A V t \frac{V - V \cos E}{t}$$

$$F_h = \rho A V^2 (1 - \cos E)$$

Y la componente descendente vertical de fuerzas es

$$F_v = \rho A V t \frac{V \sin E}{t}$$

$$F_v = \rho A V^2 \sin E$$

La resultante de estas dos componentes es

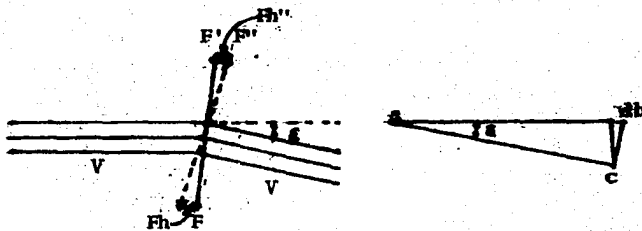
$$F = \sqrt{F_h^2 + F_v^2}$$

$$F = \rho A V^2 \sqrt{(1 - \cos E)^2 + \sin^2 E}$$

Si no hay fricción, la dirección de la fuerza desviada F bisectará el ángulo ϵ entre la dirección del aire que se acerca y el que se aleja de la superficie. Para cada acción hay una reacción igual y opuesta, y así si la superficie actúa sobre la corriente de aire como se explicó, la corriente de aire reaccionará sobre la superficie con una fuerza igual pero opuesta en dirección como se muestra en F' en la fig.3.1.7 a, Si hay fricción, el aire en movimiento tenderá a arrastrar a la superficie cual larga que sea de tal modo que habrá una fuerza tangencial y la reacción será mayor como la mostrada por la línea F'' punteada en la fig.3.7.1.a.

Si la desviación o deflexión es causada por una placa curva o por el aire fluyendo alrededor de una ala de avión el sólo hecho de que el aire es desviado significa que una fuerza ha actuado sobre el aire causando el cambio en la dirección del movimiento. Entonces el aire debe reaccionar con una fuerza igual y opuesta sobre lo que cause la desviación.

Es acostumbrado en aerodinámica, dar nombres a las dos componentes de la fuerza producida por la reacción del aire. La componente perpendicular a la dirección de la cual el aire llega a chocar con la superficie derivada llamada "sustentación" o "levantamiento" (F_v). La componente paralela a la dirección es llamada "arrastre" o "resistencia al avance" (F_h)



(a) Línea de corriente

(b) Componente de velocidad

Fig. 3.7.1 Deflexión del aire en una superficie curva.

4) ANALISIS DE SUSTENTACION Y RESISTENCIA AL AVANCE (ARRASTRE)

En este capítulo examinarán los principales términos arrastre y sustentación que son las fuerzas predominantes que actúan sobre una ala de avión y un cilindro para esto nos auxiliamos de la ecuación de Bernoulli y otras principales propiedades las cuales pueden resumirse como sigue:

- a) La dirección del fluido es tangencial a una forma aerodinámica en todos los puntos.
- b) La corriente no se detiene sólo toma la forma aerodinámica en todos los puntos.
- c) Es imposible para dos líneas de corriente el intersectarse.

Tenemos que sobre el aeroplano o avión en vuelo horizontal en línea recta, no acelerado, actúan cuatro fuerzas: la fuerza ascensional o de sustentación; el peso o gravedad que actúa hacia abajo; empuje la fuerza que actúa hacia adelante y la resistencia al avance o arrastre que actúa hacia atrás también llamada como la fuerza retardadora de la resistencia del aire. La fuerza ascensional o de sustentación se opone al peso y el empuje se opone a la resistencia de arrastre fig. 4.1.

La resistencia al avance y el peso son inherentes a todo objeto que se eleva de tierra y se desplace por el aire. El impulsor y la fuerza de sustentación son fuerzas creadas artificialmente para vencer a las fuerzas de la naturaleza de modo que pueda volar el avión. La combinación de motor propulsor tiene el fin de producir empuje para vencer la resistencia al avance.

Las alas se han creado para provocar fuerza ascensional con el fin de vencer el peso (gravedad).

Consideremos un objeto o cuerpo que se mueve en determinada dirección, con velocidad uniforme, a través de un fluido homogéneo que está en reposo (excepto por las perturbaciones producidas por el movimiento del cuerpo) veamos los factores que pueden intervenir en la fuerza ejercida por el fluido sobre el cuerpo.

Estos factores pueden clasificarse en dos grupos: Los que dependen del cuerpo y los que dependen del fluido.

Factores que dependen del cuerpo.

Peso. Carece de influencia, ya que es independiente del movimiento, tienen

do el mismo valor cuando el cuerpo está en reposo que cuando está en movimiento.

Tamaño. Para cada familia de cuerpos semejantes, este factor puede definirse por una dimensión lineal característica L --- (Longitud, diámetro Etc.)

Velocidad. La velocidad del cuerpo, designada por V

Otros factores. Aunque hay otros factores, como, por ejemplo la posición del cuerpo con respecto a la dirección de la velocidad, que en determinados casos pueden intervenir para ensayos semejantes los factores correspondientes a la forma, posición rugosidad, Etc., podemos suponer que son constantes.

Factores que dependen del fluido.

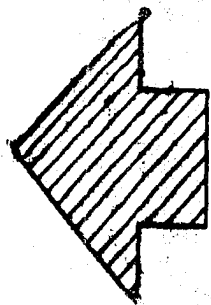
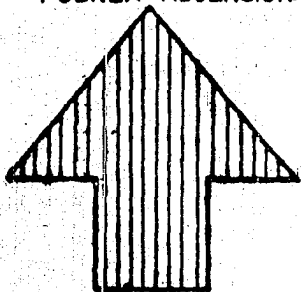
Densidad. La densidad del fluido, designada por ρ .

Fricción superficial. Depende de la viscosidad del fluido y ésta viene definida por el coeficiente de viscosidad μ , que depende la naturaleza y estado del fluido. (Es evidente que si el fluido no fuera viscoso, este factor no tendría que ser considerado).

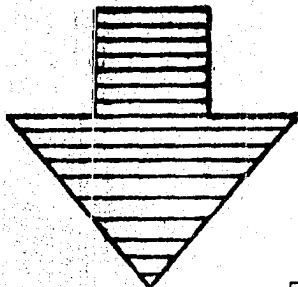
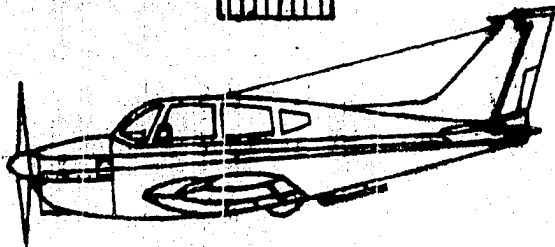
Compresibilidad. Aunque en algunos casos deberá ser considerada, desde luego los líquidos son prácticamente incompresibles, e incluso el aire puede ser considerado como tal para muchas aplicaciones importantes.

Otros factores. También hay otros factores, como la turbulencia, la presión, la temperatura Etc. Que en ciertos casos deberán ser considerados; pero en ensayos semejantes podemos suponer los constantes.

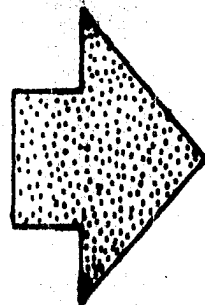
FUERZA ASCENSIONAL



EMPUJE



PESO



RESISTENCIA AL AVANCE

FIG. 4.1 FUERZAS QUE ACTUAN EN UN PERFIL.

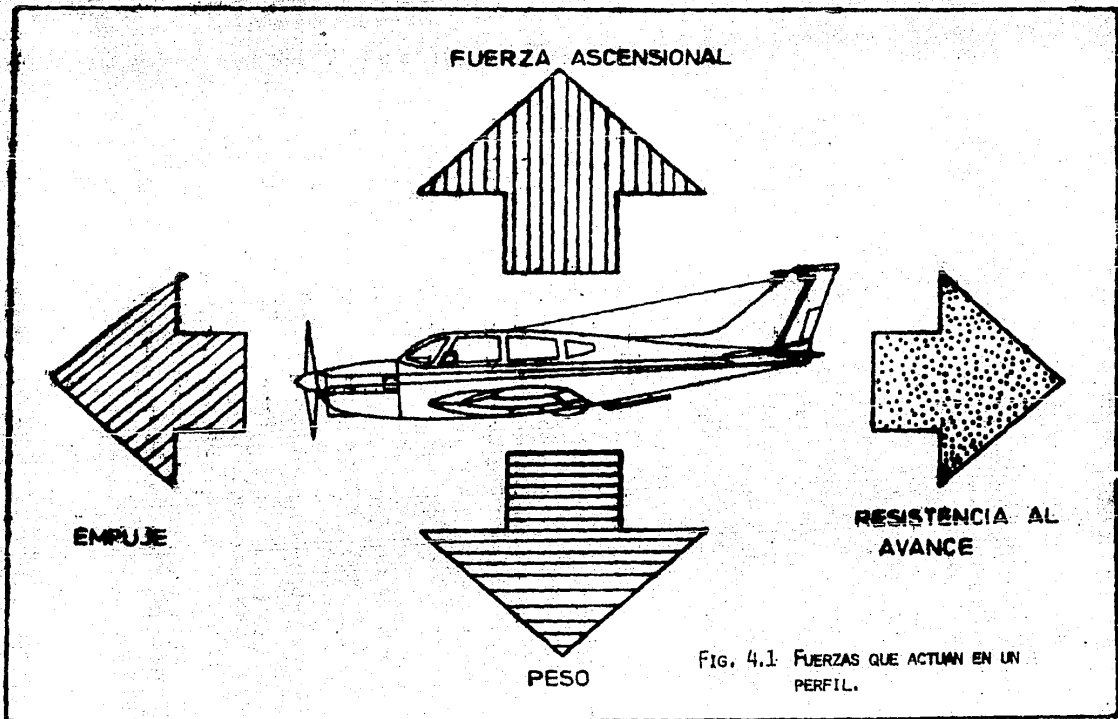


FIG. 4.1 FUERZAS QUE ACTUAN EN UN PERFIL.

Con mucha frecuencia, es más comodo suponer, y aún conseguir, que sea el aire el que se mueva mientras el cuerpo permanece fijo. Si una masa de un fluido (que suponemos sin viscosidad) se encuentra con un cuerpo en su movimiento, sus moléculas deberán separarse después de chocar con el cuerpo o con otras moléculas de fluido influidas por él, para pasar alrededor de dicho cuerpo

Si al ~~correrse~~ moverse la masa del fluido no cambia de dirección, ni se originan remolinos en su seno, sus moléculas acabarán por recuperarse el régimen que tenían antes de encontrar el cuerpo, lo cual indicará que el fluido no ha ejercido ninguna acción sobre dicho cuerpo, ya que, en caso contrario, se hubiera producido una reacción en la masa del fluido y esta fuerza hubiera dado lugar a un trabajo.

Pero evidentemente, en la práctica esto no es realizable.

Los fluidos reales (que tratándose del aire) presentan determinada resistencia a que los cuerpos se mueven en su interior. Esta resistencia puede reducirse considerablemente si damos al cuerpo una forma exterior tal, que permita el paso de la masa del fluido sin producir cambios bruscos en su dirección o sea, dando a la proa (parte frontal) y a la popa (parte posterior) una forma afilada y uniéndolas por una superficie continua ajustada lo más posible a la dirección de la línea de corriente del fluido, a fin de que no se produzcan depresiones ni remolinos. Estas formas se llaman fuseladas o currentilíneas.

Aún así se produce una fricción entre el fluido y el cuerpo, debido a la viscosidad.

Si el cuerpo no tuviera forma fuselada, al perderse el contacto de las líneas de corriente del fluido con la superficie --

del cuerpo, se originarían remolinos que sería pérdida de ---
energía y como consecuencia aumento de resistencia al avance
del cuerpo dentro del fluido.

4.1) DEFINICION DE SUSTENTACION Y ARRASTRE

No es fácil entender el concepto de la sustentación y a veces, explicarla sólo crea confusión. Una explicación común es que la presión del aire en la cara superior del ala es menor que en la inferior. Así la sustentación se puede atribuir a esta diferencia de presiones de aire. La existencia de diferencia de presión se explica por el principio de Bernoulli que se analizó en el capítulo anterior. Si el perfil de las alas tuviera la forma de una lágrima, la velocidad del aire que pasará por arriba y por debajo de ellas sería idéntica y la presión reducida de aire que resultará de esta aceleración sería la misma en ambos lados.

Pero si cortamos en dos esta ala en forma de lágrima, tendríamos una forma similar a la ala básica de un avión con esta configuración, las moléculas de aire que se movieran sobre la curvada superficie superior harían un recorrido más largo y se moverían más aprisa para mantenerse al paso de las moléculas que se movieran por parte inferior.

La aceleración del aire en la parte superior daría como resultado un descenso comparativo en la presión. Esta diferencia de presión entre las superficies superior e inferior del ala produce sustentación.

La explicación no está equivocada, pero no va lo bastante adelante. Hace depender la sustentación de alas con mayor curvatura arriba que abajo. Esta restricción no es válida, como se advierte palmariamente en las exhibiciones de vuelo en que los aviones vuelan invertidos no es que el teorema de Bernoulli sea del todo inaplicable en la sustentación; es que el modo que se aplica está simplificado. Lo cierto es que las diferencias de presión del aire se deben a una compleja circulación del aire alrededor del ala, en particular en

el borde de salida, donde la corriente de aire gira en remolinos. Este efecto no depende del todo de la tradicional curvatura del ala, por lo que, las diferencias de presión se crean (y por tanto la sustentación) aunque el avión vuele invertido.

Sustentación

Entonces la sustentación la podemos definir como la componente de la fuerza perpendicular a la corriente de aire, y estudiando las variables de que depende, si consideramos ahora, no un perfil si no una ala completa, la sustentación viene dada por la formula.

$$F_L = C_L A h$$

Donde

F_L = Fuerza de sustentación

A = Area de las alas

h = $\frac{1}{2} \rho V^2$ presión dinámica

C_L = Coeficiente de sustentación

C_L es un coeficiente sin dimensiones; depende únicamente para cada tipo de perfil, de ángulo de ataque (α). El C_L varía en función del ángulo; conforme va creciendo, C_L aumenta, hasta un momento en que a partir de un cierto ángulo de ataque, la corriente se desprende del extrados, deja de existir el tipo de distribución de presiones que hemos estudiado, que daba origen a la sustentación, y el avión entra en pérdida de la misma.

La resistencia al avance de un cuerpo en el seno de un fluido real, se divide en dos partes, a las que podemos llamar arrastre de fricción y arrastre de presión depende también, aunque indirectamente, de la viscosidad, ya que, al chocar el cuerpo con la corriente del fluido, desviando las líneas de corriente y haciendo variar la velocidad y la presión estática para distintos puntos, da lugar a la creación de una estela detrás del cuerpo, en la cual se engendran, por efectos de la viscosidad del fluido, movimientos turbulentos o torbellinos.

Si dos partículas de fluido que pasasen por el mismo punto en tiempos diferentes, seguirían trayectorias distintas, en caso de un movimiento turbulento abriendo un breve paréntesis para el caso de un fluido perfecto, sin viscosidad, los dos arrastres serían nulos para velocidades subsónicas; pero para velocidades supersónicas, incluso en fluidos perfectos, en los que el arrastre de fricción sería nulo, existiría un arrastre de presión llamado arrastre de onda. La paradoja de Alembert-no puede existir para velocidades supersónicas.

La resistencia aerodinámica es el estudio de los elementos no sustentadores. Supongamos un cuerpo simétrico en el seno de un fluido que tiene un movimiento relativo en la Dirección de uno de sus ejes de simetría, la resultante general no tendrá ninguna componente perpendicular a la dirección del movimiento, por lo cual dicha resultante se confundirá con la componente que tiene esa dirección, es decir: que sólo existirá resistencia al avance, y el cuerpo carecerá de sustentación.

Esto sucederá también, aunque el cuerpo no sea simétrico, si las fuerzas del fluido que actúan sobre dicho cuerpo sólo tienen una resultante única en la dirección del movimiento de la corriente. En aviación, las resistencias al avance de los --

elementos que carecen de sustentación reciben el nombre de resistencia parásitas o resistencias pasivas. (En la actualidad se considera también como resistencia parásita a la resistencia mínima al avance del ala de un avión o "resistencia -- del perfil", prácticamente con una sustentación nula en la mayor parte de los casos).

Generalizando podemos decir, que la resistencia o arrastre Es la fuerza en dirección del movimiento, tomada como positiva en el sentido de la corriente.

La resistencia total al avance, esta compuesta por las siguientes resistencias parciales, que son:

Resistencia de presión o forma

Resistencia de fricción superficial

Resistencia inducida

Resistencias parásitas

Resistencias de interferencia

Las resistencias parásitas se componen por la resistencia de forma o presión y la fricción superficial.

Si evaluáramos por separado cada una de las resistencias que presenta cada elemento del avión, y las sumáramos, nos sorprenderíamos al comprobar que la resistencia total que obtendríamos era menor que la que realmente tiene el avión; ésto es debido a la resistencia de interferencia de cada uno de los elementos con los otros.

El ala con el fuselaje es una de las resistencias más importantes de este tipo y depende en gran parte de la posición relativa de uno respecto al otro (ala alta, baja o media).

El ala baja crea una resistencia de interferencia mayor que el ala alta.

Las resistencias parásitas, incluimos las posibles resistencias al avance que puede tener un avión, por la acción de diversos sistemas que pueden ser enfriamiento de los motores, molinete para producir energía eléctrica, etc.)

La resistencia inducida está directamente asociada con la sustentación; por ello se acostumbra a reunir todas las resistencias en dos grupos y por lo tanto.

Dos coeficientes de resistencia.

$$C_D = C_{DP} + C_{Di}$$

En donde

C_D = Coeficiente de resistencia total.

C_{DP} = Coeficiente de resistencia parásitas

C_{Di} = Coeficiente de resistencia inducida

El C_{DP} agrupa a la resistencia de presión, de fricción, de interferencia, y adicionales (no depende de C_L)

C_{Di} proviene de la sustentación, dependerá de C_L

Su valor del coeficiente de resistencia C_D depende del ángulo de ataque y C_D aumenta cuando el ángulo de ataque crece.

La resistencia total al avance, viene dada por la fórmula

$$F_D = C_D \cdot h \cdot A$$

- F_D = Fuerza de arrastre o resistencia
 C_D = Coeficiente de resistencia (adimensional)
 h = $\frac{1}{2} \rho V^2$ (presión dinámica)
 A = Superficie de las alas.

La superficie A se elige como el área más representativa de la superficie que mas contribuye a la resistencia al avance ó arrastre

Vér. "Aerodinámica 2" Carlos Ordoñez Romero

4.2) FLUJO, BIDIMENSIONAL DE AIRE ALREDEDOR DE UNA ALA

Flujo Bidimensional.

Un fluido se está moviendo en un flujo bidimensional cuando su movimiento está completamente en un plano. Si un cilindro circular es infinito en longitud y el flujo de aire está alrededor de él, y si la dirección de el viento relativo es perpendicular a el eje del cilindro, el flujo es bidimensional. Si una ala de avión pudiera ser infinita en envergadura y si el viento relativo viniera en una dirección perpendicular a la envergadura el flujo de aire sería bidimensional. Esto significa que una partícula de aire, al aproximarse al ala y pasar arriba o abajo, puede ser movido hacia arriba o hacia abajo pero no de lado.

Se mostrará más adelante que de una ala de avión real, con envergadura infinita, el aire se vierte fuera y por debajo de la punta del ala, y hacia adentro fig. 4.2.I a este movimiento se le llama torbellino de punta de ala, y complica el movimiento de el aire con el ala, de tal manera que este no es bidimensional.

Si el ala es rectangular en planta cada sección de perfil es la misma en un flujo bidimensional, el diseño del flujo de cualquier sección de el ala es exactamente la misma como el diseño del flujo de cualquier sección paralela a la misma. Cualquier fuerza sobre una sección de el ala producida por el flujo de aire será exactamente duplicada por fuerzas similares sobre todas las secciones paralelas.

Presiones sobre una ala con un fluido Ideal.

Si un fluido ideal está fluyendo bidimensionalmente en una dirección horizontal de una ala la línea de corriente o de flujo tiene

la apariencia de la fig. 4.2.2 cercana a la superficie superior, la línea de corriente se desvía de su curso recto con el fin de seguir el contorno de el ala. Más arriba de el borde de ataque, el disturbio de el flujo es menor.

Teóricamente, a una distancia infinita arriba de el ala hay -- una perturbación infinitesimal. Prácticamente, a una distancia finita la perturbación es insignificante. Abajo de la superficie (intrados), hay también perturbación ya que el flujo es bidimensional, para cada sección de el ala rectangular el flujo es exactamente semejante a el mostrado en la fig. 4.2.2. Entonces para cada línea de corriente, tal como $a a'$ $b' b'$, hay una parte contorneando todos los planos paralelos a el -- plano representado en la fig. 4.2.2. Podemos visualizar en un tubo de corriente de corte transversal rectangular, de el cual las dos caras opuestas son el plano de la hoja de la --- fig. 4.2.2 y un plano paralelo, unidad de distancia -- fuera, la tercera cara, siendo $a a'$ y todas las líneas de corriente similar en los planos intervenidos y el cuarto lado -- es el tubo de corriente, siendo bb' la línea de corriente y su correspondiente parte del contorno.

Este tubo de corriente rectangular, debido a sus dos lados paralelos, tiene un ancho constante, pero su otra dimensión varía. En la Sección 0-0 la línea de corriente aaa' y $b b'$ están a una distancia aparte cada una, pero en la sección 1-1 está distancia ha disminuido y en la sección 2-2 la distancia ha disminuido más. Ya que la misma cantidad de fluido pasa cada sección por unidad de tiempo, a secciones angostas la velocidad es mayor que a secciones más anchas. Por la ecuación de Bernoulli en donde la velocidad es más grande, la presión es menor. Es notorio que esta presión es normal a la pared de el tubo de corriente.

Si la presión en el fluido en la sección 0-0 es la presión at-

mosférica, entonces en la sección 1-1 la presión será menor que la atmosférica y en la sección 2-2 la presión será aún más menor -- Si la línea de corriente bb' se extiende sobre la superficie de el ala y la línea de corriente $a a'$ está a muy poca distancia. A lo lejos, las presiones sobre la pared de el tubo de corriente serán las presiones sobre la superficie de el ala.

Fuerzas sobre un ala dentro de un flujo bidimensional

El comportamiento de las líneas de corriente depende de la forma de el perfil y también del ángulo de ataque (o la dirección de la cual el viento relativo golpea el perfil). Como la distribución de la presión varía sobre el ala. Una presión multiplicada por el área sobre la cual ésta actúa, da la fuerza sobre el área.

Si la superficie de un ala es dividida en pequeñas áreas, cada sección tan pequeña que la presión pueda ser considerada como constante sobre el área, la acción de una corriente fluyendo sobre un ala produce pequeñas fuerzas actuando sobre de ellas, como se muestra en la Fig. 4.2.3

Todas las variaciones de fuerzas producidas por el flujo o corriente de aire sobre el ala pueden ser sumadas para producir una sola fuerza llamada resultante. La magnitud, la dirección y la resultante dependen de la distribución de la presión.

Esta fuerza resultante está siempre producida por dos fuerzas componentes; la de la fuerza de sustentación o levantamiento, la cual es perpendicular a el viento relativo y la componente de la fuerza de arrastre, la cual es paralela a el viento relativo.



Fig. 4.2.1 Generación de un tipo de torbellino

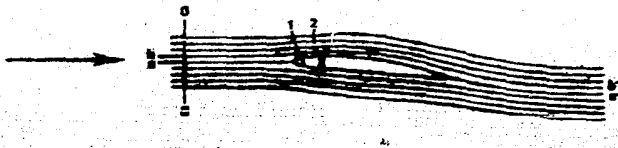


Fig. 4.2.2 Fluido alrededor del perfil

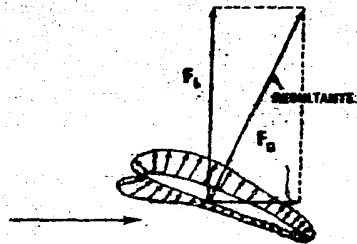


Fig. 4.2.3 Presiones y fuerzas de un perfil

Las fuerzas sobre el ala dependen de la densidad del aire, el área del ala y la velocidad al cuadrado del (viento relativo) Donde F_R es el símbolo para la fuerza resultante (F_L) el símbolo para la componente de sustentación, y (F_D) la componente de arrastre

$$F_R = C_R \frac{\rho}{2} AV^2$$

$$F_L = C_L \frac{\rho}{2} AV^2$$

$$F_D = C_D \frac{\rho}{2} AV^2$$

Donde

A = área del ala de planta

V = velocidad del aire

C_R = Coeficiente de la resultante

C_L = Coeficiente de levantamiento o sustentación

C_D = Coeficiente de arrastre

Usaremos el símbolo h para la presión dinámica, $h = (\rho/2) V^2$; por consiguiente las ecuaciones anteriores pueden ser escritas

$$F_R = C_R Ah$$

$$F_L = C_L Ah$$

$$F_D = C_D Ah$$

$$h = \frac{\rho}{2} V^2$$

La fuerza resultante puede resolverse también en otras dos componentes una normal que es la componente de la fuerza perpendicular a la cuerda y una componente de cuerda en la dirección de la misma. ver Fig. 4.2.4

Si N es la fuerza normal al viento relativo y C_N es la fuerza de la cuerda.

Entonces tenemos los siguientes :

$$N = C_N \frac{P}{2} AV^2$$

$$C' = C_C \frac{P}{2} AV^2$$

Notaremos que θ es el ángulo de ataque

$$C_L = C_N \cos \theta - C_C \sin \theta$$

$$C_D = C_N \sin \theta - C_C \cos \theta$$

Si C_N apunta hacia arriba es positiva.

Si C_C apunta hacia atrás es positiva

El punto en el cual la línea de la fuerza resultante intersecta la cuerda de el ala es llamada el centro de presión.

La posición del centro de presión se suele dar a partir del borde de ataque en porcentaje de la longitud de cuerda media aerodinámica ver fig. 4.2.5.

$$C.P. = \frac{ap}{ab}$$

La fuerza resultante F_R produce un momento alrededor del borde de ataque - comúnmente se llama momento de cabeceo.

Este momento es tomado como negativo si este tiende a aumentar el borde de salida (momento de picada), y positivo si tiende a bajar el borde de salida (momento inferior al sosten)

La magnitud de el momento de la fuerza resultante de el borde de ataque o momento de cabeceo (Mb.a. δ Mo) es el producto de la fuerza resultante multiplicada por la distancia de la línea de acción de la resultante del -- borde de ataque.

Si el ángulo de ataque es θ y la longitud de la cuerda C. enton --

ces.

$$M_o = -F_L (C.P.) C \cos \alpha - F_D (C.P.) C \sin \alpha$$

Ya que α es siempre un ángulo pequeño; sólo un ligero error es introducida si $\cos \alpha$ es la unidad. Ya que también F_D es pequeño comparada con F_L , $F_D \sin \alpha$ será más chica comparada con F_L , y sólo habrá un ligero error si el término contenido en $F_D \sin \alpha$ es abatido. Entonces una aproximación exacta de mucho empleo es:

$$M_o = -F_L (C.P.) C$$

El coeficiente del momento de cabeceo es

$$C.M_o = \frac{M_o}{C \frac{\rho}{2} AV^2}$$

Distribución de presión sobre un ala con fluido ideal.

En la fig. 4.2.6 ds es una distancia que se encuentra en la superficie del ala de magnitud tan pequeña que la presión P a lo largo de ésta puede ser uniforme, y considerando una pequeña superficie de la ala entre dos planos, aparte lo largo de la envergadura se considerará como una distancia unitaria.

La fuerza actuando sobre el área $ds \times 1$ será $(P_o - P) ds$, si se supone perpendicular a la cuerda por el ángulo θ . La componente normal de la fuerza (perpendicular a la cuerda) será

$$(P_o - P) \cos \theta ds.$$

La proyección de el área ds sobre el plano de la cuerda será dx , y $dx = ds \cos \theta$

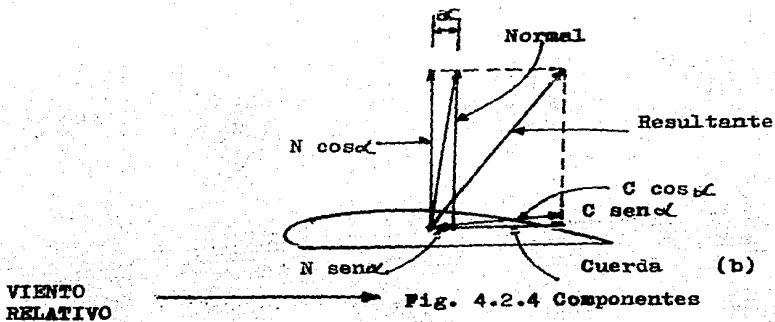
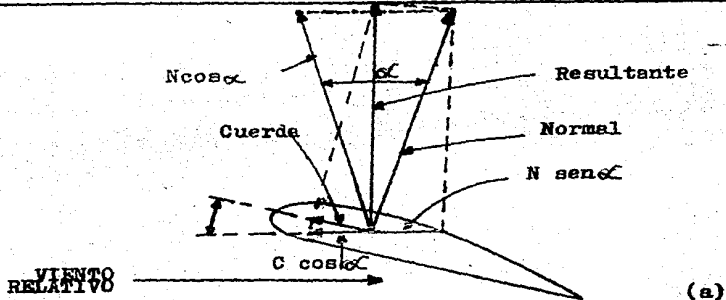


Fig. 4.2.4 Componentes

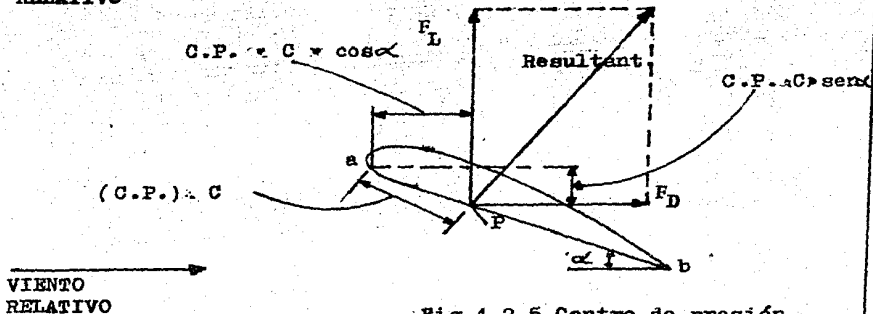


Fig 4.2.5 Centro de presión en un perfil

Por unidad de envergadura, $P_o - P$ puede ser representada verticalmente como en la fig. 4.2.6.(b). Cada ordenada entonces representa la diferencia de presión arriba de la superficie del ala sobre el punto correspondiente a lo largo de la cuerda. El área $(P_o - P) dx$ en la fig. 4.2.6.(b) representa la fuerza sobre el área pequeña $(ds) \times (1)$ sobre la superficie del ala también representa la fuerza perpendicular, a la cuerda sobre el área proyectada, $(dx) \times (1)$ la suma de $(P_o - P) dx$ de $x=0$ a $x=C$ sobre ambas superficies extrados e intrados es una medida de la fuerza normal total sobre una unidad de envergadura de el ala.

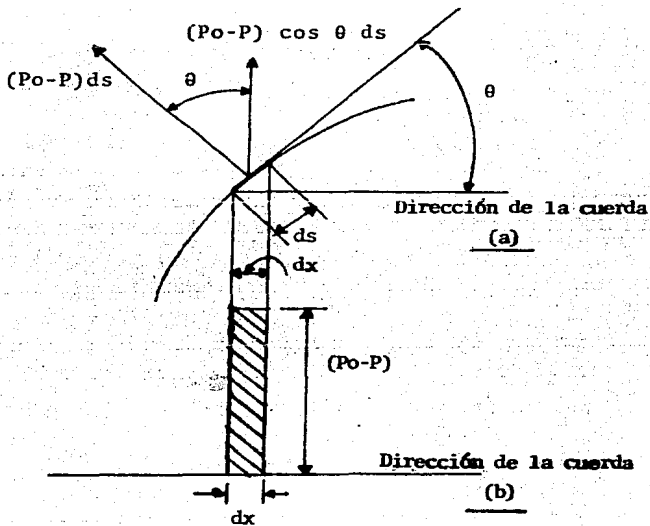


Fig. 4.2.6 Presión en un elemento de cuerda

4.3) CAPA SUPERFICIAL O CAPA LIMITE

Si un objeto está completamente sumergido en un fluido viscoso y si el fluido está en movimiento con respecto al cuerpo hay una capa de fluido que está en contacto con la superficie del objeto, y en esta capa el fluido está en reposo o estancamiento. Un fluido no puede deslizarse sobre la superficie del objeto.

En la capa inmediata el fluido está moviéndose a poca velocidad con respecto al objeto, y en las capas sucesivas, la velocidad es grande y se incrementa. A algunas mínimas distancias lejos del objeto el fluido se está moviendo a toda la velocidad de la masa del fluido.

Estas pequeñas regiones del fluido, adyacentes a un cuerpo -- dentro del fluido, en la cual la velocidad crece desde cero -- hasta su pleno valor de la corriente, exterior, ya sin rozamiento esa capa se denomina capa límite de rozamiento ó superficial. En la capa límite, la causa de la variación de las velocidades, son las fuerzas de viscosidad que juegan un papel importante. El flujo en la capa límite puede ser o laminar o turbulenta.

En un fluido ideal (no viscoso), no habría capa límite. Es debido a la viscosidad que la velocidad desciende del valor máximo a cero sobre la superficie. Y a la variación de la energía que en ella tiene lugar se traducirá en una resistencia al avance o a una fricción superficial.

El espesor de la capa depende de la viscosidad ----- del fluido; menos viscosidad, menos espesor de la capa. Si la velocidad del fluido es grande, la cpa límite es delgada. Si el número de Reynolds es grande la profundidad de la capa límite es pequeña.

En la capa límite, las fuerzas debido a la viscosidad son de aproximadamente la misma magnitud como las otras fuerzas conernientes con el fluido en movimiento. Afuera de la capa límite, las fuerzas viscosas son insignificantes. La presión sobre la superficie exterior de una capa límite es transmitida normalmente a través de la misma capa sin cambio.

Capa límite, laminar y turbulenta.

Supongamos ahora, que para mayor similitud con los fenómenos que nos interesan tenemos una superficie que puede ser parte de un perfil alar o cualquier otro elemento.

La fuerza de rozamiento entre las diferentes capas, debido al deslizamiento a que están sometidas al tener distintas velocidades, la denominamos resistencia al avance o de fricción superficial. La forma de la distribución de velocidad en el caso de capa límite laminar, puede observarse en la Fig. 4.3.1

En los puntos próximos al borde de ataque, la capa límite es laminar, conforme al aire se va moviendo alejándose del borde de ataque, las fuerzas de rozamiento disipan cada vez más energía de la corriente de aire, haciendo que el espesor de la capa límite aumente paulatinamente, hasta que a una cierta distancia del borde de ataque, la capa límite empieza a sufrir unas perturbaciones de tipo ondulatorio, que acarrear un aumento del espesor de la capa límite y una destrucción de la corriente laminar que existía pasando a ser turbulenta.

En la capa límite turbulenta las partículas ya no se mueven en capas paralelas, sino de una forma caótica; las moléculas de aire pasan de una capa a otra moviéndose en todas direcciones, de forma que: el espesor de la capa límite, pasa de laminar a turbulenta, entonces sufre un aumento considerable y la velo-

cidad de las partículas también aumenta; esto trae como consecuencia el aumento de la resistencia de fricción.

En la Fig. 4. 3. II pueden compararse los dos casos de capa límite laminar y turbulenta observándose que en el caso turbulento, en la zona fluida más próxima a la superficie, el regimen del fluido es del tipo laminar.

En el caso de capa límite turbulenta, existe una agitación -- continua de las partículas del fluido en dirección transver-- sal a la pared, se comprende que este movimiento perpendicu-- lar a la pared no puede existir en las proximidades de ésta; por tal motivo debajo de la capa límite turbulenta existe --- siempre una subcapa laminar de un espesor extremadamente pe-- queño.

Desprendimiento de la capa límite.

La materia rezagada en la capa límite no siempre queda adhierida como tenue lámina a la pared del obstaculo en toda su longitud. Puede ocurrir que la capa límite se espese considerablemente corriente abajo, y que en ella surja una corriente - de retroceso. De ese modo, la materia es sacada a la corriente exterior, y por lo tanto, separada del cuerpo. Se dice en tonces que la capa límite se despega o desprende de el. Esto lleva siempre consigo una activa formación de remolinos y --- gran pérdida de energía, aguas abajo del cuerpo. Tal fenómeno se produce de preferencia en los cuerpos redondeados. Detrás de ellos se forma un espacio en que la corriente va muy retrasada (las llamadas aguas muertas), y en el cual la distribución de presiones está muy alterada respecto a la del fluido sin rozamiento. La causa de la gran resistencia a los cuerpos redondos, es la distrubución de presiones, tan distinta del fluido sin rozamiento, y debido a ella se lleva a cabo el --- desprendimiento de la capa límite.

Para el caso de una ala de avión aplicando la separación de la capa límite.

Tenemos que la disminución de la presión sobre la superficie superior del ala presupone que el aire fluye laminarmente sobre la superficie. Hará esto cuando el ángulo de ataque sea chico. Se ira aumentando el ángulo y la corriente seguirá laminar hasta un cierto punto, donde el ángulo de ataque es mayor y el flujo de aire comienza a despegarse de la superficie superior en un punto cercano al borde de salida . En ángulo de ataque en el cual esta acción comienza a variar es por lo general entre 18° a 20° para muchas formas de perfiles.

La capa límite tiene una propiedad fundamental y utilísima y es que: A través de ella se transmite la presión que existe en la corriente libre de aire hasta la pared, esto permite entre otras cosas la medida de la velocidad ya que se puede medir la presión estática.

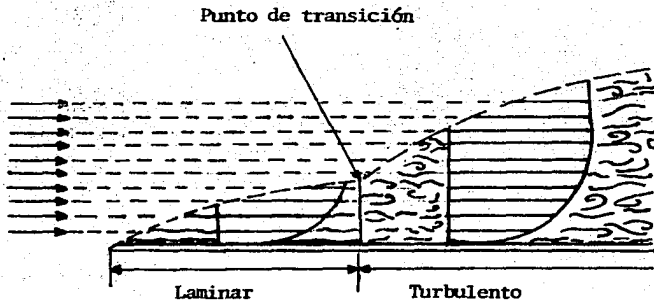


Fig. 4.3.1. Fluido en transición

4.4) RELACION DE SUSTENTACION Y ARRASTRE

El aire fluyendo alrededor de un ala causa fuerzas que en --
tran en acción, y la resultante de estas fuerzas es siempre -
expresada en las componentes de sustentación y arrastre. A
nivel de vuelo el viento relativo es horizontal de tal modo -
que la componente de sustentación es vertical y la de arras-
tre es horizontal. La componente de sustentación sostiene el
peso del avión. La componente de arrastre es la resistencia
a fomentar el movimiento del ala.

El único propósito de una ala es proveer una fuerza de sostén
para el avión. Es de esperarse que un ala ofrezca resisten-
cia al movimiento a través de el aire. El ala que tenga la
mínima resistencia y al mismo tiempo proporciona la mayor sus-
tentación sería la más deseable desde este punto de vista.

Las alas deben ser capaces de ser estructuralmente fuertes. -
Un ala muy delgada puede tener mérito desde un punto de -
vista aerodinámico, pero en la práctica no es de mucha utili-
dad ya que la estructura usual en tal ala sería muy ligera
y llegaría a la fractura.

La cantidad de movimiento de el centro de presión sobre un --
ala es también importante para conseguir el balance longitudi
nal. Estos problemas afectan la relación de la sección de --
ala que es usada, de tal modo que las sustentaciones grandes
con poco arrastre no es la única consideración.

El término eficiencia como es usado en la Ingeniería tiene un
significado muy exacto, la relación de la capacidad de poten-
cia dividida entre la potencia absorbida. En esta caso, la -
eficiencia es menor que la unidad. El término eficiencia no
puede ser correctamente aplicada a la relación de la fuerza -
de sustentación sobre la fuerza de arrastre de una ala ya que

ésta es una relación de fuerzas, más no de potencias. La expresión eficiencia de el ala la cual ha sido sugerido es muy incomodo, y es prácticamente universal empleas la relación -- sustentación - arrastre o F_L sobre F_D .

Esta relación también es aplicable para la relación de los -- coeficientes C_L , C_D

$$\frac{\text{sustentación}}{\text{arrastre}} = \frac{C_L \frac{\rho}{2} AV^2}{C_D \frac{\rho}{2} AV^2} = \frac{C_L}{C_D}$$

Para ángulos de ataque pequeños, el coeficiente de arrastre es pequeño y por lo consiguiente el coeficiente de sustentación. De la -- misma manera sucederá para ángulos grandes.

Se encontrará que un aumento de un par de grados en el ángulo de ataque. causará solamente un ligero aumento considerable en el coeficiente de arrastre pero este causará un aumento considerable en el coeficiente de sustentación. Podemos considerar otras relaciones aparte como la sustentación y el arrastre y son la relación del empuje y la resistencia al avance o arrastre en vuelo horizontal en línea recta y la relación de la sustentación y gravedad en vuelo horizontal.

Para el primer caso durante el vuelo horizontal en línea recta a velocidad constante del aire, el empuje y el arrastre son de igual magnitud. Cuando el empuje producido por el propulsor aumenta, supera momentaneamente a la sustentación y la velocidad aumentará (a condición de que se mantenga el vuelo horizontal y en línea recta). Sin embargo, el aumento de velocidad en el aire ocasionará también un aumento del arrastre. A cierta velocidad nueva y mayor en el aire, el empuje y el arrastre se regularizarán y la velocidad vuelve a ser constante.

En cierto punto el empuje producido llegará a su punto máximo

En consecuencia la velocidad en el aire aumentará hasta que el arrastre iguale al impulso, prevaleciendo entonces una velocidad constante, en el aire. Esta será la velocidad máxima para el avión en esa configuración y posición.

Para el segundo caso.

La sustentación que se aplica sobre el ala actúa siempre sobre la perpendicular a la dirección del viento relativo. En vuelo horizontal en línea recta, la sustentación contrarresta el peso. Cuando la sustentación se encuentra en equilibrio con el peso el aeroplano no gana ni pierde altura.

Si la sustentación se hace menor que el peso, el avión comenzará a descender, si la sustentación se hace mayor que el peso, el aparato comenzará a ascender.

(En cuanto se establece un estado continuo de ascenso o de descenso, la relación entre cuatro fuerzas no será ya la representada en la fig. 4. I. Sin embargo, para todos los fines prácticos, la sustentación iguala todavía al peso para pequeños ángulos de ascenso y descenso).

Factores que afectan a la sustentación y al arrastre.

Efecto de la superficie del ala sobre la sustentación y el arrastre son proporcionales de manera aproximada a la superficie del ala. Esto significa que si se duplica la superficie del ala, permaneciendo constante otras variables, la sustentación y el arrastre así creadas, serán también dobles.

El único modo en que se pueda cambiar la superficie del ala es mediante el uso de ciertos tipos de chanelas, como la Fowler, que se extiende tanto hacia atrás como hacia abajo, haciendo aumentar la superficie del ala.

Efecto de la forma de superficie sobre la sustentación y el arrastre

Cuando la curva superior del extrados se aumenta (hasta cierto punto). La sustentación producida por dicha superficie de sustentación aumenta. Las alas de gran sustentación tienen una gran curva sobre la superficie superior (extrados) y una inferior cóncava (intrados). Las chanelas de las alas hacen que las alas normales se aproximen a esta condición, al aumentar la curva del extrados y crear una superficie inferior (intrados) cóncava, haciendo así que aumente la sustentación sobre el ala. Un alerón bajado lleva a cabo eso, haciendo aumentar la curva de una porción del ala. Por supuesto también aumenta el arrastre.

El alerón levantado reduce la sustentación aplicada sobre el ala haciendo disminuir la curva de una porción del ala. Los elevadores pueden cambiar la curva de las superficies horizontales de la cola, haciendo que varíe la magnitud y la dirección de la sustentación.

Si se forma hielo sobre el ala, la forma de la superficie se altera. Mucha gente cree que el peso del hielo que se forma sobre las alas de un aeroplano a grandes altitudes o en climas fríos hace que el vuelo resulte peligroso. Este aumento de peso es solamente una pequeña parte del riesgo que representa la formación de hielo.

Cuando se forma hielo sobre la superficie de sustentación, especialmente sobre el borde delantero, la corriente de aire se modifica. El hielo modifica la curva del ala y destruye la forma de la superficie, que estaba diseñada para dar al avión su máxima eficiencia (la razón más elevada de la sustentación a el arrastre). Incluso la capa más ligera de hielo sobre un ala puede impedir que un avión despegue

Efectos del ángulo de ataque sobre la sustentación y el arrastre.

Ya se han tratado los efectos de la sustentación y el arrastre. Conforme aumenta el ángulo de ataque tanto la sustentación como el arrastre aumentan hasta cierto punto

Efectos de la velocidad del aire sobre la sustentación y el arrastre.

Un aumento de la velocidad del aire que pasa sobre el ala hace que aumente la sustentación y el arrastre. Las pruebas de muestran que la sustentación varíe de acuerdo con el cuadrado de la velocidad. La velocidad del aire pasa sobre el ala en vuelo se determina por la velocidad del avión en el aire. Esto significa que si un avión duplica la velocidad cuadruplica la sustentación y el arrastre (suponiendo que el ángulo de ataque continúe siendo el mismo).

Factores de la densidad del aire sobre la sustentación y el arrastre.

La sustentación y el arrastre varían directamente con la densidad del aire. La densidad del aire se altera por varios factores: Presión, temperatura y humedad. A una latitud de (5.486 m) la densidad del aire es la mitad que al nivel del mar. Por consiguiente para que un avión mantenga su sustentación, la velocidad del aire sobre las alas debe aumentar o abrirse el ángulo de ataque. Por esa razón un aeroplano necesita una distancia para el despegue en altitudes mayores que en las mismas condiciones a altitudes inferiores.

Debido a que el aire se dilata cuando se calienta, el aire caliente es menos denso que el frío. Cuando otras condiciones permanezcan invariables, un aeroplano necesitará mayor distancia para el despegue en altitudes mayores que en las mismas condiciones a altitudes inferiores.

Debido a que el aire se dilata cuando se calienta, el aire caliente es menos denso que el frío. Cuando otras condiciones permanecen invariables, un aeroplano necesitará mayor distancia para el despegue durante un día cálido que durante el frío.

Debido a que el vapor de agua pesa menos que una cantidad equivalente de aire seco. El aire húmedo (gran humedad relativa es menos denso que el seco (baja humedad relativa).

El aire menos denso ocasiona otras pérdidas aparte de la sustentación. Los caballos de fuerza del motor disminuye. El propulsor pierde parte de su eficiencia la hélice no funciona a su máxima potencia y como esto afecta al despegue necesita una distancia más larga.

4.5) COEFICIENTE DE MOMENTOS Y CENTRO DE PRESION.

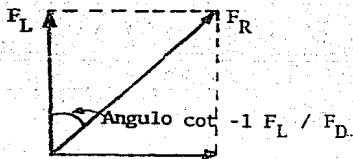
En el estudio de el problema del balance longitudinal y de estabilidad, es necesario saber no sólo la magnitud y la dirección de la resultante de las fuerzas sobre, el ala, si no también la posición de esta resultante. Las fuerzas de sustentación y arrastre son perpendiculares y son las componentes de la fuerza resultante. La sustentación al cuadrado más el arrastre al cuadrado es igual a la resultante al cuadrado. Como estas dos componentes la resultante varía con la densidad del aire, el área del ala, y el cuadrado de la velocidad, por lo tanto, un coeficiente resultante puede ser usado de una manera similar a los coeficientes de sustentación y de arrastre.

$$\begin{aligned} \text{Resultante} = F_R &= \sqrt{F_L^2 + F_D^2} \\ &= C_{F_R} \frac{\rho}{2} A V^2 \end{aligned}$$

Donde: A superficie

V velocidad

$$C_{F_R} = \sqrt{C_L^2 + C_D^2}$$



La dirección en la que la fuerza resultante actúa es el ángulo $\cot^{-1} F_L / F_D$ al contrario de la dirección en la cual la componente de sustentación actúa.

El punto sobre la cuerda a través de la cual la línea de acción de la fuerza resultante pasa es llamado el centro de presión (C.P.).

Para todos los perfiles asimétricos, la línea de curvatura me

dia no será una línea recta que coincida con la cuerda, esto es para el caso de los perfiles simétricos sino que será una línea curva para ángulo de ataque nulo, se tendrá mayor sustentación en el extrados que en el intrados; además la sustentación del extrados y el intrados no está aplicado en el mismo punto. Dos fuerzas paralelas y sentidos contrarios no --- aplicada en el mismo punto dan lugar, además de a una fuerza en sentido de la mayor, a un momento.

A ángulos cercanos al cero de sustentación, el centro de presión está cerca del borde de salida del ala. Como el ángulo se vuelve más positivo el centro de presión se mueve hacia -- adelante.

Podemos afirmar que para los ángulos de ataque en que normalmente vuelan los aviones, el centro de presiones se mueve hacia adelante, conforme el ángulo de ataque crece, (o hacia -- atrás, si el ángulo de ataque disminuye).

El margen de posiciones donde se mueve el centro de presiones suele estar entre el 25% y el 60% de la cuerda.

Con perfiles simétricos, son, aquellas, que tienen ambas superficies convexas y el mismo arco, no hay movimiento del centro de presión. Estos perfiles son llamados perfiles estables ya que a los inestables se mencionaron anteriormente.

El momento de la fuerza resultante sobre el ala es el producto de la fuerza y la distancia desde la línea de acción de -- las fuerzas (cuerda media aerodinámica) al punto del cual el momento es tomado. Los "momentos" que actúan en una manera tendiente a aumentar el ángulo de ataque son llamados momentos mínimos de sosten y son designados por un signo positivo. Los momentos que tienden a disminuir el ángulo de ataque son llamados momentos de pique y son de signo negativo. Estos --

son momentos que se efectúan en el borde de ataque y comunmente a estos momentos se le conocen como momentos de cabeceo y este es la suma de las dos componentes de los "momentos" y puede ser usada; ver fig. 4.6.I

$$\text{momento de cabeceo} = M_o = (\text{C.P.}) \cdot C \cdot \cos \alpha \cdot (F_L) \\ - (\text{C.P.}) \cdot C \cdot \sin \alpha \cdot (F_D)$$

Pero se puede escribir

$$\text{Momento de cabeceo} = M_o = C M_o C \frac{\rho}{2} AV^2$$

$$C M_o = -(\text{C.P.}) (C_L \cos \alpha + C_D \sin \alpha).$$

Ya que α es siempre de ángulo pequeño coseno de α es muy cercano a la -- unidad, y sólo un ligero error es introducido si el término C_L es usado en lugar de $C_L \cos \alpha$. también, ya que C_D es --- usualmente pequeño comparado con C_L , $C_D \sin \alpha$. Entonces una aproximación suficientemente exacta para muchos trabajos es:

$$C M_o = -(\text{C.P.}) (C_L)$$

Los signos menos son usados para designar el momento de pique.

La ecuación

$$M_o = C M_o C h A$$

Donde

M_o = momento

h = Presión dinámica $\frac{1}{2} \rho V^2$

A = Superficie de las alas

C = Cuerda

C_{Mo} = Coeficiente de momento, que como hemos visto, dependerá del valor de la sustentación C_L y del punto respecto al cual se tomen momentos.

Se demuestra teóricamente que existe un punto determinante sobre el perfil, para el cual el valor del coeficiente de momento, C_{Mo} , es constante y no depende de la sustentación, si el momento se toma respecto a dicho punto, que suele estar situado alrededor del 25% de la cuerda media aerodinámica. Este punto se denomina centro aerodinámico.

Debido a la ventaja que representa C_{Mo} constante, el valor de M_o se suele dar respecto a este punto.

Por la fórmula:

$$M_o \text{ c.a.} = C_{Mo} \text{ c.a.} \cdot h' \cdot A \cdot C_{Mo} \text{ cm.}$$

Donde

$M_o \text{ c.a.}$ = momento de cabeceo respecto al centro aerodinámico (c.a.)

$C_{Mo} \text{ c.a.}$ = Coeficiente de momento, respecto al c.a.

$C_{Mo} \text{ cm.}$ = Cuerda media aerodinámica.

Como se ha definido el C.P. como el punto de la cuerda en el que se puede suponer aplicada la resultante de las fuerzas que actúan, el centro del momento respecto al C.P. es nulo.

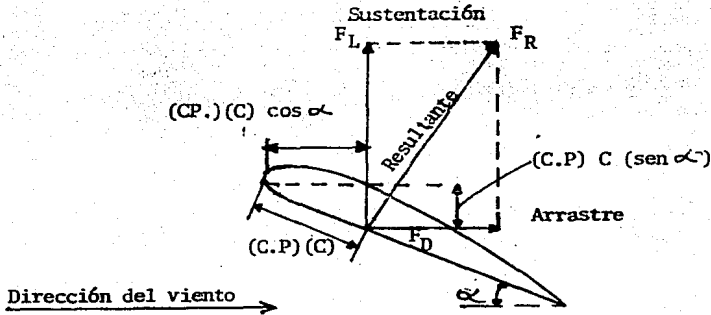


Fig. 4.6.1 Centro de presión en un perfil

Influencia en la estabilidad del movimiento del centro de presiones

Si suponemos una perturbación tal que origine un aumento del ángulo de ataque, el centro de presiones se moverá hacia adelante, lo que originará a su vez un aumento del ángulo de ataque. Como se observará, las características del perfil del ala son tales que si una perturbación la desplaza de la posición de equilibrio, tiende a alejarse cada vez más de dicha posición. De forma análoga, puede razonarse en el caso de -- que una perturbación disminuya el ángulo de ataque.

La forma de respuesta del ala a una perturbación, como hemos visto, es inestable.

Para evitar esta inestabilidad, es necesaria la acción de ---- otros elementos del avión (cola).

Los perfiles que se utilizan en los aviones normales tienen -

unas características que hacen que se comporten como acabamos de ver.

No obstante, existen tipos de perfiles en los que se puede conseguir que para los ángulos de ataque normal de vuelo, el centro de presión no varíe de posición. Estos tipos de perfiles tienen la línea media con curvaturas diferentes en la parte delantera del perfil y en la posterior. Fig. 4.6.2
Un perfil de estas características sería necesario utilizar para un ala volante (avión sin cola).



Fig. 4.6.2 Perfil de curvatura media.

5) NOCION DE VORTICES

5.1) MOVIMIENTO DE VORTICES O TORBELLINOS

Las perturbaciones producidas por el movimiento relativo de un cuerpo en el seno del aire, no son las únicas consecuencias que pueden existir en su masa otras perturbaciones --- siendo las más importantes: las ondulaciones la convección y torbellinos.

Las ondulaciones aéreas se producen y transmiten en el seno de la atmósfera. Cuando estas se encuentran con la superficie de un solido, se transmiten las perturbaciones a las moléculas de las ondulaciones, las cuales, a su vez, devuelven su perturbación a la masa aérea, dando origen a nuevas ondas, producidas por reflexión. Por otra parte, la intensidad de las ondulaciones aéreas disminuye constantemente, no sólo -- porque el radio de las esferas es cada vez mayor, sino por -- que a ellos contribuye la viscosidad del aire.

La convección tiene lugar cuando una parte de la masa aérea se dilata por calor o por otras causas, disminuyendo su densidad y encontrándose circunstancialmente debajo o al mismo nivel que otras partes más densas.

Cuando esto sucede, se produce un movimiento ascensional de la masa menos al mismo tiempo que las masas más densas des -- cienden y convergen para ocupar el espacio dejado por aque -- llos.

Un torbellino es constante, bidimensional que se produce --- cuando una masa aérea de aire, por cualquier motivo, empieza a girar alrededor de un eje, transmitiendo este giro, por -- viscosidad, a las masas que lo rodean.

Movimiento circular

Como consecuencia de esta propagación por viscosidad, en un

torbellino, teóricamente la velocidad del aire es inversamente proporcional a su distancia al eje; es decir: que el producto de la velocidad por el camino recorrido por una partícula de aire, al dar una vuelta completa alrededor del eje, es constante. A este producto constante se le llama circulación del torbellino.

Es necesario examinar el fluido con movimientos circular. Dejando que el fluido se mueva de tal manera que la corriente aerodinámica sea circular concéntrica como la fig. 5.1.1

Consideremos una pequeña cantidad de fluido, ABCD, una unidad de espesor, localizada a una distancia r de el centro de rotación. Lo ancho de la cara exterior BC es ligeramente mayor que lo ancho de la cara interior AD, pero la diferencia es del más alto orden infinitesimal de tal manera que la longitud BC puede ser considerada igual a la longitud AD y ambas igual a la anchura en el punto medio, $r d\theta$.

El área de la cara interior AD es entonces $(r d\theta) \cdot 1$ (ya que ABCD es una unidad de espesor), y si una presión actúa sobre esta cara el total de la fuerza afuera sobre la masa del fluido es $P r d\theta$. sobre la cara exterior BC hay una presión ligeramente diferente, $P + dP$, y el total de la fuerza adentro es $(P + dP) r d\theta$. La diferencia entre estas dos fuerzas es $r d\theta dP$, actuando radialmente.

Ya que esta partícula de fluido está moviéndose en una trayectoria circular, esta debe ser sujeta a una aceleración interior de V_t^2/r donde V_t es la velocidad tangencial. El volumen de dicho elemento ABCD es $(r d\theta)(dr) \times 1$, y si ρ es su densidad entonces su masa es $\rho r d\theta dr$. Como la fuerza iguala a la masa a veces la aceleración, la fuerza radial que causa el movimiento siendo circular es $(V_t^2/r) (\rho r dr d\theta)$.

Si la ecuación de Bernoulli es verdadera a lo largo de una línea de corriente

$$P + \frac{\rho V_t^2}{2} = P_0 + \frac{\rho V_{t0}^2}{2}$$

Diferenciando P_0 y V_{t0} siendo constante,

$$dp + \frac{2 \rho V_t dV_t}{2} = 0$$

$$dp = -\rho V_t dV_t$$

Igualando las dos expresiones para dp tenemos

$$\frac{\rho V_t^2}{r} dr = -\rho V_t dV_t$$

$$\frac{dr}{r} = -\frac{dV_t}{V_t}$$

Integrando tenemos

$$\log r = \log(\text{constante}) - \log V_t$$

$$V_t = \frac{\text{constante}}{r}$$

Este es un resultado importante:

En un flujo circular la velocidad varía inversamente al radio, si las fuerzas radiales están en equilibrio.

Es interesante notar que cuando un cuerpo gira la velocidad de la partícula en el cuerpo varía directamente a su distan-

cia de el centro de rotación.

Como es costumbre para la constante en la ecuación anterior es escrita

$\Gamma / 2\pi$ y la

$$V_t = \frac{\Gamma}{2\pi r}$$

5.1.1.

en esta ecuación es la "circulación".

Para un elemento infinitesimal en un movimiento circular, es ta circulación es el producto de la velocidad multiplicada - por la distancia alrededor de la ruta cerrada (el círculo).

$$= 2\pi r V_t \quad \dots 5.1.2$$

Ley de Biot - Savart

De la ecuación anterior podemos decir, que la velocidad en - el eje ($r = 0$) debería ser infinita. En la práctica esto no sucede, porque en los fluidos compresibles existe una velocidad máxima o límite, que corresponderá a un radio de giro, pequeño y determinado. La parte del torbellino más proxima al eje que este radio de giro, recibe el nombre de núcleo.

En el núcleo, la circulación decrece desde la correspondien- te al valor máximo de la velocidad conforme se aproxima al - eje. Se ha visto que, por el efecto de la viscosidad (que no se tubo en cuenta en los cálculos anteriores), la parte - del fluido próxima al eje de rotación gira como si fuera un cuerpo sólido, por lo cual la velocidad tangencial de cada - punto será proporcional al radio de giro.

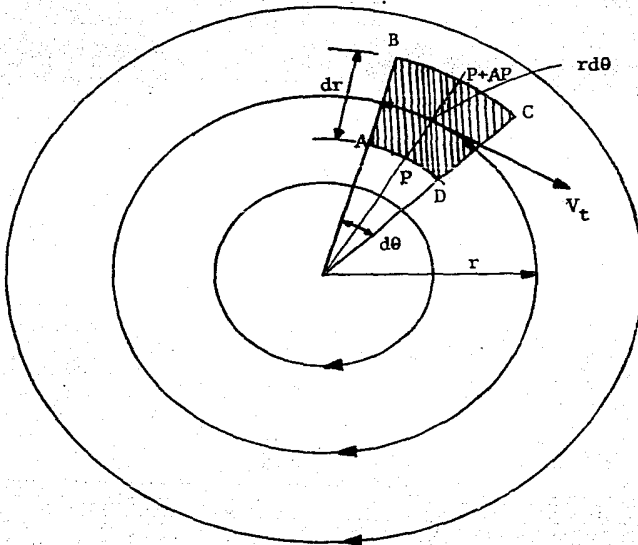


Fig. 5.1.1 Flujo circular

No habiendo otras fuerzas radiales, por equilibrio estas dos fuerzas deben de ser de igual magnitud:

$$\begin{aligned} \text{I} \times r d\theta dp &= V_t^2 P dr d\theta \\ dp &= \frac{P \cdot V_t^2}{r} dr \end{aligned}$$

En algunas ocasiones la circulación se anula antes de llegar al eje, quedando una parte central en reposo, que se llama ojo del torbellino.

La parte del torbellino exterior al núcleo se llama campo del torbellino, y en ella la circulación es constante, como si el fluido fuera incompresible.

El eje de giro o de rotación de un torbellino puede tener cualquier inclinación, pero los torbellinos no pueden existir únicamente en un plano, desligados del resto de la masa aérea. El movimiento de un torbellino tiene lugar alrededor de una línea, integrada por los sucesivos ejes instantáneos de rotación (con inclinaciones que pueden ser diferentes) de los torbellinos elementales. Esta línea alrededor de la cual gira el torbellino en la masa aérea, recibe el nombre de "línea - torbellino" ó hilo torbellino.

El núcleo (integrado por los núcleos elementales, que rodea a esa línea se conoce como "tubo - torbellino" (dentro del cual el fluido tendrá la misma velocidad de rotación) y el fluido contenido dentro de él se llama "filete - torbellino"

Cuando la línea - torbellino se cierra sobre sí misma se forma lo que se llama un "anillo - torbellino".

La circulación es constante en todo el campo de un torbellino formado en el espacio:

$$\Gamma = VtX 2\pi r = \text{constante}$$

Siendo r la distancia de la partícula de aire a la línea - torbellino

En la fig. 5.1.2 , muestra un torbellino espacial que gira

alrededor de una línea - torbellino AA (de longitud ilimitada) con una circulación $\Gamma = V_t 2\pi r$. La rotación, en cada torbellino elemental, tendrá lugar en el plano perpendicular a la línea - torbellino en cada punto, y para un punto cualquiera P, la velocidad (normal a la figura) será:

$$V_t = \frac{\Gamma}{2\pi r} \quad 5.1.3$$

Pero esta velocidad (que, por ser constante Γ , sólo depende del radio r es la resultante de la acción de todos los elementos del tubo - torbellino con el plano perpendicular a ella, que pasa por P. La parte de dicha velocidad debida a la influencia de un elemento infinitesimal, dx , del tubo - torbellino se puede calcular por la fórmula de Biot Savart:

$$dV_t = \frac{\Gamma dx}{4\pi a^2} \sin \theta$$

Integrando para todos los elementos infinitesimales situados entre $+a$ a $-a$

$$V_t = \frac{\Gamma}{4\pi} \int_{-a}^{+a} \frac{dx \sin \theta}{a^2}$$

Con el fin de integrar lo anterior, (dx) y (a) son cambiados a coordenadas polares; las siguientes relaciones son usadas ya que

$$\begin{aligned} \frac{x}{r} &= \cot \theta \\ dx &= d(r \cot \theta) \\ &= rd \cot \theta \\ &= -\frac{rd \theta}{\sin^2 \theta} \end{aligned}$$

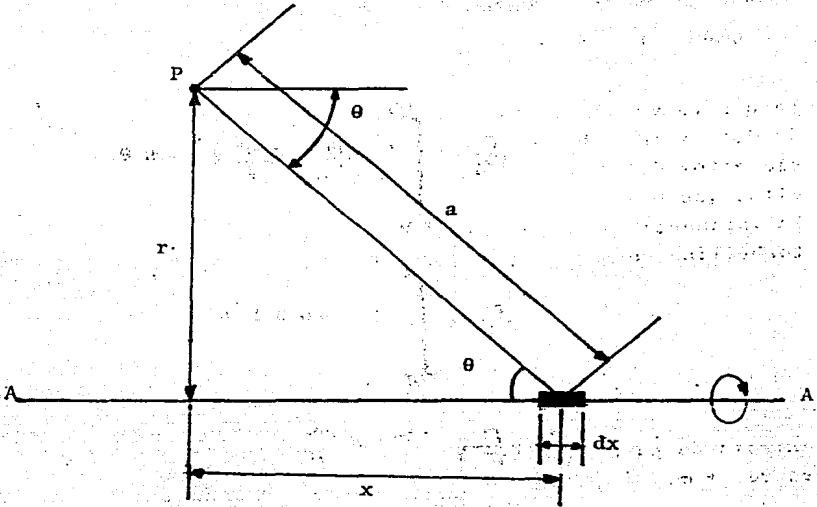


Fig. 5.1.2. Flujo inducido

$$\frac{r}{a} = \text{sen } \theta$$

$$a = \frac{r}{\text{sen } \theta}$$

5.1.4

También, como dx se mueve de + α a - α ,

θ cambia de α a $-\pi$

$$V_t = \frac{\Gamma}{4\pi} \int_{-\pi}^{\alpha} \frac{-rd\theta}{\text{sen}^2 \theta} \frac{\text{sen}^2 \theta}{r^2} \text{sen } \theta$$

$$= \frac{\Gamma}{4\pi r} \int_{-\pi}^{\alpha} (-\text{sen } \theta d\theta)$$

$$= \frac{\Gamma}{4\pi r} [\cos \theta]_{-\pi}^{\alpha}$$

$$= \frac{\Gamma}{2\pi r}$$

5.1.5

Lo que demuestra la fórmula de Biot - Savart.

La influencia de una parte del tubo - torbellino, comprendida entre dos puntos A_1 y A_2 , curvas rectas de unión con el punto P formándose dos ángulos θ_1 y θ_2 (medidos en el mismo sentido) Fig. 5.1.3, sería

$$V_{A_2 A_1} = \frac{\Gamma}{4\pi r} (\cos \theta_1 - \cos \theta_2) \quad 5.1.6$$

Y para el caso de que quisiera saber la influencia de la parte del tubo-torbellino comprendido entre la proyección (B) de P sobre la línea - torbellino y el infinito entonces tendríamos
($\cos \theta_1 = 1$; $\cos \theta_2 = 0$)

$$v_B \propto = \frac{\Gamma}{4\pi r}. \quad 5.1.7$$

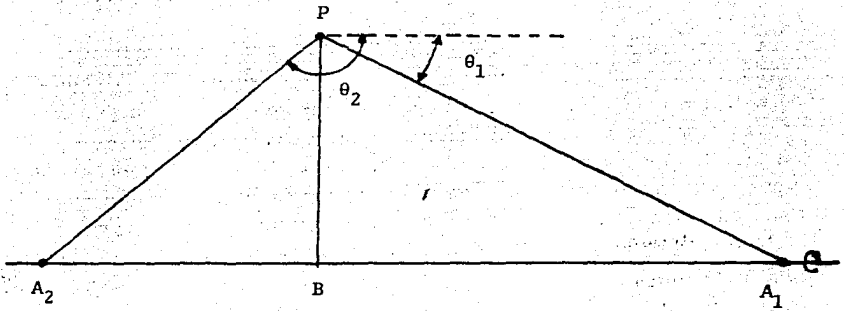


Fig. 5 .1.3. Velocidad inducida por torbellinos.

3.2) EXISTENCIA DEBIDO A LA CIRCULACION

Superposición de los flujos.

La superposición de flujos establece que un flujo (o movimiento de un fluido) complejo puede componerse por la superposición o adición de varios flujos sencillos.

Una velocidad viene determinada por su magnitud y su dirección, por lo cual podemos indicar la velocidad, en cada punto de un fluido, por medio de un vector.

Al efectuar la superposición de flujos sencillos, los vectores que definen las velocidades de los flujos componentes deberán sumarse vectorialmente para cada punto considerado, con lo cual podremos obtener el flujo compuesto resultante.

Sea un flujo rectilíneo y uniforme fig 5-2.1 a, con una velocidad V . En este caso, evidentemente la circulación resultante sería nula, ya que si consideramos una sección del cilindro, y en ella el diámetro que se encuentra en la dirección de la corriente, para cada punto de la circunferencia, por encima de dicho diámetro, existirá otro punto simétrico por debajo del mismo, siendo las velocidades tangenciales ($V_t = 2V \sin \theta$) iguales y de direcciones también simétricas con respecto al diámetro, y como las dos semicircunferencias también son iguales las dos circulaciones parciales se destruirán y la resultante de ambas será nula.

Sea el segundo un flujo circulatorio fig 5.2.1 b, con líneas de corriente circulares (torbellinos).

En este caso, existirá una circulación Γ , pero no habrá flujo rectilíneo.

La composición de los dos da como consecuencia que el flujo

resultante tenga una velocidad V y una circulación
FIG. 5.2.1 c,

Ahora bien, en la semicircunferencia superior de los dibujos fig. 5.2.1. los vectores de las velocidades correspondientes a los dos flujos componentes son de la misma dirección y se suman; en cambio, en la semicircunferencia inferior dichos vectores son de sentido contrario y al componerlos habrá que restarlos. Como consecuencia, las velocidades alrededor del semicírculo superior son considerablemente mayores que las que existen alrededor del semicilindro inferior.

Efecto Magnus.

Cuando alrededor de un cilindro de base circular se superponen dos flujos, uno rectilíneo y el otro circulatorio y se produce una sustentación. Supongamos que un cilindro está girando alrededor de su eje en el seno de una corriente uniforme de fluido de dirección perpendicular al eje del cilindro. El cilindro, por viscosidad, imprime movimientos de rotación al fluido que lo rodea, y las velocidades tangenciales desarrolladas, al componerse con la velocidad uniforme de la corriente, engendran una desimetría que produce una resultante general, la cual da lugar a su vez, a una sustentación y a un arrastre.

La realización práctica de esa sobreposición de flujos, además de producir un arrastre en lo que se diferencia de la superposición de flujos teóricos, tiene también otras consecuencias.

Si hacemos girar el cilindro a una velocidad periférica igual o superior a la mayor velocidad local del fluido en la periferia, el desprendimiento no se produce en la parte de la superficie del cilindro en la que el giro del cilindro y la corri-

ente del fluido son de sentido contrario, el desprendimiento se producirá antes que para el cilindro no giratorio.

Por otra parte, los efectos debidos a la viscosidad del fluido real, hacen que la resultante no sea absolutamente perpendicular a la dirección del fluido, sino que tenga cierta inclinación, lo cual da lugar a que tenga dos componentes: una perpendicular a la dirección del fluido (sustentación), y otra en la dirección de la corriente; o sea un (arrastre).

Otra consecuencia de la viscosidad consiste en que el punto único de velocidad nula en la superficie del cilindro no se obtiene para una velocidad doble de la del fluido en el infinito (como sucedía en los fluidos teóricos), sino que dicha velocidad periférica deberá ser, aproximadamente, cuatro veces la velocidad uniforme del fluido real sin perturbar.

Teorema de Jutta Zhukovski

Cuando un cilindro fijo de longitud infinita está colocado en cruz en un flujo de aire uniforme, el flujo de aire es simétrico y las líneas de corriente aparecen como la mostrada en la Fig. 3.2.11 a. Por esta simetría, para cada punto de la superficie del semicírculo superior hay un punto correspondiente sobre el semicírculo inferior el cual tiene una velocidad similar y consecuentemente una presión Fig. 3.2.11 b. En este caso no hay fuerza de sustentación sobre el cilindro.

Ahora, si hacemos girar este cilindro alrededor de su eje entonces provoca que el aire adyacente se le imprima un movimiento de rotación (efecto magnus), y su comportamiento de la corriente será como la mostrada en la Fig. 5.2.2 (flujo compuesto)

Porque sobre el semicírculo superior del cilindro el aire tie

resultante tenga una velocidad V y una circulación
FIG. 5.2.1 c,

Ahora bien, en la semicircunferencia superior de los dibujos fig. 5.2.1. los vectores de las velocidades correspondientes a los dos flujos componentes son de la misma dirección y se suman; en cambio, en la semicircunferencia inferior dichos vectores son de sentido contrario y al componerlos habrá que restarlos. Como consecuencia, las velocidades alrededor del semicírculo superior son considerablemente mayores que las que existen alrededor del semicilindro inferior.

Efecto Magnus.

Cuando alrededor de un cilindro de base circular se superponen dos flujos, uno rectilíneo y el otro circulatorio y se produce una sustentación. Supongamos que un cilindro está girando alrededor de su eje en el seno de una corriente uniforme de fluido de dirección perpendicular al eje del cilindro. El cilindro, por viscosidad, imprime movimientos de rotación al fluido que lo rodea, y las velocidades tangenciales desarrolladas, al componerse con la velocidad uniforme de la corriente, engendran una desimetría que produce una resultante general, la cual da lugar a su vez, a una sustentación y a un arrastre.

La realización práctica de esa superposición de flujos, además de producir un arrastre en lo que se diferencia de la superposición de flujos teóricos, tiene también otras consecuencias.

Si hacemos girar el cilindro a una velocidad periférica igual o superior a la mayor velocidad local del fluido en la periferia, el desprendimiento no se produce en la parte de la superficie del cilindro en la que el giro del cilindro y la corri-

ne una velocidad la cual es la suma de la velocidad debido a su flujo rectilíneo y la velocidad debido a un flujo circular, esta velocidad es mayor que la velocidad del semicírculo inferior, en donde la velocidad total es la velocidad del flujo menos la velocidad debido a la circulación.

Por causa de la gran velocidad sobre el semicírculo superior del cilindro, la presión sobre la superficie es menor que las que actúan sobre el semicírculo inferior.

En la sección 3.2 se mostró para un cilindro sin rotación la velocidad tangencial en cualquier punto sobre la superficie es:

$$V = 2U \text{ sen } \theta$$

Si el cilindro está girando o si el fluido tiene una circulación, hay una velocidad adicional tangencial de $\Gamma / 2\pi a$, de tal modo que la velocidad tangencial es

$$V = 2U \text{ sen } \theta + \frac{\Gamma}{2\pi a} \quad 5.2.1$$

Por la ley de Bernoulli; la presión sobre la superficie de este cilindro es:

$$P = P_0 + \frac{\rho U^2}{2} - \frac{\rho}{2} \left(2U \text{ sen } \theta + \frac{\Gamma}{2\pi a} \right)^2 \quad 5.2.2$$

Considerando un cilindro circular cuya longitud es la unidad, la fuerza actuando normal a el elemento de área, (ad θ) Fig. 5.2.3 (a) es:

$$dF = P a d\theta \quad 5.2.3$$

La componente vertical (sustentación de esta fuerza es:

$$F_L = -P a d\theta \operatorname{sen} \theta$$

La fuerza total vertical es obtenida integrando F_L

$$F_L = - \int_0^{2\pi} P a \operatorname{sen} \theta d\theta$$

Sustituyendo para la Ec.

5.2.2.

$$F_L = -a \int_0^{2\pi} \left[P_0 + \frac{\rho U^2}{2} - \frac{P}{2} (2U \operatorname{sen} \theta + \frac{\Gamma}{2\pi a})^2 \right] \operatorname{sen} \theta d\theta$$

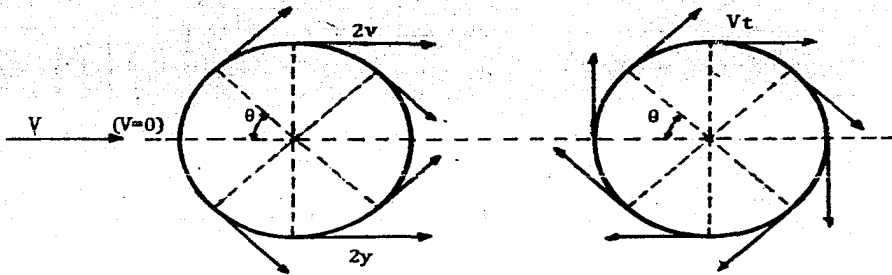
$$F_L = -a \int_0^{2\pi} \left[P_0 + \frac{\rho U^2}{2} - \frac{2U \Gamma \operatorname{sen} \theta}{\pi a} - \frac{\Gamma^2}{4\pi^2 a^2} \right] \operatorname{sen} \theta d\theta$$

Como son nulas todas las integrales definidas en las que figuran potencias impares de $\operatorname{sen} \theta$, la expresión se reduce a:

$$F_L = \frac{\rho U \Gamma}{\pi} \int_0^{2\pi} \operatorname{sen}^2 \theta d\theta$$

$$F_L = \frac{\rho U \Gamma}{\pi} \left[\frac{\theta}{2} - \operatorname{sen} \frac{2\theta}{4} \right]_0^{2\pi}$$

$$F_L = \rho U \Gamma \quad 5.2.4$$

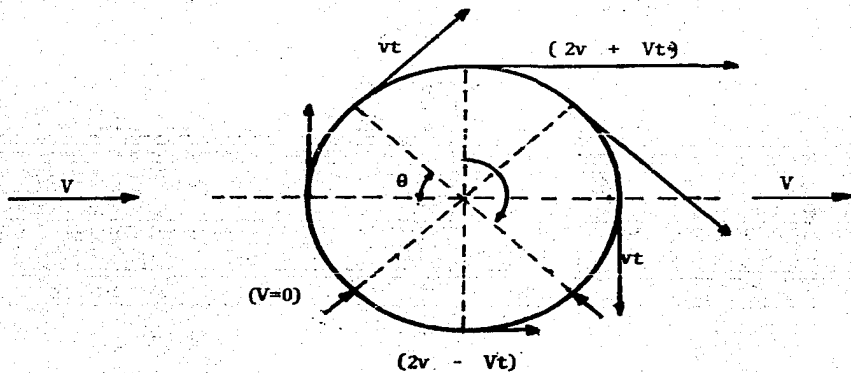


a) Flujo Rectilíneo

$$V > 0 \quad \Gamma = 0$$

b) Flujo circulatorio

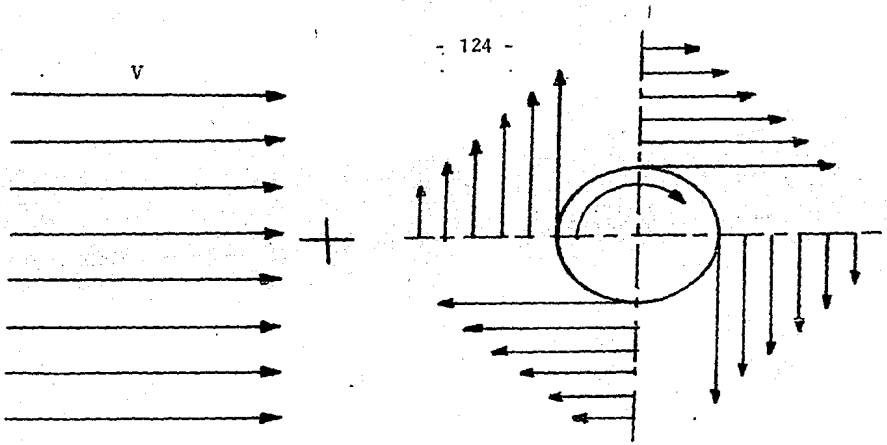
$$V = 0 \quad \Gamma > 0$$



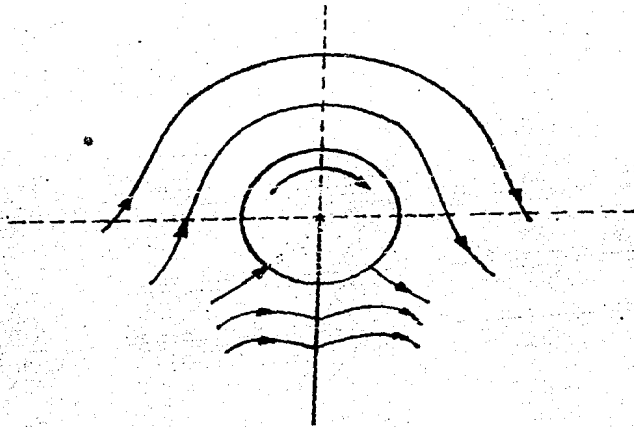
c) Flujo compuesto

$$V > 0 \quad \Gamma > 0$$

Fig.5.2.1 Superposición de flujos.



Un flujo rectilíneo más un circulatorio



nos da un flujo compuesto

Fig. 5.2.2. Flujo alrededor de un cilindro con circulación

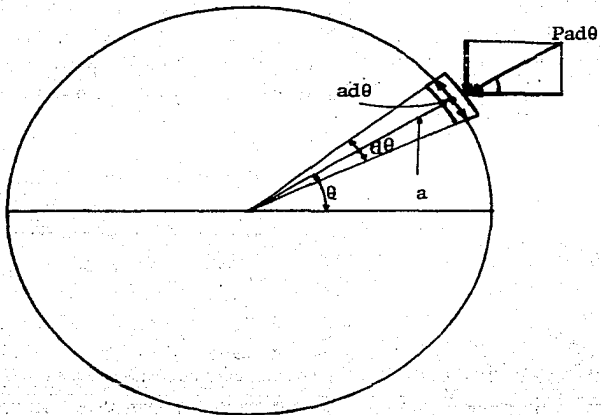


Fig. 5.2.3. Fuerza actuando normal al elemento de área.

Variación de la sustentación a través de la envergadura.

Recordemos que la sustentación se debe a una circulación de torbellino multiplicado por su densidad y velocidad, vemos que, en lo que concierne a la sustentación puede sustituirse el ala por un torbellino de circulación sin que la sustentación se altere. Para indicar que este torbellino no existe por si mismo dentro del fluido, sino que depende o está ligado a la existencia del ala, este torbellino se llama (torbellino ligado o vinculado).

Suponiendo que no existiera más que este torbellino y que el ala fuera de envergadura limitada, recordando, que un tubo-torbellino no puede acabar bruscamente y que su intensidad es constante, vemos que al llegar a las extremidades del ala, en donde la sustentación se anula, el torbellino no puede desaparecer, por lo que deberá prolongarse a los dos lados del ala (torbellinos de punta de ala), pero ya con existencia propia dentro del fluido. Para diferenciar los torbellinos de punta de ala de los ligados al ala, reciben el nombre de torbellinos libres fig. 5 :2.4 . Si recordamos que un tubo-torbellino afecta siempre a las mismas partículas del fluido, los torbellinos libres, conforme se desprenden del ala en sus extremos, toman su eje en la dirección del viento relativo, siguiendo las líneas de corriente de las partículas de fluido que tocan o márgenes del ala.

Como los torbellinos libres o también llamados marginales se separan poco de la dirección del movimiento relativo, para simplificar el problema, que las líneas de corriente seguidas por ellos eran las correspondientes al fluido sin perturbar, o sea, líneas rectas paralelas a la velocidad relativa, trazadas por los extremos del ala.

Este esquema simplificado se conoce como "torbellino de Herra

dura" Fig. 5.2.5 teóricamente, la intensidad de los dos torbellinos libres (los de punta de ala) serían la misma que la del torbellino ligado vinculado o central), y el sentido de su rotación sería: hacia afuera, en su parte interior; hacia arriba, en la parte exterior hacia adentro, en su parte superior, y hacia abajo en su parte interior.

Por otra parte, en el ala de envergadura limitada el aire comprimido por el intradós trata de escapar lateralmente, contorneando los costados o márgenes del ala para ocupar la zona de depresión que existe sobre el extradós, lo cual da lugar a la formación de otros dos torbellinos libres o marginales, que se sumarán a los de herradura, por ser del mismo sentido las circulaciones respectivas.

Ahora bien el aire, por delante del borde de ataque del ala, tiene una velocidad ascendente, debido al torbellino central o transversal del ala, si bien más o menos disminuida por el efecto de los torbellinos libres ya que la velocidad tangencial de éstos, entre los márgenes laterales del ala es descendente; en cambio, por detrás del borde de salida la velocidad tangencial descendente de los torbellinos marginales se suma a la velocidad, descendente también del torbellino central o transversal del ala. Como consecuencia, la velocidad por delante del ala es menor que por detrás, lo que producirá, mayor presión por delante y por lo tanto, un empuje hacia atrás; o sea: una resistencia el avance suplementaria que es la llamada resistencia inducida.

La velocidad descendente producida por los torbellinos libres se llama velocidad inducida o de deflexión, y generalmente se digna por w . En una ala de envergadura limitada la velocidad inducida será diferente para cada sección, dependiendo de la posición de ésta en la envergadura ya que la velocidad tangencial debida a cada torbellino, para un punto determinado,

es inversamente proporcional a la distancia de dicho punto al eje del torbellino. Por otra parte tenemos que el efecto de los torbellinos, ligados y libres, es crear una deflexión de la corriente hacia arriba delante del borde de ataque, y una deflexión hacia abajo detrás del borde de salida.

La magnitud de estas deflexiones verticales de la corriente - se indican en la Fig. 5.2.6.

La corriente libre de aire a cierta distancia, por delante -- del ala, no resulta afectada de ninguna componente vertical; sin embargo, detrás del ala, la corriente queda deflectada ha cia abajo con una componente $2w$ precisamente, esta deflexión de la corriente hacia abajo es lo que produce la sustentación; el cuerpo que imprime a la gran masa de aire que pasa a tra- vés de las alas una velocidad descendente, experimentará una fuerza hacia arriba, de valor

$$R = F = m \frac{dv}{dt} \quad 5.2.5$$

Donde

$R = F$ = fuerza hacia arriba
 m = masa de aire afectada por la deflexión que producen las alas.

$\frac{dv}{dt}$ = incremento de velocidad vertical por unidad de tiempo

En el centro aerodinámico del ala la componente vertical ha- cia abajo es w .

Esta deflexión vertical hacia abajo, en el centro aerodinámi- co da lugar a que el ángulo que forma la cuerda con la co- - rriente relativa de aire no coincida con el que forma con la corriente libre (dirección de vuelo), sino que sea menor: - - -

Aunque el verdadero viento relativo es horizontal para este caso si tenemos un observador situado en el ala, el viento relativo que recibe el perfil considerado tendrá una dirección VR, ignorando si el viento en el infinito tenía esa dirección o no; el viento relativo será el viento libre ó en dirección del vuelo.

La variación que sufre el ángulo de ataque, se denomina ángulo de ataque inducido (α_i).

Debido a ésto, cada sección del ala estará sometida a un ángulo de ataque (α_o) menor que el ángulo de ataque geométrico (α) dirección del vuelo con la cuerda.

Entonces tenemos que:

$$\alpha_o = \alpha - \alpha_i$$

5.2.6.

La fuerza resultante sobre el perfil será perpendicular a la dirección de la corriente relativa de aire; como hemos denominado sustentación a la fuerza perpendicular a la corriente libre de aire (dirección de vuelo) descomponiendo la fuerza sobre el perfil, como indica la fig. 5.2.5. observamos que la sustentación tiene un valor menor que la fuerza resultante sobre el perfil, y está girando respecto a ésta un ángulo y que la otra componente en la dirección de vuelo será una fuerza de resistencia al avance que se denomina resistencia inducida (F_{Di}).

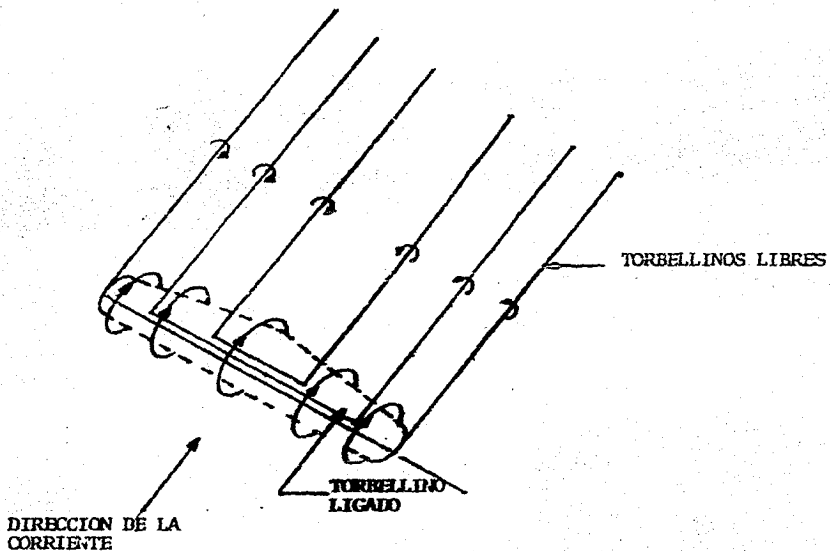


Fig. 5 .2.4. Creación de torbellinos en una ala

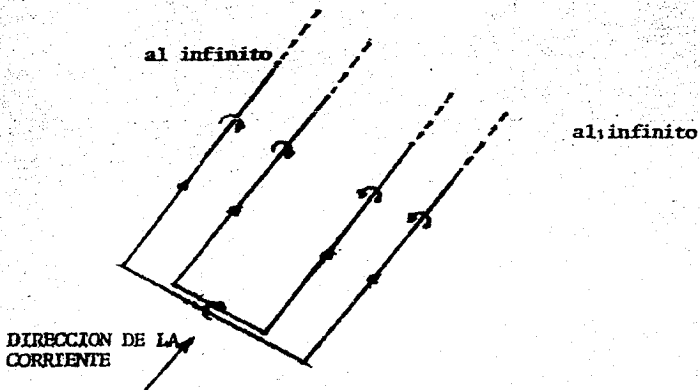


Fig. 5.2.5 Torbellinos de herradura

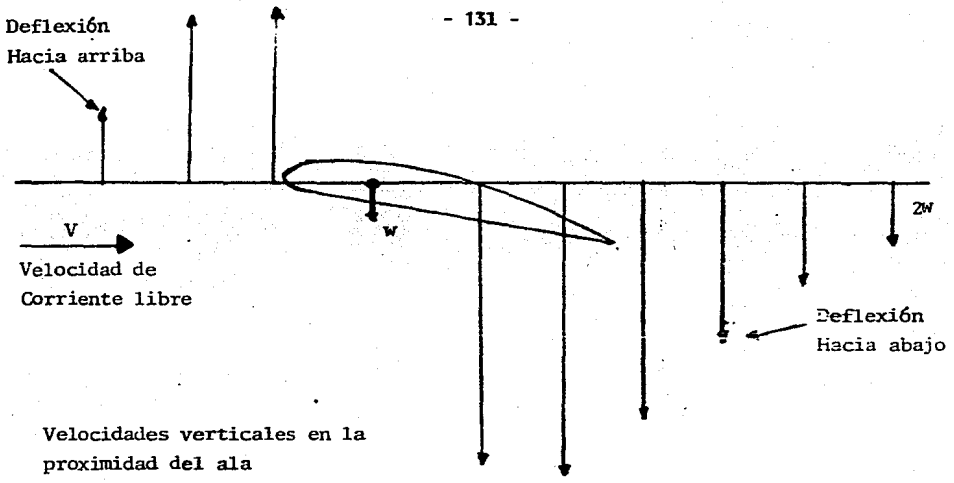


Fig. 5.2.6 Deflexiones en un ala

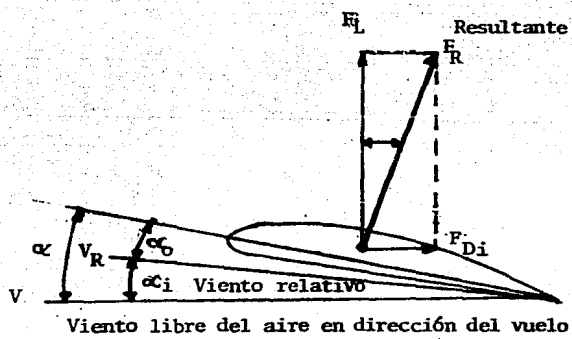


Fig. 5.2.7 Inducción del fluido debido a los torbellinos

5.3) VALOR DEL ANGULO DE ATAQUE INDUCIDO

Anteriormente, habíamos expresado en la ecuación 5.2.5 el valor de la sustentación:

$$F_L = \frac{m \, dv}{dt} \quad \text{ó} \quad F_L = \frac{m}{dt} \, dv = \dot{m} \, dv$$

Siendo

- m - la masa de aire deflectado hacia abajo
- \dot{m} - " " " " " " por segundo
- dv - El incremento de velocidad vertical (hacia abajo que es $2w$)

$$F_L = \dot{m} \, 2w \qquad 5.3.1$$

El ángulo de ataque inducido α_i , lo podemos obtener la fig. 5.3.1

Suponiendo que es pequeño, el valor de la tangente, coincide con el valor del ángulo en radiantes.

$$i = \frac{W}{V}, \text{ de ecuación} \qquad 5.3.1$$

$$W = \frac{F_L}{2\dot{m}}$$

Sustituyendo

$$i = \frac{F_L}{2\dot{m} V} \qquad 5.3.2$$

El valor de \dot{m} es

$$\dot{m} = \frac{(\text{Densidad}) (\text{volumen})}{\text{tiempo.}}$$

$$\dot{m} = \frac{(\text{densidad})(\text{área afectada})(\text{longitud})}{\text{tiempo}}$$

$$\dot{m} = (\text{densidad})(\text{área})(\text{velocidad})$$

$$\dot{m} = (\rho)(A')(V)$$

En donde

ρ = densidad del aire

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

V = velocidad de vuelo

Sustituyendo en la Ec. 5.3.2 tenemos

$$\alpha_i = \frac{F_L}{2\rho A' V^2} \quad 5.3.3$$

Se demuestra que esta sección transversal hipotética es equivalente a una área circular de diámetro igual a la envergadura (fig 5.3.2.) y

$$A' = \pi \left(\frac{b}{2}\right)^2 = \frac{\pi b^2}{4}$$

Sustituyendo la ec. 5.3.4

$$\alpha_i = \frac{F_L}{2\rho \frac{\pi b^2}{4} V^2} = \frac{\left(\frac{1}{2} \rho V^2\right)(A)(C_L)}{2\rho \frac{\pi b^2}{4} V^2}$$

$$\alpha_i = \frac{C_L}{\pi b^2}$$

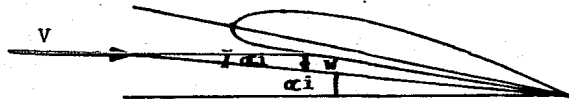


Fig. 5.3.1 Ángulo inducido

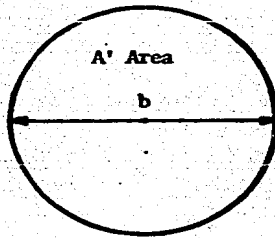


Fig. 5.3.2 Area hipotética

De la definición de alargamiento

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

queda

$$\alpha_i = \frac{C_L}{\pi A''}$$

Todo lo expuesto en el párrafo es solamente cierto para alas con distribución de sustentación elíptica, que tienen una forma en planta del tipo de la fig.5.3.3 , ya que son las únicas que producen una deflexión -- uniforme de la corriente.

En el caso práctico de alas con forma en planta rectangulares, este valor se modifica ligeramente por el factor de eficiencia (e) quedando como resultado final.

$$\alpha_i = \frac{C_L}{(\pi) (A'') (e)}$$

En la práctica el valor $e = 1$, no se llega a alcanzar ni con alas de distribución de sustentación elíptica.

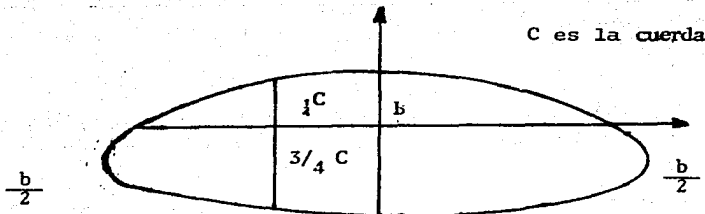


Fig. 5.3.3 Distribución de sustentación Elíptica

5.4) RESISTENCIA INDUCIDA

De la fig. 5.2.6 deducimos que:

$$C_{Di} = C_L \operatorname{sen} \alpha_i$$

Si α_i es pequeño

$$C_{Di} = C_L \alpha_i$$

$$C_{Di} = C_L \left(\frac{C_L}{\pi \cdot A'' \cdot e} \right)$$

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi \cdot A'' \cdot e}$$

5. 4. 1

Comprobamos que la resistencia inducida depende del coeficiente de sustentación, como habíamos indicado anteriormente observese que la influencia de la sustentación en C_{Di} varía - con una ley cuadrática por ejemplo pasar de un coeficiente de sustentación al de valor doble significa aumentar cuatro veces el valor de C_{Di} .

Esto significa que en todos aquellos casos en que C_L deba ser aumentado, por ejemplo: en vuelo horizontal si se vuela con un peso grande, o en un viraje, donde se necesita una sustentación mayor, nos vamos a encontrar con un aumento de la resistencia inducida..

Efectos de alargamiento sobre la resistencia inducida.

De la ecuación 5 .4.1, se deduce que cuanto mayor sea el valor del alargamiento A'' , menor será el valor de la resistencia inducida, siendo tanto más efectiva la reducción cuanto mayor sea el valor de C_L . Si un avión está proyectado para volar con

C_L pequeños, C_{Di} será pequeña sin necesidad de que el alargamiento sea grande; por otro lado, un valor grande de A' significa una gran envergadura, y por tanto, un aumento en el peso estructural.

Para varias alas diferentes, pero con el mismo valor del alargamiento, la que presentaría el mínimo valor de la resistencia inducida sería la que proporciona una distribución de sustentación elíptica.

En una ala de envergadura infinita, la masa de aire que pasa a través del ala sería infinita, y entonces al ser $FL = m \frac{dv}{dt}$, podría obtenerse una sustentación finita, siendo cero la deflexión hacia abajo de la corriente detrás del ala.

La potencia necesaria para originar la deflexión vertical de la corriente hacia abajo, es el significado de la resistencia inducida (potencia necesaria para vencer la resistencia inducida), a mayor sustentación, mayor deflexión y por tanto mayor resistencia inducida, pero en el ala de envergadura infinita (alargamiento infinito) por lo dicho anteriormente la deflexión de la corriente será cero y la resistencia inducida nula.

6) PRUEBAS

Las teorías que sirven de base, necesitan de datos prácticos obtenidos por la experimentación oportunamente en esta área se puede contar con un túnel de viento o aerodinámico para realizar demostraciones visuales y experimentos; con datos prácticos, obtenidos que se ajustan más a la realidad y son fundamentales en la Ingeniería.

6.1.- Banco de Pruebas

El Banco de pruebas está compuesto por dos unidades.

- I) Un túnel de viento de 300 mm de sección subsónico que nos permite hacer estudios tridimensionales.
- II) Una balanza de tres Componentes
Es un preciso instrumento que utiliza simples métodos mecánicos de medida de fuerzas.

DESCRIPCION

I) El túnel de viento subsónico es del tipo de circuito abierto está construido principalmente de aluminio y es sostenido por una armazón tubular de acero.

El aire entra al túnel a través de un efusor que está cubierto por una pantalla protectora.

La Sección de trabajo de perspectiva con una visibilidad completa de los diferentes modelos que son sostenidos desde uno de los respaldos o por medio de la Balanza de tres Componentes.

En esta Sección de Trabajo se tiene una toma de presión estática y unos orificios para colocar los tubos de Prandtl y Pitot los cuales tienen un desplazamiento transversal sobre la altura de la Sección de Trabajo.

Después de la Sección de Trabajo un difusor que finaliza en unas aspas fijas dirige aire a la unidad por medio de un ventilador de corriente axial (Sección de Movimiento) a una velocidad que está controlada por medio de una válvula de mariposa colocada en el ventilador de escape que descarga

por medio de un silenciador

DATOS DEL EQUIPO

Túnel de viento	4127 mm X 1100 mm X 1600 mm de altura
Sección de trabajo	400 mm X 300 mm
Velocidad máxima	40.6 m/s.
# de serie de Túnel de viento	TE.54/54 48
# de serie del Ventilador	42 8877/01F
Abastecimiento eléctrico del motor	220 Volts; 3 fases 60 Hz
Número de revoluciones	3450 rpm
Potencia eléctrica	6.6. KW
Tipo de Control que se utiliza	Brook Control Gear

En la figura 6.1.1 se ilustran más detalladamente

El túnel de viento es complementado por el siguiente equipo -
Fig. 6.1.2

- 6.1.2.1 Un tubo Pitot
Instrumento que sirve para medir la carga total
- 6.1.2.2. Un tubo de Prandtl
Instrumento que sirve para medir la carga total y es
tática.
- 6.1.2.3. Un manómetro de ocho columnas de agua
Es un dispositivo que mide la carga haciendo un equi-
librio en función de una columna de líquido en equili-
brio estable
- 6.1.2.4. Un perfil NACA 0012 con una longitud simétrica de --
152.4 mm y 23 tomas de presión por medio de las cua--
les se ve la distribución alrededor del perfil en ---
cualquier ángulo de incidencia.
- 6.1.2.5 Un cilindro de 63.5 mm de diámetro con tomas de pre--

si3n alrededor del mismo, rotando el cilindro se determina la variaci3n de la carga est1tica alrededor de la circunferencia del cilindro.

1) La balanza de tres componentes, ha sido desarrollada -- particularmente para usarla con la plataforma de 18 In -- (454.2 mm) 6 cualquier t3nel de viento de medida 6 configuraci3n conveniente. En nuestro caso se usa con la plataforma - 300 mm.

La balanza est1 ilustrada en la figura 6.1.3 mientras que en la Fig. 6.1.4 muestra m1s detalladamente las componentes.

Esto es para ver la medida de la secci3n de trabajo del t3nel de viento y los puntos apropiados para fijarse.

La balanza esta dise1ada para que el aire corra de derecha a izquierda, cuando el instrumento es visto de frente. La construcci3n est1 hecha principalmente de aluminio aliado y su armaz3n comprende una balanza de placa; la cual est1 asegurada a la Secci3n de trabajo del t3nel de viento por medio de tres tuercas de fijaci3n sobre de esta placa se encuentra montada una placa triangular, la cual est1 fija por tres tornillos - de soporte dispuestos en las esquinas de la placa: cada tornillo de soporte est1 fijo a la placa triangular y a la placa base por juntas esf3ricas universales esto es para restringir - el movimiento de la placa triangular o de fuerzas en un plano paralelo a la base mientras que se deja libre el movimiento - giratorio en el eje horizontal; y de esta manera se dan los tres grados de libertad.

Los modelos usados para la balanza deberan tener un di1metro de mango de 12.7 mm (0.5 in) y 3ste se insertar1 en el di1metro interno del soporte de modelos, que es asegurado por una cremallera.

El soporte de modelos está graduado, en la periferia y es libre de girar en la placa triangular; el ajuste se hace por un tornillo de incidencia.

La placa triangular es detenida en posición por dos tornillos del cimbrador y éstos deben de estar fijos y bien atorillados, cuando la balanza no está en uso ó cuando se cambien los modelos. La nivelación se puede lograr con un nivel de burbúja, el cual sirve para ajustar la placa triangular; ésto es para que se hagan las lecturas correctamente.

Las fuerzas que actúan en la placa triangular son balanceadas por tres ménsulas de deformación o resortes de ménsula y son: La ménsula de arrastre y las ménsulas de levantamiento o de sustentación. Las fuerzas son transmitidas de la placa a la ménsula de deformación por medio de delgadas cintas de Berilio Cúprico y filos de cuchillo; la cinta de arrastre, la cual está situada horizontalmente actúa sobre una línea a través del centro del soporte de modelos mientras que las otras dos cintas actúan verticalmente a través de los puntos dispuestos equidistantes del centro del soporte de modelos.

La ménsula de arrastre tiene un rango de 0 a 10 Nw (0 a 22 Lbf) y de 0 a 50 N (0 a 10 Lbs) respectivamente, está asegurada a la base de placa por un tornillo de control el cual está fuertemente fijado a una perilla ramurada; la cinta de arrastre transmite las fuerzas a la ménsula por medio de un filo de cuchillo de arrastre

El procedimiento para hacer una medida de fuerzas es:

Ajustar el micrómetro hasta que la escala giratoria esté en ceros y en seguida se toma la lectura registrada en el micrómetro; las deformaciones del coeficiente de arrastre es medida por un micrómetro, el cual hace contacto con un calibrador dial sensible, montado en el muelle de arrastre, el recorrido del calibrador es limitado por altos con el fin de evi

tar que se dañe: El micrómetro principal es de gran diámetro y se lee fácilmente estando provistos de una división que es de cada 0.1 mm (0.005 pulg.)

Las cintas de levantamiento o sustentación (la superior y la inferior transfieren fuerzas de una manera similar a cada final de la ménsula de levantamiento o sustentación la cual está asegurada en su centro por una ménsula de ajuste y las -- fuerzas son medidas por el micrómetro; la ménsula de ajuste puede ser movida por medio de una perilla y cambiar con ésto su posición angular.

Cuando se calibre la balanza habrá una pequeña fricción ---- (adhesión) en el mecanismo de la escala para superar ésto se suministra un pequeño vibrador, comprendiendo un motor de -- acoplamiento que requiere 12 volts de corriente directa, éste está montado en la base placa y controlado por un botón interruptor del vibrador.

No es necesario usar el vibrador cuando se usa la balanza para medidas de fuerzas sobre un modelo, como hay generalmente vibraciones suficientes para evitar que la escala no marque cero correctamente.

Experimentos

La balanza de Tres Componentes puede ser usada en conjunto -- con un Túnel de Viento conveniente para un amplio rango de -- trabajo experimental concerniente al paso del fluido que pasa a través de las alas de avión, cilindros y solidos de revolución

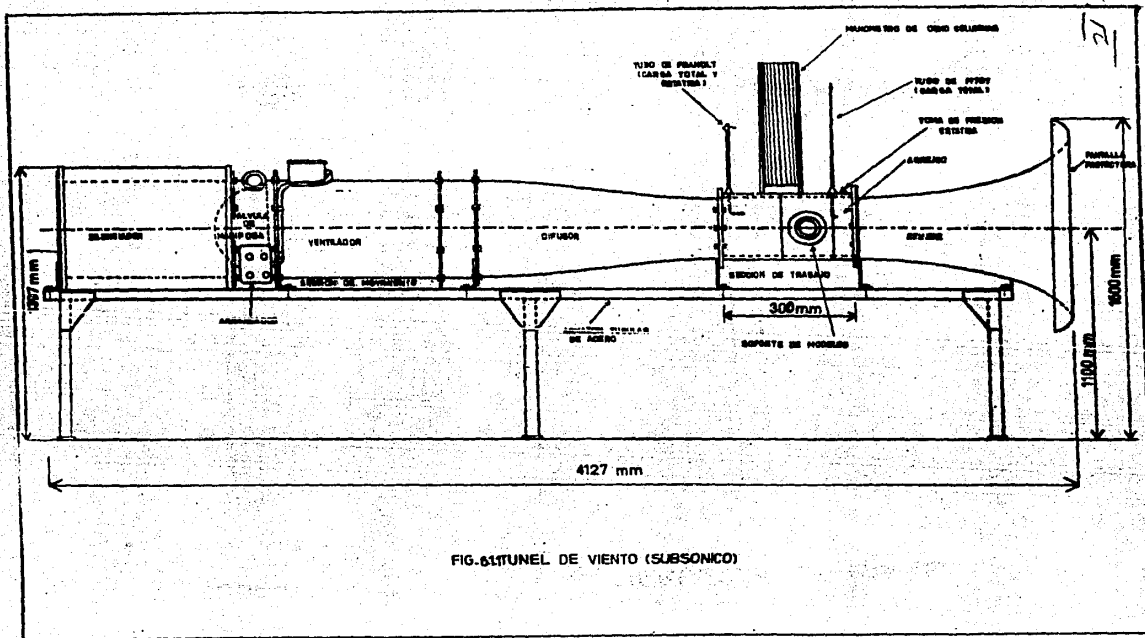


FIG. 6121 TUBO DE
PITOT

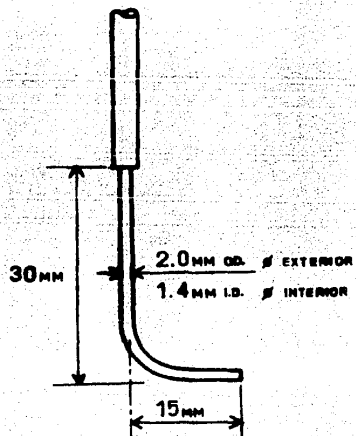
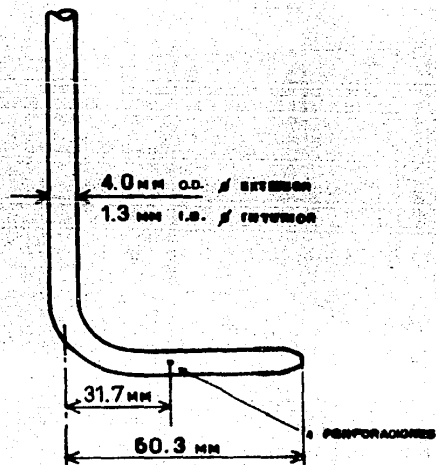
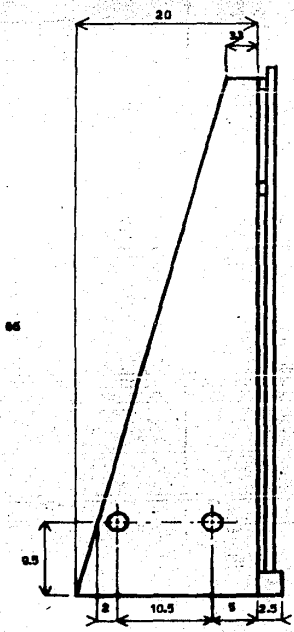


FIG. 6122 TUBO DE PRANDTL



EQUIPO DEL TUNEL DE VIENTO.



ACOTACION: CM

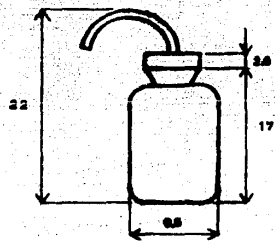


FIG. 6.1.23 MANOMETRO DE OCHO COLUMNAS DE AGUA (MULTIMANOMETRO)

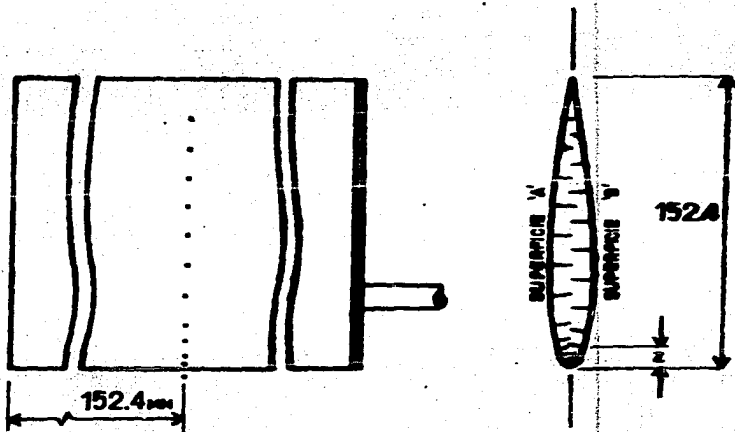


FIG. 612A MODELO DEL ALA
PERFIL NACA .0012

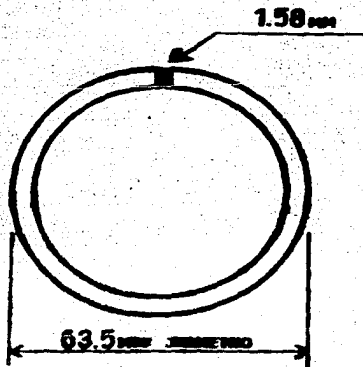


FIG. 612B CILINDRO

INSTITUTO TECNOLÓGICO DE AERONÁUTICA

FEUILLE A 6255-6000

BRASILEIRO DE AERONÁUTICA

1970

INSTITUTO TECNOLÓGICO DE AERONÁUTICA

1970

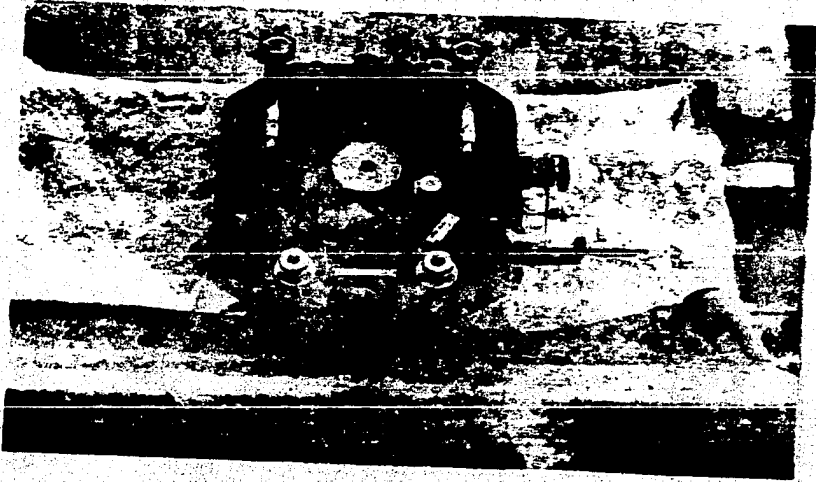


Fig. 6.I.3 Balanza de tres componentes

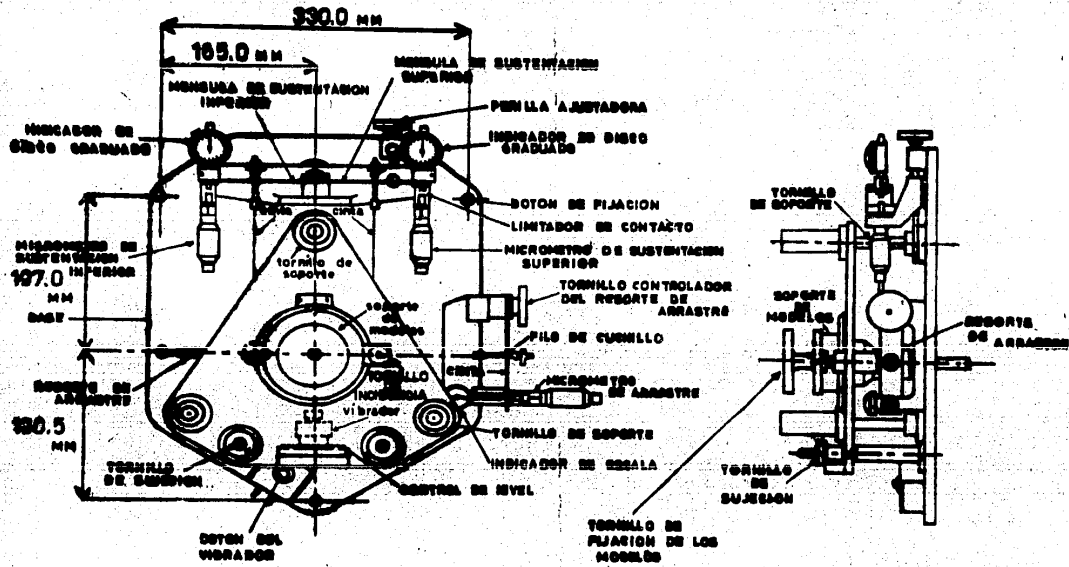


FIG. 24 BALANZA DE TRES COMPONENTES

6.2 CALIBRACION DEL BANCO DE PRUEBAS

Es necesaria la calibración del banco de pruebas ya que nos sirve para saber la energía neta perdida en el sistema.

La calibración se hará para:

I) Túnel de viento de 300 mm

Donde se obtendrá un factor de calibración (K)

II) Balanza de tres componentes

Se comprueba la calibración de las componentes del equipo.

(micrómetros, ménsulas de sustentación y ménsulas de arrastre).

I) La calibración del túnel de viento

Una precisa calibración del túnel (vacío constituye un conveniente experimento de introducción de ayuda a familiarizar con los conceptos de presión estática dinámica y presión total; y el desarrollo de la capa límite. En la Fig. 6.2.1 se muestra la sección de trabajo y sus elementos que lo componen.

El primer paso es comprobar la distribución de velocidades a lo largo de la altura total de la sección de trabajo en el plano 3 se está usando un tubo de Prandtl, para el plano 1 se usará un tubo de Pitot. Será conveniente que funcione el túnel a su máxima velocidad y tomar las lecturas sobre la altura total de la sección en funcionamiento, junto con varias lecturas cerca del límite positivo bajo, para dar algunas indicaciones de la distribución de la velocidad en la capa límite. De hecho el desplazamiento en el grosor, de la capa terminal es tan pequeña, como de 5 mm en el plano 3 y en el plano 1 es de 2mm; para ha-

cer una comparación sobre los diámetros del tubo de Pitot y Prandtl ver la Fig. 5.1.1 y 5.1.2

La velocidad (V) desarrollada por un gas de densidad (ρ) se expande libremente bajo la influencia de una diferencia de presión (P), cuando P es suficientemente pequeña como en el presente caso está dado por:

$$\frac{\rho V^2}{2} = P \dots\dots \text{Ec. 6.2.1}$$

Esta ecuación también expresa la relación entre la velocidad de un gas y la presión dinámica.

Las diferencias de presión en el túnel de viento son medidas en cm o mm. de agua

$$1 \text{ cm H}_2\text{O} = 98.1 \text{ N/m}^2$$

$$1 \text{ mm H}_2\text{O} = 9.81 \text{ N/m}^2$$

De la Ec. 1 se convierte en:

$$\frac{\rho V^2}{2} = 98.1 h \quad ; \quad \frac{\rho V^2}{2} = 9.81 h \dots\dots \text{Ec. 6.2.2}$$

En cm.

En mm.

Donde h es la presión dinámica

$$\text{En el plano 1, } h_{p_1} = (H_2 - H_1)$$

$$\text{En el plano 3, } h_{p_3} = (H_4 - H_3)$$

La densidad de el aire bajo la presión (P_A) y la temperatura (T_A) esta dada por la ecuación de los gases

$$\frac{P_A}{\rho} = RT_A \quad ; \quad \rho RT_A = P_A \dots\dots \text{Ec. 6.2.3}$$

Donde $R = 287 \text{ m}^2/\text{seg.}^2$; $\rho [\text{N/m}^2]$; $T_A [^\circ\text{K}]$

Combinando la Ec. 6.2.2,

$$V^2 = \sqrt{\frac{(98.1)(h)(2)}{P_A}}$$

$$V^2 = \sqrt{\frac{(98.1)(h)(2)}{\frac{P_A}{RT_A}}}$$

$$V = 237.3 \sqrt{\frac{hT_A}{P_A}}$$

Donde: h = cm

6.2.3. -

$$V^2 = \sqrt{\frac{(9.81)(h)(2)}{P_A}}$$

$$V^2 = \sqrt{\frac{(9.81)(h)(2)}{\frac{P_A}{RT_A}}}$$

$$V = 75.04 \sqrt{\frac{hT_A}{P_A}}$$

h = mm

En la Fig. 6.2.2 muestra una máxima distribución de velocidad En el plano 1 la velocidad es sensiblemente constante sobre todo a lo largo de la sección en movimiento con excepción de la capa límite la cual en este plano tiene un grosor de 2 mm; en el plano 3 el grosor de la capa límite es de 5 mm y en consecuencia, la velocidad sobre el resto de la sección en movimiento es más alta que la del plano 1 ya que la sección transversal de trabajo es constante el aumento de la capa límite sobre las paredes resulta necesario un incremento medio de la velocidad a todo lo largo de la sección de trabajo con una caída en la presión estática. Esta gráfica está hecha en base de la tabla de datos y resultados del programa 6.2.1 para apertura cuatro :

Una vez que se ha establecido que la distribución de la velocidad después del desprendimiento de la capa límite es uniforme, el próximo paso es obtener el factor de calibración (K) para la diferencial de presiones (R.P.D.) tal que el promedio de la presión dinámica ($\frac{1}{2} \rho V^2$) en la sección de trabajo es igual a (K X R.P.D.). En este túnel la diferencia de presión está tomada como la diferencia entre la presión atmosférica y la estática, para esta prueba el tubo de ----

Prandtl y el de Pitot deben de estar situados aproximadamente sobre el centro de la línea del túnel; las presiones son registradas por un número de espacios constantes de la diferencial de presiones cubriendo todo el alcance de velocidad del túnel.

CARGAS RELATIVAS A LA ATMOSFERA

H_1	estática en el plano	1
H_2	total en el plano	1
H_3	estática en el plano	3
H_4	total en el plano	3

Las presiones dinámicas son calculadas como sigue:

$$\begin{aligned} H_1 &= \text{R.P.D.} \\ (H_2 - H_1) &= \text{Presión dinámica en plano 1 } h_{p1} \\ (H_4 - H_3) &= \text{Presión dinámica en plano 3 } h_{p3} \end{aligned}$$

En la fig. 6.2.3, muestra las presiones dinámicas en el plano 1 y 3 están trazados en relación el R.P.D. (diferencial de presiones) y sus respectivos factores de calibración son mostrados en la misma figura.

Como se puede ver el coeficiente K nos sirve para saber como están variando las velocidades en los planos 1, 3 del túnel - de viento entonces tenemos:

$$\begin{aligned} K_{P1} &= H_2 - H_1 / H_1 \\ K_{P2} &= H_4 - H_3 / H_1 \end{aligned} \quad \begin{aligned} H_1 &\text{ Es la referencia a cual---} \\ &\text{quier otro plano o sea} \\ H_1 &= \text{RPD} \end{aligned}$$

Por lo que respecta a los cálculos para obtener estas gráficas; -- ver el programa de "calibración del túnel de viento" a diferentes aperturas 1 a 6 (ya que para apertura cero H_1, H_2, H_3, H_4 son igual a cero)

II) Calibración de la balanza de tres componentes.

La balanza ha sido exactamente calibrada con sus componentes

adecuados. La calibración puede ser sin embargo revisada en relación a los pesos muertos con el uso del brazo calibrado - apropiado. Este consiste en un diámetro de 12.7 mm de varilla la cual puede ser asegurada por el soporte de un rotor de distribución de carga desde el cual los pesos muertos pueden estar fijos y colocados al final de la varilla, cada una tiene una distancia 63.5 mm del centro de la línea de la varilla central ya que en conjunto son 3 varillas en forma de tridente la central, la derecha y la izquierda; la calibración de la balanza debe de hacerse montada al túnel.

Para calibrar las ménsulas de levantamiento o sustentación el brazo calibrador se coloca con su respectiva distribución de carga en el centro de la sección de trabajo y en las varillas se colocan las cargas que se localizaron horizontalmente.

Una suma total de pesos muertos sería 10 kg. las cargas son --añedidas en intervalos de 0.5 kg. y por cada carga que se suministre, el vibrador es operado y los micrómetros superior e inferior leídos, la gráfica de la carga aplicada contra las lecturas del micrómetro resulta ser una línea para ambas ménsulas de sustentación y el valor estimado de las ménsulas se calcula con la pendiente de la línea.

Para calibrar las ménsulas o resorte de arrastre se aplicará una distribución de cargas horizontales al final de la sección de trabajo por medio de adaptadores y poleas, los incrementos apropiados de carga son 0.1 kg. para el resorte más ligero y de 0.5 kg. para el resorte pesado. El micrómetro de ménsula o resorte de arrastre es leído para cada incremento de carga y los resultados son de la misma manera como la descrita para los resortes de sustentación.

Se verifica que los resortes o ménsulas de sustentación y de arrastre se encuentran adecuadamente calibrados y por lo consiguiente la balanza de tres componentes estará lista para hacer las respectivas mediciones.

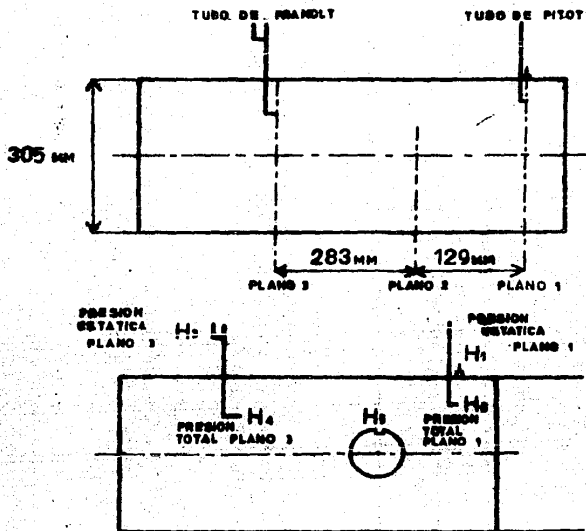


FIG.6.21 INSTRUMENTOS DE LA SECCION DE TRABAJO

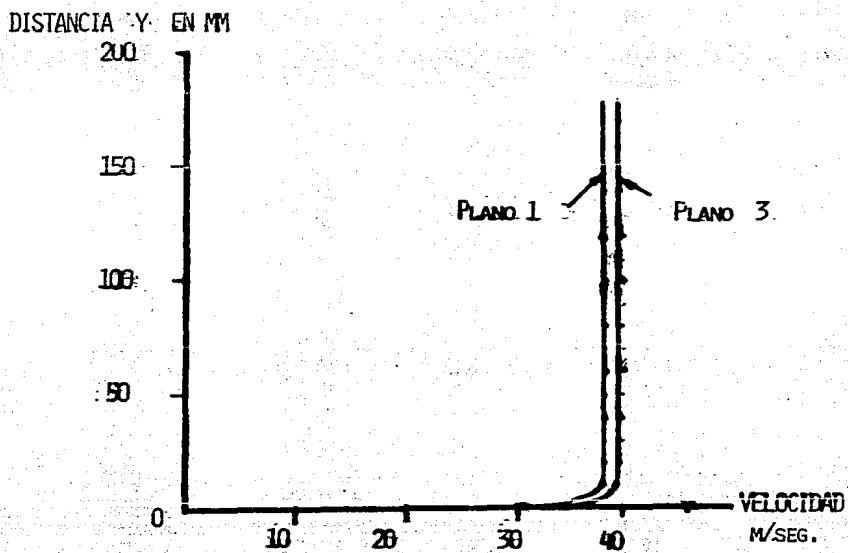


FIG. 6.2.2. DISTRIBUCION DE VELOCIDADES EN LA SECCION DE TRABAJO

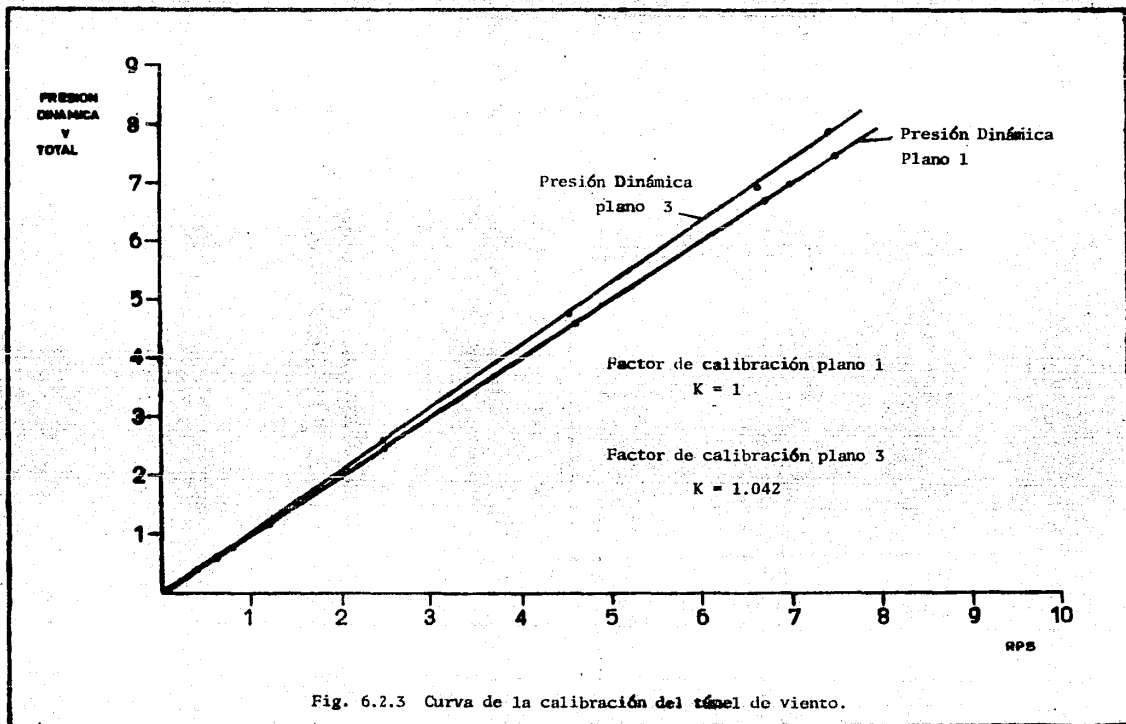


Fig. 6.2.3 Curva de la calibración del túnel de viento.

PROGRAMA DE CALIBRACION DEL
BANCO DE PRUEBAS

El siguiente programa está escrito en lenguaje basic y nos sirve para que, a través de una computadora, podamos hacer un trabajo repetitivo más rápido y seguro lo hemos dividido en seis partes las cuales son:

En la 1ra. parte del programa (instrucciones del 1 al 40) le asignamos el nombre del programa, indicación del nombre -- trabajo a realizar y a través de la instrucción input. las entradas para diferentes valores de variables.

La 2da. parte (instrucciones de la 45 a la 70) sirve para calcular diferentes variables a usar durante el programa.

La 3ra. parte (instrucciones de la 75 a la 155) nos lee el valor de los diferentes datos (inst. 135) y nos sirve como rutina de impresión de datos y resultados.

La 4ta. parte (instrucción de la 160 a la 245) nos da la rutina de impresión de resultados con el fin de poder seguir -- utilizándolos en posteriores cálculos.

La 5ta. parte (instrucciones de la 320, a la 395) es nuestra entrada de datos, dependiendo del número de datos será el valor del número de lecturas.

Num. de lecturas = Num de datos/4

Por último la 6ta. parte (instrucciones de la 1000 a la 1075) es el bloque de cálculos respectivos para todos los datos y de

los cuales obtenemos los diferentes valores que queríamos obtener en dicho programa.

Este programa fuente es representativo de los siguientes programas que aparecen en esta tesis ya que todos tienen la misma estructura pero cada uno de ellos para diferente necesidad.

Por comodidad, nada más se imprimieron las aperturas, 6,5,4 ya que en estas aperturas, se hicieron las correspondientes pruebas .

Los datos de las aperturas 3,2,1 sirvieron para construir la grafica 6.2.3

```
A REMARK "TABLA D"  
B PRINT "CALCULACION DEL TIEMPO DE VUELO PARA OPERACION CLASICA"  
10 INPUT "CUAL ES LA PRESION EN MM DE MERCURIO";P  
20 PRINT  
30 INPUT "CUAL ES LA TEMPERATURA EN GRADOS CELSIUS";T  
40 PRINT  
50 INPUT "CUAL ES EL NIVEL DE LECTURA";M  
60 PRINT  
70 LET Y=7.4722*IS  
80 LET P=6133.941  
90 LET C=79.5446368*(P/P0)  
100 LET F=INT((C/10)*.01)+10  
110 LET V=10  
120 PRINT TAB(0);"TABLA DE DATOS Y RESULTADOS"  
30 PRINT  
40 PRINT "LA PRESION EN MM DE MERC. ES DE";P  
50 PRINT  
60 PRINT "LA TEMP. EN GRADOS CELSIUS ES DE";T  
140 PRINT  
150 PRINT TAB(2);"V";TAB(4);"M";TAB(12);"W";TAB(14);"D";TAB(16);"H";TAB(18);"L";TAB(20);"N"  
160 PRINT TAB(2);"C";TAB(4);"T"  
110 PRINT  
120 FOR I=1 TO N  
130 LET V=10  
140 READ M1;M2;M3;M4  
150 GOTO 160  
160 PRINT TAB(1);V;TAB(7);M1;TAB(11);M2;TAB(15);M3;TAB(19);M4  
180 PRINT TAB(2);P;TAB(4);T;TAB(6);V  
170 PRINT  
180 PRINT "EL PROCEISO DE M1 ES DE";M1  
190 PRINT  
200 PRINT "EL PROCEISO DE M2 ES DE";M2  
210 PRINT  
220 PRINT "EL PROCEISO DE M3 ES DE";M3  
230 PRINT  
240 PRINT "EL PROCEISO DE M4 ES DE";M4  
250 PRINT  
260 PRINT "EL PROCEISO DE V1 ES DE";V1;TAB(7);"M1"  
270 PRINT  
280 PRINT "EL PROCEISO DE V2 ES DE";V2;TAB(7);"M2"  
290 PRINT  
300 PRINT "P1=44-M1=";P1-M1  
310 PRINT  
320 PRINT "P2=44-M2=";P1-M2  
330 PRINT  
340 PRINT TAB(7);"FIN DEL PROGRAMA"  
320 DATA -44.7;42;15;-44.4;-40;5  
330 DATA -44.7;42;15;-44.4;-40;5  
340 DATA -44.7;42;15;-44.4;-40;5  
350 DATA -44.7;42;15;-44.4;-40;5  
360 DATA -44.7;42;15;-44.4;-40;5  
370 DATA -44.7;42;15;-44.4;-40;5  
380 DATA -44.7;42;15;-44.4;-40;5  
390 DATA -44.7;42;15;-44.4;-40;5  
400 DATA -44.7;42;15;-44.4;-40;5  
410 DATA -44.7;42;15;-44.4;-40;5  
420 DATA -44.7;42;15;-44.4;-40;5  
430 DATA -44.7;42;15;-44.4;-40;5  
440 DATA -44.7;42;15;-44.4;-40;5  
450 DATA -44.7;42;15;-44.4;-40;5  
460 DATA -44.7;42;15;-44.4;-40;5  
470 DATA -44.7;42;15;-44.4;-40;5  
480 DATA -44.7;42;15;-44.4;-40;5  
1000 LET V1=C/(M1-M1)  
1000 LET V2=C/(M2-M2)  
1010 LET M=0+M1  
1020 LET M=0+M2  
1030 LET M=0+M3  
1040 LET M=0+M4  
1050 LET A1=M/J  
1060 LET A2=M/J  
1070 LET A3=M/J  
1080 LET A4=M/J  
1090 LET A=M/(M1+M2+M3+M4)  
1100 LET V=M/(M1+M2+M3+M4)  
1110 LET V=C/(M1+M2+M3+M4)  
1120 LET V=C/(M1+M2+M3+M4)  
1130 RETURN
```

READY.

Programa MARIAS 6.2.1. Que permite la salida
de los datos de cuando para operacion clasica.

READY.

- 160 -

CALIBRACION DEL TUNEL DE VIENTO PARA APERTURA CUATRO

TABLA DE DATOS Y RESULTADOS

LA PRESION EN MM DE MERC. ES DE 584.4

LA TEMP. EN GRADOS CELSIUS ES DE 20

Y	H1	H2	H3	H4	V1	V3
0	-46	7	-52	-15	33.8	28.2
10	-46	4	-50	-8	32.8	30.1
20	-46	1	-50	-4	31.8	31.5
30	-46	0	-50	-4	31.5	31.5
40	-46	0	-50	-4	31.5	31.5
50	-46	0	-52	-4	31.5	32.2
60	-46	0	-52	-4	31.5	32.2
70	-46	0	-52	-4	31.5	32.2
80	-46	0	-52	-4	31.5	32.2
90	-46	0	-52	-4	31.5	32.2
100	-46	0	-52	-4	31.5	32.2
110	-46	0	-52	-5	31.5	31.8
120	-46	0	-52	-5	31.5	31.8
130	-46	0	-52	-5	31.5	31.8
140	-46	0	-52	-5	31.5	31.8
150	-46	0	-52	-5	31.5	31.8
160	-46	0	-52	-5	31.5	31.8
170	-46	0	-52	-5	31.5	31.8
180	-46	0	-52	-5	31.5	31.8
190	-46	0	-52	-5	31.5	31.8
200	-46	0	-52	-5	31.5	31.8
210	-46	0	-52	-5	31.5	31.8
220	-46	0	-52	-5	31.5	31.8
230	-46	0	-52	-5	31.5	31.8
240	-46	0	-52	-5	31.5	31.8
250	-46	0	-52	-5	31.5	31.8
260	-46	0	-52	-5	31.5	31.8
270	-46	0	-52	-5	31.5	31.8
280	-46	0	-52	-5	31.5	31.8
290	-46	0	-52	-5	31.5	31.8

EL PROMEDIO DE H1 ES DE-46

EL PROMEDIO DE H2 ES DE .4

EL PROMEDIO DE H3 ES DE-51.7333333

EL PROMEDIO DE H4 ES DE-5.13333333

EL PROMEDIO DE V1 ES DE 31.6112546 M/S

EL PROMEDIO DE V3 ES DE 31.6742836 M/S

HP1=H2-H1= 46.4

HP3=H4-H3= 46.6

Tabla de datos y resultados para apertura 4 de esta tabla se tomaron los datos para el dibujo 6.2.2 y la obtención de un punto en la gráfica del dibujo 6.2.3.

FIN DEL PROGRAMA

CALIBRACION DEL TUNEL DE VIENTO PARA APERTURA CINCO

TABLA DE DATOS Y RESULTADOS

LA PRESION EN MM DE MERC. ES DE 584.4

LA TEMP. EN GRADOS CELSIUS ES DE 20

Y	H1	H2	H3	H4	V1	V3
0	-66	-22	-74	-32	30.8	30.1
10	-68	2	-74	-2	38.8	39.4
20	-68	1	-74	-1	38.6	39.7
30	-68	0	-74	-2	38.3	39.4
40	-68	0	-74	-2	38.3	39.4
50	-68	0	-74	-2	38.3	39.4
60	-68	0	-74	-2	38.3	39.4
70	-68	0	-74	-2	38.3	39.4
80	-68	0	-74	-2	38.3	39.4
90	-68	0	-74	-2	38.3	39.4
100	-68	0	-74	-2	38.3	39.4
110	-68	0	-74	-2	38.3	39.4
120	-68	0	-74	-2	38.3	39.4
130	-68	0	-74	-2	38.3	39.4
140	-68	0	-75	-5	38.3	38.8
150	-68	0	-75	-5	38.3	38.8
160	-68	0	-75	-5	38.3	38.8
170	-68	0	-75	-5	38.3	38.8
180	-68	0	-75	-5	38.3	38.8
190	-68	0	-75	-5	38.3	38.8
200	-68	0	-75	-5	38.3	38.8
210	-68	0	-75	-5	38.3	38.8
220	-68	0	-75	-5	38.3	38.8
230	-68	0	-75	-5	38.3	38.8
240	-68	0	-75	-5	38.3	38.8
250	-68	0	-75	-5	38.3	38.8
260	-68	0	-75	-5	38.3	38.8
270	-68	0	-75	-5	38.3	38.8
280	-68	0	-75	-5	38.3	38.8
290	-68	0	-75	-5	38.3	38.8

EL PROMEDIO DE H1 ES DE-67.93333334

EL PROMEDIO DE H2 ES DE-.633333333

EL PROMEDIO DE H3 ES DE-74.53333333

EL PROMEDIO DE H4 ES DE-4.566666667

EL PROMEDIO DE V1 ES DE 38.0508489 M/S

EL PROMEDIO DE V3 ES DE 38.7871846 M/S

HP1=H2-H1= 67.3

HP3=H4-H3= 69.9666667

Tabla de datos y resultados para apertura 5, con estos cálculos HP_1 y HP_2 obtendremos un punto para la gráfica 6.2.3

CALIBRACION DEL TUNEL DE VIENTO PARA APERTURA SEIS

TABLA DE DATOS Y RESULTADOS

LA PRESION EN MM DE MERC. ES DE 584.4

LA TEMP. EN GRADOS CELSIUS ES DE 20

Y	H1	H2	H3	H4	V1	V3
0	-76	3	-80	-34	41.3	31.5
10	-74	2	-82	-10	40.5	39.4
20	-74	1	-80	-2	40.2	41
30	-74	0	-80	-2	39.9	41
40	-74	0	-82	-2	39.9	41.5
50	-74	0	-82	-2	39.9	41.5
60	-74	0	-82	-2	39.9	41.5
70	-74	0	-84	-2	39.9	42
80	-74	0	-84	-2	39.9	42
90	-74	0	-84	-2	39.9	42
100	-74	0	-84	-2	39.9	42
110	-74	0	-85	-2	39.9	42.3
120	-74	0	-84	-2	39.9	42
130	-74	0	-84	-2	39.9	42
140	-74	0	-84	-2	39.9	42
150	-74	0	-84	-2	39.9	42
160	-74	0	-84	-2	39.9	42
170	-74	0	-84	-2	39.9	42
180	-74	0	-84	-2	39.9	42
190	-74	0	-84	-2	39.9	42
200	-74	0	-84	-2	39.9	42
210	-74	0	-84	-2	39.9	42
220	-74	0	-84	-2	39.9	42
230	-74	0	-84	-2	39.9	42
240	-74	0	-84	-2	39.9	42
250	-74	0	-84	-2	39.9	42
260	-74	0	-84	-2	39.9	42
270	-74	0	-84	-2	39.9	42
280	-74	0	-84	-2	39.9	42
290	-74	0	-84	-2	39.9	42

EL PROMEDIO DE H1 ES DE -74.0666667

EL PROMEDIO DE H2 ES DE .2

EL PROMEDIO DE H3 ES DE -83.3666667

EL PROMEDIO DE H4 ES DE -3.33333333

EL PROMEDIO DE V1 ES DE 39.9962672 M/S

EL PROMEDIO DE V3 ES DE 41.4758588 M/S

HP1=H2-H1= 74.2666667

HP3=H4-H3= 80.0333333

Tabla de datos y resultados para apertura 6 HP₁, HP₂ - son datos para obtener un punto en la gráfica del dibujo 6.2.3

6.3) OPERACION DEL BANCO DE PRUEBAS.

La operación del banco de pruebas es necesaria ya que el -- equipo es sumamente delicado y cualquier falla en su manejo y funcionamiento alteraría los experimentos a efectuar.

OPERACION PARA EL TUNEL DE VIENTO.

La velocidad del túnel es controlada por medio de una válvula de mariposa o de estrangulación y el motor puede ser encendido con la válvula en cualquier posición, todos los modelos -- vienen con su extensión (una varilla de diámetro de 12.6 mm.), la cual se ajusta al soporte de modelos por la parte trasera de la sección de trabajo, hay que tener cuidado de que no roce el modelo con las paredes.

El soporte de modelos está provisto de un transportador el -- cual se ajusta a la posición angular correcta; para lograr ésto coloque el transportador a cero, en el caso del cilindro que quede en su línea horizontal marcada en el modelo, hay que tener cuidado con la toma de presiones y ponerla al frente de -- la corriente

En el caso de la ala de avión se ajustará de manera que su lí -- nea de centro esté situada horizontalmente en la parte de --- atrás de la sección de trabajo y ahí se encuentra una ventana desmontable la cual es removida cuando el modelo del ala de -- avión está en uso y cerrada cuando el túnel está en funciona- -- miento.

Por otro lado el modelo de ala de avión tiene sus tomas de -- presiones, orificios de acero inoxidable que emergen del cuer- -- po del modelo, y son observadas simultáneamente, la presión to- -- tal y la estática en el manómetro de 8 columnas.

Las recomendaciones para el mantenimiento del túnel son las siguientes:

La limpieza en los platinos del arrancador para un buen contacto.

Una ocasional aplicación de alguna grasa de preferencia Shelbama a el rotor del ventilador y al mecanismo de la válvula de mariposa

Es particularmente importante el desalineamiento debido a ---irregularidades en la superficie del piso si esto sucede es ---necesario nivelar y calzar las patas del túnel de viento de ---otra manera se forzaría la sección de trabajo y se fracturaría su estructura.

Para la operación de la balanza de tres componentes se tomará en cuenta las lecturas de las ménsulas de sustentación y ----arrastre que pueden ser registradas adelantando el micrómetro hasta que las escalas giratorias estén en posición cero, esto se logra haciendo uso del vibrador.

Será conveniente registrar las posiciones del micrómetro usando 0.001 mm. como unidad de medida, note que un descenso en las lecturas del micrómetro de arrastre que tiende a recogerse hacia la izquierda corresponde una fuerza de arrastre positiva (entra al modelo) y un descenso en la lectura del micrómetro de levantamiento corresponde una fuerza de sustentación (sale modelo negativo)

La balanza utilizará muy poco mantenimiento sólomente debe --permanecer libre de polvo y en un lugar seco y limpio.

Quando no esté en uso deberá estar de preferencia dentro de su caja y aplicarle una ó dos gotas de aceite delgado (lubricante de reloj) a las juntas universales de los tornillos que soportan la placa triangular o de fuerzas y a los micrometros---

6.4) EXPERIMENTO MEDIANTE EL TEOREMA DE CANTIDAD DE MOVIMIENTO

- 1) Para un cilindro circular
- 2) Para una ala de avión N.A.C.A. 0012

Coefficiente de arrastres.

El teorema de cantidad de movimiento es una poderosa ayuda para la solución de problemas en el campo de la mecánica de fluidos. Una aplicación práctica en lo concerniente a las medidas de fuerzas del coeficiente de una ala de avión y de un cilindro haciendo uso de un túnel de viento de círculo abierto que se muestra anteriormente.

Los instrumentos de la sección de trabajo son de mucha utilidad para el cálculo del coeficiente de arrastre, ya que en dicha sección se efectuarán los experimentos de los respectivos modelos de la fig. 6.2.1 que ilustra la sección de trabajo y su respectiva instrumentación

Es un problema tener en la sección de trabajo varios tubos de pitot ya que estos provocan una obstrucción a el fluido. En nuestro caso tendremos a la entrada de fluido (derecha a izquierda) solamente un tubo de pitot al principio y al final un tubo de Prandtl de la sección de trabajo.

El tubo de Pitot si no es usado debería ser retirado a su posición más alta. La pared superior con sus tomas es utilizada para medir la presión estática en los planos transversales las líneas de corriente en estos planos no tienen una curvatura significativa, y la presión estática en cada plano es por consiguiente constantes, e iguales a la pared. Los dos tubos permiten medir el estancamiento de la presión en estos planos numerados 1,3, y de estas observaciones las correspondientes velocidades pueden ser calculadas. Se sugiere que, como un experimento preliminar hacer unas mediciones de presiones estáticas y dinámicas sin ningún modelo en la sección de trabajo y ver el comportamiento de la velocidad respecto a la capa límite y los valores de las velocidades constantes

Que no tengan estas perturbaciones.

La gráfica de velocidad VS. altura de los dos planos se encuentran en el inciso de calibración del túnel de viento.

Consideremos la aplicación del teorema para la medición de la resistencia al avance (arrastre) ejercida en un cuerpo colocado en la sección de trabajo de el túnel de viento. Eligiéremos un volumen de control fig. 6.4.1.1 con la parte posterior ligeramente menor, que la de la entrada para evitar que el fenómeno de desprendimiento de la capa límite afecte la medición. Antes de seguir adelante haremos unas consideraciones:

La longitud de la sección de trabajo normal al plano se tomará como un metro.

Las superficies superiores e inferiores son prácticamente paralelas a las líneas de corriente, siendo convergente debido al crecimiento de la capa límite. Por la ecuación de continuidad, si consideramos ρ constante tenemos que $Q_{AB} = Q_{CD}$ de donde tenemos que:

$$\int_{AB} V_1 dy = \int_{CD} V_3 dy$$

Como V_1 es constante a todo lo alto; tenemos que:

$$V_1 a'_1 = \sum V_3 dy$$

Para cálculos tenemos a:

$$a'_1 = \frac{\sum V_3 dy}{V_1}$$

$$Y \text{ como } \dot{p} = \dot{m} V \frac{\text{Kgm m}}{\text{s}^2}$$

$$H_1, H_2, H_3, H_4 \quad (\text{mm. c.a.})$$

$$y \quad (\text{m})$$

$$a'_1 \quad (\text{m})$$

Despreciando las fuerzas del cuerpo), las dos fuerzas ejercidas sobre la superficie de control son la fuerza de arrastre F_A y la fuerza de presión F_P .

Si suponemos que la presión estática varía linealmente a lo largo de la sección de trabajo, y sabiendo que $F_{P_{DA}}$ y $F_{P_{CB}}$ son de sentido contrario, se anulan mutuamente, quedando únicamente las fuerzas de presión sobre CD y AB, las cuales se calculan con las presiones estáticas H_1 y H_3 .

Por lo que tenemos:

$$F_{P_{AB}} = 9.81 \int_{AB} H_1 dA = 9.81 (H_1) a'_1$$

$$F_{P_{CD}} = 9.81 \int_{CD} H_3 dA = 9.81 \int_{CD} H_3 dy$$

$$F_{P_{CD}} = 9.81 \sum H_3 dy$$

donde

$$F_{P_{AB}}, F_{P_{CD}} \text{ en } (\text{N/m}^2)$$

$$H_1, H_3 \text{ en columnas de agua}$$

Por lo tanto la ecuación de cantidad de movimiento queda de la manera siguiente;

ya que:

$$\dot{P}_1 = \dot{m} V_1 \equiv 2(9.81)(H_2 - H_1) a_1' \dots\dots\dots 6.4.1.2$$

Y

$$\dot{P}_2 = \dot{m} V_2 = \int_{CD} V_2^2 \rho (V \cdot dA)$$

$$P_2 = - \int_{CD} P_2 V_2^2 dy$$

$$\dot{P}_2 = 2(9.81) \int (H_4 - H_3) dy \dots\dots\dots 6.4.1.3$$

\dot{P} (N/m)

$$F_B = F_{PAB} + F_{PCD}$$

$$F_D = - 2 (9.81) \int (H_4 - H_3) dy - 2 (9.81) \cdot a_1' (H_2 - H_1)$$

$$+ 9.81 H_2 a_1' - 9.81 \cdot H_3 \cdot dy$$

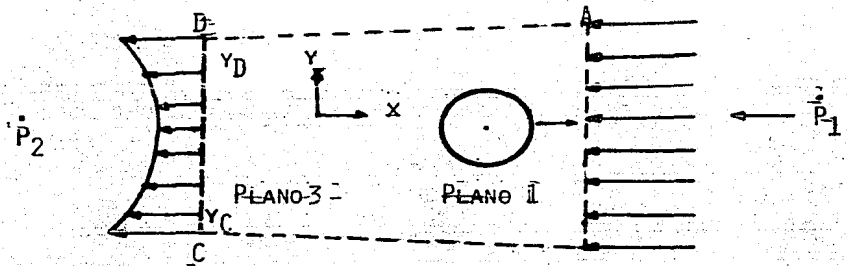
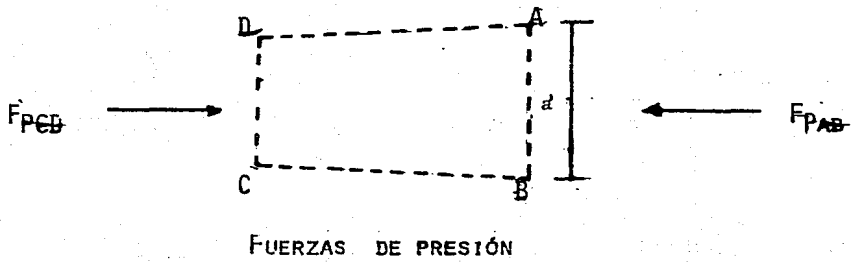


FIG. 6.4.1.1 VOLUMEN DE CONTROL

I) Para un cilindro

Para el programa 6.4.1.1 "Cálculo de coeficiente de arrastre por cantidad de movimiento para apertura cuatro tenemos:

$$\begin{aligned} H_2 - H_1 &= 42 \quad \text{mm H}_2\text{O} \\ H_4 - H_3 &= 1142 \quad \text{mm H}_2\text{O} \\ H_3 &= -1569 \quad \text{mm H}_2\text{O} \\ V_3 &= 778.9 \quad \text{m/s} \end{aligned}$$

$$a'_1 = V_3 dy = \frac{(778.9 \text{ m/seg.}) \left(\frac{10 \text{ m}}{1000} \right)}{30.1 \text{ m/seg.}}$$

$$\text{Donde } dy = \frac{10 \text{ m}}{1000} = \text{m}$$

$$a'_1 = 0.25 \text{ m}$$

$$\begin{aligned} F_D &= -[2(9.81 \text{ N/m}^2)(1142) \left(\frac{10 \text{ m}}{1000} \right)] \\ &\quad + [2(42) 9.81 \text{ N/m}^2 (0.25 \text{ m})] \\ &\quad + [9.81 \text{ N/m}^2] (-42 \text{ mm H}_2\text{O})(0.25) \\ &\quad - [(9.81 \text{ N/m}^2)(1569) \left(\frac{10 \text{ m}}{1000} \right)] \end{aligned}$$

$$F_D = 36.77 \text{ N/m}$$

Para el cálculo de coeficiente de arrastre.

$$C_D = \frac{F_D}{A \frac{1}{2} \rho V_1^2} \quad A = a \times L$$

$$C_D = \frac{F_D}{d(9.81)(H_2 - H_1)}$$

Donde

D = F _D	Fuerza de arrastre	N/m
A	area frontal	(m)
ρ	densidad	$\frac{N \text{ seg.}}{m^4}, \text{ kg/m}^3$
L	longitud (unitaria)	$\frac{m^4}{m^4}$
V ₁	velocidad plano 1	m/seg.
d	diámetro	m
H ₂ - H ₁	Presión dinámica plano 1	(h)
mm H ₂ O	$P = (h \gamma) = \frac{(1 \text{ mm H}_2\text{O})(1000 \text{ kg})(9.81 \text{ N/kg})}{0.001 \text{ m}^3}$	
	$P = (h \gamma)(9.81 \text{ N/kg})$	
T _A	Temperatura absoluta	° K
P _A	Presión absoluta	N/m ²

Para nuestros cálculos utilizaremos el coeficiente de arrastre siguiente:

$$C_D = \frac{F_D}{d(9.81)(H_2 - H_1)} = \frac{F_D}{d(9.81)(H_2 - H_1)}$$

$$C_D = \frac{36.77 \text{ N/m}}{(0.0635 \text{ m})(9.81 \text{ N/m}^2)} = 1.4 \quad (42)$$

Por lo tanto para el programa 6.4.1.1 tenemos

$$\begin{aligned}F_D &= D \\d &= 2R \\H_2 - H_1 &= HP_1\end{aligned}$$

Y para el cálculo del número de Reynolds tenemos:

$$\begin{aligned}Re &= \frac{V_1 d}{\nu} \\ \nu &= \frac{\mu}{\rho} \\ \rho &= \frac{P_A}{RT_A}\end{aligned}$$

donde

$$\begin{aligned}\rho & \text{ Densidad } \frac{\text{N seg.}^2}{\text{m}^4}, \quad \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \\ \nu & \text{ viscosidad cinemática } \text{m}^2/\text{seg.} \\ \mu & \text{ Coeficiente de viscosidad } \text{N seg.}/\text{m}^2 \text{ de tablas de-} \\ & \text{pendiendo de la temperatura.} \\ d & \text{ diámetro del cilindro} \\ \bar{R} & 287 \frac{\text{m}^2}{\text{Seg. } 2^\circ\text{K}}\end{aligned}$$

Entonces para el programa 6.4.1.1 lo traduciremos

$$\begin{aligned}\rho &= RO \\ \nu &= NU \\ \mu &= MU \\ d &= 2R \\ R &= R_1\end{aligned}$$

PROGRAMA 6.4.1.1

1) PARA UN CILINDRO DE
BASE CIRCULAR

Programa que calcula el coeficiente de arrastre por cantidad de movimiento para un cilindro de base circular para apertura cuatro.

En la primera hoja se encuentra el programa fuente y en la segunda se encuentra la tabla de datos y resultados donde el valor del coeficiente es de $C_D = 1.4057$ con un $R_e = 98923.57$

```

3 REN "TERENA"
5 PRINT "CALCULO DEL COEFICIENTE DE ARRASTRE EN:"
6 PRINT "UN CILINDRO CIRCULAR POR EL TERENA EN:"
7 PRINT "CANTIDAD DE MOVIMIENTO"
8 PRINT "PARA APERTURA (UATRO)"
10 PRINT
15 INPUT "CUAL ES LA PRESION EN MM DE MERCURIO":P
20 PRINT
25 INPUT "CUAL ES LA TEMPERATURA EN GRADOS CELSIUS":T
30 PRINT
35 INPUT "CUAL ES EL NIVARO DE LECTURA":N
40 PRINT
45 INPUT "CUAL ES EL RADIO DEL CILINDRO EN M":R
50 PRINT
55 LET M1=297
60 LET M2=285.15
65 LET M3=153.941
70 LET M4=100.01741
75 LET M5=.0001
80 LET M6=M2/R2
85 LET C=78.94668174/P4
90 DEF F(X)=INT(2555.53/10
95 LET Y=C3
100 LET Z=C4
105 PRINT TAB(10);"TABLA DE DATOS Y RESULTADOS"
110 PRINT
115 PRINT "LA PRESION EN MM DE MERCURIO ES:"P
120 PRINT
125 PRINT "LA TEMPERATURA EN GRADOS CELSIUS ES DE:"T
130 PRINT
135 PRINT "EL RADIO DEL CILINDRO ES DE:"R;"M"
140 PRINT
145 PRINT TAB(3);"Y";TAB(8);"M";TAB(12);"M";TAB(16);"MM";M";P
150 PRINT TAB(24);"M";TAB(30);"M";TAB(34);"M";M";
160 PRINT TAB(38);"M";M";TAB(42);"V"
165 PRINT
165 FOR J=1 TO N
170 LET Y=M10
175 READ M1,M2,M3,M4
180 GOBIB 1000
185 PRINT TAB(1);Y;TAB(7);M;TAB(11);M;TAB(15);M;M;
190 PRINT TAB(22);P;TAB(28);M;TAB(32);M;TAB(36);M;
195 PRINT TAB(39);M;TAB(43);P;TAB(47);
200 NEXT J
205 LET A1=1/P4*(10/1000);V1
210 LET P4=124689.814*(10/1000);P*(124689.814+11*19.83411A1)-19.814*(10/1000)
215 LET C2=P4/V1*(M1-M2)
220 LET W=C2/N
225 LET M7=(M2-M1)/W
230 PRINT "A1=";A1;" M."
235 PRINT
236 PRINT "VAL. DE ARRASTRE EN:"P;"MM"
237 PRINT
238 PRINT "COEFICIENTE DE ARRASTRE EN:"C2;"CM"
239 PRINT
240 PRINT "NIVARO EN:"M;
241 PRINT
242 PRINT "VELOCIDAD CINEMATICA EN:"M;M
243 PRINT
244 PRINT "LA BATERIA DE MM EN:"P;
245 PRINT
246 PRINT "M1 EN:"M;
247 PRINT
248 PRINT "LA BATERIA DE MM EN:"M;
249 PRINT
250 PRINT "LA BATERIA DE MM EN:"M;
251 PRINT
252 PRINT "VAL. DE RESULTADO EN:"C2
253 PRINT
254 PRINT
260 PRINT TAB(1);"VAL DE PRESION"
265 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
270 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
275 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
280 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
285 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
290 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
295 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
300 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
305 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
310 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
315 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
320 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
325 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
330 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
335 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
340 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
345 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
350 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
355 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
360 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
365 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
370 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
375 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
380 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
385 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
390 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
395 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
400 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
405 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
410 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
415 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
420 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
425 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
430 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
435 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
440 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
445 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
450 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
455 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
460 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
465 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
470 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
475 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
480 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
485 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
490 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
495 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
500 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
505 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
510 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
515 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
520 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
525 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
530 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
535 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
540 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
545 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
550 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
555 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
560 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
565 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
570 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
575 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
580 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
585 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
590 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
595 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
600 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
605 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
610 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
615 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
620 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
625 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
630 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
635 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
640 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
645 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
650 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
655 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
660 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
665 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
670 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
675 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
680 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
685 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
690 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
695 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
700 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
705 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
710 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
715 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
720 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
725 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
730 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
735 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
740 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
745 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
750 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
755 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
760 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
765 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
770 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
775 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
780 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
785 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
790 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
795 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
800 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
805 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
810 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
815 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
820 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
825 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
830 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
835 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
840 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
845 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
850 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
855 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
860 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
865 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
870 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
875 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
880 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
885 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
890 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
895 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
900 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
905 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
910 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
915 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
920 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
925 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
930 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
935 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
940 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
945 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
950 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
955 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
960 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
965 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
970 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
975 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
980 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
985 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
990 DATA -42.0,-38.0,-34.0,-30.0,-26.0
1000 LET V=C2*ARR(1000-M)
1005 LET V=C2*ARR(1000-M)
1010 LET M=M4-M3
1015 LET M=M4-M3
1020 LET E=E+M3
1025 LET E=E+M3
1030 LET E=E+M3
1035 LET E=E+M3
1040 LET M=M4-M3
1045 LET M=M4-M3
1050 LET M=M4-M3
1055 LET M=M4-M3
1060 LET M=M4-M3
1065 LET M=M4-M3
1070 LET M=M4-M3
1075 LET M=M4-M3
1080 LET M=M4-M3
1085 LET M=M4-M3
1090 LET M=M4-M3
1095 LET M=M4-M3
1100 RETURN

```

READY.

PROGRAMA BASIC 6.6.1.1
 Que calcula el coeficiente de arrastre en un cilindro por el terrena de cantidad de movimiento para la apertura dada.

ALCULO DEL COEFICIENTE DE ARRASTRE EN UN CILINDRO CIRCULAR POR EL TEOREMA DE -
 ANTIDAD DE MOVIMIENTO PARA APERTURA CUATRO

TABLA DE DATOS Y RESULTADOS

1 PRESION EN MM DE MERCURIO ES 584.8

2 TEMPERATURA EN GRADOS CELSIUS ES DE 19

3 RÁDIO DEL CILINDRO ES DE .03175 M

	H4	H3	H4-H3	V3	H2	H1	H2-H1	V1
40	0	-56	56	34.7	0	-42	42	30
50	-2	-56	54	34	0	-42	42	30
60	-4	-58	54	34	0	-42	42	30
70	-6	-60	54	34	0	-42	42	30
80	-14	-62	48	32.1	0	-42	42	30
90	-18	-62	44	30.7	0	-42	42	30
00	-20	-64	44	30.7	0	-42	42	30
10	-24	-64	40	29.3	0	-42	42	30
20	-28	-65	37	28.2	0	-42	42	30
30	-32	-65	33	26.6	0	-42	42	30
40	-34	-68	34	27	0	-42	42	30
50	-36	-68	32	26.2	0	-42	42	30
60	-40	-70	30	25.4	0	-42	42	30
70	-32	-68	36	27.8	0	-42	42	30
80	-28	-68	40	29.3	0	-42	42	30
90	-26	-68	42	30	0	-42	42	30
00	-22	-65	43	30.4	0	-42	42	30
10	-20	-65	45	31.1	0	-42	42	30
20	-16	-64	48	32.1	0	-42	42	30
30	-12	-62	50	32.8	0	-42	42	30
40	-6	-68	62	36.5	0	-42	42	30
50	-4	-56	52	33.4	0	-42	42	30
60	-2	-56	54	34	0	-42	42	30
70	-1	-56	55	34.3	0	-42	42	30
80	0	-55	55	34.3	0	-42	42	30

4 .259502009 M.

5 DE ARRASTRE D= 36.7785179 N/M

6 EFICIENTE DE ARRASTRE CD= 1.40573093

7 ISIDAD RO= .934185482

8 COCIDAD CINEMATICA NU= 1.9268122ZE-05

9 SUMATORIA DE H3=-1569

0 H1= 42

1 SUMATORIA DE H4-H3= 1142

2 SUMATORIA DE V3= 778.943916

3 DE REYNOLDS RE= 98923.5739

Tabla de datos y resul-
 tados del programa ---
 fuente 6.4.1.1

El Reynolds es obtenido a una apertura 4 y a un ángulo de 10° y es válido tanto para el cilindro como el ala de avión ya que las condiciones son las mismas.

$$Re = \frac{(30.1 \text{ m/seg.})(0.632 \text{ m})}{1.918 \times 10^{-5} \text{ m}^2/\text{seg.}}$$

$$Re = 9.8 \times 10^4$$

2) Las fórmulas y cálculos para encontrar el coeficiente de arrastre en un cilindro serán similares para encontrar el coeficiente de arrastre en una ala de avión N.A.C.A. 0012

$$a'_1 = \frac{\sum V_3 dy}{V_1} = \frac{(743.17) \left(\frac{4}{38.4} \right)}{1000} = 0.07 \text{ m}$$

$$\begin{aligned} F_D &= -[2(9.81 \text{ N/m}^2)(1527) \left(\frac{4}{1000} \right)] \\ &+ [2(67) 9.81 \text{ N/m}^2 (0.07 \text{ m})] \\ &+ [9.81 \text{ N/m}^2 (-67) (0.07 \text{ m})] \\ &- [9.81 \text{ N/m}^2 (1478) \left(\frac{4}{1000} \right)] \end{aligned}$$

$$F_D = 4.83 \text{ N/m}$$

$$C_D = \frac{F_D}{C(9.81 \text{ N/m}^2)(H_2 - H_1)} = \frac{4.83 \text{ N/m}}{(0.152)(9.81)(67)} = 0.04$$

Donde C es la cuerda para el caso de una ala de avión.

En el programa 6.4.2.1 se ilustran los cálculos y resultados del coeficiente de arrastre en una ala de avión N.A.C.A. 0012.

PROGRAMA 6.4.2.1

2) PARA UN ALA DE AVION TIPO
NACA 0012

Programa que calcula el coeficiente de arrastre por cantidad de movimiento en un ala de avión tipo NACA 0012 para apertura cinco.

Los resultados se encuentran en la tabla de datos y resultados donde el valor del coeficiente de arrastre es $C_D = 0.048$ y el número de Reynolds es 290206.499.

```

1 4 M"BRAD"
5 PRINT "CALCULO DEL COEFICIENTE DE ARRASTRE EN:"
7 PRINT "1- EN LA DE AUMENTO DEL N.º DE VUELTA"
7 PRINT "2- EN LA TEMPERATURA DE LANTIDAD DE MOVIMIENTO"
11 PRINT "3- EN LA APERTURA INICIAL CON UN ANGULO DE ARRABE A 110°"
12 PRINT
13 INPUT "CUAL ES LA PRESION EN PSI DE MERCURIO?" P
20 PRINT
25 INPUT "CUAL ES LA TEMPERATURA EN GRADOS CELSIUS?" T
30 PRINT
35 INPUT "CUAL ES EL NUMERO DE LECTURAS?" N
40 PRINT
45 INPUT "CUAL ES LA CUERDA DEL ALA EN M" D
50 PRINT
55 LET R1=287
60 LET T=273.15
65 LET P=133.941
75 LET R=P/(R1*T)
80 LET N=N/N
85 LET D=D*8.848*(T/P)
90 DEF F(R1)=INT(2*10*.3)/10
95 LET V=P*
100 LET J=0
105 PRINT TAB(10); "TABLA DE DATOS Y RESULTADOS"
110 PRINT
115 PRINT "LA PRESION EN PSI DE MERCURIO ES:" P
120 PRINT
125 PRINT "LA TEMPERATURA EN GRADOS CELSIUS ES DE:" T
130 PRINT
135 PRINT "LA CUERDA DEL ALA ES DE:" D "M"
140 PRINT
145 PRINT TAB(3); "V"; TAB(8); "M"; TAB(12); "M"; TAB(16); "M-M";
150 PRINT TAB(24); "M"; TAB(30); "M"; TAB(36); "M";
155 PRINT TAB(39); "M"; TAB(45); "V"
160 PRINT
165 FOR J=1 TO N
170 LET V=V+D
175 READ M1, M2, M3, M4
180 GOSUB 1000
185 PRINT TAB(11); V; TAB(7); M1; TAB(11); M2; TAB(17); M3;
190 PRINT TAB(22); M4; TAB(29); M1; TAB(33); M2;
195 PRINT TAB(39); M3; TAB(43); M4;
200 NEXT J
205 LET S1=(V*(1000))/V1
210 LET P2=(2*W*V*.81*(1000))*(.2*W*V*.81*(1000))-(.81*W*(1000))
215 LET CD=P2/(V1*M*W)
220 LET VP=V*CD
225 LET VE=(V*V)/M
230 PRINT
235 PRINT "FA. DE ARRASTRE B=";FD;" N/M"
240 PRINT
245 PRINT "COEFICIENTE DE ARRASTRE CD=";CD
250 PRINT
255 PRINT "DIMENSION NO=";NO
260 PRINT
265 PRINT "VELOCIDAD CINEMATICA M=";M1
270 PRINT
275 PRINT "LA SUMATORIA DE M=";E
280 PRINT
285 PRINT "M=";M2
290 PRINT
295 PRINT "LA SUMATORIA DE M-M=";M3
300 PRINT
305 PRINT "LA SUMATORIA DE V=";V3
310 PRINT
315 PRINT "NUM. DE REVOLUCIONES=";R
320 PRINT
325 PRINT TAB(15); "FIN DE PROGRAMA"
330 DATA -67.0,-78.0,-67.0,-78.0
340 DATA -67.0,-78.0,-67.0,-78.0
350 DATA -67.0,-78.0,-67.0,-78.0
360 DATA -67.0,-78.0,-67.0,-78.0
370 DATA -67.0,-78.0,-67.0,-78.0
380 DATA -67.0,-78.0,-67.0,-78.0
390 DATA -67.0,-78.0,-67.0,-78.0
400 DATA -67.0,-78.0,-67.0,-78.0
410 DATA -67.0,-78.0,-67.0,-78.0
420 DATA -67.0,-78.0,-67.0,-78.0
430 END
1000 LET V1=C*80*(M2-M1)
1005 LET V3=C*80*(M4-M3)
1010 LET M=M4-M3
1015 LET M2=M2-M1
1020 LET E=E+M3
1025 LET M=M+M4
1030 LET V3=V3+V1
1035 LET V3=V3+V1
1040 LET V3=V3+V1
1045 LET V3=V3+V1
1050 LET V3=V3+V1
1055 RETURN

```

PROGRAMA BASIC 6.4.2.1

Que calcula el coeficiente de arrastre para un ala de avión por el teorema de cantidad de movimiento.

ICMAY.

CALCULO DEL COEFICIENTE DE ARRASTRE EN UNA ALA DE AVION TIPO N.A.C.A. 0012 POR -
EL TEOREMA DE CANTIDAD DE MOVIMIENTO PARA APERTURA CINCO CON UN ANGULO DE ATAQUE
A 10 G.

TABLA DE DATOS Y RESULTADOS

LA PRESION EN MM DE MERCURIO ES 584

LA TEMPERATURA EN GRADOS CELSIUS ES DE 25

LA CUERDA DEL ALA ES DE .152 M

Y	H4	H3	H4-H3	V3	H2	H1	H2-H1	V1
100	0	-78	78	41.4	0	-67	67	38.3
104	-1	-78	77	41.1	0	-67	67	38.3
108	-2	-78	76	40.8	0	-67	67	38.3
112	-6	-78	72	39.7	0	-67	67	38.3
116	-5	-78	73	40	0	-67	67	38.3
120	-5	-78	73	40	0	-67	67	38.3
124	-10	-78	68	38.6	0	-67	67	38.3
128	-12	-78	66	38	0	-67	67	38.3
132	-13	-78	65	37.7	0	-67	67	38.3
136	-14	-78	64	37.5	0	-67	67	38.3
140	-14	-78	64	37.5	0	-67	67	38.3
144	-9	-78	69	38.9	0	-67	67	38.3
148	-6	-76	70	39.2	0	-67	67	38.3
152	-6	-76	70	39.2	0	-67	67	38.3
156	-8	-78	70	39.2	0	-67	67	38.3
160	-10	-78	68	38.6	0	-67	67	38.3
164	-10	-78	68	38.6	0	-67	67	38.3
168	-10	-78	68	38.6	0	-67	67	38.3
172	-10	-78	68	38.6	0	-67	67	38.3

A1= .0775637134 M.

FZA. DE ARRASTRE FD= 4.83406191 N/M

COEFICIENTE DE ARRASTRE CD= .0483865669

DENSIDAD RO= .914133603

VISCOCIDAD CINEMATICA NU= 2.00736522E-05

LA SUMATORIA DE H3=-1478

H2-H1= 67

LA SUMATORIA DE H4-H3= 1327

LA SUMATORIA DE V3= 743.170637

NUM. DE REYNOLDS RE= 290206.499

FIN DE PROGRAMA

Tabla de datos y resultados
del programa 6.4.2.1

6.5.) EXPERIMENTO: De la distribución de presiones alrededor de una superficie.

- 1) Un cilindro de base circular
(coeficiente de arrastre)
- 2) Una ala de avión
(coeficiente de sustentación)

1) Arrastre en un cilindro

Conectando el cilindro a una rama del manómetro y rotando el cilindro en varias posiciones angulares es posible determinar la variación en la presión estática alrededor de la circunferencia del cilindro en la fig. 6.5.1.1 muestra una distribución de presiones, - indicando una máxima presión positiva en el centro de la corriente de arriba, una presión negativa cerca del punto de 70° de ángulo, - es común expresar la fuerza ejercida por una corriente de aire sobre el cuerpo en términos de el coeficiente de arrastre

$$C_D = \frac{\text{Fuerza}}{\text{área frontal} \times \frac{1}{2} \rho V^2}$$

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2} \rho V^2} = \frac{P_D}{\frac{1}{2} \rho V^2}$$

F_D = fuerza de arrastre

ρ = densidad

P = presión

d = diámetro

L = longitud

A = área frontal

V = velocidad

Será aparente que el coeficiente de arrastre represente el radio de la fuerza ejercida sobre el cuerpo a el producto de la presión dinámica y el área frontal del cuerpo.

H_0 es la carga estática indicada cuando el cilindro ha sido girado desde la posición en la cual el punto derivado ha sido cambiado de posición. Entonces tenemos la siguiente relación

$$C_D = \frac{H_0 \cos \theta}{\frac{1}{2} \rho V^2}$$

$\theta = 0-360^\circ$

$\rho = \text{densidad} \frac{\text{N} \cdot \text{s}^2}{\text{m}^4}$

$V = \text{velocidad m/seg.}$

Calculos:

De el programa 6.5.1.1 sobre la distribución de presiones en un cilindro tenemos los siguientes datos.

Para el ángulo de 60°

$$T_A = 190^\circ\text{C} + 273 = 292^\circ\text{K} \quad \text{y} \quad P_A = 133.94(584.4) = 7.79 \times 10^4 \text{ N/m}^2$$

$$H_0 \cos \theta = -100 \cos 60^\circ = 50 \text{ mm H}_2\text{O}$$

$$V = 75.04 \sqrt{\frac{h T_A}{-P_A}} \quad h = h_2 - h_1$$

$$h = 0 - (-42) = 42$$

$$V = 75.04 \sqrt{\frac{(42)(292^\circ\text{K})}{7.79 \times 10^4}} = 29.7774 \text{ m/seg.}$$

$$P = \frac{P_A}{R T_A} = \frac{7.79 \cdot 10^{-4} \text{ N/m}^2}{(287 \frac{\text{Nm}}{\text{kg} \cdot ^\circ\text{K}})(292^\circ\text{K})} = 0.929 \frac{\text{N} \cdot \text{s}}{\text{m}^4}$$

$$\frac{H_0 \cos \theta}{\frac{1}{2} \rho V^2} = \frac{(50 \text{ mm H}_2\text{O})}{412.75 \text{ N/m}^2} = -0.1$$

Y así continuamos hasta llegar a 360° . El C_D total se obtendrá efectuando una sumatoria total de 0 a 360° .

El número de Reynolds para este caso es de 9.7×10^4 a una apertura (4)

de tablas

$$\text{Re} = \frac{(V)(d)}{\nu}$$

$$\mu = 1.81 \times 10^{-5} \text{ Pa} \cdot \text{s}$$

del cálculo anterior

$$P = 0.929 \frac{\text{N} \cdot \text{s}^2}{\text{m}^4}$$

$$V = 29.77 \text{ m/seg.}$$

$$\bar{v} = \frac{\mu}{\rho} = \frac{1.81 \times 10^{-5}}{0.929}$$

$$\bar{v} = 1.948 \times 10^{-5} \text{ m}^2/\text{seg.}$$

$$Re = \frac{(29.7774 \text{ m/seg})(0.0635 \text{ m})}{1.948 \cdot 10^{-5} \text{ m}^2/\text{seg.}} = 9.87 \times 10^4$$

En el programa 6.5.1.1 que clacula el coeficiente de arrastre por distribución de presiones a una apertura 4 y a un ángulo 10.

Tenemos un programa objeto y uno fuente. El primero tiene unas tablas de datos y resultados los cuales nos sirvieron para graficar la fig. 6.5.1.1 y el segundo sólo nos informa que sus instrucciones son casi las mismas a excepto de unas modificaciones como son

$$U = \frac{1}{2} \rho v^2$$

$$\frac{H_0 - H_1}{U} = \frac{H_0 - H_1}{\frac{1}{2} \rho v^2}$$

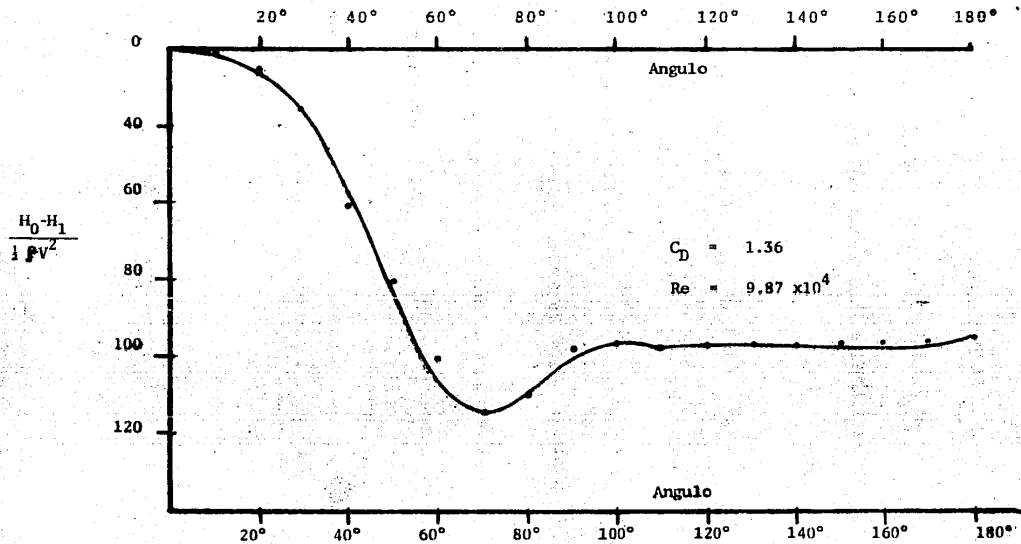


Fig. 6.5.1 Distribución de presiones en un cilindro.

PROGRAMA 6.5.1.1

1) PARA UN CILINDRO DE BASE CIRCULAR

Programa que calcula el coeficiente de arrastre
por distribución de presiones para una apertura
cuatro.

En la tabla de datos y resultados tenemos los si
guientes datos un $C_D = 1.36$ y un número de ----
Reynolds de 98932. 57 los datos son tomados para
construir la gráfica 6.5.1.

En el caso para cálculo se tomó a 60° que sólamen
te es un punto de los 360° ya que las mediciones
se efectuaron de 10 en 10

```

1  REM "CINDY"
2  PRINT "CALCULO DEL COEFICIENTE DE ARRASTE EN";
3  PRINT "UN CILINDRO CIRCULAR POR DISTRIBUCION ";
4  PRINT "DE PRESIONES PARA APERTURA CUATRO"
5  PRINT
6  INPUT "CUAL ES LA PRESION EN MM DE MERCURIO?";P
7  PRINT
8  INPUT "CUAL ES LA TEMPERATURA EN GRADOS CELSIUS?";T
9  PRINT
10 INPUT "CUAL ES EL NUMERO DE LECTURAS?";N
11 PRINT
12 INPUT "CUAL ES EL RADIO DEL CILINDRO EN M?";R
13 PRINT
14 READ R1
15 DATA 287
16 LET TA=T+273.15
17 LET PA=P+133.321
18 LET RO=PA/(R1+TA)
19 LET MU=.013E-03
20 LET V=V*1E+03
21 LET NI=-62
22 LET H2=0
23 LET C=73.84+35R/(TA+PA)
24 LET H=C-M1
25 LET VL=.75+.04+35R/(TA+PA)
26 LET U=(RO*(VL-.2))/.2
27 DEL PWR(1)=INT(2*100+.3)/100
28 LET D=-10
29 LET J=0
30 PRINT "V*=";VA
31 PRINT TAB(10); "TABLA DE DATOS Y RESULTADOS"
32 PRINT
33 PRINT "LA PRESION EN MM DE MERCURIO ES DE";P
34 PRINT
35 PRINT "LA TEMPERATURA EN GRADOS CELSIUS ES DE";T
36 PRINT
37 PRINT "EL RADIO DEL CILINDRO ES DE";R;"M"
38 PRINT
39 PRINT TAB(2); "D";TAB(7); "NO";TAB(12); "H1";TAB(16); "H2";
40 PRINT TAB(20); "NO-H1";TAB(26); "HOCOS";TAB(36); "U";
41 PRINT TAB(42); "NO-H1/U";TAB(50); "HOCOS O/U"
42 PRINT
43 FOR I=1 TO N
44 LET D=0+10
45 READ NO
46 GOBUB 1000
47 PRINT D;TAB(6);NO;TAB(11);H1;TAB(17);H2;
48 PRINT TAB(21);HA;TAB(28);PWR(I);TAB(34);PWR(U);
49 PRINT TAB(41);PWR(H);TAB(54);PWR(H2)
50 NEXT I
51 LET VI=C+35R/(H2-H1)
52 LET RE=(VI+24R)/VA
53 PRINT
54 PRINT "COEFICIENTE DE ARRASTE CD=";CF
55 PRINT
56 PRINT "DENSIDAD RO=";RO
57 PRINT
58 PRINT "VISCOSIDAD CINETICA MU=";VA
59 PRINT
60 PRINT "VELOCIDAD PROMEDIO DE VI=";VI
61 PRINT
62 PRINT "NUM. DE REYNOLDS RE=";RE
63 PRINT
64 PRINT TAB(15); "FIN DE PROGRAMA"
65 DATA -0,-2,-10,-30,-80,-100
66 DATA -14,-110,-78,-77,-77,-77
67 DATA -87,-97,-97,-97,-97,-97,-97
68 DATA -97,-97,-97,-97,-97,-97,-97
69 DATA -97,-97,-114,-114,-90,-70
70 DATA -50,-30,-10,0
71 END
7200 UJ=(+0)/100
7300 HA=NO-H1
7400 D=HOCOS(I)
7500 HF=HO+D2
7600 HD=HA/U
7700 HU=HE/U
7800 HF=HF+HE
7900 H ET HD=HD+HA
8000 LET VB=VB+V3
8100 RETURN

```

PROGRAMA BASIC 6.5.1.1

READY.

Calculo del coeficiente de arrastre de un cilindro para apertura

CALCULO DEL COEFICIENTE DE ARRASTRE EN UN CILINDRO CIRCULAR POR DISTRIBUCION DE PRESIONES PARA APERTURA CUATRO

TABLA DE DATOS Y RESULTADOS

LA PRESION EN MM DE MERCURIO ES 584.8

LA TEMPERATURA EN GRADOS CELSIUS ES DE 19

EL RADIO DEL CILINDRO ES DE .03175 M

O	H0	H1	H2	H0-H1	HOCOSO	U	H0-H1/U	HOCOS O/U
10	-2	-42	0	40	-2	412	.1	0
20	-10	-42	0	32	-9.4	412	.1	0
30	-30	-42	0	12	-26	412	0	-1
40	-60	-42	0	-18	-46	412	0	-1
50	-80	-42	0	-38	-51.4	412	-1	-1
60	-100	-42	0	-58	-50	412	-1	-1
70	-114	-42	0	-72	-39	412	-2	-1
80	-110	-42	0	-68	-19.1	412	-2	0
90	-98	-42	0	-56	0	412	-1	0
100	-97	-42	0	-55	16.8	412	-1	0
110	-97	-42	0	-55	33.2	412	-1	.1
120	-97	-42	0	-55	48.5	412	-1	.1
130	-97	-42	0	-55	62.4	412	-1	.2
140	-97	-42	0	-55	74.3	412	-1	.2
150	-97	-42	0	-55	84	412	-1	.2
160	-97	-42	0	-55	91.2	412	-1	.2
170	-97	-42	0	-55	95.5	412	-1	.2
180	-97	-42	0	-55	97	412	-1	.2
190	-97	-42	0	-55	95.5	412	-1	.2
200	-97	-42	0	-55	91.2	412	-1	.2
210	-97	-42	0	-55	84	412	-1	.2
220	-97	-42	0	-55	74.3	412	-1	.2
230	-97	-42	0	-55	62.4	412	-1	.2
240	-97	-42	0	-55	48.5	412	-1	.1
250	-97	-42	0	-55	33.2	412	-1	.1
260	-97	-42	0	-55	16.8	412	-1	0
270	-97	-42	0	-55	0	412	-1	0
280	-97	-42	0	-55	-16.8	412	-1	0
290	-114	-42	0	-72	-39	412	-2	-1
300	-110	-42	0	-68	-55	412	-2	-1
310	-90	-42	0	-48	-57.9	412	-1	-1
320	-70	-42	0	-28	-53.6	412	-1	-1
330	-50	-42	0	-8	-43.3	412	0	-1
340	-30	-42	0	12	-28.2	412	0	-1
350	-10	-42	0	32	-9.8	412	.1	0
360	0	-42	0	42	0	412	.1	0

COEFICIENTE DE ARRASTRE CD= 1.36458438

DENSIDAD RO= .934185482

VISCOCIDAD CINEMATICA NU= 1.92681222E-05

VELOCIDAD PROMEDIO DE V1= 30.0168742

NUM. DE REYNOLDS RE= 98723.5739

FIN DE PROGRAMA

Tabla de datos y resultados del programa 6.5.1.1

2) Una ala de avión (coeficiente de sustentación) " C_L "

Este experimento hace uso de el ala de avión simétrica N.A.C.A. 0012 y el túnel de viento, descrito en el inciso 6.6.1. El ala de avión está ilustrada en la fig. 6.1.2.4 el perfil tiene 23 tomas de presiones estáticas alrededor del mismo. Las tomas o derivaciones están conectadas a un multimanómetro. Por su configuración el perfil es simétrico.

Una prueba inicial comprobará que la depresión sobre el lado de la succión del ala es mucho más grande que la presión positiva sobre la otra superficie y de hecho contribuye con tres cuartas partes de la fuerza de sustentación.

Cálculos:

Será conveniente hacer funcionar el túnel a su máxima velocidad para obtener un número Reynolds grande y tomar lecturas de ángulos de incidencia a intervalos de 2 grados.

Si las presiones están expresadas como el radio de $(H_0 - H_1)$ a la presión dinámica.

La diferencia de presiones es medida $(H_0 - H_1)$ en cada orificio y estas lecturas son divididas entre $1/2 \rho V^2$ esto es para cada punto entonces tenemos

$$\frac{(H_0 - H_1)}{\frac{1}{2} \rho V^2}$$

Es común expresar la sustentación en términos de un coeficiente.

Coeficiente de sustentación. $C_L = \frac{F_L}{(A) \frac{1}{2} \rho V^2}$ A = b x C área
b envergadura
C cuerda

$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2} \rho V^2} = \frac{P_L}{\frac{1}{2} (\rho) V^2} = \frac{H_0 - H_1}{\frac{1}{2} \rho V^2}$$

En la fig. 6.5.2.1 se tiene una distribución de presiones en una ala de avión a un ángulo de 10° y una apertura 5' esta gráfica se obtuvo de la tabla de resultados del programa 6.5.2.1 A continuación se muestra una tabla de las distancias de las tomas de presiones en la superficie "A" y en la "B" del ala de avión, esta tabla es solamente para información y referencia de la fig. 6.5.2.1 donde la cuerda es de 0.152 m.

TOMAS DE PRESIONES EN ORDENADAS "Z" (mm)												
SUP "A"	1	7	14	22	34	48	63	79	93	109	124	
PUNTOS DE	2	4	6	8	10	12	14	16	18	20	21	
LAS TOMAS	1	3	5	7	9	11	13	15	17	19	22	23
SUP. "B"	2	4	11	18	28	42	57	73	87	104	119	141

Cálculo

Para nuestro análisis tomaremos el punto 6, ver programa 6.5.2.1

"Cálculo del coeficiente de sustentación para una ala de avión

$$H_1 = 70$$

$$H_2 = 0$$

$$H_0 = -30$$

De tablas de datos y resultados del programa.

$$H_0 - H_1 = -30 - (70)$$

$$H_0 - H_1 = 40 \text{ mm } H_2O$$

6.5.2.1

$$P = (h) \rho g$$

$$P = (H_0 - H_1) \left(\frac{1 \text{ m}}{0.001 \text{ mm}} \right) (1,000 \frac{\text{N}}{\text{m}^3})$$

$$P = (H_0 - H_1) (1 \text{ N/m}^2)$$

$$P_A = 133.916 (-5584) = 7.79 \times 10^4 \text{ N/m}^2$$

$$T = 298^\circ \text{ K}$$

$$V = 75.04 \sqrt{\frac{hT}{P_A}} = \sqrt{\frac{(70 \text{ mm H}_2\text{O})(298^\circ \text{K})}{7.79 \times 10^4 \text{ N/m}^2}} \quad (75.04)$$

$$V = 38.83 \text{ m/seg.}$$

$$P = \frac{P}{RT} = \frac{7.79 \times 10^4 \frac{\text{Nm}^2}{\text{kg}^\circ \text{K}}}{(287 \frac{\text{N}\cdot\text{m}}{\text{kg}^\circ \text{K}})(292^\circ \text{K})} = 0.915$$

$$\frac{Pv^2}{2} = \frac{(0.915 \frac{\text{N}\cdot\text{Seg}^2}{\text{m}})(38.85 \text{ m/seg})^2}{2}$$

$$\frac{Pv^2}{2} = 686.1 \text{ N/m}^2 \quad 6.5.2.2$$

Sustituyendo la Ec. (6.5.1.1 y 6.5.2. 2) tenemos:

$$\frac{H_0 - H_1}{\frac{Pv^2}{2}} = \frac{(40)}{686.1} = 0.0581$$

$$Re = \frac{(V)(C)}{v}$$

De tablas

$$\mu_{25^\circ \text{C}} = 1.835 \times 10^{-5} \frac{\text{N}\cdot\text{s}}{\text{m}^2}$$

de dato anterior

$$v = \frac{\mu}{P} = \frac{1.835 \times 10^{-5} \frac{\text{N}\cdot\text{s}}{\text{m}^2}}{0.915 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}} = 0.915 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$$

$$V = 38.83 \text{ m/seg.}$$

$$v = 2 \times 10^{-5} \frac{\text{N}}{\text{seg.}}$$

$$Re = \frac{(38.83 \text{ m/seg})(0.1529)}{2 \times 10^{-5}} = 2.9 \times 10^{-5}$$

$\alpha = 10^\circ$

$C_L = 1.0$

TOMAS DE PRESIONES

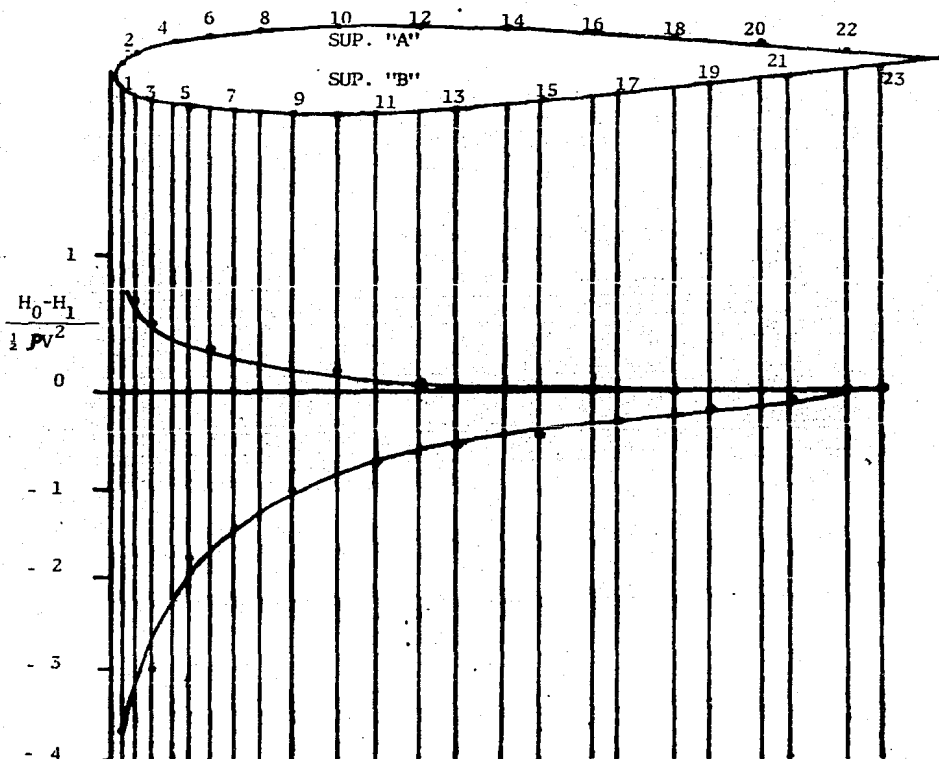


Fig. 6.5.2. (I) Distribución de presiones alrededor de una ala tipo N.A.C.A. 0012 con apertura 5 y un $Re 2.95 \times 10^5$

PROGRAMA 6.5.2.1

2) PARA UNA ALA DE AVION TIPO
NACA 0012

Programa que calcula el coeficiente de sustentación por distribución de presiones para un ángulo de 10° y una apertura cinco.

En la tabla de datos y resultados Z es la toma de presiones. Para cálculos la toma 6 es sólo un punto el cual se cálculo para demostrar el procedimiento a seguir con los demás; la sumatoria de todos los puntos Z es la sustentación total en toda la superficie del ala. La sustentación para 10° es la de 1.054 con un número de Reynolds de 296632.51


```
1 REN"LIF"
5 PRINT"CALCULO DEL COEFICIENTE DE SUSTENTACION";
6 PRINT" EN UN ALA DE AVION TIPO N.A.C.A. 0012 ";
7 PRINT"-- POR DISTRIBUCION DE PRESIONES PARA APERTURA CINCO";
9 PRINT" CON UN ANGULO DE ATAQUE A 10 G."
10 PRINT
15 INPUT"QUAL ES LA PRESION EN MM DE MERCURIO";P
20 PRINT
25 INPUT"QUAL ES LA TEMPERATURA EN GRADOS CELSIUS";T
30 PRINT
35 INPUT"QUAL ES EL NÚMERO DE LECTURAS";N
40 PRINT
45 INPUT"QUAL ES LA CUERDA DEL ALA DE AVION EN M";Q
50 PRINT
55 LET R1=287
60 LET TA=T+273.15
65 LET PA=P*133.941
70 LET RD=PA/(R1*TA)
75 LET NU=1.835E-05
80 LET MU=MU/RD
82 LET H1=-70
83 LET H2=0
85 LET C=75.84*SOR(TA/PA)
86 LET HB=H2-H1
87 LET VL=75.04*SOR((TA+HB)/PA)
88 LET U=(RD*(VL^2))/2
90 DEF FNR(Z)=INT(Z*100+.5)/100
95 LET Q=0
100 LET J=0
105 PRINT TAB(10);"TABLA DE DATOS Y RESULTADOS"
110 PRINT
115 PRINT"LA PRESION EN MM DE MERCURIO ES";P
120 PRINT
125 PRINT"LA TEMPERATURA EN GRADOS CELSIUS ES DE";T
130 PRINT
135 PRINT"LA CUERDA DEL ALA ES DE";Q;"M"
140 PRINT
145 PRINT TAB(1);"Z";TAB(5);"HO";TAB(11);"H1";TAB(15);"H2";
150 PRINT TAB(18);"HO-H1";TAB(24);"U";
155 PRINT TAB(31);"HO-H1/U"
160 PRINT
165 FOR I=1 TO N
170 LET Q=Q+1
175 READ MD
180 GOSUB 1000
185 PRINT Q;TAB(4);MD;TAB(10);H1;TAB(14);H2;
190 PRINT TAB(18);HB;TAB(23);FNR(U);
195 PRINT TAB(32);FNR(HD)
200 NEXT I
205 LET V1=C*SOR(H2-H1)
215 LET RE=(V1*Q)/MU
220 PRINT
235 PRINT"COEFICIENTE DE SUSTENTACION CL=";HH
239 PRINT
240 PRINT "DENSIDAD RD=";RD
241 PRINT
242 PRINT"VISCOSIDAD CINEMATICA NU=";NU
245 PRINT
246 PRINT "NUM. DE REYNOLDS RE=";RE
247 PRINT
250 PRINT TAB(15);"FIN DE PROGRAMA"
245 DATA -323,2,-274,-11,-194,-30
270 DATA -174,-43,-150,-57,-128,--
275 DATA -62,-118,-65,-105,-68,-98
280 DATA -45,-88,-49,-80,-68,-64
990 END
1000 HO=HO-H1
1005 HB=HA/U
1040 LET HB=HB+HD
1045 H=ABS(HB)
1050 RETURN
```

PROGRAMA BASIC 6.5.2.1

READY.

Cálculo del coeficiente de sustentación en una ala de avión tipo NACA 0012

CALCULO DEL COEFICIENTE DE SUSTENTACION EN UN ALA DE AVION TIPO N.A.C.A. 0012 -
 POR DISTRIBUCION DE PRESIONES PARA APERTURA CINCO CON UN ANGULO DE ATAQUE A 10 G

TABLA DE DATOS Y RESULTADOS

LA PRESION EN MM DE MERCURIO ES 584

LA TEMPERATURA EN GRADOS CELSIUS ES DE 25

LA CUERDA DEL ALA ES DE .152 M

Z	H0	H1	H2	H0-H1	U	H0-H1/U
1	-323	-70	0	-253	686.71	-.37
2	2	-70	0	72	686.71	.1
3	-274	-70	0	-204	686.71	-.3
4	-11	-70	0	59	686.71	.09
5	-196	-70	0	-126	686.71	-.18
6	-30	-70	0	40	686.71	.06
7	-174	-70	0	-104	686.71	-.15
8	-43	-70	0	27	686.71	.04
9	-150	-70	0	-80	686.71	-.12
10	-57	-70	0	13	686.71	.02
11	-128	-70	0	-58	686.71	-.08
12	-62	-70	0	8	686.71	.01
13	-118	-70	0	-48	686.71	-.07
14	-65	-70	0	5	686.71	.01
15	-105	-70	0	-35	686.71	-.05
16	-68	-70	0	2	686.71	0
17	-98	-70	0	-28	686.71	-.04
18	-65	-70	0	5	686.71	.01
19	-88	-70	0	-18	686.71	-.03
20	-69	-70	0	1	686.71	0
21	-80	-70	0	-10	686.71	-.01
22	-68	-70	0	2	686.71	0
23	-64	-70	0	6	686.71	.01

COEFICIENTE DE SUSTENTACION CL= 1.05430622

DENSIDAD RO= .914133603

VISCOSIDAD CINEMATICA NU= 2.00736522E-05

NUM. DE REYNOLDS RE= 296632.514

FIN DE PROGRAMA

Tabla de datos y
 Resultados del -
 programa 6.5.2.1

6.6.) EXPERIMENTO UTILIZANDO LA BALANZA DE TRES COMPONENTES

Es importante recordar que; las deflexiones del coeficiente y las fuerzas de arrastre, son medidas por el micrómetro del -- mismo nombre; el cual hace contacto con un calibrador de carátula montado en la ménsula o resorte de arrastre, el recorrido del calibrador de carátula está limitado por altos con el fin de evitar se dañe. Para hacer la medición de las fuerzas en el micrómetro debe ajustarse a cero.

De proa (anterior) a popa (posterior) las fuerzas de levantamiento o sustentación son medidas.

El equipo está provisto por un calibrador de ménsulas, muelles o resortes. Para esto una batería de 12 volts d.c. ó un rectificador provisto, es necesario para operar el vibrador - que asegura la ausencia de adhesión.

La balanza de tres componentes puede ser usada en conjunto -- con un túnel de viento conveniente en este caso un TE54 para un amplio rango de trabajo experimental concerniente al paso del fluido por alas de avión, cilindros y solidos de revolución.

A continuación se darán unas instrucciones que son de importancia para la estimación de las ménsulas, muelles o resortes de la balanza de tres componentes serie TE81

Ménsula de sustentación anterior	11.372	N/mm
Ménsula de sustentación posterior	11.586	N/mm
Ménsula o resorte de arrastre 0-10N	3.393	N/mm
Ménsula o resorte de arrastre 0-50N	12.068	N/mm

Para una ala de avión tipo NACA 0012 se calculará el coeficiente de arrastre D_C y el de sustentación C_L y el momento de la manera más sencilla.

6.6.1) UTILIZACION DE LA BALANZA DE TRES COMPONENTES:

CALCULO DEL (C_D) PARA UN CILINDRO CIRCULAR

Con la ménsula o resortes de arrastre de (0-10N)

Lecturas tomadas en el micrómetro de arrastre.

TABLAS DE LECTURAS 6.6.1.1

APERTURA	1	2	3	4	5	6
Con viento	2565	2400	2183	1730	1334	1252
Cero	2699	2699	2699	2699	2699	2699
Diferencia	134	299	516	969	1365	1447

TABLAS DE RESULTADOS 6.6.1.2

APERTURA	Presión	Diferencia	Velocidad	Número	C_D
	mm H ₂ O H ₁ H ₂ -O	de Presiones (H ₂ - H ₁) mm H ₂ O	M/seg.	de Reynolds Re	
1	- 6	6	11,149	3.7 x10 ⁴	1.46
2	-14	14	17.183	5.6 x10 ⁴	1.39
3	-26	26	23.41	7.7 x10 ⁴	1.29
4	-48	48	31.81	1.04x10 ⁵	1.32
5	-69	69	37.83	1.24x10 ⁵	1.29
6	-76	76	40.03	1.31x10 ⁵	1.24

$T_A = 19^\circ\text{C}$

$T_N = 19^\circ\text{C} + 273 = 292^\circ\text{K}$

$P_A = 584.4 \text{ mm Hg}$

$P_N = 133.416 (584.4) = \text{N/m}^2$

$P_N = 7.796 \times 10^4 \text{ N/m}^2$

CALCULOS

De la ecuación

$$V_1 = 75.04 \sqrt{\frac{hTA}{P_N}}$$

Para apertura 1

$$V_1 = 75.04 \sqrt{\frac{(6\text{mm H}_2\text{O}) (292^\circ\text{K})}{7.796 \times 10^4 \text{ N/m}^2}}$$

$$V_1 = 11.249 \text{ m/seg.}$$

$$\rho_1 = \frac{P_N}{RT_N} = \frac{7.796 \times 10^4 \text{ N/m}^2}{(287 \text{ m}^2/\text{seg}^2 \cdot \text{K}) (292^\circ\text{K})} = 0.93 \frac{\text{Kg}}{\text{m}^3}$$

De tablas tenemos para la viscosidad absoluta (μ) a temperatura de 19°C

$$1.835 \times 10^{-5} \frac{\text{N} \cdot \text{seg}}{\text{m}^2}$$

$$\nu_1 = \frac{\mu}{\rho} = \frac{1.80 \times 10^{-5} \frac{\text{N} \cdot \text{seg}}{\text{m}^2}}{0.93 \frac{\text{Kg}}{\text{m}^3}} = 1.93 \times 10^{-5} \text{ m}^2/\text{seg}$$

Para el número de REynolds en apertura 1 donde el diámetro del cilindro es de 0.0635 m

$$\text{Re } 1 = \frac{V_1 d}{\nu} = \frac{(11.249 \text{ m/seg}) (0.0635 \text{ m})}{1.93 \times 10^{-5} \text{ m}^2/\text{seg.}}$$

$$Re_1 = 3.7 \times 10^4$$

Para apertura 1

Condición	RD (resorte de arrastre)
Con viento	2565
Cero	<u>2699</u>
Diferencia	134

Fuerza de arrastre $(134 \times 10^{-3}) (12.068) = 1.617 \text{ N}$.

$$C_D = \frac{F_D}{(d)(L)(H_2 - H_1)(9.81 \text{ N/m}^2)}$$

Donde

F_D = fuerza de arrastre N
 d = diámetro del cilindro m
 L = longitud del cilindro m
 $(H_2 - H_1)$ = mm H_2O

Para este caso $H_2 = 0$, $H_1 = 6$

$$C_D = \frac{1.617 \text{ N}}{(0.0635\text{m})(0.296\text{m})(6\text{mm } H_2O)(9.81 \text{ N/m}^2)}$$

$$C_D = 1.46$$

En la Fig. 6.6.1.1 se ilustra la gráfica del número de Reynolds contra el coeficiente de arrastre. Esta gráfica es obtenida de la tabla de resultados 6.6.1.2

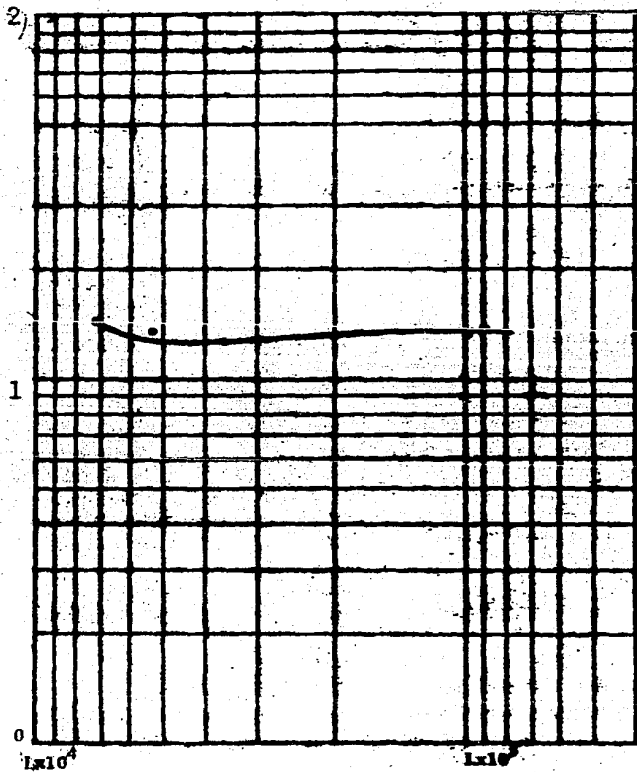


Fig. 6.6.1.3 Gráfica del coeficiente de arrastre contra el número de Reynolds en un cilindro de base circular.

6.6.2.1) CALCULO DE COEFICIENTE DE SUSTENTACION Y ARRASTRE PARA UN ALA DE AVION N.A.C.A. 0012

Tabla de lecturas tomadas en los micrómetros . mm $\times 10^{-3}$

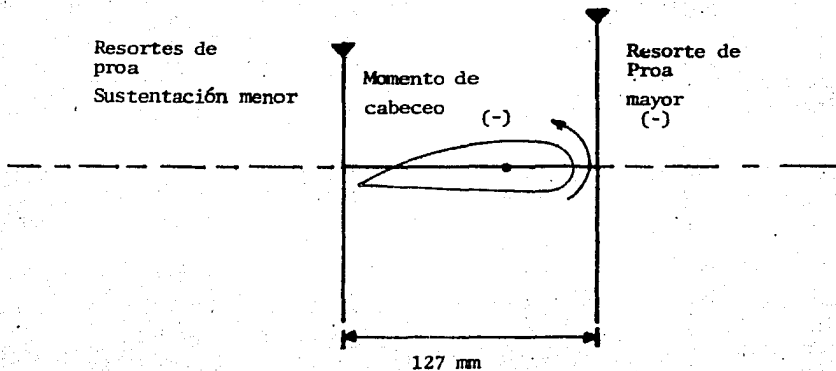
Tabla de lecturas 6.6.2.1

ANGULO DEL ALA	CONDICION	RESORTE ANTERIOR PROA	RESORTE POSTERIOR POA	RESORTE ARRASTRE
1°	Con viento	9 747	9 292	12 523
	Cero	0 752	9 394	12 642
2°	Con viento	9 430	9 198	12 463
	Cero	9 752	9 394	12 642
4°	Con viento	9 344	9 002	12 451
	Cero	9 752	9 394	12 642
6°	Con viento	9 027	8 628	12 369
	Cero	9 752	9 394	12 642
8°	Con viento	8 773	8 348	12 994
	Cero	9 758	9 394	12 642
10°	Con viento	8 577	8 109	12 089
	Cero	9 752	9 394	12 642
12°	Con viento	8 412	8 012	11 940
	Cero	9 752	9 394	12 642 1

Tablas de resultados 6.6.2.2

ANGU- LOS DE POSI- CION	SUSTENTA CION EN PROA	SUSTENTA CION EN POPA	ARRAS- TRE	SUSTENTA CION TOTAL	COEFI- CIENTE DE SUS- TEN. CL	COEFCI- ENTE DE ARRAS- TRE CD	MOMENTO DE CABECEO
	N	N	N	N	-	-	N/m
0°	6.68×10^{-2}	2.71×10^{-2}	32×10^{-2}	8.39×10^{-2}	2×10^{-3}	1×10^{-2}	3.75×10^{-3}
2°	3.661	2.27	0.597	5.931	0.192	0.012	0.176
4°	4.639	4.541	0.637	9.18	0.30	0.02	0
6°	8.244	8.874	0.911	17.118	0.55	0.029	0.080
8°	11.133	12.118	1.1756	23.252	0.752	0.04	-0.027
10°	13.362	14.888	1.847	28.25	0.914	0.059	-0.192
12°	15.238	16.01	2.544	31.249	1.01	0.07	-0.98

En el siguiente dibujo podremos apreciar el significado del signo negativo para el momento de cabeceo.



Modo de cálculo:

	para 0°		
	Proa	Popa	Arrastre
Con viento	7 747	9 392	12 542
Cero	<u>9 752</u>	<u>9 394</u>	<u>12 642</u>
Diferencia	-0.005	-0 002	-00 096

Fuerzas

Sustentación en proa $(-5 \times 10^{-3})(11.372)$	=	0.0568	N
Sustentación en popa $(-2 \times 10^{-3})(11.586)$	=	0.0271	N
Arrastre $(-96 \times 10^{-3})(3.393)$	=	0.3206	N = F_D
Sustentación total	0.0839 N	=	F_L

$$C_L = \frac{F_L}{\rho b C (9.81 \text{ N/m}^2)}$$

$$b = 0.296 \text{ m}$$

$$C = 0.152 \text{ m}$$

$$h = H_2 - H_1 = (0 - (-70))$$

$$h = 70 \text{ mm H}_2\text{O}$$

$$C_D = \frac{F_D}{\rho b C (9.81 \text{ N/m}^2)}$$

$$C_L = \frac{0.839}{(70)(0.152)(0.296)(9.81)} = 0.0027$$

$$C_D = \frac{0.3206}{(70)(0.152)(0.296)(9.81)} = 0.01$$

El momento de cabeceo es $(0.0568 - 0.0271) \times 0.127 = 3.75 \times 10^{-3} \text{ N/m}$

para 2°

	Proa	Popa	Arrastre
Con viento	9430	9198	12523
Cero	<u>9752</u>	<u>9394</u>	<u>12642</u>
Diferencia	-0322	-0196	-00119

Fuerzas

Sustentación en proa	$(322 \times 10^{-3}) (11.372)$	= 3.661	N
Sustentación en popa	$(196 \times 10^{-3}) (11.586)$	= 2.270	N
Arrastre	$(119 \times 10^{-3}) (3.393)$	= 0.597	N = C_D

Sustentación total = 5.931 N = C_L

$$C_L = \frac{5.931}{(70)(0.152)(0.296)(9.81)} = 0.192$$

$$C_D = \frac{0.597}{(70)(0.152)(0.296)(9.81)} = 0.012$$

El momento de cabeceo es $(3.661 \text{ N} - 2.270 \text{ N})(0.127) = 0.176 \text{ N/m}$

Para una apertura 4 Reynolds es

$$V = 75.04 \sqrt{\frac{RT}{P_A}} = \sqrt{\frac{(70)(298)}{7.79 \times 10^4}} = 38.841$$

$$P_A = 133.416 (584) = 7.79 \times 10^4$$

$$T_A = 25^\circ\text{C} + 273.16 = 298.$$

$$\frac{H_2 - H_1}{2} = 0 - (-70) = 70$$

$$\mu_{25^\circ} = 1.835 \times 10^{-5}$$

$$= 7.79 \times 10^4 = 7.79 \times 10^4 = 0.91$$

$$\nu = \frac{\mu}{\rho} = \frac{1.828 \times 10^{-5}}{0.91} = 2.005 \times 10^{-5}$$

$$Re = V \frac{d}{\nu} \frac{(38.841)(0.0635)}{2.005 \times 10^{-5}} = 1.23 \times 10^5$$

En este caso el número de Reynolds es constante para cada uno de los ángulos de ataque y el coeficiente de arrastre depende del número de Reynolds a bajas e intermedias velocidades, y de hacen independientes de dicho número para velocidades altas.

En la Fig. 6.6.2.1 nos muestra la relación entre el coeficiente de sustentación y el ángulo de ataque para un perfil N.A.C.A. 0012 los datos para obtener estas gráficas, están dados en la tabla de resultados 6.6.2.1.

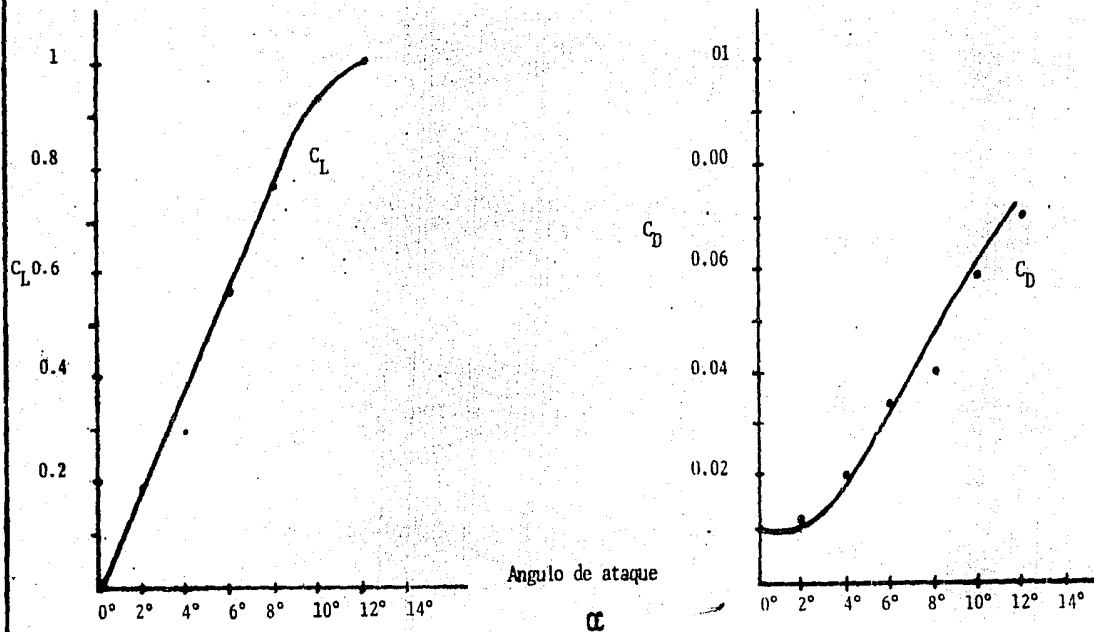


Fig. 6.6.2.1 Características del perfil N.A.C.A. 0012 de cuerda de (152.4mm) y un $Re = 1.23 \times 10^5$

7) ANALISIS DE LAS PRUEBAS

Hemos visto que el teorema por cantidad de movimiento forma la base del tratado de muchos de los problemas de la mecánica de los fluidos. Esto representa la aplicación de la segunda ley de Newton al fluido a través de un volumen de control, y expresa las relaciones entre la velocidad, la presión y la fuerza en la superficie de control. Se ha hecho uso del teorema por cantidad de movimiento en el experimento del inciso (6.4). Donde podemos apreciar en los programas 6.4.1.1 y 6.4.1.2, el cálculo del coeficiente de arrastre en un cilindro y en un ala de avión; como es notable en un cilindro el arrastre es mayor que en un ala.

Por lo que respecta al número de Reynolds se notará que es diferente para cada uno de los modelos ya que la apertura dependerá del mismo.

Si ahora consideramos una distribución de presiones alrededor de un cilindro y de un ala de avión, inciso (6.5), tendremos el programa 6.5.1.1 que nos calcula el coeficiente de arrastre en un cilindro y otro, el 6.5.1.2, que calcula el coeficiente de sustentación donde vemos el comportamiento de las presiones sobre las superficies

El coeficiente de arrastre que se obtuvo es un coeficiente total, ya que las mediciones que se hicieron fueron por decir; de línea en línea de corriente. Por lo consiguiente se considera tanto para el cilindro como para el ala de avión, un coeficiente de arrastre total.

Si notamos el coeficiente de arrastre para el cilindro por cantidad de movimiento y por distribución de presiones, programas 6.4.1.1 y 6.5.1.1, tienen las mismas condiciones de

temperatura, presión, y con una apertura constante. En estas circunstancias tendremos un mismo número de Reynolds, pero diferente (C_p), mayor el cilindro y menor en el ala de avión.

Otra forma más sencilla de calcular el coeficiente de arrastre y de sustentación es por medio de una balanza de tres componentes que se ilustra en el inciso (6.1) y sus cálculos en (6.6).

Este tipo de balanza nos ahorra mucho tiempo, y los cálculos son más sencillos y mucho más generales ya que, como se notó, por distribución de presiones el coeficiente de sustentación sólo se calculó para 10° y a un Reynolds constante. Con la balanza se varió el ángulo y permaneció constante el Re , en el caso del cilindro se varió el Re .

En la calibración del túnel de viento donde las diferencias eran muy pequeñas y por lo tanto a veces ilegibles, la toma de lecturas de estas variaciones fueron un verdadero problema -- que se soluciona de la siguiente manera: Se tomó el punto máximo de columna y después el mínimo y se sacó un promedio por lectura.

Notamos que hay algunas pequeñas variaciones en los coeficientes de arrastre en las mismas condiciones. Esto lo podemos atribuir a las fallas antes mencionadas.

8) CONCLUSIONES Y BIBLIOGRAFIA.

En el transcurso de las pruebas que se efectuaron en el perfil N.A.C.A 0012 y el cilindro.

Las gráficas obtenidas están dentro de un buen rango de funcionalismo. Podemos decir que para este tipo de ala de ---- avión; se cumplen los requisitos para lo cual fue diseñada: volar.

Si nos damos cuenta las pruebas están sujetas principalmente a variar ligeramente, respecto a la temperatura y las condiciones atmosféricas.

Debido a la importancia del ala, por la función que desarrolla dentro del conjunto de un avión se tiene que tener cuidado principalmente de los factores de arrastre y sustentación que son de importancia y a los cuales se les han efectuado - pruebas dentro de esta caracterización.

El arrastre y la sustentación van juntos pero podemos decir que el causante de muchas pérdidas es el arrastre y por lo general un factor perjudicial, y se requiere de estudios muy completos para poder minimizarlo, cuestión que es de suma importancia para el ahorro de energía y sucesivamente de costos. Por otra parte, es necesario considerar varios aspectos para que el objeto no pierda su funcionalidad, sino que debe - buscarse un equilibrio entre los diferentes requisitos con - los que tiene que cumplir.

Por ejemplo en el caso de los paracaídas donde el arrastre se utiliza para fines útiles. O, tal vez en investigaciones más adelante donde se utilice el desprendimiento de calor a velocidades hipersónicas por problemas de fricción, debidas al arrastre; en beneficio de la humanidad. Entonces la ciencia dará un paso adelante en cuestiones de investigación acerca de estos fenómenos.

BIBLIOGRAFIA

- 1) Aerodinámica tomo 1
Carlos Ordoñez Romero-Robledo
Editorial UTEHA
- 2) Aerodinámica tomo 2
Carlos Ordoñez Romero-Robledo
Editorial UTEHA
- 3) Aeronáutica y actuaciones del avión
A. Isidoro Carmona
Editorial PARANINFO
- 4) Airplane aerodynamics
Daniel O. Dommasch
Editorial Pitman Publishing Corporation
- 5) Colección Científica de Time-Life
VUELO
Por H. Guyford Stever Lames J.
Haggerty
Editado por Offset multicolor S.A.
- 6) Elements of Practical aerodynamics
Bradley Jones
Editorial WILEY
- 7) Mecánica de fluidos
Frank M. White
Editorial MC. GRAW-HILL
- 8) Mecánica de los fluidos
Claudio Nataix
Editorial HARLA
- 9) Mecánica de los Fluidos
Raymond C. Binder
Editorial Trillas
- 10) Manual de aeronáutica para el piloto particular
Agencia Federal de aviación
Servicio de Normas de vuelo
Washington D.C.
Editorial Diana
- 11) Manual Fluid Mechanics
A. laboratory course
M.A. Plint
Editorial Charles Griffin
Conapany LTD.

- 12) Manual del usuario computador
SIGMA COMODORE 16
- 13) Programación Basic
Byron S. Gottfried
Editorial MC. GRAW-HILL
- 14) Theory of Wing Sections
By Ira H. Abbott
Editorial Dover Publications Inc.
New York.