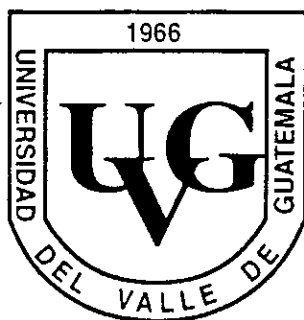


**EL EFECTO DE COANDA Y SUS APLICACIONES
INDUSTRIALES**

UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA

Facultad de Ciencias y Humanidades



EL EFECTO DE COANDA Y SUS APLICACIONES

INDUSTRIALES

ROSIBEL PORTA GARCIA-SALAS

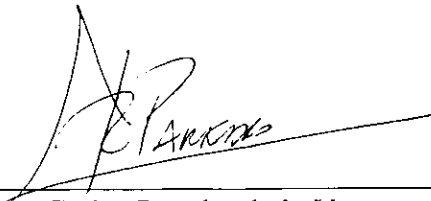
Trabajo de Graduación presentado para optar al grado académico
de Licenciado en Ingeniería Industrial



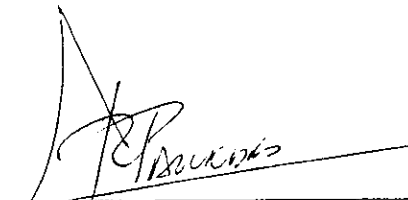
Guatemala

1997

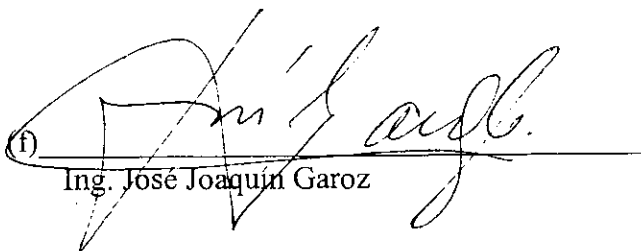
Vo. Bo. :

(f) 
Ing. Carlos Paredes de la Vega

Tribunal :

(f) 
Ing. Carlos Paredes de la Vega

(f) 
Lic. Víctor Marcelino Cortez

(f) 
Ing. José Joaquín Garoz

Fecha de aprobación: 24 de abril de 1997.

Dedico este trabajo a:

Dios,
Mis padres,
Mis hermanos y
Julio Gallegos.

AGRADECIMIENTOS

Este trabajo se logró gracias a la colaboración de muchas personas. En especial, quiero agradecer al Ingeniero Carlos Paredes, por guiarme en la realización de dicha tesis. También a Godfrey Mungal, Terry Day y Jef Raskins, quienes me enviaron mucha de la información que utilice.

Muchas gracias a Julio Gallegos, por brindarme su apoyo incondicional. Por último quiero agradecer a Astrid García-Salas por colaborar en la realización de este proyecto.

CONTENIDO

	Páginas
I. INTRODUCCION	1
II. OBJETIVOS	2
III. CONCEPTOS BASICOS SOBRE FLUJOS EXTERNOS	3
A. Sustentación y arrastre	3
B. Capa límite	7
C. Separación	9
IV. EL EFECTO DE COANDA	11
A. Datos históricos	11
B. Concepto básico	14
V. SUSTENTACION DE LOS AVIONES SEGUN LA ECUACION DE BERNOULLI	16
VI. EFECTO DE COANDA - OTRA TEORIA SOBRE LA SUSTENTACION DE AVIONES	17
VII. DISCUSION SOBRE ESTAS DOS TEORIAS	18
VIII. APLICACIONES INDUSTRIALES DEL EFECTO DE COANDA	26
A. Aviones	26
B. Aplicaciones con ranuras de flujo Coanda	27
1. Helicópteros	30

2. Vehículos terrestres: camiones y carros	31
3. Aplicaciones que usan el “Ventilador de Chorro”	32
a. Aspiradoras	37
b. Ventiladores	40
c. Motores acuáticos de propulsión a chorro	41
d. Situación actual de la comercialización de estas aplicaciones	42
IX. CONCLUSIONES	44
X. BIBLIOGRAFIA	45

LISTA DE TABLAS Y GRAFICAS

Tabla		Páginas
8.1	Tabla de comparación entre una aspiradora convencional y una con "ventilador de chorro"	37
8.2	Gráfica de comparación entre una aspiradora convencional y una con "ventilador de chorro"	37

I. INTRODUCCION

El efecto de Coanda tiene muchos años de haber sido descubierto pero ha sido hasta estos últimos años que se le ha dado importancia y se han realizado diferentes estudios sobre el mismo.

Este efecto ocurre cuando un fluido que se desplaza a lo largo de un cuerpo curvo sigue la curvatura del mismo. El encorvamiento de un flujo de aire o agua para seguir una superficie es la clave para una mejor visualización de cómo los aviones vuelan y de las causas de arrastre.

Este trabajo explica lo que es el efecto en sí y pretende que se le dé un enfoque complementario a la explicación de la sustentación de aviones. Este tema se ha explicado clásicamente utilizando la ecuación de Bernoulli. El Efecto de Coanda no sólo permite un mayor entendimiento de la sustentación sino que también se ha utilizado en muchas aplicaciones industriales para mejorar el funcionamiento de distintos aparatos. Estos aparatos que utilizan el Efecto de Coanda son más eficientes, lo que significa un menor uso de energía no sólo causando un ahorro en el consumidor sino que también permite que se le dé un mejor uso a los recursos que actualmente provienen de fuentes no renovables.

Se realizó una extensa investigación bibliográfica para recopilar la mayor cantidad de información sobre este tema tan poco conocido. Con lo anterior se logró resumir los aspectos más importantes de este efecto y establecer la importancia que éste tiene en la sustentación de aviones. Asimismo, se aprovecha la oportunidad para dar a conocer la nueva tecnología que se está desarrollando para fabricar varias aplicaciones que usan este efecto, y las hace más eficientes que los aparatos convencionales que se están utilizando.

II. OBJETIVOS

General

Dar a conocer en una forma clara y sencilla el efecto de Coanda y mostrar sus distintas aplicaciones y las ventajas que éste representa para la industria.

Específicos

Proveer información sobre el efecto de Coanda y que sirva como base para estudios más profundos de este tema.

Analizar la sustentación de aviones con una teoría complementaria a la Teoría de Bernoulli.

Buscar aplicaciones industriales que sean más eficientes y de menor tamaño que las actualmente existentes.

III. CONCEPTOS BASICOS SOBRE FLUJOS EXTERNOS

A. ARRASTRE Y SUSTENTACION

Existen fuerzas generadas cuando un cuerpo se mueve a través de un fluido en el que está sumergido. La acción dinámica del fluido en movimiento sobre el cuerpo desarrolla las fuerzas de arrastre y sustentación sobre el cuerpo. Estas fuerzas son muy importantes en muchas aplicaciones, tales como los perfiles aerodinámicos, automóviles, barcos, edificios, y muchas otras aplicaciones domésticas.

Las fuerza de arrastre y de sustentación son las componentes de la fuerza total ejercida por el fluido en movimiento sobre un cuerpo. La fuerza de arrastre es la componente opuesta a la dirección de movimiento, mientras que la fuerza de sustentación es la componente perpendicular a la dirección de movimiento del fluido.

Al analizar las fuerzas externas que actúan sobre un avión, de acuerdo a la Primera Ley de Newton cuando se realiza el diagrama de cuerpo libre del avión, se observa que éste será afectado por su peso y por una fuerza de flotación (por estar "sumergido" en el aire) igual al peso del aire desplazado por el avión. Si se denota por \mathbf{W} , el vector del peso del avión y por \mathbf{F}_b la fuerza de flotación, la fuerza total debida al peso y a la flotación es \mathbf{W}_N . \mathbf{W} es una fuerza con magnitud W , cuya dirección es verticalmente hacia abajo mientras que la fuerza de flotación \mathbf{F}_b con magnitud F_b tiene dirección verticalmente hacia arriba, entonces la magnitud de la fuerza \mathbf{W}_N es $W - F_b$ (Vease Fig. III.1). Esta fuerza \mathbf{W}_N actuará tanto si el avión está en movimiento o en reposo.

Supondremos que el avión está moviéndose con una velocidad neta \mathbf{V} en dirección horizontal a través del aire, el cual se considera estacionario. En otras palabras, cualquier

movimiento del aire es debido exclusivamente al movimiento del avión. T es la fuerza ejercida por el motor del avión.

La primera ley de Newton claramente establece que la fuerza resultante en el avión debe ser cero, ya que el movimiento es desacelerado. Además debe haber una fuerza adicional A que compense tanto la fuerza W_N como la del motor, para que la suma de vectores sea:

$$T + W_N + A = 0.$$

$$\Sigma F_x = 0$$

$$\Sigma F_y = 0$$

$$T + A_x = 0$$

$$W_N + A_y = 0$$

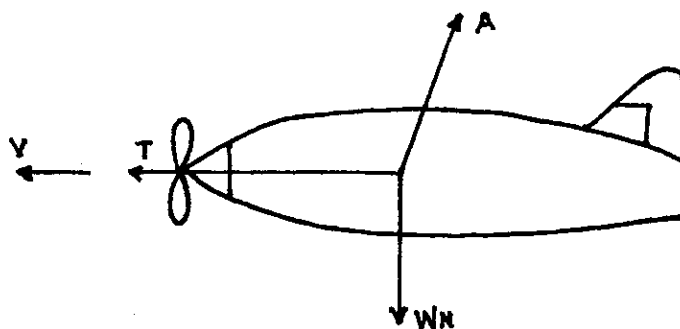


Figura No.III.1

Esta fuerza A es la fuerza aerodinámica ejercida sobre el avión. Esta definición de fuerza aerodinámica está basada en que el avión se mueve con velocidad constante V y el aire está en reposo. En el caso de que se tome la suposición de que el aire está en movimiento y el avión en reposo, éste se mueve con una velocidad $-V$. En ambos casos la fuerza aerodinámica es igual y no importa qué punto de vista se tome. Por conveniencia se refiere a V como la dirección de movimiento y $-V$ como la dirección del fluido.

La fuerza aerodinámica se puede descomponer en dos fuerzas , una perpendicular a V (A_y) y la otra opuesta a V (A_x) (Ver Fig. III.2).

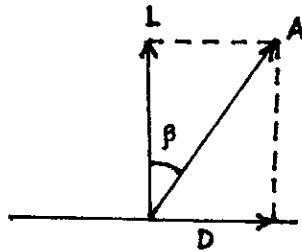


Figura III.2

Estas fuerzas L y D son respectivamente la fuerza de sustentación y la fuerza de arrastre. Si definimos como β el ángulo entre L y A , se puede calcular:

$$L = A \cos \beta, \quad D = A \sin \beta \quad \text{y} \quad \tan \beta = D/L.$$

El ángulo β se llama ángulo de deslizamiento. Debido a que la fuerza de arrastre es una fuerza indeseable, se debe tratar que el ángulo de deslizamiento sea el menor posible para minimizar esta fuerza.

En el caso que un avión planea firmemente con el motor apagado (no existe la fuerza T), la fuerza aerodinámica A balancea la fuerza W_N (peso y flotación) de tal forma que $A + W_N = 0$.

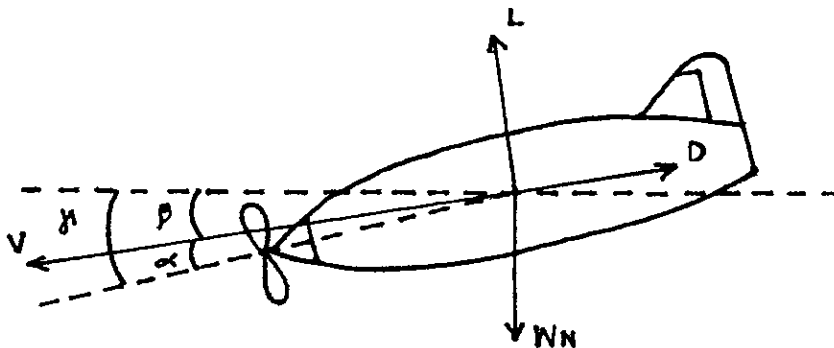


Figura III.3

Por lo tanto, si L es la sustentación (de todo el avión) y D es el arrastre (de todo el avión):

$$L = W_N \cos \beta, D = W_N \sin \beta$$

donde β es el ángulo de deslizamiento. Por lo que:

$$\tan \beta = D/L$$

Esta relación se define como $\tan \beta = C_D/C_L$, donde C_D es el coeficiente de arrastre y C_L es el coeficiente de sustentación. Se debe observar que estos dos coeficientes son de todo el avión. No pueden ser inferidos solamente de los coeficientes correspondientes del ala, sino que dependen del ángulo de incidencia α y de V . Por lo tanto, el ángulo de deslizamiento depende del ángulo de incidencia y, por consiguiente la velocidad de deslizamiento está en función del ángulo de deslizamiento. Mientras mayor ángulo de incidencia, mayor será la velocidad, pero este ángulo de incidencia tiene límite ya que entre mayor es, el aire se desprende más fácilmente del ala.

La "postura" del avión es el ángulo que una línea trazada a lo largo del avión forma con la horizontal. Si se mide el ángulo de incidencia α y el ángulo de postura γ de la misma línea tenemos $\gamma = \alpha - \beta$. (Figura III.3) Obsérvese que γ y α pueden ser negativos, pero β necesariamente es positivo.

En el caso en que se utiliza el motor, existen tres fuerzas: el peso neto, la fuerza de empuje T y la fuerza aerodinámica A .

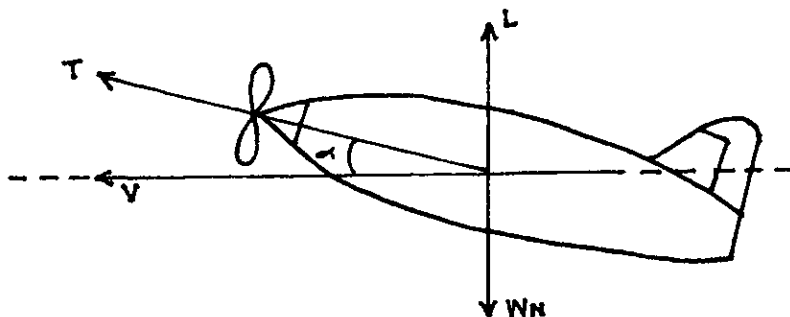


Figura III.4

En este caso se toma el ángulo de incidencia igual a ángulo de "postura" y:

$$L = W_N - T \text{ sen } \alpha, D = T \text{ cos } \alpha.$$

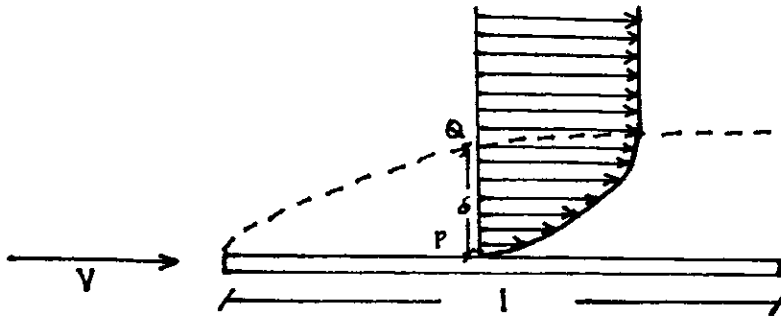
B. CAPA LIMITE

En 1904, Prandtl desarrolló el concepto de la capa límite, mismo que proporciona un importante enlace entre el flujo ideal y el flujo real. Para fluidos con viscosidad muy pequeña, el efecto de la fricción interna se aprecia sólo en una región cercana a la frontera de un cuerpo que se encuentra sumergido en el mismo. El flujo afuera de esta región angosta cercana al cuerpo se puede considerar como flujo ideal.

El patrón de flujo alrededor de un cuerpo sumergido controla la magnitud de las fuerzas de arrastre y de sustentación, y el desarrollo de la capa límite juega un papel importante en la definición de las fuerzas.

Considérese una lámina en reposo de longitud l por la que pasa un flujo de fluido con una velocidad V .

Considérese un punto P de la lámina y una línea normal PN que se levanta en este punto. Se dibujan vectores en puntos de esta línea normal para representar la velocidad del fluido paralela a la lámina. En el punto P ya que la molécula del fluido esta en contacto con la placa y se adhiere por la fricción, la velocidad es cero. Si el número de Reynolds Vl/μ (donde μ es la viscosidad) es grande, de orden 10^5 , se ha encontrado que la velocidad rápidamente obtiene el valor de V partiendo del punto P . Se denota por δ el alto al cual la velocidad obtiene el valor de $99V/100$, es decir casi se obtiene el valor de V . Se observa en la figura que la velocidad en la capa límite se aproxima a la velocidad en el flujo asintóticamente. (Ver Figura III.5)



La escala vertical en esta figura está exagerada para una mejor apreciación.

Figura III.5

Si se denota $PQ = \delta$, todos estos puntos que forman la línea punteada que se observa en la Fig. III.5, es una superficie que pasa a lo largo de la lamina. Todo el fluido entre esta superficie y la lámina forma la **capa límite**. Dentro de la capa límite, el efecto de la viscosidad es muy importante.

Se puede observar que al moverse esta capa a lo largo del cuerpo, la acción continua del esfuerzo cortante tiende a retardar las partículas fluidas adicionales, causando un aumento en el espesor de la capa límite.

Al inicio cuando el flujo entra en contacto con el cuerpo, la capa límite es una **capa límite laminar** donde las partículas del fluido se mueven en capas paralelas a la superficie. Al aumentar en espesor, la capa límite laminar se vuelve inestable y finalmente se transforma en una **capa límite turbulenta**, en la que las partículas del fluido se mueven en trayectorias caprichosas (Ver Figura III.6). Cuando la capa límite se ha hecho turbulenta, aún hay una capa muy delgada junto a la frontera que tiene movimiento laminar denominada **subcapa laminar**.

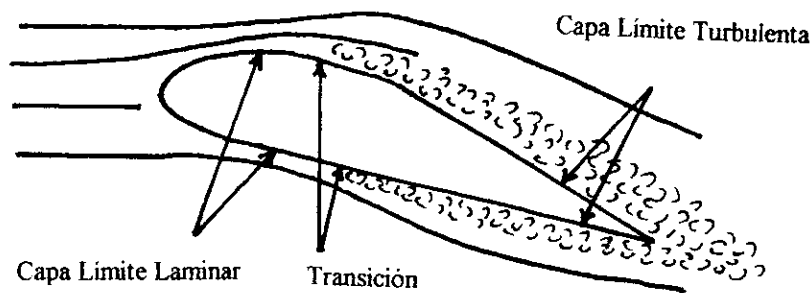


Figura III.6

C. SEPARACION

La presión va aumentando conforme el flujo se desplaza a lo largo del cuerpo, por lo que la capa límite se ensancha rápidamente. Este gradiente adverso de presión y el corte en la frontera disminuyen el momentum en la capa límite, y si ambos actúan sobre una distancia suficiente, causan que la capa límite se separe. Este fenómeno se llama **separación**. La región que se separa de la frontera se conoce como **estela**.

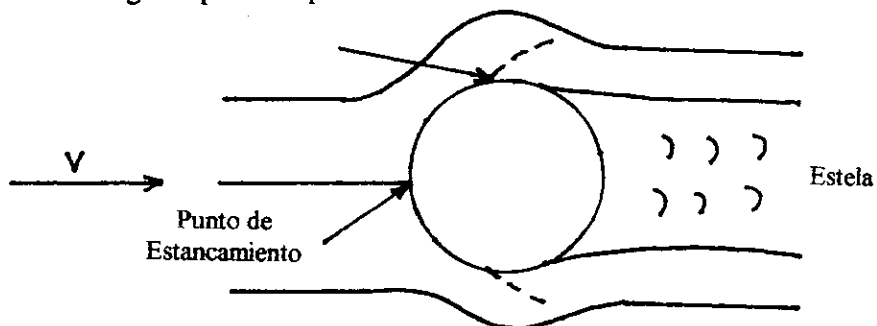


Figura III.7

El efecto de la separación es disminuir la cantidad neta de trabajo del flujo circundante al cuerpo a expensas de su energía cinética, con el resultado neto que la recuperación de la presión es incompleta y que las pérdidas de flujo (arrastre) aumentan.

La separación y la estela tienen una influencia importante en la presión de arrastre sobre los cuerpos. Si la separación en el flujo sobre un cuerpo se puede evitar, la capa límite permanece delgada y se evita la reducción de la presión en la estela, disminuyendo la presión de arrastre y consecuentemente disminuye la fuerza de arrastre.

Se han encontrado soluciones para reducir la separación; una de estas es redondear la cara frontal de los cuerpos con orillas filosas. También dar forma aerodinámica a la parte trasera de un cuerpo asegura que el punto de separación ocurrirá tan lejos del borde de arrastre del ala como sea posible.

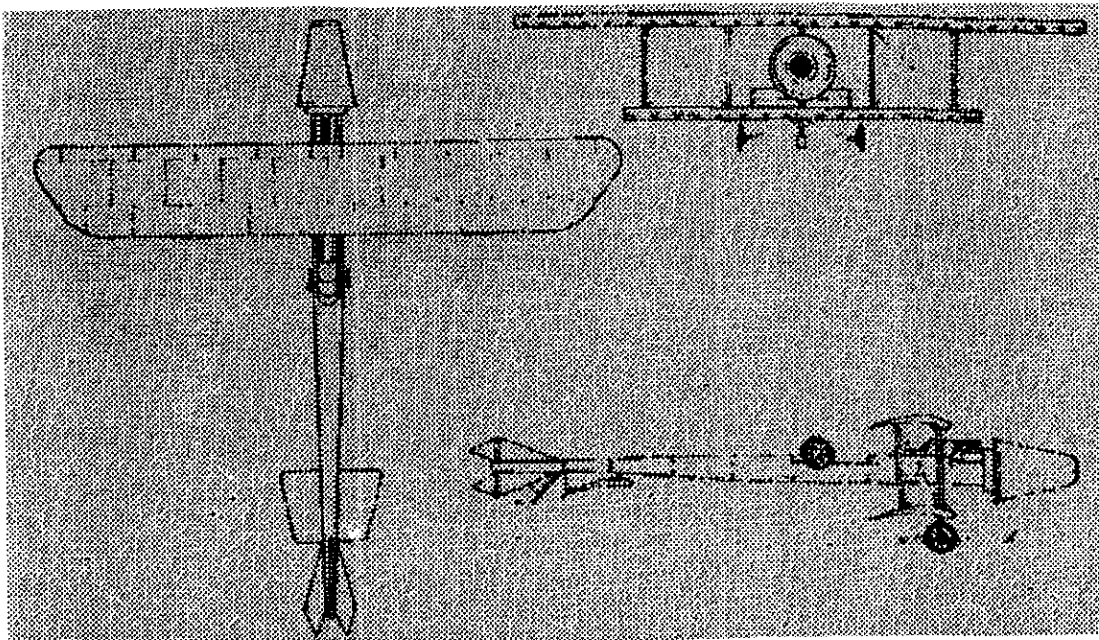
IV. EL EFECTO DE COANDA

A. DATOS HISTORICOS

En octubre de 1910 en Los Campos Eliseos, Paris, se realizó la Exhibición Aeronáutica Internacional. En esa ocasión se expusieron los productos más recientes de aviación

Una máquina en particular atrajo la atención de muchas personas, era un avión rojo al cual le faltaba la hélice, el avión se llamaba COANDA-1910. El avión era totalmente diferente a los aviones que la gente conocía en esa época. Era un avión biplano, con un asiento y tenía un motor de reacción. Las características del avión eran las siguientes:

1. Envergadura: 10.30 m
2. Longitud: 12.50 m
3. Area de sustentación: 32.70 m²
4. Peso: 420 kg
5. Fuerza de propulsión a nivel del mar: 220 kgf.



Algunas de las diferencias del avión era que la parte delantera de las alas era de hierro, en vez de madera. Las alas también tenían partes móviles colocadas en la parte delantera de las mismas para aumentar la sustentación. Como en los aviones actuales, estas partes móviles tienen la función de retrasar la separación de la capa límite, aumentando el coeficiente de sustentación. El perfil de las alas tenía una gran curvatura; su forma era rectangular, excepto que eran circulares en los extremos. La gasolina y lubricantes eran guardados dentro de las alas superiores donde disminuyendo el volumen del fuselaje para que el arrastre fuera considerablemente reducido.

Las dos alas tenían diferente longitud y la superior estaba colocada adelante de la inferior, que era más corta para que la interferencia aerodinámica entre estas superficies fuera reducida. Este innovador avión había sido construido por el rumano Henri-Marie Coanda (1886-1972).

La parte más interesante del avión de Coanda era el sistema de propulsión. El "motor de reacción" construido por Coanda tenía un motor de pistones con 4 cilindros enfriados por agua, que desarrollaba 50 HP a 1000 rotaciones/min. El motor de pistones estaba conectado a un eje que rotaba una caja de multiplicación de rotación; el movimiento era entonces transmitido a un compresor que giraba a una velocidad de rotación de 4000 rot./min. Enfrente del compresor había un obturador (similar al de las cámaras fotográficas) que podía ser controlado por el piloto, de tal manera que se regulaba la cantidad de aire que entraba al compresor. El aire entraba a las cámaras de combustión (que tenían una sección como de anillo y estaban colocadas en los dos lados del fuselaje), de donde por unos tubos eran evacuados los gases de escape del motor. Esto es lo que generaba la fuerza de propulsión. Durante las pruebas hechas en el laboratorio, el motor había producido empuje. Sin embargo, durante una de estas pruebas estáticas, el calor producido por los gases casi quema a Coanda. Por lo que, como medida de precaución

para evitar daños al avión, agregó unas laminas metálicas al final del tubo de escape, para dirigir la ráfaga lejos del avión.

Después de la exhibición, el 16 de diciembre de 1910, Coanda transportó su avión a un campo en Issy-les-Moulineaux. En este lugar quería verificar únicamente el funcionamiento del motor y no volar. Coanda se subió al avión y después de calentarlo movió los botones que regulaban el obturador y la velocidad de rotación del compresor. El avión se movió rápidamente y se podían observar, a lo largo del fuselaje llamas y humo que salían del motor. Increíblemente las llamas no eran desviadas al exterior por las placas protectoras, sino que se adherían a éstas produciéndose un efecto contrario a su propósito. A los pocos segundos, antes de que Coanda se diera cuenta, el avión estaba volando, desafortunadamente Coanda perdió el control del avión y la máquina empezó a perder velocidad y altura. Finalmente el avión se estrelló en el suelo y se quemó. Este fue el primer intento documentado del vuelo de un avión equipado con motor de reacción.

Coanda después realizó muchos modelos de aviones pero no tuvieron mucha fama. Luego, en 1932, posteriormente de que cayera en bancarrota, decidió averiguar acerca del comportamiento extraño de las llamas que salían de los tubos de escape, ya que esto lo había tenido intrigado durante mucho tiempo.

Coanda empezó a observar qué pasaba si soplaban aire a lo largo de una superficie. Para su asombro, descubrió que cuando una corriente de aire pasa sobre una superficie curva, el aire tiende a seguir la curvatura en lugar de seguir fluyendo en línea recta. Este descubrimiento se ha considerado como uno de los más importantes, especialmente para la dinámica de fluidos, ya que permite un mejor entendimiento del comportamiento de los fluidos y ha permitido realizar varias aplicaciones usando este efecto.

B. CONCEPTO BASICO DEL EFECTO DE COANDA

El efecto de Coanda ocurre cuando un fluido que se desplaza a lo largo de una superficie curva tiende a seguir la curvatura. Para un mejor entendimiento se recomienda este sencillo experimento. Sostener verticalmente una cuchara debajo de un chorro de agua. Cuando el agua hace contacto con la cuchara sigue la curva de la parte inferior de la misma, este es el Efecto de Coanda. Si se sostiene la cuchara de tal forma que pueda oscilar, se siente que la cuchara es jalada hacia el chorro de agua (Ver Figura IV.2). El efecto tiene límites, ya que si la curvatura de la superficie es muy pronunciada, el agua se separa.

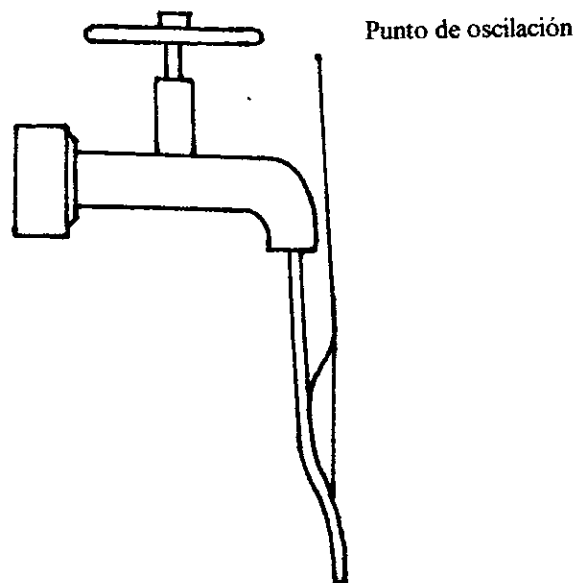


Figura IV.2

Otro experimento práctico para entender mejor este efecto es encender una candela y colocarla atrás de un recipiente de forma cilíndrica (ver Figura IV.3). Se sopla en la parte

delantera del recipiente a la altura de la llama, y la candela se apaga. Esto se debe al Efecto de Coanda, ya que el aire sigue el contorno del recipiente cilíndrico, apagando la candela.

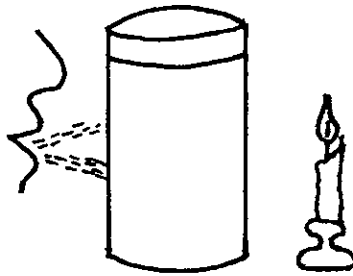
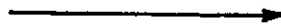


Figura IV.3

En la siguiente figura se puede observar el comportamiento de una corriente de aire en diferentes superficies.



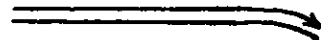
Una corriente de aire, como la que se obtiene si se sopla por una pajilla, fluye en línea recta.



Una corriente de aire a lo largo de una superficie recta, continua fluyendo en línea recta.



Una corriente de aire a lo largo de una superficie curva tiende a seguir la curvatura de la superficie, esto es normal.



Extrañamente, una corriente de aire a lo largo de una superficie que tiene una curvatura que se separa, tiende a seguir a la superficie. Esto es el Efecto de Coanda.

Figura IV.4

V. SUSTENTACION DE LOS AVIONES SEGUN LA ECUACION DE BERNOULLI

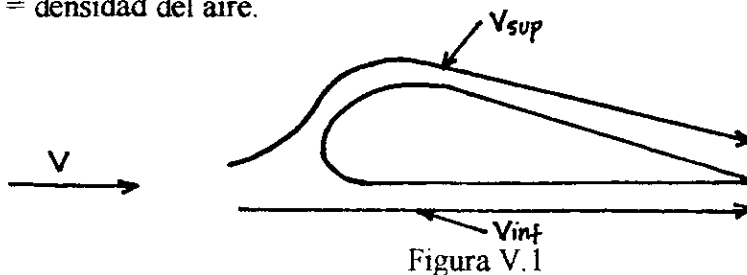
La teoría clásica de la mecánica de fluidos indica que, conforme el aire se acerca al ala, es dividido en dos partes, la parte que fluye arriba del ala, y la parte que fluye por debajo. Para crear una fuerza de sustentación, la superficie superior del ala debe ser más curva que la superficie inferior. Debido a que el aire al fluir arriba y abajo debe de recombinarse al final del ala, y como la trayectoria a lo largo de la superficie superior es más larga, el aire en la parte superior debe fluir mas rápido que el que va en la parte inferior, para que llegue al final del ala al mismo tiempo que el aire de abajo. El "Principio de Bernoulli" dice que la energía del aire en cada lado del ala es constante. Por lo tanto, las moléculas del aire superior gana energía cinética (velocidad) reduciéndose su energía potencial (presión), por lo que el aire que circula a velocidad alta tiene una menor presión que aire a una baja velocidad. Debido a que el aire fluye más rápido en la parte superior que en la inferior, la presión arriba es menor que la presión debajo del ala, por lo que el ala es impulsada hacia arriba. Esta es la fuerza neta hacia arriba o de sustentación del ala.

$$P_{sup} - P_{inf} = 1/2 \delta (v_{sup}^2 - v_{inf}^2)$$

Donde p = presión

v = velocidad

δ = densidad del aire.



VI. EFECTO DE COANDA - OTRA TEORIA SOBRE LA SUSTENTACION DE AVIONES

Conforme fluye el aire sobre un ala, el flujo se adhiere a la superficie del ala, esto es el Efecto de Coanda. Como el ala de un avión está inclinada, el aire que fluye por debajo del ala es empujado hacia abajo por el ala, por lo que el aire tiende a empujar hacia arriba al ala, creando una fuerza de sustentación. El aire que fluye sobre la superficie del ala se adhiere a la superficie. La misma inclinación hace que el ala desvíe el aire hacia abajo conforme fluye sobre el ala inclinada, por lo que el aire “jala hacia arriba” al ala, (similar a la cuchara del experimento) creando más fuerza de sustentación. La fuerza de sustentación es creada por la Tercera Ley de Newton y por conservación de momentum del flujo de aire, que tiene masa, y es desviado hacia abajo conforme el ala se mueve hacia arriba.

En esta teoría es muy importante hacer énfasis en el ángulo de ataque del ala, ya que por la inclinación del ala hace que el aire fluya hacia abajo.

VII. DISCUSION SOBRE ESTAS DOS TEORIAS

La teoría más usada para explicar cómo vuelan los aviones es la de Bernoulli. Esta explicación es la que se encuentra en los libros de Física General y de Mecánica de Fluidos. Es realmente esta teoría la única o suficiente para explicar por qué vuelan los aviones.

Existen varios errores en los textos elementales de ciencia y muchos artículos populares sobre Aerodinámica. Un ejemplo sobre esto está en el artículo "The Surface Anatomy of Birds" (La anatomía sobre la superficie de las aves), donde el autor establece que las alas planas de los aviones de papel no crean sustentación y solamente se deslizan por el aire hasta que se caen por falta de momentum. Como muchas personas saben, las alas planas pueden crear sustentación. Este autor se guió únicamente por la explicación usual de que se necesitan dos superficies de diferente longitud para que un avión vuele.

Si nos basáramos únicamente en esta explicación, también surge la duda de por qué vuelan los aviones invertidos. En este caso la curvatura está en la parte inferior, y la fuerza generada debería precipitar al avión hacia el suelo.

Es una falsedad que para crear sustentación, un ala debe tener un trayecto más largo en la superficie superior que en la inferior. Las alas delgadas curvas, como las utilizadas en los ultra ligeros, tienen igual longitud arriba y abajo y a pesar de esto crean sustentación. Es también una falsedad que para crear sustentación, un ala debe ser más curva en la parte superior. Las alas que son diseñadas para velocidades altas para acrobacia son totalmente simétricas, con igual curvatura arriba que abajo. En algunos casos exóticos, las alas son planas en la parte superior y más curvas en la parte inferior (el ala supercritica). En estos casos, se requiere de otra explicación para este tipo de alas.

Fotografías tomadas en túneles de viento revelan que cuando el aire es dividido por el borde delantero del ala, si el ala está generando sustentación, entonces las partículas de aire no se recombinan al final del ala, como lo requiere la Ecuación de Bernoulli. Existe un retraso de tiempo entre el arribo de las partículas superiores y las inferiores al final del ala.

La verdad es que hay dos formas de calcular sustentación, y estos dos métodos pueden ser explicaciones de cómo vuelan los aviones:

1. El perfil y la inclinación del ala hace que cuando ésta corta al aire deja un espacio "vacío" atrás de su superficie superior y un espacio "lleno" en la parte de enfrente de la superficie inferior. El aire, al encontrarse con la superficie inferior, baja su velocidad, por lo que por la Ecuación de Bernoulli, el aire ejerce una mayor presión allí. El aire que fluye por la superficie superior es atraído al espacio vacío detrás del ala y aumenta su velocidad. Por la misma Ecuación de Bernoulli, el aire a mayor velocidad, ejerce menor presión en la superficie superior. Por lo que se crea sustentación en las alas por la diferencia de presiones.
2. Conforme el ala corta al aire, ésta aplica una fuerza hacia abajo sobre el aire. Esto sucede por la inclinación y perfil del ala. La parte inferior del ala deflecta al aire hacia abajo. Como el flujo de aire se adhiere a la superficie superior, esta también deflecta al aire hacia abajo. Hay una fuerza hacia abajo sobre el aire, y como resultado (Tercera Ley de Newton), el ala es empujada hacia arriba. Si se mide la masa total de aire acelerada hacia abajo, se puede calcular la fuerza entre el ala y el aire, y esto es la fuerza de sustentación. Las alas crean sustentación por las fuerzas de reacción. A este método de calcular la fuerza de sustentación se le llama "Newton/Coanda".

¿Cuál teoría es la correcta? Las dos son correctas, pero la primera usualmente utiliza la descripción incorrecta que incluye la necesidad de la partícula A y la B separándose y

encontrándose al final del ala. Al usar la explicación de Bernoulli se enfatiza que la longitud de la superficie superior sea mayor que la inferior, lo que da idea a la gente que este es el único perfil de ala que se puede utilizar. Esta explicación también hace difícil el entendimiento de por qué alas simétricas vuelan y por qué los aviones pueden volar invertidos. Para responder estas interrogantes no se debe excluir al Efecto de Coanda en la explicación de por qué los aviones vuelan ya que permite un entendimiento más claro en estos casos.

Las explicaciones de Bernoulli y Newton/Coanda no son tan incompatibles como muchas personas lo creen. Realmente son dos diferentes maneras de simplificar un tema complicado. Mucha de la controversia surge porque, tanto un lado como el otro, insiste que su punto de vista es correcto y el punto de vista opuesto es incorrecto.

El ángulo de ataque es el ángulo entre la dirección de movimiento y la inclinación del ala. El ángulo de ataque en algunos tipos de alas es determinado geoméricamente, por medio de dibujar una línea entre la punta del borde delantero y el borde de arrastre del ala. Para crear sustentación adecuada a bajas velocidades, el ala debe operar a un ángulo de ataque grande, y esto conlleva a que el aire se desprenda de la superficie superior. Para prevenir esto, el perfil del ala debe estar bien formado. Como la sustentación sólo puede darse si la superficie del ala deflecta al aire hacia abajo por adhesión, un perfil de ala para baja velocidad tiene una curvatura mucho mayor en la parte superior. Esto es el origen del malentendido que se dice “mientras más curva la superficie superior, mayor será la fuerza de sustentación”. La situación con la superficie inferior es diferente, porque esta deflecta el aire por colisión. Incluso, tiene sentido que la superficie inferior sea un poco concava, para que el aire sea deflectado lentamente conforme va a lo largo del ala. De esta manera, la presión hacia arriba sea distribuida sobre la superficie.

El razonamiento anterior podría indicar que las alas delgadas planas generan sustentación gracias al ángulo de ataque (Efecto de Coanda) mientras que las alas asimétricas generan sustentación por el efecto de Bernoulli. ¡Esto es incorrecto! La fuerza de sustentación se puede explicar totalmente usando el "Efecto de Bernoulli" o el de "Newton/Efecto de Coanda". Representan dos puntos de vista de una misma situación, es erróneo intentar descomponer la fuerza de sustentación en la componente de "Bernoulli" y la componente del "Efecto de Coanda".

El Efecto de Coanda no se debe excluir de la explicación de la fuerza de sustentación, ya que si el flujo de aire no se adhiriera al ala por el Efecto de Coanda, el ala estaría permanentemente en *estado estático*, no deflectaría al aire a lo largo de la superficie superior, y se produciría muy poca fuerza de sustentación. El Efecto de Coanda explica por qué el ala puede deflectar un gran volumen de aire incluso a ángulos de ataque grandes.

El error con la explicación de Bernoulli, es que se le está dando el enfoque de que es la mejor forma de explicar la sustentación de aviones, ya que el razonamiento es más sencillo que el método de Newton/Efecto de Coanda. Se debería dar el constante uso de las dos explicaciones. El método Newton/Efecto de Coanda es más apropiado para explicaciones para el público, porque permite un entendimiento intuitivo, mientras que la explicación de Bernoulli es más técnica y permite realizar cálculos sencillos de la fuerza de sustentación como los que realizan los estudiantes de física, ingeniería, pilotos, etc.

Por el otro lado, los cálculos involucrados para la explicación de Newton/Coanda requieren de mucho más trabajo y dan resultados menos elegantes. Tal vez sea por esto que los ingenieros tratan de no usarlo. Estos cálculos de masa de aire/aceleración llevan directamente a la explicación de que la sustentación es causada por las fuerzas de reacción durante la deflección del aire.

EJEMPLO

A continuación se presenta un ejemplo sencillo donde se calcula de dos maneras la fuerza de sustentación de un avión : en una se utiliza la teoría de Bernoulli y en la otra la de Newton/Coanda.

Los datos se obtuvieron del artículo publicado en la revista Model Airplane News llamado "Understanding How Models really Fly" (Entendiendo cómo vuelan realmente los aviones modelo), escrito por Jef Raskin. Estos datos publicados en la revista se obtuvieron experimentalmente al utilizar un avión modelo. Todas las medidas del artículo están dadas en el Sistema Inglés, pero en este trabajo se harán las respectivas conversiones para dar los resultados en el Sistema Internacional

Las medidas del modelo son las siguientes:

$$\text{Envergadura: } 40 \text{ pulgadas} \times \frac{1 \text{ metro}}{39.37 \text{ pulgs.}} = 1.016 \text{ m}$$

$$\text{Largo del ala: } 6 \text{ pulgadas} \times \frac{1 \text{ metro}}{39.37 \text{ pulgs.}} = 0.1524 \text{ m}$$

Largo de la parte superior del ala: 6.441 pulgadas

Largo de la parte inferior del ala: 6.394 pulgadas

$$\text{Peso: } 25 \text{ onzas} \times \frac{1 \text{ libra}}{16 \text{ onzas}} \times \frac{4.45 \text{ N}}{1 \text{ libra}} = 6.95 \text{ N}$$

1. Primero se harán los cálculos con la Ecuación de Bernoulli y se utilizará la típica explicación que la partícula A y B se recombinan al final del ala.

La relación entre las longitudes de las alas es:

$$6.441/6.394 = 1.0074$$

La velocidad a la que vuela el avión es a 20 mph, por lo que la velocidad en la parte inferior del ala es de 20 mph y la velocidad en la parte superior del ala es:

$$20 \times 1.0074 = 20.148 \text{ mph.}$$

Sabemos que la Ecuación de Bernoulli es:

$$P_{\text{sup}} - P_{\text{inf}} = \frac{1}{2} \delta (v_{\text{sup}}^2 - v_{\text{inf}}^2)$$

Haciendo las respectivas conversiones tenemos:

$$\frac{20 \text{ millas}}{\text{hora}} \times \frac{1.61 \text{ kms}}{1 \text{ milla}} \times \frac{1,000 \text{ metros}}{1 \text{ km}} \times \frac{1 \text{ hora}}{3,600 \text{ segs}} = \frac{8.94 \text{ m}}{\text{seg.}}$$

$$\frac{21.148 \text{ millas}}{\text{hora}} \times \frac{1.61 \text{ kms}}{1 \text{ milla}} \times \frac{1,000 \text{ metros}}{1 \text{ km}} \times \frac{1 \text{ hora}}{3,600 \text{ segs}} = \frac{9.01 \text{ m}}{\text{seg.}}$$

La densidad del aire (δ) es 1.20 kg/m^3 .

$$P_{\text{sup}} - P_{\text{inf}} = \frac{1}{2} \times \frac{1.20 \text{ kg}}{\text{m}^3} \times \left(\frac{(9.01 \text{ m})^2}{\text{seg}} - \frac{(8.94 \text{ m})^2}{\text{seg}} \right) = \frac{0.75 \text{ N}}{\text{m}^2}$$

Sabemos que fuerza = Presión x área.

$$\text{El área es entonces: } 0.1524 \text{ m} \times 1.016 \text{ m} = 0.1548 \text{ m}^2.$$

$$\text{La fuerza es: } F = \frac{0.75 \text{ N}}{\text{m}^2} \times 0.1548 \text{ m}^2 = 0.1161 \text{ N}$$

0.1161 es la fuerza de sustentación calculada.

El peso que debe ser elevado es el de 6.95 N. Se puede observar que la fuerza calculada 0.1161 N no levantaría al avión que pesa 6.95 N.

2. Ahora hagamos los cálculos utilizando la teoría Newton/Coanda.

El avión vuela a 8.94 m/seg. El bloque de aire estacionario es acelerado hacia abajo con una velocidad de 10 pies/seg. Este dato se estimó al utilizar fotos de un túnel de viento.

$$\frac{10 \text{ pies} \times 1 \text{ metro}}{\text{seg. } 3.28 \text{ pies}} = \frac{3.05 \text{ m}}{\text{seg.}}$$

El desplazamiento es igual a la velocidad por el tiempo, $s = v \times t$.

$$t = \frac{0.1524 \text{ m}}{8.94 \text{ m/seg}} = 0.017 \text{ segs.}$$

Es decir, 0.017 segs. le toma al ala moverse su longitud a través del aire.

La aceleración promedio del aire atraído es entonces:

$$a = \frac{V - V_0}{t} = \frac{3.05 \text{ m/seg}}{(0.017)\text{segs.}} = 127.33 \text{ m/seg}^2$$

Sabemos que Fuerza es igual a masa por aceleración.

$$\text{La masa del avión es: } 6.95 \text{ N} / 9.81 \text{ m/seg}^2 = 0.71 \text{ kg.}$$

La fuerza obtenida es:

$$F = 0.71 \text{ kg} \times 127.33 \text{ m/seg}^2 = 127.38 \text{ N.}$$

127.38 N levantan fácilmente a 6.95 N. La fuerza de sustentación es suficiente para elevar al avión.

En conclusión observamos que al utilizar el cálculo Newton/Coanda se obtiene una gran fuerza de sustentación que permite elevar fácilmente el avión modelo, mientras que el resultado utilizando la Ecuación de Bernoulli con la partícula A y B no puede levantar el avión.

Se quiere dejar claro en este trabajo que la fuerza de sustentación de aviones se puede calcular al usar la Ecuación de Bernoulli, el error es utilizar el enfoque de la partícula A y B. Se deben hacer los cálculos de las velocidades superior e inferior como se mencionó anteriormente que, al quedar el vacío atrás de la superficie superior y un espacio lleno en

la superficie inferior, el aire en la parte superior es atraído al espacio vacío detrás del ala y aumenta su velocidad, mientras que el aire en la parte inferior, disminuye su velocidad. No es por la relación existente entre las longitudes del ala, sino que depende mucho del ángulo de ataque del avión. Estos cálculos están fuera del alcance de este trabajo, ya que se necesitaría hacer experimentos en túneles de viento para obtener los datos, lo cual no es el fin de este estudio.

VIII. APLICACIONES INDUSTRIALES DEL EFECTO DE COANDA

Una maquinaria ineficiente significa que energía y recursos no renovables y escasos están siendo consumidos a un ritmo acelerado. Tanto los consumidores como la industria requieren que toda la maquinaria y aparatos sean lo más eficientes posible, para hacer uso económico de estos recursos y disminuir los efectos de la industria en el ambiente.

Al contemplar y utilizar el Efecto de Coanda en el diseño y la construcción de diferentes aparatos se ha logrado que éstos sean más eficientes. A continuación presentamos dichas aplicaciones.

A. AVIONES

Algunos diseños de aviones como el de la NASA llamado "Avión de Investigación Silencioso y de Poco-Arrastre", el avión soviético An-72 y el Boeing YC-14 usan los gases de escape de las turbinas para incrementar la sustentación. Esto lo logran haciendo que estos gases fluyan sobre la parte superior del ala. Las turbinas están colocadas sobre el ala para aprovechar y utilizar la energía de los gases de escape en vez de estar debajo de las alas o hasta atrás del avión como en los aviones tradicionales. Esto hace que los gases sigan la curvatura del ala y las aletas (flaps), por lo que el flujo es hacia atrás y hacia abajo, creando simultáneamente más fuerza de sustentación y empuje. Esto permite que estos aviones despeguen de pistas más cortas y utilicen el combustible de una manera más eficiente.

B. APLICACIONES CON RANURAS DE FLUJO DE COANDA

Muchas de las aplicaciones que se han construido utilizan los denominados chorros de Coanda . Estos chorros son generados al soplar un fluido (líquido o gaseoso) a presión alta o moderada a través de ranuras angostas sobre una superficie convexa. Estas ranuras son llamadas: ranuras de flujo Coanda (Coanda blowing slots).

El chorro de aire o líquido que es expulsado a alta velocidad corre tangencialmente a la superficie a la cual se adhiere y sigue, aun alrededor de curvas abruptas hasta más de 180°. Este es el **chorro principal** (primary jet). En algunos casos se ha logrado que este chorro recircule hasta 360°.

Los chorros de Coanda no tienen un flujo laminar como el flujo sobre el ala de un avión o del álabe de un ventilador. El flujo de los chorros Coanda siempre es altamente turbulento. El chorro esta compuesto de varios remolinos muy localizados. La velocidad del aire, en estos remolinos (corrientes rotatorias) es mucho mayor que la velocidad lineal de todo el flujo del chorro. Se sabe por la Ecuación de Bernoulli, que la presión esta relacionada con la velocidad. Un chorro circular fluyendo de una tobera, atrae al aire del ambiente, debido a que su gran velocidad reduce la presión del aire circundante. El chorro principal atrapa al aire del ambiente y lo mantiene por colisión.

Los chorros Coanda son expulsados por una ranura y luego atraviesan una superficie o pared, creándose una tobera asimétrica.. En algunos casos, también son llamados chorros de pared. La velocidad del chorro inmediatamente evacúa las moléculas del fluido atrapado entre él y la pared. Esta región de baja presión no puede ser equilibrada por el flujo interno, ya que el aire del ambiente está del otro lado del chorro. Esto ocasiona que el chorro rápidamente se defleccione y corra tangencialmente a la pared. La literatura muestra que la presión promedio del chorro Coanda es menor que la presión promedio de

un chorro circular lejano a la superficie. Esto significa que la velocidad promedio en cualquier punto dentro del chorro Coanda es mayor que en un chorro convencional. Siendo la presión menor a cualquier distancia de la tobera, el momentum del flujo de masa es mayor que en los chorros convencionales.

El aumento de flujo, debido al aire atrapado del ambiente es también mayor que con cualquier chorro convencional, por el gradiente de presión que es causado por la proximidad de la superficie dura (la pared) tangente al chorro. Esto es una manera más eficiente de transferencia de momentum, que una mera colisión y cautivación de moléculas como los chorros convencionales.

A continuación, se describen dos de los diferentes métodos que hay para mejorar la generación de remolinos y para lograr en forma más eficiente que los chorros giren alrededor de esquinas abruptas.

Método 1 : Generación de Remolinos

El chorro circular que fluye de la tobera , por su alta velocidad, atrapa al aire del ambiente reduciendo su presión.

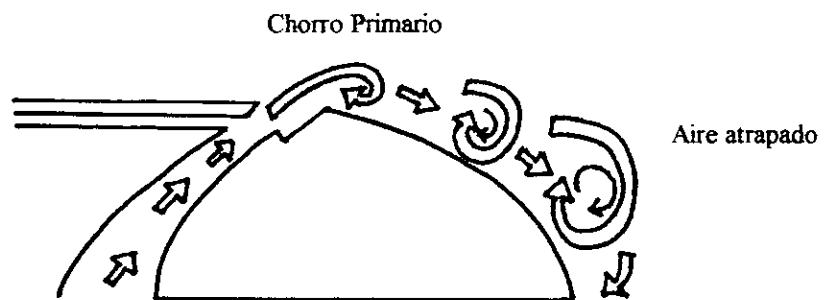


Figura VIII.1

Método 2

El chorro primario genera una zona de presión baja, cercana a la superficie, causando que el aire siga lo plano y los ángulos. Cada ángulo genera más turbulencia. Con este método se puede lograr que el aire circule hasta 360° por superficies sucesivas.

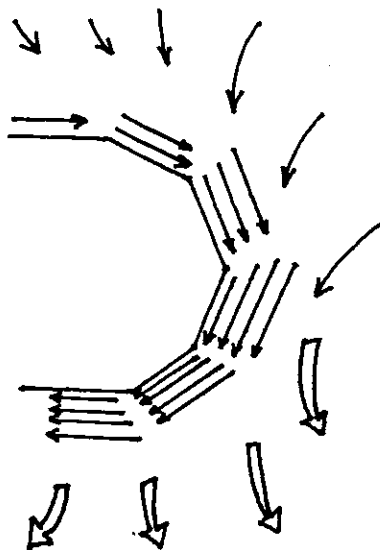


Figura VIII.2.a

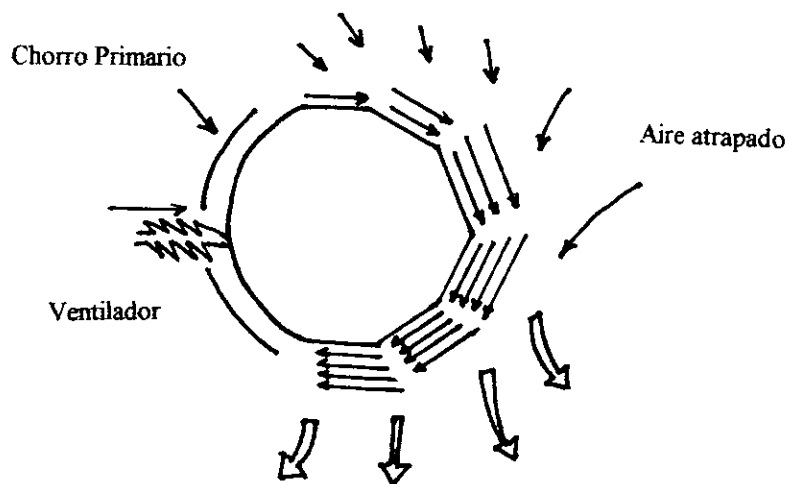


Figura VIII.2.b

1. HELICOPTEROS

El helicóptero "NOTAR" (No Tail Rotor) de McDonell Douglas no tiene rotor de cola. Este helicóptero lo sustituye por un sistema que requiere aire a alta presión fluyendo a través de las ranuras de flujo Coanda, que se encuentran en la parte interior de la cola del helicóptero. Esto representa una gran ventaja en el uso de helicópteros, ya que la mayoría de accidentes leves de helicópteros, ocurren cuando el rotor de cola pega contra el suelo, al momento de despegar o aterrizar.

La presión baja a la par de la cola del helicóptero, (tail boom) es producida por el aire que es forzado a través de las ranuras de flujo Coanda. Controlando el flujo de aire, se logra que la cola oscile hacia los lados para dar la dirección al helicóptero.

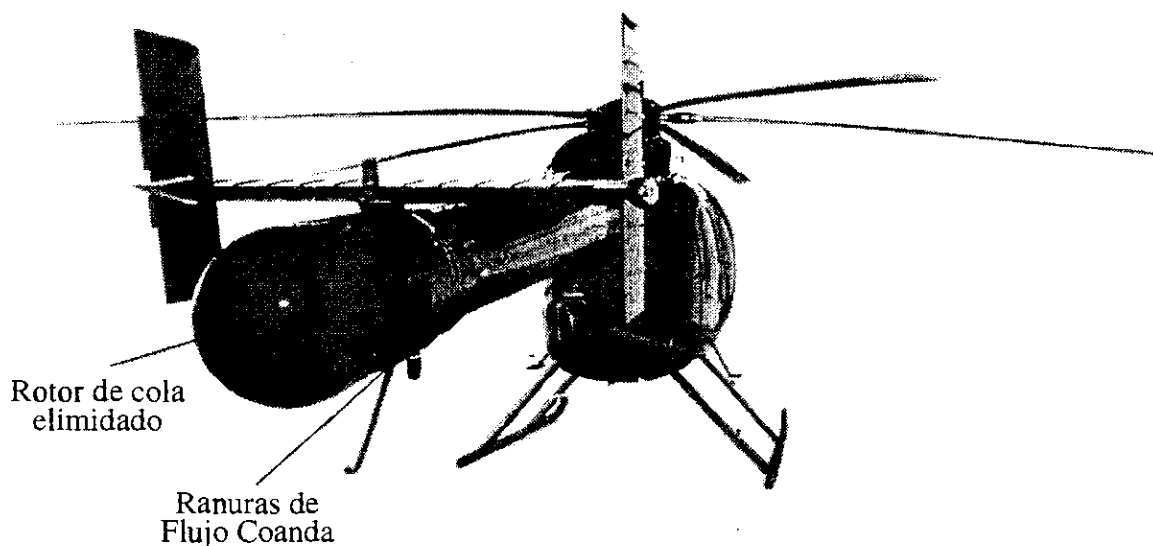


Figura VIII.3

2. VEHICULOS TERRESTRES: CARROS Y CAMIONES

Se han realizado investigaciones a menor escala, para indagar si la utilización de chorros Coanda, puede afectar el flujo de aire en el cuerpo de los camiones y carros, reduciéndose de esta forma el arrastre y el consumo de energía.

Estas investigaciones han buscado la posibilidad de generar chorros Coanda a través de ranuras, para modificar la presión base de un cuerpo cilíndrico, (camión cisterna) alineado axialmente al flujo de aire y lograr una reducción en el arrastre. En estas investigaciones, se encontró, que al soplar aire a través de una o dos ranuras concéntricas a la circunferencia del cuerpo exterior (cilindro), influye significativamente sobre la región de flujo base. La presión, en la parte posterior del cuerpo, aumenta significativamente, creando una gran fuerza de empuje y esto hace que se reduzca el arrastre hasta un 30%. Debido a que los chorros Coanda, tienen la propiedad de atrapar el aire del ambiente, se disminuye también la sustentación del cuerpo, haciéndolo más estable. Los resultados demostraron, que duplicar el número de ranuras, produce una mejora significativa en el desempeño general del vehículo. El objetivo que se quiere lograr usando estos chorros Coanda, es impulsar el vehículo por medio de arrastre negativo, es decir, baja presión en la parte delantera del cuerpo y alta presión en la parte posterior.

Estos resultados establecen que, se pueden utilizar las ranuras de flujo Coanda en camiones y carros, en los cuales hacer la parte posterior de forma aerodinámica es muy difícil e impráctico. En estos vehículos, el aire circundante se puede atrapar por la parte delantera y por los extremos y, expulsar en la parte posterior en forma de chorro Coanda, tomándose la ventaja del empuje de la propulsión y la característica reductora de arrastre de los chorros.

3. APLICACIONES QUE USAN EL "VENTILADOR DE CHORRO"

Como se mencionó anteriormente, las ranuras de flujo de Coanda requieren un suministro de aire a alta presión, para trabajar eficientemente. La mayoría de ventiladores convencionales necesitan un difusor, para desarrollar suficiente presión y forzar el aire a través de las ranuras. La necesidad de un difusor hace que los aparatos o equipos sean más pesados, se reduce su eficiencia y ocupen un mayor espacio.

Para crear esta presión necesaria para utilizar las ranuras de flujo de Coanda, se desarrolló una nueva tecnología que no necesita difusor, lo que permite que se hagan aplicaciones de menor tamaño y más eficientes. Esta nueva tecnología es un ventilador de chorro, desarrollado por la empresa "Jet Fan Technology", llamado "**ventilador jet**", que no necesita difusor.

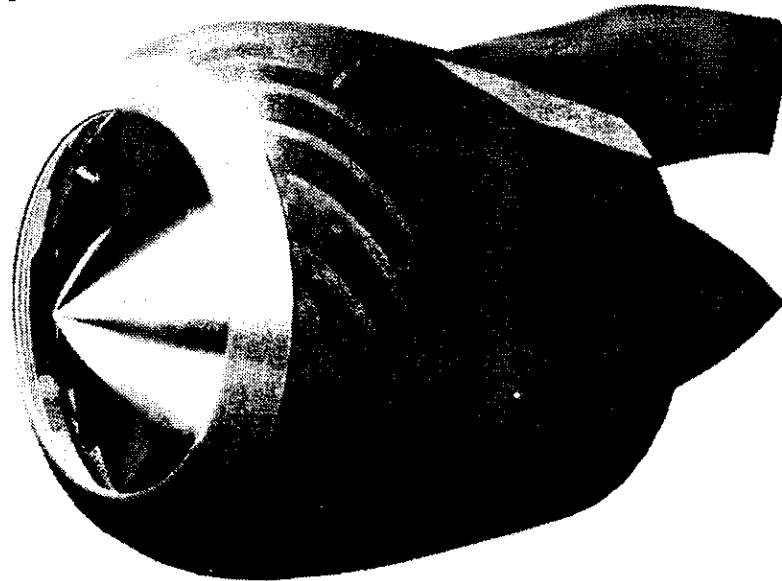
Las principales ventajas del "ventilador jet" son las siguientes:

1. No se ahoga. (stall free) Esto ocurre en los ventiladores convencionales, cuando el aire que circula alrededor del borde de arraste del álabe, no permite que el ventilador haga trabajo neto.
2. Libera axialmente a través de una tobera presión relativamente alta, sin producir pulsaciones.
3. Es más eficiente, en una mayor escala de velocidades.
4. No necesita un difusor, para obtener el incremento de presión.
5. Es más pequeño.
6. Utiliza menos energía.

Para obtener estas ventajas, las principales diferencias del "ventilador jet" son:

1. Todos los álabes se sobreponen unos a otros.
2. Los álabes están cubiertos, a diferencia de todos los ventiladores convencionales.

3. El "ventilador jet", no hace rotar álabes, sino que rota pasillos convergentes. Es decir, un pasillo es definido por dos álabes.
4. Tiene álabes que son más cortos y están inclinados al eje de rotación.
5. Tiene más álabes que un ventilador convencional.



Los álabes convergen al borde de arrastre y al estar sobrepuestos forman un pasillo.

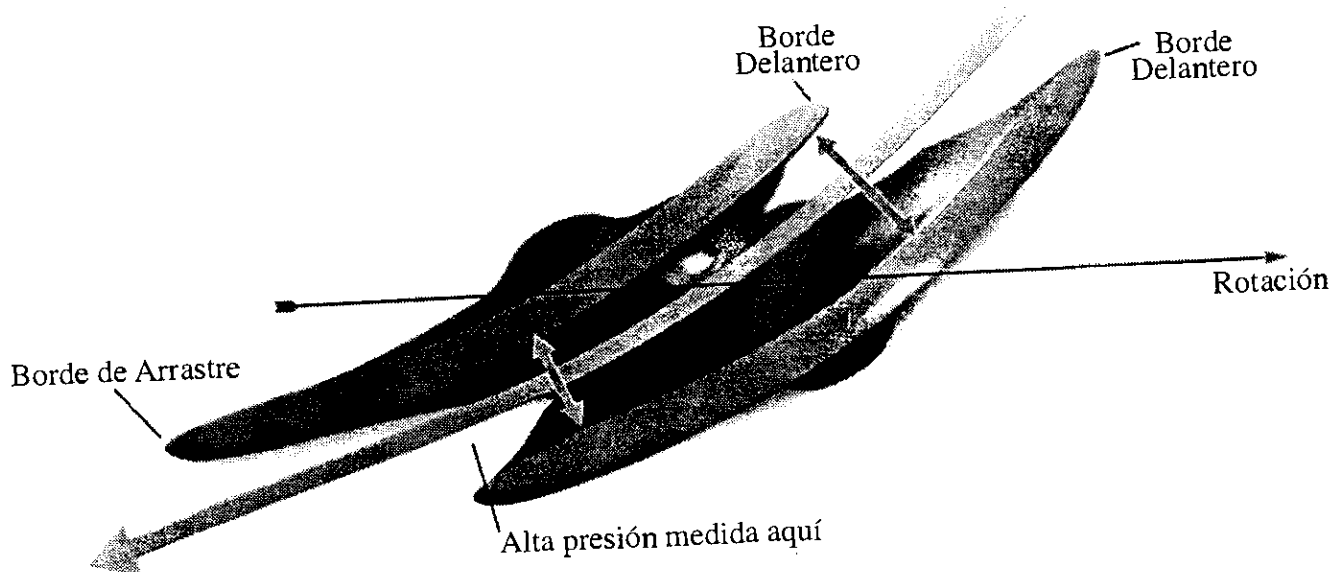


Figura VIII.5

Cada álabe tiene un espárrago (tornillo), que se introduce dentro de un agujero, en el eje-rotor. Este agujero, está dirigido hacia el centro imaginario de una esfera, de la cual el eje-rotor está cortado. Esto permite que la inclinación de los álabes, (el grado de convergencia de los álabes) pueda cambiarse durante corridas. Lo que hace, que el ventilador mantenga una presión alta y una eficiencia alta, sobre una mayor escala de velocidades (RPM , revoluciones por minuto).

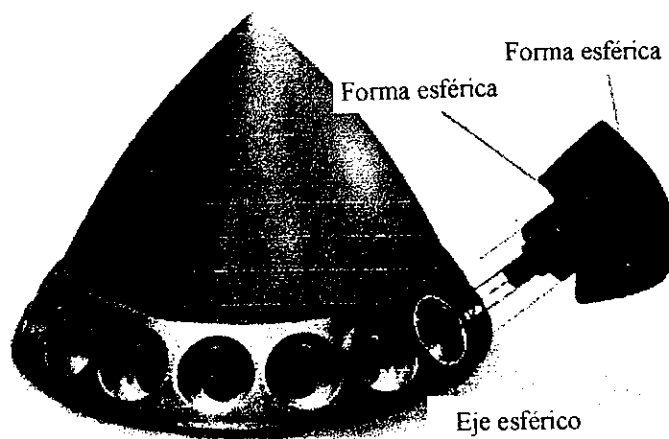


Figura VIII.6

La mayoría de ventiladores de alta presión, tienen la tendencia a tener “fugas” de aire en la dirección contraria a la del flujo. Como este ventilador tiene un eje esférico y los álabes están en contacto con el eje-rotor a todo su largo, impiden el flujo en dirección contraria (back flow).

Los álabes de los ventiladores, convencionales comprimen el aire al operar. Esta compresión es inevitable y perjudica el rendimiento del ventilador, ya que ésta puede causar que los álabes se ahoguen por el aire que está circulando alrededor del borde de arrastre.

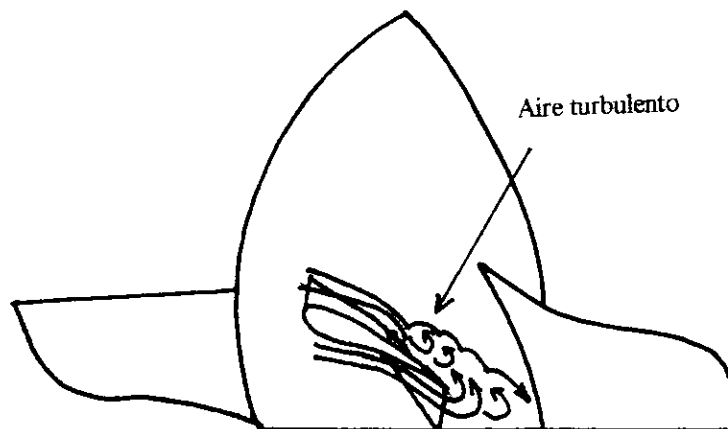


Figura VIII.7

Adicionalmente, este aire debe expandirse a la presión media baja, a medida que se une con el flujo en los bordes de arrastre, que tienen una velocidad alta. Posteriormente, la presión debe ser aumentada nuevamente, a medida que el aire es desacelerado por el difusor del compresor. Estas fluctuaciones de presión disminuyen la eficiencia del ventilador.

El “ventilador jet” se basa en el hecho de que el aire será comprimido por la velocidad del alabeo, pero en su caso la presión generada es mantenida sin que exista expansión.

La forma de cono, en la entrada del ventilador, define una entrada más pequeña para aumentar la velocidad en la parte delantera del ventilador. Esto da una mayor compresión del aire. La desventaja que en la parte delantera del ventilador haya una mayor velocidad y, por lo tanto, una presión menor, no es problema para el “ventilador jet”, ya que la velocidad es reducida en los pasillos.

El objetivo del “ventilador jet” es, que el aire sea expulsado a alta presión estática, al final de los pasillos. Pero la presión dinámica de los alabes puede elevarse de una manera cuadrática conforme el aire es barrido hacia afuera del pasillo. Por este motivo, los alabes tienen un diseño en donde el radio se disminuye hacia el borde de arrastre. Esto

sirve para mitigar la presión dinámica entre los pasillos y también previene que haya flujo de regreso a lo largo del pasillo.

Adicionalmente, este radio decreciente hace que cada pasillo, que definen los álabes convergentes, vaya reduciendo el volumen a lo largo del mismo, conforme se acerca al borde de arrastre. Por lo tanto, el pasillo se ajusta progresivamente al espacio menor que el aire comprimido ocupa y, el aire es descargado en un estado de alta presión.

Ocurre un alza considerable en la presión generada por la velocidad del álabe. El incremento de presión estática sigue una relación cuadrática, con respecto al incremento de la velocidad del álabe. El corredor formado entre los álabes, no hace más que acomodar el aire dentro del volumen reducido.

En la práctica, la presión entre las aberturas de descarga, es idéntica a la presión en los bordes de arrastre del álabe. Esto evita las abruptas fluctuaciones de presión, encontradas en otros ventiladores. La presión se mantiene constante, lo que evita el uso de un difusor.

Conforme la resistencia del sistema aumenta, debido a un ahogo variable en algunos aparatos, como ductos de ventilación o en los motores marinos de propulsión a chorro, la velocidad del ventilador es aumentada y los álabes se acercan los unos a los otros, para posponer la disminución de velocidad. El "ventilador jet" es una gran mejora, ya que si es necesario, las paletas pueden ser ajustadas durante corridas, acomodándose a cambios de presión.

El "ventilador jet" no produce pulsaciones ni ondas. El aire es liberado a un ritmo constante, lo cual es importante para muchas aplicaciones.

Aparte de las distintas aplicaciones del "ventilador jet" como ventilador, éste también permite revivir el Efecto de Coanda. Utilizando el "ventilador jet" y el Efecto de Coanda,

se han construido varias aplicaciones como: aspiradoras, motores de propulsión a chorro y ventiladores.

a. ASPIRADORAS

El funcionamiento de las aspiradoras mejoradas es el siguiente: el aire es acelerado a través del "ventilador jet", para ser expulsado por la ranura anular de flujo Coanda. El aire pasa sobre la superficie de la alfombra, atrapando aire del exterior, por debajo del borde de la aspiradora y a través del pelo de la alfombra. El aire, moviéndose en espiral, sale del ventilador creando una acción ciclónica en el pasillo descendente, arrojando el polvo hacia afuera.

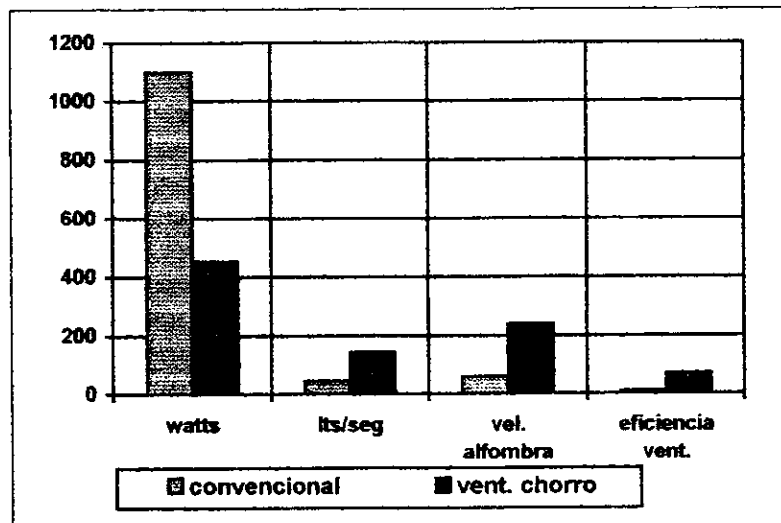
Una ranura succionadora en el pasillo divide el aire y la basura. El aire continuamente pasa de regreso al ventilador de manera que el "bombeo" nunca disminuye. Partículas pesadas, como basura y polvo, son depositadas en la cámara superior mientras que el aire residual es filtrado y expulsado al cuarto. (Ver Figura VIII.5)

A continuación, se presentan una gráfica y una tabla, en donde se compara una aspiradora convencional y una que utiliza el "ventilador jet". Se puede observar, que los resultados varían bastante, especialmente en la energía consumida y la eficiencia. También se muestra una fotografía, donde se puede observar el menor tamaño de la aspiradora.

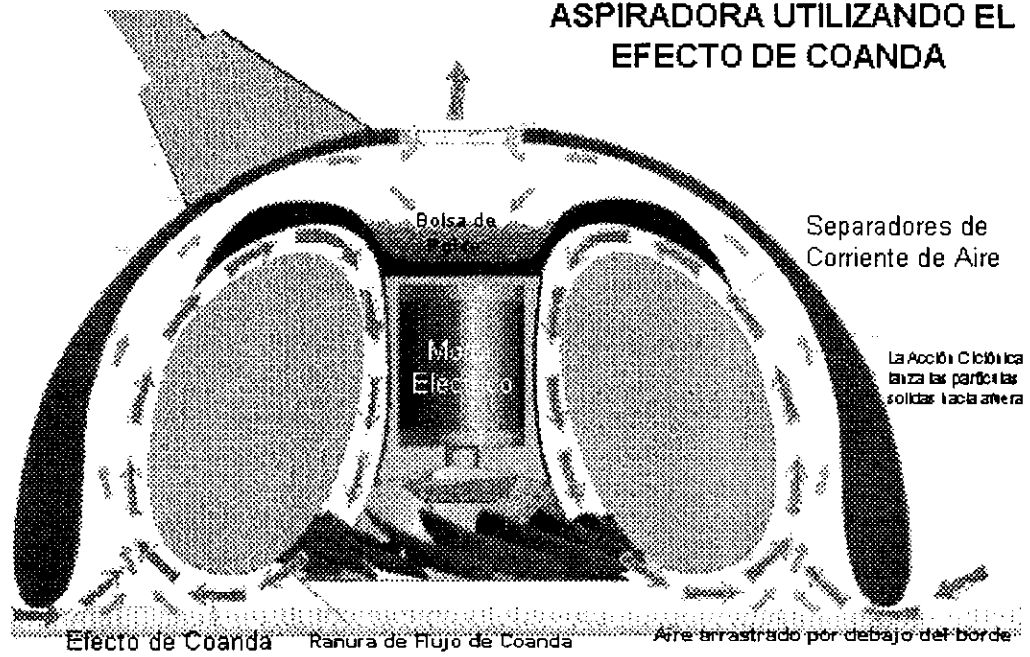
TABLA I.

Datos Comparativos	Aspiradora Convencional	Aspiradora "VentJet"/Coanda
Energía Consumida	1,100 watts	454 watts
RPM	18,000	18,000
Diámetro del vent	125 mm	112 mm
Etapas	2 (2 vent.)	1 (1 vent.)
Litros Aire/Seg.	46	144
Vel. en Alfombra	60 kph	240 kph
Eficiencia Vent.	9.1 %	70 %
Tamaño y peso	10 kg.	La mitad

GRAFICA I.



ASPIRADORA UTILIZANDO EL EFECTO DE COANDA



En esta figura se muestra el corte transversal de la aspiradora, mostrándose su funcionamiento.

FIGURA VIII.5



FIGURA VIII.6

b. VENTILADORES

En el ventilador mejorado, el aire es acelerado por el "ventilador jet" a través de una ranura de flujo anular. Conforme el aire avanza, evacúa al aire que se encuentra debajo de su flujo, por lo que disminuye la presión y causa que el aire gire en remolinos. Se forman varios remolinos. La velocidad del aire de cada remolino, baja la presión y, el aire del ambiente es atrapado entre cada remolino, los cuales aumentan progresivamente en diámetro. La presión baja causa que el aire siga el contorno de la superficie. Una vez que el aire esta fluyendo a lo largo de una área de superficie decreciente, el aire atrapado es expulsado hacia afuera y, el aire fluye a través del cuarto. La acción giratoria, restriega la parte superior del ventilador, manteniéndola limpia. La presión positiva, en la parte inferior, tira el polvo y grasa hacia abajo. Se puede agregar un elemento de calefacción, evitándose el sistema convencional de invertir la rotación. Se presenta el corte transversal del ventilador, para un mejor entendimiento de su funcionamiento.

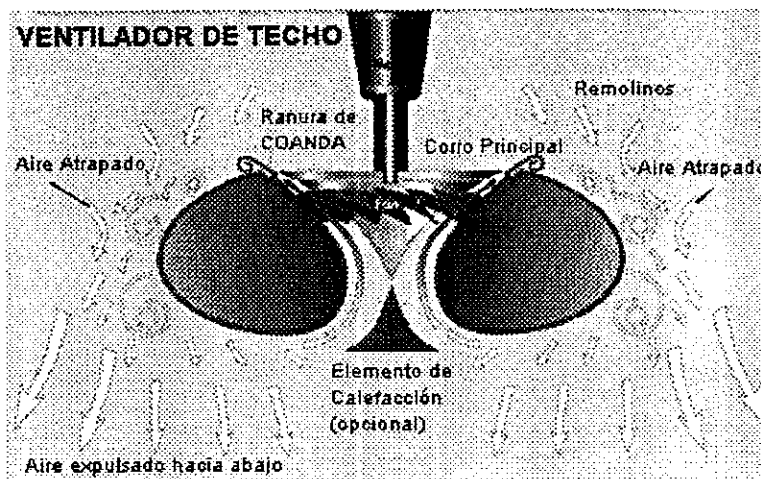


Figura VIII.7



FIGURA VIII.8

Este ventilador tiene muchas aplicaciones, ya que es más pequeño y eficiente se puede usar en las industrias, oficinas y viviendas.

c. MOTORES ACUATICOS DE PROPULSION A CHORRO

El agua es acelerada por el "ventilador jet" y es expulsada a través de la ranura de flujo angular. Al salir el agua de la ranura, sigue la superficie curva entre el cuerpo principal y la cubierta del motor. La velocidad del agua, que recircula, disminuye la presión del chorro, atrapando agua dentro del aparato. Conforme el agua avanza dentro de éste, sigue siendo acelerada. El agua es empujada a la parte posterior del aparato ejerciendo presión en esta área. La parte posterior es propulsada hacia delante, como un banano, que es exprimido de su cáscara. Tal propulsión, por arrastre negativo (succión enfrente y empuje atrás) tiene la característica adicional de que no se levanta el motor (wake free).

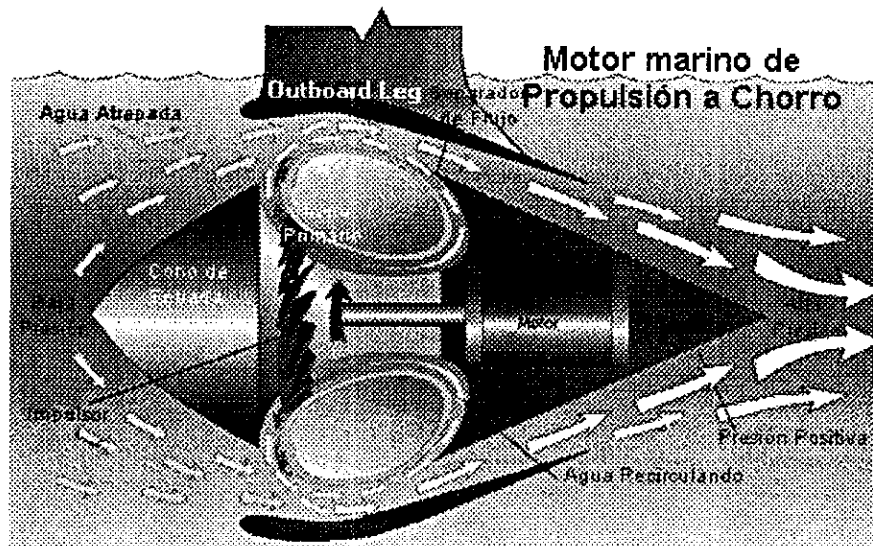


Figura VIII.9

d. SITUACION ACTUAL DE LA COMERCIALIZACION DE ESTAS APLICACIONES

Desde hace varios años se habían realizado varias aplicaciones que utilizan el Efecto de Coanda, pero no habían tenido mucha divulgación a nivel internacional, debido a que se necesitaban ventiladores con difusor, para utilizar las ranuras de Flujo Coanda. Como se mencionó anteriormente, los ventiladores con difusor, son de gran tamaño, lo que hacía que los aparatos fueran eficientes pero con un tamaño mayor que las aplicaciones ya existentes.

Es hasta 1995, que se desarrolló el “ventilador jet”, el cual por su pequeño tamaño permite crear aplicaciones tan eficientes y pequeñas como las que se presentan en este trabajo.

Estas aplicaciones están listas para salir a la venta, pero su comercialización aún no se ha dado, ya que la compañía que las desarrolló no tiene el suficiente capital, para poder hacer una producción masiva. Estos aparatos, al momento de ser comercializados, no serán más caros que los modelos convencionales. Además, el consumidor ahorrará tiempo y dinero, ya que son aparatos más eficientes.

IX. CONCLUSIONES

1. La típica explicación de Bernoulli, que utiliza el modelo de la partícula A y B, no permite un completo entendimiento de por qué vuelan los aviones con diferentes perfiles de alas.
2. Se debe usar tanto la teoría de Bernoulli como el efecto de Coanda para explicar la sustentación de aviones, ya que estas dos teorías son correctas y el uso de ambas, permite explicar de una forma más completa el vuelo de los aviones.
3. Colocar los motores del avión sobre sus alas, permite que los gases de escape fluyan sobre éstas creando más fuerza de sustentación por adhesión del flujo y mayor empuje .
4. Las ranuras de flujo Coanda crean chorros completamente turbulentos, los cuales por su alta velocidad y presión baja atrapan el aire del ambiente y se adhieren a la superficie en la que fluyen.
5. El "arrastre negativo" (succión en la parte delantera y empuje en la parte posterior), es creado por los chorros Coanda, lo cual permite que los vehículos disminuyan su arrastre hasta un 30% y mejoren su eficiencia.
6. Las ranuras de flujo Coanda, normalmente necesitan de un ventilador con difusor, para expulsar el aire a alta presión. El nuevo "ventilador de chorro" no necesita difusor, lo cual hace que se puedan construir aspiradoras, motores de propulsión a chorro y ventiladores más eficientes y de menor tamaño.

VI. BIBLIOGRAFIA

- Day, Terry. Jetfan Technology. Australia. pp. 36
1996.
- Franke, M. E. y Lancher, S. J. "High Lift Aerodynamics and the
1994 Coanda Effect". Proceedings of the Fourth Triennial
International Symposium on Fluid Measurement and
Visualization, FLUCOME '94, Toulouse, France, Vol 2, pp.
1029-1033, 29 August-1 September.
- Freund, J. B. y Mungal, M. G. "Drag and Wake Modification of
1994 Axisymmetric Bluff Bodies Using Coanda Blowing," Journal of
Aircraft. Vol. 31, No. 3, May-June.
- Hancock, G. J. An Introduction to the Flight Dynamics of Rigid
1995 Aeroplanes. New York, Ellis Horwood. pp. 561.
- Juvet, P. J., y Reynolds, W. C. "A Remarkable Coanda-Controlled
1989 Jet Flow," Open Forum Poster Presentation W-4, Seventh
Symposium on Turbulent Shear Flows, Stanford Univ.,
Stanford. CA, Aug.
- Milne, L. M. y Thomson, C.B.E. Theoretical Aerodynamics. 4a. ed.
1973 New York, Dover Publications, Inc. pp. 480.
- Newman, B. G. "The Deflection of Plane Jets by Adjacent
1961 Boundaries-Coanda Effect," Boundary Layer and Flow Control,
Its Principles and Applications, Pergamon, London. pp.232-264.
- Quadracci, H. R. y Modi, V. "Heat Transfer to a Flexible Web with a Coanda
1996 Jet", ASME Paper 94-WA/HT-21, November 1994.
Raskin, Jef. "Understanding How Models Really Fly". Model
Airplanes News. January , pp. 70-73.

- Reba, Imats. "Applications of the Coanda Effect," Scientific
1966 American Magazine. June.
- Stine, G. Harry. "The Rises and Falls of Henri-Marie Coanda". Did a
1989 Rumanian build and fly the World's First Jet? Airspace
Magazine. August/September
- Streeter, V. L. y E. B. Wylie. Mecánica de los Flúidos. 3a. ed.
1988 México, D. F., McGraw-Hill. 594 pp.
- Weltner, K. "A Comparison of Explanations of the Aerodynamic Lifting
1987 Force". Am. J. of Physics, 55 (1). Jan. pp. 50-54.

