Reporte de Investigación
2007-01

Perfil Aerodinámico empleados en Turbinas de Viento: Introducción para No Cultos

Responsables: Francisco M. González-Longatt
Supervisor: Francisco M. González-Longatt

Línea de Investigación:
Fuentes Alternas de Energía
y
Generación Distribuida

07-Ene-2006

Palas de una Turbina de Viento

El elemento básico de una aeroturbina o turbina de viento es el *rotor*, que está formado por una o *varias hélices o palas*, (su teoría de cálculo elemental es análoga a la de las hélices de avión).

En el rotor están situadas las palas, cuyo número es variable según los casos; cada pala tiene un *perfil* que tiene forma aerodinámica; éstos perfiles tienen un extremo romo, que es el borde de ata-que mientras que el otro extremo, de forma afilada, es el borde de salida.

Los perfiles tienen distintos nombres según su geometría. Se denominan *biconvexos* si el *intradós* y el *extradós*[1] son convexos y plano-convexos si tienen el extradós convexo y el intradós plano y de doble curvatura si el intradós y el extradós son cóncavos.

Un perfil empleado en las palas de una turbina de viento son similares a los empleados en una sección del ala de un avión. En el estudio de los perfiles se ignora la configuración en proyección horizontal de la pala, como así también los efectos de extremo de la pala, flecha, alabeo y otras características de diseño.

Terminología Empleada en Perfiles

En el diseño de palas es necesario mantener claro una serie de conceptos:

1. La *línea de cuerda* es una línea recta que une el *borde de ataque* y el *borde de fuga* del perfil.
2. La *cuerda* es la longitud de la línea anterior. Todas las dimensiones de los perfiles se miden en términos de la cuerda.
3. La *línea de curvatura media* es la línea media entre el extradós y el intradós.
4. *Curvatura máxima* es la distancia máxima entre la línea de curvatura media y la línea de cuerda. La posición de la curvatura máxima es importante en la determinación de las características aerodinámicas de un perfil.
5. *Espesor máximo* es la distancia máxima entre la superficie superior e inferior (extradós e intradós). La localización del espesor máximo también es importante.
6. *Radio del borde de ataque* es una medida del afilamiento del borde de ataque. Puede variar desde 0, para perfiles supersónicos afilados, hasta un 2 por 100 (de la cuerda) para perfiles más bien achatados.

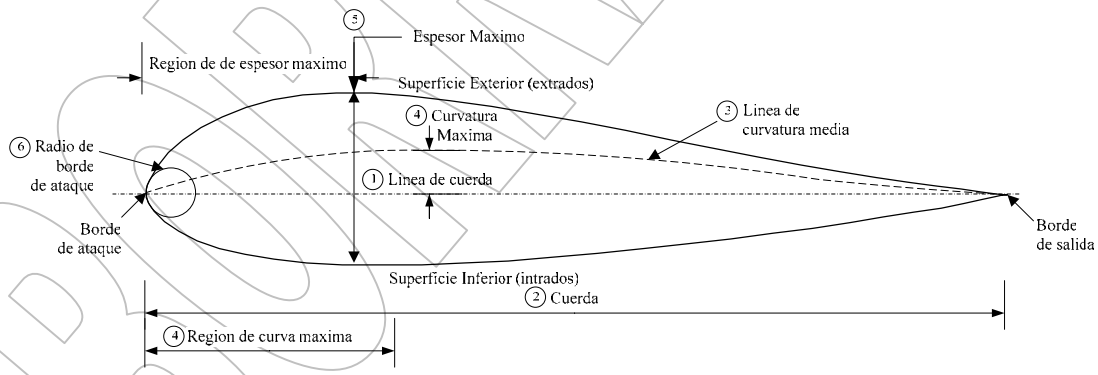


Figura 1. Terminología Básica en Perfiles

[1] El extradós, que es la parte del perfil en donde los filetes de aire están en depresión, y el intradós, que es la parte del perfil en donde los filetes de aire están en sobrepresión.

Solo para ser empleado con objetivo de evaluación, o académicos. Prohibido la reproducción total o parcial de este documento sin consentimiento de los autores.

Variables Geométricas en los Perfiles

En la geometría de un perfil existen cuatro variables principales:

1. Configuración de la línea de curvatura media. Si esta línea coincide con la línea de cuerda, el perfil es simétrico. En los perfiles simétricos la superficie superior e inferior tiene la misma forma y equidistan de la línea de cuerda.
2. Espesor.
3. Localización del espesor máximo.
4. Radio del borde de ataque.

Clasificación de los Perfiles

La mayor parte del desarrollo de perfiles en los Estados Unidos ha sido realizado a partir de 1929 por el *Comité Nacional de Aeronáutica* (NACA -*National Advisory Committee of Aeronautics*), que fue precursor de la Administración Nacional de la Aeronáutica y del Espacio (NASA) y vienen definidos por un conjunto de números que definen su geometría.

Las primeras series estudiadas fueron las llamadas "de cuatro dígitos". El primero de los dígitos daba la curvatura en porcentaje de la cuerda; el segundo daba la posición de la curvatura máxima en décimas de la cuerda y los dos últimos dígitos el espesor máximo en porcentaje de la cuerda.

El desarrollo posterior llevó a las series de cinco dígitos, "series 1", y, con la llegada de altas velocidades, los denominados de flujo laminar. Estos corresponden a las "series 6 y 7" y resultan del desplazamiento hacia atrás del punto de espesor máximo y la reducción del radio de borde de ataque. De este diseño se obtiene dos resultados principales. En primer lugar se desplaza hacia atrás el punto de presión mínima, aumentando con ello la distancia desde el borde de ataque en la que existe flujo laminar y reduciendo la resistencia. En segundo lugar, aumenta el número crítico de mach, permitiendo incrementar la velocidad del avión sin la aparición de problemas de compresibilidad. En los perfiles de "serie 6", el primer dígito indica la serie y el segundo la posición de presión mínima en décimas de la cuerda. El tercer dígito representa el coeficiente de sustentación en décimas y los dos últimos dígitos el espesor en porcentaje de la cuerda.

Perfiles NACA

La serie de perfiles NACA fue desarrollada para proveer una familia estandarizada de geometrías de perfiles para desarrollo aeronáutico y análisis de ingeniería. Los perfiles son generador por polinomios que describen la forma de la línea de curvatura (*camber line*) y la distribución de espesor (*thickness distribución*). La línea de curvatura es definida como el punto medio entre la superficie de arriba y de abajo, y es determinado por polinomios que especifican su distancia desde el punto de cuerda.

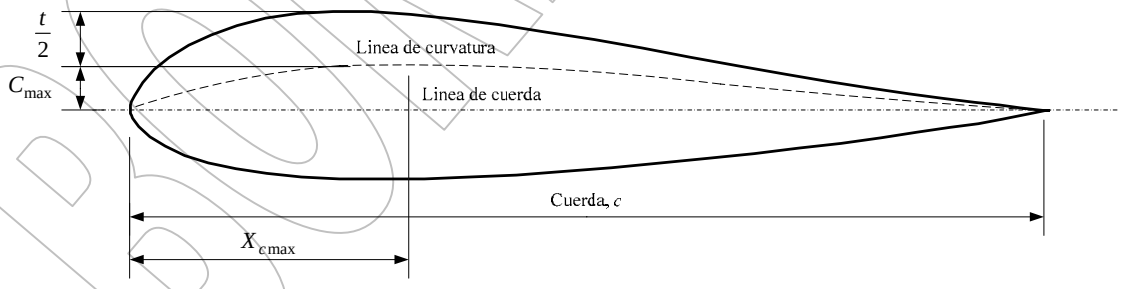


Figura 2. Terminología empleada en Perfiles

Las superficies del perfil son calculadas agregando una distribución de grosor a la línea de curvatura, con la distribución de espesor especificada por un polinomio adicional. El grosor es agregado en una dirección localmente normal a la línea de curvatura.

Solo para ser empleado con objetivo de evaluación, o académicos. Prohibido la reproducción total o parcial de este documento sin consentimiento de los autores.

Serie NACA de 4 Dígitos

Son basados en criterios de geometría, con los dígitos de la máxima curvatura, X_{cmax}, y el máximo grosor, t, respectivamente. Los cuatro dígitos definen:

- La primera cifra tiene un significado geométrico, e indica la máxima flecha de la línea media de la cuerda en porcentaje %, proporcionando la máxima curvatura C_{max}.
- La segunda cifra tiene un significado geométrico, e indica su posición, es decir, la distancia desde el borde de ataque hasta la posición de la máxima flecha de la línea media o máxima curvatura X_{cmax}.
- Las dos últimas cifras indican el espesor relativo máximo en % respecto a la cuerda.

El perfil se obtiene mediante dos parábolas tangentes en el punto de máxima línea media.

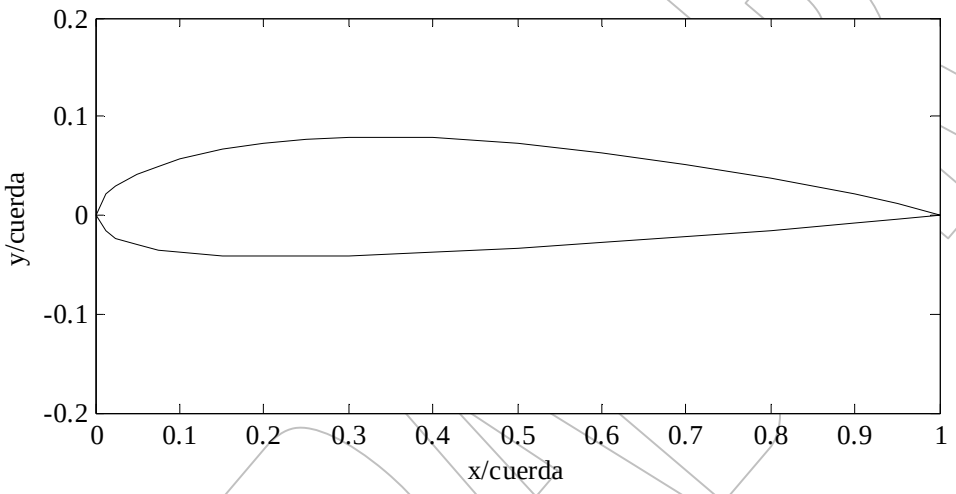
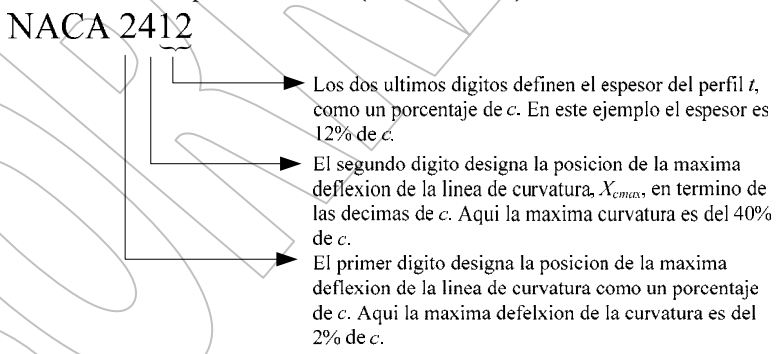


Figura 3. Contorno del Perfil NACA 2412

Por ejemplo, un perfil NACA 2412 tiene la curvatura máxima del 2 % de la cuerda, situada en el punto del 40 % de la cuerda (medido desde el borde de ataque) y con un espesor máximo del 12 % de la cuerda. El perfil NACA 0012 es un perfil simétrico (de curvatura 0).



Los perfiles NACA44XX tienen el intradós con parte convexa, por lo que son de construcción más compleja y al igual que los anteriores; el XX indica el máximo espesor del perfil.

Solo para ser empleado con objetivo de evaluación, o académicos. Prohibido la reproducción total o parcial de este documento sin consentimiento de los autores.

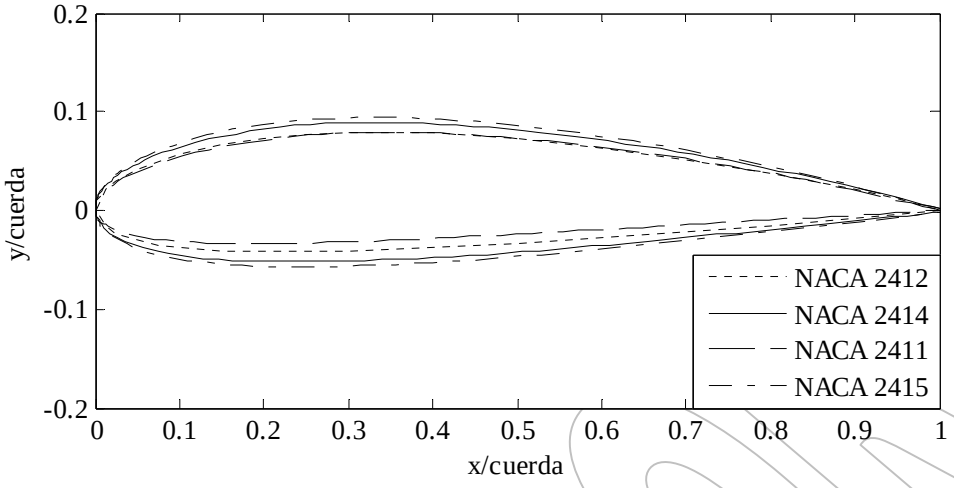


Figura 4. Comparación de algunos perfiles NACA 241X [1]

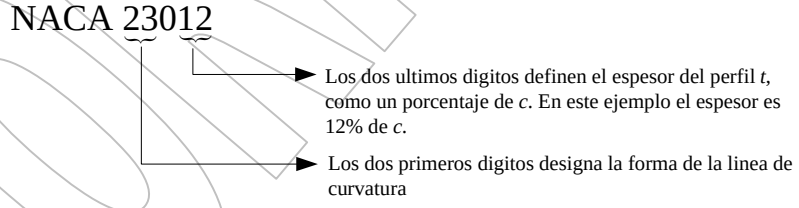
Serie NACA de 5 Dígitos

La serie de perfiles NACA de 5 dígitos fueron derivados para proveer un desempeño aerodinámico específico.

- La primera cifra indica el valor del coeficiente de sustentación ideal de la curvatura del perfil, multiplicado por 20 y dividido por 3.
- Las dos cifras siguientes indican el doble de la posición de la flecha máxima de la línea media (curvatura) en % de la cuerda
- Las dos últimas cifras indican el espesor relativo máximo de la cuerda en %, igual al del perfil NACA de 4 cifras

El perfil se obtiene mediante una parábola cúbica conectada a una línea recta que llega hasta el borde de salida.

Debido a que la serie NACA de 5 dígitos, son proveídos para un despeno aerodinámico especifico, aquí se empleara a manera de comentario solamente la serie NACA 2X0XX. El sistema de numeración de la serie es basado en un criterio menos geométrico y mas un criterio empírico. Los dígitos designan la forma de la línea de curvatura, y el máximo grosor, respectivamente.



BORRADOR

Solo para ser empleado con objetivo de evaluación, o académicos. Prohibido la reproducción total o parcial de este documento sin consentimiento de los autores.

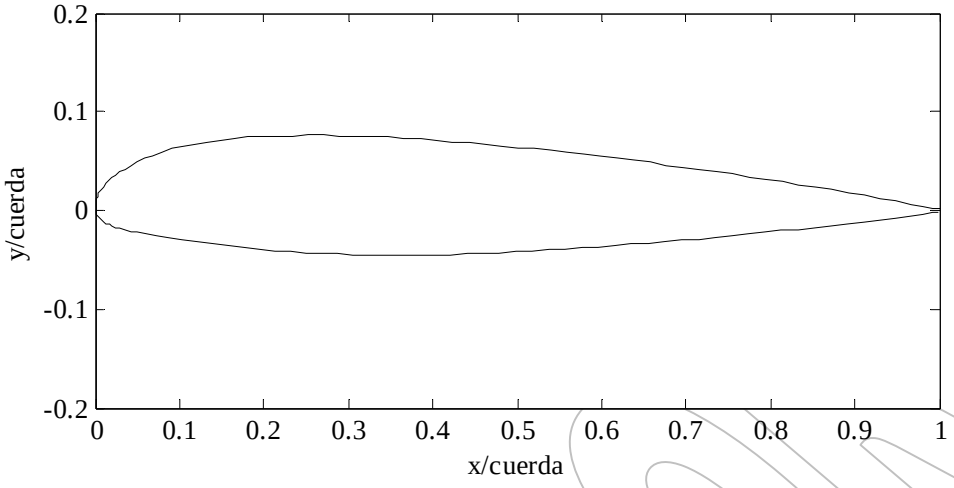


Figura 3. Contorno del Perfil NACA 23012

Los dos primero dígitos especifican la forma de la línea de curvatura, el calos de C_{max} y X_{max} son empíricamente determinados para proveer una condición deseada para la condición de crucero en aeronaves. La línea de curvatura es definida por dos polinomios, uno delante X_{cmax} y uno después de X_{cmax}, y esos polinomios requieren algunas constantes definidas émpicamente. Las constantes son solamente definidas para la series de perfiles NACA 210XX, 220XX, 230XX, 240XX, y 250XX. Los últimos dos dígitos especifican el máximo grosor, con en el caso de la serie NACA de 4 dígitos, y la distribución de grosor es la misma que en la serie de 4 dígitos. El digito central no posee significado en las series de 5 dígitos, y debe ser cero.

Otros Perfiles NACA

Por supuesto que hay muchísimas otras series de perfiles NACA, sin embrago, estos son los perfiles que únicamente son fácil de describir por ecuaciones algebraicas son el uso de algoritmos de ajuste de curvas o data tubular.

Modificaciones a los perfiles NACA de 4 y 5 cifras

Se pueden añadir dos cifras más a la nomenclatura básica de 4 ó 5 cifras, cuyo significado es el siguiente:

- La primera indica el radio de curvatura de la distribución de espesores en el borde de ataque con una escala entre 0 y 8, tal que el nº 6 indica perfil no modificado
- La segunda cifra indica la posición de máximo espesor en décimas de cuerda, no estando localizado en el 30%.

Existen otros tipos de perfiles como los de la serie NASA (antecesora de la NACA), Gbttinger, Clark, etc, que incluyen en su nomenclatura no sólo características geométricas, sino también su comportamiento aerodinámico.

Perfiles Aerodinámicos Empleados en Turbinas de Viento

Las palas del rotor de una turbina de siento son semejantes a las alas de un avión. De hecho, los diseñados de palas de rotor usan a menudo perfiles clásicos empleados en el diseño de ala de avión, como sección transversal en la parte exterior de la pala. Sin embrago, los perfiles gruesos de la parte interior de la pala suelen estar específicamente diseñados para turbinas de viento.

De los típicamente empleados en aviación, algunos perfiles NACA son empleados en las máquinas eólicas rápidas, siendo la serie 230XX muy utilizada en rotores para este tipo de turbinas, por ser perfiles simétricos, biconvexos, indicando la relación XX el espesor máximo.

Solo para ser empleado con objetivo de evaluación, o académicos. Prohibido la reproducción total o parcial de este documento sin consentimiento de los autores.

El laboratorio Risø, indica que hay tres sub-familias de secciones de ala NACA, que son útiles en el diseño de turbinas de viento: NACA63, NACA 54 y NACA 65. Estos se diferencian los unos de los otros por la posición de la cuerda de la mínima presión. Entonces, el tercer digito indica el coeficiente de sustentación. Los perfiles pueden ser distinguidos por su grosor, lo cual es dado por los últimos dos dígitos. Un gran numero de posibilidades en familias diferentes, pero resultan pertinente mencionar debido a que son perfiles empleados en turbinas de viento:

- NACA 63-215, NACA 63-218, NACA 63-221
- NACA 63-415, NACA 63-418, NACA 63-421
- NACA 64-415, NACA 64-421
- NACA 65-415, NACA 65-421

El propio laboratorio Risø, ha diseñado un perfil para diseño de turbinas de viento como lo es la familia RISØ-AX fue desarrollada por el *Risø National Laboratory* para el uso de turbinas de viento. Los perfiles de mayor uso son:

- RISØ-A1-18
- RISØ-A1-21
- RISØ-A1-24

De igual modo la familia de perfiles aerodinámicos FFA-W3-XXX, son fabricados y equipados por FFA *The Aeronautical Research Institute of Sweden*. De igual modo, de los perfiles especialmente diseñados por el National *Renewable Energy Laboratory* (NREL) *National Wind Technology Center* (NWTC).

BORRADOR

Solo para ser empleado con objetivo de evaluación, o académicos. Prohibido la reproducción total o parcial de este documento sin consentimiento de los autores.

Referencias Documentales

[1] NASG. Nihon univ. Aero Student Group. (*On line*). *Available at*: http://www.nasg.com/afdb/list-airfoil-e.phtml

[2] P. Fuglsang and K.S. Dahl, *Design of the New Risø-A1 Airfoil Family for Wind Turbines*, Proceedings of EWEC'99 Conference, Nice, France, 1999.

BORRADOR

Solo para ser empleado con objetivo de evaluación, o académicos. Prohibido la reproducción total o parcial de este documento sin consentimiento de los autores.

Glosario

Número de Mach: Debido a la importancia de la velocidad del avión en relación con la velocidad del sonido en el vuelo a altas velocidades, las velocidades se miden normalmente en número de Mach (en honor al físico austriaco *Ernst Mach*). El número de Mach equivale a la velocidad verdadera del avión dividida por la velocidad del sonido.

Número crítico de Mach: cierto número de Mach de vuelo, la velocidad local en la parte superior del ala alcanza la del sonido, Mach = 1 (M = 1). El número de Mach de vuelo que esto sucede se conoce como número crítico de Mach.

Centro de presión: Punto de la cuerda donde actúa la fuerza aerodinámica.
Coeficiente de sustentación: Puede definirse como la relación entre la presión de sustentación y la presión dinámica, es una medida de la efectividad del perfil para producir sustentación.

Velocidad Aerodinámica, varía desde subsónica hasta hipersónica, a través de un régimen transónica a supersónico. Los límites de cada régimen son mostrados en la Tabla siguiente en términos de la número Mach de la estela libre.

Rango de Velocidad	*M*
Subsónico bajo	<0.3
Subsónico alto	0.3-0.6
Transónico	0.6-1.1
Supersónico	1.0-5.0
Hipersónico	>5.0

Los límites son definidos por los eventos que cambian las características del flujo. Los mayores cambios son graduales, excepto el limite M =1, el cual cambia solamente en el caso cuando las características del flujo cambian abruptamente.

Características del Flujo. Aunque el número Mach es usado para definir ciertas características del flujo, los parámetros básicos que definen las velocidades características son tres: Número de Reynolds, Numero Mach y Numero Knudsen.

Efectos en el Número Reynolds: Viscosidad

El numero de Reynolds (primero introducido por L. Prandtl) domina los efectos viscosos definiendo el tamaño de las capas limites. La mayoría de todos los flujos aerodinámicos ocurren a altos números de Reynolds, lo cual implica fenómenos viscosos que son limitados por capas límites estrechas. La noción de latos es lago arbitrario, aunque un valor de 0.5x106 es frecuentemente el límite de cambio.

Flujos a números de Reynolds de 0.1x106 Re < 0.5x106, son llamados números de Reynolds Bajos en la aerodinámica. Flujos a números de Reynols muy bajos son denominados por la viscosidad y son mejor descritos con el uso del numero de Stanton. Esos flujos (algunas veces llamadas movimientos de arrastre o flujo Stokes) no son considerados dominio apropiado de la aerodinámica.

La siguiente figura muestra algunos rangos de números de Reynolds para algunos casos bien conocidos. Las áreas sombreadas denotan muy altas y muy bajas velocidades.

Solo para ser empleado con objetivo de evaluación, o académicos. Prohibido la reproducción total o parcial de este documento sin consentimiento de los autores.

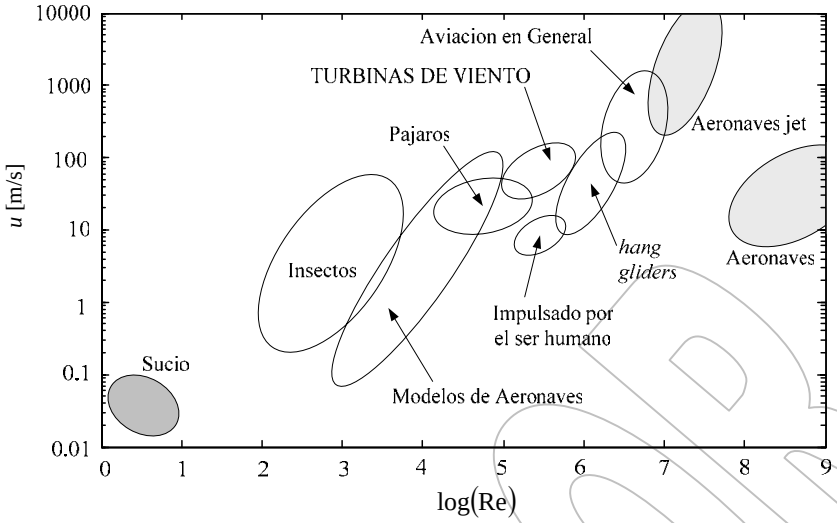


Figura A1. Rango del numero de Reynolds a condiciones atmosféricas.

Efectos del Número Mach: Comprensibilidad

El numero Mach (introducido por J. Ackeret, 1929 [a]) defina los efectos aparente de compresibilidad y los cambios asociados con las ondas de choque. En el rango de velocidad subsónicas (M< 0.6) la comprensibilidad del flujo es despreciable.

A velocidades transónicas hay bolsas de flujo por debajo y por encima de la velocidad del sonido. La característica principal de este rango de velocidad es la presencia de compresión y expansión de las ondas de choque.

Un flujo supersónico es exclusivamente por encima de la velocidad del sonido. La aerodinámica supersónica difiere de la aerodinámica a bajas velocidades debido a que el flujo es altamente comprensible.

Los números Reynols y Mach son independientes y ambos son necesarios para definir las características de velocidad en régimen transónico. A velocidades subsónicas, el flujo es generalmente tratado como un flujo de densidad constante y la influencia del número Mach puede ser despreciado.

Efectos del Numero Knudsen: Flujo Molecular

Los flujos a altos números Mach son objeto de la hipersónica (un termino debido a Tsien, 1946). Otras definiciones son usualmente usadas para este régimen de velocidad es *gasdinamica*, *gasdinamica rarificadas*, y *magnetohidrodinámica* para muy altas velocidades jet.

Dos parámetros adimensionales son utilices para describir la física: el numero Knudsen y la relación Damkölher (es decir la relación entre la relación entre una característica de tiempo y el tiempo de relajación molecular). El numero Knudsen no es independiente, sino que este también puede ser escrito como una relación entre los números de Mach y Reynolds.

Flujos a números de Knudsen K_n >>1 son básicamente flujos sin colisiones (los satélites artificiales en movimiento orbital por encima de la tierra), flujos a K_n <1 son en régimen en leve rarefacción, y son llamado flujos deslizante; flujos a números Knudsen intermedios son llamados flujos tradicionales. Esos flujos requieren la modelación molecular del gas, y están más allá del dominio de validez de las ecuaciones de Navier-Stokes.

A velocidades por encima de M = 5, hay cambios en la física de fluidos, debido a cambios en el calentamiento medio y aero-termodinámico. A M>7 el medio se hace químicamente reactivo, y a M>12 este es algo ionizado. La energía producida por el sistema de propulsión es usado para superar la resistencia al vuelo del vehìculo (arrastre) y es convertido en trabajo de compresión en el medio circundante.

Solo para ser empleado con objetivo de evaluación, o académicos. Prohibido la reproducción total o parcial de este documento sin consentimiento de los autores.