

Una consideración de diseño de alas funcionando con números de reynolds bajos

A design consideration of wings operating at low Reynolds numbers

DOI: 10.46932/sfjdv3n2-042

Received in: February 15th, 2022

Accepted in: March 1st, 2022

Tiburcio Fernández Roque

Doctor en Ciencias en Ingeniería Mecánica

Institución: Escuela Superior de Ingeniería Mecánica y Eléctrica (ESIME) del Instituto Politécnico Nacional (I.P.N.)

Dirección: Avenida Ticoman número 600, colonia San José Ticomán, alcaldía Gustavo A. Madero
C.P. 07340 Ciudad de México, México

Correo electrónico: tfroque@yahoo.com.mx

José Arturo Correa Arredondo

Maestro en Ingeniería Aeronáutica

Institución: Escuela Superior de Ingeniería Mecánica y Eléctrica (ESIME) del Instituto Politécnico Nacional (I.P.N.)

Dirección: Avenida Ticoman número 600, colonia San José Ticomán, alcaldía Gustavo A. Madero
C.P. 07340, Ciudad de México, México

Correo electrónico: josearturocorrea@yahoo.com.mx

Jorge Sandoval Lezama

Maestría en Sistemas de Control

Institución: Instituto Politécnico Nacional, Escuela Superior de Ingeniería Mecánica y Eléctrica Unidad Ticoman

Dirección: Avenida Ticoman número 600, colonia San José Ticomán, alcaldía Gustavo A. Madero
C.P. 07340, Ciudad de México, México

Correo electrónico: jslezama09@yahoo.com.mx

Alejandro Mejía Carmona

Institución: Ingeniero en Aeronáutica, Maestro en Ciencias de la Administración con especialidad en Desarrollo de la Educación
Instituto Politécnico Nacional

Dirección: Avenida Ticoman número 600, colonia San José Ticomán, alcaldía Gustavo A. Madero
C.P. 07340, Ciudad de México, México

Correo electrónico: almejia@ipn.mx

RESUMEN

Se analiza el desplome de un ala como parte del diseño aeronáutico y, desde un enfoque aerodinámico, su origen y efectos en el funcionamiento de un avión. El desplome se muestra de manera tangible mediante pruebas en túnel de viento con modelos de alas sometidas a grandes ángulos de ataque. Para las pruebas se construyeron modelos de alas, el mecanismo de medición de oscilaciones y el módulo de pruebas. Se determinaron experimentalmente la frecuencia de oscilación del cabeceo del modelo y la visualización del flujo desprendido sobre el mismo. Los resultados explican la fluctuación de las reacciones aerodinámicas durante la pérdida de sustentación. Estos resultados y la experiencia obtenida durante el desarrollo del trabajo enriquecen el acervo académico y de investigación ya acumulado sobre el desplome

de alas con números de Strouhal del orden de 0.02 y de Reynolds del orden de 300000, apropiados para aviones pequeños como los UAV's.

Palabras clave: desplome, ala, sustentación, arrastre, flujo, túnel de viento.

ABSTRACT

The stall of a wing is discussed as part of the aeronautical design and, from an aerodynamic approach, its origin and effects on the operation of an aircraft. The stall is showed testing models of wings angles of attack in a wind tunnel. Wings models, the mechanism of measuring oscillations and module test were built for testing. The frequency of oscillation of the model and visualization of flow around the same were determined experimentally. The results explain the fluctuation of aerodynamic reactions during the loss of lift. These results and the experience gained during the development of the work enrich the academic and research heritage already accumulated on the stall of wing with numbers of Strouhal of the order of 0.02 and numbers of Reynolds of the order of 300000, appropriate for small planes like the UAV's.

Keywords: stall, wing, lift, drag, flow, wind tunnel.

1 INTRODUCCIÓN

Saber más y entender mejor el fenómeno del desplome motiva el desarrollo de este trabajo. Es un ejercicio académico que pretende hacer más tangible la Aerodinámica para los estudiantes de Ingeniería en Aeronáutica, a través de complementar la teoría con pruebas de laboratorio que permitan visualizar y medir algunos de los efectos que produce el desplome en modelos de alas ensayados en un túnel de viento.

Inicia con una exposición general para ubicar el concepto del desplome en la aerodinámica de un avión, haciendo énfasis en su importancia como una consideración de diseño. Se exponen las principales causas que lo provocan y los efectos negativos que representa durante el vuelo.

Se hacen pruebas en túnel de viento para observar y medir el comportamiento de diferentes alas cuando “vuelan” en y sin desplome.

Además de complementar los conocimientos teóricos por medio de la práctica en el laboratorio de aerodinámica, se obtiene información útil que podrá ser utilizada en el desarrollo de aviones pequeños que operan a bajos números de Reynolds, como los UAV's (Unmanned Aerial Vehicle), aviones no tripulados utilizados en la observación y vigilancia aérea y que en los últimos años se han popularizado y son temas recurrentes en los trabajos de titulación profesional.

El desplome es el término que se utiliza en el argot de la aviación para decir que un avión perdió la capacidad de sustentación provocando su precipitación. Puede ocurrir por dos situaciones: una disminución drástica de la velocidad relativa o a una inclinación tal que el avión deja de reaccionar aerodinámicamente para producir la suficiente fuerza sustentadora.

Figura 1- Reacciones aerodinámicas en un avión, L y D.

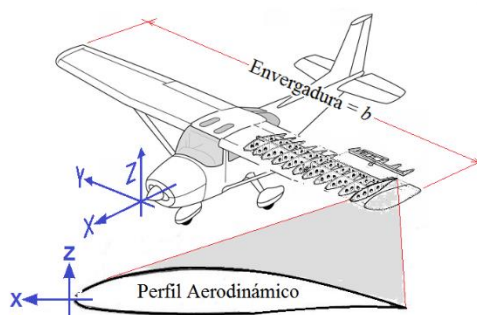


En un avión, como el de la figura 1, el ala es el elemento diseñado para reaccionar con el viento y producir una fuerza sustentadora L cuya dirección es la misma en la que actúa el peso W pero con sentido contrario. L , es directamente proporcional a la densidad del fluido, ρ , en éste caso el aire a través del cual se mueve el ala. Mientras más grande es el ala, es decir, mientras más superficie, S , tenga contacto con el viento, mayor será la fuerza de levantamiento. La energía cinética debida al movimiento relativo entre el ala y el aire es un factor determinante para la sustentación al tener un efecto al cuadrado debido a la velocidad relativa, V , como lo muestra la ecuación (1) [1].

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

El último factor de la ecuación (1), el coeficiente de levantamiento del ala, C_L , depende del perfil utilizado. El perfil, como su nombre lo indica, es la forma que tiene el ala vista sobre el plano XZ como lo ilustra la figura 2. Su proyección en la dirección del eje Y, genera la envergadura, b .

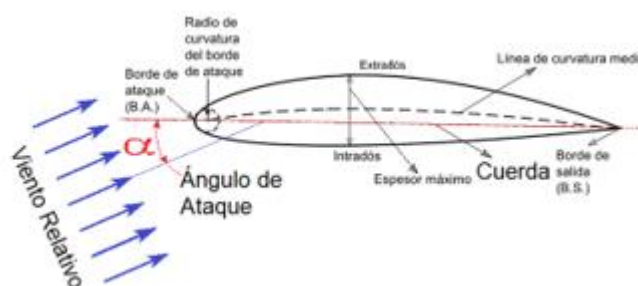
Figura 2- El ala se forma con los perfiles proyectados a lo largo de su envergadura.



Además de su forma, la posición del perfil en el ala con respecto a la dirección del viento relativo, en términos de su ángulo de ataque, determinan la magnitud del C_L . El ángulo de ataque α , se forma entre la línea de cuerda del perfil y la trayectoria del viento relativo como lo muestra la figura 3. La figura 4 muestra un ejemplo típico de la variación del coeficiente de sustentación en función del ángulo de ataque para un perfil aerodinámico con diferentes números de Reynolds.

A medida que se aumenta el ángulo de ataque aumenta la sustentación con una tendencia casi lineal en la mayoría de los casos, es decir, la pendiente de la curva de sustentación, a , se mantiene prácticamente constante. Al alcanzar valores más grandes de α , en todos los casos el comportamiento cambia, las pendientes empiezan a disminuir hasta llegar a un punto de inflexión donde el C_L es máximo con su correspondiente ángulo de ataque de desplome. A partir de este punto, cualquier incremento de α hace que la sustentación disminuya. Estar próximo o peor aún, llegar al desplome es una de las situaciones más peligrosas durante el vuelo.

Figura 3- Partes de un perfil aerodinámico. El ángulo de ataque se mide entre el viento y la cuerda. La cuerda es la línea que une el borde de ataque con el borde de salida.



También la eficiencia debe ser una consideración de diseño. En la Aerodinámica, la eficiencia se mide con la fineza o rendimiento aerodinámico, β , la cual compara la fuerza sustentadora, L , con la de resistencia al avance, D , como lo ilustra la ec. (2) [2]:

$$\beta = \frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} \quad (2)$$

En un gráfico como el de la figura 5, se aprecia el valor de la fineza máxima. También se observan el $C_{Lmáx}$ y su correspondiente ángulo de ataque de desplome. Hay que destacar la diferencia entre el ángulo de ataque en donde ocurre la fineza máxima y el ángulo de ataque de desplome en donde ocurre el $C_{Lmáx}$.

Figura 4- Gráficas polares de sustentación del perfil aerodinámico NACA 4412 a diferentes Números de Reynolds.

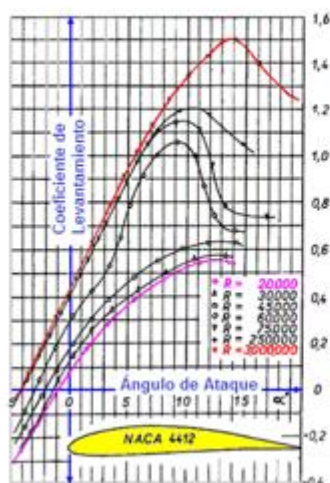
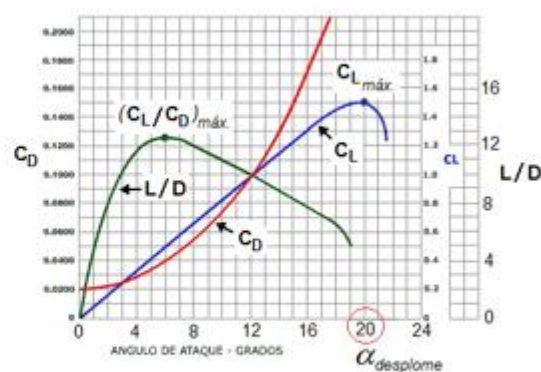


Figura 5- Comportamiento típico de los coeficientes aerodinámicos en un ala en función del ángulo de ataque.



En un ciclo operacional también llamado *perfil de misión* de un avión [3], que inicia con el despegue y termina con el aterrizaje, ilustrado en la figura 6, el segmento de crucero representa la mayor distancia y el mayor tiempo que recorre y dura volando el avión. Durante este segmento la trayectoria es prácticamente horizontal, nivelada y a velocidad constante. Bajo estas condiciones, una consideración de diseño indica que el ala debe acoplarse al fuselaje con un ángulo de incidencia, i_w , igual al ángulo de ataque para fineza máxima. Así el avión volará la mayor parte de su vida útil con su mejor eficiencia aerodinámica y relativamente lejos del desplome.

Figura 6- Perfil de Misión de crucero simple. Segmentos: 0-1 despegue; 1-2 Ascenso; 2-3 Crucero; 3-4 Descenso; 4-5 Aterrizaje.



En los otros segmentos del *perfil de misión*, el ángulo de ataque y el C_L tienen que variar para alterar momentáneamente el equilibrio lo cual se logra con el timón de profundidad haciendo rotar al avión alrededor de su eje Y. Este giro sobre el plano XZ, se denomina movimiento de cabeceo y permite el ascenso o descenso del avión o para determinadas circunstancias, aumentar o disminuir su velocidad de translación en una actitud de *nariz arriba* o *nariz abajo*. Por lo visto, en cualquier segmento del *perfil de misión* puede presentarse un incremento del ángulo de cabeceo y por lo tanto el desplome.

En la práctica, son muchos los factores que pueden intervenir para recrear las situaciones que propician el desplome. Por lo expuesto, una disminución drástica de la velocidad o grandes variaciones en el ángulo de ataque, que a su vez pueden ocurrir por la pérdida de potencia y o fallas del sistema de propulsión o del planeador, ya sea por errores del diseño, deficiencias en el mantenimiento o errores del piloto. Se agregan las condiciones atmosféricas como la turbulencia, ráfagas de viento, lluvia, granizo y cambios repentinos de la temperatura. Mientras más se conozca sobre esos factores más se podrá hacer por evitar el desplome y por lo tanto accidentes.

2 DESPLOME POR GRAN ÁNGULO DE ATAQUE

Dejando a un lado el desplome debido a una baja velocidad a continuación, se abunda sobre la otra causa que es más compleja y ocurre a grandes ángulos de ataque.

Cuando un ala se somete a una gran inclinación con respecto al viento, el flujo sobre su superficie se hace inestable, condición que tiende a aumentar a pesar de que el flujo en la corriente libre se mantenga estable. Esta inestabilidad del campo de flujo causa grandes cambios sobre las fuerzas que se desarrollan como reacciones aerodinámicas. La complejidad de este desplome se debe a que dicha inestabilidad del flujo provoca violentas fluctuaciones en las fuerzas de sustentación y arrastre en la proximidad del ángulo de desplome. La frecuencia de dichas fluctuaciones además de provocar el desplome es responsable de inducir en la estructura del ala grandes vibraciones al grado de provocar el fenómeno aerolástico llamado *alateo* [4].

El desplome puede ser clasificado en tres tipos basados en las características del campo de flujo promediadas en un lapso. Los tipos de desplome son: (a) Desplome de borde salida el cual es precedido por el movimiento hacia adelante del punto de separación de la capa límite turbulenta a partir del borde de salida y a medida que aumenta el ángulo de ataque. (b) Desplome de borde de ataque, el cual tiene una abrupta separación del flujo cerca del borde de ataque y que generalmente ya no se recupera. La abrupta separación se describe como la “explosión” de una burbuja que se forma en el flujo aún laminar, separándolo súbitamente y causando la irremediable pérdida de sustentación. (c) Desplome de perfil delgado que ocurre también por la separación del flujo en el borde de ataque pero que se desplaza corriente abajo a medida que aumenta el ángulo de ataque. Debe quedar claro que el desplome es un fenómeno complejo y multifactorial de tal suerte que cualquier perfil aerodinámico, en función del Número de Reynolds, la rugosidad de su superficie o la turbulencia en la corriente libre puede exhibir una combinación de los tipos de desplome descritos y cambiar en la medida que los factores señalados cambien también.

Una forma de reportar las oscilaciones, producidas en este caso por el desplome, de los perfiles aerodinámicos es mediante el Número de Strouhal, [5,6] el cual se define con la ec. (3):

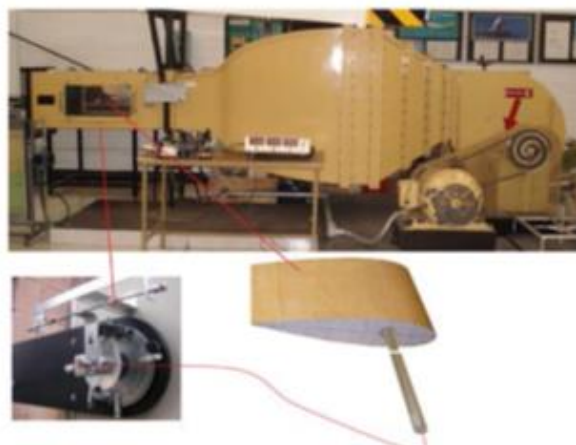
$$St = \frac{fc \sin(\alpha)}{U_{\infty}} \quad (3)$$

Donde f es la frecuencia de oscilación, c es la cuerda del perfil y U_{∞} la velocidad del flujo en la corriente libre. Números de Strouhal del orden de 0.02 se consideran bajos y corresponden a perfiles próximos al ángulo de desplome, en comparación con otras formas no fuseladas como por ejemplo un cilindro el cual presenta un $St = 0.2$. La oscilación inestable de los perfiles aerodinámicos, aunque es de baja frecuencia, se ha visto que es muy intensa e implica un cambio periódico del campo de flujo alrededor del perfil entre las condiciones de perfil desplomado y no desplomado [7].

2.1 MEDICIÓN DE LA OSCILACIÓN DE CABECEO

A continuación, se proponen dos formas de hacer tangible el desplome. La primera se basa en las manifestaciones conocidas y referidas por los pilotos que han vivido y sobrevivido la mala experiencia de un desplome. Se trata de la vibración transmitida por el ala cuando está a punto de entrar en desplome. Dicha vibración, como ya quedó establecido, se debe a las intensas fluctuaciones de las fuerzas de sustentación y arrastre. Se propone y presenta el experimento que consiste en provocar el desplome en un modelo de ala, colocado con su ángulo de ataque de desplome en un flujo con la suficiente velocidad para producir fuerzas de sustentación y arrastre que, al fluctuar debido al desplome, transmitan momentos de cabeceo a través de la varilla que le sirve de soporte.

Figura 7- Elementos necesarios para medir la oscilación de cabeceo del modelo de ala: Túnel de viento, modelo de ala, sección de pruebas y sistema de medición de oscilaciones.



La figura 7 muestra el arreglo del experimento. Para implementarlo, además del túnel de viento, se requirieron tres elementos:

i- El modelo del ala. Se fabricaron tres modelos de alas cuyas dimensiones fueran congruentes con las dimensiones de la sección de pruebas del túnel de viento TE-44. Se decidió utilizar los perfiles NACA 0018, 0021 y 0024 por ser similares, pero con diferente espesor relativo, 18 %, 21 % y 24 % respectivamente. La figura 8 muestra el contenedor con las tres alas y en primer plano una de ellas con sus dimensiones básicas.

ii- El sistema para medir las oscilaciones. Es un mecanismo para sujetar el modelo, pero con la posibilidad de permitir el movimiento libre de cabeceo y a su vez medir la frecuencia de oscilación.

Se diseñó y construyó la plataforma mostrada en la figura 9 para sujetar los modelos de alas dentro de la sección de pruebas. La varilla de cada modelo atraviesa la sección de pruebas sin tocarla y se conecta con este mecanismo, el cual le permite oscilar libremente cuando se presentan las fluctuaciones de las fuerzas de sustentación y arrastre. Incluye un opto-sensor que registra las oscilaciones, un circuito acondicionador de señal y un software que procesa y despliega la información en una Laptop.

Figura 8- Modelos de alas diseñados y fabricados para medir su movimiento de cabeceo. c (cuerda) = 0.16 m, b (envergadura) = 0.0176 m, t (espesor) en % de c .



Figura 9- Es un sistema mecatrónico que se fija por la parte exterior de la sección de pruebas del túnel de viento. Sujeta al modelo y le permite oscilar. Integra un sensor óptico que a su vez se conecta a un hardware-software que despliega las lecturas de frecuencia de oscilación de cabeceo en una Laptop.



iii- La sección de pruebas. Fue necesario diseñar y construir un módulo de sección de pruebas para confinar al modelo en una corriente estable y reducir al máximo los efectos de puntas de ala. Este módulo se fija en el interior de la sección de pruebas del túnel de viento. La figura 10 es una vista frontal de la sección de pruebas del túnel de viento y en su interior, la unidad modular, diseñada y fabricada para aislar y controlar el flujo que debe pasar por el extradós e intradós del modelo de ala. El modelo casi debe tocar las paredes de la sección de pruebas para reducir los efectos de las puntas de ala y simular las condiciones de un alargamiento infinito.

La figura 11 muestra el arreglo completo, ensamblado fuera del túnel de viento.

Se efectuaron mediciones de oscilaciones con los modelos de alas expuestas al flujo de aire generado por el túnel de viento a una velocidad de 30 m/s y durante 29 segundos para cada ángulo de ataque, el cual fue variado desde 0° hasta 22° . Con los datos obtenidos se elaboraron las gráficas que indican el patrón de vibración en condición de no-desplome y de desplome. Las gráficas se muestran en las figuras 12-14. En estas se muestran dos gráficas para cada perfil, las figuras 12-14-(a) para un ángulo de ataque de 4° que representa la condición de perfil no desplomado y las figuras 12-14 (b) para un ángulo de ataque de 20° que representa la condición del perfil desplomado.

Figura 10- Una sección de pruebas dentro de otra sección de pruebas. bsp es la distancia entre paredes igual a la envergadura de los modelos de alas más una tolerancia para evitar el contacto.

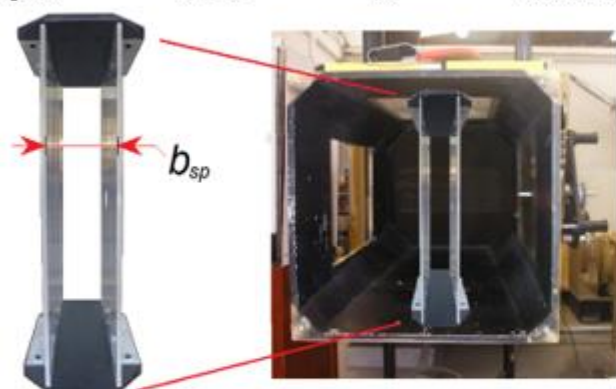


Figura 11- Montaje del experimento fuera del túnel de viento. De izquierda a derecha: El módulo de la sección de pruebas (de acrílico transparente), dentro de ella, el modelo de un ala conectada a la plataforma de medición de oscilaciones de cabeceo.



Se observa como la frecuencia de oscilación de cabeceo se incrementa en proporción directa con el espesor relativo del perfil. Para un mismo espesor relativo, la frecuencia de oscilación aumenta aún más cuando se posiciona el perfil en condición de desplome en comparación cuando no está desplomado.

Cabe señalar que las gráficas del perfil NACA 0018 muestran valores de frecuencia más bajos que los esperados lo que sugirió una repetición de la prueba (posterior a este trabajo), que confirmó la tendencia supuesta. Sin embargo, los otros perfiles presentan el comportamiento que dicta la teoría, en los casos no desplomados, las oscilaciones responden a turbulencia natural del flujo que produce el túnel de viento. En los casos desplomados, además de la turbulencia señalada, se suma la que se produce por el desprendimiento de la capa límite la que a su vez produce las intensas fluctuaciones en las reacciones aerodinámicas que incrementan de manera notable la frecuencia de oscilación de cabeceo.

La tabla 1 presenta los resultados obtenidos del Número de Reynolds, Re y del St para cada uno de los modelos de alas.

El St ya fue presentado en una sección previa y su valor se determinó con la ecuación (3).

Tabla 1 – Resultados de Re y St en desplome

| Modelo de ala | Re | St |
|------------------|--------|--------|
| Perfil NACA 0018 | 293000 | 0.0012 |
| Perfil NACA 0021 | 293000 | 0.0202 |
| Perfil NACA 0024 | 293000 | 0.0196 |

El Re relaciona las fuerzas de inercia con las fuerzas viscosas que se producen en la interacción de los objetos sólidos con el flujo.

Es un número adimensional utilizado en mecánica de fluidos para caracterizar el movimiento de un fluido y permite comparar la semejanza dinámica entre un modelo de pruebas a escala y su prototipo de tamaño real. Se determina con la ecuación (4) [8].

$$Re = \frac{Vc}{\nu} \tag{4}$$

Donde V es la velocidad del flujo de aire, c es la cuerda de los modelos de alas y ν es la viscosidad cinemática del fluido.

Figura 12- Frecuencia de oscilación del ala con el espesor relativo más delgado, $t = 0.18c$. (a) No desplomado, (b) desplomado.

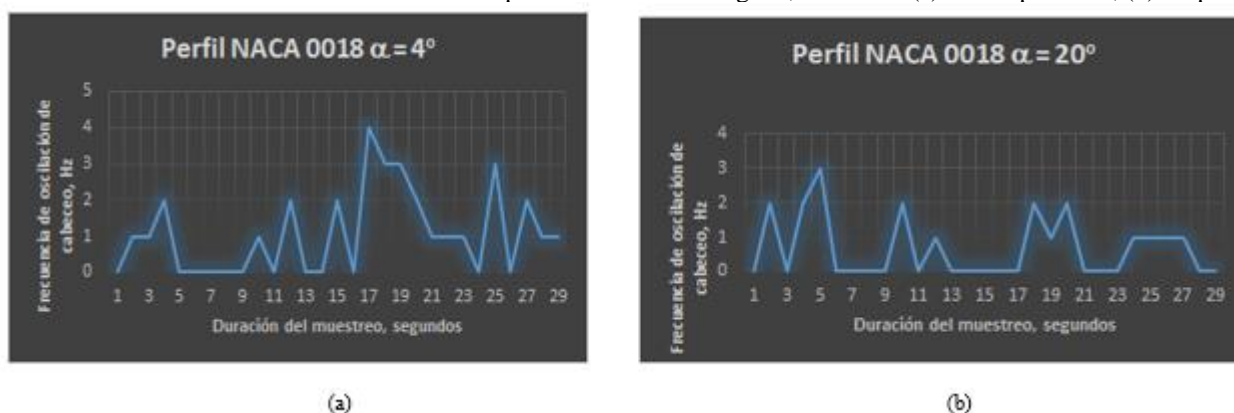
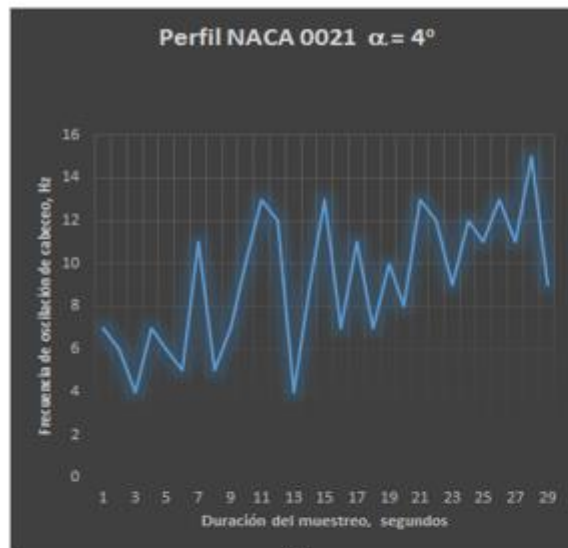
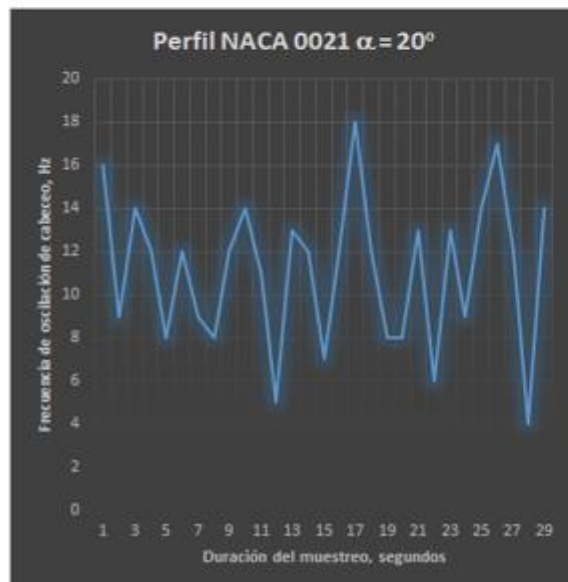


Figura 13- Frecuencia de oscilación del ala con el espesor intermedio, $t = 0.21c$. (a) No desplomado, (b) desplomado.

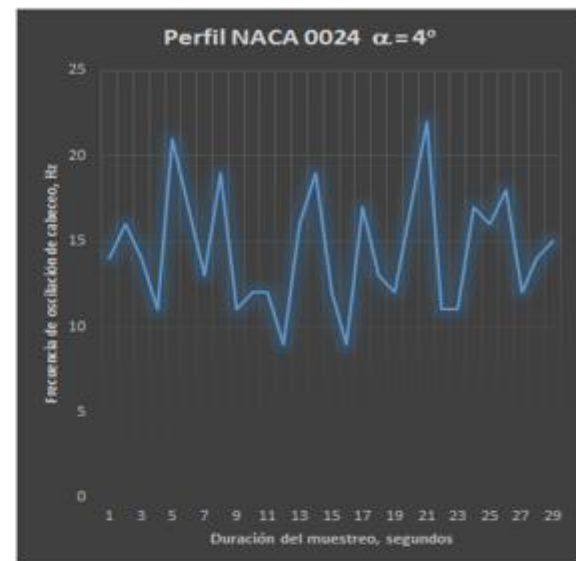


(a)

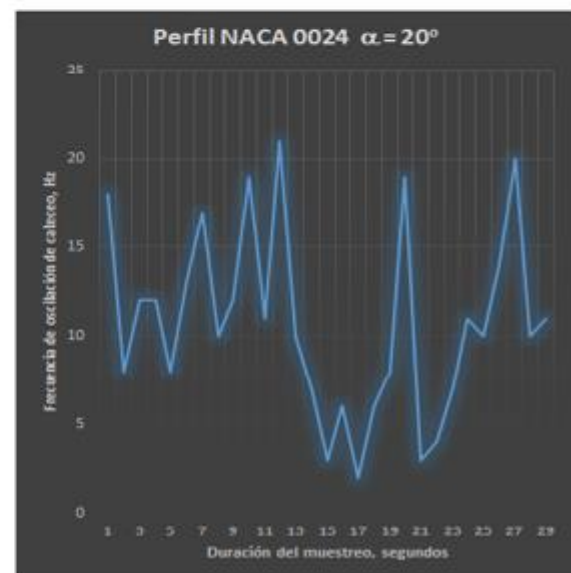


(b)

Figura 14- Frecuencia de oscilación del ala con el mayor espesor, $t = 0.24c$. (a) No desplomado, (b) desplomado.



(a)



(b)

2.2 VISUALIZACIÓN DE FLUJO

La siguiente manera de hacer tangible el desplome es la visualización de flujo. Existen muchas técnicas de visualización de flujo, con base en líneas de humo, hilos o estambres que se alinean a las corrientes de aire, película de aceite, etc.

Aprovechando la instrumentación para medir las oscilaciones de los modelos de alas, se consideró probar con una técnica con base en queroseno mezclado con caolín.

Es una técnica que consiste en cubrir con dicha mezcla la superficie sobre la cual se quiere visualizar el flujo.

Después de varias pruebas, se logró *materializar* las líneas de flujo, dibujadas sobre una de las paredes de la sección modular de pruebas.

La figura 15 muestra a uno de los modelos de ala, cubierto con una capa de queroseno con caolín. Nótese en la pared posterior el patrón que se está formando debido a que las líneas de corriente del flujo de aire están arrastrando la mezcla. A medida que transcurre el tiempo, el queroseno se va evaporando y las partículas de caolín se depositan sobre la superficie dibujando las líneas de corriente.

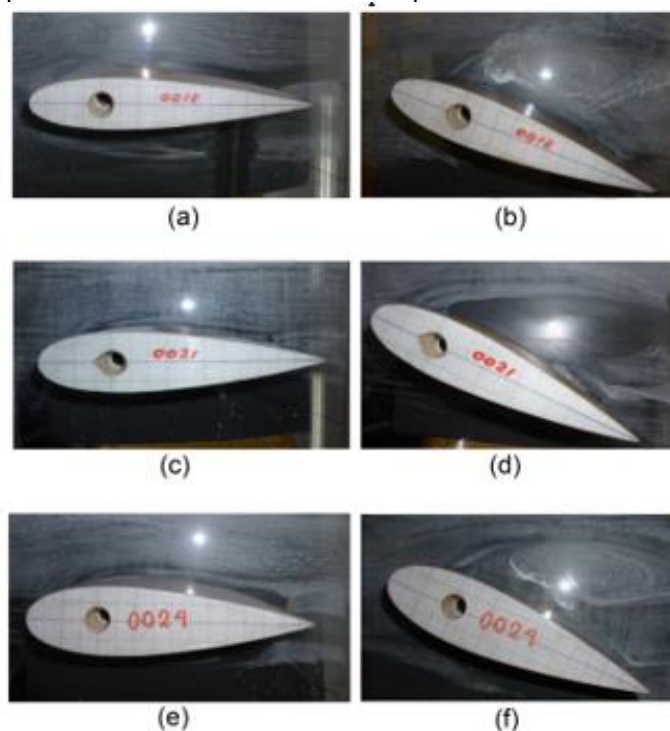
Figura 15- Modelo de un ala “volando” dentro del módulo de sección de pruebas.



Los tres modelos de alas fueron probados en las mismas condiciones. La velocidad del flujo se fijó en 30 m/s y la duración de cada corrida en 3 minutos. Primero se hicieron corridas con cada ala en un ángulo de ataque de 0°, lejos del desplome.

Las figuras 16 (a), (c) y (e), muestran a los tres modelos de alas con un ángulo de ataque de 0° y las líneas de corriente dibujadas sobre la pared del fondo confirman que no hay desplome, el flujo permanece pegado a la superficie de los modelos. Solo al final se nota la formación de la estela de flujo turbulento en el borde de salida.

Figura 16- De arriba abajo (a) y (b) son el ala con el perfil NACA 0018, (c) y (d) NACA 0021; (e) y (f) NACA 0024. Los del lado izquierdo “vuelan” sin desplome. Los del lado derecho están desplomados.

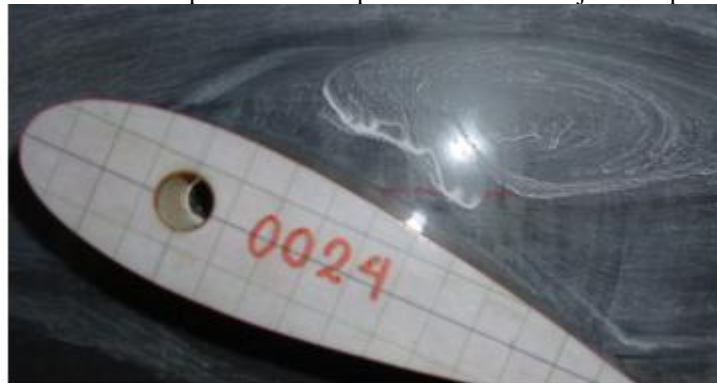


Las siguientes corridas se hicieron con un ángulo de ataque de 20° para asegurar la condición de desplome.

Las figuras 16 (b), (d) y (f) muestran los modelos con un ángulo de ataque de 20° . Los patrones de flujo dibujados por el caolín demuestran la turbulencia producida por el desprendimiento de la capa límite. Al ver como se desarrollaron los patrones de flujo con el ángulo de ataque de 20° , se puede afirmar que corresponden a la definición de un desplome de borde de salida. Se observó un corrimiento del desprendimiento de la capa límite desde un punto cercano al borde de salida hacia el borde de ataque.

La figura 17 muestra el modelo de ala con el perfil NACA 0024 posicionado con un ángulo de ataque de 20° . Se nota que aproximadamente al 25 % de la cuerda hay un desprendimiento del flujo que provoca una zona de baja presión la cual a su vez genera un retorno del flujo y propicia el torbellino que termina en la turbulencia que se aprecia corriente abajo.

Figura 17- La mezcla de caolín con queroseno fluye con las líneas de corriente del flujo y conforme el queroseno se va evaporando, las partículas de caolín se van depositando en la pared del fondo dibujando el patrón del flujo.



3 CONCLUSIÓN

Se propuso y aplicó una metodología para determinar características aerodinámicas con alas en condición de desplome. Con base en los resultados gráficos, fue posible establecer una caracterización del tipo de desplome, mediante los patrones de vibración durante la pérdida de sustentación, la manera de cómo se desarrolla el flujo y el patrón de líneas de corriente dibujado por el caolín. Con estos resultados se deja constancia de una metodología teórico experimental de gran utilidad para los estudiantes e interesados en saber más sobre el fenómeno del desplome.

La metodología propuesta se aplicó en perfiles simétricos emulando alas con alargamiento infinito, sin embargo, también se puede aplicar para cualquier tipo de perfil y diferentes formas de ala. Se destaca el trabajo material hecho para instrumentar las pruebas de laboratorio como los perfiles, la plataforma para medir las oscilaciones de cabeceo y el módulo de la sección de pruebas. Los resultados obtenidos indican que los perfiles aerodinámicos tienen una oscilación de baja frecuencia y por lo tanto un Número de Strouhal pequeño lo cual coincide con la información encontrada en las referencias analizadas.

Cabe señalar que para el perfil NACA 0018 presentó una frecuencia de oscilación de cabeceo y Número de Strouhal muy bajos, por lo cual y posterior a esta publicación, se repitieron las pruebas que ratificaron el resultado esperado.

Se considera que el impacto de este trabajo será en el ámbito académico de la ESIME Ticoman ya que propiciará el desarrollo de prácticas de laboratorio con el fin de que los alumnos profundicen en el conocimiento del desplome en perfiles aerodinámicos y alas lo cual repercutirá en una mejor preparación en el área de la aerodinámica teórica y experimental, inculcando tanto en estudiantes como en docentes, el desarrollo y manejo de criterios de diseño basados en la experiencia propia para mejorar sus competencias en el campo del diseño aerodinámico.

AGRADECIMIENTOS

Al Ingeniero Antonio Medrano Mejía, jefe del Laboratorio de Aerodinámica de la Escuela Superior de Ingeniería Mecánica y Eléctrica Unidad Ticoman del IPN. México. Por su valioso apoyo en las pruebas de túnel de viento.

REFERENCIAS

- [1] Ira H. Abbott, Albert E. Von Doenhoff, *Theory of wing sections*. New York: Dover Publications, Inc. (1959).
- [2] Carlos Ordoñez Romero Robledo, *Aerodinámica teórica y experimental II*, tomo III. UTEHA, Mexico (1962)
- [3] Daniel P. Raymer, *Aircraft design: a conceptual Approach*. AIAA Education Series. Washington DC (1989).
- [4] Andy P. Broeren, Michael B. Bragg. *Low frequency flow field unsteadiness during airfoil stall and the influence of stall type*. AIAA-98-2517, Illinois (1998).
- [5] Barnes W. McCormick, *Aerodynamics, aeronautics and flight mechanics*. John Wiley & Sons, New York (1979).
- [6] Ying Zhou, Z. J. Wang, *A Low-Frequency Instability/Oscillation near the Airfoil Leading Edge at Low Reynolds Numbers and Moderate Incidences*, 20th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference, 27-30 June 2011, Honolulu, Hawaii.
- [7] Andy P. Broeren, Michael B. Bragg, *Spanwise Variation in the Unsteady Stalling Flow Fields of Two-Dimensional Airfoil Models*, AIAA Journal, Vol. 39, No. 9, September 2001.
- [8] Víctor L. Streeter, E. Benjamín Wyle, *Mecánica de los fluidos*, McGraw Hill, México. 1979.