

Estudios de cargas dinámicas sobre una placa plana oscilante en régimen supersónico mediante CFD

Delgado C. Emilio, Armas Leonardo, Bacchi Federico

Grupo de Fluidodinámica Computacional, Universidad Nacional de La Plata, Calle 116 e/ 47 y 48,
1900 La Plata, Argentina, carlos.emilio.delgado@gmail.com

carlos.emilio.delgado@gmail.com

Palabras clave: Placa plana, flujo supersónico, oscilaciones, CFD

Introducción: Las cargas aerodinámicas sobre superficies sustentadoras originan deformaciones elásticas sobre las mismas, deformaciones que modifican la distribución de presiones en un proceso que suele realimentarse. Frecuentemente aparecen deformaciones dinámicas en la forma de vibraciones, y esto hace que las fuerzas resultantes varíen en forma periódica y alcancen valores que difieren de aquellos cuasi-estáticos obtenidos con la superficie sin deformar. Las vibraciones autoexcitadas derivadas de fenómenos aeroelásticos pueden ser destructivas (flutter), o, sin llegar a este extremo, pueden afectar la estabilidad o gobernabilidad de un vehículo aéreo o aeroespacial. Resulta de importancia entonces el estudio de estas cargas dinámicas, su comprensión y cuantificación. En el caso particular de flujos transónicos y supersónicos, la aparición de ondas de choque vinculadas a las aceleraciones locales del flujo modifica sustancialmente el campo dinámico de presiones sobre la superficie, requiriendo estudios detallados de su comportamiento variable en el tiempo (Dotson et al, 2000).

Para pequeños ángulos de ataque es posible utilizar la teoría de flujo potencial para determinar la presión y velocidades las regiones cercanas a la placa. Las ecuaciones para analizar esta situación en su forma integral son conocidas, pero su complejidad vuelve dificultosa su interpretación física. Existe también una teoría no lineal de segundo orden para pequeñas oscilaciones aplicable a perfiles de forma arbitraria. Dicha teoría fue desarrollada por Van Dyke (1953).

En este trabajo se analiza el comportamiento del flujo, los coeficientes aerodinámicos resultantes y la distribución de presiones sobre una placa plana oscilando a diferentes frecuencias para ángulos de ataque comprendido entre -2° y 2° . La simulación numérica de flujos supersónicos viscosos presenta dificultades asociadas a la combinación de altos números de Mach y de Reynolds y una capa límite turbulenta de muy pequeño espesor. Esto requiere refinamientos de malla tanto en la capa límite como en la región donde aparecen ondas de choque, debido a los elevados gradientes de velocidad en esas zonas (Bungartz y Schäfer, 2006). La simulación de una placa oscilante introduce la complejidad adicional de que las ondas de choque cambian su posición, requiriendo un mallado dinámico capaz de capturarlas en cada instante de tiempo.

Metodología: Dada la complejidad del fenómeno en estudio se procede a la resolución numérica del mismo. Para calcular el campo de presiones y velocidades se dividió el dominio en dos partes: un dominio exterior fijo con una malla no estructurada y un dominio interior móvil, en el cual se encuentra contenida la placa plana, con una malla no estructurada, y un mallado de capa límite en las cercanías de la misma. Se utilizó un modelo bidimensional, con una malla no estructurada de 150000 elementos. El dominio se divide en un sector fijo y otro, que rodea la placa, que rota alternativamente acompañando las oscilaciones de la misma. Para la resolución del problema se emplearon discretizaciones de segundo orden y temporales de primer orden. El paso de tiempo se ajustó en cada caso al periodo de oscilación, de forma de tener no menos de 2000 pasos temporales por ciclo.

Las oscilaciones de la placa en estudio se generaron de dos formas; mediante la rotación de una sección de la malla en la que se encuentra contenida la placa y mediante la variación de las condiciones de contorno del problema. En ambos casos se supone una oscilación del tipo sinusoidal. Se estudiaron inicialmente los casos correspondientes a una frecuencia reducida $\omega_r = \frac{L*\omega}{U}$ (ω es la frecuencia angular de oscilación, L es la cuerda de la placa y U la velocidad de la corriente libre), mucho menor que 1, donde los resultados aproximan desplazamientos cuasi-estacionarios. Se realizó un estudio teórico para los distintos ángulos de ataque en régimen estacionario de los coeficientes aerodinámicos, que se comparó con las posiciones de la simulación numérica para validar los parámetros del modelo. Luego se compararon los coeficientes aerodinámicos de las posiciones estáticas con los de posiciones no estacionarias. Posteriormente se estudiaron frecuencias reducidas mayores, mediante rotación de la malla solidaria a la placa.

Debido a que no es posible refinar el dominio al utilizar una malla dinámica, se realizó un refinamiento previo (figura 1), en la zona en la cual se espera la presencia de ondas de choque y ondas de expansión, sin modificar el mallado en las cercanías de la placa para no alterar los parámetros validados anteriormente para el caso estacionario.

En todos los casos se utilizó el modelo “*k-ε realizable*”, el cual, como se comprobó, se ajustó adecuadamente para el cálculo de Cd. Se utilizó un paso de tiempo de 1e-6 s para todos los casos, de forma tal de no inducir errores asociados a cambios de un paso de tiempo a otro para cada de estudio. La viscosidad se representa con la ley de Sutherland de tres parámetros.

Para el mallado y cálculos se utilizó la suite Ansys Research, bajo licencia del Grupo Fluidodinámica Computacional, GFC, del Departamento Aeronáutica de la Facultad de Ingeniería de la UNLP’

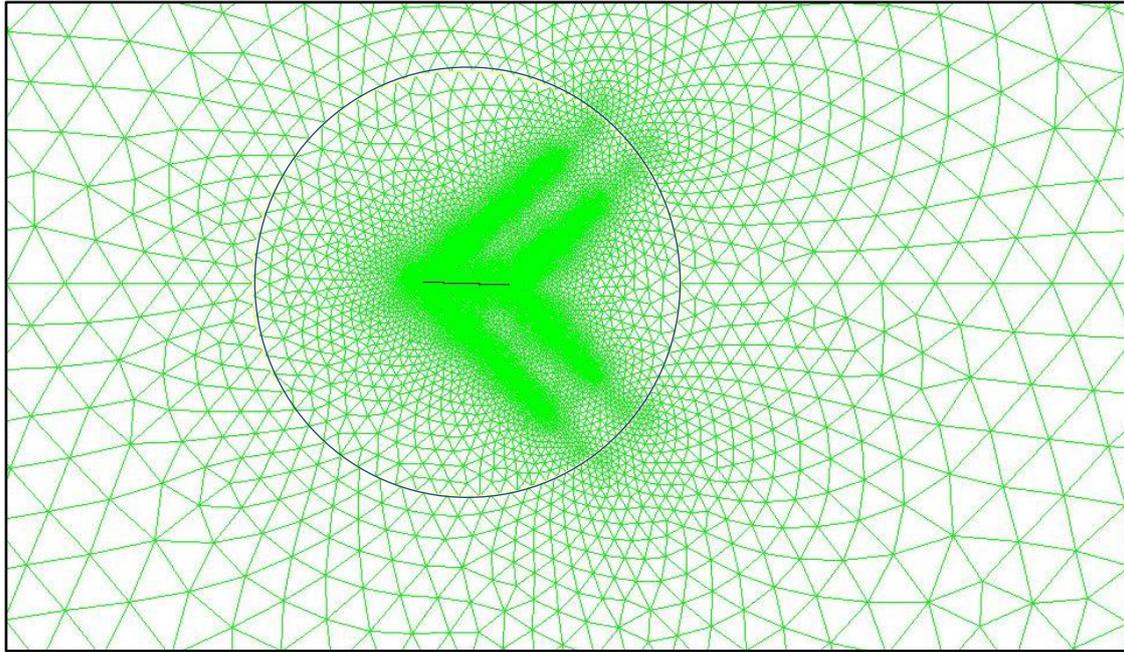


Figura 1: Detalle del refinado realizado para capturar ondas de choque con el movimiento oscilatorio de la placa plana.

Resultados: Todos los casos corresponden a un número de Mach de la corriente incidente igual a 1.5 y un número de Reynolds de $3.4E7$. En los casos estudiados de baja frecuencia reducida, no se observan variaciones superiores al 2% en los valores de coeficiente de sustentación, C_l comparando los valores teóricos con aquellos valores obtenidos mediante CFD para una frecuencia de 10Hz ($\omega_r=0.12$), mientras que para los valores correspondientes al coeficiente de resistencia, C_d , la diferencia entre los valores simulados y calculados se encuentra como máximo en 15% para aquellas posiciones correspondientes a ángulos de ataque menores a 1° , discrepancia que se considera aceptable debido a la dificultad de estimar dicho valor teórico en movimientos oscilatorios. La figura 2 presenta C_l vs C_d para movimientos cuasi estacionarios ($\omega_r < 0.12$), tanto los valores teóricos como los obtenidos en forma numérica.

Para el caso no estacionario se presentan los valores máximos de C_l máximo (figura 3) y C_d máximo (figura 4). Se puede observar una reducción de los mismos a medida que crece la frecuencia, con una tendencia bien marcada. En la figura 5 sobre la columna izquierda se observan la distribución de presión mientras que en la columna derecha se observa la distribución del número de Mach, la primera fila corresponde a $\omega_r = 0.6$, mientras que la segunda $\omega_r = 3.01$. En la figura 6 y Figura 7 se presenta la variación de C_l y C_d para frecuencias reducidas próximas a 0 y para las mismas iguales a 6

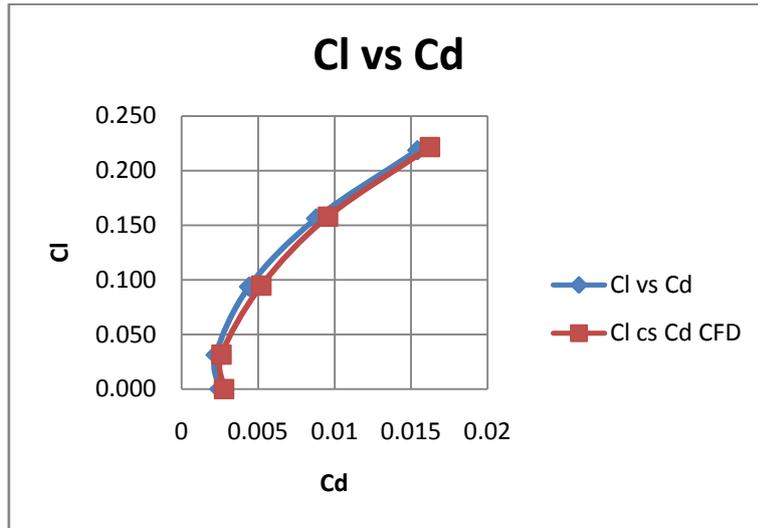


Figura2: Cl vs Cd teórico y numérico (CFD) para el caso estacionario

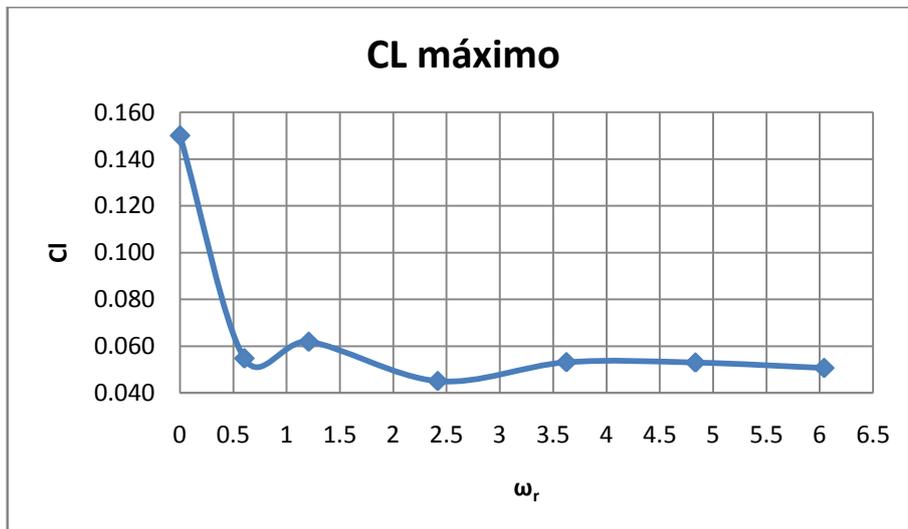


Figura 3: Cl máximo para cada frecuencia reducida

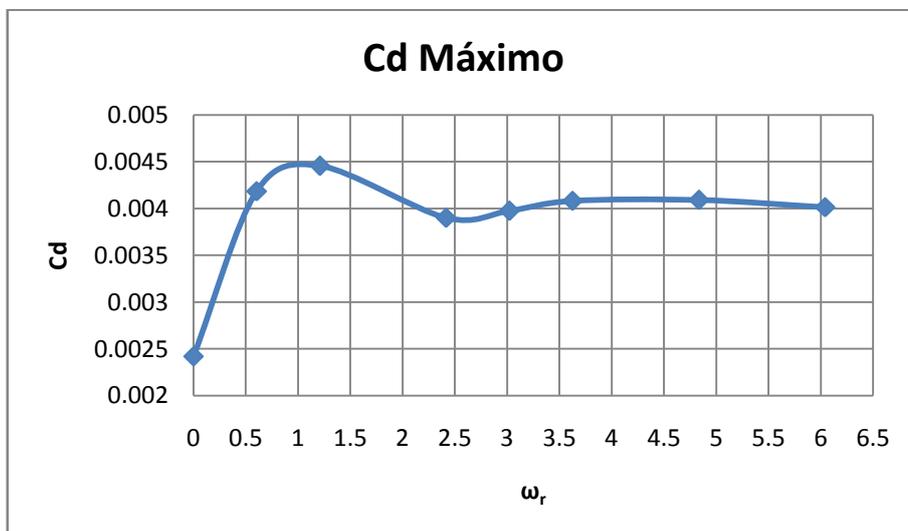


Figura 4: Cd máximos en función de la frecuencia reducida

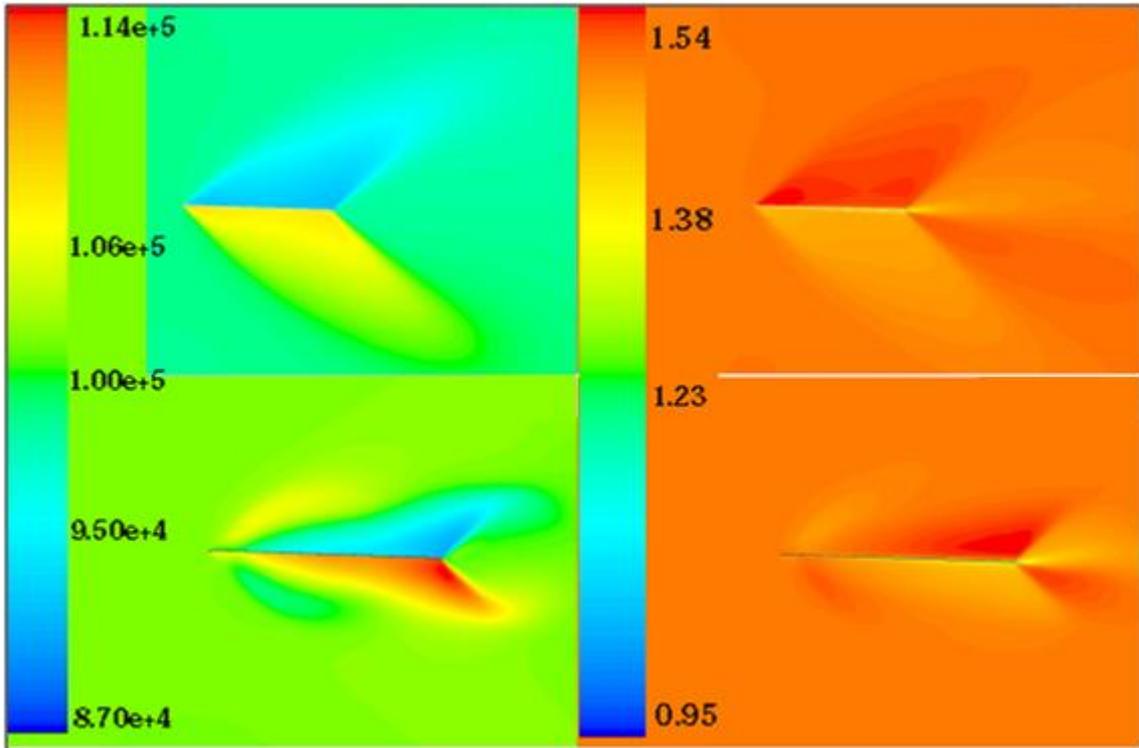


Figura 5: Distribución de presión (izquierda) y número de Mach (derecha) para la misma incidencia 1.9° y $\omega_r = 0.6$ (arriba) y $\omega_r = 3$ (abajo)

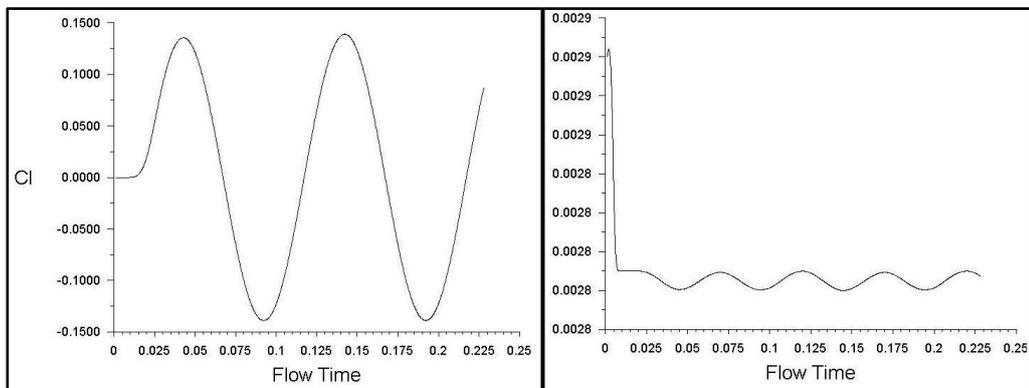


Figura 6: Variación de C_l y C_d en el tiempo para $\omega_r = 0.12$

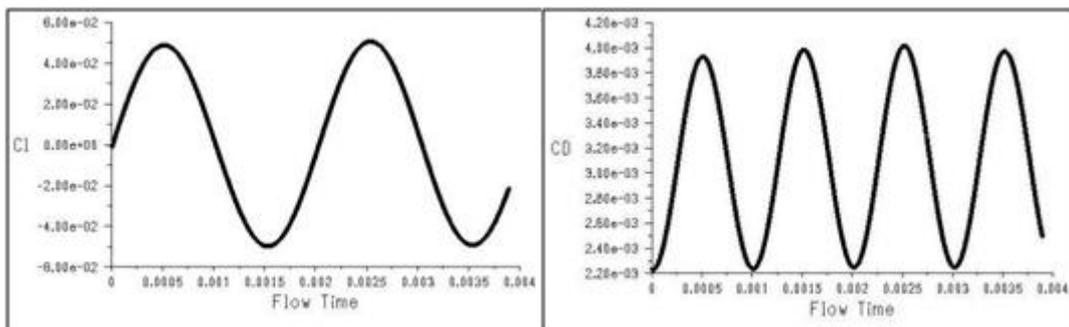


Figura 7: Variación de C_l y C_d en el tiempo para $\omega_r = 6.03$

Conclusiones: Se estudiaron en forma numérica el campo fluidodinámico y las fuerzas periódicas que aparecen sobre una placa oscilante en régimen supersónico a pequeños ángulos de ataque. Se concluye que dada una buena discretización del dominio de cómputo, en el caso de una placa en régimen supersónico oscilando con diferentes frecuencias, es posible capturar las ondas de choque y variaciones de presión generadas por dicho movimiento y calcular las fuerzas resultantes con precisión aceptable, mientras las frecuencias reducidas se mantengan por debajo de 0.5. Sin embargo, el mallado realizado resultó inadecuado para $\omega_r > 0.6$, ya que el mismo se basó en la suposición de que el campo fluidodinámico obtenido para las frecuencias más bajas sería semejante para las frecuencias mayores. Queda para trabajos futuros realizar un remallado adaptativo para optimizar el tiempo de cálculo y la precisión de resultados para vibraciones torsionales de frecuencias más altas.

Referencias

- Shapiro, A. The dynamics and thermodynamics of compressible fluid flow. Ronald Press, 1953.
- Van Dyke, Milton D. Supersonic flow past oscillating airfoils including nonlinear thickness effects NACA, Washington Julio 1953
- Ashley, H., Landahl, M., "Aerodynamics of Wings and Bodies". Addison-Wesley, 1965.
- Bisplinghoff, Raymond L. Ashley, Halt "Principles of aeroelasticity" Dover, 1962
- E.H.Dowel "Aeroelasticity of plates and shells"1975NoordhoffT International Publishing
- Wilcox, D. C., Turbulence Modeling for CFD, DCW Industries, La Cañada, USA, 2nd ed.,1998
- Clark, R, Cox, D y otros "A Modern Course in AeroelasticityKluwer Academic Publishers 2004
- Dowell, Clark, Cox , Curtiss, Jr. , Edwards, Hall, Peters, Scanlan, Simiu, Sisto: A Modern Course in Aeroelasticity (Solid Mechanics and its Applications), Springer. (2004)
- H. Bungartz, M. Schäfer: Fluid-Structure Interaction: Modelling, Simulation, Optimisation. Springer-Verlag (2006)
- Dotson K.W., Engblom W.A.: Vortex-induced vibration of a heavy-lift launch vehicle during transonic flight. Journal of Fluids and Structures 19 (2004) 669–680