

ESTUDIO DEL FLUJO TURBULENTO SOBRE UN VEHÍCULO ESTRATOSFÉRICO MEDIANTE EL MÉTODO DE ELEMENTOS FINITOS

TURBULENT FLOW STUDY OVER A STRATOSPHERIC AIRSHIP EMPLOYING THE FINITE ELEMENT METHOD

Gabriel A. Tarditti, Carlos A. Vitulich y Enrique N. Calcagni

Centro de Investigaciones Aplicadas, Dirección General de Investigaciones y Desarrollos, Ministerio de Defensa, Av. Fuerza Aérea 6500, 5010 Córdoba, Argentina, gabrieldt@gmail.com

Palabras clave: Aerodinámica, Plataforma de gran altura, Dirigible, Coeficiente de resistencia.

Resumen. El interés en vehículos estratosféricos ha cobrado importancia debido la necesidad de transmisión de datos en zonas remotas o de difícil acceso. Los aeróstatos son una opción posible, aunque a la altitud de vuelo la densidad del aire es baja y es necesario un vehículo de gran volumen. La resistencia aerodinámica debe ser calculada con precisión para luego establecer los requerimientos de la planta propulsora. El objetivo de este trabajo es exponer los resultados obtenidos mediante simulaciones con el método de elementos finitos sobre cuerpos de simetría axial de relación longitud-diámetro igual a cuatro. Para ello se evaluaron dos tipos de geometría con el modelo "Shear Stress Transport" (F. Menter, *AIAA Journal*, 32:1598–1605, (1994)) para valores de Reynolds de $2,5e6$. Uno de los cuerpos analizados fue una esferoide prolada (A. Zahm, *NACA Report*, 253, (1927)) para validar el modelo utilizado. Posteriormente se extendió el análisis a un cilindro con extremos hemiesféricos, correspondiente a la geometría de interés. Se realizaron simulaciones en 2D de simetría axial para ambos cuerpos.

Keywords: Aerodynamics, High Altitude Platform, Airship, Drag Coefficient.

Abstract. The interest on stratospheric vehicles have grown due to the requirements of communications on remote areas. The use of airships is feasible, but the low density of the air at flight level demands the utilization of large volume vehicles. The air resistance must be correctly calculated in order to estimate propulsion requirements. This paper holds the results obtained from the simulations through the finite element method for axisymmetric bodies with a length-diameter ratio of four. Two geometries were evaluated with the "Shear Stress Transport" model (F. Menter, *AIAA Journal*, 32:1598–1605, (1994)) at Reynolds number $2,5e6$. The first geometry simulated was a prolated spheroid in order to validate the model (A. Zahm, *NACA Report*, 253, (1927)). The second body analyzed was a cylinder with spheric ends. For both geometries 2D axisymmetric simulations were done.

1. INTRODUCCIÓN

El caso particular que se desarrolla en este trabajo es el cálculo de resistencia aerodinámica de un dirigible estratosférico. El interés que presentan dichos vehículos es la capacidad de funcionar de forma similar a un satélite de comunicación, con mayor flexibilidad y un menor coste de operación, ya que no es necesario disponer de un vehículo lanzador, y se pueden recuperar sus componentes (Gonzalo et al., 2018). La potencia requerida para mantener una posición relativa constante, depende de la resistencia aerodinámica del aerostato y del viento presente a la altura de vuelo. Una zona de poco movimiento de la atmósfera se presenta en la estratosfera (alrededor de los 20[km] de altura), donde los vientos son estables y con una velocidad cercana a 20[m/s]. El inconveniente a este nivel de vuelo es la baja densidad del medio que impone la necesidad de vehículos de gran volumen, los cuales presentan mayor resistencia.

La mayoría de los estudios en el campo de los dirigibles se realizaron en las primeras décadas del siglo XX –Zahm (1927), Thompson y Kirschbaum (1931), Jones y Williams (1919), Munk (1923), Abbott (1931)–, cuando los dispositivos de vuelo con sustentación aerodinámica no estaban completamente desarrollados. Una vasta recopilación de estos resultados se puede encontrar en Hoerner (1965), y se utiliza actualmente como referencia en Dorrington (2006), Li et al. (2011), Houry (2012), Lutz et al. (1997). Por último se puede encontrar un breve resumen de datos de resistencia de los últimos dirigibles estudiados en Gonzalo et al. (2018).

Las características propias del vehículo que definen la resistencia aerodinámica son la superficie de referencia del mismo (S) y el coeficiente de resistencia adimensional (C_D), el cual agrupa el efecto de variables como la geometría del cuerpo, la rugosidad de la superficie, efectos de fricción, separación del flujo y compresibilidad (Streeter et al., 1999). En particular el C_D se utiliza normalmente para contrastar el comportamiento de diferentes geometrías. En el proyecto que se desarrolla, las características constructivas del dirigible todavía no se encuentran definidas, y por lo tanto no se considera vital estimar en detalle los fenómenos aerodinámicos de naturaleza local.

2. MARCO TEÓRICO

2.1. Especificaciones Generales

El coeficiente de resistencia para un volumen de revolución sumergido en una corriente de velocidad U , y densidad ρ se expresa como:

$$C_D = \frac{D}{1/2 * \rho * U^2 * S} \quad (1)$$

Donde D es la fuerza que experimenta el cuerpo en dirección paralela a la velocidad, y S se refiere a una superficie de referencia, que para el caso de los dirigibles se define como el volumen (V) elevado a la potencia 2/3 (Houry, 2012).

En cuerpos fuselados, C_D se relaciona con la esbeltez (λ), el cual se define como el cociente entre la longitud máxima del cuerpo L_{max} y el diámetro máximo d_{max} . En general, los valores de C_D varían entre 0,022 a 0,030 para cuerpos con $\lambda \simeq 4$ en flujo turbulentos –Hoerner (1965), Lutz et al. (1997)–.

La dispersión de estos valores dependen de la precisión del método utilizado para evaluarlos, y en el caso de ensayos, puede influir la transición de flujo laminar a turbulento. Es importante destacar que, si bien el coeficiente de resistencia obtenido con la Ec. (1) es válido desde el punto de vista de las magnitudes, ya que se obtiene un coeficiente adimensional, presenta discrepancias considerando cuerpos de esbeltez similar. El valor de $V^{2/3}$ tiene variaciones cercanas al

25 % entre las geometrías que se desea evaluar.

La variable utilizada para determinar el tipo de flujo sobre la superficie del objeto en la corriente es el número de Reynolds (Re), que establece una relación entre fuerzas de inercia y fuerzas viscosas. Se define como:

$$Re_L = \frac{\rho U L_{max}}{\mu} \quad (2)$$

Donde: $L_{max} = 20[m]$ corresponde a la longitud del cuerpo, $\rho = 0,088[kg/m^3]$ es la densidad del fluido, $U = 20[m/s]$ es la velocidad de la corriente, $\mu = 1,4322e - 5[Pa * s]$ es la viscosidad del fluido. Con estos valores se obtiene, $Re_L = 2,46e6$ es decir que el flujo será turbulento.

2.2. Estimación empírica del C_D de una esferoide prolada

La resistencia al avance que produce el fluido sobre un cuerpo sumergido en una corriente tiene dos contribuciones. Una de ellas se debe a las fuerzas viscosas y se denomina resistencia de fricción, mientras que la otra depende de la geometría del cuerpo, que define el campo de velocidades a su alrededor, generando lo que se conoce como resistencia de presión.

Es posible estimar el valor de C_D del objeto si la superficie expuesta del mismo presenta un gran porcentaje de flujo adherido, a través del coeficiente de fricción (c_f) de una placa plana para el mismo Re , (Goldstein, 1950). El valor de c_f se relaciona con las dimensiones del cuerpo y se obtiene una aproximación a la resistencia C_D que tendrá el cuerpo, (Hoerner, 1965).

La primera geometría que se estudia es una esferoide prolada, que corresponde a un cuerpo con simetría axial. El mismo se genera a partir de una esfera donde uno de sus ejes se extiende. La geometría de una esferoide de $\lambda = 4$ presenta una curvatura suave, por lo que se estima que el flujo permanecerá adherido, con una mayor componente de resistencia de fricción, procediéndose a estimarlo por el método planteado.

Para flujos turbulentos sobre una placa plana se define:

$$c_f = \frac{0,045}{Re^{1/6}} \quad (3)$$

La Ec. (3) es válida en para flujos totalmente desarrollados, cosa que ocurre para $Re \approx 2e6$ (Goldstein, 1950). A pesar de ello, existe la posibilidad que el flujo sea en parte laminar y en parte turbulento. Debido a esto se disminuye el valor de c_f según un coeficiente de transición (Δc_f).

$$\Delta c_f = \frac{k}{Re} \quad (4)$$

El valor considerado para la constante es $k = 1700$, de acuerdo a Schlichting (1972). En función de estos valores de c_f es posible utilizar la Ec. (5) planteada en Hoerner (1965):

$$C_D = c_f(4\lambda^{1/3} + 6\lambda^{-1,2} + 24\lambda^{-2,7}) \quad (5)$$

De donde para el caso de una esferoide prolada con $\lambda = 4$ se obtiene un rango de valores, $0,0253 < C_D < 0,0314$, según se considere el c_f con el coeficiente de transición o sin este. Estos valores de C_D se establecen como referencia para los resultados obtenidos de la simulación.

2.3. Coeficiente de presión

El coeficiente de presión C_p se define como la relación entre la presión estática sobre el cuerpo y la presión dinámica del flujo, Ec. (6). La variación de la velocidad sobre el cuerpo influye sobre la presión y por lo tanto se pueden relacionar en función de la coordenada sobre la superficie del cuerpo x/L .

$$C_p = \frac{p}{1/2 * \rho * U^2} \quad (6)$$

Existen datos experimentales de estos coeficientes en [Zahm \(1927\)](#) y [Zahm et al. \(1927\)](#).

2.4. Teoría de flujo turbulento

Las simulaciones de flujo turbulento realizadas se plantearon a través de la teoría de ecuaciones de Navier-Stokes promediadas según Reynolds o *RANS*, por sus siglas en inglés ([Wilcox, 2006](#)).

Las ecuaciones *RANS* se obtienen considerando que el flujo turbulento tiene propiedades que fluctúan a través del tiempo. Las variables se expresan como la suma de una componente media del flujo en el tiempo y una componente turbulenta. La introducción de nuevos términos a las ecuaciones de continuidad y cantidad de movimiento, generan nuevas incógnitas en el problema y para resolver el nuevo sistema de ecuaciones se deben introducir condiciones que lo completen, [Cebeci et al. \(2005\)](#). Las nuevas condiciones deben describir el comportamiento de las variables turbulentas del flujo. Al modelado de estas variables se lo denomina cierre del problema turbulento, y es posible encontrar diferentes soluciones.

En el presente caso se utilizó el modelo de simulación para flujo turbulento desarrollado por [Menter \(1994\)](#), conocido como *Shear Stress Transport (SST)*. Este modelo se encuentra disponible dentro del software *COMSOL*® utilizado, y ha sido aplicado con éxito en casos similares –ver [de Sousa et al. \(2014\)](#), [Jones et al. \(2016\)](#)–.

El modelo *SST* considera dos variables para modelar la turbulencia. Una de ellas describe la energía cinética turbulenta (k), mientras que la otra es la disipación específica de la misma en el tiempo (ω). La característica principal del *SST* es la integración de dos modelos anteriores, el standard $k-\omega$ ([Wilcox, 2006](#)) y el $k-\epsilon$, para interpolarlos según la zona del dominio que se analice. En las zonas de cercanías a la pared se aplica el modelo $k-\omega$, el cual presenta mejor predicción de los perfiles de capa límite y la fricción sobre la pared. En la estela y la corriente libre, aplica el modelo $k-\epsilon$ evitando así la sensibilidad del modelo $k-\omega$ a los parámetros de turbulencia en esta zona del flujo ([Menter, 1994](#)).

2.5. Variables iniciales

Las valores iniciales de turbulencia k y ω ingresadas para la corriente libre se estimaron a partir de los valores presentes en [Menter \(1994\)](#):

$$\frac{10^{-5} \mu U}{\rho L_{dom}} < k < \frac{0,1 \mu U}{\rho L_{dom}} \quad (7)$$

$$\frac{U}{L_{dom}} < \omega < 10 \frac{U}{L_{dom}} \quad (8)$$

Donde L_{dom} se refiere a la longitud del dominio simulado. En base a estos límites y por similitud con los valores aplicados en un problema de validación del software utilizado se consideraron los valores $k = 2,17e - 9[m^2/s^2]$, y $\omega = 1,333[1/s]$.

2.6. Condiciones de borde

Con el fin de reducir el número de incógnitas en los contornos es necesario sumar ciertas condiciones de borde. En cuanto a límites de orientación axial, las condiciones de frontera planteadas son –Fig. 1– (1) simetría radial para el eje de revolución ($r = 0$) y (2) contorno abierto para el borde externo opuesto. En el caso del ingreso del fluido al dominio, se consideran (3) los valores de variables atmosféricas y (4) la velocidad se considera paralela al eje de simetría, y la condición del contorno de salida (5) es de presión estática nula. Finalmente, sobre el contorno sólido se plantea (6) una condición de no deslizamiento y (7) no penetración del flujo.

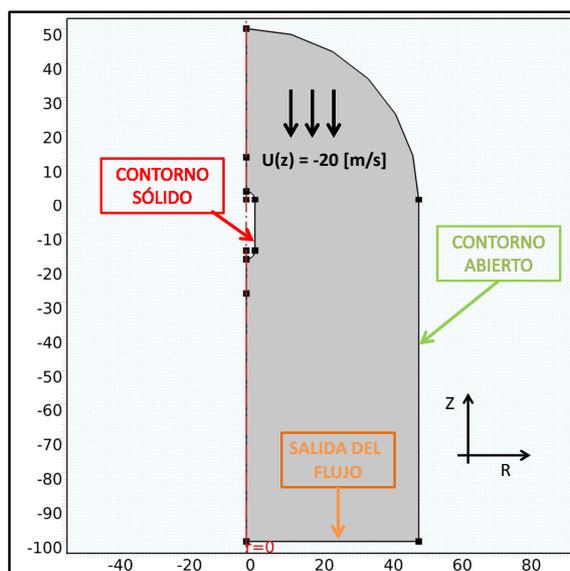


Figura 1: Condiciones de contorno en el dominio de simulación.

2.7. Especificaciones del dominio y mallado

El dominio establecido para las simulaciones es de simetría axial, y sus dimensiones se relacionaron al diámetro del cuerpo de revolución en estudio de acuerdo al siguiente criterio: 30 diámetros en la dirección axial y 10 en sentido radial. La región frontal del dominio –ingreso del flujo– presenta una forma curva y de radio constante, lo que permite reducir la cantidad de elementos –véase la Fig. 2– respecto a un dominio rectangular completo.

La esferoide prolada simulada presenta los mismos valores de L_{max} y d_{max} que la geometría del dirigible que se desea estudiar, siendo en este último un cuerpo cilíndrico de longitud $3d_{max}$ con extremos semi esféricos.

La discretización de los dominios para ambas geometrías, se realizó con mallas de elementos cuadriláteros, considerando 3 zonas –véase Fig. 2–. El tamaño de los elementos fue creciente a medida que se alejaban del contorno sólido, región donde se refinó la malla.

Las zonas 1 y 2 del dominio se delimitaron con curvas paralelas al contorno sólido y se mallaron con distribuciones regulares sesgadas que concentran los elementos en los extremos del cuerpo para obtener una mayor resolución en el punto de impacto, y de desprendimiento del flujo –Fig. 3–. En la zona 3 de la superficie de análisis considerada, se concentró una mayor deformación geométrica en algunos elementos del dominio alejados del cuerpo.

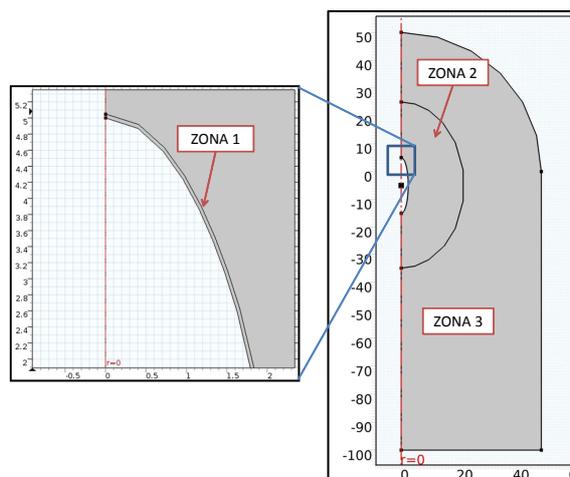


Figura 2: Detalle del dominio de simulación de la esferoide.

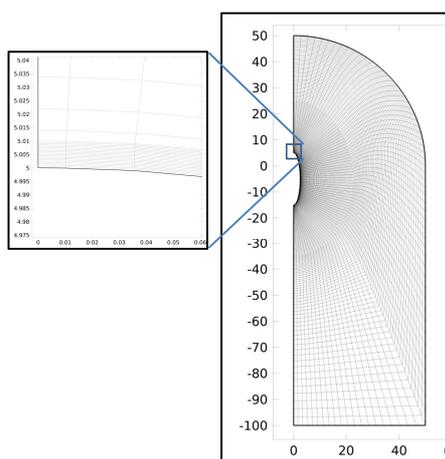


Figura 3: Malla 1 correspondiente al dominio de simulación de la esferoide.

El espesor de la primera capa de elementos de la malla se define como (y^+) (Wilcox, 2006) y se calculó mediante la Ec. (9), donde U_τ corresponde a la velocidad de fricción sobre la pared e y es la variable de distancia al contorno sólido.

$$y^+ = \frac{\rho U_\tau y}{\mu} \sim 1 \text{ con } U_\tau = \sqrt{\tau_w/\rho} \quad (9)$$

El valor de τ_w corresponde a tensiones de corte sobre una placa plana. Es importante destacar que en la zona 1 de la malla, los elementos presentan el mismo espesor, para las 3 mallas simuladas –Fig. 3–.

Para evaluar los resultados, se han realizado sucesivos refinamientos de malla, hasta obtener valores de C_D cuya discrepancia entre sí no difiera en más de 5 %, a medida que se duplica la cantidad de elementos en el dominio.

Las mallas se clasificaron según la cantidad de elementos. La Tabla 1 y Tabla 2, contienen la cantidad de elementos longitudinales y transversales en cada zona –véase Fig. 2 y Fig. 3–.

| | Malla 1 | Malla 2 | Malla 3 |
|--------------------|----------|-----------|-----------|
| Elementos zona 1 | 75 x 20 | 150 x 20 | 150 x 40 |
| Elementos zona 2 | 75 x 100 | 150 x 100 | 150 x 200 |
| Elementos zona 3 | 75 x 50 | 150 x 50 | 150 x 100 |
| Total de elementos | 12750 | 25500 | 51000 |

Tabla 1: Número elementos en el mallado del dominio para el caso de la esferoide prolada.

| | mall 1 | mall 2 | mall 3 |
|--------------------|----------|-----------|-----------|
| Elementos zona 1 | 80 x 20 | 160 x 20 | 160 x 40 |
| Elementos zona 2 | 80 x 100 | 160 x 100 | 160 x 200 |
| Elementos zona 3 | 80 x 50 | 160 x 50 | 160 x 100 |
| Total de elementos | 13600 | 27200 | 54400 |

Tabla 2: Número elementos en el mallado del dominio para el caso del dirigible.

3. RESULTADOS

A partir de los resultados gráficos de las simulaciones se pueden identificar las zonas de impacto del flujo, el desarrollo de la capa límite y la zona de desprendimiento del flujo y posterior estela, –Fig. 4, Fig. 5–.

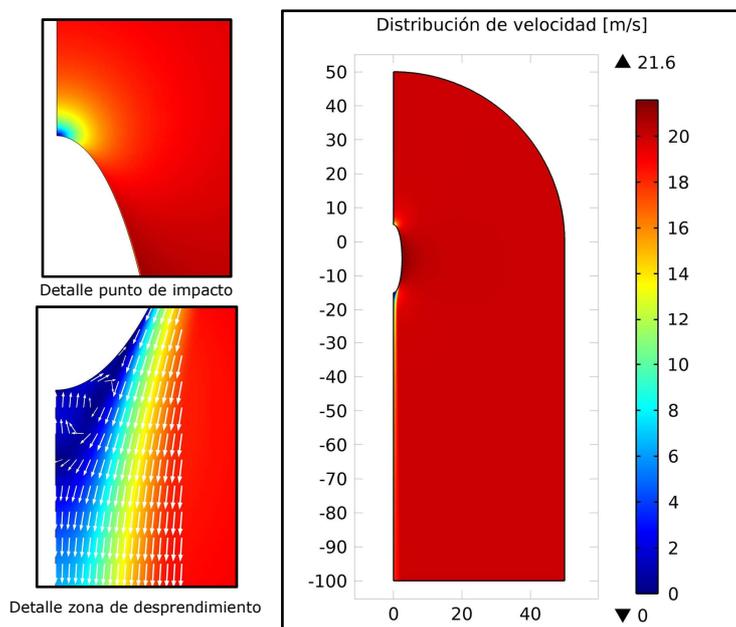


Figura 4: Distribución de velocidad en el dominio para una esferoide prolada.

En el caso de la esferoide prolada se aprecia que la zona de impacto y de desprendimiento son menos pronunciadas que en el caso del dirigible. En ambos casos las simulaciones predicen una región de flujo de bajas velocidades en la zona posterior del cuerpo, además de la presencia de un vórtice.

Respecto al desarrollo del flujo, en la esferoide se observa una mayor velocidad de flujo en la parte central de la misma. Por el contrario, en el globo hay zonas puntuales donde el

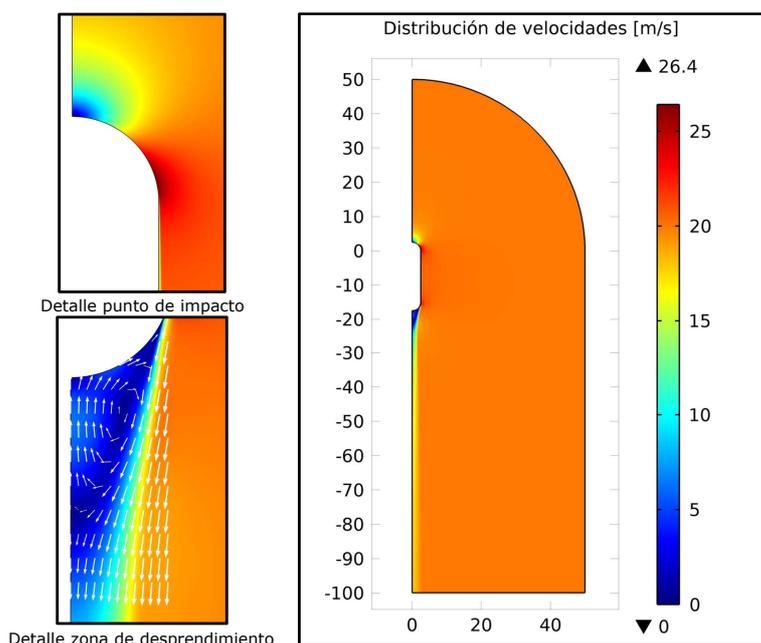


Figura 5: Distribución de velocidad en el dominio para la geometría de análisis.

fluido presenta mayor velocidad que coinciden con el fin de la curvatura de la parte frontal y el comienzo de la curvatura final del dirigible.

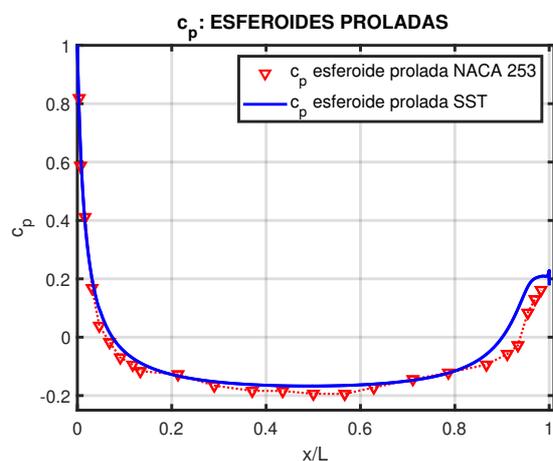


Figura 6: Distribución de presiones sobre la superficie de la esferoide prolada

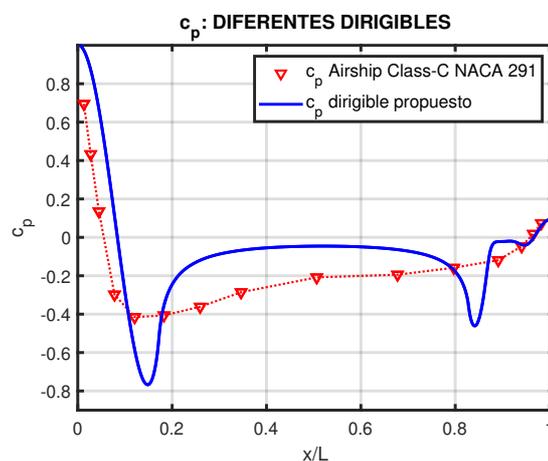


Figura 7: Distribución de presiones sobre la superficie del dirigible

La Fig. 6 corresponde a la comparación entre el valor del C_p para una esferoide prolada en túnel de viento (Zahm, 1927) y una esferoide prolada simulada mediante el modelo SST. Los resultados de la simulación presentan coherencia con los datos experimentales, el coeficiente de correlación entre las dos curvas es del 99%. Se observa una pequeña desviación de la curva en la zona posterior del cuerpo, a partir de $x/L = 0,8$. Esta diferencia en la zona posterior puede encontrar fundamentos en la existencia de una zona de desprendimiento del flujo, que no puede ser correctamente estimada por el modelo aplicado. Además ciertos parámetros de la

simulación pueden no ser exactamente coincidentes con los del ensayo.

La Tabla 3 presenta los valores de C_D en el caso de la esferoide prolada para cada malla.

| | mallla 1 | mallla 2 | mallla 3 |
|-------|----------|----------|----------|
| C_D | 0,0260 | 0,0246 | 0,0255 |

Tabla 3: Valores de C_D de la esferoide prolada para cada malla.

Los resultados obtenidos se encuentran dentro del intervalo planteado en la Sección 2.2, y son cercanos al límite inferior del mismo. La capa limite fue discretizada con elementos de similar espesor por lo que era de esperar una baja dispersión en los resultados. Teniendo esto en cuenta, se procede a extender al estudio sobre el dirigible.

La Fig. 7 presenta los valores de C_p del dirigible propuesto. Se observan importantes variaciones de C_p en las coordenadas que corresponden a la curvatura del perfil, aproximadamente $x/L = 0,15$ y $x/L = 0,85$. En la zona intermedia del gráfico el C_p se mantiene cercano a 0.

La curva de la "Airship class-C" presente en la Fig. 7, corresponde a los datos empíricos obtenidos de Zahm et al. (1927). Una geometría similar a esta fue simulada como paso intermedio entre la esferoide prolada y el dirigible propuesto, con resultados similares a los presentes en las referencias. La geometría presente en Zahm et al. (1927) resulta mas adecuada para la comparación con el dirigible propuesto, ya que presenta radios mas marcados que la elipsoide prolada.

Se observa cierta similitud en el comportamiento de las dos curvas, respecto a la disminución brusca del C_p en el tramo inicial $x/L \simeq 0,15$, y una zona de C_p aproximadamente constante entre $0,3 < x/L < 0,7$.

Los valores de C_D obtenidos en el caso del dirigible se exponen en la Tabla 4.

| | mallla 1 | mallla 2 | mallla 3 |
|-------|----------|----------|----------|
| C_D | 0,0570 | 0,0493 | 0,0489 |

Tabla 4: Valores de C_D del dirigible para cada malla.

Los valores de C_D obtenidos para el dirigible son cercanos al doble del C_D de la esferoide, y un 75% mayores que para el dirigible ensayado en Zahm et al. (1927). El aumento de este valor era esperable, y se considera que está relacionado con la geometría roma que presenta. Valores de C_D menores pueden ser encontrados en Gonzalo et al. (2018), para cuerpos mas aerodinámicos, de menor esbeltez y volumen.

4. CONCLUSIONES

- El modelo de simulación aplicado a la geometría de la esferoide prolada se desempeñó satisfactoriamente en el problema planteado, ya que se obtuvieron resultados dentro del intervalo de resultados experimentales.

- Las simulaciones realizadas demostraron una gran robustez respecto a la cantidad de elementos utilizados en la malla. Los refinamientos entre las mallas 2 y 3 arrojaron resultados con una dispersión menor al 5%.

- Los resultados obtenidos para el C_D del dirigible propuesto son mayores que para la esferoide prolada y otros cuerpos de geometría mas suave y de menor volumen. Esto era esperable debido a la geometría roma del cuerpo en estudio.

- Se obtuvo un modelo con resultados y performance satisfactorios, el cual sirve de base para futuros análisis, como por ejemplo la evaluación del aporte de C_D de aletas estabilizadoras o barquillas de los motores con respecto al dirigible.

REFERENCIAS

- Abbott I. Airship model tests in the variable density wind tunnel. *NACA Report*, 394, 1931.
- Cebeci T., J.P. S., F. K., y Laurendeau E. *Computational fluid dynamics for engineers*. Horizons publishing, 2005.
- de Sousa J., de Macêdo A., de Amorim Junior W., y de Lima A. Numerical analysis of turbulent fluid flow and drag coefficient for optimizing the auv hull design. *Open journal of fluid dynamics*, 4:263–277, 2014.
- Dorrington G. Drag of spheroid-cone shaped airship. *Journal of Aircraft*, 43:363–371, 2006.
- Goldstein S. *Modern developments in fluid dynamics*, volumen II. Oxford University Press, 1950.
- Gonzalo J., López D., Domínguez D., García A., y Escapa A. On the capabilities and limitations of high altitude pseudo-satellites. *Progress in Aerospace Sciences*, 98:37–56, 2018.
- Hoerner S. *Fluid-Dynamic Drag*. Published by the author, 1965.
- Jones D., Chapuis M., Liefvendahl M., Norrison D., y Widjaja R. *RANS Simulations using OpenFOAM Software*. Maritime Platforms Division DST Group, 2016.
- Jones R. y Williams D. The distribution of pressure over the surface of airship model u.721, together with a comparison with the pressure over a spheroid. *ARC Reports and Memoranda*, 600, 1919.
- Khoury G. *Airship Technology*. Cambridge University Press, 2012.
- Li Y., Nahon M., y Sharf I. Airship dynamics modelling: A literature review. *Progress in Aerospace Sciences*, 47:217–239, 2011.
- Lutz T., Schweyher H., Wagner S., y Bannasch R. Drag reduction and shape optimization of airship bodies. *AIAA*, 1997.
- Menter F. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications. *AIAA Journal*, 32:1598–1605, 1994.
- Munk M. The drag of zeppelin airships. *NACA Report*, 117, 1923.
- Schlichting H. *Teoría de la capa límite*. Ediciones URMO, 1972.
- Streeter V., Wylie E., y Bedford K. *Mecánica de Fluidos*. McGraw Hill, 1999.
- Thompson F. y Kirschbaum H. The drag characteristics of several airships determined by deceleration tests. *NACA Report*, 379, 1931.
- Wilcox D. *Turbulence modelling for CFD*. DCW Industries, 2006.
- Zahm A. Flow and drag formulas for simple quadrics. *NACA Report*, 253, 1927.
- Zahm A., Smith R., y Louden F. Drag of c-class airship hulls of various fineness ratios. *NACA Report*, 291, 1927.