

PROGRAMACIÓN ORIENTADA A OBJETOS APLICADA A SIMULACIONES DE FLUJOS DOMINADOS POR VORTICIDAD – PARTE 2: EJEMPLOS DE APLICACIÓN

OBJECT-ORIENTED PROGRAMMING APPLIED TO VORTICITY DOMINATED FLOWS SIMULATIONS – PART 2: APPLICATIONS

Martín E. Pérez Segura^{a,b}, Alejandro T. Brewer^b, Sergio Preidikman^{a,b}

^a*Instituto de Estudios Avanzados en Ingeniería y Tecnología (IDIT) - CONICET, Universidad Nacional de Córdoba, Av. Vélez Sarsfield 1611, 5000 Córdoba, Argentina. idit@fcefyN.edu.ar, www.inv.idit.efn.uncor.edu.*

^b*Dpto. de Estructuras, FCEfyN, Universidad Nacional de Córdoba, Av. Vélez Sarsfield 1611, 5000 Córdoba, Argentina. depestructuras@fcecyn.unc.edu.ar, <http://www.efn.uncor.edu.ar>*

Palabras clave: Drones, Aerodinámica, Programación orientada a objetos, Simulaciones numéricas, Flujos dominados por vorticidad.

Resumen. Recientemente, los vehículos aéreos no tripulados han mostrado una creciente difusión en diversos campos de aplicación, tanto civiles como militares, lo cual ha llevado a continuas mejoras de diseño. Su estudio mediante simulaciones numéricas requiere de herramientas robustas, versátiles y eficientes. En este trabajo, utilizando el Método de Red de Vórtices No-lineal e Inestacionario, se analizan aerodinámicamente dos tipos de drones. En primer lugar, se estudia un vehículo tipo multirotor (cuadricóptero), para el cual se consideran tres tipos de rotores y dos condiciones de vuelo, con el objetivo de poner a punto y evaluar la factibilidad de la herramienta de simulación. En segundo lugar, un vehículo tipo ala volante, para el cual se calculan coeficientes aerodinámicos de sustentación y momento de cabeceo. En ambos casos se obtienen como resultados adicionales el campo de movimiento del fluido alrededor del dron y la distribución de presiones sobre las superficies, arribando a la conclusión que las simulaciones de flujos dominados por vorticidad son más que adecuadas para estudiar el comportamiento aerodinámico de estos vehículos aéreos.

Keywords: Drones, Aerodynamics, Object-Oriented Programming, Numerical simulations, Vorticity dominated flows.

Abstract. In the last few decades, small-scale unmanned aerial vehicles have been used for many applications, such as surveillance and reconnaissance by military and law enforcement agencies, as well as search and rescue missions in urban environments. The designs of these devices are continuously improved. This requires robust, versatile and efficient computational simulation tools in order to sustain the ongoing developments. In this work, two types of drones are aerodynamically analyzed with the Nonlinear Unsteady Vortex Lattice Method. Firstly: for a multi-rotor vehicle (quadcopter) three rotor alternatives and two flight conditions are considered, in order to adjust the simulation and evaluate its feasibility. Secondly: a flying-wing-type vehicle, for which lift and pitching aerodynamic coefficients are calculated. Moreover, in both cases, the velocity field around the drone and the pressure distributions are obtained as additional results. These outcomes allow one to conclude that simulations of vorticity dominated flows are more than adequate for studying the aerodynamic behavior of these devices.

1 INTRODUCCIÓN

La industria aeronáutica se encuentra continuamente ampliando los horizontes de la investigación. En este sentido, uno de los ámbitos de desarrollo con más progreso en las últimas décadas es el que concierne a los vehículos aéreos no tripulados (UAV), también conocidos como drones. El surgimiento de esta nueva concepción de control a distancia, inherente a los UAV, ha permitido incursionar en diseños no convencionales y más arriesgados, resultando en una vasta gama de configuraciones para estos sistemas, que se clasifican según su tamaño, autonomía, cantidad de motores, capacidades de despegue y aterrizaje, entre otros. De entre todas estas alternativas, el presente trabajo se centra en las configuraciones multi-rotor (cuadricóptero) y ala volante (aeronave sin grupo de cola), que han mostrado ser de gran interés para distintas aplicaciones.

Los primeros vehículos sustentados por cuatro rotores aparecieron en la década de 1920 y, luego de años de desarrollo, se volvieron un diseño prolifero. Actualmente, esta configuración se utiliza casi exclusivamente en UAVs como los ejemplos que se muestran en la [Figura 1](#) y, debido a su versatilidad, han sido utilizados en investigación, vigilancia, actividades militares, fotografía, periodismo, logística, actividades humanitarias, arte y deportes, entre otros. No obstante, existen aspectos de diseño que pueden ser perfeccionados tales como la autonomía, los niveles de ruido, la dinámica de vuelo y la ejecución de maniobras ([Hoffman, G., Huang, H. y Waslander, 2007](#)).



Figura 1: Ejemplos de cuadricópteros. a) “Navig8r Drone” (fuente: www.harveynorman.com.au). b) “DJI’s Phantom” (fuente: <http://mydronelab.com>). c) “Syma X5C Quadcopter” (fuente: www.amazon.com).

Las alas volantes, por su parte, fueron concebidas junto con los primeros conceptos de máquinas voladoras y han sido estudiadas extensamente desde los años 1920, junto con otros diseños sin grupo de cola ([Figura 2](#)). Estas configuraciones suelen presentarse como aeronaves de ala rígida aerodinámicamente más eficientes y, debido a su construcción modular, conllevan algunas ventajas desde el punto de vista estructural. Sin embargo, la carencia de superficies estabilizadoras convencionales hace que las alas volantes tengan desventajas inherentes respecto al control y la estabilidad ([Valiyff, A., y Arjomandi, M., 2009](#); [Liebeck, R. H., 2004](#); [Weyl, A. R., 1945](#)).

En lo que respecta a la continua optimización de los diseños de ambos tipos de drones, las herramientas de simulación resultan sumamente útiles. En este sentido, una herramienta de simulación computacional de flujos dominados por vorticidad a través del Método de Red de Vórtices Inestacionario (UVLM) satisface las necesidades para el análisis y diseño de este tipo de vehículos. Luego, el presente trabajo se centra en la simulación de las dos clases de drones mencionadas con un software que enfatiza aspectos tales como: i) el desarrollo de software fundado en el paradigma de la Programación Orientada a Objetos ([Pérez Segura, M. E., et al, 2019](#)), ii) la utilización de técnicas de Computación de Alto Desempeño, y iii) el diseño de software conducente a la vinculación con otras herramientas computacionales ([Pérez Segura, M. E., et al, 2018](#)).

En base a lo anterior y en primera instancia, se analizan los rotores como el elemento común a ambos tipos de vehículos. En segundo lugar, el estudio se centra en el cuerpo de los drones, tomando dos ejemplos específicos y teniendo en cuenta su funcionalidad en cada caso. Por último, se efectúan simulaciones sobre las configuraciones completas, haciendo hincapié en el campo de movimiento fluido y algunas características de estabilidad, para el cuadricóptero y el ala volante, respectivamente. Todo esto con el objetivo de enfatizar la versatilidad de la simulación de flujos dominados por vorticidad en general, y del software desarrollado en particular, para el estudio de diversos fenómenos y proporcionar bases para estudios más especializados con el uso de esta herramienta.

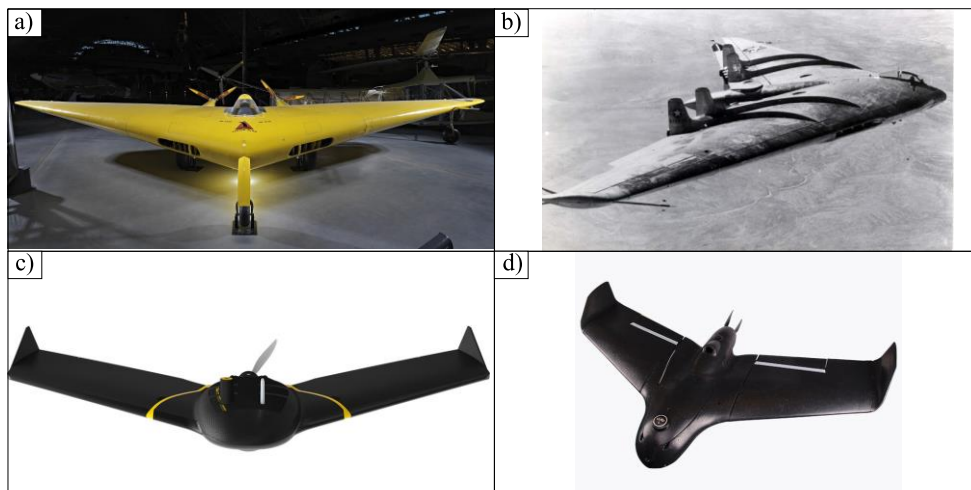


Figura 2: Ejemplos de alas volantes. a) Northrop N1M (fuente: Smithsonian National Air and Space Museum, airandspace.si.edu). b) Northrop YB-49 (fuente: Dario Leone, theaviationgeekclub.com). c) Dron eBee X (fuente: senseFly Parrot, www.sensefly.com). d) Dron Skywalker X5 PRO (fuente: www.readymaderc.com).

2 ROTORES

El primer análisis trata los rotores los cuales conforman la parte fundamental de los grupos propulsores de ambos vehículos. Aquí, se consideran tres modelos con complejidad geométrica creciente, a los efectos de calibrar la simulación. En todos los casos, se modela sólo la superficie media de las palas como una superficie aerodinámica rotante con velocidad prefijada y constante, diez paneles a lo largo de la cuerda, y sin convección desde las punteras. Además, los rotores 1 y 2 poseen cuatro palas y cuentan con una cubierta, mientras que el rotor 3 sólo posee dos palas libres (Figura 3).

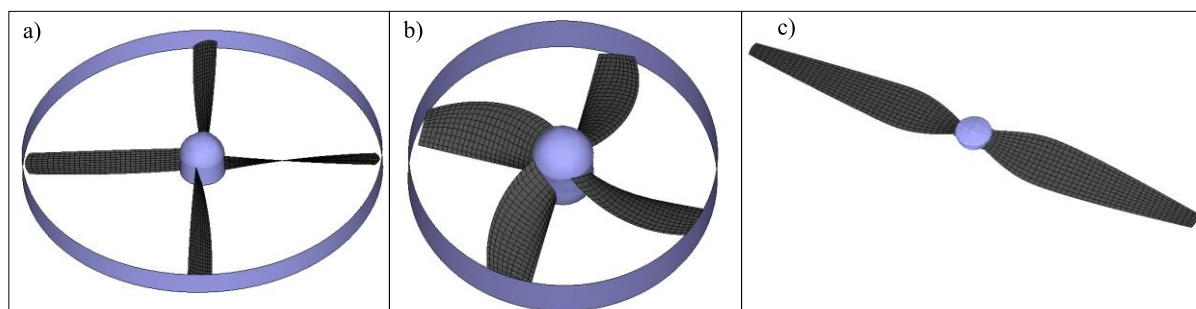


Figura 3: Rotores. a) Rotor 1. b) Rotor 2. c) Rotor 3.

Para los tres casos presentados se ejecuta la simulación y, en primer lugar, se analiza el comportamiento de la estela generada por las palas, de acuerdo a las visualizaciones de la Figura

4 y los datos de la [Tabla 1](#).

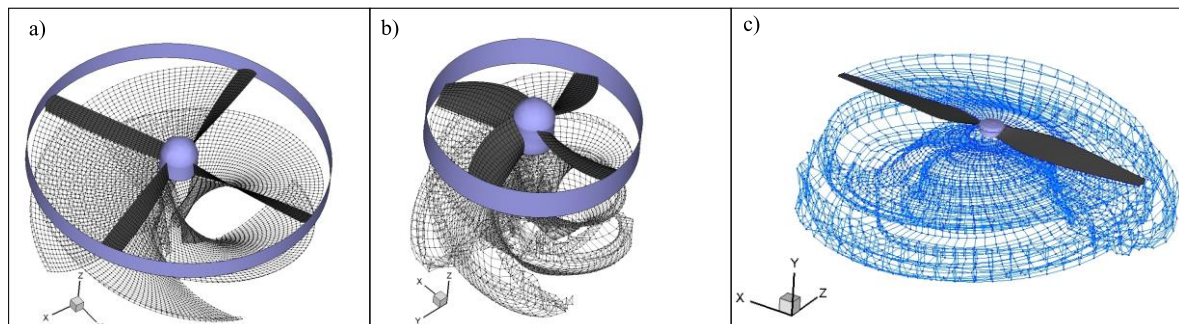


Figura 4: Visualizaciones de estela para los rotores 1, 2 y 3.

| Parámetro | Rotor 1 | Rotor 2 | Rotor 3 |
|---------------------------------|-------------------------------|-------------------------------|------------------------------|
| Diámetro | $d = 0.24 \text{ m}$ | $d = 0.24 \text{ m}$ | $d = 0.24 \text{ m}$ |
| Alargamiento | $AR = 7.273$ | $AR = 2.575$ | $AR = 4.892$ |
| Velocidad de Rotación | $\omega = 5000 \text{ rpm}$ | $\omega = 5000 \text{ rpm}$ | $\omega = 5000 \text{ rpm}$ |
| Velocidad de la corriente libre | $V_\infty = 0.60 \text{ m/s}$ | $V_\infty = 0.60 \text{ m/s}$ | $V_\infty = 0.0 \text{ m/s}$ |

Tabla 1: Datos para las simulaciones de rotores.

En segundo lugar, se obtienen, como resultados de la simulación, la diferencia en el coeficiente de presión a través de las superficies de las palas (superficies coloreadas), el campo de velocidades (superficies coloreadas en un plano transversal, vectores y líneas de corriente) y la evolución temporal del coeficiente de sustentación global, los cuales se presentan en la [Figura 5](#), una vez alcanzado el estado estacionario, sólo para el Rotor 3. Esto es, debido a que la configuración del dron seleccionado como ejemplo cuenta con rotores tipo 3, no obstante, reviste de interés analizar más profundamente los efectos aerodinámicos de la cubierta, el número y la geometría de las palas.

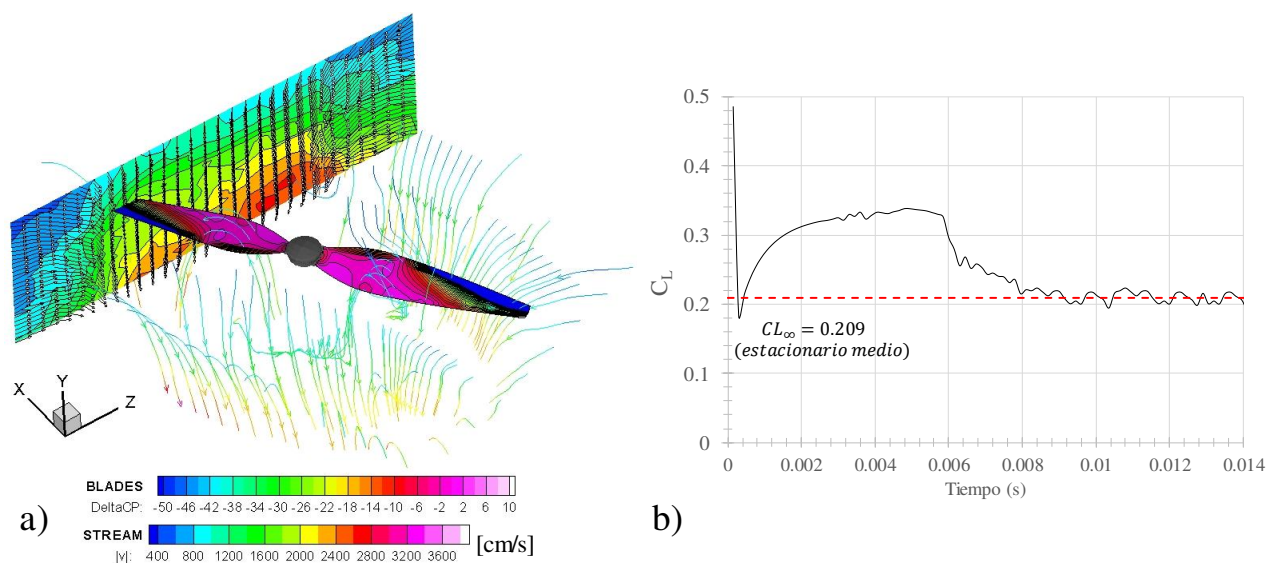


Figura 5: Resultados para el Rotor 3. a) visualización, b) evolución de coeficiente de sustentación global.

Aquí, se observa cómo el campo de velocidades forma un tubo de flujo descendente que disminuye su diámetro a medida que se aleja de la hélice, mientras que la distribución de

presiones acusa un pico de succión sobre los bordes de ataque de las palas.

3 EL CUERPO DE LOS VEHÍCULOS

El siguiente componente por analizar es el cuerpo de cada vehículo, cuya naturaleza varía sustancialmente según el tipo de UAV. Luego, en este caso es conveniente discriminar el análisis entre los dos tipos de drones en consideración.

3.1 El cuerpo del cuadricóptero

El cuerpo del vehículo es el componente estructural del conjunto, está diseñado para dar soporte a los rotores y contener todos los sistemas del dispositivo. En términos aerodinámicos es un cuerpo romo que sólo se comporta como una superficie de contorno donde se impone al fluido la condición de no penetración de manera discreta. En este caso se considera una única alternativa para la configuración: un modelo de cuerpo con un bloque central y cuatro brazos que soportan los motores individuales de cada rotor. Este conjunto se discretiza en 4511 paneles y se presenta en la [Figura 6](#).

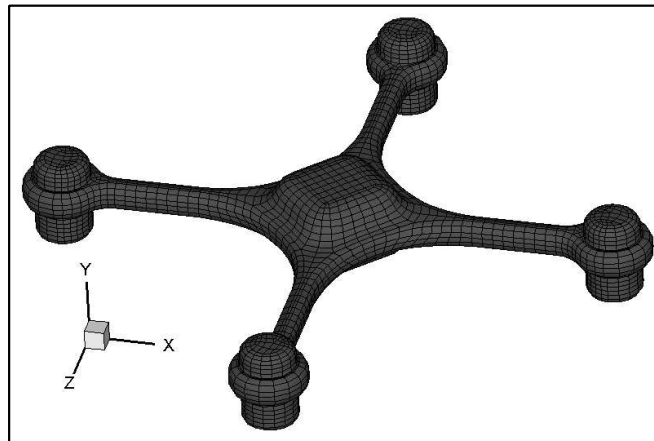


Figura 6: Cuerpo del cuadricóptero.

3.2 El cuerpo del ala volante

En este tipo de vehículos el cuerpo incluye, de manera modular, la estructura central, las alas y las aletas de puntera, por lo que resulta de sumo interés desde un punto de vista aerodinámico. Para este caso particular, el vehículo posee envergadura $b = 1.16 \text{ m}$, cuerda raíz $c_r = 0.38 \text{ m}$, cuerda puntera $c_t = 0.28 \text{ m}$, cuerda media geométrica $c_{mg} = 0.3266 \text{ m}$ alargamiento $AR = 7.1$, flecha de borde de ataque $\Lambda_{LE} = 36^\circ$, flecha del borde de fuga $\Lambda_{TE} = 29^\circ$, distancia desde el extremo frontal del bulbo central a la coordenada de referencia del borde de ataque $X_{LE} = 0.03 \text{ m}$, longitud del bulbo central $L_f = 0.45 \text{ m}$, ancho del bulbo central $W_f = 0.23 \text{ m}$, perfil aerodinámico NACA24109.

En cuanto al modelo, sólo las alas se consideran como partes aerodinámicas activas y se representan con superficies que siguen la línea media del perfil. El bulbo central y las aletas se representan como superficies de contorno donde se impone la condición de no penetración. Este conjunto se muestra en la [Figura 7](#) y se encuentra discretizado con 3146 paneles, de los cuales 660 corresponden a cada una de las alas en una grilla de 20×33 .

Habiendo definido la geometría del cuerpo, se calculan sus propiedades aerodinámicas longitudinales para el estado de vuelo estacionario, es decir, los coeficientes de sustentación (C_L) y de momento de cabeceo (C_M), y sus relaciones para una velocidad $V_\infty = 25 \text{ m/s}$ ([Figura](#)

8). Para estos resultados, se toma como punto de reducción de momento la coordenada X_{LE} , es decir, la coordenada $x = 0$ de la cuerda sobre el plano de simetría. Luego, se calcula la posición del centro aerodinámico como sigue (Roskam, J., y Lan, C. E, 1997):

$$x_{ac} = -\frac{\partial C_M}{\partial C_L} c \quad (1)$$

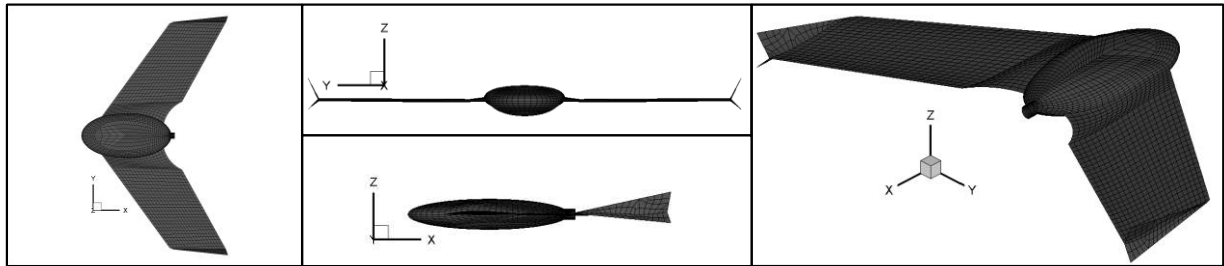


Figura 7: Cuerpo del ala volante.

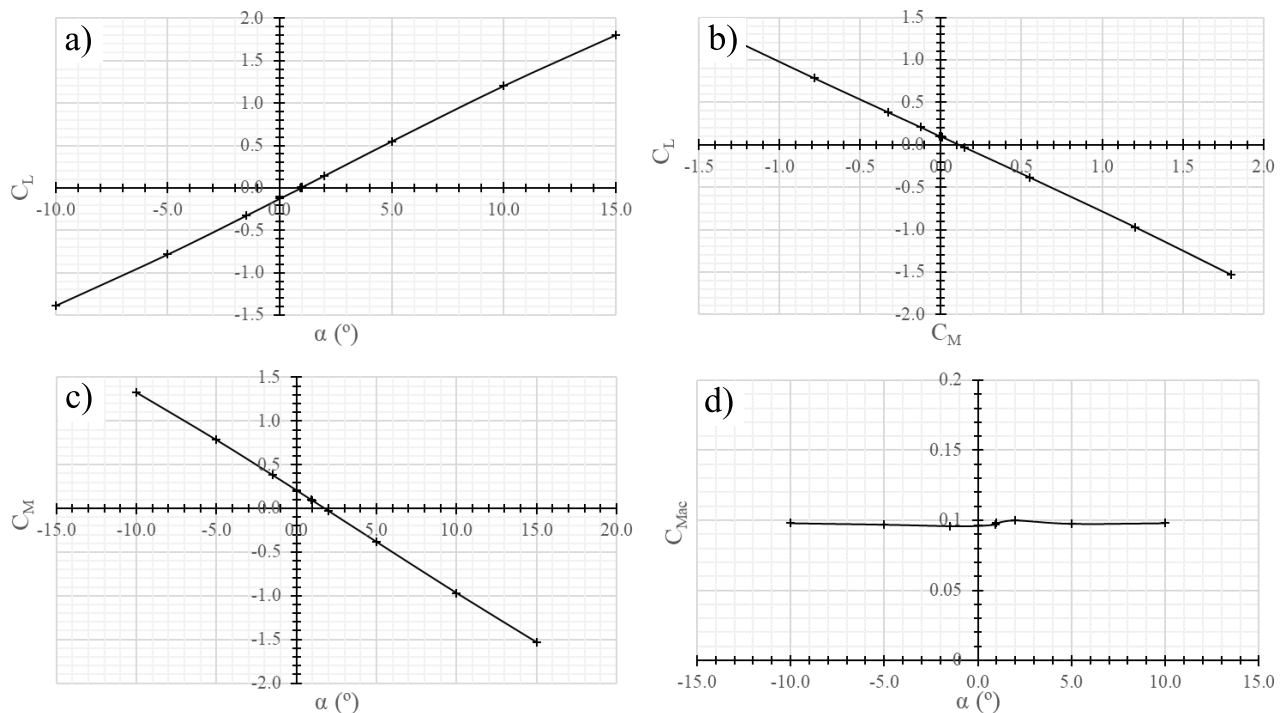


Figura 8: Propiedades aerodinámicas del cuerpo del ala volante.

Los gráficos obtenidos ilustran coherentemente el carácter lineal del modelo aerodinámico una vez alcanzado el estado estacionario, así como también las propiedades de estabilidad longitudinal para este tipo de vehículos. Además, proporcionan una base para determinar la posición del centro aerodinámico, ec. (1) del ala volante que se ubica en $x_{ac} = 0.28 \text{ m}$ desde X_{LE} , para esta geometría, y al utilizarlo como centro de reducción de momento, el C_{Mac} se mantiene aproximadamente constante.

Un segundo grupo de resultados corresponde a la determinación del C_L como función del tiempo para un arranque impulsivo a una velocidad $V_\infty = 25 \text{ m/s}$ y un ángulo de ataque $\alpha = 5^\circ$ hasta un estado cuasi-estacionario. La Figura 13 muestra cómo el coeficiente de sustentación tiende, luego de un breve transitorio, a su valor estacionario.

4 LA CONFIGURACIÓN COMPLETA DEL CUADRICÓPTERO

Luego de haber analizado rotores y cuerpo por separado, el paso siguiente es ejecutar la simulación de la configuración completa. Para ello, se construye el modelo con cuatro rotores de tipo 3 ubicados en las correspondientemente sobre el cuerpo del vehículo, con velocidad constante de 5000 *rpm* y alternando los sentidos en rotores consecutivos (Figura 9). Para esta configuración se tienen en cuenta dos condiciones: “hovering flight” y “forward flight”.

En la condición de “hovering flight” el vehículo permanece estático y suspendido en el aire, por lo que se la simula con un arranque impulsivo para el movimiento de los rotores junto con una velocidad de la corriente libre descendente de acuerdo con las características del vehículo. De este modo, en pocos pasos de tiempo se logra un campo de movimiento acorde al fenómeno simulado.

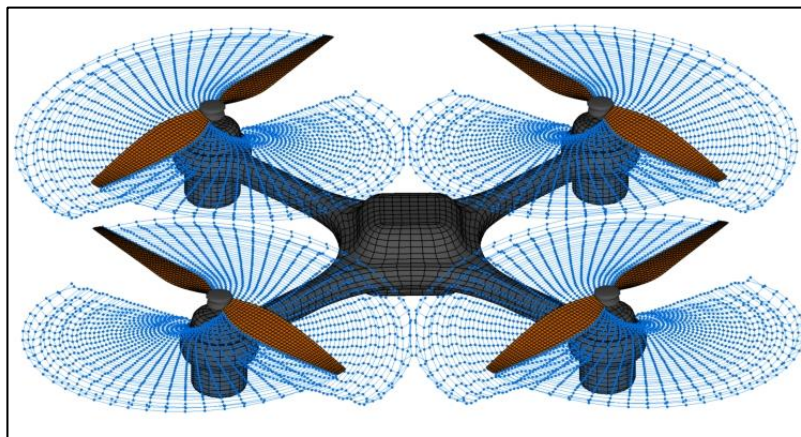


Figura 9: Esquema de simulación para la configuración completa del cuadricóptero.

Nuevamente, los resultados de la simulación son la diferencia en el coeficiente de presión a través de las superficies de las palas (superficies coloreadas) y el campo de velocidades (superficies coloreadas en un plano transversal, vectores y líneas de corriente, [cm/s]), los cuales se presentan en la Figura 10.

Para la condición de “forward flight” se incluye una componente lateral para la velocidad de la corriente libre que simula el estado estacionario de la maniobra, que se alcanza luego de un transitorio donde el empuje de los motores es asimétrico (que no se considera por simplicidad). Los resultados se presentan en la Figura 11.

En ambos casos es posible notar cómo la simulación permite definir las alteraciones del campo de movimiento fluido y la distribución de presiones sobre las palas de los rotores. Asimismo, se captan las interacciones aerodinámicas estela-estela, fuselaje-estelas y palas-estelas. Por otro lado, resulta de interés el efecto del cuerpo del vehículo sobre las variables del problema, que es captado por la simulación de manera satisfactoria, mostrando el incremento de velocidad del flujo al rodear los soportes de los rotores.

5 LA CONFIGURACIÓN COMPLETA DEL ALA VOLANTE

Para estudiar el comportamiento de la configuración completa se realiza una simulación con parámetros idénticos a la realizada para el cuerpo del vehículo. En esta oportunidad se incluyen el rotor y su cinemática con una velocidad de rotación constante de 5000 *rpm*.

Aquí, puede observarse que, además de su función como grupo propulsor, el rotor produce alteraciones en las características aerodinámicas del ala volante. Esto se debe a que la hélice interfiere con el desarrollo de la estela de las alas del vehículo y produce pulsos alternativos de

presión a medida que rota (Figura 12). Consecuentemente, el coeficiente de sustentación acusa ciclos alternados en cada una de las alas y oscilaciones menores en el valor total. Evidentemente, este fenómeno produce vibraciones e inestabilidades, especialmente alrededor del eje longitudinal del vehículo (rolado), que deben ser tenidas en cuenta sobre todo desde el punto de vista estructural debido a su relativamente elevada frecuencia. No obstante, el valor de C_L estacionario no difiere sensiblemente del valor calculado sin la presencia del rotor, solo presenta oscilaciones con un valor medio aproximado apenas superior.

Lo anterior se presenta en la Figura 13 donde la variable temporal, t^* , se encuentra adimensionalizada como $t^* = V_\infty t / c_{mg}$.

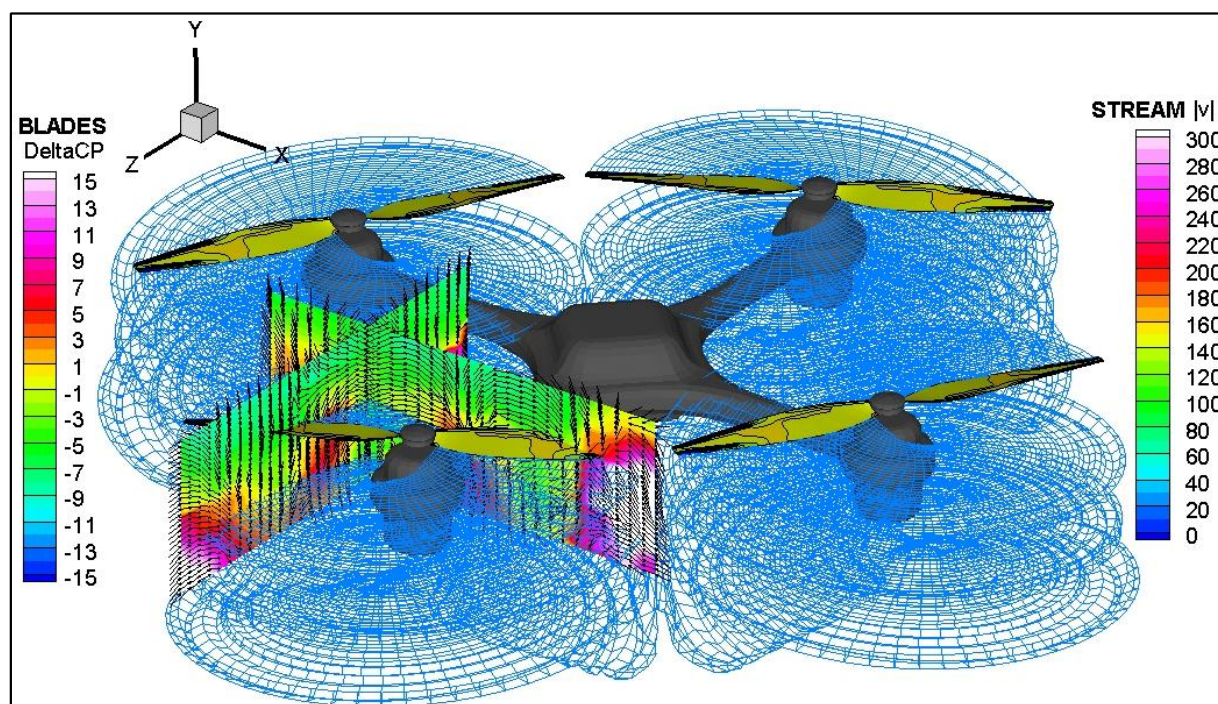


Figura 10: Resultados de la condición en “Hovering Flight”

6 COMENTARIOS FINALES

A modo de conclusión, puede enfatizarse la versatilidad de la simulación de flujos dominados por vorticidad y, en particular, de la programación orientada a objetos para estudiar drones. En este sentido, tanto los coeficientes de presión sobre las superficies como el campo de movimiento fluido pueden simularse apropiada y coherentemente con los resultados esperados, en el caso del cuadricóptero. Mientras que, para el ala volante, es posible efectuar un análisis de estabilidad longitudinal que satisface los requerimientos de una etapa de diseño. En consecuencia, el análisis propuesto resulta sumamente completo por cuanto capta apropiadamente los fenómenos de interés en cada caso, y proporciona las bases para estudios más especializados con el uso de esta herramienta. Todo esto, en conjunción con el relativamente reducido tiempo de cómputo característico de los métodos de elementos de contorno (BEM) en comparación a aquellos de elementos de volumen (VEM).

En contraste, existen algunos aspectos que pueden adicionarse para hacer más provechosa la simulación, como, por ejemplo, el uso de partículas vorticosas, protocolos de interrupción de estela y la incorporación de la dinámica del vuelo de ambos vehículos.

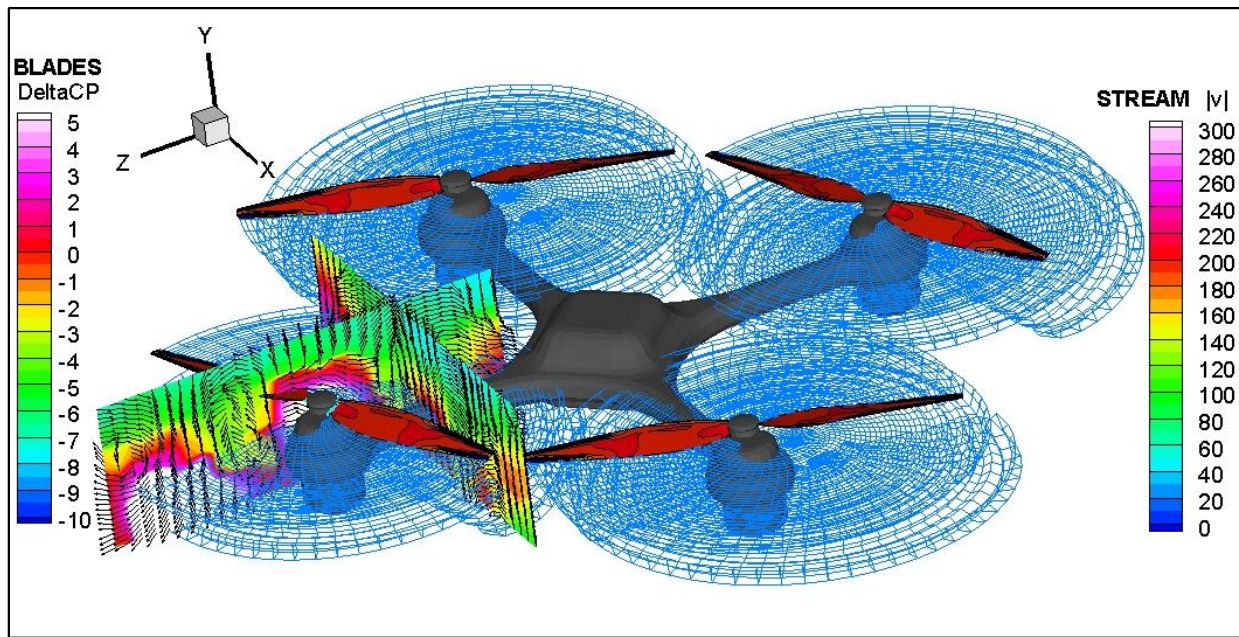


Figura 11: Resultados de la configuración en “Forward Flight”.

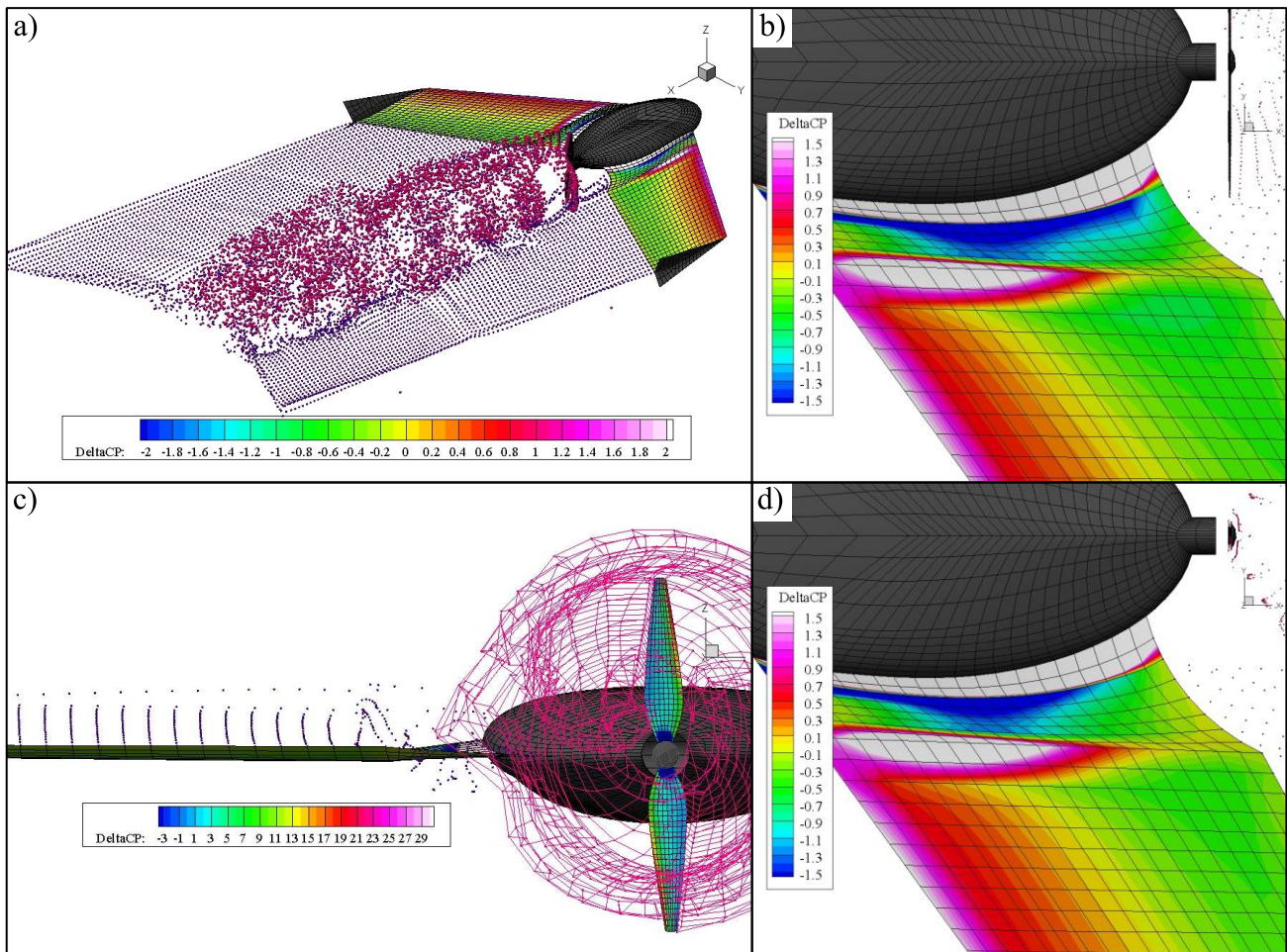


Figura 12: Resultados de la configuración completa del ala volante. a) Vista general. b) Distribución de presión con el rotor en posición horizontal. c) Vista posterior. d) Distribución de presión con el rotor en posición vertical.

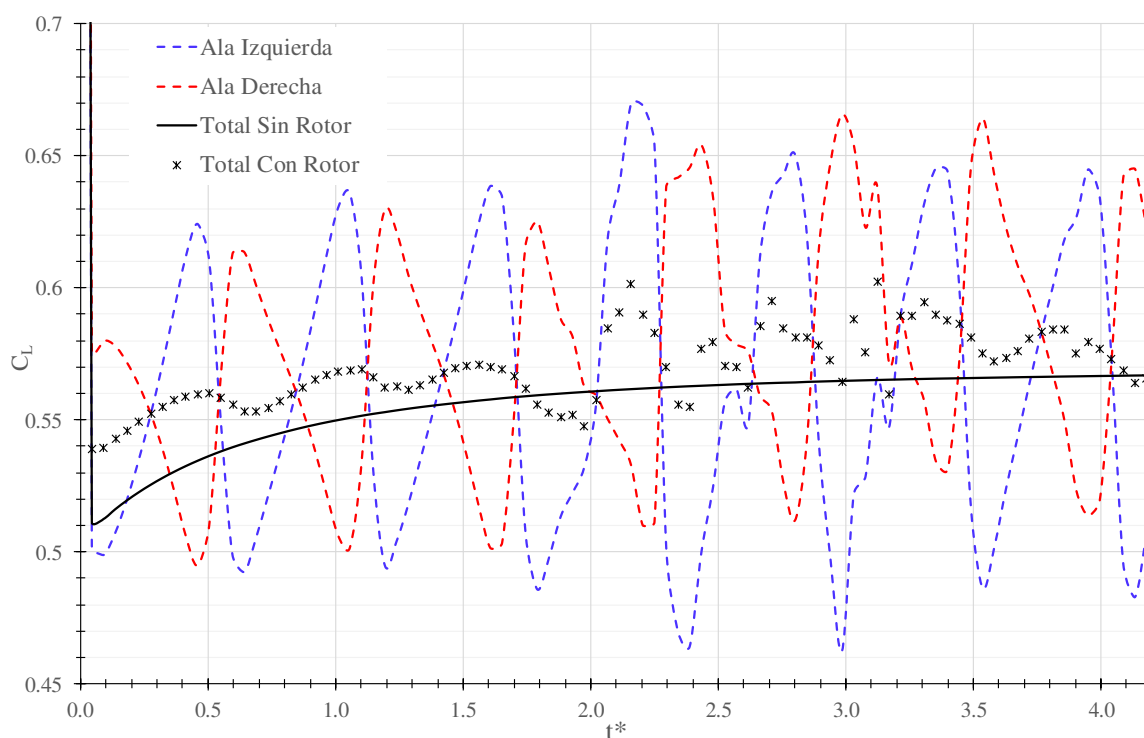


Figura 13: Coeficiente de sustentación en función del tiempo para el arranque impulsivo del ala volante.

REFERENCIAS

- Hoffman, G., Huang, H., and Waslander, S.L., and Tomlin, C.J., Quadrotor Helicopter Flight Dynamics and Control: Theory and Experiment. *In the Conference of the American Institute of Aeronautics and Astronautics*. South Carolina, USA. 2007.
- Pérez Segura, M. E., Maza, M. S., and Preidikman, S., Implementación Computacional del Método de Red de Vórtices Inestacionario: Una Versión Basada en los Paradigmas de Programación Orientada a Objetos y Co-Simulación. *MSC Thesis, Facultad de Ciencias Exactas Físicas y Naturales, Universidad Nacional De Córdoba*. Córdoba, Argentina. 2018
- Valiyyff, A., and Arjomandi, M., An Investigation into the Aerodynamic Efficiency of Tailless Aircraft. *47th AIAA Aerospace Science Meeting*. Florida, USA. 2009.
- Liebeck, R. H., Design of the Blended Wing Body Subsonic. *Transport, Journal of Aircraft, Vol 41 p.10-25*. 2004.
- Weyl, A. R. Stability of Tailless Aeroplanes. *Aircraft Engineering, Vol. 17, No193-194*. 1945.
- Roskam, J., and Lan, C. E. *Airplane Aerodynamics and Performance*. DARcorporation. ISBN: 1-884885-44-6. Kansas, USA. 1997.
- Pérez Segura, M. E., Brewer, A. T., Preidikman, S. Programación Orientada a Objetos Aplicada a Simulaciones de Flujos Dominados por Vorticidad – Parte 1: Aspectos de Implementación. Trabajo aceptado para publicación. Congreso ENIEF 2019. Santa Fé, Argentina.