

ANÁLISIS DE LAS CARACTERÍSTICAS AERODINÁMICAS DE AERONAVES CON CONFIGURACIÓN DE ALAS UNIDAS EN FUNCIÓN DE SUS PARÁMETROS TOPOLÓGICOS

AERODYNAMIC CHARACTERISTICS ANALYSIS OF JOINED-WING AIRCRAFTS BASED ON ITS TOPOLOGICAL PARAMETERS

Martín E. Pérez Segura^{a,b}, Sergio Preidikman^{a,b} y Emmanuel Beltramo^{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, <http://www.inv.idit.efn.uncor.edu>*

^b*Dpto. de Estructuras, Facultad de Ciencias Exactas, Físicas y Naturales, Universidad Nacional de Córdoba, Av. Vélez Sarsfield 1611, 5000 Córdoba, Argentina. depestructuras@fcefyn.uncor.edu.ar, <http://www.efn.uncor.edu.ar>*

Palabras clave: Aeronaves con configuración de alas unidas, Parámetros topológicos, Características aerodinámicas, Método de red de vórtices.

Resumen. Desde su introducción, las aeronaves con configuración de alas unidas se han modelado con diversas topologías resultando en distintos diseños innovadores y no usuales. En consecuencia, el estudio se centra en cómo las características aerodinámicas de la configuración son influenciadas por parámetros topológicos, tales como: I) la flecha y el diedro de las alas; II) la posición de la unión entre las alas a lo largo de la envergadura del ala delantera; III) el uso de montantes; IV) la geometría de los montantes; y, V) el alabeo entre las superficies. El análisis se lleva a cabo con una implementación del método de red de vórtices inestacionario y no lineal, basada íntegramente en el paradigma de la Programación Orientada a Objetos y que incorpora técnicas de Computación de Alto Desempeño. Como parte de los resultados, se estudian las evoluciones temporales de los coeficientes aerodinámicos de la configuración a partir de un arranque impulsivo y las distribuciones de presiones sobre las superficies. Por último, se caracteriza una combinación cualitativamente óptima de parámetros en medro de la elevada sustentación y la baja resistencia.

Keywords: Joined-wing aircraft, Topological parameters, Aerodynamic characteristics, Vortex Lattice Method.

Abstract. Joined-wing aircrafts were modeled with different topologies, giving various alternatives to its basic configuration and resulting in innovative and unusual designs, since they were introduced. Therefore, the survey is centered in how the aerodynamic characteristics of the aircraft are influenced by topological parameters, such as I) the swept and dihedral of the front wing, II) the station of the wings joint along the front wing span, III) the inclusion of struts, IV) the struts' geometry, and V) the skew of the surfaces. The aerodynamic analysis is carried out by a fully Object-Oriented-Programming based with High Performance Programming technics implementation of the Nonlinear Unsteady Vortex Lattice Method. As results, the time evolution of the aerodynamic coefficients of the aircraft from an impulsive start are presented, as well as the pressure distribution over the surfaces. Finally, the best combination of parameters regarding high lifting and low drag is described.

1 INTRODUCCIÓN

Actualmente, la industria aeroespacial se encuentra en la búsqueda de nuevos conceptos que permitan sostener en el tiempo el desarrollo logrado en las últimas décadas. La creciente demanda de aviones más livianos, más eficientes y más amigables con el medio ambiente, está llevando a las configuraciones convencionales hasta sus límites. En este contexto, el presente trabajo se enfoca en las aeronaves con configuración de alas unidas (JWA, por sus siglas en inglés). Introducidas por [Wolkovitch, J. \(1976, 1986\)](#), las JWA poseen, en su configuración no convencional, un ala trasera (con flecha y diedro negativos) que se extiende hacia adelante, desde el empenaje vertical, para unirse con un ala delantera (que tiene, en general, flecha y diedro positivos). Luego de la aparición de este nuevo concepto de avión con alas unidas, numerosos estudios fueron realizados para investigar sus características, concluyendo en que las JWA poseen diversas ventajas respecto a la configuración tradicional de alas y empenajes ([Samuels, 1986](#); [Miura et al., 1988](#)).

Como todo diseño novel en proceso de desarrollo, las JWA se ha modelado con diversas topologías que varían su disposición básica. Luego, reviste de interés estudiar la influencia que poseen los distintos formatos de la configuración en sus características aerodinámicas. Esta relación es la que concierne al presente trabajo, que tiene por objetivo general analizar aerodinámicamente la configuración, para distintas combinaciones de parámetros topológicos. El estudio apunta, en particular, a la geometría del conjunto de ala delantera y ala trasera que, al unirse, crean una estructura de pórtico relativamente más rígida que redefine el eje de flexión global y soporta más eficientemente los esfuerzos que genera la sustentación.

Para el análisis aerodinámico se utiliza una herramienta computacional que implementa el método de red de vórtices inestacionario y no lineal (UVLM), basada íntegramente en el paradigma de la Programación Orientada a Objetos (OOP) y que incorpora técnicas de Computación de Alto Desempeño (HPC).

En base a lo anterior, se buscan obtener conclusiones que categoricen al menos comparativamente las distintas variantes de la configuración analizadas. Asimismo, se pretende caracterizar la combinación óptima de parámetros en términos de maximizar la sustentación y disminuir la resistencia.

2 SIMULACIÓN AERODINÁMICA

La adecuada representación de la interacción entre un cuerpo sólido y un fluido requiere la correcta cohesión entre el método utilizado para la simulación y el modelo sobre el cual dicho método se ejecuta. Estos dos aspectos, método y modelo, deben guardar ciertas características de compatibilidad que permitan garantizar la coherencia física de la simulación.

2.1 Método de simulación

Como se mencionó, el método esgrimido es el UVLM tratado en detalle por [Preidikman, S. \(1998\)](#). En términos generales, el método asume un flujo irrotacional y no viscoso, representado por una distribución de singularidades, en este caso vórtices, cuyas intensidades se obtienen de resolver ecuaciones integrales con determinadas condiciones de contorno. Con estos elementos se calculan las variaciones de coeficiente de presión ΔC_p sobre las superficies discretizadas, para obtener luego cargas aerodinámicas sobre las mismas.

2.2 Implementación computacional

Para la ejecución del método se utiliza un marco generalizado de simulación computacional para análisis fluido-dinámico basado en el UVLM, específicamente desarrollado ([Pérez Segura](#)

et al., 2017) y que enfatiza aspectos tales como: I) el desarrollo de software fundado en el paradigma de la Programación Orientada a Objetos, III) la utilización de técnicas de Computación de Alto Desempeño; y, III) el diseño de software conducente a la vinculación con otras herramientas computacionales.

El desarrollo siguiendo el paradigma de la Programación Orientada a Objetos facilita la implementación, la lectura, el mantenimiento y la extensibilidad del código, garantizando la expansibilidad necesaria para su utilización eficiente por distintos grupos de investigación. Por otro lado, se incorporan rutinas de pre-procesamiento que requieren cantidades mínimas de información como datos de entrada. Esto brinda una gran flexibilidad frente a otras herramientas que tienen importantes restricciones respecto a la definición topológica de las mallas utilizadas. Se admiten también múltiples cuerpos rígidos y/o flexibles, definidos a partir de grillas independientes, con gran versatilidad en cuanto a: la elección de las zonas de convección de estelas, los tipos de elementos a utilizar, y otras características tales como condiciones de permeabilidad, y determinación de velocidades en puntos arbitrarios inmersos en el seno del fluido.

Por otro lado, se prioriza el desempeño y la reducción de tiempos de ejecución implementando técnicas de Computación de Alto Desempeño (HPC) y aprovechando las posibilidades de ejecución en paralelo. A este respecto se implementa la librería “*mkl_intel_threads*”, que utiliza el modelo de ejecución de la API “*p-threads*”, para la paralelización de hilos en núcleos múltiples (memoria compartida). Mientras que, para la resolución de sistemas de ecuaciones algebraicos se incorpora la subrutina *DGESV* de la librería *LAPACK*.

2.3 Modelo aerodinámico

El modelo para la simulación aerodinámica se construye a partir de la geometría básica de las JWA. En este caso, se diseña un conjunto convencional compuesto por el fuselaje, el ala delantera (AD) y el empenaje vertical (Figura 1), con las propiedades de la Tabla 1, que se mantiene constante y sobre el cual se montan los distintos formatos de ala trasera (AT).

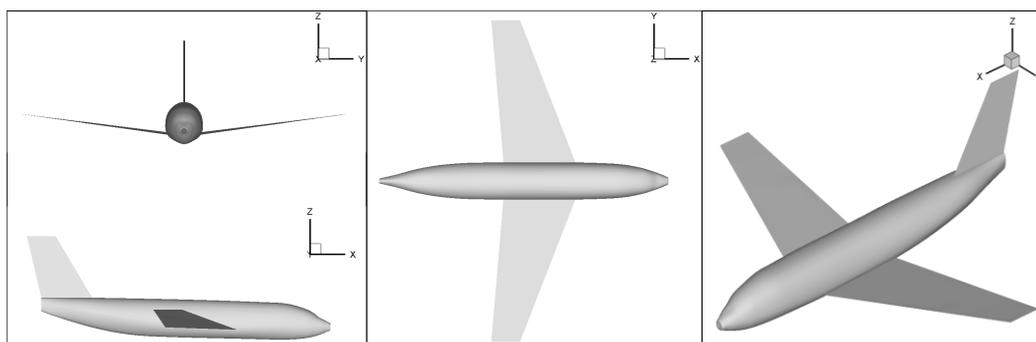


Figura 1: Vistas del conjunto fuselaje, ala delantera y empenaje vertical.

3 CASOS DE ESTUDIO

Habiendo definido la geometría de base del conjunto (fuselaje, ala delantera y empenaje vertical), el análisis se centra en los formatos alternativos del ala trasera. En todos los casos, cada semi-ala trasera se extiende desde la parte superior del empenaje vertical con una cuerda igual a la cuerda puntera de éste y que se mantiene constante (ahusamiento nulo). En cuanto a la unión con el ala delantera, se definen cuatro tipos (A, B, C y D) y dos parámetros característicos, a saber, la altura de la unión y la estación de la unión.

Longitud del fuselaje	L_f [m]	32.9	Diedro del AD	Γ [°]	7.52
Diámetro máximo del fuselaje	D_f [m]	4.06	Calaje del AD	α_0 [°]	0.0
Envergadura	b [m]	35.6	Alabeo geométrico del AD	δ [°]	1.93
Cuerda raíz del AD	C_r [m]	7.97	Envergadura el emp. vertical	b_{EV} [m]	6.79
Cuerda puntera del AD	C_t [m]	3.16	Cuerda raíz del emp. vertical	C_{rEV} [m]	5.6
Posición del AD (BA)	x_{LE} [m]	10.3	Cuerda puntera del emp. vertical	C_{tEV} [m]	3.16
Flecha del AD (BA)	Λ_{LE} [°]	21	Flecha del emp. vertical (BA)	Λ_{LEEV} [m]	30.5

Tabla 1: Propiedades del conjunto fuselaje, ala delantera y empenaje vertical. *BA: Borde de Ataque.

3.1 Altura de la unión

El primer parámetro a definir es la altura de la unión que se traduce en la distancia vertical entre la puntera del ala trasera y el plano del ala delantera. Esta dimensión, representada en la Figura 2 a), define el despeje entre ambas superficies y, más específicamente, determina el diedro del ala trasera.

La altura de la unión se define como una fracción de la distancia vertical entre la puntera del empenaje vertical y el plano del ala delantera, H (Figura 2 b)), y se consideran tres valores para efectuar los análisis, según la Tabla 2.

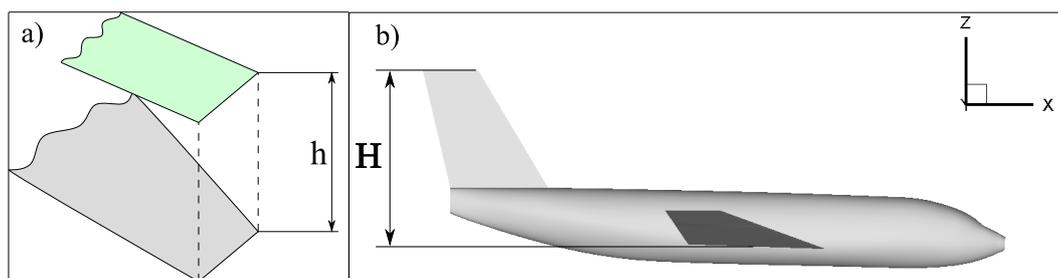


Figura 2: Parámetro característico, a) altura de la unión, b) distancia de referencia.

Altura de la Unión			Estación de la Unión		
% de H	Valor		% de B	Valor	
0%	h_1 [m]	0	60%	b_1 [m]	9.6
30%	h_2 [m]	3.2	80%	b_2 [m]	12.8
60%	h_3 [m]	6.4	100%	b_3 [m]	16.0

Tabla 2: Valores de altura de la unión y estación de la unión.

3.2 Estación de la unión

El segundo parámetro a considerar es la posición de la unión entre ambas alas, sobre la envergadura del ala delantera, como lo esquematiza la Figura 3. Esta coordenada, que se define como un porcentaje de la semi-envergadura del ala delantera B , fija los valores de envergadura y flecha del ala trasera. En este caso, también se consideran tres valores, según la Tabla 2.

3.3 Formato de uniones

Para el presente análisis se definen cuatro tipos de uniones para la configuración, a saber:

- **Tipo A:** El primer tipo de unión utiliza un montante consistente en una placa plana trapezoidal que une la cuerda puntera del ala trasera con el ala delantera y es paralelo al plano de simetría del avión.

- **Tipo B:** En este caso, las alas se unen con un montante construido por una superficie curva que tiene por generatriz un radio tangente ambas superficies. Este tipo de montante sólo se posiciona en la puntera del ala delantera, es decir, para el máximo valor de la estación de unión.
- **Tipo C:** Aquí nuevamente se utiliza un montante que posee un radio como generatriz para la unión de las superficies. Sin embargo, la superficie del montante sólo es tangente al ala trasera y se une perpendicularmente al ala delantera.
- **Tipo D:** El último tipo de unión prescinde completamente de superficies auxiliares (montantes) y consiste en unir la cuerda puntera del ala trasera con la estación correspondiente en el ala delantera.

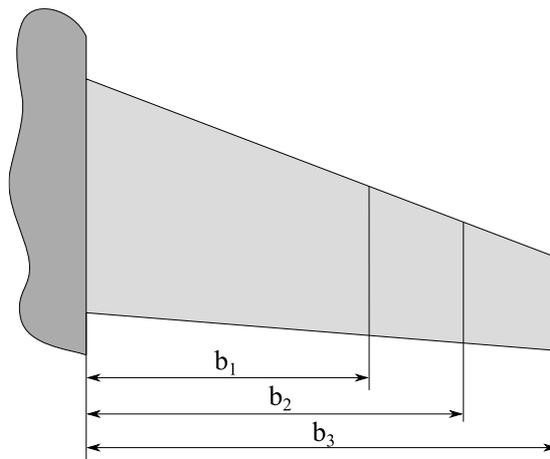


Figura 3: Parámetro característico, estación de la unión.

3.4 Configuraciones para el análisis

Con lo antes descrito en consideración, las posibles alternativas de la configuración a ser estudiadas se reducen a las expuestas en la [Tabla 3](#).

Caso N°	Tipo	Altura	Estación	Caso N°	Tipo	Altura	Estación
1	A	h_2	b_1	9	C	h_2	b_1
2	A	h_2	b_2	10	C	h_2	b_2
3	A	h_2	b_3	11	C	h_2	b_3
4	A	h_3	b_1	12	C	h_3	b_1
5	A	h_3	b_2	13	C	h_3	b_2
6	A	h_3	b_3	14	C	h_3	b_3
7	B	h_2	b_3	15	D	h_1	b_1
8	B	h_3	b_3	16	D	h_1	b_2
				17	D	h_1	b_3

Tabla 3: Configuraciones resultantes para el análisis.

4 RESULTADOS

A partir de las simulaciones se obtienen tres conjuntos de resultados para todos los casos analizados: I) las distribuciones de presión sobre las superficies; II) la evolución temporal de los coeficientes aerodinámicos (de resistencia C_D y de sustentación C_L); y III) la variación de los coeficientes aerodinámicos de las superficies en función del ángulo de ataque α . Sin embargo, con el objetivo de evitar la repetitividad sólo se muestran los casos que aportan conclusiones más representativas para cada uno de los análisis. Por último, se incorporan

algunos indicadores básicos de medida de la performance del software utilizado.

4.1 Distribuciones de presión

Las distribuciones de presión sobre las superficies se visualizan en la Figura 4 con áreas coloreadas, para algunos de los casos estudiados, una vez alcanzado el estado estacionario luego de un arranque impulsivo y para un ángulo de ataque $\alpha = 10^\circ$. Estos valores muestran la succión en el borde de ataque de ambas superficies y la marcada interacción del fuselaje en la raíz del ala delantera. Sin embargo, no difieren sensiblemente para las distintas configuraciones, con la salvedad de que el uso de montantes proporciona una superficie vertical adicional que contribuye a la estabilidad lateral de la aeronave y que, naturalmente, una mayor envergadura del ala trasera hará contribución a la sustentación más significativa.

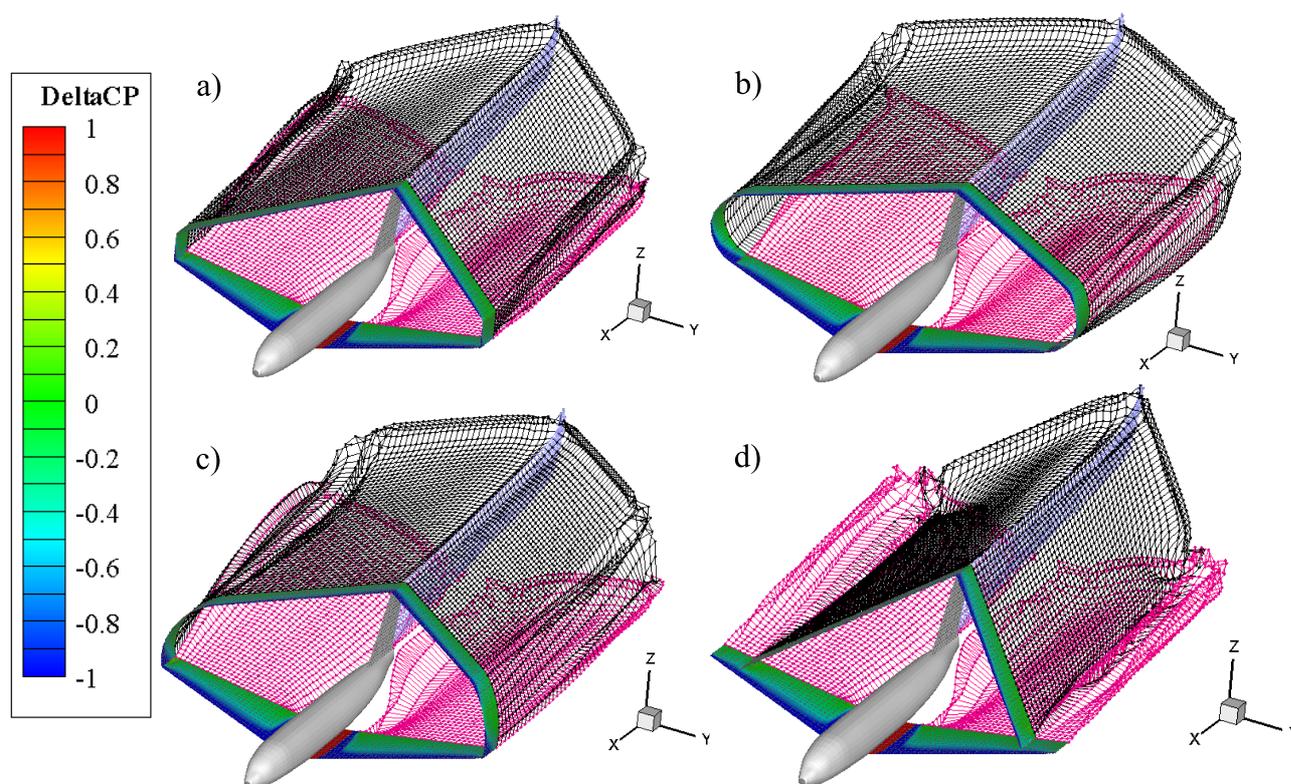


Figura 4: Visualización de casos, a) Caso N°3, b) Caso N°8, c) Caso N°14, d) Caso N°16.

Aquí también es posible analizar el desarrollo de las estelas que da indicios del comportamiento del campo de movimiento fluido. La Figura 4 muestra que al utilizar la máxima estación de la unión (b_3) se retrasa la formación del vórtice de puntera del ala delantera, lo cual es deseable en términos de la resistencia inducida, y el efecto se vuelve más notorio si se utiliza un montante con transición suave (Tipos B y C). Por otro lado, reducir la altura del montante genera un descenso (“down-wash”) más abrupto de la estela del ala delantera, por el efecto del ala trasera, lo que produce una menor interacción entre esta primera y el fuselaje.

4.2 Evolución de coeficientes aerodinámicos

Luego del arranque impulsivo se computan, a medida que avanza la simulación, los coeficientes de sustentación y de resistencia de manera diferenciada para el ala trasera y el ala delantera, con el objetivo de identificar el efecto que produce la una sobre la otra.

La Figura 5 agrupa los coeficientes de sustentación para las configuraciones de tipo A

mostrando que el C_L del ala delantera no presenta diferencias sustanciales, aunque se reduce levemente al posicionar el montante en las estaciones intermedias (b_2, b_3). En cuanto al ala trasera, la sustentación aumenta con la envergadura de la misma y con el despeje entre las superficies, por lo que es máxima en el caso N°6.

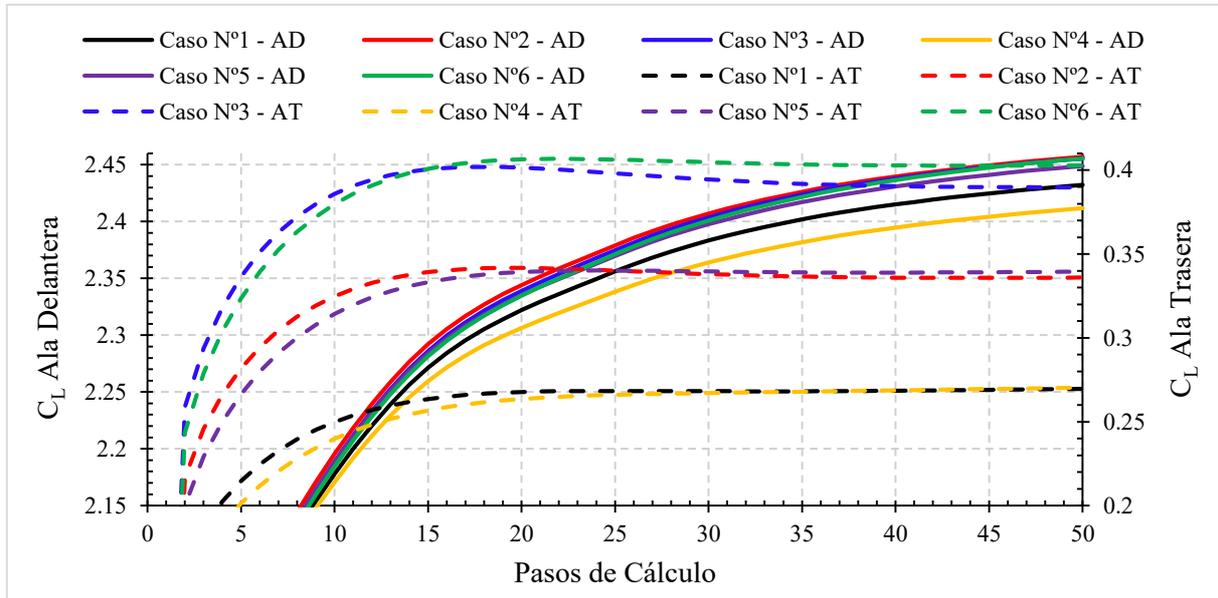


Figura 5: Evolución de C_L de las alas para casos tipo A.

En la Figura 6 se encuentran los coeficientes de sustentación para los casos N°7 y N°8, que corresponden al tipo B. Aquí los resultados para el ala delantera son sumamente similares debido a que en ambos casos se utiliza la máxima estación de la unión. Sin embargo, el C_L del ala trasera es un 12% mayor para el caso N°7 debido a que la reducción de la altura de la unión incrementa la envergadura de la superficie y concentra los vórtices hacia la puntera.

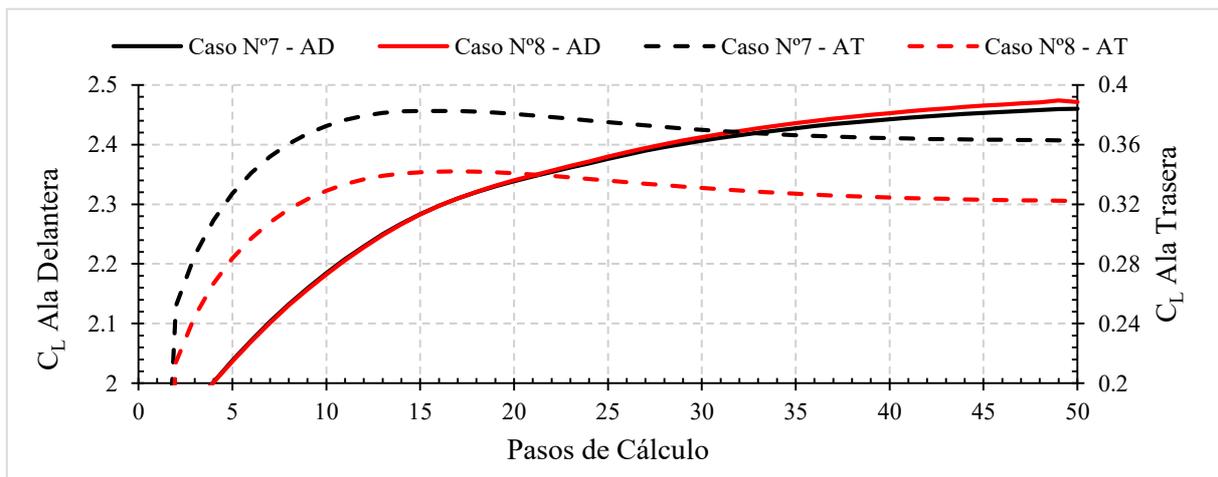


Figura 6: Evolución de C_L de las alas para casos tipo B.

Por su parte, la evolución de C_L de los casos tipo C se muestra en la Figura 7. En estos resultados se mantienen las consideraciones de los casos tipo A, es decir, para incrementar la sustentación es preferible aumentar el despeje y la envergadura de las superficies.

La Figura 8 expone la evolución de los coeficientes de sustentación de los casos tipo D.

Éstos no utilizan montantes por lo que el ala trasera se caracteriza por su flecha y envergadura. En este sentido, la sustentación del ala delantera no presenta grandes variaciones, mientras que el caso N°17 (máxima estación de la unión) es preferible respecto al C_L del ala trasera.

El comportamiento de los coeficientes de resistencia (inducidos) es cualitativamente análogo al del coeficiente de sustentación para todos los casos, aunque con variaciones menos significativas. Luego, para evitar ofuscar los resultados no se presentan figuras al respecto.

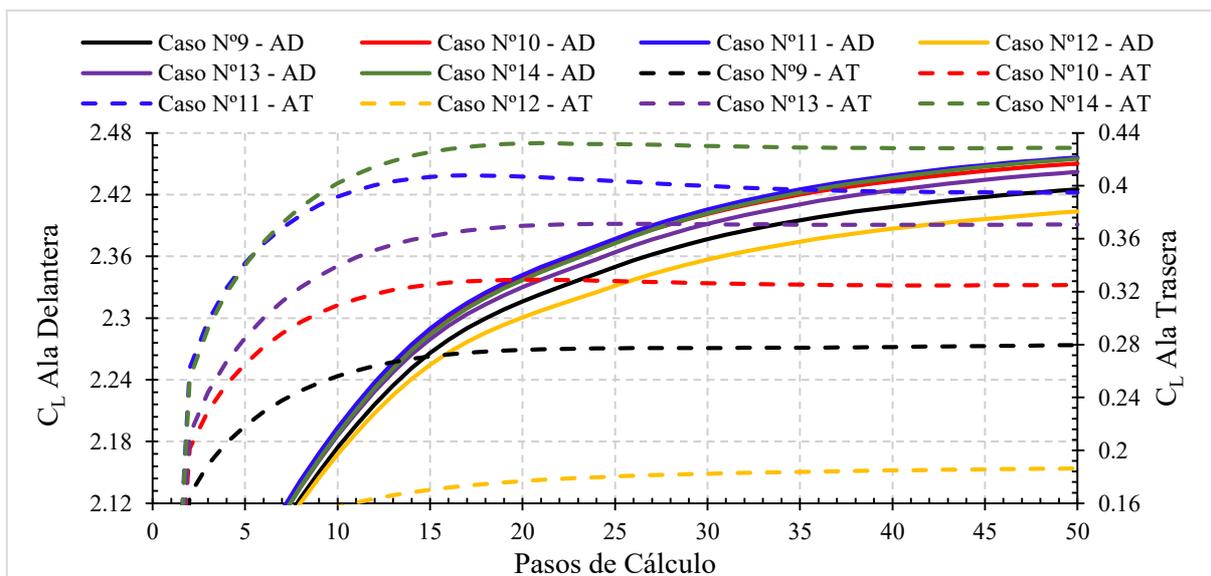


Figura 7: Evolución de C_L de las alas para casos tipo C.

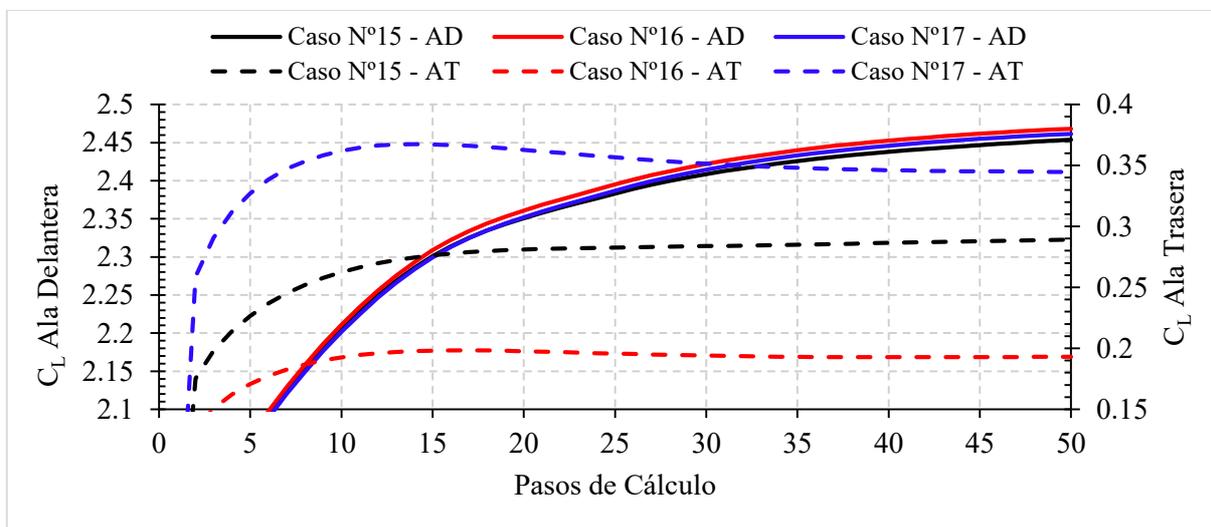


Figura 8: Evolución de C_L de las alas para casos tipo D.

4.3 Variaciones con el ángulo de ataque

Las variaciones de los coeficientes aerodinámicos con el ángulo de ataque α se obtienen para la configuración completa y, por simplicidad y en función de los resultados anteriores, para los casos N°3, N°8, N°11 y N°17. Luego, se presentan, en la Figura 9, curvas del coeficiente de sustentación en función de α y en función del C_L (curva polar).

De los resultados anteriores se deduce que las variaciones entre estas configuraciones no son significativas. Eso se debe a que existe una compensación entre las características de ambas

superficies que, en términos de coeficientes aerodinámicos, no permite sacar conclusiones a partir de un análisis global. Por lo tanto, la **Figura 10** muestra las pendientes de sustentación y resistencia del ala trasera donde se aprecian pequeñas diferencias, las cuales se vuelven más apreciables a partir de $\alpha = 4^\circ$ para el C_L y $\alpha = 7^\circ$ para el C_D .

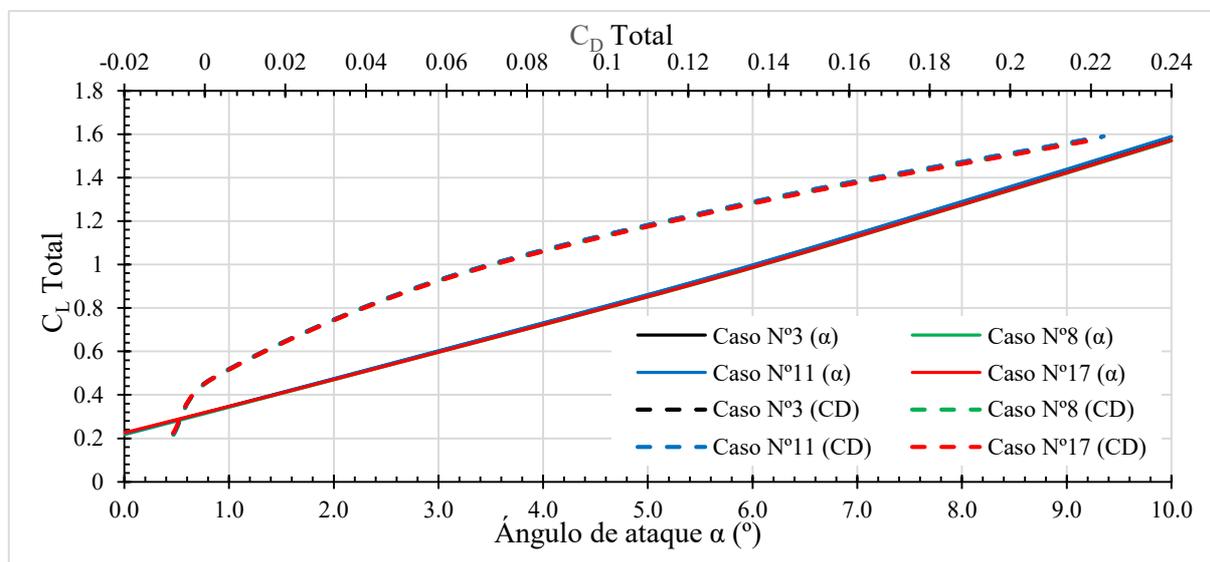


Figura 9: Variación de C_L total en función de α y del C_D total.

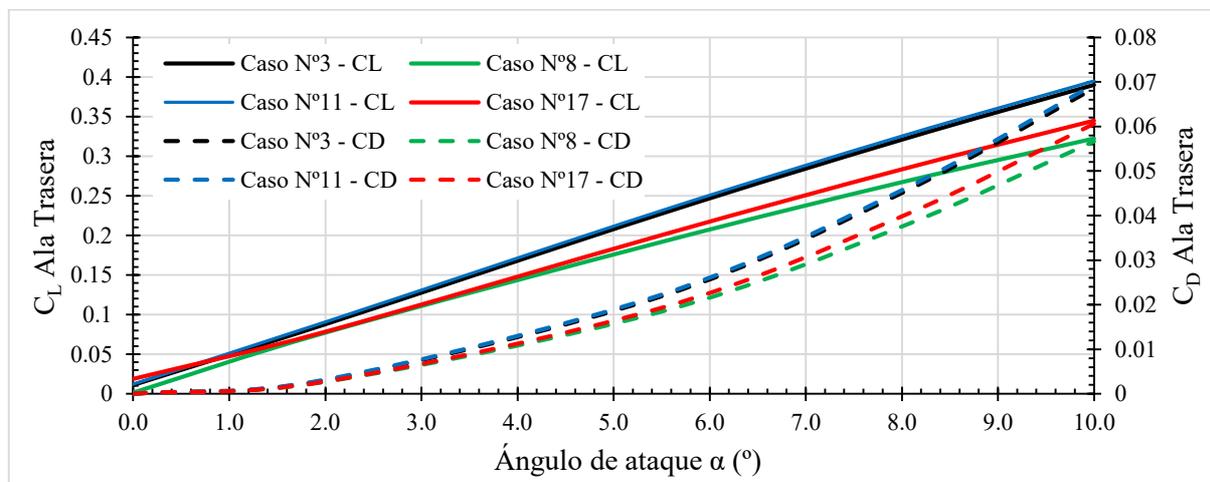


Figura 10: Variación de C_L y C_D del ala trasera en función de α .

4.4 Medidas de performance

Haciendo énfasis en la incorporación de las directivas de HPC mencionadas, se presentan algunos parámetros elementales de evaluación de desempeño. Luego, se exponen en la **Tabla 4** valores de referencia medidos para las ejecuciones de los casos descritos, que alcanzan incrementos de velocidad promedio de 3.88X, respecto de las ejecuciones en un único núcleo.

Pasos de Tiempo	Nº Paneles		Tiempo de Ejecución		Eficiencia de Paralelismo Media
	Grilla	Estela	Media	Desviación	
60	3560	8940	172.3 (seg.)	9.2 (seg.)	61%

Tabla 4: Datos de ejecución. *Hardware: Intel Core i7-7700HQ (Cuad-Core HT, Kaby Lake).*

5 CONCLUSIONES

El presente trabajo constituye una importante aplicación de la herramienta computacional de simulación desarrollada y pone en evidencia muchas de sus características, referidas tanto al análisis aerodinámico como al desempeño computacional. Asimismo, abre una posibilidad interesante para el estudio de las JWA a partir de la simulación computacional que puede centrarse en aspectos puntuales y más específicos a los aquí discutidos

Por su parte, de los numerosos resultados obtenidos puede concluirse, de manera general, que las prestaciones de las configuraciones no son considerablemente disímiles; sin embargo, existen algunas particularidades que pueden resaltarse. Primeramente, y en cuanto a las prestaciones del ala trasera, es preferible maximizar su envergadura para incrementar su sustentación, lo cual, desde el punto de vista estructural, elimina la porción en voladizo del ala delantera.

Además, las uniones con transiciones suaves (tipos B y C) acusan, en comparación, una menor resistencia. En segundo lugar, a mayor altura de la unión se incrementa la sustentación del ala trasera debido a la disminución en la influencia del ala delantera sobre ésta. No obstante, el efecto recíproco es mucho menos evidente.

Respecto a las distribuciones de presión, no se observan alteraciones sensibles. Sin embargo, la incorporación de montantes puede contribuir a la estabilidad transversal del avión, lo cual es deseable si se analiza la mecánica del vuelo y la maniobrabilidad del mismo.

Por último, las relaciones de los coeficientes aerodinámicos con ángulo de ataque para las distintas configuraciones presentan variaciones más notorias sobre el ala trasera; mientras que si se considera toda la configuración se produce un efecto compensatorio entre ambas superficies.

Con estas inferencias se concluye un estudio general de distintas disposiciones de JWA en función de sus características aerodinámicas básicas, que proporciona una referencia importante para un análisis de diseño de este tipo de aeronaves.

6 REFERENCIAS

- Wolkovitch, J., *Joined Wing Aircraft*, US Patent 3.942.747, 1976.
- Wolkovitch, J., *The Joined Wing: An Overview*. *Journal of Aircraft*, 1986.
- Samuels, M. F., *Structural Weight Comparison of a Joined Wing and a Conventional Wing*. *Journal of Aircraft*, 1982.
- H. Miura, H., Shyu, A., Wolkovitch, J., *Parametric Weight Evaluation of Joined Wings by Structural Optimization*, *Journal of Aircraft*, 1988.
- Preidikman S., *Numerical Simulations of Interactions Among Aerodynamics, Structural Dynamics, and Control Systems*, PhD thesis, Virginia Polytechnic Institute and State University, Blacksburg, VA, USA, 1998.
- Pérez Segura, M. E., Maza, M. S., 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*, *ENIEF: Mecánica Computacional Vol. XXXV*, 2017.