

## MARCO COMPUTACIONAL PARA EL ESTUDIO DE INESTABILIDADES AEROELÁSTICAS NO LINEALES EN AERONAVES CON ALAS UNIDAS

### A COMPUTATIONAL FRAMEWORK FOR STUDYING AEROELASTIC INSTABILITIES IN JOINED-WING AIRCRAFTS

Martín E. Pérez Segura<sup>a,b</sup>, Emmanuel Beltramo<sup>a,b</sup>, Agustina C. Aichino<sup>a,b</sup>, Santiago  
Ribero<sup>a,b</sup>, Bruno A. Rocca<sup>c</sup> y Sergio Preidikman<sup>a,b</sup>

<sup>a</sup>*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>*

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

<sup>c</sup>*Bergen Offshore Wind Centre (BOW), Geophysical Institute, University of Bergen, Norway. PO Box  
7800 5020 Bergen, Norway. post@uib.no, <http://www.uib.no>*

**Palabras clave:** Inestabilidades aeroelásticas, aeronaves con alas unidas, flutter, pandeo aerodinámico.

**Resumen.** En este trabajo se presentan los lineamientos generales del desarrollo de una herramienta computacional bajo el paradigma de la co-simulación destinada a resolver el problema multi-físico que surge al estudiar las inestabilidades aeroelásticas (principalmente flutter y pandeo aerodinámico) en aeronaves con alas unidas. Para el estudio se formulan: i) un modelo estructural-dinámico alrededor de un elemento finito de viga con las hipótesis clásicas de la teoría de Timoshenko que incorpora de forma consistente las no linealidades geométricas de Von Kármán; ii) un modelo aerodinámico que tiene sus bases en el método de red de vórtices inestacionario y no lineal; y iii) un modelo de interacción de tipo fuerte que combina los dos anteriores. La herramienta es utilizada para determinar la velocidad crítica a la que se manifiestan inestabilidades aeroelásticas en un sistema dinámico representativo de una aeronave con alas unidas. Algunos resultados son comparados con análisis similares expuestos en bibliografía especializada, mostrando una buena concordancia con los mismos.

**Keywords:** Aeroelastic instabilities, joined-wing aircrafts, flutter, aerodynamic buckling.

**Abstract.** This article presents a general-purpose co-simulation computational framework developed for studying aeroelastic instabilities (i.e., flutter and aerodynamic buckling) of joined-wing aircrafts. The framework consists of: i) a structural-dynamic model based on a Timoshenko's beam finite element that consistently adds the Von Kármán geometric non-linearities; ii) an aerodynamic model based on the unsteady vortex lattice method; and iii) a strong interaction model to combine both. A dynamic system that represents a joined-wing aircraft is studied in order to determine the critical airspeed at which the instabilities occur. The obtained results are in good agreement with those published in specialized bibliography.

## 1 INTRODUCCIÓN

Introducidas en 1976, las aeronaves con configuración de alas unidas (JWA, por sus siglas en inglés) se caracterizan por un diseño no convencional, cuyo rasgo principal es contar con al menos dos superficies sustentadoras principales: i) un ala delantera con flecha y diedro positivos, y ii) un ala trasera con flecha y diedro negativos. El éxito en el diseño de este tipo de aeronaves puede verse comprometido por diversos factores, de entre ellos, las inestabilidades aeroelásticas son quizás los más complejos de estimar, predecir y/o controlar. Para su estudio, cada aeronave en análisis debe considerarse como un único sistema dinámico que incluye la estructura, el fluido circundante, las cargas (de todo tipo) y las condiciones del entorno.

En este contexto, se desarrolla una herramienta computacional bajo el paradigma de la co-simulación destinada a estudiar inestabilidades aeroelásticas (principalmente flutter y pandeo aerodinámico) en aeronaves con alas unidas. La herramienta integra, en un único sistema que controla el intercambio de información, tres componentes de software encapsulados que corresponden a cada uno de los modelos numéricos desarrollados: el modelo estructural-dinámico, el modelo aerodinámico y el modelo de interacción.

Luego de presentar las características de los modelos numéricos y algunos detalles sobre su implementación, se presenta como caso de estudio un modelo de aeronave con alas unidas.

## 2 MODELOS NUMÉRICOS

La herramienta computacional integra tres modelos numéricos que se describen a continuación.

### 2.1 Modelo estructural-dinámico

El modelo estructural se basa en el método de los elementos finitos (FEM, por sus siglas en inglés) y consiste en un modelo de elementos de viga no lineales. En el desarrollo se utilizan las hipótesis clásicas de la teoría de Timoshenko y se incorporan las no linealidades geométricas de Von Kármán (Reddy, 2010) para construir un modelo enriquecido, que permite representar deformaciones moderadas. Además, se utilizan funciones de forma vinculadas, que permiten suprimir los efectos de bloqueo membranar y por corte, dando lugar a elementos tridimensionales de dos nodos y seis grados de libertad por nodo (tres desplazamientos y tres giros) como el representado en la Figura 1.

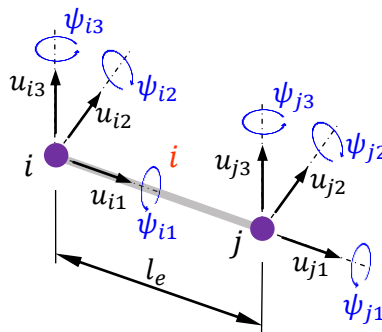


Figura 1: Grados de libertad del elemento genérico  $i$  de longitud  $l_e$ .

Sobre estas bases y siguiendo el proceso habitual, se obtiene el sistema de  $N_{eq}$  ecuaciones diferenciales que gobierna la dinámica de la estructura,

$$\mathbf{M} \dot{\boldsymbol{\eta}}(t) + \mathbf{K}(\boldsymbol{\eta}(t)) \boldsymbol{\eta}(t) = \mathbf{f}(t) \quad (1)$$

donde  $\boldsymbol{\eta}(t) \in \mathbb{R}^{N_{eq} \times 1}$  es el vector de grados de libertad globales de la estructura,

$\mathbf{K}(\boldsymbol{\eta}(t)), \mathbf{M} \in \mathbb{R}^{N_{eq} \times N_{eq}}$  son las matrices de rigidez (no lineal) y de masa globales,  $\mathbf{f}(t) \in \mathbb{R}^{N_{eq} \times 1}$  es el vector de fuerzas generalizadas nodales.

## 2.2 Modelo aerodinámico

El modelo aerodinámico tiene sus bases en el método de red de vórtices inestacionario y no lineal (NLUVLM, por sus siglas en inglés) cuyos detalles fueron presentados por Pérez Segura et al (2020). El mismo considera un flujo a elevado número de Reynolds, no viscoso e incompresible (barotrópico), donde se distribuyen singularidades (vórtices). Este tipo de modelos se denominan dominados por vorticidad y permiten captar adecuadamente las cargas de sustentación sobre superficies portantes. Además, permiten simular la interacción aerodinámica entre los cuerpos rígidos y flexibles que componen un sistema. Como contrapartida, el método presenta ciertas limitaciones para la determinación de la resistencia aerodinámicas y para la representación algunos fenómenos de difusión. Las cuerpos sustentadores (partes del sistema sobre los que se calculan cargas aerodinámicas) se representan a partir de su superficie media, mientras que el resto de los cuerpos se describen considerando su superficie exterior. Las estelas de los cuerpos se modelan como sábanas vorticosas libres de fuerza que evolucionan con la velocidad local del flujo. La configuración del modelo para el caso de estudio de un insecto con alas batientes se muestra en la Figura 2.

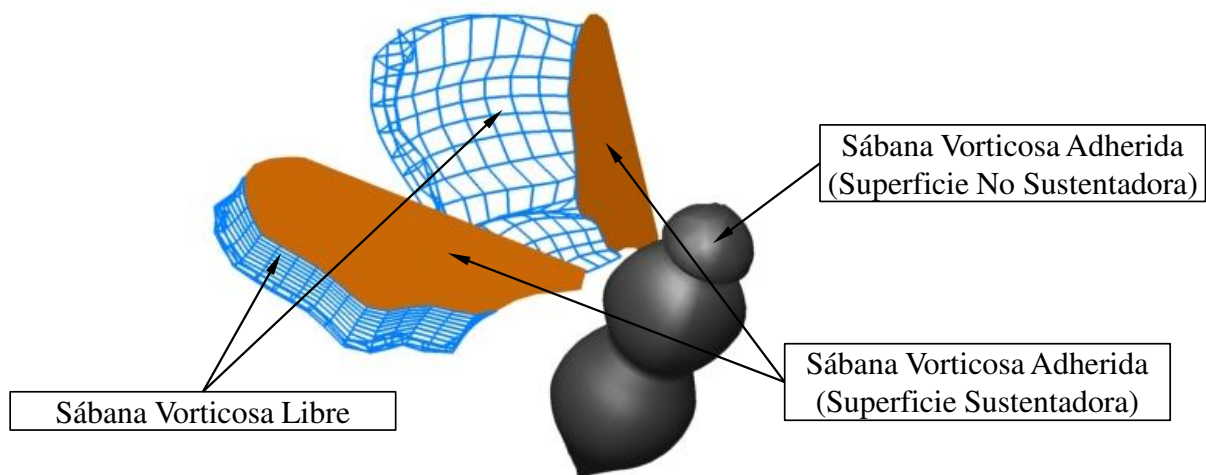


Figura 2: Configuración de los elementos del NLUVLM

## 2.3 Modelo de interacción

El modelo de interacción es el encargado de combinar de forma consistente los modelos anteriores. Como principal característica, es de tipo fuerte ya que, si bien admite el uso de distintos intervalos temporales para la simulación estructural y la aerodinámica, la comunicación entre ambos es bidireccional y fuerza la compatibilidad entre las soluciones en todos los pasos. Este tipo de interacción favorece la estabilidad de la simulación, aunque fija ciertas restricciones a la hora de definir los intervalos de tiempo utilizados. El procedimiento para la transferencia de variables entre los modelos se basa en conceptos cinemáticos y de equilibrio, y garantiza los principios de conservación, dando lugar así a un sistema dinámico global.

Para la simulación, el modelo combinado se divide en una serie de cuerpos (como el representado en la figura) formados por al menos una malla estructural (ME) de elementos

finitos, al menos una grilla aerodinámica (MA) del NLUVLM asociada y su(s) estela(s) correspondiente(s). Con este esquema, la transferencia de información se realiza de forma independiente para cada uno de los cuerpos que integra el modelo combinado.

La Figura 3 esquematiza la comunicación entre los modelos dentro de cada cuerpo para un paso aerodinámico, en el cual: i) las cargas aerodinámicas calculadas sobre las grillas aerodinámicas (GA) del NLUVLM se transfieren estáticamente como cargas externas a las mallas estructurales (ME) del FEM; ii) las ecuaciones de gobierno del sistema dinámico resultante se integran en el tiempo con el método predictor corrector de cuarto orden desarrollado por J. W. Hamming; iii) los desplazamientos y velocidades obtenidos son transferidos para actualizar la cinemática de las GA; iii) los pasos anteriores se repiten hasta alcanzar la convergencia.

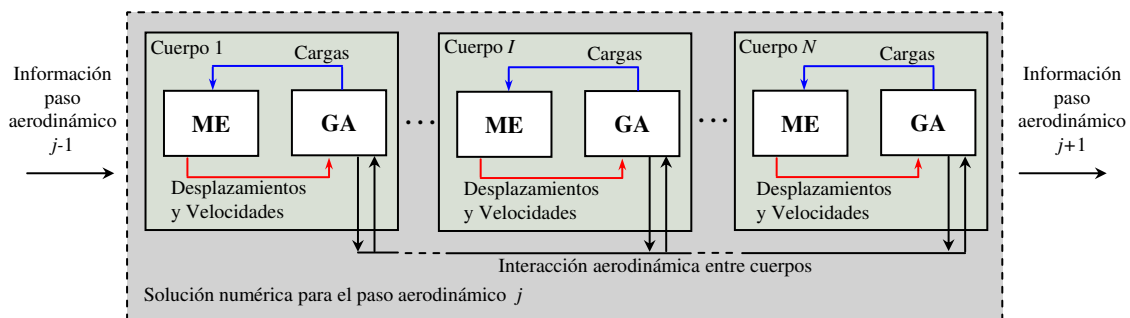


Figura 3: Esquema de interacción entre modelos para cada paso aerodinámico.

### 3 ESTUDIO DE FENÓMENOS AEROELÁSTICOS EN JWA

El estudio del comportamiento aeroelástico de sistemas que incluyen (Livne, 2001) se realiza a partir de simulaciones utilizando el modelo combinado y la secuencia descrita anteriormente. Como se mencionó, el presente trabajo se enfoca en el pandeo aerodinámico y en el acoplamiento o interacción que pueda existir entre éste y el flutter.

El flutter es quizás el fenómeno aeroelástico más importante e, históricamente, el más complejo de predecir. Se define como una vibración auto-excitada e inestable en la que la estructura extrae energía de la corriente de aire, a través del trabajo de las cargas aerodinámicas, de modo que el movimiento resultante puede sostenerse en el tiempo en lo que habitualmente se denominan oscilaciones de ciclo límite.

Por su parte, el pandeo aerodinámico es una inestabilidad aeroelástica casi exclusiva de las JWAs y tiene origen en su particular geometría. Entendido como una variante del fenómeno de pandeo dinámico global, el pandeo aerodinámico se alcanza producto de la combinación de cargas aerodinámicas, cargas elásticas, cargas inerciales y la configuración deformada de la estructura. La condición para la cual el efecto combinado de cargas aerodinámicas y deformación estructural produce la singularidad de la matriz de rigidez global del sistema se identifica con la condición crítica de inestabilidad que da lugar al fenómeno de pandeo aerodinámico, esto es:

$$\det \mathbf{K}(\boldsymbol{\eta}(t)) = 0 \quad (2)$$

Cuando el pandeo ocurre, la estructura pierde la capacidad de resistir los esfuerzos provenientes del sistema de cargas externo en la configuración actual y se produce un cambio repentino a una nueva configuración que, en general para este tipo de estructuras, implica el colapso.

El resultado objetivo de las simulaciones es el valor de velocidad de la corriente libre que provoca la aparición de algún fenómeno aeroelástico en el sistema, denominada velocidad crítica, para luego analizar el comportamiento precrítico (para velocidades menores) y, de ser posible, el comportamiento postcrítico (para velocidades por encima del valor crítico). El estudio realizado en cada simulación consiste en analizar la respuesta de un sistema ante determinadas condiciones. Las simulaciones se inician como un arranque impulsivo, esto es, en el instante inicial los cuerpos se ponen en movimiento con una velocidad constante prefijada: la velocidad de la corriente libre  $V_\infty$ . Luego del instante inicial, se analiza la evolución temporal del sistema y se caracteriza su comportamiento en función de la respuesta obtenida. Este proceso se repite barriendo un rango de condiciones hasta que los fenómenos de interés se manifiestan.

#### 4 DESCRIPCIÓN DEL CASO DE ESTUDIO

El sistema consiste en un ala que enfrenta una corriente libre con un ángulo de incidencia fijo  $\alpha$ , como la representada en la Figura 4 y se basa en el modelo presentado por [L. Demasi et al, 2013](#). La estructura del sistema está conformada por tres vigas rectas, de sección y propiedades uniformes. La primera de ellas corresponde al ala delantera (AD), posee uno de sus extremos empotrado y el otro libre, y se conecta al ala vertical (AV) al 70% de su envergadura. La segunda de ellas corresponde al ala trasera (AT), cuenta con uno de sus nodos extremos empotrado y el restante se une al AV. Por último, la viga que corresponde al AV se conecta rígidamente al extremo no empotrado del AT y al punto ubicado al 70% de la envergadura del AD.

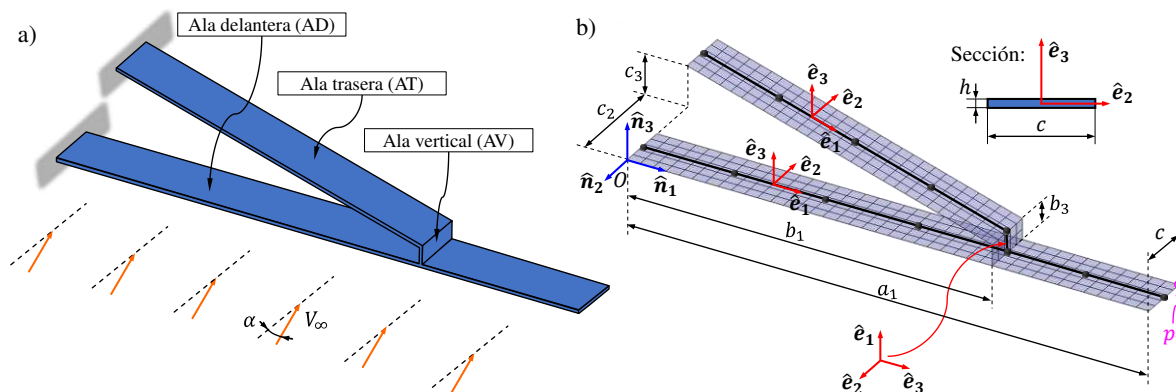


Figura 4: Caso de estudio Modelo de Alas Unidas. A) Esquema de configuración. b) Sección y representación numérica

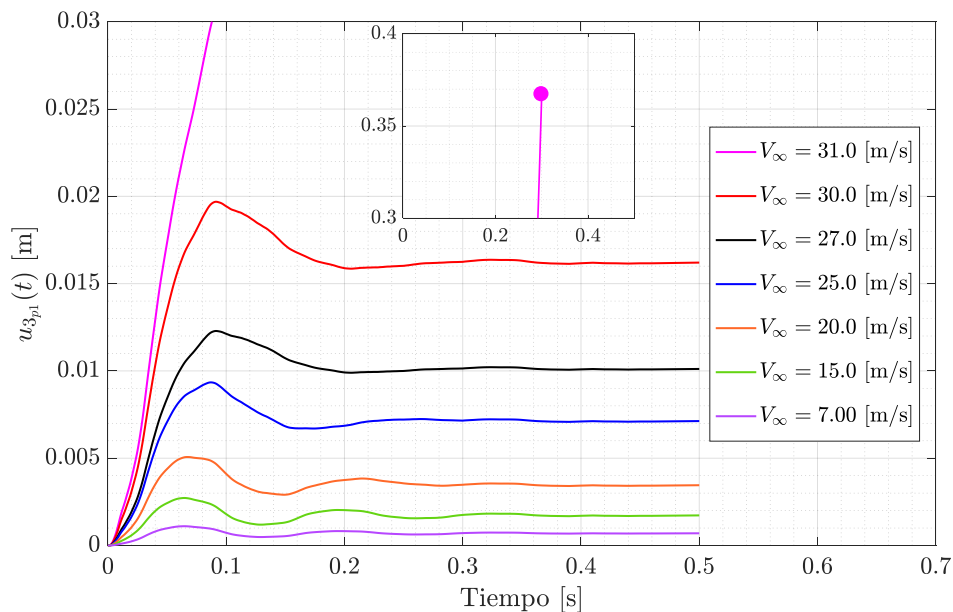
En la representación numérica del caso de estudio se consideró como sistema de referencia global a  $\mathcal{N} = \{\hat{n}_1, \hat{n}_2, \hat{n}_3\}$  (ver la Figura 4). Para representar la estructura, se utilizaron en total 11 elementos finitos, de los cuales cuatro corresponden al AT y son uniformes entre sí, y uno corresponde al AV. De los seis elementos que forman el AD, cuatro se distribuyen uniformemente en el tramo interior (desde el empotramiento hasta la unión con el AV) y los dos restantes lo hacen en el tramo exterior. Los elementos se orientan según los sistemas de referencia locales  $\mathcal{N} = \{\hat{e}_1, \hat{e}_2, \hat{e}_3\}$  y, teniendo en cuenta los nodos empotrados y las conexiones rígidas entre vigas, el modelo estructural cuenta  $n = 60$  grados de libertad. Por su parte, la grilla aerodinámica utilizada cuenta con 5 paneles en la dirección de la cuerda y en dirección de la envergadura se utilizaron 40 paneles para el AD, 28 para el AT y 2 paneles para el AV. Datos adicionales sobre el modelo se presentan en la Tabla 1.

| Parámetro  | Propiedad                                  | Valor                |
|------------|--|----------------------|
| $a_1$      | Envergadura del AD [m]                     | 0.5                  |
| $b_1$      | Envergadura del AT [m]                     | 0.35                 |
| $c_2$      | Posición borde de ataque (LE) AT [m]       | 0.1                  |
| $c_3$      | Altura borde de ataque (LE) AT [m]         | 0.04                 |
| $b_3$      | Envergadura del AV [m]                     | 0.02                 |
| $c$        | Cuerda del ala [m]                         | 0.05                 |
| $h$        | Espesor de la placa [m]                    | $0.7 \times 10^{-3}$ |
| $\rho_0$   | Densidad del aire [Kg/m <sup>3</sup> ]     | 1.225                |
| $\alpha$   | Ángulo de la corriente libre [°]           | 1.0                  |
| $\rho$     | Densidad del material [Kg/m <sup>3</sup> ] | 2700                 |
| $E$        | Módulo de elasticidad del material [MPa]   | $6.9 \times 10^4$    |
| $\nu$      | Módulo de Poisson del material             | 0.33                 |
| $n$        | Grados de libertad del modelo              | 60                   |
| $m$        | Grados de libertad usados en la simulación | 60                   |
| $n_{pnl}$  | Cantidad de paneles aerodinámicos          | 350                  |
| $\Delta t$ | Paso de tiempo de la simulación [s]        | $1.5 \times 10^{-4}$ |

Tabla 1: Propiedades del caso de estudio.

## 5 RESULTADOS

El principal resultado de las simulaciones es la evolución temporal de la posición vertical del punto  $p_1$  y se presenta en la Figura 5 para distintos valores de velocidad de la corriente libre, hasta alcanzar un estado quasi-estacionario. En ella, puede observarse que a medida que la velocidad aumenta el transitorio se vuelve más abrupto hasta que, para  $V_\infty = 31$  [m/s], se produce la inestabilidad.

Figura 5: Desplazamiento vertical del punto  $p_1$  para distintas condiciones.

Adicionalmente, en la Figura 6 a) se registra la variación del mínimo autovalor de la matriz

de rigidez global en función del tiempo de simulación y se infiere que la inestabilidad del sistema ocurre cuando éste se anula. Por su parte, en la Figura 6 b) se comparan los resultados con aquellos reportados por L. Demasi et al, 2013. Se grafica el valor que alcanza la posición del punto  $p_1$  luego de amortiguados los efectos transitorios,  $\overline{u_{3p1}}$ , para cada valor de velocidad. Asimismo, se indica el valor de velocidad crítica obtenida con el presente modelo y el reportado por L. Demasi et al, 2013.

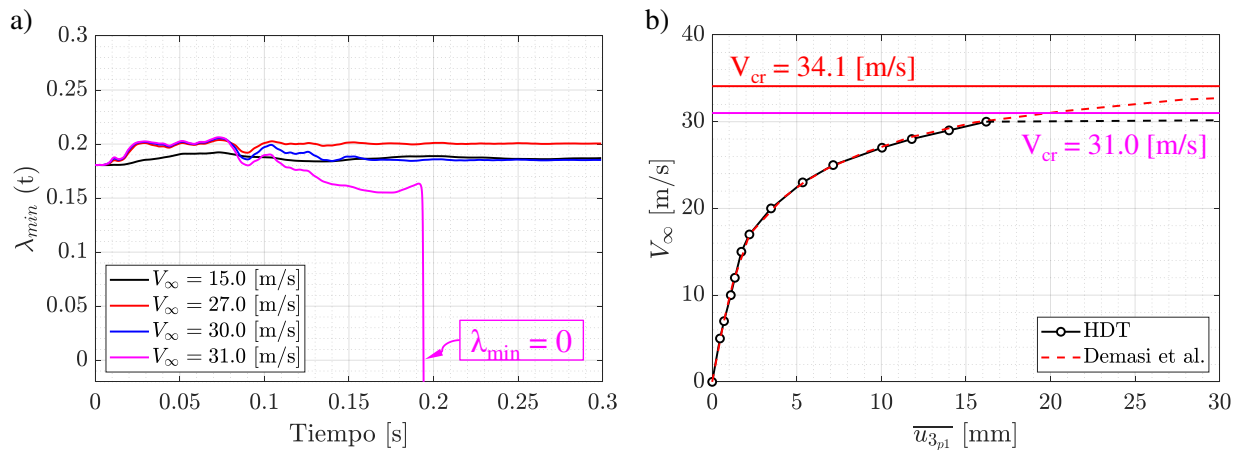


Figura 6: Resultados. a) Autovalor mínimo de la matriz de rigidez. b) Desplazamiento vertical del punto  $p_1$

Finalmente, y para complementar los resultados anteriores, en la Figura 7 se muestra el estado de la estela en la simulación correspondiente a una velocidad de corriente libre  $V_\infty = 27.0$  [m/s], habiendo transcurrido un tiempo  $t = 0.3$  [s] y la distribución de presiones sobre la grilla aerodinámica.

De acuerdo a L. Demasi et al, 2013, la velocidad crítica del sistema es  $V_{crt} = 34.1$  [m/s] que es un 9% superior al valor obtenido. Esta discrepancia puede sustentarse en las diferencias en el método utilizado para determinar la inestabilidad y el procedimiento utilizado en las simulaciones.

Por último, en la Figura 7 se presenta un estado previo a la inestabilidad que permite describir la interacción que existe entre los efectos aerodinámicos y la estructura de esta configuración de alas unidas. Inicialmente, tanto el AD como el AT generan sustentación debido al ángulo de incidencia de la corriente libre que flexiona a ambas hacia arriba. Luego, a causa de la conexión rígida con el AV, el AT experimenta un incremento en el ángulo de ataque por torsión mientras que el ángulo de torsión del tramo interno del AD se mantiene más o menos constante. Este efecto se vuelve notorio en la distribución de coeficiente de presión, donde la intensidad de la carga aerodinámica es mayor en el AT que en el AD, ya que la flecha negativa del AT hace que un desplazamiento vertical genere flexión y un aumento en el ángulo de ataque.

En lo que respecta al flutter, el sistema no presenta este fenómeno para las velocidades analizadas. De hecho, si se considera un incremento progresivo de velocidad, la estructura se vuelve inestable antes de alcanzar una posible condición crítica de flutter.

## 6 CONCLUSIONES

El presente esfuerzo tuvo como propósito analizar la aparición de inestabilidades aeroelásticas en un caso de estudio que representa un modelo de aeronave con alas unidas, utilizando una herramienta computacional desarrollada bajo el paradigma de la co-simulación. Los resultados obtenidos muestran, por un lado, la capacidad de la herramienta de analizar este

tipo de sistemas de forma eficiente y confiable, y, por otro, una excelente concordancia con los resultados utilizados como referencia por debajo del valor de velocidad crítica. No obstante, existe una diferencia de alrededor del 9% en la velocidad crítica determinada con la herramienta que puede atribuirse a diferencias en la concepción del modelo y en el proceso de identificación.

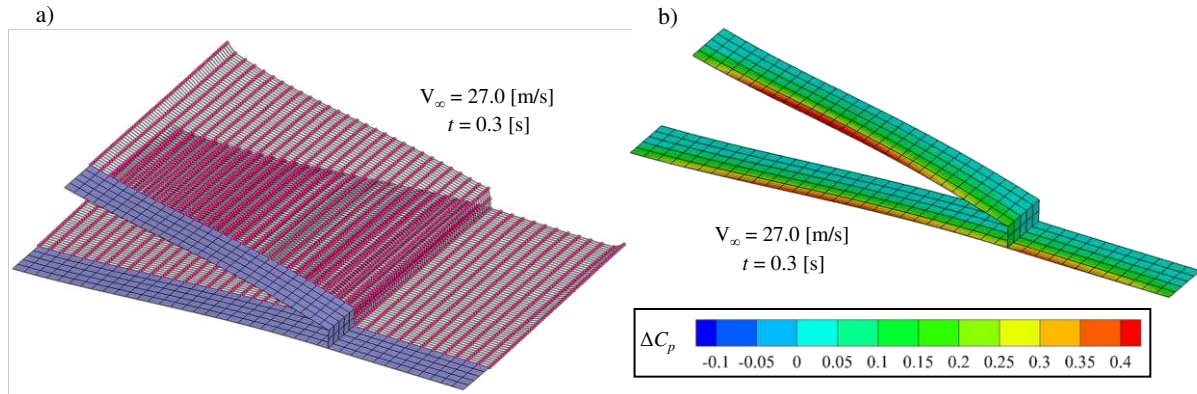


Figura 7: Simulación a  $V_\infty = 27.0$  [m/s] y  $t = 0.3$  [s].

## REFERENCIAS

- J. Wolkovitch, United States Patent N° 3942747, 1976.
- J. N. Reddy, *An Introduction to Nonlinear Finite Element Analysis*, 2nd ed. Oxford University Press, 2010.
- M. E. Pérez Segura, D. T. Mook, and S. Preidikman, General-Purpose Object-Oriented Framework for Vorticity-Dominated Flow Simulation, *Journal of Aerospace Information Systems*, vol. 17, n.o 10, oct. 2020, doi: 10.2514/1.I010818.
- E. Livne, Aeroelasticity of joined-wing airplane configurations - Past work and future challenges - a survey, in *19th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, jun. 2001, n° April, doi: 10.2514/6.2001-1370.
- L. Demasi, R. Cavallaro, y A. Márquez Razón, Postcritical Analysis of Prandtl-Plane Joined-Wing Configurations, *AIAA Journal*, vol. 51, n.o 1, pp. 161-177, ene. 2013, doi: 10.2514/1.J051700.