

MODELOS DE DINÁMICA DEL VUELO Y AERODINÁMICO DE AERONAVES PARA UN SIMULADOR DE VUELO 6-DOF EN TIEMPO REAL

Eduardo N. Zapico^a, Pedro S. Giraudó^a, Horacio A. Abbate^b y Javier Luiso^b

^a *Departamento de Aeronáutica, Universidad Nacional de Córdoba – Vélez Sarsfield 1611, X5016GCA, Córdoba, Argentina, ezapico@efn.uncor.edu*

^b *División Simulación, Centro de Investigaciones Científicas y Técnicas para la Defensa (CITEDEF) San Juan Bautista de Lasalle 4397, B1603ALO, Villa Martelli, habbate@citefa.gov.ar*

Palabras Clave: Simulación de Vuelo, Modelado Tensorial, Modelado Aerodinámico.

Resumen. El propósito de este trabajo es presentar los modelos de Dinámica del Vuelo y Aerodinámicos que forman parte de un simulador de vuelo de seis grados de libertad en tiempo real, actualmente en desarrollo. El trabajo describe el modelo dinámico de vuelo utilizado y a continuación la organización utilizada para el análisis aerodinámico de los modelos de aeronave utilizados para el simulador.

La dinámica del vuelo se plantea a través de una formulación tensorial, la que resulta de compacta escritura y fácil programación, modelando al actitud del vehículo a través de cuaterniones; como es usual, la aerodinámica de ambas aeronaves es definida mediante un conjunto de coeficientes aerodinámicos adimensionales, que son utilizados para calcular las fuerzas y momentos de origen aerodinámico que actúan sobre la aeronave.

En particular los coeficientes aerodinámicos son funciones de la velocidad de la aeronave, los ángulos relativos de la misma respecto del viento, la altura de vuelo y la deflexión de las superficies de control, por lo que para lograr una simulación adecuada es necesario contar con una gran cantidad de información. En el presente trabajo toda esa información es calculada mediante métodos tradicionales. Este procedimiento probó ser rápido pero limitado debido a su incapacidad para estimar ciertos regímenes de vuelo.

Toda la información generada mediante los métodos de análisis debe ser organizada de forma tal de facilitar su tratamiento en tiempo real dentro del simulador. La solución propuesta en este trabajo es la utilización de una base de datos en forma matricial, lo que permite utilizar algoritmos de búsqueda rápidos y códigos de interpolación relativamente simples.

Finalmente se presentan resultados preliminares obtenidos de simulaciones para las dos configuraciones consideradas (un avión caza con alas en delta y un entrenador primario con alas rectas y perfil supercrítico) y se plantean las líneas de desarrollo a seguir en el proyecto en curso.

1 INTRODUCCIÓN

Este trabajo presenta los modelos de Mecánica del Vuelo y Aerodinámico desarrollados dentro del programa “Simulador de Vuelo”, llevado a cabo por grupos del Instituto de Investigaciones Científicas y Técnicas para la Defensa (CITEDEF), la Facultad de Ciencias Exactas, Físicas y Naturales de la Universidad Nacional de Córdoba (FCEfyN-UNCOR), la Universidad Nacional de La Plata (UNLP), la Universidad Nacional de Sur (UNS) y la Universidad Nacional de La Pampa (UNLPam). Dentro de las metas del desarrollo en curso deben incluirse la actualización del conocimiento sobre aspectos teóricos del análisis de estas áreas, así como la formación de un grupo interdisciplinario, responsable de llevar a cabo el proyecto.

El programa fue dividido en tres áreas principales: Modelo de Dinámica del Vuelo, Modelo de Ambiente y Topográfico y Plataforma Móvil, de manera de permitir el desarrollo en paralelo, dando independencia a los distintos grupos.

En este trabajo se discuten los modelos de Mecánica del Vuelo y Aerodinámico; el primero es desarrollado adaptándose a una formulación tensorial de las ecuaciones de la Dinámica de Vuelo (Zipfel, 2000), la cual se muestra tanto en la descripción teórica, como en su implementación matricial. Se incluye también la descripción de los principales sistemas coordinados utilizados.

También se presentan en forma general los modelos aerodinámicos utilizados para los dos aviones en estudio: un caza multipropósito de ala delta y un entrenador militar liviano con perfil alar supercrítico. Se muestran los resultados preliminares obtenidos, que reproducen algunas características típicas de ambos modelos.

Finalmente, las conclusiones obtenidas hasta el momento, así como los criterios a seguir en las siguientes etapas son presentadas.

2 MODELO DINÁMICO

Históricamente la dinámica del vuelo ha sido tratada como un problema de mecánica clásica, cuya teoría ha sido estudiada exhaustivamente en tratados como Goldstein (1959) o Landau y Lifshitz (1960). En el área específica de Dinámica del Vuelo, seguiremos una formulación tensorial, conjuntamente con el modelado de la actitud mediante cuaterniones.

2.1 Forma Tensorial de las Ecuaciones de Vuelo

Como ya hemos dicho, presentaremos las ecuaciones generales de vuelo, en forma tensorial, siguiendo los lineamientos dados por Zipfe (2000).

La segunda ley de Newton toma la forma:

$$m^B D^I v_B^I = f \quad (1)$$

En donde

m = masa del cuerpo

v = velocidad

f = resultante de las fuerzas externas

D = derivada total respecto al tiempo

Denotando los sub y supraíndices B e I la referencia a las ternas cuerpo e inercial, respectivamente.

De similar manera el movimiento rotacional del vehículo, expresado a través de las ecuaciones de Euler, y tomando como centro de momentos al centro de masas del sistema,

toman la forma:

$$\left[I_B^B \right]^B \left[\frac{d\omega^{BI}}{dt} \right]^B + \left[\Omega^{BI} \right]^B \left[I_B^B \right]^B \left[\omega^{BI} \right]^B = \left[m_B \right]^B \quad (2)$$

siendo

$\left[I_B^B \right]$ = tensor de inercia

$\left[\frac{d\omega^{BI}}{dt} \right]$ = aceleración angular con respecto a la terna inercial, referida a los ejes cuerpo

$\left[\Omega^{BI} \right]^B, \left[\omega^{BI} \right]^B, [p, q, r]$ = velocidad angular respecto a la terna inercial, en ejes cuerpo

$\left[m_B \right]^B$ = resultante de los momentos externos, en ejes cuerpo

Como en la ecuación anterior, los sub y superíndices B e I indican la referencia a las ternas cuerpo e inercial, respectivamente.

2.2 Sistemas de Coordenadas

Como resulta usual en las simulaciones de sistemas aeroespaciales, son usados acá varios sistemas de coordenadas con el fin de definir los parámetros significativos y de referir el estado de vuelo; mostraremos los más significativos:

Ejes Cuerpo: El sistema tiene su origen en el centro de masa del vehículo, con sus ejes fijos al mismo. El eje x se alinea hacia la nariz del mismo, el eje z normal a éste, hacia abajo y el eje y , completando un triedro directo, hacia la derecha.

Ejes Viento: Es utilizado para especificar las fuerzas y momentos aerodinámicos. Con su origen en el centro de masa, el eje x se orienta en la dirección del vector velocidad respecto al aire, con y y z formando un triedro directo. Se relaciona con los ejes cuerpo y estabilidad a través de los ángulos de ataque (α) y guiñada (β), respectivamente (ver fig.1)

Ejes Estabilidad: También con su origen en el centro de masa, orienta su eje x según la proyección de la velocidad sobre el plano de simetría del vehículo; su eje z es perpendicular a éste, orientado hacia abajo, mientras el eje y , según un triedro directo, coincide con su homólogo del sistema cuerpo.

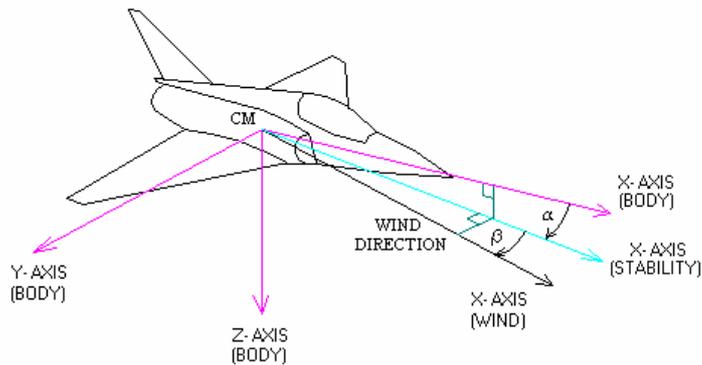


Figura 1. Sistemas de ejes cuerpo, viento y estabilidad.

Ejes Tierra (o sistema vertical local): También con su origen en el centro de masa del vehículo, sus ejes x e y se orientan en el plano horizontal hacia el Norte y el Este, respectivamente, con el eje z hacia el abajo, según la vertical local. Es utilizado como sistema inercial para los análisis de estabilidad.

Ejes Trayectoria: Este sistema de ejes es utilizado para relacionar el vector velocidad del vehículo con los ejes Tierra; el eje x se sitúa en la dirección de la velocidad del vehículo respecto a la tierra, estando el eje y normal al mismo, hacia la derecha en el plano tangencial a la tierra; el eje z se orienta de modo de formar un triedro directo.

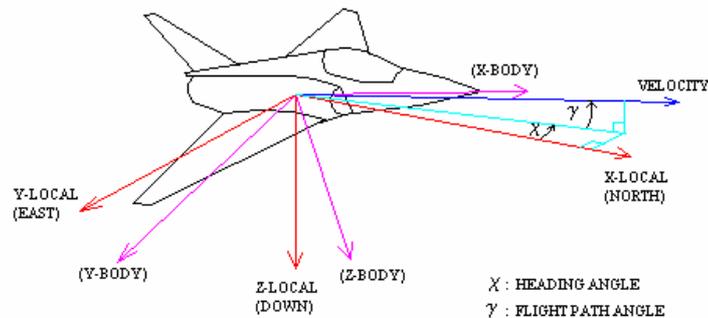


Figura 2. Sistemas de Ejes Trayectoria y Tierra

2.3 Implementación Matricial de las ecuaciones de vuelo

Tomando el sistema de ejes Tierra como terna inercial, las ecuaciones de Newton (1) y Euler (2) toman la forma clásica

$$m \left[\frac{dv_B^E}{dt} \right]^B + m [\Omega^{BE}]^B [v_B^E]^B = [f_{aer,prop}]^B + m [g]^B \quad (3)$$

$$\left[I_B^B \right]^B \left[\frac{d\omega^{BE}}{dt} \right]^B + \left[\Omega^{BE} \right]^B \left[I_B^B \right]^B \left[\omega^{BE} \right]^B = \left[m_B \right]^B \quad (4)$$

Donde el supraíndice E denota que se utiliza la Tierra como sistema inercial y los subíndices aer y $prop$ refieren a las fuerzas aerodinámicas y propulsivas, respectivamente.

La integración numérica de las ecuaciones (3) y (4) resulta en la posición y actitud del vehículo en función del tiempo. Para la representación de la actitud se utilizó una formulación clásica de cuaterniones (Surber, 1961; Ickes, 1970; Halijak, 1978); denotando

$$\left[\omega^{BE} \right]^B = \begin{bmatrix} p & q & r \end{bmatrix} \quad (5)$$

se obtiene el siguiente sistema de ecuaciones diferenciales:

$$\begin{bmatrix} \dot{q}_0 \\ \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{q}_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & -p & -q & -r \\ p & 0 & r & -q \\ q & -r & 0 & p \\ r & q & -p & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} \quad (6)$$

Con la matriz de rotación entre los sistemas de ejes cuerpo y vertical local:

$$[T]^{BL} = \begin{bmatrix} q_0^2 + q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 & 2(q_1q_2 + q_0q_3) & 2(q_1q_3 + q_0q_2) \\ 2(q_1q_2 - q_0q_3) & q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 & 2(q_2q_3 + q_0q_1) \\ 2(q_1q_3 + q_0q_2) & 2(q_2q_3 - q_0q_1) & q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 \end{bmatrix} \quad (7)$$

3 AERODINÁMICA

Como es habitual (Etkin, 1972; Zipfel, 2000; Stevens y Harris, 2003), las fuerzas y momentos aerodinámicos con modelados mediante el empleo de coeficientes adimensionales; estos, a su vez, son descritos como funciones de los ángulos de ataque y guiñada, así como de los números de Mach y Reynolds y de las deflexiones de los controles; los coeficientes incluidos en el modelo son:

Coefficientes Longitudinales: C_D , C_L , C_M , C_N y C_A

Derivativas Estáticas: CL_α , CM_α , CY_β , CN_β , Cl_β

Derivativas Dinámicas: CL_q , CM_q , CL_{ad} , CM_{ad} , Cl_p , Cyp , CN_p , CNr , Clr

Incrementos por deflexión de controles y sistemas hipersustentadores: $D(CL)$, $D(CM)$, $D(CL_{max})$, $D(CD_{min})$, $D(CDI)$

Estos coeficientes, agrupados en matrices y dimensionalizados, son usados para calcular las fuerzas y momentos actuando sobre el avión. Las matrices usadas para ambos modelos son:

Matriz de Coeficientes Longitudinales:

$$\begin{bmatrix} CD \\ CL \\ CM \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} CD_{basic} & 0 & 0 & CD_{\partial elev} \\ CL_{basic} & CL_q & CL_{d\alpha/dt} & CL_{\partial elev} \\ CM_{basic} & CM_q & CM_{d\alpha/dt} & CM_{\partial elev} \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} 1 \\ Q.c \\ (d\alpha/dt).c \\ \partial elev \end{bmatrix} \quad (8)$$

Donde el subíndice *basic* denota la suma de coeficientes para ángulos de ataque nulo y el término dependiente de α

Matriz de coeficientes Latero-direccionales

$$\begin{bmatrix} CY \\ CN \\ Cl \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} CY_\beta & CY_p & 0 & 0 & CY_{\partial rud.} \\ CN_\beta & CN_p & CN_r & CN_{\partial ail.} & CN_{\partial rud.} \\ Cl_\beta & Cl_p & Cl_r & Cl_{\partial ail.} & Cl_{\partial rud.} \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} \beta \\ P.b \\ R.b \\ \partial ail. \\ \partial rud. \end{bmatrix} \quad (9)$$

4 AVIONES CONSIDERADOS

Para ese proyecto se tomaron en consideración dos tipos de aviones, un avión de combate multipropósito, para el que se tomó como base el Dassault Mirage 2000 y un entrenador militar liviano, de la clase FMA/LM IA/AT-63, CASA C101 o Aeritalia M211. Estos modelos conjugan el interés intrínseco como objetos de estudio aerodinámico (por sus características aerodinámicas) con el potencial como base de futuros desarrollos.

Las características principales del caza estudiado son:

- Ala delta (58° de flecha del borde de ataque), delgada (espesor del 3%), con fuselaje siguiendo la Ley de las Áreas.
- Dos secciones de elevadores en las alas y slats en el borde de ataque.
- “Strakes” fijos sobre las tomas de aire y frenos aerodinámicos en las alas.
- Empenaje vertical de una superficie, sin empenaje horizontal.
- Propulsión por un turboventilador (SNECMA M53), con postcombustión, empuje de 64kN/95kN; entradas de aire de geometría variable.

Mientras que las del entrenador son:

- Ala recta, en el hombro, con perfil supercrítico.
- Alerones y flaps Fowler de una ranura sobre el borde de fuga.
- Empenaje horizontal monolítico.
- Motor: turboventilador Honeywell TFE731-2C-2N de 15600N de empuje, con entradas de aire fijas, montado en el fuselaje central.

Basado en estas configuraciones, presentaremos algunos modelos usados para predicciones aerodinámicas.

4.1 Características de Vuelo del Caza

En este estado del proyecto, se buscó que la generación de datos cubriera la totalidad de la envolvente de vuelo, que en el caso del caza implicó la realización de 27 grupos completos de coeficientes; debido a la gran cantidad de datos resultante se utilizaron principalmente métodos de ingeniería, como los dados en Oak y Finck (1960, 1974). Este procedimiento demostró ser de rápida implementación, permitiendo a la vez cubrir la mayor parte de la envolvente de vuelo. Sin embargo, sus conocidas limitaciones (Oak y Finck, 1960, 1974) en algunos regímenes de vuelo (notablemente en el régimen transónico y con grandes ángulos de ataque) imponen, para futuras etapas del proyecto, la necesidad de recurrir a códigos CFD,

tarea que está en realización, tanto con códigos desarrollados internamente (Falcinelli et al., 2008, Elaskar et al., 2009) como con otros ya conocidos, como OpenCFD (<http://www.opencfd.co.uk/openfoam/>).

A continuación se muestran algunos de los resultados más representativos obtenidos.

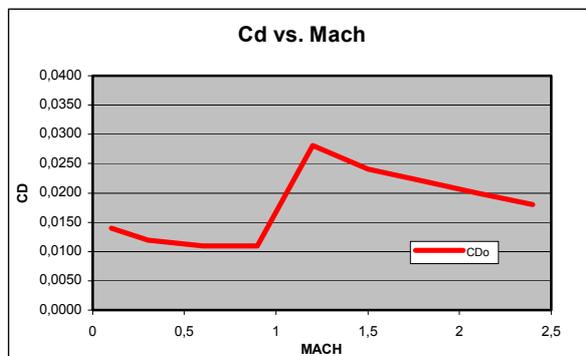


Figura 3. Caza - Coeficiente de resistencia vs. Mach

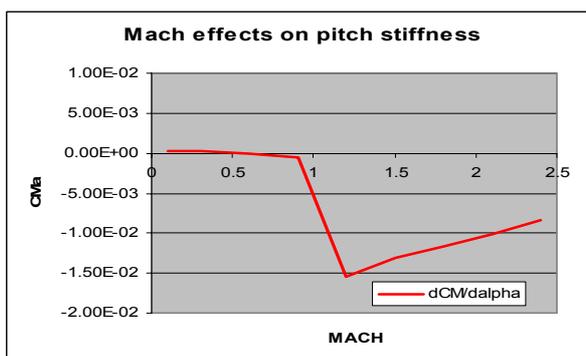


Figura 4. Caza - Coeficiente de Momento de cabeceo vs. Mach

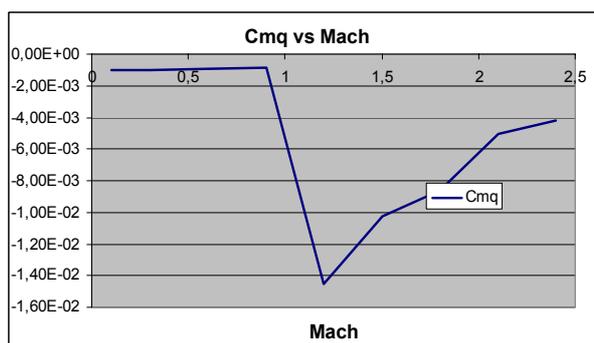


Figura 5. Caza - Coeficiente de amortiguamiento vs. Mach

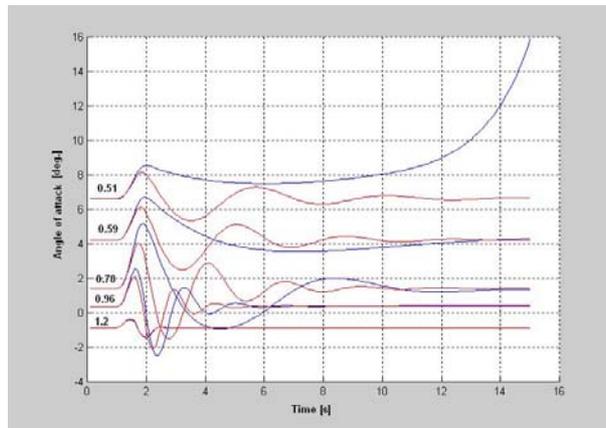


Figura 6. Caza – Respuesta a un pulso de elevador

La figura 3 muestra el comportamiento del coeficiente de resistencia, donde se hace evidente el alto valor del Mach crítico ($M_{crit}=0.95$), así como la fuerte disminución del C_d en régimen supersónico. A su vez, las figuras 4 y 5 presentan también el comportamiento típico de los cazas modernos con ala delta, resultando neutros en régimen subsónico y mostrando un brusco aumento de la estabilidad para $Mach > 1$. Finalmente, la Fig. 6 muestra la respuesta simulada a un pulso del elevador, donde este comportamiento se hace patente; en esta figura las líneas rojas corresponden al comportamiento con un sistema de aumento de la estabilidad conectado, el que fue incluido con el fin de posibilitar el pilotaje del modelo.

4.2 Características de Vuelo del Entrenador

El entrenador, con su ala de perfil supercrítico y su baja longitud de cola, muestra un interesante comportamiento en su estabilidad longitudinal, en proximidades de $M=0.7$, como puede verse en fig. 7; la figura 8, a su vez, muestra los coeficientes de amortiguamiento correspondientes.

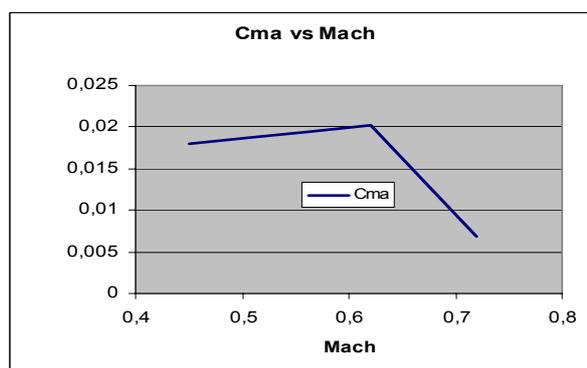


Figura 7. Entrenador - Coeficiente de momento vs. Ángulo de ataque

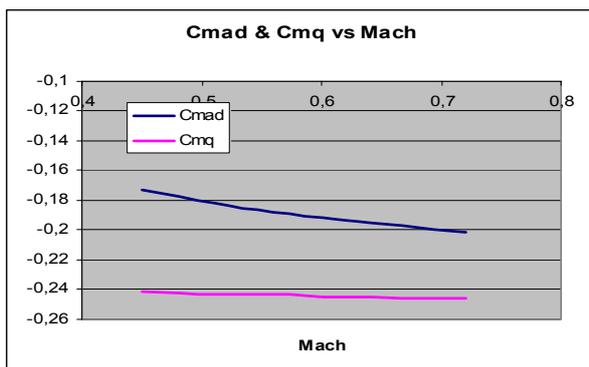


Figura 8. Entrenador - Coeficientes de amortiguamiento vs. Ángulo de ataque

Este comportamiento, por otra parte, coincide con el observado por Longo et al. (1983), para este tipo de perfiles supercríticos. Una evaluación cuantitativa y más precisa del mismo, a través de la comparación de cálculos por medio de CFD y datos de ensayos en vuelo, deberá ser realizada en etapas posteriores de este proyecto.

El comportamiento latero-direccional puede verse en las figuras 9, 10 y 11.

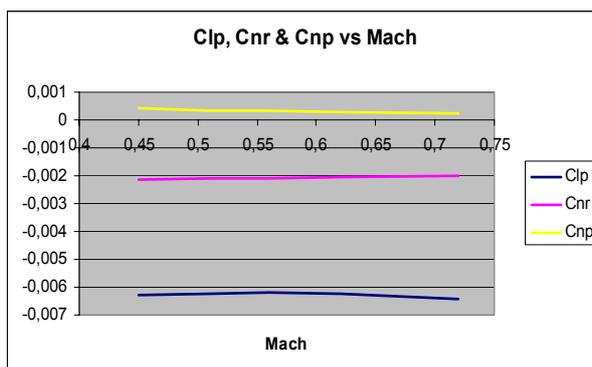


Figura 9. Entrenador - Derivadas latero-direccionales

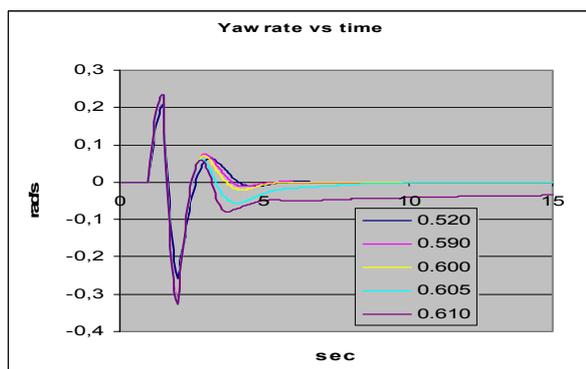


Figura 10. Entrenador – Respuesta en guiñada

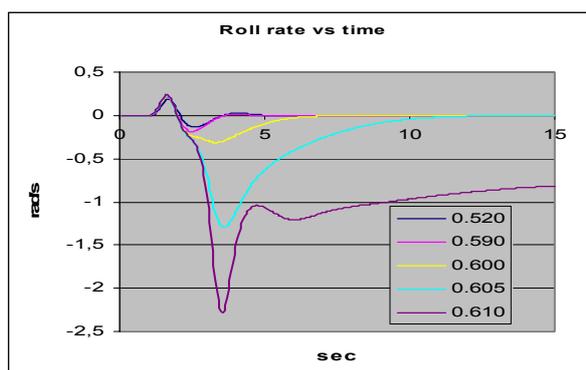


Figura 11. Entrenador – Respuesta en rolido

La figura 9 muestra las derivativas latero-direccionales en función del Número de Mach, mientras que las 10 y 11 presentan la respuesta en guiñada y rolido, respectivamente, a una maniobra de doblete de timón de dirección, a diferentes números de Mach; puede verse el acoplamiento notable entre los movimientos de rolido y guiñada, así como la divergencia en rolido para $M > 0.6$. Otra vez, este comportamiento coincide con el intrínseco del avión considerado (debe aclararse que no se tiene en cuenta ningún sistema de amortiguamiento de guiñada); disponiéndose de datos reales del avión podrá cuantificarse adecuadamente este comportamiento.

5 CONCLUSIONES

Se han presentado los modelos de Dinámica del Vuelo y Aerodinámico desarrollados en el marco de este proyecto de Simulador de Vuelo en tiempo real, conjuntamente con algunos resultados preliminares de simulación obtenidos, los cuales permiten verificar ciertos aspectos típicos del comportamiento de los aviones seleccionados. Si bien la utilización de la formulación tensorial para el planteo de las ecuaciones de vuelo se mostró adecuada, llevando a códigos compactos, de programación fácil y rápida, así como eficientes computacionalmente, también fue observado que la fidelidad de los métodos de análisis aerodinámico tradicionales utilizados hasta este punto del desarrollo, si bien posibilitan la generación de las bases de datos aerodinámicas necesarias, no permiten la reproducción adecuada del comportamiento de las aeronaves principalmente en los regímenes transónico y de alto ángulo de ataque. En fases siguientes del proyecto se prevé la utilización de códigos CFD y, en caso de resultar posible, de resultados de ensayos en vuelo para el análisis de estas configuraciones.

REFERENCIAS

- Elaskar, S., Falcinelli, O., Tamagno, J., and Saldía, J., Further Applications of Scheme for Reducing Numerical Viscosity: 3D Hypersonic Flow. *Journal of Physics: Conference Series*. Vol. 166, paper 12018, 2009
- Etkin, B., *Dynamics of Atmospheric Flight*, John Wiley & Sons, 1972.
- Falcinelli, O; Elaskar, S. and Tamagno, J., Reducing the Numerical Viscosity in Non-structured Three-Dimensional Finite Volumes Computations. *Journal of Spacecraft and Rockets*, AIAA, Vol. 45, No2, pages 406-408, 2008.
- Goldstein, H., *Classical Mechanics*, Addison-Wesley, 1959.
- Hoak, D. E., and Finck, R. D., USAF STABILITY AND CONTROL DATCOM, *McDonnell Douglas Corporation, Douglas Aircraft Division*, 1960, 1974.
- Landau, L.D., and Lifshitz, E.M., *Mechanics*, Pergamon Press, 1960.

- Longo, J., Schmidt, W., Jameson, A., Viscous Transonic Airfoil Flow Simulation, *Z. Flugwiss. Weltraumforsch* 7, Heft1, pp. 47-56, 1983
- Stevens, B.L., and Lewis, F.L., *Aircraft Control and simulation, Second Edition*. John Wiley & Sons, Inc. 2003.
- Zapico, E.N.; Guiraudó, P.S. and Abbate, H.A., A Tensor 6-DOF Flight Dynamics Model for a Low-Cost,Real-Time Flight Simulator, *Paper AIAA-2008-6852*, 2008.
- Zipfel, P.H., *Modeling and Simulation of Aerospace Vehicle Dynamics*, AIAA Education Series, 2000.