



Desarrollo de simulador de la dinámica de vuelo para aeronaves VTOL

M. Peyran (1), J. Donati (1,2), V. Acosta (1), J. S. Delnero (1,2), J. Marañón Di Leo (1,2)

(1) Centro Tecnológico Aeroespacial (CTA), Facultad de Ingeniería, Universidad Nacional de La Plata, calle 116 e/ 47 y 48, CP 1900, La Plata, Argentina.

(2) Unidad de Investigación, Desarrollo, Extensión y Transferencia – Laboratorio de Capa Límite y Fluidodinámica Ambiental (UIDET-LaCLyFA), Facultad de Ingeniería, Universidad Nacional de La Plata, calle 116 e/ 47 y 48, CP 1900, La Plata, Argentina.

mateuspeyran@gmail.com

Palabras claves: SIMULADOR, 6 -DOF, DINÁMICA, VTOL, CONTROL.

Resumen

La industria aeronáutica ha experimentado un crecimiento significativo en los últimos años, y las aeronaves de despegue y aterrizaje vertical (VTOL) han surgido como una solución innovadora para superar los desafíos asociados con el transporte aéreo en áreas urbanas congestionadas. Estas aeronaves tienen la capacidad única de despegar y aterrizar verticalmente, lo que les permite operar en espacios reducidos y acceder a lugares que son inaccesibles para los aviones convencionales.

Sin embargo, el diseño y desarrollo de una aeronave VTOL presentan desafíos particulares, y uno de los aspectos críticos es el sistema de control. Dado que estas aeronaves deben realizar transiciones fluidas entre el vuelo vertical y el vuelo horizontal, se requiere un sistema de control que garantice la estabilidad, el rendimiento y la seguridad durante todas las fases de vuelo. En este contexto, resulta necesario el desarrollo de un simulador de seis grados de libertad (6-DoF) que permita describir la dinámica de movimiento de una aeronave en un entorno controlado, para dar lugar a la evaluación del sistema de control en diferentes escenarios y la optimización de su rendimiento antes de la implementación en un prototipo real.

Por este motivo, se desarrolló un modelo matemático que describe el comportamiento dinámico de la aeronave, en función de distintos parámetros de entrada asociados al vehículo en estudio, al sistema de propulsión, características aerodinámicas, características de los sensores y a las condiciones de vuelo. La aeronave se modela como con un cuerpo rígido, con posibilidad de movimiento en seis grados de libertad (6-DoF), teniendo el sistema de control disponible como acciones de control: la orientación y empuje de los motores, y la deflexión del elevador, timón y alerones. El sistema de propulsión consiste en un conjunto de motores eléctricos de hélices que se encuentran vinculados a la aeronave con un grado de movimiento relativo, el cual permite la rotación en simultáneo para orientar el empuje del vehículo según se desee. A su vez, el simulador permite la introducción de variables relacionadas con las condiciones atmosféricas, como cortantes de vientos y perturbaciones atmosféricas.

El modelo se resuelve numéricamente para obtener las variables que describen la evolución en el tiempo del vuelo, como las velocidades, aceleraciones, orientación y posición de la aeronave, como así también la actuación de las distintas acciones de control disponibles. Finalmente, se realiza su verificación a través de la comparación de los resultados obtenidos para la respuesta dinámica de la aeronave sin control con resultados obtenidos a partir de la evaluación modelos linealizados [1].

El objetivo del trabajo es presentar el desarrollo del modelo matemático, sus hipótesis y su campo de aplicación, junto con las verificaciones realizadas. El desarrollo de dicho modelo permite generar una herramienta para el diseño y la evaluación del sistema de control, al tiempo que se reducen los costos asociados con el desarrollo y las pruebas en prototipos físicos.

Referencias:

[1] Nelson, R. C. (1998). Flight stability and automatic control (Vol. 2). New York: WCB/McGraw Hill.