Realidad Virtual como Herramienta Pedagógica para el Aprendizaje del Control Automático en Aeronáutica.

J. Y. Gonzalez-Valdes * **J. F. Aguilar-Zuñiga** *
E. Liceaga-Castro * **D. L. Martinez-Vazquez** *

* *Universidad Autónoma de Nuevo León, Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica, Centro de Investigación e Innovación en Ingeniería Aeronáutica, Apodaca, NL 66616 MX. (e-mail: daniell.martinezv@gmail.com).*

Resumen: El estudio de sistemas de Control Automático enfocados en sistemas Aeronáuticos es una tarea que, según la experiencia, resulta difícil de realizar para los estudiantes de Ingeniería; por lo tanto, es importante explorar diversas alternativas para ayudar al estudiante a facilitar su correcto aprendizaje. En este artículo se propone un método para dicho fin; el método consiste en guiar al alumno a través de diversos temas de Dinámica de Vuelo, Aerodinámica, Control Automático, Electrónica y Programación para integrar un proyecto de Realidad Virtual con el que el proceso de aprendizaje sea más interactivo y tienda a facilitarse la comprensión en la síntesis de sistemas de control en aeronaves de ala fija.

Palabras clave: Realidad Virtual, Dinámica de Aeronaves, Control Clásico

1. INTRODUCCIÓN

A nivel Ingeniería, es necesario que el estudiante cuente con las herramientas básicas de control automático utilizando el enfoque clásico tanto de respuesta temporal como de respuesta en frecuencia. Un buen cimento en estos conocimientos le permitirá: a) adentrarse en técnicas avanzadas de control cuando curse los estudios de posgrado, ó b) sintonizar, con fundamentos teóricos, controladores industriales en su campo laboral. Por el contrario, si las técnicas y conceptos básicos no están correctamente aprendidos, el estudiante corre el riesgo de tener dificultades tanto académicas en sus estudios de posgrado como en implementaciones industriales potenciales.

En Ingeniería Aeronáutica, la enseñanza de los sistemas de control son aplicados, a nivel introductorio, en aeronaves de ala fija. En general, la linealización tangencial de la dinámica de vuelo de una aeronave de ala fija puede dividirse en dos subdinámicas desacopladas: la longitudianal y la lateral-direccional. La representación matemática de la dinámica longitudinal corresponde a un sistema monovariable (Una-Entrada-Una-Salida), mientras que la dinámica lateral corresponde a un sistema multivariable de orden 2 (Dos-Entradas-Dos-Salidas). Por lo tanto, el estudiante de Ingeniería en Aeronáutica debe aprender a sintonizar tanto controladores monovariables como multivariables de orden 2. Cabe mencionar que las subdinámicas, aunque analíticamente están desacopladas, forman una sola representación para el modelo matemático estándar de cualquier aeronave de ala fija, Stevens (2003).

Como resultado de la experiencia docente, se ha notado que los estudiantes pueden mecanizar y aprender correctamente los procedimientos para el análisis y la síntesis de controladores monovariables. Sin embargo, la tarea se dificulta para sistemas multivariables, de hecho, se ha notado que muchos estudiantes no muestran una correcta interpretación (o interiorización intelectual) de los resultados obtenidos.

Aunque los métodos computacionales tradicionales son herramientas útiles en el análisis y diseño de sistemas de control automático, Lurie (2000), la Realidad Virtual es utilizada como una herramienta de simulación interactiva de sistemas dinámicos complejos e interfaces hombre-máquina que ayudan a aumentar su entendimiento, McHarg (2017). El uso de esta herramienta permite reducir costos, tiempos de experimentación, riesgos asociados a procesos inestables o poco explorados; además, permite el descubrimiento de errores metodológicos potenciales antes de realizar la implementación física, Abulrub (2011).

El uso de herramientas virtuales dentro de la Aeronáutica, y enfocadas al Control Automático, es un tema de investigación actual, Guo (2017), y aunque la investigación de Realidad Virtual es un tópico de investigación maduro, Hale (1996) y Yavrucuk (2011), no se ha explotado, sistemáticamente, su utilización como herramienta para el aprendizaje a nivel licenciatura, Ondris (2013). De hecho, el avance de la tecnología ha permitido que la Realidad Virtual pueda ser implementada mediante sistemas de bajo costo económico pero que requieren gran esfuerzo y una alta inversión en tiempo por parte de los estudiantes de ingeniería, Hafner (2013).

En este trabajo se propone una forma alternativa para facilitar la tarea de aprendizaje del Control Automático en sistemas Aeronáuticos. Esta propuesta consiste en seguir cierto método basado en simulaciones de Realidad Virtual y ha sido comprobado en dos generaciones del programa educativo de Ingeniero en Aeronáutica del CIIIA-FIME-UANL.

2. MÉTODO PROPUESTO

Como se explicó en la Introducción, la contribución de este artículo pretende ser la difusión de un método que facilite, al estudiante de Ingeniería Aeronáutica, el aprendizaje de las técnicas de Control Clásico enmarcado en la aplicación de su profesión. Para tratar de llegar a dicho fin, a continuación se propone el método que se siguió en alumnos de octavo semestre de la carrera Ingeniería en Aeronáutica que imparte la FIME-UANL en el CIIIIA.

- Presentar al estudiante el modelo no lineal de una aeronave de ala fija.
- Discutir el modelo no lineal de la aeronave, así como la dificultad de obtener analíticamente todos los términos que lo conforman, en un curso introductorio.
- Linealizar el sistema mediante la técnica de pequeñas perturbaciones y subdividir la dinámica en longitudinal y lateral-direccional.
- Presentar las definiciones de derivadas aerodinámicas y de control; discutir sus comportamientos típicos.
- Pedir la búsqueda de valores numéricos confiables para el análisis del sistema, síntesis de los controladores y simulación.
- Analizar el comportamiento dinámico y sintetizar, mediante técnicas clásicas, controladores de bajo orden.
- Discutir las limitaciones al utilizar controladores de bajo orden y el impacto de éstos en el desempeño de la aeronave.
- Implementar la interfaz hombre-máquina mediante plataformas accesibles, didácticas y de bajo costo (Arduino).
- Implementar la simulación en MATLAB/SIMULINK.
- Implementar el mundo virtual en SIMULINK mediante la búsqueda o creación de dibujos CAD.
- Realizar la integración todos los componentes.
- Hacer pruebas de la implementación final.
- Presentar un reporte de ingeniería y una presentación ejecutiva sobre su trabajo y conclusiones acerca de su aprendizaje.

Cabe mencionar que los estudiantes que fueron sujetos al método han cursado y aprobado asignaturas como: Sistemas Dinámicos, Control I, Aerodinámica I, Sistemas Electrónicos de Aeronaves, Dinámica de Vuelo y Aviónica. Es justamente en ésta última asignatura donde se aplicó el método.

3. MODELO MATEMÁTICO

3.1 Modelo No Lineal

Las ecuaciones de movimiento generalizadas de seis grados de libertad para un cuerpo rígido, de acuerdo con Cook (2007), son:

$$\begin{cases} m(\dot{U} - rV + qW) = X_a + X_g + X_c + X_p + X_d \\ \\ m(\dot{V} - pW + rU) = Y_a + Y_g + Y_c + Y_p + Y_d \\ \\ m(\dot{W} - qU + pV) = Z_a + Z_g + Z_c + Z_p + Z_d \\ \\ I_x\dot{p} - (I_y - I_z)qr - I_{xz}(pq + \dot{r}) \\ = L_a + L_g + L_c + L_p + L_d \\ \\ I_y\dot{q} + (I_x - I_z)pr + I_{xz}(p^2 - r^2) \\ = M_a + M_g + M_c + M_p + M_d \\ \\ I_z\dot{r} - (I_x - I_y)pq + I_{xz}(qr - \dot{p}) \\ = N_a + N_g + N_c + N_p + N_d \end{cases} \tag{1}$$

donde m es la masa de la aeronave, $\dot{U}$ es la aceleración axial, r es la razón de guiñada, V es la velocidad lateral, q es la razón de cabeceo, W es la velocidad vertical, X son las fuerzas axiales, $\dot{V}$ es la aceleración lateral, p es la razón de alabeo, U es la velocidad axial, Y son las fuerzas laterales, $\dot{W}$ es la aceleración vertical, Z son las fuerzas verticales, I_x es el momento de inercia de alabeo, I_y es el momento de inercia de cabeceo, I_z es el momento de inercia de guiñada, $\dot{r}$ es la aceleración de guiñada, L son los momentos de alabeo, I_{xz} es el producto de inercia sobre los ejes x y z, $\dot{q}$ es la aceleración de cabeceo, M son los momentos de cabeceo, $\dot{p}$ es la aceleración de alabeo, N son los momentos de guiñada y los subíndices significan: a por efectos aerodinámicos, g por efectos gravitacionales, c por efecto del movimiento de las superficies de control, p por efectos de potencia y d por efectos de perturbaciones atmosféricas.

Encontrar la solución a estas ecuaciones por medios analíticos no es práctico, sobre todo por que los términos de fuerzas y momentos son difíciles de cuantificar analíticamente. Por esta razón se linealiza mediante la técnica de pequeñas perturbaciones.

3.2 Modelo Lineal

Despúes de realizar el proceso de linealización, la dinámica de una aeronave se puede estudiar en 2 subdinámicas prácticamente desacopladas, la dinámica longitudinal y la dinámica lateral-direccional. Cada una con sus derivadas aerodinámicas y de control para regímenes específicos de vuelo y para cada punto específico de la envolvente de vuelo.

Las ecuaciones de movimiento longitudinal para pequeñas perturbaciones, de acuerdo a Collinson (2011), son:

$$
\begin{cases}
\dot{u} = \dfrac{X_u}{m}u + \dfrac{X_w}{m}w - W_0 q - g\theta \\[2ex]
\dot{w} = \dfrac{Z_u}{m}u + \dfrac{Z_w}{m}w + U_0 q + \dfrac{Z_\eta}{m}\eta \\[2ex]
\dot{q} = \dfrac{M_w}{I_y}w + \dfrac{M_q}{I_y}q + \dfrac{M_\eta}{I_y}\eta \\[2ex]
\dot{\theta} = q
\end{cases}
\tag{2}
$$

donde $\dot{u}$ es la razón de cambio del incremento de la velocidad axial, X_u es la derivada de la fuerza de avance debido al cambio en la velocidad de avance, u es el incremento en la velocidad axial en vuelo perturbado, X_w es la derivada de la fuerza de avance debido al cambio en la velocidad vertical, w es el incremento en la velocidad vertical en vuelo perturbado, W_0 es la velocidad vertical de la aeronave en vuelo recto y nivelado, g es la aceleración gravitacional, θ es el ángulo de cabeceo, $\dot{w}$ es la razón de cambio del incremento de la velocidad vertical, Z_u es la derivada de la fuerza vertical debido al cambio en la velocidad de avance, Z_w es la derivada de la fuerza vertical debido al cambio en la velocidad vertical, U_0 es la velocidad axial de la aeronave en vuelo recto y nivelado, Z_η es la derivada de la fuerza vertical debido a la deflexión del elevador, η es la deflexión angular del elevador desde la posición para compensación, M_w es la derivada del momento de cabeceo debido al cambio en la velocidad vertical, M_q es la derivada del momento de cabeceo debido a la razón de cabeceo, M_η es la derivada del momento de cabeceo debido a la deflexión del elevador y $\dot{\theta}$ es la velocidad de cabeceo.

La matriz de transferencia longitudinal, a partir de la Ecuación (2) es:

$$
G_L = \begin{bmatrix}
s - \dfrac{X_u}{m} & -\dfrac{X_w}{m} & W_0 & g \\[2ex]
-\dfrac{Z_u}{m} & s - \dfrac{Z_w}{m} & -U_0 & 0 \\[2ex]
0 & -\dfrac{M_w}{I_y} & s - \dfrac{M_q}{I_y} & 0 \\[2ex]
0 & 0 & -1 & s
\end{bmatrix}^{-1}
\begin{bmatrix}
0 \\[2ex] \dfrac{Z_\eta}{m} \\[2ex] \dfrac{M_\eta}{I_y} \\[2ex] 0
\end{bmatrix}
\tag{3}
$$

Por su parte, las ecuaciones lineales de movimiento lateral-direccional para pequeñas perturbaciones, según Collinson (2011), son:

$$
\begin{cases}
\dot{v} = \dfrac{Y_v}{m}v + W_0 p - U_0 r + g\phi + \dfrac{Y_\zeta}{m}\zeta \\[2ex]
\dot{p} = \dfrac{L_v}{I_x}v + \dfrac{L_p}{I_x}p + \dfrac{L_r}{I_x}r + \dfrac{L_\zeta}{I_x}\zeta + \dfrac{L_\xi}{I_x}\xi \\[2ex]
\dot{r} = \dfrac{N_v}{I_z}v + \dfrac{N_p}{I_z}p + \dfrac{N_r}{I_z}r + \dfrac{N_\zeta}{I_z}\zeta + \dfrac{N_\xi}{I_z}\xi \\[2ex]
\dot{\phi} = p
\end{cases}
\tag{4}
$$

donde $\dot{v}$ es la razón de cambio del incremento de la velocidad de deslizamiento lateral, Y_v es la derivada de la fuerza lateral debido al cambio en la velocidad de deslizamiento lateral, v es el incremento en la velocidad de deslizamiento lateral en vuelo perturbado, Y_ζ es la derivada de la fuerza lateral debido a la deflexión del timón, ζ es la deflexión angular del timón desde la posición para compensación, L_v es la derivada del momento de alabeo debido al cambio en la velocidad de deslizamiento lateral, L_p es la derivada del momento de alabeo debido a la razón de alabeo, L_r es la derivada del momento de alabeo debido a la razón de guiñada, L_ζ es la derivada de momento de alabeo debido a la deflexión del timón, L_ξ es la derivada del momento de alabeo debido a la deflexión de los alerones, ξ es la deflexión angular de los alerones desde la posición para compensación, N_v es la derivada del momento de guiñada debido al cambio en la velocidad de deslizamiento lateral, N_p es la derivada del momento de guiñada debido a la razón de alabeo, N_r es la derivada del momento de guiñada debido a la razón de guiñada, N_ξ es la derivada del momento de guiñada debido a la deflexión de los alerones y N_ζ es la derivada del momento de guiñada debido a la deflexión del timón

La matriz de transferencia lateral-direccional, a partir de la Ecuación (4) es:

$$
G_{LD} = \begin{bmatrix}
s - \dfrac{Y_v}{m} & -W_0 & U_0 & -g \\[2ex]
-\dfrac{L_v}{I_x} & s - \dfrac{L_p}{I_x} & -\dfrac{L_r}{I_x} & 0 \\[2ex]
-\dfrac{N_v}{I_z} & -\dfrac{N_p}{I_z} & s - \dfrac{N_r}{I_z} & 0 \\[2ex]
0 & -1 & 0 & s
\end{bmatrix}^{-1}
\begin{bmatrix}
\dfrac{Y_\zeta}{m} & 0 \\[2ex] \dfrac{L_\zeta}{I_x} & \dfrac{L_\xi}{I_x} \\[2ex] \dfrac{N_\zeta}{I_z} & \dfrac{N_\xi}{I_z} \\[2ex] 0 & 0
\end{bmatrix}
\tag{5}
$$

3.3 Modelo Lineal, ejemplo numérico

El Lockheed F-104 es un caza interceptor monomotor diseñado por Kelly Johnson que operó hasta el 2004. Fue creado en 1956 incorporando el motor más potente disponible con un fuselaje relativamente pequeño. Fue la primer aeronave que podía mantener vuelo a Mach 2 y llegar a los 100,000 ft de altura. Aunque esta aeronave era una maravilla de la ingeniería, tenía un terrible récord de seguridad, con una tasa de accidentes que llegó a un máximo de 139 por 100,000 horas de vuelo, por lo que obtuvo apodos como “Flying Coffin” y “Widowmaker”. Pacific Aviation Museum (2013)

En la Tabla 1 se presentan las condiciones de vuelo sobre las cuales se obtuvo el modelo numérico y la Tabla 2 muestra las derivadas aerodinámicas y de control de dicha aeronave. Las derivadas aerodinámicas y de control fueron obtenidos de Teper (1969) para la dinámica longitudinal y de Heffley (1972) para la dinámica lateral-direccional.

Con los datos de las Tablas 1 y 2 se obtienen las matrices de transferencia longitudinal y lateral-direccional en las Ecuaciones (6) y (7) respectivamente.

Tabla 1. Condiciones de Vuelo

Densidad del aire	$\rho = 0.00238\ slug/ft^3$
Componente axial de la velocidad	$U_0 = 305\ ft/s$
Componente vertical de la velocidad	$W_0 = 0\ ft/s$
Masa de la aeronave	$m = 746\ slugs$
Momento de inercia en cabeceo	$I_y = 65000\ slug/ft^2$
Momento de inercia en alabeo	$I_x = 36000\ slug/ft^2$
Momento de inercia en guiñada	$I_z = 60000\ slug/ft^2$
Ángulo de cabeceo para compensación	$\theta_0 = 2.3°$

Tabla 2. Derivadas aerodinámicas y de control del F-104 Starfighter

Derivadas Longitudinales	**Derivadas Laterales-Direccionales**
$X_u = -26.26\ slug/s$	$Y_v = -132.788\ slug/s$
$X_w = 79.82\ slug/s$	$L_v = -246.6885\ slug\ ft/s$
$Z_u = -159.64\ slug/s$	$L_p = -4968\ slug\ ft^2/s$
$Z_w = -328.24\ slug/s$	$L_r = 4176\ slug\ ft^2/s$
$Z_\eta = -16502\ slug\ ft/s^2/rad$	$L_\zeta = 19260\ slug\ ft/s^2/rad$
$M_w = -1014.0\ slug\ ft/s$	$L_\xi = 17136\ slug\ ft/s^2/rad$
$M_q = -18135\ slug\ ft^2/s$	$N_v = 527.2131\ slug\ ft/s$
$M_\eta = -303575\ slug\ ft/s^2/rad$	$N_p = -5958\ slug\ ft^2/s$
	$N_r = -9420\ slug\ ft^2/s$
	$N_\zeta = -55380\ slug\ ft/s^2/rad$
	$N_\xi = 15960\ slug\ ft/s^2/rad$

$$G_L = \begin{bmatrix} \dfrac{-2.3668\,(s+5.424)\,(s-4.289)}{\Delta} \\ \dfrac{-22.121\,(s+64.67)\left(s^2+0.03485s+0.0225\right)}{\Delta} \\ \dfrac{-4.6704s\,(s+0.2676)\,(s+0.1337)}{\Delta} \\ \dfrac{-4.6704\,(s+0.2676)\,(s+0.1337)}{\Delta} \end{bmatrix} \tag{6}$$

$$\Delta = \left(s^2+0.03324s+0.02201\right)\left(s^2+0.721s+4.883\right)$$

$$G_{LD} = \begin{bmatrix} \dfrac{0.0317\,(s+8880)\,(s+2.578)\,(s-0.01024)}{\Gamma} \\ \dfrac{5.35s\,(s+1.036)\,(s-0.9012)}{\Gamma} \\ \dfrac{-0.923\,(s+2.096)\left(s^2+0.03684s+0.2702\right)}{\Gamma} \\ \dfrac{5.35\,(s+1.036)\,(s-0.9012)}{\Gamma} \\ \dfrac{-81.13\,(s-2.457)\,(s+0.1706)}{\Gamma} \\ \dfrac{4.76s\left(s^2+0.3998s+3.887\right)}{\Gamma} \\ \dfrac{0.266\,(s+1.879)\left(s^2-2.098s+3.87\right)}{\Gamma} \\ \dfrac{4.76\left(s^2+0.3998s+3.887\right)}{\Gamma} \end{bmatrix} \tag{7}$$

$$\Gamma = (s+2.037)\,(s+0.002267)\left(s^2-0.3245s+3.943\right)$$

4. ANÁLISIS Y DISEÑO MEDIANTE CONTROL CLÁSICO

4.1 Análisis de Estabilidad

La estabilidad dinámica de la aeronave depende de la ubicación de los polos de la ecuación característica. Estos se presentan en la Tabla 3.

Tabla 3. Polos del sistema en lazo abierto

Longitudinal	**Lateral-Direccional**
- 0.3605 + 2.1802i	-2.0373
- 0.3605 - 2.1802i	-0.0023
- 0.0166 + 0.1474i	0.1623 - 1.9789i
- 0.0166 - 0.1474i	0.1623 + 1.9789i

Del análisis de los polos en lazo abierto se puede ver que la dinámica longitudinal es estable mientras que la lateral - direccional no lo es. Además, el par de polos inestables de la dinámica lateral - direccional son de una frecuencia apreciable con respecto a los polos estables, por lo que el sistema resultará difícil de estabilizar con un bajo desempeño utilizando controladores de bajo orden.

4.2 Diseño de los Controladores

Para fines de este ejemplo, se ha decidido reportar el control de las cantidades angulares mediante las superficies de control. Específicamente se controla θ con η para la dinámica longitudinal y para la dinámica lateral-direccional ϕ con ξ y r con ζ. Todos los controladores se proponen del tipo P-I como ejemplo básico de aplicación a nivel Ingeniería y se utiliza el enfoque frecuencial mediante diagramas de Bode para la sintonización final.

En las Figuras 1, 2 y 3 se presentan los diagramas de Bode de los subsistemas y de los subsistemas con controlador, dichos controladores se presentan en la Tabla 4. Los margenes de fase y de ganancia de los sistemas controlados se presentan en la Tabla 5. La respuesta al escalón se presentan en las Figuras 4, 5 y 6

Tabla 4. Controladores Sintetizados

Controlador para Dinámica Longitudinal	**Controladores para Dinámica Lateral-Direccional**
$C_\theta(s) = \frac{-0.1809s-0.3769}{s}$	$C_r(s) = \frac{-89.03s-4686}{s}$
	$C_\phi(s) = \frac{3.669s+0.2621}{s}$

Tabla 5. Margenes de fase y ganancia de los sistemas controlados

	Mf	**Mg**
θ	60.1 deg (a 0.5 rad/s)	7.22 dB (a 2.57 rad/s)
ϕ	12.3 deg (a 3.96 rad/s)	-6.5 dB (a 2.6 rad/s)
r	60.5 deg (a 94.2 rad/s)	-46.3 dB (a 4.98 rad/s)

5. IMPLEMENTACIÓN DE LA REALIDAD VIRTUAL

Para la implementación de la Realidad Virtual, se eligió el programa de ingeniería MATLAB/SIMULINK y la interfaz hombre-máquina mediante una plataforma Arduino,

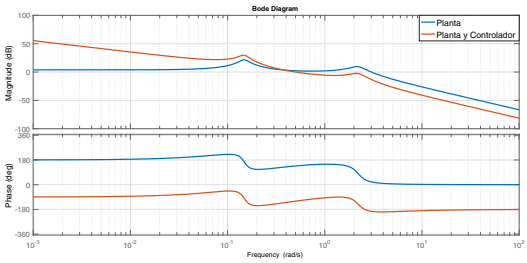

Fig. 1. Diagramas de Bode de el cabeceo, θ.

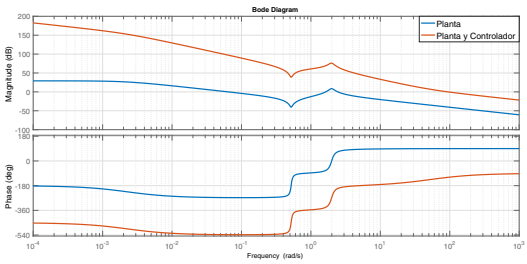

Fig. 2. Diagramas de Bode de la velocidad de guiñada, r.

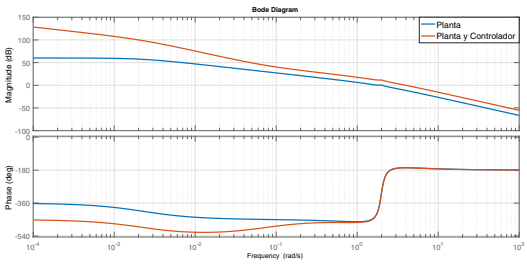

Fig. 3. Diagramas de Bode de del ángulo de alabeo, ϕ.

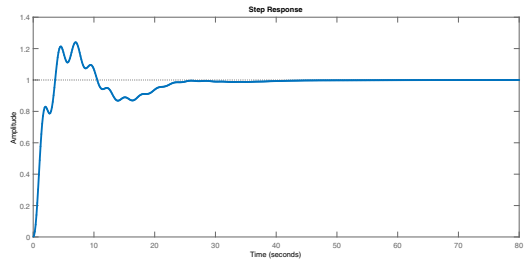

Fig. 4. Respuesta de θ al escalón en lazo cerrado.

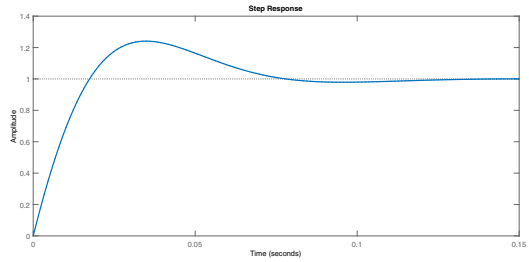

Fig. 5. Respuesta de r al escalón en lazo cerrado.

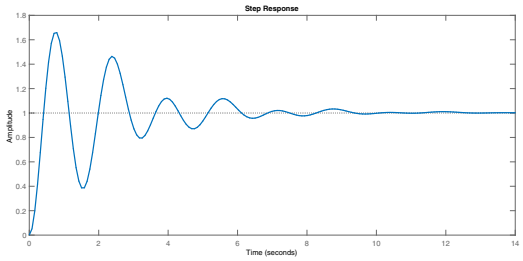

Fig. 6. Respuesta de ϕ al escalón en lazo cerrado.

emulando un joystick analógico. La implementación física se puede ver en la Figura 7.

5.1 Interfaz Arduino-Simulink

Las palancas para emular el joystick son potenciómetros analógicos con 2 grados de libertad cuyas lecturas analógicas son adquiridas por una plataforma Arduino Mega 2560. Posteriormente se envía la información a la computadora mediante un protocolo de comunicación serial estándar.

Aunque existen diversas formas para realizar la comunicación serial, se elegió utilizar los bloques "Serial Receive" y "Serial Configuration" porque probaron tener los mejores resultados. A grandes rasgos, el bloque "Serial Configuration" configura el protocolo serial y abre el puerto especificado, mientras que el bloque "Serial Receive" es la entrada de datos para la simulación en Simulink. Ya establecida la conexión, se utiliza el bloque "ASCII Decode" para convertir el vector de entrada proveniente de la interfaz serial en valores que Simulink pueda utilizar. En este bloque es importante definir el formato de la cadena de datos y el tipo de variable utilizada para poder hacer la decodificación de forma correcta.

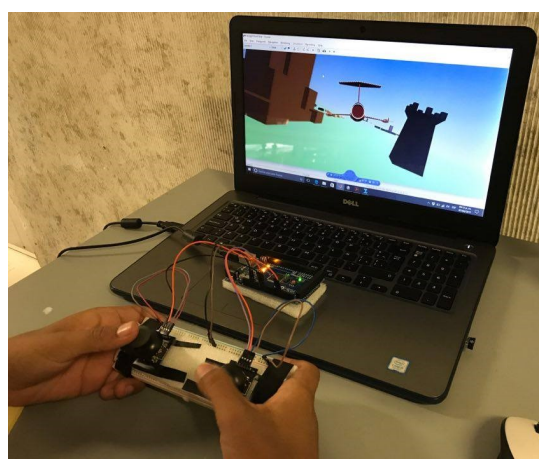

Fig. 7. Implementación de realidad virtual en tiempo real mediante el uso de Arduino y Simulink.

5.2 Simulación de la Dinámica de la Aeronave

Para simular la dinámica de la aeronave, se utilizan bloques estándar tipo "Transfer-Function". Las lecturas

obtenidas de los joysticks serán conectadas como las entradas a dichos bloques, estas actuarán como variables de control, es decir, las deflexiones de los alerones, el elevador y el timón. Las lecturas de los joysticks deben ser escaladas a un rango aceptable de la deflexión de los actuadores ($\pm 15°$).

5.3 Implementación del Mundo Virtual

Para visualizar la animación de la dinámica de la aeronave, se utiliza el bloque "VR Sink", el cual nos permite crear mundos animados y darle propiedades de movimiento traslacional y rotacional a los objetos.

Es necesario utilizar el bloque de "Rotation Angles to Direction Cosine Matrix" para convertir los ángulos de Euler a una matriz de rotación y el bloque "Rotation Matrix to VRML Rotation" para poder convertir a la matriz de rotación en información de rotación que pueda ser leída correctamente por el bloque "VR Sink". Así mismo, es necesario recordar que las velocidades son diferenciales con respecto a la velocidad crucero para poder visualizar correctamente la animación.

El diagrama a bloques en SIMULINK utilizado se muestra en la Figura 8.

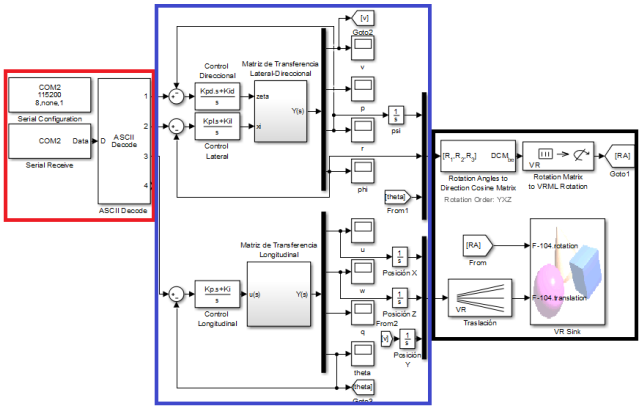

Fig. 8. Diagrama de bloques de simulación/animación de la Realidad Virtual en SIMULINK.

6. RESULTADOS Y CONCLUSIONES

Desde el punto de vista de Control Automático, los resultados obtenidos mediante los controladores propuestos son aceptables aunque pueden ser mejorados, en gran medida, mediante la utilización de controladores de mayor orden o de técnicas avanzadas de Control. Sin embargo, no se debe perder de vista que se reportan los resultados obtenidos por los estudiantes de Ingeniería Aeronáutica que han llevado un curso introductorio al tema.

Desde el punto de vista pedagógico, al aplicar el método propuesto, la totalidad de estudiantes se puede clasificar en tres grandes grupos: i) el grupo de estudiantes que no presentan interés por realizar el método; ii) el grupo de estudiantes que, aunque presentan interés, no pueden concluir satisfactoriamente el método y; iii) el grupo de estudiantes que concluyen satisfactoriamente con el método. Del primer grupo no se puede concluir, ni opinar, puesto que sus motivaciones personales (por acreditar la asignatura) quedan fuera del alcance de este escrito. Del segundo grupo se puede concluir que presentan algunas deficiencias académicas, sobre todo, en aspectos matemáticos. Los grupos i) y ii) representan el 77% de una muestra de 73 alumnos.

Los estudiantes del tercer grupo expresan que la interacción virtual con la aeronave ha facilitado la comprensión de los temas, además de que la experimentación del método les permitió aplicar conceptos teóricos en habilidades prácticas, lo cual les ha dado gran satisfacción y ha aumentado su nivel de motivación académica.

De hecho, gran porcentaje muestra una inclinación a realizar estudios de posgrado en áreas afines a Control Automático, Dinámica de Vuelo o Mecatrónica. Interesantemente, este método podría funcionar como un indicador para captar talentos jóvenes. Sin embargo, es necesaria más experiencia y aplicar el método más veces para poder concluir su utilidad como indicador.

REFERENCIAS

B. J. Lurie & P. Enright. (2000). *Classical Feedback Control with* MATLAB *and* SIMULINK. CRC Press, Boca Raton.

B. L. Stevens & F. L. Lewis. (2003). *Aircraft Control and Simulation.* John Wiley & Sons, Hoboken.

Veronica Jan McHarg. (2017). Bringing the virtual world into the classroom. Obtenido de http://engineering.tamu.edu/news/2017/04/11/bringing-the-virtual-world-into-the-classroom. Texas A&M University.

Abdul-Hadi G. Abulrub. (2011). Virtual reality in engineering education: The future of creative learning. *Global Engineering Education Conference*, 751–757.

Linliang Guo. (2017). Initial Virtual Flight Test for a Dynamically Similar Aircraft Model with Control Augmentation System- *Chinese Journal of Aeronautics*, 30: 602–610.

Joseph P. Hale (1996). Applied Virtual Reality in Aerospace. *WESCON/96* , 547–550.

Ilkay Yavrucuk, Eser Kubali & Onur Tarimci. (2011). A Low Cost Flight Simulator Using Virtual Reality Tools. *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, 26: 10–14.

D. Ondris. (2013). Aircraft Modeling Using MATLAB/Flight Gear Interface. *ACTA AVIONICA*, 15: 1–6.

Polina Hafner. (2013). Teaching Methodology for Virtual Reality Practical Course in Engineering Education. *Procedia Computer Science*, 25: 251–260.

M. V. Cook. (2007). *Flight Dynamics Principles.* Butterworth-Heinemann, Burlington.

R. P. Collinson. (2011). *Introduction to Avionics Systems.* Springer, Maidstone.

Pacific Aviation Museum. (2013). *Lockheed F-104 Starfighter.*

G. L. Teper. (1969). *Aircraft Stability and Control Data.* NASA, Hawthorne.

R. K. Heffley & W. F. Jewell. (1972). *Aircraft Handling Qualities Data.* NASA, Hawthorne.