

Diseño del simulador dinámico para pilotos como un sistema biomecatrónico

E. Matlalcuatzi Rugerio* V. V. Alexandrov**
Francisca D. Matlalcuatzi*** L. Altamirano Robles****
M. Reyes Hernandez***** J. Moctezuma Angeles****
O. Hernandez U****

* *Universidad Tecnológica de Tecamachalco, Av. Universidad
Tecnológica 1, Barrio La Villita, Tecamachalco, Puebla 75483 A.P.
073 (e-mail: uttcam.academica@gmail.com)*

** *Universidad Estatal de Moscú, Facultad de Mecánica y
Matemáticas, Leninskie Gory, Moscú, 119899, Rusia (e-mail:
vladimiralexandrov366@hotmail.com)*

*** *Departamento de Ciencias Básicas, Universidad Autónoma
Metropolitana-Azcapotzalco, Av. San Pablo 180, Col. Reynosa
Tamaulipas, México D. F. 02200, México. (e-mail:
frandmr@gmail.com)*

**** *Instituto Nacional de Astrofísica, Óptica y Electrónica,
Tonantzintla, Puebla. 72840, México, (e-mail: robles@inaoep.mx,
jmocte@ccc.inaoep.mx, outrera@inaoep.mx)*

***** *Benemérita Universidad Autónoma de Puebla, Facultad de Física
y Matemáticas, Puebla, Pue. 7200, México (e-mail:
maribelrr@gmail.com)*

Resumen

Construcción de un algoritmo de simulación dinámica del vuelo controlable de un avión de carga considerándolo como un cuerpo rígido y simétrico, el cual está volando con velocidad y altitud constante en una atmósfera no perturbada en el plano vertical. Primero se obtiene el modelo matemático del vuelo de un avión y se realiza el análisis de las restricciones cinemáticas del simulador de vuelo (plataforma de Stewart), considerando las longitudes de los actuadores y sus dimensiones, permitiendo la caracterización del espacio de estados y las restricciones del movimiento de la plataforma en función de sus parámetros geométricos. Posteriormente, se construye el algoritmo de simulación de la vertical aparente (orientación de la fuerza gravito-inercial), necesario en el algoritmo de simulación del movimiento cuando se consideran los mecanorreceptores táctiles del piloto que permiten identificar la magnitud y la duración necesaria de los movimientos de la plataforma de Stewart para aproximar una sensación real de vuelo en la percepción del piloto. Finalmente, se realiza una integración de los algoritmos de simulación dinámica para generar una respuesta continua del movimiento de la plataforma.

Keywords: Biomecatrónica, Simulador Dinámico, Fuerza Gravito-Inercial, Control Cinemático.

1. INTRODUCCIÓN

El entrenamiento a futuros pilotos de aviones comerciales o militares debe incluir situaciones similares a las que se pueden presentar durante el vuelo, entre las que encontramos normales, anormales y de falla. Es muy importante, que el entrenamiento se realice de forma segura y sea de bajo costo, en este sentido la simulación adquiere gran importancia sobre todo si se trata de una simulación que reproduce situaciones reales y desarrolla en los estudiantes de piloto las habilidades y destrezas necesarias para enfrentarse a un vuelo real. El Laboratorio de Visión por Computadora (LVC) del Instituto Nacional de Astrofísica, Óptica y Electrónica (INAOE) participa en el desarrollo de un simulador de vuelo que hace uso de una plataforma de

Stewart para lograr la simulación del citado movimiento. El diseño de simulador está basado en la configuración que presenta la plataforma, que consta de seis actuadores lineales unidos por un lado a una base fija ("plataforma base" forma de hexágono) y por el lado opuesto con una plataforma móvil (triángulo equilátero), mediante juntas universales de dos y tres grados de libertad, formando así un octaedro hexápodo, ver Fraguera (2012). La capacidad de la plataforma, para imitar los movimientos específicos que simularan el vuelo, depende de sus limitaciones espaciales y de la manera en que se pueden aprovechar los recursos de los diferentes actuadores para realizar las trayectorias deseadas, de aquí la importancia del análisis geométrico de la plataforma.

En este trabajo, se presenta un procedimiento general para construir un algoritmo de simulación dinámica del vuelo de un avión. A continuación, se describe brevemente:

- a Construcción del modelo matemático del vuelo del avión (ver Sección 2).
- b Analizar las posibilidades geométricas de la plataforma de Stewart (simulador), (ver sección 3).
- c Construcción del vector gravito inercial y definición de la sobre carga en el centro de masa del avión, que caracterizan el vuelo (sección 4).
- d Traslación a un punto sobre el asiento del piloto para reproducir la sensación del movimiento en la cabina (sección 5).
- e Posteriormente, se simula el ángulo de orientación (ángulo entre la vertical y la fuerza gravito inercial) debido a que trabajaremos con un avión de carga y las limitantes tecnológicas del simulador no permiten simular el modulo del vector (ver sección 6), sin embargo esto es suficiente debido a que el ángulo de orientación coincide con el ángulo de inclinación de la plataforma móvil.
- f Finalmente, se propone un algoritmo de control óptimo con restricciones de fase (sección 7).

2. MODELO MATEMÁTICO DEL VUELO DE UN AVIÓN EN EL PLANO VERTICAL

Consideraremos que el avión(AV) es un cuerpo rígido, simétrico, y que su plano de simetría coincide con el plano vertical. El centro de masa (c.m.) del AV está sobre el eje longitudinal y no cambia su posición al igual que los momentos de inercia en el intervalo de tiempo en que se desarrolla el proceso de vuelo $[t_1, t_2]$. Por la quema de combustible se crea un empuje \mathbf{P} , que se dirige a lo largo del eje longitudinal del AV. Entonces se pueden analizar por separado el movimiento lateral del AV y el movimiento en el plano vertical. Para vuelos cortos los efectos debidos a la rotación y la esfericidad de la tierra son despreciables, ver Allerton (2009).

Utilizando:

$$M \frac{dV}{dt} = \vec{F},$$

donde: $\frac{dV}{dt} = \frac{d\vec{V}}{dt} + [\Omega \times \vec{V}]$.

Así la ecuación del movimiento del centro de masa en el plano vertical, es:

$$\left(\frac{dM\vec{V}}{dt} + M[\vec{\Omega} \times \vec{V}] \right) = \vec{F}. \tag{1}$$

Proyectando sobre el eje de velocidad del sistema con coordenadas $Mx'y'z'$ (ver Fig.1), donde la proyección del vector de velocidad del centro de masa (c.m.) tiene la forma $\vec{V} = (V, 0, 0)$, y la velocidad angular es $\vec{\Omega} = (0, 0, \dot{\theta})$. Y sustituyendo en la ecuación (1), obtenemos

$$\left(\frac{dM\vec{V}}{dt} + M[\vec{\Omega} \times \vec{V}] \right) = \vec{F},$$

$$\begin{aligned} & \begin{pmatrix} M\dot{V} \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} + M \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\theta} \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} V \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \\ & = F_{propulsión} + F_{aerodinámica} + F_{gravitatoria}, \\ & \begin{pmatrix} M\dot{V} \\ MV\dot{\theta} \\ 0 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} P \cos(\alpha) \\ P \sin(\alpha) \\ 0 \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} -X \\ Y \\ 0 \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} -Mg \sin(\theta) \\ -Mg \cos(\theta) \\ 0 \end{pmatrix}. \end{aligned}$$

Entonces la ecuación del movimiento del avión (AV) en el plano vertical adquiere la siguiente forma:

$$\begin{aligned} M\dot{V} &= P \cos \alpha - X(V, \alpha) - Mg \sin \theta, \\ MV\dot{\theta} &= P \sin \alpha + Y(V, \alpha) - Mg \cos \theta, \\ \dot{\varphi} &= \Omega, \\ J_z \dot{\Omega} &= M_z(V, \alpha, \Omega, \delta), \\ \dot{M} &= -U, \quad P = \nu U, \\ \dot{H} &= V \sin \theta, \end{aligned} \tag{2}$$

donde H es la altitud de vuelo, V la velocidad del AV, M su masa, Ω la velocidad angular de la rotación del cuerpo del AV, $\alpha = \varphi - \theta$ el ángulo de ataque, φ el ángulo de cabeceo, θ el ángulo de trayectoria, J_z el momento de inercia del cuerpo relativo a z , Mg la fuerza de gravedad, X, Y las componentes totales de la fuerza aerodinámica, M_z el momento aerodinámico, ν la velocidad de consumo de combustible del motor, U segundos de consumo del motor, y δ el timon de altura.

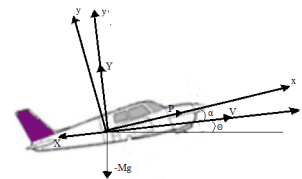


Figura 1. Control en dos niveles de un sistema singular

Se tiene dos acciones de control: la magnitud de tracción P y la desviación de la altura del timón de profundidad δ .

Las fuerzas aerodinámicas X y Y se calculan de acuerdo a

$$\begin{aligned} Y &= \frac{\rho V^2}{2} S c_y(\alpha) & X &= \frac{\rho V^2}{2} S c_x(\alpha) \\ c_y(\alpha) &= c_y^0 + c_y^\alpha \alpha, & c_x(\alpha) &= c_x^0 + B c_y^2(\alpha), \end{aligned}$$

donde S es la superficie de las alas, ρ densidad del aire, c_x, c_y coeficientes adimensionales aerodinámicos. Ver Alexandrov, Lemak y Parusnikov(2012).

3. POSIBILIDADES GEOMÉTRICAS DE LA PLATAFORMA DE STEWART

Definamos la geometría de la plataforma de Stewart, donde el sistema \mathbf{XYZ} se establece en la plataforma base, con origen en el centro geométrico de la base y eje \mathbf{Z} perpendicular al plano de la base. La plataforma superior también tiene sus ejes de coordenadas $\mathbf{x, y, z}$ (Ver Fig. 2). Su origen en el centro geométrico de la plataforma móvil a una altura de la plataforma base de \mathbf{h}^L metros, donde dicho punto se alcanza cuando la longitud de los

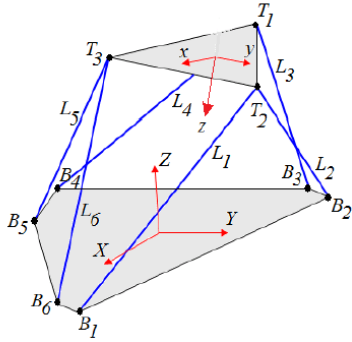


Figura 2. Geometría de la Plataforma de Stewart

actuadores es de h_0^L metros (punto medio del rango de variación de la Plataforma con límite de retracción de h_-^L milímetros y límite de extensión de h_+^L milímetros), tomando el eje z como perpendicular a la plataforma móvil. Ver Alexandrov y Voronin (1995). Supongamos que las articulaciones de esta plataforma son esféricas y sus dimensiones físicas y las coordenadas de sus vértices en términos del sistema de la base y del móvil se ilustran mediante la siguiente figura, con dimensiones b , d y a (Ver Fig. 3). Consideremos el origen de sistema x, y, z , cuando

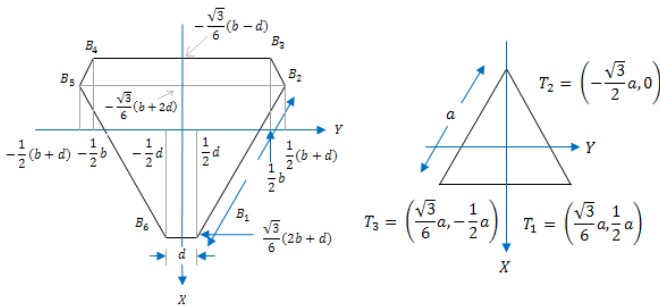


Figura 3. Dimensiones físicas de la plataforma

la longitud de los actuadores son $L_j = L_0$, $j = 1, \dots, 6$, de donde la coordenada z del centro de masa se encuentra al extender o contraer los actuadores se encuentra entre $h_- \leq h \leq h_+$, y por lo tanto definamos la altura de la plataforma móvil en la mitad de sus recursos geométricos por:

$$h_0 = \frac{h_+ - h_-}{2} + h_- = \frac{h_+ + h_-}{2}.$$

Para analizar el problema de simulación en el plano vertical considere a pares las longitudes de los actuadores como $L_1 = L_6$, $L_2 = L_5$ y $L_3 = L_4$ y dado que existe ángulo de orientación vertical de la plataforma móvil cuando se fija el punto h_0 , el cual se encuentra acotado por $-20^\circ \leq |\kappa_S| \leq 17,8^\circ$, entonces es posible trabajar con un solo grado de libertad.

4. MODELO MATEMÁTICO DEL MOVIMIENTO DEL CENTRO DE MASA DEL AVIÓN

Una vez que se han determinado las restricciones geométricas en la plataforma, se construye el algoritmo de simulación de la vertical aparente. Por lo cual primero se trabaja en el sistema cuyo origen coincide con el c.m. del avión, para el cual definamos y calculemos el vector

que permite caracterizar la orientación y la magnitud de la fuerza experimentada, de ahí la importancia para los constructores de aviones poder determinar la resistencia física de una aeronave. Sea M la masa del avión, \vec{W}_c la

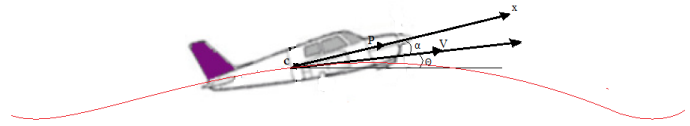


Figura 4. Centro de masa en vuelo de avión

aceleración absoluta del centro de masa del avión, $M\vec{g}$ el peso del avión y el resto de las fuerzas representado por $\vec{T}(P, X, Y)$ donde: P es el empuje debido a la quema de combustible, el cual está dirigido a lo largo del eje longitudinal; los efectos de la atmósfera en la fuerza de arrastre X ; la fuerza de sustentación Y . Por lo que de la segunda ley de Newton para el c.m. en el plano vertical (Ver Fig. 4), se tiene:

$$M\vec{W}_c = M\vec{g} + \vec{T}(P, X, Y),$$

reordenando

$$M(\vec{W}_c - \vec{g}) = \vec{T}.$$

A partir de esta ecuación definimos la *aceleración aparente* (\vec{a}_c) como:

$$\vec{a}_c = \vec{W}_c - \vec{g},$$

y a la *sobrecarga del avión* en su centro de masa como :

$$\vec{n}_a = \frac{1}{g_0} \vec{a}_c = \frac{\vec{T}}{Mg_0},$$

donde g_0 es aceleración de caída libre, observe que de la definición de sobrecarga esta posee sentido dinámico y cinemático, y es adimensional. Por lo que cuando se mencione un avión de carga, se refiere a un tipo de avión para el cual su vector de sobrecarga esta acotado por $3g$, es decir: $|\vec{n}_a| \leq 3$. Calculemos las componentes de este vector de sobrecarga

$$\begin{aligned} \vec{n}_a &= \frac{1}{g_0} \vec{a}_c = \frac{1}{g_0} (\vec{W}_c - \vec{g}) = \frac{1}{g_0} \left[\begin{pmatrix} \dot{V} \\ V\dot{\theta} \\ 0 \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} 0 \\ -g_0 \\ 0 \end{pmatrix} \right] \\ &= \frac{1}{g_0} \begin{pmatrix} \dot{V} \\ V\dot{\theta} + g_0 \\ 0 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{1}{g_0} \dot{V} \\ \frac{1}{g_0} V\dot{\theta} + 1 \\ 0 \end{pmatrix}. \end{aligned}$$

Sin embargo, si el objetivo principal es entrenar a los pilotos, es necesario trabajar en un sistema sobre la cabina del avión y en particular en la silla del piloto, para ello se encuentra este vector llamado sobrecarga en esta ubicación. Se debe de tener presente que no se puede simular físicamente la magnitud de este vector, debido a limitantes tecnológicas en la plataforma, por otro lado solo se puede simular el ángulo de orientación que permite crear la sensación de vuelo. Para simular un avión en particular deberán de ser considerados en el modelo matemático de vuelo los coeficientes aerodinámicos correspondientes.

5. MODELO DEL MOVIMIENTO DEL PILOTO RELATIVO A SU ASIENTO EN EL AVIÓN

En la actualidad se sabe que el hombre posee biosensores inerciales que se encuentran en el sistema vestibular (organos otolíticos, canales semicirculares, células cilindricas) los cuales son muy perceptivos dado su gran umbral de sensibilidad y proporcionan información de los movimientos rápidos, los cuales para este ejemplo no se abordarán y solo se consideran sensores táctiles de la espalda, cuello y propioceptores (Ver Alexandrov y Voronin 1995). Supongamos que el torso del piloto es una masa sensible la cual si se mueve genera un movimiento relativo al asiento de la cabina (Ver Fig. 5), fije el centro de masa del cuerpo de piloto y denotese por N , considere un punto de la masa sensible que esta en una vecindad muy pequeña de N y que coincide en el momento inicial con el centro de masa. Por lo tanto, se puede modelar el movimiento del piloto como una masa sensible relativa del c.m. del piloto sobre el asiento mediante la siguiente expresión:

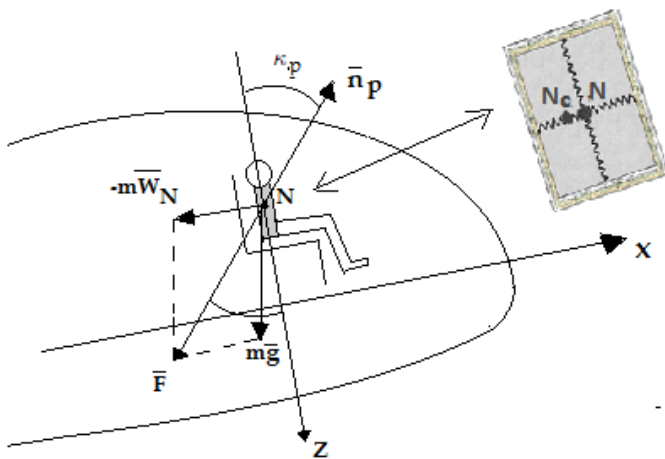


Figura 5. Fuerza gravito-inercial de piloto

$$m\ddot{x} + \varepsilon\dot{x} + kx = \bar{F}_N = m\vec{g} - m\vec{W}_N = -m(\vec{W}_N - \vec{g}),$$

donde m es la masa del piloto, y los dos primeros sumandos del lado izquierdo de acuerdo a ley de Newton son llamadas fuerza de elasticidad y viscosidad respectivamente (fuerzas internas) y \vec{W}_N aceleración absoluta del punto N . Dado que solo se trabaja con el movimiento lento, podemos eliminar las fuerzas de elasticidad y viscosidad para tener una aproximación física del movimiento relativo de mecánica o biomecánica, por lo tanto:

$$\bar{x} \cong -\frac{m}{k}(\vec{W}_N - \vec{g}) = -\frac{mg_0}{k} \frac{\vec{a}_N}{g_0} = -\frac{mg_0}{k} \bar{n}_p,$$

donde $\vec{a}_N = \vec{W}_N - \vec{g}$, es la aceleración aparente del piloto y se puede calcular al hallar el valor de la aceleración absoluta de N mediante la siguiente expresión:

$$\vec{W}_c = \vec{W}_N + a_0 + \dot{\omega} \times r + \omega \times (\omega \times r) + 2\omega \times v_M,$$

donde:

a_F aceleración en el sistema de referencia fijo (aceleración absoluta)

a_M aceleración en sistema de referencia móvil (aceleración relativa)

- a_0 aceleración del origen del referencial móvil en el referencial fijo (arrastre de traslación)
- $\dot{\omega} \times r$ aceleración tangencial (arrastre de rotación)
- $\omega \times (\omega \times r)$ aceleración normal o centrífuga (arrastre de rotación)
- $2\omega \times v_M$ aceleración complementaria (aceleración de coriolis)

Otra forma de calcular la sobrecarga es directamente al sustituir en la siguiente expresión:

$$\vec{n}_p = \vec{n}_a + \frac{1}{g_0}(\dot{\Omega}^T + \Omega^2)r(N),$$

donde Ω es la velocidad angular absoluta y $r(N)$ la distancia de c a N . Definamos a \vec{F} como *vector de fuerza gravito-inercial* del piloto en el avión, como el vector opuesto al vector sobrecarga y por lo tanto el ángulo de orientación de la fuerza \vec{F} queda determinado por:

$$\kappa_p = \arctan \frac{n_{px}}{n_{pz}}.$$

Es importante destacar que debido a las limitantes físicas y tecnológicas de una plataforma de Stewart no puede simular el módulo del vector de fuerza gravito-inercial, pues por un lado tenemos fuerza del avión y por el otro solo fuerza del simulador, el módulo podría simularse mediante un simulador centrífugo. Por lo tanto, sólo se puede simular el ángulo de orientación de \vec{F} .

6. RELACIÓN ENTRE EL SIMULADOR Y EL VUELO DEL AVIÓN

La plataforma de Stewart es un objeto dinámico controlable cien por ciento automático, entonces el aprendiz de piloto no puede manejar o influir directamente. Cuando se refiera al simulador, se esta considerando el mismo piloto y punto N del avión (Ver Fig. 6). Sin embargo, las restricciones geométricas son muy rígidas. De manera

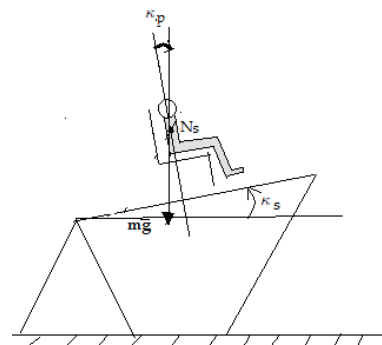


Figura 6. Angulo del Simulador

análoga al movimiento del piloto relativo a su asiento en el avión, se tiene la siguiente ecuación en el simulador:

$$m\ddot{x} + \varepsilon\dot{x} + kx = \bar{F}_S = m\vec{g}_0 - m\vec{W}_{N_s} \cong m\vec{g}_0,$$

de aquí que:

$$\kappa_s \cong -\kappa_p = \arctan \frac{-n_{px}}{n_{pz}}.$$

Primer criterio fundamental del simulador:

- Si el avión va en aceleración, entonces $\kappa_p < 0$, por lo tanto en la plataforma $\kappa_s > 0$ por estar en sentido antihorario.
- Si el avión va en des aceleración, entonces $\kappa_p > 0$, por lo tanto en la plataforma $\kappa_s < 0$ por estar en sentido horario.

7. ALGORITMO PARA CASO PARTICULAR

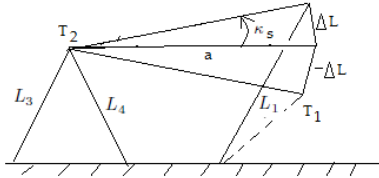


Figura 7. ΔL parámetro de caracterización del algoritmo

Para construir el algoritmo, suponga que el punto T_2 no cambia su altura y solo el vértice T_1 puede moverse con su respectiva articulación L_1 (Ver Fig. 7), entonces podemos aproximar la longitud ΔL mediante:

$$\Delta L \simeq a \sin \kappa_s = r \sin(-\kappa_p) = \frac{-rn_{xp}}{\sqrt{n_{xp}^2 + n_{zp}^2}}$$

Para validar este algoritmo representado por la ecuación anterior, se consideran dos casos de vuelo:

1. Vuelo por altura fija con velocidad constante ($V = cte$) entonces tenemos $n_{p,x} = 0$ y por lo tanto $\Delta L = 0$, por lo tanto para cualquier vuelo de avión por altura y velocidad fijas tenemos un movimiento horizontal.
2. Movimiento por altura fija y aumento de su velocidad, entonces aceleración es positiva y en sentido contrario a las fuerzas inerciales y por lo tanto $\kappa_p < 0$ y por lo tanto $\kappa_s > 0$.

Así la fórmula presentada es correcta y existe dependencia directa del signo de n_{xp} . Por lo tanto, se puede plantear el problema de control óptimo con restricciones de estado, ver Alexandrov, Bolotin, Lemak y Parusnikov(2012), debido a las limitantes tecnológicas:

$$\int_{t_j}^{t_{j+1}} \left(\Delta L(t) + \frac{rn_{xp}(t)}{\sqrt{n_{xp}(t)^2 + n_{zp}(t)^2}} \right)^2 dt \rightarrow U^{min},$$

$$\Delta \ddot{L} = U,$$

$$|\Delta L| \leq \Delta L_{max},$$

$$|U| \leq \nu.$$

Teniendo la información dinámica se puede proceder de dos formas a) Integrar las ecuaciones de vuelo del avión para calcular el vector gravito-inercial y después usar la fórmula para obtener ángulo de inclinación de plataforma, o bien b) se puede construir una fórmula donde vector gravito-inercial tiene su orientación relativa del respaldo del asiento descrita por una función del tiempo representada en la Figura 10. Observe que cuando la orientación es cero significa que tenemos vuelo con velocidad constante (ver Figura 9), posteriormente se cambia por una hasta una orientación de 45 grados en tal situación se tiene movimiento con aceleración constante (ver Figura 8).

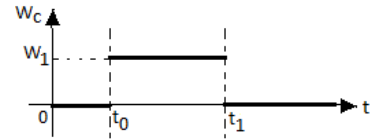


Figura 8. Aceleración del centro de masa del avión

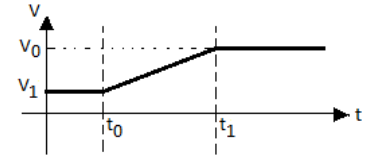


Figura 9. Velocidad del centro de masa del avión

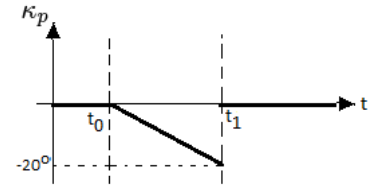


Figura 10. Ángulo de orientación de la fuerza gravito-inercial

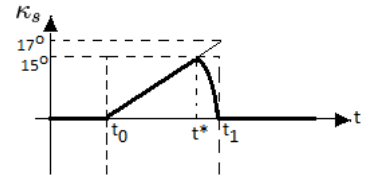


Figura 11. Ángulo de inclinación de la plataforma

Note que en la simulación solamente se efectúa entre t_0 y t^* y después se hace parada suave, la plataforma no alcanza el ángulo de inclinación máxima (de aquí la importancia de conocer las restricciones geométricas de la plataforma en cuestión) debido a que hace falta regresar a la posición inicial para esperar las siguientes maniobras del piloto.

Las figuras muestran un ejemplo sencillo en el que se simula el ángulo de inclinación de la plataforma, actualmente se está trabajando para tener simulaciones en situaciones menos triviales.

8. CONCLUSIONES

Se presenta la metodología para la construcción del algoritmo de simulación de la dinámica del vuelo de un avión, para el caso particular del plano vertical, obteniendo los resultados que se detallan a continuación:

1. Se presenta el esquema funcional del simulador dinámico para piloto conformado por las siguientes tres partes:
 - dinámica de vuelo de un avión;
 - algoritmo de simulación de sobrecarga para mecanorreceptores del piloto;
 - desviaciones de las masas sensibles de los mecanorreceptores.
2. Las fórmulas de simulación dinámica de sobrecarga de vuelo controlable.

3. Restricciones geométricas de movimiento de la plataforma de simulador con 6 grados de libertad.
4. Algoritmo del movimiento de la plataforma.

REFERENCIAS

- Alexandrov V:V, Bolotin Yu. V., Lemak S.S., Parusnikov N.A., Zlochevsky S.I., Guerrero S.W.F. (2009), Introduction to Control of Dynamic Systems. *Ediciones BUAP*, p. 239. ISBN:978-607-487-095-4.
- Alexandrov V:V, Bolotin Yu. V., Lemak S.S., Parusnikov N.A., Zlochevsky S.I., Guerrero S.W.F., Reyes S.R. (2012), Introducción a la modelación matemática de sistemas dinámicos controlables. *Ediciones BUAP*, p. 6-12. ISBN:978-607-487-116-6.
- Alexandrov V:V, Lemak S.S., Parusnikov N.A. (2012) Conferencias de Mecánica de los Sistemas Controlables. *Universidad Moskovski Lomonosov*, p. 125-131. ISBN:978-5-317-03976-9.
- Alexandrov V:V, Voronin L.I., N. la Kov (1995) Problemas matemáticos de simulación dinámica de vuelos aeroespaciales. *Universidad Moskovski Lomonosov*, p. 9-40. ISBN:5-211-03336-1.
- Allerton David (2009), Principles of Flighth Simulation *John Wiley and Sons*.
- Fraguela L., Fridman L., Alexandrov V.V (2012), Output Integral Sliding Mode Control to Stabilize Position of a Stewart Plataform. *Journal of the Franklin Institute*. V.349. No. 4. p. 1526-1542.