

Plan de Vuelo de un Vehículo Aéreo no Tripulado: Caso Práctico

E. A. Islas Narvaez*, R. Garcia Rodriguez**, L.E. Ramos-Velasco**, *
M.A. Vega Navarrete*, C.A. Domínguez Mayorga**, P.A. Arizpe Carreón **

* Ingeniería Aeronáutica, Universidad Politécnica Metropolitana de Hidalgo, México.

** Maestría en Ingeniería Aeroespacial Universidad Politécnica Metropolitana de Hidalgo, México.

e-mails: {153110955, rogarcia, lramos, mvega, cdominguez, parizpe}@upmh.edu.mx.

Resumen. En los últimos años la ingeniería de control ha tenido un gran impacto en el desarrollo de aplicaciones para la industria aeronáutica y aeroespacial, diseñando sistemas automáticos de control con un particular enfoque a la seguridad y la navegación aérea. Los Vehículos Aéreos No Tripulados (VANT) son sistemas de navegación aérea que pueden realizar un vuelo de manera remota, por medio de radio control o de forma autónoma mediante un plan de vuelo pre-programado.

Cada día el rol de las aeronaves no tripuladas va en aumento tanto en el sector civil como militar como herramienta para facilitar diversos tipos de tareas como: el control de plagas, estudios meteorológicos, búsqueda y rescate, análisis de daños en desastres naturales, combate contra el crimen, entre otras tareas.

En el presente documento se propone una solución al plan de vuelo de un VANT en modo automático.

Se presentan resultados de la emulación numérica en lazo cerrado bajo condiciones reales.

Keywords: plan de vuelo, sistema aéreo no tripulado, control lineal

1. INTRODUCCIÓN

Los primeros prototipos de VANTs fueron construidos como recurso de entrenamiento en la primera guerra mundial, sirviendo como blanco de sistemas anti-aéreos británicos. Fue hasta la guerra fría (1947-1991) cuando su uso se comenzó a extender, especialmente en la intervención norteamericana en Vietnam. En los años 60's, los VANTs fueron reacondicionados de acuerdo a las necesidades militares de esa época, de forma que incorporaban cámaras de reconocimiento y bombas para objetivos terrestres. En la década de los 70's, se empezaron a realizar misiones de reconocimiento y vigilancia a gran altitud.

En los 80's, el ejército israelí empleó VANTs para enfrentarse a las defensas antiaéreas en Siria. Las aeronaves utilizadas alcanzaban una mayor altura, tenían gran alcance y autonomía así mismo incorporaban cámaras de grabación en tiempo real, y sistemas de GPS. Finalmente, en los 90's y a principios de la década pasada se incorporaron tecnologías digitales de control de vuelo, y comunicación satelital. Los VANTs militares que se emplean actualmente tienen como propósito el reconocimiento, búsqueda, detección de incendios, espionaje de organizaciones delictivas, transporte de cargas ligeras, entre otros propósitos, Figura 1. En el presente artículo se trabaja con una aeronave de ala fija de tipo ultraligero, mono motor de combustión alternativa clasificado dentro de la categoría Close dado su alcance y su techo de operación, cuyas características principales



Figura 1. Vehículo Aéreo no Tripulado: AUKAN.

son: envergadura 0.71 m, longitud 0.94 m, altura 0.36 m, peso vacío 10.4 Kg, potencia 2.5 Hp, velocidad máxima 50 m/s, autonomía de vuelo 76 Km y techo de servicio 5400 m.

Con el fin de lograr un vuelo en modo automático para una determinada tarea, se propone diseñar un plan de vuelo donde se utilizarán una serie de controladores y algoritmos que garanticen una operación continua sin la intervención de un operador, o como asistente de vuelo que maximice la seguridad durante las operaciones. **La contribución original** de este trabajo es la aplicación de las técnicas de control clásico PID y moderno LQR, bajo diferentes condiciones reales de operación de un VANT: características en su respuesta como en su comportamiento dinámico.

La organización del artículo es la siguiente: en la Sección 2 se presentan las ecuaciones diferenciales que describe al VANT. El análisis aerodinámico del VANT se muestra en la Sección 3. El diseño del controlador LQR se describe en la Sección 4. En la Sección 5, se describen los resultados de la emulación numérica en lazo cerrado. Finalmente, en la Sección 6 son presentadas las conclusiones.

2. MODELO DINÁMICO DE UN VANT

En general, un sistema no lineal puede ser representado como [15]:

$$\begin{aligned}\dot{x}(t) &= f(x) + g(x)u(t) \\ y(t) &= h(x)\end{aligned}\quad (1)$$

donde la primera ecuación describe la dinámica de una planta cuyo estado x está definido en una vecindad X del origen en R^n , con entrada de control $u \in R^m$, mientras que la segunda ecuación describe la salida de la planta. Para el modelado del VANT se respeta la misma metodología de análisis que cualquier otra aeronave de ala fija, como se muestra en la Figura 2. Utilizando los principios de la dinámica y cinemática de vuelo, las cuales provienen de las contribuciones aerodinámicas e inerciales de la aeronave, las ecuaciones no lineales que modelan la dinámica de un VANT está dada en [11] cuya representación en la forma de (1), resulta:

$$f(x) = \begin{bmatrix} rv - qw - g \sin \theta \\ -ru + pw + g \sin \phi \cos \theta \\ qu - pv + g \cos \phi \cos \theta \\ p + \tan \theta (q \sin \phi + r \cos \phi) \\ q \cos \phi - r \sin \phi \\ (q \sin \phi + r \cos \phi) / \cos \theta \\ 1/I_x \{ (I_y - I_z)qr + I_{xz}(pq + \dot{r}) \} \\ 1/I_y \{ -(I_x - I_z)pr - I_{xz}(p^2 - r^2) \} \\ 1/I_z \{ (I_x - I_y)pq - I_{xz}(qr - \dot{p}) \} \end{bmatrix}, \quad (2)$$

$$g(x) = \begin{bmatrix} \frac{1}{m} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{m} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{m} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1/I_x & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1/I_y & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1/I_z \end{bmatrix}, \quad (3)$$

$$y = h(x), \quad (4)$$

donde $x = [u \ v \ w \ \phi \ \theta \ \psi \ p \ q \ r]^T$, $\dot{x} = [\dot{u} \ \dot{v} \ \dot{w} \ \dot{\phi} \ \dot{\theta} \ \dot{\psi} \ \dot{p} \ \dot{q} \ \dot{r}]^T$, $u = [F_x \ F_y \ F_z \ L \ M \ N]^T$ y $F_x, F_y, F_z; L, M, y N$ representan las fuerzas y momentos en torno a cada eje que actúan sobre el VANT, $I_x, I_y, y I_z$ son los momentos de inercia en el movimiento cabeceo, guiñada y alabeo, respectivamente, I_{xz} representa el producto de inercia alrededor de ox y oz , u, v, w son velocidades lineales en cada uno de los ejes del VANT, ϕ, θ, ψ son desplazamientos angulares en torno a cada eje, conocidos como ángulos de Euler: roll, pitch, yaw; mientras que

p, q, r son las velocidades angulares en torno a cada eje, ver Figura 2. Las fuerzas y momentos son funciones de algunos parámetros aerodinámicos como: movimiento de los controles, efectos atmosféricos y sistema de propulsión por mencionar algunos. Es importante hacer notar que la

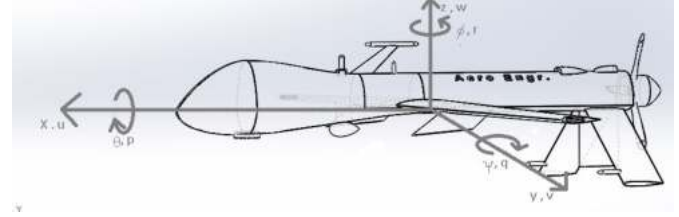


Figura 2. Vehículo Aéreo no Tripulado (VANT).

selección de $h(x)$ como salida del sistema se debe hacer en función del interés de las variable de control del VANT. Los valores de los momentos de inercia para el VANT empleado en este artículo son: $I_{xx} = 473$, $I_{xy} = 19.682$, $I_{xz} = 414.192$, $I_{yx} = 19.682$, $I_{yy} = 98.49$, $I_{yz} = 233.785$, $I_{zx} = 414.192$, $I_{zy} = 233.785$, $I_{zz} = 568.926$ dadas en Kgm^2

2.1 Modelo lineal

La estabilidad de un VANT puede ser estudiada en torno a los planos geométricos donde operan, resultando en dos conjuntos de ecuaciones denominadas longitudinales que involucra a u, w, q y sus fuerzas y momentos X, Z y M ; y laterales que involucra a v, p, r y sus fuerzas y momentos Y, L y N , [7,8]. En las siguientes subsecciones se muestran las ecuaciones longitudinales y laterales lineales del VANT que permitirán estudiar ciertas propiedades de estabilidad.

Para llevar a cabo la linealización de un VANT se considerará que el vuelo del vehículo aéreo se produce a partir de un estado inicial de equilibrio no perturbado, con condiciones de vuelo recto, nivelado y uniforme, asumiendo una velocidad crucero uniforme $u = cte$, ángulos de rumbo iguales $\theta_0 = 0, \phi_0 = 0, \psi = 0$, un régimen de mach subsónico $M = 0.127 < 0.5$, y con un régimen de Reynolds crítico igual a $1.648E + 6$. Para obtener las ecuaciones lineales longitudinales y laterales de un VANT, se realizará la linealización por expansión en series de Taylor de las ecuaciones (2)-(4) a un sistema de la forma

$$\delta \dot{x} = A \delta x + B \delta u \quad (5)$$

$$\delta y = C \delta x \quad (6)$$

donde $\delta x \in R^n$ denota el vector de estados, $A \in R^{n \times n}$ la matriz de estado, $B \in R^{n \times m}$ la matriz de entrada, $\delta u \in R^m$ es el vector de entrada, $y \in R^r$ es el vector de salida mientras que $C \in R^{r \times m}$ representa la matriz de salida.

2.2 Modelo longitudinal lineal

Realizando el cambio de coordenadas [12], para expresar el vector velocidad $[u, v, w]$ en función del módulo de velocidad respecto del aire, V_T , el ángulo de ataque, α , y el ángulo de desplazamiento lateral β así como las fuerzas F_x y F_z en función de las fuerzas de arrastre y sustentación F_d y F_L , respectivamente, la ecuación que representa el

movimiento longitudinal lineal de un VANT viene definida como:

$$\delta \dot{x}_o = A_o \delta x_o + B_o \delta u_o \quad (7)$$

$$\delta y_o = C_o \delta x_o \quad (8)$$

donde $\delta x_o = [v_t, \alpha, q, \theta]^T \in R^4$ con v_t la variación de la velocidad total respecto del equilibrio, α la variación del ángulo de ataque respecto del equilibrio, θ variación del ángulo de cabeceo respecto del equilibrio, $\mathbf{u}_o = [\delta_e, \delta_m]^T \in R^2$ con δ_e deflexión del elevador respecto al punto equilibrio, δ_m variación de la velocidad del motor respecto de la velocidad de equilibrio,

$$A_o = \begin{bmatrix} X_v & X_\alpha & 0 & -g \\ Z_v & Z_\alpha & u_0 & 0 \\ M_{v\alpha} & M_{q\alpha} & M_\alpha & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.3218 & 3.3553 & 0 & -9.81 \\ -0.7437 & -24.1879 & 39.7152 & 0 \\ 0.1563 & -1.3731 & -1.2455 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (9)$$

$$B_o = \begin{bmatrix} X_\delta & X_{\delta_T} \\ Z_\delta & Z_{\delta_T} \\ M_{\delta_e} & M_{\delta_m} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & -44.9291 \\ 1.3713 & -1.5689 \\ -9.1 & 1.506 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (10)$$

$$C_o = [0 \ 0 \ 0 \ 1] \quad (11)$$

donde las derivadas dimensionales están definidas como: $X_v[s^{-1}]$ la derivada de fuerza de arrastre por el incremento de velocidad, X_α la derivada de fuerza longitudinal proveniente de modificar la velocidad vertical, $Z_v[s^{-1}]$ la derivada de fuerza vertical proveniente de modificar la velocidad vertical, $Z_\alpha[s^{-1}]$ la derivada del levantamiento debido a la velocidad longitudinal, $M_{v\alpha}[1/(m/s)]$ momento de cabeceo provocado por el empuje, $M_{q\alpha}[1/(m/s)]$ momento de cabeceo proveniente de elevar la velocidad vertical, $M_\alpha[s^{-1}]$ momento de rotación en torno al centro de presiones de la envergadura, X_δ es la derivada de fuerza longitudinal proveniente de deflectar los elevadores, X_{δ_T} la derivada de fuerza longitudinal proveniente de acelerar, Z_δ derivada de la fuerza vertical proveniente de deflectar los elevadores, Z_{δ_T} derivada de la fuerza vertical proveniente de acelerar, M_{δ_e} derivada del momento de cabeceo proveniente de deflectar elevadores, M_{δ_m} derivada del momento de cabeceo proveniente de acelerar, y u_o como la velocidad total de equilibrio.

Los valores propios de A_o están dados por,

$$\lambda_1 = -21.2984 + 0.0000i$$

$$\lambda_2 = -4.4745 + 0.0000i$$

$$\lambda_{3,4} = 0.0088 \pm 0.7030i$$

Dos de los valores propios tienen parte real negativa y los otros dos tienen parte real positiva. De acuerdo a la teoría de sistemas lineales este modelo es inestable [13]. Checando la matriz de controlabilidad

$$\text{rango}[B_o \ A_o B_o \ A_o^2 B_o \ A_o^3 B_o] = 4 \quad (12)$$

el sistema es controlable. Para observar el ángulo de cabeceo (pitch) se especifica la matriz C_o .

2.3 Modelo lateral lineal

Siguiendo un procedimiento similar al descrito en la subsección anterior, se obtiene el modelo lineal de la dinámica lateral de la forma:

$$\delta \dot{x}_a = A_a \delta x_a + B_a \delta u_a \quad (13)$$

$$\delta y_a = C_a \delta x_a \quad (14)$$

donde $\delta x_a = [\beta, \phi, p, \psi, r]^T \in R^5$ con β la variación del ángulo de desplazamiento lateral respecto del equilibrio, ϕ variación del ángulo de alabeo respecto del equilibrio, ψ variación del ángulo de guiñada respecto del equilibrio, $\delta u_a = [\delta_a, \delta_r]^T \in R^2$ con δ_a deflexión del alerón respecto del punto de equilibrio, δ_r deflexión del timón respecto del punto de equilibrio.

$$A_a = \begin{bmatrix} \frac{Y_\beta}{u_0} & \frac{g}{u_0} & \cos \theta_0 & 0 & -1 & \frac{Y_r}{u_0} \\ u_0 & u_0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & l_\beta & 0 & l_r & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ N_\beta & 0 & N_p & 1 & N_r & 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.1034 & 0.2567 & -0.0047 & 0 & -1 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ -2.9781 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ -0.1375 & 0 & -0.45 & 1 & -0.0039 \end{bmatrix}, \quad (15)$$

$$B_a = \begin{bmatrix} 0 & \frac{Y_{\delta_r}}{u_0} \\ 0 & 0 \\ l_{\delta_a} & l_{\delta_r} \\ 0 & 0 \\ N_{\delta_a} & N_{\delta_r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0.0322 \\ 0 & 0 \\ 2.4956 & 2.4956 \\ 0 & 0 \\ 0 & 2.9279 \end{bmatrix} \quad (16)$$

con $Y_\beta[m/s]$ como la derivada de fuerza direccional que actúa cuando existe desplazamiento lateral, $Y_r[m/s]$ la derivada de fuerza que actúa sobre el estabilizador por el cambio de ángulo de ataque, $l_\beta[s^{-2}]$ derivada de amortiguación causada por el diedro, $l_p[s^{-2}]$ derivada de amortiguación en roll, $l_r[s^{-2}]$ derivada del momento de roll debido a la guiñada, $N_\beta[s^{-1}]$ derivada de weathercock, $N_p[s^{-1}]$ movimiento de guiñada producido por el movimiento de balanceo, $N_r[s^{-1}]$ derivada de amortiguación en orientación, $Y_{\delta_r}[m/s]$ derivada de fuerza lateral por deflexión de estabilizador horizontal, $l_{\delta_a}[s^{-2}]$, $l_{\delta_r}[s^{-2}]$, $N_{\delta_r}[s^{-2}]$, y $N_{\delta_a}[s^{-2}]$ como la derivada de guiñada por deflexión de los alerones.

Dos de los valores propios de A_a tienen parte real negativa y los otros tres tienen parte real positiva. De acuerdo a la teoría de sistemas lineales este modelo es inestable [13]. Checando la matriz de controlabilidad

$$\text{rango}[B_a \ A_a B_a \ A_a^2 B_a \ A_a^3 B_a \ A_a^4 B_a] = 5 \quad (17)$$

el sistema es controlable. En la práctica, las 9 variables de estado son medibles, la matriz de salida C_a puede ser la que se desee. Para observar el ángulo de alabeo (roll) y el ángulo de guiñada (yaw), se especifica la matriz C_a como:

$$C_a = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

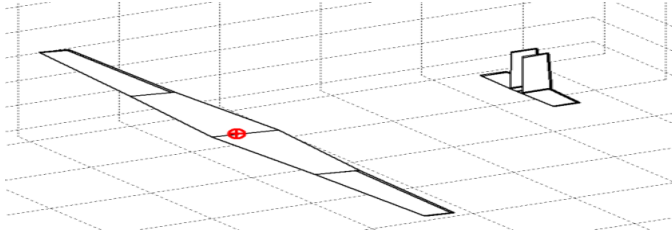


Figura 3. Geometría de referencia.

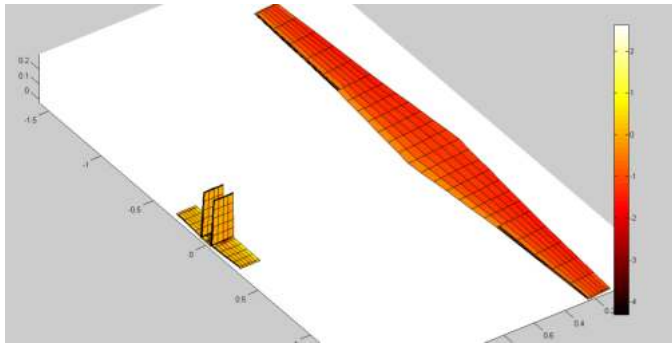


Figura 4. Mallado y distribución de gradientes de presión.

3. ANÁLISIS AERODINÁMICO

Para determinar las derivadas adimensionales se puede utilizar un vuelo experimental, túnel de viento o análisis CFD. Sin embargo, estos métodos tienen la desventaja de ser costosos o requieren de grandes recursos de hardware, por lo que se determinó aproximar las características aerodinámicas mediante la aproximación numérica del método de "Tornado Vortex Lattice".

La aplicación Tornado es un software desarrollado en el entorno de Matlab, la cual nos permite estimar las cualidades aerodinámicas de una aeronave en función de sus superficies alares así como las condiciones de vuelo para lo cual declaramos las variables geométricas de la aplicación y las condiciones reales del equilibrio estático, obteniendo: la geometría de referencia, Figura 3, mallado y la distribución de gradientes de presión, Figura 4, derivadas elementales de estabilidad estática, Figura 5, y levantamiento a lo largo de la envergadura, Figuras 6-7. Las condiciones de equilibrio que describen estáticamente al vuelo crucero, adicionales a las descritas en la sección 2.1, y que fueron utilizadas en este análisis son: velocidad de avance de $34m/s$, ángulo de ataque $\alpha = 0$, ángulo de derrape $\beta = 0$, valor de levantamiento igual al producto del peso, ángulo de cabeceo en vuelo crucero $L = mg\cos(0)$.

4. DISEÑO DEL CONTROLADOR LQR

La finalidad del regulador cuadrático lineal (LQR) es minimizar un índice de desempeño [10], el criterio particular es una función cuadrática del estado y la entrada de control donde se pretende controlar el sistema (5)-(6) con una retroalimentación estática de estados $\delta u^*(t) = -K(t)\delta x(t)$ que minimice la función de costo

$$J(\delta x(t), \delta u(t)) = \int_t^T [\delta x^T(\tau)Q\delta x(\tau) + \delta u^T(\tau)R\delta u(\tau)]d\tau$$

Tornado Computation Results					
JID:	JID3	Downwash matrix condition: 1886021.8388			
Reference area:	0.7283	Supersonic flow warning: 0			
Reference chord:	0.24092	Reference point pos: 0.12388 0			
Reference span:	3.188	Center of gravity : 0.04366			
Net Wind Forces: (N)					
Drag:	8.4428	X: 8.4428			
Side:	5.8315e-14	Y: 5.8315e-14			
Lift:	359.4643	Z: 359.4643			
Net Body Forces: (N)					
Net Body Moments: (Nm)					
CL	1.0725	CZ	1.0725	Cm	-0.0098387
CD	0.025189	CX	0.025189	Cn	8.1328e-17
CY	1.7398e-16	CC	1.7398e-16	Cl	-8.2949e-17
CDtrefftz	N/A				
STATE:					
α [deg]:	0	P [rad/s]:	0	Rudder setting [deg]:	0 0 0 0
β [deg]:	0	Q [rad/s]:	0		0 0 0 0
Airspeed:	31	R [rad/s]:	0		0 0 0 0
Altitude:	2490	PG Correction:	0		
Density:	0.95778	Mach:	0.09377		

Figura 5. Derivadas elementales de estabilidad estática.

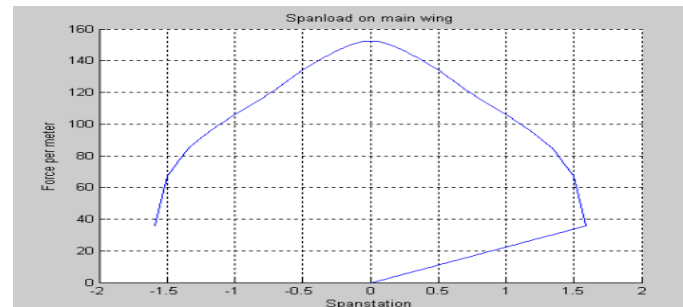


Figura 6. Levantamiento a lo largo de la envergadura.

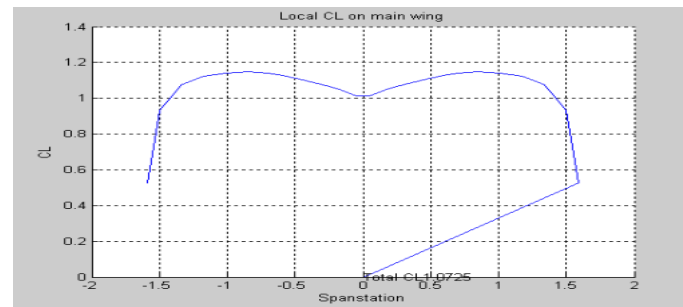


Figura 7. Levantamiento a lo largo de la envergadura.

Reescribiendo el sistema en lazo cerrado con K como retroalimentación se tiene

$$\delta \dot{x}(t) = (A - BK)\delta x(t)$$

Para obtener la matriz K que estabiliza el par (A, B) se resolvió un problema de regulación cuadrática óptima lineal donde el criterio a optimizar está dado por

$$J = \int_{t_0}^{t_f=\infty} [\delta x^T(t)Q^T\delta x(t) + \delta u^T(t)R\delta u(t)] dt \quad (18)$$

donde δx^T indica la transpuesta de δx , $Q^T \in \mathbf{R}^{n \times n}$ es una matriz simétrica semidefinida positiva y $R > 0$. La selección de Q^T y R permite ponderar el costo de la rapidez de decaimiento a cero de los estados δx y el costo de control δu

$$P^T A + A^T P^T - P^T B R^{-1} B^T + Q^T = 0 \quad (19)$$

donde P^T es una matriz simétrica. Al resolver (19) para P^T se encuentra la ley de control óptima lineal que minimiza el criterio (18), es decir

$$\delta u_{op}(t) = K \delta x(t) \quad (20)$$

donde

$$K = -R^{-1} B^T P^T \quad (21)$$

Para el modelo (7)-(8) se encontró, por prueba y error, que la ponderación más conveniente del estado δx y el control δu para tener un control acotado está dado por:

$$Q = \begin{bmatrix} 3.6 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$R = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$$

obteniéndose, entonces,

$$K = \begin{bmatrix} -0.079 & 0 & -0.027 & -0.0896 & -0.2553 \\ -1.8858 & -0.0571 & -0.301 & -0.2207 \end{bmatrix} \quad (22)$$

5. RESULTADOS DE SIMULACIÓN

El control diseñado es aplicado considerando que la aeronave se encuentra en estado equilibrio no perturbado, con condiciones de vuelo recto, nivelado y uniforme y nos interesa llevar a cabo un viraje mediante el control de elevadores, alerones y acelerador.

5.1 Control del ángulo de cabeceo y alabeo

En esta simulación se presenta el control del ángulo de cabeceo y alabeo usando un controlador del tipo LQR. En esta simulación se asume que la aeronave se encuentra en estado de equilibrio con velocidad de $u = 34m/s$. Como primera simulación se presenta el control del ángulo de cabeceo. El objetivo de esta simulación es llevar la aeronave a un ángulo de cabeceo de 25° a una velocidad de $u = 27m/s$, mediante el control del acelerador. En la Figura 8 observamos como el ángulo de cabeceo va desde los cero grados (punto de equilibrio) convergiendo exponencialmente al valor deseado en aproximadamente $2.5[s]$. Esto nos indica que se planea alcanzar un ángulo 25° para conseguir un viraje sostenido tras la aplicación de un alabeo.

Como segunda simulación se presenta el control de alabeo, ψ . El objetivo de esta simulación es llevar al ángulo de cabeceo desde su posición inicial, cero grados, a un ángulo de alabeo de 35° a través de la deflexión de los alerones.

La Figura 9 se muestra el ángulo de alabeo controlado y la referencia. Se puede observar un sobrepaso pronunciado antes de su convergencia al valor deseado $\psi = 35^\circ$ en aproximadamente $8[s]$. Esto puede deberse a la gran sensibilidad de la dinámica lateral, en la cual las derivadas de la estabilidad estática lateral presentan poca robustez para afrontar perturbaciones.

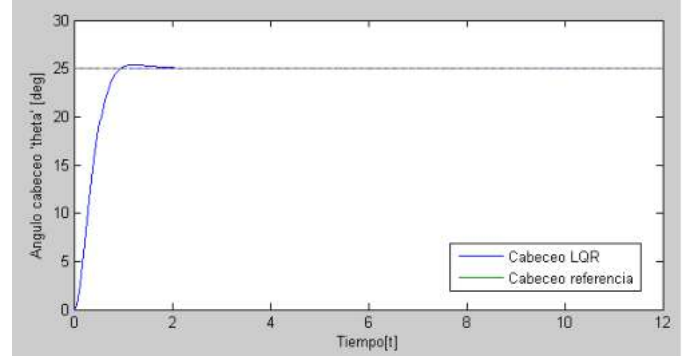


Figura 8. Respuesta del ángulo de cabeceo de la dinámica longitudinal.

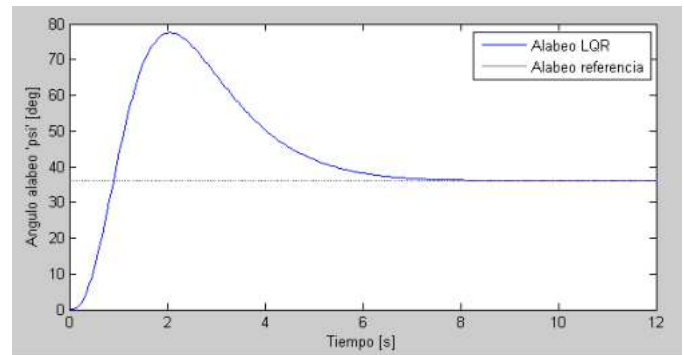


Figura 9. Respuesta del ángulo de alabeo mediante un controlador LQR.

5.2 Validación con plan de vuelo

Con el objetivo de validar cada una de las pruebas de los sistemas de control, se realizó una simulación dinámica donde se traza un plan de vuelo. El plan de vuelo trazado esta conformado por series de puntos consecutivos que varían a lo largo del tiempo para formar trayectorias. Cada trayectoria fue determinada mediante las condiciones estimadas para un vuelo recto, nivelado así como con las características de desempeño de la propia aeronave. De forma que en las trayectorias asignadas, los virajes respeten las velocidades angulares que la aeronave puede adquirir en tales condiciones y que las trayectorias asignadas al término del viraje respeten el periodo de amortiguación lateral de la aeronave.

La simulación se llevó a cabo en el entorno de Simulink donde las trayectorias se introdujeron mediante series de tiempo siendo estas las referencias de velocidad, ángulo de alabeo y ángulo de cabeceo, mientras que las salidas reales de los parámetros controlados intentan seguir tales trayectorias. Para asegurar la convergencia de los ángulos de cabeceo y alabeo, a las referencias deseadas, se utilizaron controladores tipo LQR, los resultados se muestran en la Figuras 10, 11 y 12, como se puede observar de dichas figuras el estado transitorio en las salidas es muy agresivo esto debido a que se emplearon controladores PID's dicho transitorio se debe a que se sintonizó mediante la aplicación PID Tuner de Matlab. Finalmente, a partir de las referencias deseadas y el valor de los ángulos, de cabeceo y alabeo, obtenidos de la simulación se llevó a cabo la emulación del plan de vuelo mediante la aplicación

de simulación de vuelo llamada FlightGear, ver Figura 13.

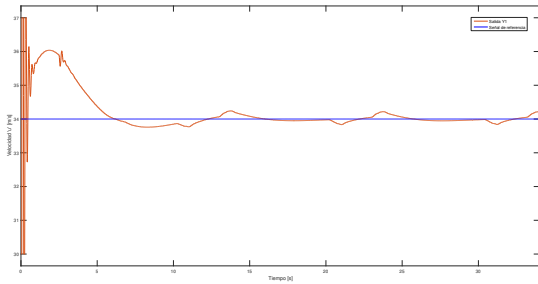


Figura 10. Seguimiento de las trayectoria deseada para la velocidad lineal, u .

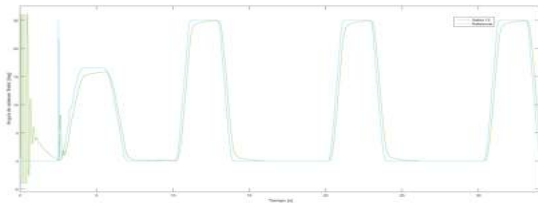


Figura 11. Seguimiento de las trayectoria deseada para el ángulo de cabeceo, θ .

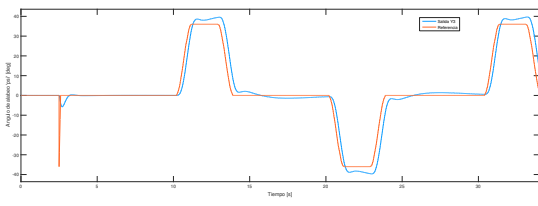


Figura 12. Seguimiento de las trayectoria deseada para el ángulo de alabeo, ψ .



Figura 13. Emulación del plan de vuelo de un VANT mediante FlightGear.

AGRADECIMIENTOS

Este trabajo fue parcialmente realizado en el laboratorio de control de la Base Aérea de Santa Lucía.

6. CONCLUSIONES Y TRABAJO FUTURO

En este trabajo se presenta un plan de vuelo de un VANT con la finalidad de conseguir el modo automático

de vuelo bajo condiciones reales. Se presentan resultados de la emulación numérica en lazo cerrado, para esto se emplean sus modelos linealizados tanto de la dinámica longitudinal como lateral. Actualmente, se están haciendo las pruebas experimentales en la VANT que se encuentra en las instalaciones de la Base Aérea de Santa Lucía en el Estado de México. Actualmente, se está trabajando en la parte experimental en el VANT.

7. BIBLIOGRAFÍA

- [1] DeGarmo, M. T. Issues concerning integration of unmanned aerial vehicles in civil airspace. Center for Advanced Aviation System Development, pp. 4, 2004.
- [2] Hajiyev, C., Soken, H. E., Vural, S. Y. State estimation and control for low-cost unmanned aerial vehicles. Springer, 2015.
- [3] Maza, I., Caballero, F., Capitán, J., Martínez-de Dios, J. R., Ollero, A. Experimental results in multi-uav coordination for disaster management and civil security applications. Journal of intelligent and robotic systems, 61 (1), pp. 563-585, 2011.
- [4] Fernández-Hernandez, J., González-Aguilera, D., Rodríguez González, P., Mancera-Taboada, J. Image-based modelling from unmanned aerial vehicle (UAV) photogrammetry: An effective, low-cost tool for archaeological applications. Archaeometry, 57 (1), pp. 128-145, 2015.
- [5] Xiang, H., Tian, L., Development of a low-cost agricultural remote sensing system based on an autonomous unmanned aerial vehicle (UAV). Biosystems engineering, 108 (2), pp. 174-190, 2011.
- [6] Klein, V., Morelli, E. A. Aircraft system identification: theory and practice. American Institute of Aeronautics and Astronautics Reston, Va, USA, 2006.
- [7] Tian Seng Ng, Flight systems and control: a practical approach, Springer Aerospace Technology, 2018. [8] Ranjan Vepa, Flight dynamics, simulation, and control for rigid and flexible aircraft, CRC Press, 2015. [9] Oleg A. Yakimenko, Engineering Computations and Modeling in MATLAB Simulink, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2011.
- [10] D. Subbaram Naidu, Optimal Control Systems, Electrical Engineering Series, CRC Press, 2002
- [11] Castillo García Pedro, Lozano Rogelio, Alejandro Enrique Dzul, Modelling and control of mini-flying machines, Springer, 2005.
- [12] L. Stevens Brian and L. Lewis Frank, Aircraft control and simulation, John Wiley, 1992. [13] T. Khalith, Linear systems, Prentice-Hall, 1980.
- [14] Cook Michael, Flight dynamics principles: a linear systems approach to aircraft stability and control, 3rd Edition, Elsevier, Butterworth-Heinemann, 2012.
- [15] Isidori A., Nonlinear control systems, Springer, 2013.