

ANÁLISIS DE TRAYECTORIAS DE DESCENSO DE PARARROTORES

AUTORES

Martiarena, Juan Francisco; Nadal Mora, Vicente; Faut, Rogelio; Piechocki, Joaquín; Knoblauch, Marcos.
 Juanfmartiarena@gmail.com
 Facultad de Ingeniería UNLP
 GTA-GIAI, Departamento de Aeronáutica
 Calle 1 esq. 47
 La Plata – Argentina.

RESUMEN

Un pararrotor es un decelerador de alas rotatorias no propulsado (gira en régimen de autorrotación). Estos dispositivos presentan distintos tipos de aplicaciones, como por ejemplo, la caracterización atmosférica, la recuperación de sondas espaciales, y el control y guiado de proyectiles. Presentan ventajas relativas a otros sistemas deceleradores en la facilidad de despliegue, el bajo peso, la capacidad de guiado, etc.

En el presente trabajo, se analiza analítica y numéricamente la capacidad de maniobra de un pararrotor, utilizando como acción de control el momento generado por la variación cíclica del ángulo de paso de las palas, en el contexto del desarrollo de un sistema de control de la trayectoria y de la actitud del dispositivo.

Se combinan aspectos dinámicos y aerodinámicos para obtener un modelo que describa el efecto de la variación cíclica del ángulo de las palas y se analizan las trayectorias que describe en régimen de descenso según la configuración del plato oscilante, y se discute sobre su implementación como mecanismo de control y guiado para el seguimiento de distintas trayectorias de descenso.

NOMENCLATURA

Sistemas de referencia

Inercial $[X_A, Y_A, Z_A]$

Solidario al pararrotor $[X_{A1}, Y_{A1}, Z_{A1}]$

Solidario a las palas $[X_B, Y_B, Z_B]$

Símbolos latinos

AR Alargamiento

c Cuerda de las palas

D_i Resistencia de la pala i

L_i Sustentación de la pala i

S Superficie de las palas

U_Z Velocidad de descenso

C_D Coef. de resistencia

$C_{L\alpha}$ Coef. de sustentación

I Momento de Inercia

M^a

F^a

n

r_i

x_{cp}

t_{sim}

$t_{cíclico}$

Símbolos griegos

θ_i

ω

Momento aerodinámico

Fuerza aerodinámica

Parámetro dependiente del alargamiento

Vector posición del centro de presiones

Posición según la cuerda del CP.

Tiempo de simulación

Tiempo de aplicación de la acción cíclica de control

Ángulo de paso de la pala i

Veloc. angular de

	referencia
θ_0	Ángulo de paso colectivo
θ_{1S}	Ángulo de paso cíclico longitudinal
θ_{1C}	Ángulo de paso cíclico lateral

1.- INTRODUCCIÓN

Los pararrotos son deceleradores aerodinámicos conformados por alas giratorias en régimen de autorrotación. Existen distintos tipos de deceleradores, que se podrían clasificar en aerodinámicos (donde se ubican los pararrotos) y no aerodinámicos (donde se ubican los globos u otros sistemas autopropulsados). El presente trabajo hace foco en los primeros, orientándose hacia el control de este tipo de dispositivos para la realización de una variedad de tareas en las que se requiera la utilización de vehículos aéreos no tripulados. Las palas que utiliza el pararrotor estudiado son de pequeño alargamiento. Por lo tanto, el régimen aerodinámico en el cual se desempeñan constituye un caso particular de la aerodinámica. Decimos esto porque hay factores que hay que incorporar al estudio aerodinámico de las palas, como ser la fuerte componente tridimensional del flujo y el bajo número de Reynolds al que operan. Distintos autores [1,2,3] presentan trabajos modelando el comportamiento de los coeficientes aerodinámicos en alas de pequeño alargamiento.

Recientemente, debido al novedoso interés despertado por el desarrollo de micro vehículos aéreos (MAVs, según las siglas en inglés), se realizaron caracterizaciones del flujo según el número de Reynolds en distintos perfiles aerodinámicos, logrando identificar distintas configuraciones de estructuras de flujo [4]. En esta misma línea investigativa [5,6] se ensayaron distintas configuraciones alares de pequeño alargamiento a bajo número de Reynolds, concluyendo de los experimentos que el parámetro de principal incidencia en la caracterización de los perfiles es el alargamiento, seguido por la forma de la planta y el número de Reynolds.

El concepto de pararrotor tiene una inspiración biológica: el mecanismo de dispersión natural utilizado por algunas semillas (sámaras). Rosen y Seter [7] desarrollaron un modelo con el objeto de predecir el equilibrio dinámico de un pararrotor tipo sámara. Posteriormente los mismos autores presentan un modelo numérico para investigar la estabilidad de la autorrotación vertical de la sámara [8], obtenido a partir del método de pequeñas perturbaciones aplicado a las ecuaciones del movimiento de la sámara. Crimi [9] realiza un modelo numérico con 11 grados de libertad para describir el movimiento de un dispositivo de una sola ala en estado estacionario. El modelo permite alcanzar buena efectividad en la caída de la carga útil debido al régimen de descenso constante y al movimiento de rotación periódico. Inspirados en el concepto de la sámara, también se han desarrollado modelos a escala autopropulsados. Se destaca el trabajo de Fregene et. al. [11], donde modelan el comportamiento dinámico y aerodinámico de la sámara y fabrican un modelo propulsado, denominado samarai. El modelo tiene una superficie de control (flap) que representa el control cíclico virtual, y es utilizado para el control y el guiado. El modelo matemático se realiza a partir de las ecuaciones de la dinámica, y utiliza un vector de estado de 13 elementos (3 posiciones, 3 velocidades, 3 velocidades angulares, 4 cuaterniones). Para la estimación del estado se filtran las señales adquiridas por los sensores y se utiliza un filtro de Kalman extendido.

Kang [12] estudia aspectos dinámicos y aerodinámicos de un monóptero de visibilidad reducida. Utiliza la teoría de elemento de pala para el cálculo de las fuerzas aerodinámicas, linealizadas e integradas numéricamente (debido a la complejidad que presentan). El modelo dinámico se obtiene a partir de las ecuaciones de la dinámica, incorporando el término aerodinámico desarrollado antes. Para el análisis de la estabilidad supone que las perturbaciones son pequeñas y formula la ecuación de momentos, desacoplando la ecuación que corresponde al eje vertical de las del plano horizontal. De este modo plantea un sistema dinámico no homogéneo, cuya solución depende de los autovalores de la matriz.

También hay numerosos antecedentes respecto a los casos de aplicación de este tipo de dispositivos. Karlsen, Borgström y Paulsson [13] describen la aerodinámica de un cuerpo giratorio provisto de aletas, para ser utilizado como submunición de artillería, y se destacan las ventajas de utilizar aletas rígidas en lugar de elementos flexibles. También Doherr y Schilling [14] han estudiado sistemas de paracaídas giratorios, para decelerar municiones. En la referencia mencionada realizan una simulación numérica de la trayectoria y la dinámica del sistema de paracaídas rotatorio. Comentan que los paracaídas rotatorios son muy sensibles a las perturbaciones atmosféricas. Shpund y Levin [15] han enfocado su estudio a las propiedades aerodinámicas de paracaídas giratorios. Orientan su estudio a la aplicación a municiones que deben realizar maniobras complicadas mientras descienden en busca de blancos. El paracaídas se utiliza como mecanismo de control del vuelo. El objetivo es poder controlar el régimen de descenso, la velocidad de giro y la posición espacial instantánea de la carga. El estudio de la referencia está orientado a entender los efectos de las variables geométricas del paracaídas (relación entre el ancho y el largo de las bandas del paracaídas –relación de aspecto, porosidad geométrica–, y relación entre la longitud de las bandas y la longitud de las cuerdas de suspensión) en la estabilidad dinámica del sistema. Estudian paracaídas tipo “cruz”. Muestran que los resultados presentan movimientos estables e inestables, dependiendo de las variables mencionadas. En otro trabajo, [16], los mismos autores investigan la interferencia aerodinámica entre la carga útil y el paracaídas, para sistemas giratorios y no giratorios. También estudian el efecto de la geometría del paracaídas. Mencionan el aumento de la resistencia aerodinámica que se genera en los paracaídas por el movimiento de rotación y la intención de que el paracaídas sirva como medio de control de la trayectoria del sistema paracaídas más carga. En lo referente a la recuperación de sondas en reingreso a la atmósfera, Pepper Jr. [17], presenta un diseño de paracaídas giratorio de altas prestaciones, aplicable a la recuperación de vehículos en re-entrada a la atmósfera. Destaca la ventaja del vuelo en autorrotación, en

particular, con referencia a la mayor estabilidad giroscópica y resistencia aerodinámica que se obtienen. Peyada [46] modela la trayectoria de descenso de paracaídas a partir de la estimación teórica de las derivativas de estabilidad. El modelo que desarrolla cuenta con 9 grados de libertad, y supone al paracaídas y la carga útil como cuerpos rígidos, vinculados por una articulación. Las derivativas, obtenidas a partir de las ecuaciones dinámicas, son utilizadas en la determinación de la trayectoria del sistema bajo distintas configuraciones de frenado. Calise [47] presenta un sistema de control adaptable al amplio rango de condiciones operativas que se requieren de un paracaídas, evaluando distintas estrategias de aproximación al objetivo. El control se realiza en base a la tasa de cambio del ángulo de nutación, y los resultados obtenidos en los ensayos son aceptables.

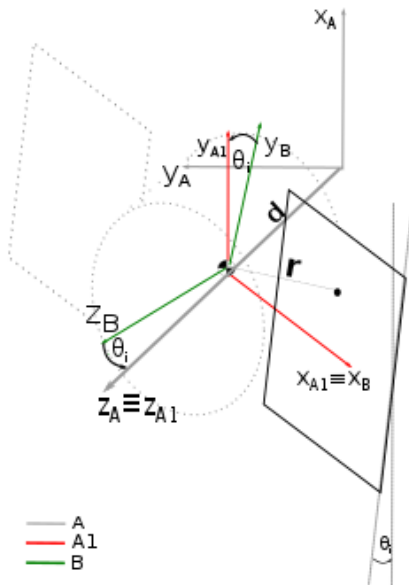
Por su parte, Nadal Mora, Piechocki, Sanz Andrés y Cuerva ha estudiado la dinámica del vuelo de pararrotos con alas de pequeño alargamiento, a través de desarrollos analíticos, simulación numérica y experimentación en túneles de viento horizontal y vertical [18] [19]. Han estudiado en forma teórica y experimental el descenso en autorrotación axial y, teóricamente, la dinámica del vuelo de un cilindro provisto de aletas. Respecto a la primera línea de investigación, se ha obtenido una herramienta matemática para predecir el comportamiento de un pararrotor que funciona en un régimen de autorrotación axial, se ha determinado cuáles son los parámetros que afectan al comportamiento del pararrotor y de qué manera se manifiesta su influencia, entre otros. También se han realizado ensayos sobre un pararrotor en un túnel de viento vertical, donde los modelos tenían libertad para orientarse en el espacio y rotar libremente. Desarrollaron herramientas numéricas de simulación que permiten observar para casos específicos el comportamiento dinámico con efectos no lineales.

También se destacan trabajos de la NASA de las décadas de 1960 y 1970, donde se investigó un concepto de vehículo de entrada planetaria basado en el concepto de pararrotor, que daba a los astronautas la habilidad de maniobrar y aterrizar el vehículo de manera precisa y segura;

y trabajos privados [20] que dotaron de palas a un cohete para su recuperación.

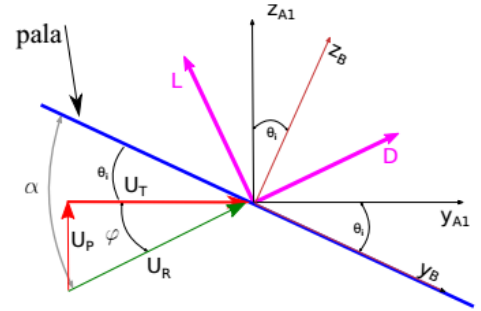
2.- DESARROLLO DEL MODELO TEÓRICO

Debido al movimiento relativo entre las distintas partes que constituyen a un pararrotor, es conveniente definir distintos sistemas de referencia. Definimos un sistema de referencia inercial fijo, compuesto por la terna $[x_A, y_A, z_A]$, un sistema rotatorio cuyo eje x_{A1} coincide con el eje de una de las palas (denominado $[x_{A1}, y_{A1}, z_{A1}]$), y un sistema solidario al giro de la pala, denominado $[x_B, y_B, z_B]$. La siguiente imagen muestra los sistemas mencionados:



1 Sistemas de referencia

Los torques de origen aerodinámico son aquellos generados por la aparición de fuerzas aerodinámicas sobre las palas en rotación. El fenómeno sobre el que se desarrolla el presente trabajo se da cuando el pararrotor se encuentra en régimen de rotación, de manera que se establece una corriente fluida sobre la pala que provoca la aparición de la sustentación y la resistencia. La figura siguiente muestra una vista lateral de una pala, con los sistemas de referencia utilizados, las fuerzas y velocidades que aparecen sobre las mismas.



2 Fuerzas sobre la pala

Las fuerzas aerodinámicas se estiman mediante las siguientes ecuaciones:

$$L_i = \frac{1}{2} \rho S C_{L\alpha} \alpha_i |U_i|^2 e_{L_i} \quad (1)$$

$$D_i = \frac{1}{2} \rho S C_D |U_i|^2 e_{D_i}$$

que al multiplicarlas vectorialmente por el vector posición del centro de presiones da como resultado el momento instantáneo de las fuerzas aerodinámicas:

$$M_{A1}^a = \sum_{i=1}^2 r_i \times L_i + r_i \times D_i \quad (2)$$

Para modelar la posición del centro de presiones según la cuerda adoptamos el modelo desarrollado por Kuchemann [2],

$$\Delta C_p(x) = \frac{-\sin(\pi m)}{\pi m} C_L \left(\frac{1-x}{x} \right)^n \quad (3)$$

El parámetro n , en el caso de $AR < 1$, varía con la siguiente ley:

$$n = 1 - \sqrt{\frac{AR}{8}} \quad (4)$$

Y la posición del centro de presiones asociada a este modelo resulta:

$$x_{cp} = \frac{1-n}{2} \cdot 100\% \quad (5)$$

Por otro lado, el ángulo de ataque α varía por dos motivos: ya sea por las variaciones en las velocidades relativas, con lo que se modifica el ángulo de incidencia de flujo φ , o por el ángulo de paso de la pala θ , que es el elemento de control del cual se dota al pararrotor. La ley de paso que se utiliza es armónica, del tipo $\theta(t) = \theta_0 + \theta_{1c} \sin(\omega t) + \theta_{1s} \cos(\omega t)$, siendo θ_0 ,

θ_{IC} y θ_{IS} el ángulo de paso colectivo, cíclico lateral y cíclico longitudinal respectivamente.

El desarrollo de la ecuación (2) conduce a la expresión de momentos aerodinámicos respecto a un sistema de referencial solidario al pararrotor. La expresión completa resulta extremadamente larga para presentarla aquí, pero se pueden realizar algunas simplificaciones para obtener una expresión sensiblemente menos compleja. Para esto, se suponen pequeños ángulos de paso, con lo que se puede aproximar

$$\begin{aligned} \sin(\theta) &\cong \theta \\ \cos(\theta) &\cong 1 \end{aligned} \quad (6)$$

Bajo estas hipótesis, el momento aerodinámico resultante es

$$M_{a1}^a = \begin{bmatrix} \frac{1}{2} r_x \rho S C_{L\alpha} ((-\theta_1(t) - \theta_2(t)) \Omega(t) r_x - 2V_z) \Omega(t) r_x \\ \frac{1}{2} r_x^2 \rho S C_{L\alpha} ((\theta_1(t) + \theta_2(t)) \Omega(t) r_x + 2V_z) \Omega(t) \\ \frac{1}{2} r_x \rho S C_{L\alpha} (\theta_1(t) - \theta_2(t)) \Omega(t) r_x V_z + (r_x^2 + r_y^2) \rho S C_D \sqrt{\Omega(t)^2 r_x^2 + \Omega(t)^2 r_y^2 + V_z^2} \Omega(t) \end{bmatrix} \quad (7)$$

La introducción de la ley de paso armónica para el ángulo θ permite obtener distintos perfiles para el momento aerodinámico que actúa sobre el pararrotor.

La expresión obtenida para los momentos aerodinámicos que actúan sobre el dispositivo puede ser utilizada para computar las distintas variables de estado del sistema utilizando las ecuaciones de la dinámica de Euler, formuladas como sigue:

$$\begin{aligned} \sum \frac{M_{x1}^a}{I_{x1}} &= \dot{\omega}_{x1} - \left(\frac{I_{y1} - I_{z1}}{I_{x1}} \right) \omega_{z1} \omega_{y1} \\ \sum \frac{M_{y1}^a}{I_{y1}} &= \dot{\omega}_{y1} - \left(\frac{I_{x1} - I_{z1}}{I_{y1}} \right) \omega_{z1} \omega_{x1} \\ \sum \frac{M_{z1}^a}{I_{z1}} &= \dot{\omega}_{z1} - \left(\frac{I_{x1} - I_{y1}}{I_{z1}} \right) \omega_{y1} \omega_{x1} \end{aligned} \quad (8)$$

Para el caso de las fuerzas y las variables traslacionales, la formulación es la siguiente:

$$\begin{aligned} \sum \frac{F_{x1}^a}{m} &= \dot{v}_{x1} + \omega_3 v_{y1} - \omega_2 v_{z1} \\ \sum \frac{F_{y1}^a}{m} &= \dot{v}_{y1} + \omega_1 v_{z1} - \omega_3 v_{x1} \\ \sum \frac{F_{z1}^a}{m} &= \dot{v}_{z1} + \omega_2 v_{x1} - \omega_1 v_{y1} \end{aligned} \quad (9)$$

El vector de estado queda completo cuando introducimos los ángulos de Euler que definen la posición del pararrotor: ángulo de rotación propia (φ), ángulo de nutación (Θ) y ángulo de precesión (ψ). De esta manera resulta un vector de estado de 9 componentes, como se muestra a continuación:

$$x(t) = \begin{bmatrix} v_{x1} \\ v_{y1} \\ v_{z1} \\ \omega_{x1} \\ \omega_{y1} \\ \omega_{z1} \\ \xi \\ \Theta \\ \varphi \end{bmatrix} \quad (10)$$

El problema que buscamos resolver es hallar aquellos valores del vector de control ($\mathbf{u} = [\theta_0, \theta_{IC}, \theta_{IS}]$) que hacen que el sistema se encuentre equilibrado, es decir

$$\dot{x}(t) = f(x(t), u(t)) = 0 \quad (11)$$

3.- SIMULACIONES

Las simulaciones fueron llevadas a cabo utilizando el modelo teórico completo, es decir, sin realizar hipótesis simplificadoras y por lo tanto, no lineal.

El modelo de simulación permite reproducir el comportamiento del pararrotor utilizando diagramas de bloques, a partir de la construcción de un modelo gráfico del tipo analógico que representa las ecuaciones y los vínculos que entre ellas existen [22].

Un aporte del presente trabajo fue la incorporación al simulador de un bloque que modela la variación cíclica y colectiva del ángulo de paso de las palas, con lo que permite introducir este elemento de control en las ecuaciones dinámicas que representan el comportamiento del pararrotor. Cabe destacar que se busca analizar la trayectoria del pararrotor en una configuración predefinida del vector de control, por lo que el lazo de control es del tipo abierto.

Las condiciones geométricas y másicas con las cuales se configuraron las simulaciones son las que se muestran en la siguiente tabla:

Parámetro	Valor
Masa cilindro (kg)	0,23
Masa palas (kg)	0,024
Masa rotor (kg)	0,18
Envergadura palas (m)	0,088
Cuerda palas (m)	0,138
I_{xAI} Modelo (kgm ²)	$10,13 \cdot 10^{-4}$
I_{yAI} Modelo (kgm ²)	$16,75 \cdot 10^{-4}$
I_{zAI} Modelo (kgm ²)	$20,25 \cdot 10^{-4}$

Tabla 1 Parámetros del pararrotor

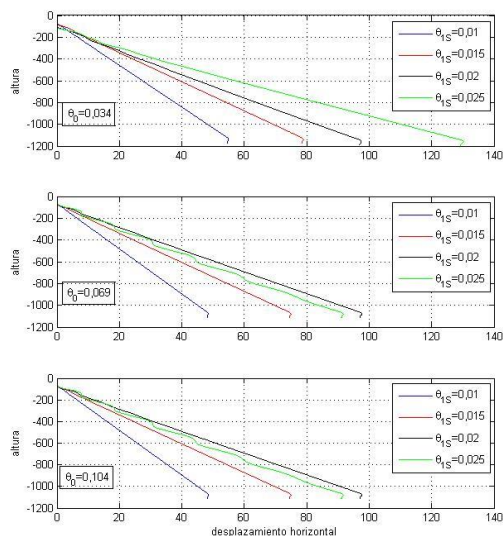
Los casos que se simularon en la rutina se describen en la siguiente tabla:

Parámetro			Valor	unidad
U_z			3	m/s
ω			80	rad/s
$\theta_0=0,034$	$\theta_{IC}=0$	θ_{IS}	0,01	rad
			0,015	
			0,02	
			0,025	
$\theta_0=0,069$	$\theta_{IC}=0$	θ_{IS}	0,01	rad
			0,015	
			0,02	
			0,025	
$\theta_0=0,104$	$\theta_{IC}=0$	θ_{IS}	0,01	rad
			0,015	
			0,02	
			0,025	
t_{sim}			200	s
$t_{ciclico}$			180	s

4.- RESULTADOS

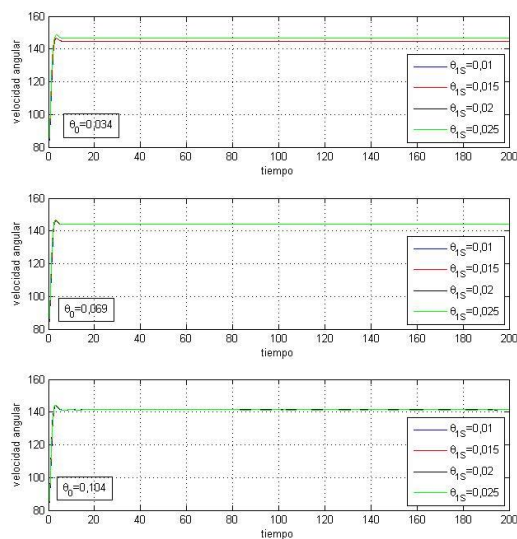
Para la configuración detallada en la Tabla 1, se realizaron las simulaciones para los casos descritos en la Tabla 2. A partir de estas simulaciones se extrajeron las evoluciones temporales de cada una de las variables de estado, a fin de evaluar el establecimiento de la condición de equilibrio y analizar la trayectoria espacial descrita por el dispositivo.

Las siguientes gráficas muestran las trayectorias descritas por el pararrotor bajo estudio con la aplicación de diferentes acciones de control:

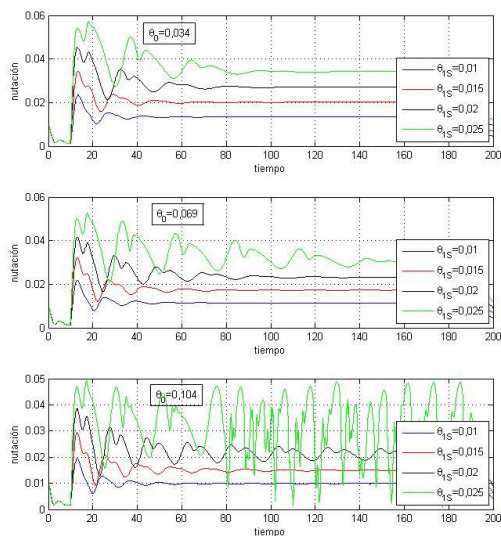


3 Desplazamiento lateral

También se extrajeron gráficas para la evolución temporal del ángulo de nutación (θ) y la velocidad angular en ejes solidarios al cuerpo (r).



4 Velocidad angular



5 Ángulo de nutación

5.- CONCLUSIONES

Se elaboró un modelo analítico de la dinámica y aerodinámica de un decelerador de alas rotatorias, integrando distintos modelos aerodinámicos para alas de bajo alargamiento.

También se simularon las trayectorias de descenso de un pararrotor para distintas configuraciones del ángulo de paso, variable de forma cíclica con la rotación del mismo. Además, se obtuvieron las gráficas de evolución temporal de parámetros operacionales del pararrotor.

Como primera conclusión podemos decir que la variación cíclica del ángulo de paso de las palas se demuestra como un elemento de control válido para la trayectoria de descenso del mismo. En virtud del incremento del ángulo de paso cíclico longitudinal, el alcance horizontal del pararrotor se incrementa, para una dada trayectoria de descenso. Esto se debe a que, al inclinar el plato oscilante, el dispositivo modifica su actitud, y aparece una componente de fuerza horizontal que es la que genera el desplazamiento lateral. Es de esperar que, a mayor ángulo de paso cíclico longitudinal, la inclinación del pararrotor sea mayor y por lo tanto la fuerza horizontal se incremente, lográndose mayor alcance. Sin embargo, cuando $\theta_{1S} > 0,03$ rad, aparecen efectos dinámicos acoplados que modifican la actitud del dispositivo, llegando incluso a revertir el sentido de desplazamiento lateral del mismo. Este es un comportamiento que se encuentra bajo estudio.

También se observa que la velocidad de rotación permanece prácticamente constante con las variaciones del ángulo de paso cíclico.

En cuanto al comportamiento actitudinal del pararrotor podemos ver, a partir de la gráfica correspondiente, que el incremento del ángulo de paso cíclico longitudinal requiere de un mayor tiempo de establecimiento del ángulo de nutación (Θ) alrededor de un valor constante. Existen valores límites para el ángulo de paso cíclico longitudinal a partir de los cuales el parámetro (Θ) no se estabiliza (como se observa para la última configuración simulada). Este efecto está vinculado con los efectos de acoplamiento dinámico que se comentaron previamente. Otro efecto que se observa es que, a medida que se incrementa el ángulo de paso cíclico, el valor estable que alcanza el ángulo de nutación se incrementa. Este efecto tiene su origen en que el momento generado aumenta conforme lo hace el ángulo de paso cíclico.

La continuidad del trabajo requiere la implementación de un sistema de control, en el que se observen los parámetros a la salida del sistema para ser realimentados adecuadamente. La ejecución de esta etapa brinda perspectivas de desarrollo y ubica a este tipo de dispositivo como aptos para la realización de una amplia variedad de tareas de forma autónoma.

6.-REFERENCIAS

- [1] CARMICHAEL B. H., **Low Reynolds Number Airfoil Surve Volume I, NASA Contractor Report 165803, 1981.**
- [2] KUCHEMANN, D. **A Simple Method for Calculating the Span and Chordwise Loading on Straight and Swept Wings of any Given Aspect Ratio at Subsonic Speeds. ARC Technical Report 2935.**
- [3] BOLLAY, W. **A non linear Wing Theory and its Application to Rectangular Wings of Small Aspect Ratio. Z. Angew. Math. Mech. 19:21–35**
- [4] MUELLER, T.J. **Aerodynamic Measurement at Low Reynolds Numbers for Fixed Wing Micro-Air Vehicles, Hessert Centre for**

Aerospace Research, University of Notre Dame, Journal of Aircraft, año 1999.

[5] PELLETIER, A. AND MUELLER, T.J., **Low Reynolds Number aerodynamics of Low-Aspect-Ratio, Thin/Flat/Cambered-Plate wings**, *University of Notre Dame, Journal of Aircraft, año 2000.*

[6] TORRES, G. AND MUELLER, T. **Low Aspect Ratio Wings Aerodynamics at Low Reynolds Numbers**, *University of Notre Dame, AIAA Journal Vol.42 No.5, año 2004.*

[8] ROSEN, A. AND SETER, D., **Vertical autorotation of a single winged samara**, *Transactions of the ASME, Vol. 58, December 1991.*

[9] ROSEN, A. AND SETER, D., **Stability of the vertical autorotation of a single winged samara**, *Transactions of the ASME, Vol. 59, December 1992.*

[10] CRIMI, P., **Analysis of samara-wing decelerator steady-state characteristics**, *Journal of Aircraft, pp. 41-47, January 1988.*

[11] FREGENE, K., SHARP, D., BOLDEN, C., KING, J., STONEKING, C., & JAMESON, S. (2011). **Autonomous guidance and control of a biomimetic single-wing MAV**. In *AUVSI Unmanned Systems Conference* (pp. 1-12). Arlington, VA: Assoc. for Unmanned Vehicle Systems International.

[12] KANG, S., WANG, J., & SHAN, J. (2016). **Stability analysis of a visibility-reduced monocopter**. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 230(4), 653-667.

[13] KARLSEN, L., BORGSTRÖM, D. AND PAULSSON, L., **“Aerodynamics of a rotating body descending from the separation position of an artillery munition shell”**, 11th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference, San Diego, CA, April 9-11, 1991.

[14] DOHERR, K-F. AND SCHILLING, H., **“Nine-degree-of-freedom simulation of rotating parachute systems”**, *Journal of Aircraft, Vol. 29, No. 5, pp. 774-781, Sept-Oct. 1992.*

[15] LEVIN, D. AND SHPUND, Z., **Dynamic investigation of the angular motion of a rotating body-parachute system**, *Journal of Aircraft, Vol. 32, No. 1, 1995.*

[16] LEVIN, D. AND SHPUND, Z., **Canopy geometry effect on the aerodynamic behaviour of cross-type parachute**, *Journal of Aircraft, Vol. 34, No. 5, 1997.*

[17] PEPPER, W., **A new rotating parachute design having high performance**, *J. Spacecraft, Vol. 23, No. 2, 1986.*

[18] PEYADA, N., SINGHAL, A., & GHOSH, A. (2007). **Trajectory Modeling of a Parafoil in Motion Using Analytically Derived Stability Derivative at High Angle of Attack**. In *19th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar* (p. 2511).

[19] CALISE, A., PRESTON, D., & LUDWIG, G. (2007, May). **Modeling for Guidance and Control Design of Autonomous Guided Parafoils**. In *19th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar* (p. 2560).

[20] NADAL MORA, V., SANZ ANDRÉS, A, CUERVA, A., **Model of the Aerodynamic Behaviour of a Pararotor**. *Journal of Aircraft, Vol. 43, No. 6, November-December 2006, pp. 1893-1903.*

[21] NADAL MORA, V., SANZ, A, **Stability Analysis of a Free Falling Pararotor**. *Journal of Aircraft, Vol. 43, No. 4, July-August 2006, pp. 980-986.*

[22] J. PIECHOCKI. **Estudio de la dinámica del vuelo de un decelerador aerodinámico basado en el concepto de pararotor**. *Tesis Doctoral, Universidad Nacional de La Plata. 2012.*