

PROTOTIPO DE PERFIL AERODINÁMICO DE GEOMETRÍA VARIABLE ACTUADO MEDIANTE ACTUADOR DE ALEACIÓN CON MEMORIA DE FORMA

Alejandro A. Escárpita^{1*}, Oscar Martínez², Hugo Elizalde³, Ricardo A. Ramírez⁴
^{1,4} Centro de Innovación en Diseño y Tecnología, ^{2,3} Departamento de Ingeniería Mecánica
Instituto Tecnológico y de Estudios Superiores de Monterrey-Campus Monterrey
Av. Eugenio Garza Sada #2501, CP 64849, Monterrey, México

*Teléfono: (81) 8358 2000 ext. 5102

¹alejandro.escarpita@gmail.com, ²oscar.martinez@itesm.mx ³hugo.elizalde@itesm.mx, ⁴ricardo.ramirez@itesm.mx

RESUMEN

El presente artículo reporta el proceso de diseño, construcción y prueba de un perfil aerodinámico con borde de salida flexible actuado mediante cables de aleación de memoria de forma. El concepto propuesto prescinde del uso de bisagras o mecanismos similares usados en los mecanismos de control aerodinámicos al flexionar el extradós del perfil, mientras la superficie del intradós se encuentra dividida en dos secciones que deslizan entre sí, de modo que se requiere únicamente un actuador lineal para obtener el cambio de geometría requerido. Mediante un modelo de elementos finitos se determinó la validez del concepto y se construyó un modelo a escala 1:1 de la sección interna del ala de un avión no tripulado experimental. Se instalaron actuadores en sus extremos los cuales pueden activarse diferencialmente.

ABSTRACT

This work reports the design, construction and testing process of an airfoil shape actuated by a Shape Memory Alloy wire. At difference with conventional hinged control surfaces mechanisms, the proposed concept is a hinge less design. The desired motion was accomplished via using a flexible extrados, while the intrados consists of two sliding lamina, in order that only a linear displacement/force input is required to change the airfoil's chamber. A finite element model analysis has been performed to validate the concept, and a UAV composite inner wing 1:1 scale prototype was built. SMA actuator wires were installed, and they can be activated differentially to control airfoil geometry through the span.

NOMENCLATURA

C	Cuerda Geométrica	U_{∞}	Velocidad de viento
C_L	Coefficiente de Sustentación	V	Velocidad relativa
C_D	Coefficiente de Arrastre	α	Angulo de ataque efectivo
D	Resistencia Aerodinámica	β	Angulo de Paso
L	Sustentación	ψ	Angulo entre el viento relativo y el plano del rotor
IP	Resultante de fuerzas en el plano	ω	Velocidad Angular
OP	Resultante de fuerzas perpendicular al plano		
U_i	Desplazamiento de entrada		
U_y	Desplazamiento del borde de salida		

INTRODUCCIÓN

A diferencia de los mecanismos convencionales formados a partir de elementos rígidos interconectados entre sí, los “mecanismos obedientes” (de la traducción del inglés “compliant mechanisms”) generan el movimiento deseado mediante la deformación elástica de su estructura [1]. En este trabajo se empleará el término “mecanismos flexibles” en vez de la traducción literal. Un mecanismo flexible tiene el objetivo de emular el movimiento de un mecanismo articulado convencional mediante una sola pieza. Para ello el dispositivo debe tener suficiente flexibilidad para transmitir el movimiento, pero al mismo tiempo ser lo suficientemente rígido para soportar las cargas externas. La eliminación de articulaciones evita holguras y contragolpes, y reduce los costos de producción y mantenimiento respecto a sistemas tradicionales. Más aún, debido a la naturaleza

flexible del movimiento, los mecanismos obedientes generan campos de deformaciones suaves, lo cual se traduce en una reducción significativa de las concentraciones de esfuerzos

[2]. Estas características hacen de los mecanismos flexibles sumamente atractivos en aplicaciones donde la reducción de peso estructural sea crítica, como en sistemas aeronáuticos, donde además del peso reducido y la precisión de los movimientos, la suavidad de la geometría deformada representa ventajas aerodinámicas respecto a mecanismos tradicionales. Un área específica de aplicación es en vehículos aéreos no tripulados (UAV's, por sus siglas en ingles), especialmente aquellos clasificados como MicroUAV's (MUAV's). Debido a que muchos de estos dispositivos operan mediante energía eléctrica, la disminución de peso es prioritaria. Además, requieren ser almacenados en espacios pequeños, por lo cual sus estructuras deben ser desmontables o colapsables. Considerando estas restricciones, algunos trabajos reportan el diseño y pruebas de MUAV's con alas construidas con una estructura de tiras de fibra de carbón recubiertas con una membrana, a manera de ala de murciélago

[3]. Este arreglo hace que instalación de alerones tradicionales resulte imposible, por lo que se ha recurrido a deformar el ala completa mediante cables o barras de torsión actuados mediante servomecanismos tradicionales instalados en el fuselaje del aparato, logrando con ello un completo control aerodinámico sobre el alabeo del avión. Sin embargo, esta solución tan directa no puede ser empleada para el control de UAV's de mayor tamaño, debido a que la rigidez de las alas requerida para soportar las cargas aerodinámicas imposibilita la torsión mediante sistemas como los descritos. Además, por lo general existe suficiente espacio dentro del ala para albergar los mecanismos de control.

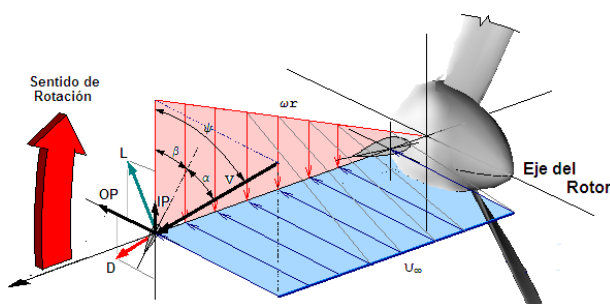


Fig. 1. Ángulos de incidencia a lo largo de un asa de un aerogenerador en función de la velocidad del viento U_∞ y la velocidad de rotación ω .

Dado que la misión típica de los UAV's es la vigilancia y observación, la maximización de la autonomía o alcance es la función objetivo. Típicamente, una aeronave es optimizada para cierta fase de vuelo, aquella en la cual se espera que lleve a cabo la mayor parte de la misión, ya sea crucero, ascenso, sobrevuelo, etc. Sin embargo, la misión típica de un UAV implica periodos de crucero, sobrevuelo y cambios de altitud alternados, lo cual requiere encontrar un término medio entre las soluciones óptimas para cada una de dichas condiciones. Idealmente, para cada fase de vuelo debería existir una combinación de parámetros geométricos del ala tales que se maximice el alcance en las fases de crucero y la autonomía en las fases de sobrevuelo. Algunos investigadores

[4] reportan el empleo de técnicas de optimización basadas en métodos CFD para determinar las características óptimas de un perfil aerodinámico en diferentes fases de vuelo, considerando criterios como comportamiento post-pérdida de sustentación, carrera de despegue, ascenso, crucero y sobrevuelo. Los resultados reportados indican que, a partir de un perfil base, el cambio de curvatura y de espesor del borde de ataque resultan en geometrías cercanas a las óptimas para todas las condiciones de operación consideradas. Otra aplicación donde un perfil de geometría variable es prometedor es en el campo de la energía eólica

[5]. Para extraer la mayor cantidad posible de energía del viento, las aspas de una turbina son diseñadas de modo que cada sección tenga un ángulo de ataque óptimo respecto al viento relativo. Dicho ángulo de ataque depende, entre otros factores, de la velocidad del viento U_∞ y la velocidad de rotación ω de la turbina, como se esquematiza en la figura 1. La distribución del ángulo de ataque a lo largo de la pala es tal, que está optimizada para ciertos valores de velocidad del viento promedio U_∞ esperados en la zona y la velocidad de rotación ω , valores para los cuales se obtiene la mejor eficiencia de extracción de energía. Sin embargo, al operar fuera de dichos valores de diseño, la eficiencia decrece considerablemente. Es obvio que la velocidad del viento promedio es un valor que raras veces se cumple debido a la naturaleza aleatoria de dicho fenómeno, por lo que la operación no se realiza en condiciones ideales. El cambio de la distribución de la geometría de los perfiles ampliaría el rango de operación eficiente de estos dispositivos. El cambio de geometría para adaptarse a diferentes condiciones de operación empleando mecanismos flexibles puede generarse mediante materiales inteligentes como elementos de actuación

[7-8]. Uno de ellos es la aleación de memoria de forma, comúnmente abreviada con sus siglas en inglés como SMA's, "Shape Memory Alloys"[9]. Los SMA's son aleaciones que tienen la capacidad inherente de contraerse o recuperar una forma determinada a través de una transformación de fase inducida por un cambio de temperatura. Este fenómeno es llamado efecto de memoria de forma. Cuando un SMA se encuentra por debajo de su temperatura de transformación el material exhibe una estructura martensítica, la cual es relativamente débil y puede ser fácilmente deformable [10]. Al ser calentado hasta su temperatura de transformación, se produce un cambio de fase a austenita, la cual es estable a la temperatura de transformación y se producen grandes esfuerzos de recuperación. Durante el cambio de fase de martensita-austenita, el material adopta una forma específica bajo la cual fue previamente entrenada bajo un proceso de tratamiento térmico. El SMA más comúnmente utilizado es el Nitinol, es una aleación de níquel y titanio capaz de recuperarse a esfuerzos de deformación de un 8% y restaurarse a tensiones de hasta 500MPa bajo repetidas ocasiones. Este material presenta un alto poder de carga en comparación con actuadores eléctricos o hidráulicos, característica importante en aplicaciones aeroespaciales. En el presente trabajo se propone la aplicación de cables de SMA como elementos actuadores para conseguir el cambio de curvatura del perfil aerodinámico de una sección de ala.

DISEÑO

Como base para el diseño del prototipo se tomó como modelo el ala del VANT (vehículo aéreo no tripulado), un UAV demostrador construido en el ITESM, campus Monterrey, mostrado en la figura 2. El avión está fabricado principalmente en materiales compuestos (resina epóxica reforzada con fibras de vidrio y carbón), tiene una envergadura de 2.6m, una longitud de 1.8m. y la sección interna del ala de la cual se generó el prototipo tiene una cuerda de raíz $C_r=0.37m$, cuerda de punta $C_t=0.32m$, y una semi-envergadura de 0.4m. Dicha zona corresponde a la localización de los flaps. Dichos dispositivos se emplean como dispositivos hipersustentadores, los cuales no requieren de tiempos de reacción cortos. Por esta razón se decidió enfocar el desarrollo del prototipo al sistema de flaps, ya que el tiempo de reacción de la aleación empleada es del orden de segundos, insuficiente para el control de alabeo. Las alas del VANT emplean un perfil AS5046, mostrado en la figura 5a, el cual fue diseñado para mantener flujos laminares en un gran porcentaje de la cuerda y buen comportamiento de pérdida de sustentación comparado con otros perfiles de flujo laminar [11]; por lo tanto, mantener la superficie del ala libre de discontinuidades es necesario para aprovechar las características del perfil. Sin embargo, los flaps empleados en el VANT son del tipo abisagrados (figura 5b), lo cual implica que existe una ranura entre el cuerpo principal del ala y el alerón; además, al flexionarse producen un cambio abrupto en las líneas inicialmente suaves del perfil, lo cual genera distribuciones de presión desfavorables. El sistema propuesto, además de estar actuado mediante SMA, debe evitar dicho inconveniente mediante el uso de un mecanismo flexible que aproveche las características de los materiales con los que está construida el ala (figura 5c.) y ser capaz de desplazar el borde de salida un 5% del valor de la cuerda. El material actuador disponible es una aleación comercial de níquel-titanio (flexinol[®]) en forma de alambre, con un diámetro de 0.015 pulgadas y una temperatura de transición de 90°C, el cual ha sido tratado térmicamente para generar el efecto de super-elasticidad.



Fig. 2. VANT (Vehículo aéreo no tripulado).

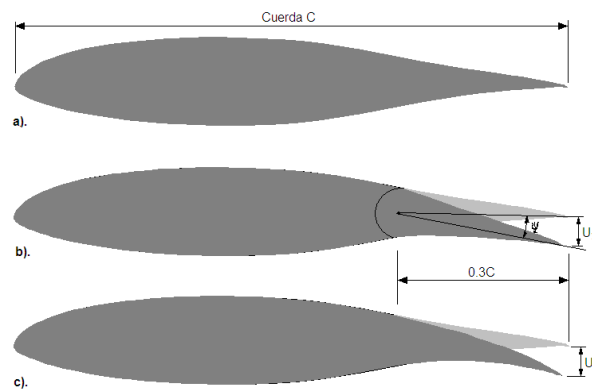


Fig. 3. a). perfil AS5046 b). perfil AS5046 con alerón convencional de 0.3C. c). perfil AS5046 con alerón flexible 0.3C.

La deformación recomendada por el proveedor es de 4%. Para definir la manera en la cual se debía instalar el alambre actuador en el ala, se construyó un modelo de elementos finitos del mecanismo flexible que se propone para el flap, y que será descrito mas adelante, (figura 4) para evaluar las magnitudes de las deformaciones del perfil en función del desplazamiento aplicado. Se realizaron análisis considerando pequeñas y grandes deformaciones, los cuales demostraron que para magnitudes de desplazamiento del borde de salida de hasta el 5% la respuesta es esencialmente lineal. Los resultados presentados gráficamente en la figura 5 muestran que la relación entre el desplazamiento del borde de salida U_y respecto al desplazamiento del elemento actuador U_i es de alrededor de 3.5 en el rango de deformación previsto. Esto significa que es posible emplear solamente un cable actuador instalado a lo largo de la cuerda del ala. Considerando esto, se procedió a realizar el diseño detallado de un prototipo, esquematizado en la figura 6.

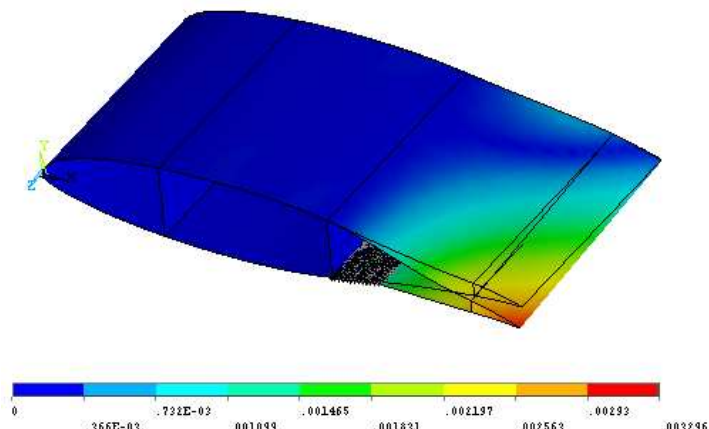


Fig. 4. Campo de desplazamientos correspondiente a la actuación de un extremo del flap.

Básicamente, la sección del ala está formada por una cubierta continua que abarca todo el extradós e intradós. Dicha cubierta se encuentra dividida en el intradós al 70% de la cuerda, de modo que ambas secciones del intradós se traslapan, creando una zona de deslizamiento entre ambas, necesaria para obtener mediante un movimiento lineal el cambio de forma del perfil. La sección correspondiente al flap está unida a un par de bloques de nylamid en sus extremos, los cuales hacen la función de correderas guiadas por una guía cilíndrica firmemente empotrada en la estructura interna del ala, compuesta de costillas y largueros. Un resorte de compresión mantiene en su configuración no deformada al mecanismo. Cada extremo puede actuarse independientemente, de modo que la distribución de coeficientes de sustentación pueda ser ajustada a lo largo de la envergadura, como se muestra en la figura 4. Mediante un programa de análisis de perfiles aerodinámicos en 2D, se estimaron los coeficientes de sustentación y arrastre correspondientes a las configuraciones mostradas en la figura 3, los cuales se muestran en la figura 7.

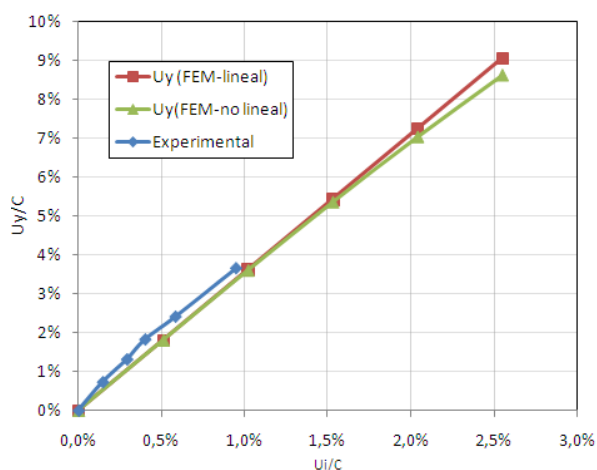


Fig. 5. Desplazamientos U_y vs. U_i , obtenidos mediante modelos FEM y experimentalmente.

El flap flexible presentó un incremento de aproximadamente 30% en el coeficiente de sustentación respecto al valor del perfil original para $Re=8e^5$; y para el mismo nivel de deformación U_y del borde de salida, el C_L es 10% mayor que para el alerón abisagrado convencional, mientras que la resistencia aerodinámica es solamente un 10% mayor. Esto sin considerar las ranuras entre el ala y el alerón del sistema convencional, que se espera incrementen la resistencia sensiblemente.

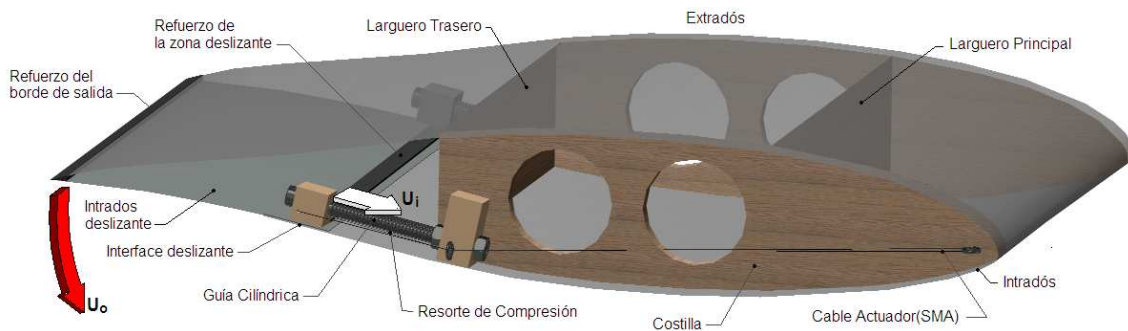


Fig. 6. Modelo digital del prototipo, donde se esquematizan sus componentes principales

CONSTRUCCION Y ENSAYOS

Para la construcción del prototipo se empleó la propia ala del VANT como molde. Sobre la sección a construir se laminaron dos capas de fibra de vidrio bidireccional tipo E, de 8.92 oz./yd², con 60*54 hilos por pulgada y un espesor nominal de 0.009 pulgadas, impregnada con resina epóxica West System 105/206. Las costillas y largueros se cortaron en MDF, y se pegaron mediante un preparado de la misma resina epóxica empleada en el laminado y fibra de vidrio molida. Para los refuerzos del borde de salida y la zona de deslizamiento se empleó aluminio extruido de sección triangular. Se sujetaron bloques de nylamid a las costillas de modo que sirvieran como base para las guías, para las cuales se emplearon un par de tornillos UNC 3/16*4, sobre cada uno de los cuales desliza un bloque de nylamid sujeto en su cara inferior a la sección deslizante el intradós. A este bloque se sujeta también un extremo del alambre actuador, mientras que el otro extremo se sujeta a la costilla a la altura del borde de ataque mediante armellas. En la figura 8 se muestra el prototipo terminado y con el flap flexionado. Cabe destacar que el proceso de construcción es similar al empleado para el ala real, por lo que la implementación de este tipo de sistemas es relativamente simple.

La prueba del modelo consistió en aplicar un potencial eléctrico a los alambres actuadores, de modo que se calentaran lo suficiente para alcanzar la temperatura de transformación. Dado que no se dispone de un sistema de control, los desplazamientos obtenidos tanto de la corredera U_i como del borde de salida U_o fueron medidos mediante una serie de fotografías tomadas después de retirar el voltaje al cable, situación en la cual comienza la recuperación a la forma original del perfil, la cual toma alrededor de 20 segundos; esto es sumamente lento si se compara con el tiempo de flexión que es aproximadamente 1 segundo. Las deformaciones medidas de este modo se presentan en la figura 5.

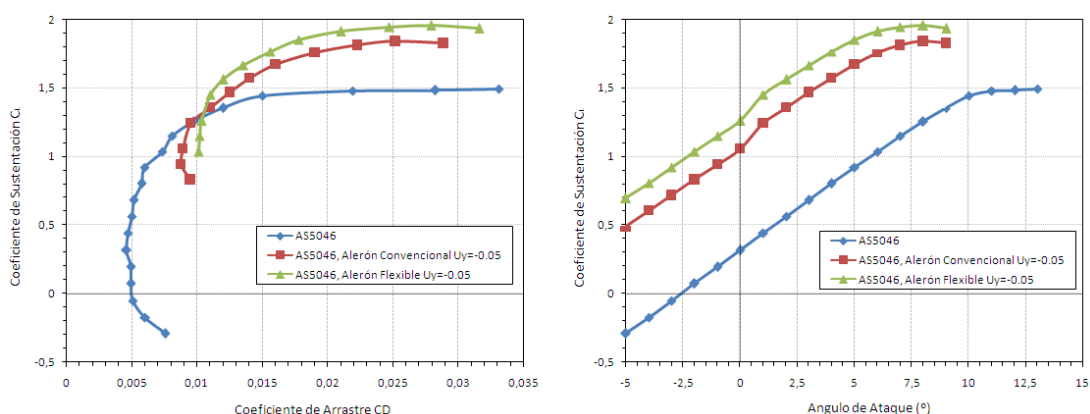


Fig. 7. Coeficientes de sustentación y arrastre correspondientes a $Re=8e^5$ para el perfil AS5046 en configuración original y con diferentes tipos de flaps.

Dada la naturaleza del mecanismo de flap flexible estudiado, la geometría tanto inicial como de cualquiera de las configuraciones deformadas está sujeta a consideraciones aerodinámicas. Por lo tanto, es necesario controlar la deformación de modo que sea compatible con los requerimientos aerodinámicos. Esto puede hacerse controlando la rigidez de los laminados. Como caso de estudio para probar este concepto se tomó el modelo de elementos finitos lineal, el cual cuenta con un espesor constante en toda la estructura. En la figura 9 se muestra la deformación que exhibe dicho modelo: la parte del extradós del flap es prácticamente recta. Se desea ahora, por ejemplo, que el perfil adopte una forma más curva en la zona del flap, de modo que los gradientes de velocidad del viento permanezcan aproximadamente constantes, pero manteniendo la misma deflexión U_y del borde de salida; esto se puede lograr modificando la rigidez del sistema mediante la disminución del número de capas de material, de modo que estas disminuyen conforme se aproximan al borde de salida. El resultado es un cambio significativo en la geometría final del sistema.



Fig. 8. Prototipo terminado, mostrando la deflexión del borde de salida.

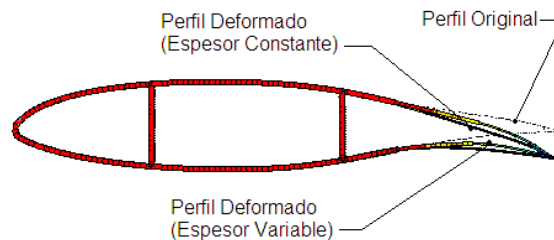


Fig. 9. Control del modo de deformación mediante la variación de espesor del laminado.

CONCLUSIONES

- El mecanismo flexible propuesto es susceptible de emplearse como sustituto de sistemas de flaps convencionales. También puede emplearse para sustituir superficies de control como alerones si en vez de ser actuado por alambres de SMA es actuado por dispositivos convencionales. Esto es un medio directo de obtener velocidades de respuesta adecuadas para fines de control.
- A pesar de que el prototipo demostró la viabilidad del mecanismo flexible desde el punto de vista cinemático, el diseño de un prototipo funcional requiere de la realización de análisis de esfuerzos, aerodinámica, vibraciones, manufacturabilidad y control acoplados, de modo que puedan evaluarse las interacciones entre estos diferentes campos.
- A pesar de los grandes desplazamientos del borde de salida, las predicciones obtenidas mediante el modelo lineal de elementos finitos analizados presentó buena correlación con los datos experimentales, lo cual permite establecer la validez del método de análisis para las etapas de diseño de prototipos futuros.
- Es posible controlar la trayectoria de la deformación del mecanismo y por lo tanto, su forma deformada, mediante el control de la rigidez de los laminados del ala. Esto puede lograrse variando el espesor o número de capas de las regiones flexibles.

REFERENCIAS

- [1] Kota, S., Hetrick, J., Li, Z. and Saggere, L. 1999. "Tailoring Unconventional Actuators Using Compliant Transmissions: Design Methods and Applications," IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, 4(4):396–408.
- [2] Kerr-jia Lu and Sridhar Kota, 2003. "Design of Compliant Mechanisms for Morphing Structural Shapes", Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 14(6):379–381.
- [3] Mujahid Abdulrahim, Helen Garcia, Gregory F. Ivey, Rick Lind. "Flight Testing A Micro Air Vehicle Using Morphing For Aeroservoelastic Control".
- [4] M. Secanell, A. Suleman and P. Gamboa. "Design of a Morphing Airfoil for a Light Unmanned Aerial Vehicle Using High-Fidelity Aerodynamic Shape Optimization". AIAA 2005-1891
- [5] Beyene, A., Peffley, J. "A Morphing Blade for Wave and Wind Energy Conversion", OCEANS 2007 - Europe, 18-21 June 2007:1- 6
- [6] Howoong Namgoong, William A. Crossley and Anastasios S. Lyrintzis. "Morphing Airfoil Design for Minimum Aerodynamic Drag and Actuation Energy Including Aerodynamic Work"
- [7] Dennis K. Kennedy, Friedrich K. Straub, L. McD. Schetky, Zaffir Chaudhry and Richard Roznoy, "Development of an SMA Actuator for In-flight Rotor Blade Tracking", Journal of Intelligent Material Systems and Structures 2004; 15; 235
- [8] Brian Sanders, Robert Crowe and Ephraim Garcia, "Defense Advanced Research Projects Agency – Smart Materials and Structures Demonstration Program Overview", Journal of Intelligent Material Systems and Structures 2004; 15; 227
- [9] Rogers, C.A. and H. H. Robertshaw. "Shape Memory Alloys Reinforced Composites", Eng. Sci. Preprints, ESP25.88027 (20-22, 1988).
- [10] S. De la Flor, C. Urbina, F. Ferrando, "Constitutive model of shape memory alloys: Theoretical formulation and experimental validation", Materials Science and Engineering A 427 (2006) 112–122.
- [11] Mark Langford. "The "New" KR2S Airfoil". Página web: <http://www.krnet.org/as504x>